LIFTUP

Sanayi Odaklı

Lisans Bitirme Projeleri Programı

2021 - 2022 Projeleri Bildiri Kitabı

TÜRKHAVACILIK UZAYSANAYİİ

LIFTUP
Sanayi Odaklı
Lisans Bitirme Projeleri Programı
2021 - 2022 Projeleri Bildiri Kitabı

ANKARA / 2022

TÜRKHAVACILIK
UZAYSANAYİİ

ANKARA / 2022

Yayın Sahibi
TUSAŞ – Türk Havacılık ve Uzay Sanayii A.Ş.

Yayın Sorumlusu
Dr. Özkan ALTAY
Prof. Dr. Erdal ÇELİK
Süleyman DEMİR
Doç. Dr. Emre DORUK
Sema Özge KARAKAŞ
Aysu DÖĞER

Baskı - Cilt
Reis Dijital Baskı Sistemleri San. ve Tic. Ltd. Şti

Setifika No: 51003

Adres: Litrosyolu 2.matbaacılar sitesi, 1 BD 20 Topkapı / İSTANBUL
Telefon: 0212 501 59 57 / 567 49 61 - 62
E-Posta: dijital@reisdijital.com

ISBN
978-605-65722-5-8

© 5846 sayılı Yasa'ya göre eserin tüm yayın, çeviri ve iktibas hakları
TUSAŞ - Türk Havacılık ve Uzay Sanayii A.Ş.'ye ve Hakim Yayıncılık Tic. Ltd. Şti.'ye aittir."

İÇİNDEKİLER

İçindekiler tablosu, bildirileri hazırlayan akademik danışmanların ve öğrencilerin üniversiteleri baz alınarak alfabetik şekilde sıralanmıştır.

3D Printer Teknolojisi ile Havacılık Sektörüne Yönelik Chaff - Flare Magazine Geliştirilmesi
Development of Chaff - Flare Magazine for the Aviation Industry with 3D Printer Technology 12

A350 Montaj Hattının Çizelgelenmesi
A350 Assembly Line Scheduling 16

Açık Kaynak Yazılımlar Yardımıyla Izgara Yöntemi Kullanılarak Harici Yük Ayrılma Analiz Alt Yapısının Oluşturulması
Creating Store Separation Analysis Infrastructure Using Grid Method with the Help of Open Source Software 20

Adjoint Metodu ile Pervane Kanadı Optimizasyonu
Propeller Blade Optimization with Adjoint Method 26

Havacılıkta Kullanılan Yakıt Ölçüm Prob'ları Araştırması ve Geliştirmesi
R&D for Fuel Measurement Probes That Use in Aircrafts 32

AA 7075 Alüminyum Alaşımının Elektrolitik Parlatmasında Yüzey Pürüzlülüğünün Optimizasyonu
Optimization Of Surface Roughness In Electrolytic Polishing Of AA 7075 Aluminum Alloy 42

AA 2024 Alüminyum Alaşımının Metalografik Muayenesi Kapsamında Elektroparlatma ve Elektrodağlama Parametrelerinin Optimizasyonu
Optimization of Electropolishing and Electroetching Parameters for Metallographic Examination of AA 2024 46

TUSAŞ A400M Kargo Tipi Uçak Projesi Montaj Hattında Çizelgeleme
Scheduling of The TUSAŞ A400M Cargo Aircraft Project on An Assembly Line 52

Esnek Akış Tipi Çizelgeleme
Flexible Flow Shop Scheduling 56

Blokzincir Tabanlı Kestirimci Bakım Analizi
Blockchain Based Predictive Maintenance Analysis 62

Blokzincir Tabanlı Kestirimci Bakım Analizi
Blockchain Based Predictive Maintenance Analysis 68

Buzlanmış Kanat Profili ve Yüzey Pürüzlüğünün Aeroakustik Etkisinin Nümerik Olarak İncelenmesi
Numerical Investigation of the Aeroacoustic Effect of Iced Airfoil and Surface Roughness 74

Düşük Hızlı Darbeye Maruz Kalan FML'nin Yapısal Tepkisi Üzerindeki Sıcaklığın Etkisi
Effect of Temperature on Structural Response of FML to Low Velocity Impact 80

Düşük Hızlı Darbeye Maruz Kalan FML'nin Yapısal Tepkisinin Modellenmesi
Modelling the Structural Response of FML Subjected to Low-Velocity Impact 86

EO/IR Kamera Verisi Anotasyonunun OCR ile Anlamlandırılması
Making Sense of EO/IR Camera Data Annotation with OCR 92

Farklı Pist Koşullarında (Islak, Kuru, Buzlu) ve Yan Rüzgar Durumu için İniş Otopilotu Geliştirilmesi
Development of Landing Autopilot Under Crosswind Condition in Different Runway Conditions (Wet, Dry, Icy) 98

Farklı Vekil Model, Makine Öğrenmesi ve Derin Öğrenme Yöntemleriyle Aerodinamik Verilerin Tahmin Edilmesi
Prediction of Aerodynamic Data with Different Surrogate Model, Machine Learning and Deep Learning Methods 104

Faydalı Yük Kamera Görüntüsü Üzerine Semboloji Çizilmesi
Drawing Symbology on Payload Camera View 110

Fiber Bragg Izgara Tabanlı Sensörlerin Yakıt Seviyesi Takibinde Kullanılabilirlik Analizi
Usability Analysis of Fiber Bragg Grating Sensors in Fuel Level Monitoring 116

Gerçek Zamanlı İşletim Sistemlerinin Yüksek Güvenilirlikli Uygulamalarda Kullanımı İçin Yol Haritası Örneği Oluşturulması
Example of Roadmap for Use of Real-Time Operating Systems in High Reliability Applications 118

Gerçek Zamanlı Veri İşleme Altyapısı
Real-Time Data Acquisition Infrastructure 124

Gerçek Zamanlı, Akıllı Veri Toplama Altyapısı Dizaynı
Design of Real-Time and Smart Data Acquisition Infrastructure 128

Gerçek Zamanlı Veri Toplama Altyapısı
Real-Time Data Acquisition Infrastructure 134

Gerçek Zamanlı Veri Toplama Altyapısı
Real-Time Data Acquisition Infrastructure 140

Gerçek Zamanlı Veri Toplama Altyapısı
Real-Time Data Acquisition Infrastructure 144

Görsel Algılama ve Atalet Algılama Yöntemlerini Kullanabilen Bir Mikro Hava Aracının İnşası, Kontrol ve Otonom Yön Bulma Sistemi
Building, Control and Autonomous Navigation of a Micro Aerial Vehicle Using Visual and Inertial Sensing 148

Güç Hatları için Pasif Bileşenlerle EMI Filtre Tasarımı, Üretimi ve Performans Testinin Gerçekleştirilmesi
EMI Filter Design, Manufacturing and Performance Testing with Passive Components for Power Lines 154

Hareketli Winglet Tasarımı ve Aerodinamik Analizi
Morphing Winglet Design and Aerodynamic Analysis 162

Hava Aracı Aksesuar Dişli Kutusu Tasarımı
Aircraft Accessory Gearbox Design 168

Hava Aracı Aksesuar Dişli Kutusu Tasarımı
Airframe Mounted Accessory Drivetrain 174

Hava Aracı Aksesuar Dişli Kutusu Tasarımı
Airframe Mounted Accessory Gearbox Design 180

Havacılık Sektöründe Kullanılan Alüminyum Alaşımlarının
EKAP Yöntemi ile Termomekanik Olarak İyileştirilmesi
Thermomechanical Improvement of Aluminum Alloys Used in Aviation Industry by ECAP Processing 184

Havacılıkta Kullanılan Isı Değiştiricilerinde Isı Transferinin
ve Basınç Kaybına Etkisinin Had Kodlarıyla Sayısal Olarak İncelenmesi
Numerical Investigation of Heat Transfer and Pressure Loss
In Aviation Heat Exchangers with Cfd Code 190

Helikopter ile Hareketli Gemi Güvertesine Otonom Şekilde İniş
Autonomous Landing on a Moving Ship Deck by Helicopter 196

Hesaplamalı Aeroakustik Yoluyla Savaş Uçağı Kanopinin Türbülanslı Sınır Tabakası Gürültüsü
Turbulent Boundary Layer Noise of Fighter Aircraft Canopy via Computational Aeroacoustics 202

Isı Değiştirici Parametrelerinin Isı Transferi
ve Basınç Kaybına Etkisinin İncelenmesi ve Optimizasyonu
Investigation and Optimization of Effects of Heat Exchanger
Parameters on Heat Transfer and Pressure Loss 208

Isı Değiştiricilerinin Uçuş Parametrelerine Göre Optimize Edilmesi ve 1-B Modelinin Geliştirilmesi
Heat Exchanger Optimization and 1-D Model Development According to Flight Parameters 214

Kablo Ekranları, Ekranların Sonlandırılması (tek/çift taraflı)
Etkinliğinin Gösterilmesi Amacıyla, Elektromanyetik Demo Test Düzeneğinin Oluşturulması
Establishing the Electromagnetic Demo Test Setup to Demonstrate
the Cable Shielding and Effectiveness of Shield Termination (single/double sided) 220

Kavite Aktif Akış Kontrolü İçin Aeroakustik Analizler, Boyutlandırma
ve Maliyeti de İçeren Sistem Tasarımı
System Design Including Aeroacoustic Analysis, Sizing and Cost for Active Flow Control Inside a Cavity 226

Kimyasal Üretim Alanlarında İlgili Süreçlerin İncelenerek
Darboğazların ve Kapasitenin Belirlenmesi
Capacity and Bottleneck Analysis of Chemical Production Area of TUSAŞ 232

Kuş Çarpmasının Bir Savaş Uçağı Kanopisinin Yapısal Bütünlüğüne ve Radar Kesitine Etkisinin İncelenmesi
Investigation of the Effect of the Bird Strike on the Structural Integrity and Radar Section of a Fighter Plane 238

Kafes Yapılarının Hava Aracı Bileşenlerinin Tasarımını Sağlayan Tasarım Modülü Geliştirilmesi
Developing a Design Module that Enables the Use of Lattice Structures in Aircraft Components 244

Makine Öğrenme ve Yapay Zeka Sistemlerinin Doğrulanması ve Onaylanması
Verification and Validation of Machine Learning and Artificial Intelligence Systems 250

Eklemeli İmalat ile Üretilen AlSi10Mg Bazlı Ürünlerde Mikroyapı - Mekanik Özellik İlişkisi
Microstructure – Mechanical Property Relationship in Additively Manufactured Products with AlSi10Mg Based Material 256

Elektron Işını Eritilmiş ve Seçici Lazer Eritilmiş "Ti-6Al-4V" Arasındaki Temel ve Kritik Farklar (Mikroyapı ve Gerilme Özellikleri)
Main and Critical Differences (Microstructure and Tensile Properties) Between Electron Beam Melted and Selective Laser Melted "Ti-6Al-4V" 262

Elektron Işın Ergitme Yöntemi Üretim Parametreleri ile Ti-6Al-4V Alaşımının Karakterizasyonunun İncelenmesi
Investigation of Electron Beam Melting 3D Printing Parameters for Ti-6Al-4V Alloys 268

Metal Bond Parçalarının Organik ve İnorganik Yüzey Kaplamalarının Parça Yapışmasına ve Kalitesine Etkisi
The Effect of Organic and Inorganic Surface Coatings of Metal Bond Pieces on Part Adhesion and Quality 274

Mikroşerit Anten Tasarımı, Mürekkep Püskürtme Tekniği Kullanılarak Üretimi ve S-parametrelerinin Ölçülmesi
Microstrip Antenna Design, Production Using Inkjet Technique and Measurement of S-parameters 280

Milli Ürünlerimiz için Yerlilik Oranı Hesaplama Metodolojisinin Geliştirilmesi
Development of Indigenisation Rate Calculation Methodology for Our National Products 286

Milli Ürünlerimizin Üretiminde Yer Alan Firmaların Veri Tabanın Oluşturulmasına Yönelik Veri Modellemesi ve Analizi
Data Modeling and Analysis for Creating the Database of Firms Taking Part in the Production of Our National Products 292

Tedarikçi Performansı Değerlendirme ve İzleme için İş Zekası Araçlarına Dayalı bir Veri Modeli
A Data Model Based on Business Intelligence (BI) Tools for Supplier Performance Evaluation and Monitoring 298

Montaj Alanlarında Hat Dengeleme ve Karar Destek Sistemi Tasarımı
Assembly Line Balancing and Design of Decision Support System 304

Müşteri Memnuniyeti Çalışması
Customer Satisfaction Study 310

Radar Sinyallerini Absorbe Eden Malzemelerin Elektromanyetik Karakterizasyonu İçin Sistem Tasarımı ve Matemetiksel Modeli
A Study on Electromagnetic Characterization System Design of Radar Absorbing Materials and Mathematical Modeling 314

Otonom Hava Muharebelerinde Bulanık Metodlar Kullanılarak Karar Verme Algoritmalarının Gerçeklenmesi ve Analizi
Realization and Analysis of Decision-Making Algorithms Using Fuzzy Methods in Autonomous Air Combat 320

Ozon Gazının Jet Türbinli Motorlarda Yanma Verimliliğine Etkisi ve Ozonu Absorbe Edecek Malzemelerin Araştırılması
The Effect of Ozone Gas on Combustion Efficiency in Jet Turbine Engines and Investigation of Ozone Absorbing Materials 326

Piezo-Elektrik Kompozitlerin Havacılık Uygulamalarında Kullanılması
Usage of Piezo-Electric Composites in Aviation Applications 332

Piezoelektrik Kompozitlerin Havacılık Uygulamalarında Kullanılması
Use of Piezoelectric Composites in Aviation Applications 338

AL-7075 Alaşımının Talaşlı İşlenmesinde Titreşim Parametrelerinin Yapısal Sağlık İzleme ile Takibi
Monitoring of Vibration Parameters During AL-7075 Alloy Machining with Structural Health Monitoring Technique 344

Pilot Kurtarma (Fırlatma) Anında Polikarbonat Malzemeyi Kesme Yöntemlerinin İncelenmesi
Investigation of the Shattering Methods of Polycarbonate at the Moment of Pilot Ejection 350

Pilot Otorotasyon Yardımcısı Modülü
Pilot Autorotation Assistant Module 356

PMSM Senkron Motor Kontrolcü Tasarımı (FOC ile)
PMSM Synchronous Motor Controller Design (with FOC) 362

Hava Araçlarında Kullanılacak Yüksek Basınçlı Hava Kurutma Sistemi Geliştirilmesi
Development Of High Pressure Air Drying System To Be Used In Aircraft 368

Radomun Elektromanyetik Olarak Modellenmesi, Kalınlık Optimizasyonu, Geçirgenlik ve Anten Örüntüsü Açısından Değerlendirilmesi (X veya C Band)
Electromagnetic Modeling of Radome, Thickness Optimization, Transmittance and Evaluation in Terms of Antenna Pattern (X or C Band) 374

Radyo Kontrollü (RC) Model Hava Aracı Üzerine Otopilot Tasarımı
Autopilot Design on Radio Controlled (RC) Model Aircraft 380

Alçak Yörünge Uydularında Gürbüz Kontrolcü Tasarımı
Robust Controller Design for Low Orbit Satellites 386

Salan Sistemlerinde Bulunan Kelepçe Yapısı ile Mekanizmasının Optimizasyonu
Optimization Studies About Sway Brace Clamp and Mechanism Structure 392

Şeffaf Polimer Yüzeylerde Yapışkanlığı Artırmak İçin Aktivasyon Çalışması
Activation Study for Increasing Adhesion on Transparent Polymer Surfaces 396

Saydam Polimer Yüzeylerinde Yapışmanın Artırılması İçin Aktivasyon Çalışması
Activation Study to Increasing Adhesion on Transparent Polymer Surfaces 402

Shimmy Etkisinin Modellenmesi, Kontrolü ve Test Düzeneği Tasarımı
Modeling, Control of Shimmy Effect and Test Rig Design 406

Sikorsky Buyback Projesi için Havacılıkta Kullanılan Bağlayıcılar
Aviation Fasteners for the Sikorsky Buyback Project 412

SOQPSK-TG Modülasyonu
SOQPSK-TG Modulation 414

Statik Yükleme ve Titreşim Koşullu Bütünleşik Topoloji Optimizasyonu
Integrated Topology Optimization with Static Loading and Vibration Conditions 420

İki Silindirli İçten Yanmalı Bir Motor İçin İtki Test Düzeneği Oluşturulması
Designing Thrust Test Rig for a Two Cylinder Internal Combustion Engine 426

Teknoloji Hazırlık Seviyesi Ölçüm Aracı Geliştirilmesi
Developing A Technology Readiness Level Assessment Tool 432

Termoplastik Geri Dönüşüm
Thermoplastic Recycle 438

Tersine Benzetim Yöntemiyle Yükseliş ve Dalış Manevrasının İcrası
Execution of Pull up Push over Maneuver Using Inverse Simulation Method 444

Ticari Uçak Kanadı ve Yapısal Sağlık Takip Sistemi İçin Statik/Dinamik Test Düzeneği Tasarımı
Design of a Commercial Aircraft Wing and It's Static/ Dynamic Test
Rig for Structural Health Monitoring (SHM) 450

Transmisyon Üretim Hattında Çizelgeleme
Production Scheduling in a Transmission Production Line 454

Transonik ve Sesüstü Akış Rejimlerinde Nozül Tasarımı
ve Çıkış Alanının Yatay Kuyruk Etkenliğine Katkısı
The Contribution of Nozzle Design and Exit Area of Nozzle to Horizontal
Tail Effectiveness in Transonic and Supersonic Flow Regimese 458

Uçak Boya Hazırlama Parametrelerinin Yapışma Performansına Etkisi
Effect of Aircraft Paint Preparation Parameters on Adhesion Performance 464

Uçuş Reynolds Sayısının Uçak Kontrol Yüzeylerindeki Menteşe Momentlere Etkisi
Effect of Flight Reynolds Number on Hinge Moments on Aircraft Control Surfaces 468

Uçuş Reynolds Sayısının Uçak Kontrol Yüzeylerindeki Menteşe Momentlere Etkisi
The Effect of Reynolds Number on Hinge Moments on Aircraft Control Surfaces 474

Uçuş Reynold Sayısının Uçak Statik Katsayıları ve Perdövites Performansına Etkisi
Effect of Flight Reynolds Number to Aircraft's Static Stability Parameters and Stall Performance 480

Uydu Görüntülerindeki Gürültünün Azaltılması
Noise Reduction In Satellite Images 486

Uydu Görüntülerindeki GürültülerinYapay Zeka Teknikleri İle Azaltılması
Noise In Satellite Images Reduction With Artificial Intelligence Techniques 492

Uydu Konsept / Ön Yapısal Tasarım Hesaplayıcısı Geliştirme
Satellite Preliminary Design Tool Development 498

Uzay Aracı Cayro Kalibrasyonu
Spacecraft Gyroscope Calibration 504

Uzay Aracı Cayro Kalibrasyonu
Spacecraft Gyro Calibration 510

LEO Uydu Haberleşmesi için X-Band Boğum Halka Anten Tasarımı & Sektörel Patern Sentezi
X - Band Choke Ring Antenna Design & Sectoral Pattern Syntesis for LEO Satellite Communication 516

X-Band Horn Anten Tasarımı, Üretimi ve S- Parametrelerinin Ölçülmesi
X-Band Horn Antenna Design, Production and Measurement of S-Parameters 520

Yakıt Tüketiminin Ağırlık Merkezi Değişimi ile Uçuş Rotasının Optimize Edilmesi
Optimizing The Flight Route with The Center of Gravity of Fuel Consumption 526

Yapay Zeka Temelli Kokpit Semboloji Doğrulama Sistemi
Artificial Intelligence Based Cockpit Symbology Identification System 532

Yapısal Kapsam Analiz Aracı
Structural Coverage Analysis 536

Yapısal Kapsam Analiz Aracı
Structural Coverage Analysis 542

Yönlü Kuplör Tasarımı, Üretimi ve Performans Testlerinin Gerçekleştirilmesi
Directional Coupler Design, Manufacturing and Performance Testing 546

Yüksek İvme Sönümleyici Non-Newtonian Malzeme İncelenmesi
Investigation of High Acceleration Damping Non-Newtonian Material 552

Şok Absorbe Edici Malzeme Olarak Manyetoreolojik Akışkanların İncelenmesi
Investigation of Magnetorheological Fluids as Shock Absorption Materials 556



ÖNSÖZ

Değerli Paydaşlarımız,
Türk Havacılık ve Uzay Sanayii olarak özgün ürünlere sahip ve küresel rekabet gücüne ulaşmış "dünya markası havacılık ve uzay şirketi" olmak vizyonumuz doğrultusunda, teknolojik altyapımızı ve mühendislik kabiliyetlerimizi her geçen gün daha da güçlendirmeye devam ediyoruz.

Havacılık ve Uzay sektöründe ulusal güvenlik ihtiyacını karşılayan çözümler üretmek ve milli savunma sanayiimizin gelişmesine katkı sağlamak misyonu ile hareket ederek "10 yılda 10 milyar dolar ciroya ulaşmak"" hedefimiz doğrultusunda Ar-Ge çalışmalarımızı planlıyor ve projelerimizi bu kapsamda sürdürüyoruz. Havacılık ve uzay alanındaki Ar-Ge çalışmalarını inovasyon ekosistemi ile birlikte şekillendirdiğimiz projelerimizde, üniversitelerimizle güvene dayalı ve uzun soluklu iş birlikleri tesis ediyoruz. Üniversite-sanayi iş birliklerini artırarak, ülkemizin geleceğine katkı sağlamak için çalışmalarımızı sürdürüyoruz.

Havacılık ve savunma sanayisinde hedeflediğimiz lider konuma, tüm paydaşlarımızın ve araştırmacılarımızın sunacağı katkılarla ulaşabileceğimizin bilincindeyiz. Üniversite-sanayi iş birliklerimiz arasında güçlü bir model olarak karşımıza çıkan sanayi odaklı lisans bitirme projelerinde, Şirketimizin "Teknoloji Yol Haritası Kazanım Planı" ile ilişkili araştırma konularına odaklanarak, akademik ve sanayi danışmanlarımızın rehberliğinde lisans son sınıf öğrencileri ile birlikte başarılı projeler yürütüyoruz.

Ülkemizin havacılık sektöründe ihtiyaç duyduğu nitelikli insan kaynağının yetişmesi ve geleceğin mühendislerinin çok yönlü bilimsel araştırmalarda yer alması amacıyla başlattığımız "LIFT UP" programımız ile ülkemizdeki tüm üniversitelere ulaşarak ileri ve yenilikçi teknoloji konularında daha fazla proje gerçekleştirilmesi için çalışmalarımızı hız kesmeden sürdürüyoruz.

Üniversitelerimizin seçkin öğretim üyeleri ve Şirketimizin alanında uzman sanayi danışmanları ile birlikte kurgulanan "LIFT UP" programımız, üniversite son sınıf öğrencilerinin katkılarıyla üretim ve tasarım çözümlerinin yanı sıra, süreçlerin ve uygulama potansiyeli yüksek ürünlerin geliştirilmesine katkı sağlamaya devam edecek. Öğrencilerimize rehberlik eden sanayi danışmanları proje faaliyetlerini yönlendirirken, akademik danışmanlar ise projelerin bilimsel niteliğinin artırılması konusunda katkılar sunacaklar. Bu sayede gençlerimiz, çalışma alanlarımız hakkında bilgi sahibi olarak, sektörümüzle ilgili beceri ve yetkinliklerini artıracaklar. Şirketimizin çalışma disiplinine yakından tanıklık ederek, iş hayatına hazır olan gençlerimiz ülkemizin geleceğini, bu atılan güçlü temellerle daha da sağlamlaştıracaklar.

2021-2022 öğrenim döneminde yürütülen lisans bitirme projelerinin çıktılarının sanal ortamda sunulduğu "LIFT UP Sanayi Odaklı Lisans Bitirme Projeleri Konferansı", öğrencileri Şirketimiz ve paydaşlarımızla bir araya getirirken, üniversite-sanayi iş birliğinin gelişmesinde üstlendiği önemli rolün yanı sıra, birçok yeni fikrin hayata geçirilmesine de vesile oldu.

Geleceğin mühendis adaylarına yön vererek, havacılık sektörümüzün ihtiyaç duyduğu insan kaynağının yetişmesinde büyük sorumluluk üstlenen TUSAŞ Ailesine ve tüm paydaşlarımıza şükranlarımı sunuyorum.

Saygılarımla,
Prof. Dr. Temel KOTİL
TUSAŞ Genel Müdürü

3D Printer Teknolojisi ile Havacılık Sektörüne Yönelik Chaff - Flare Magazine Geliştirilmesi

Development of Chaff - Flare Magazine for the Aviation Industry with 3D Printer Technology

Öğrenci - 1
Güneş Zaralıoğlu
Ondokuz Mayıs Üniversitesi
Metalurji ve Malzeme Bilimi Müh.
Samsun, Türkiye
ilarazg@gmail.com

Öğrenci - 2
Melisa Gündoğdu
Ondokuz Mayıs Üniversitesi
Metalurji ve Malzeme Bilimi Müh.
Samsun, Türkiye
melisagnd629@gmail.com

Öğrenci - 3
Kıymet Yoldemir
Ondokuz Mayıs Üniversitesi
Metalurji ve Malzeme Bilimi Müh.
Samsun, Türkiye
yoldemirkiymet@gmail.com

Öğrenci - 4
Buse Bakılan
Ondokuz Mayıs Üniversitesi
Metalurji ve Malzeme Bilimi Müh.
Samsun, Türkiye
busebkln55@gmail.com

Öğrenci - 5
İrem Darı
Ondokuz Mayıs Üniversitesi
Metalurji ve Malzeme Bilimi Müh.
Samsun, Türkiye
darirem@gmail.com

Akademik Danışman
Doç. Dr. Özgür Demircan
Ondokuz Mayıs Üniversitesi
Metalurji ve Malzeme Bilimi Müh.
Samsun, Türkiye
ozgur.demircan@omu.edu.tr

Sanayi Danışmanı
Dr. Tolga İnal
Türk Havacılık Uzay Sanayii
Ankara, Türkiye
tinal@tai.com.tr

***Özetçe*— Bu çalışmada, termoplastik kompozit malzemeleri imal etmek için iki tip polimer filament (Akrilonitril Bütadien Stiren ve Polilaktik asit) ve altıgen boron nitrür (h-BN) (ağırlık yüzdeleri %0,1 - 0,2 ve 0,3 idi) kullanılmıştır. Termoplastik kompozitler 3D baskı yöntemi kullanılarak üretilmiştir.**

Uçaklarda bulunan pilotun ve uçakların güvenliği için hayati öneme sahiptir. Uçaklarda yanıltıcı fişeklerin pilot tarafından ateşlenmesi komutu verildiğinde chaff magazinlerinden hareket başlar. Yapılan çalışmada Chaff magazin tasarımın netleşmesi ile termoplastik polimer çeşidi olan poli laktik asit (PLA) ve akrilonitril bütadien stiren (ABS) filamentinin geliştirilmesi için filamentlerin yüzeyine hegzagonal bor nitrür/ grafen nano plakalar eklenmesi ve kaplanması yapılmıştır. Kaplanmış filamentlerden üretilen test numunelerine çekme, eğme ve ısıl dayanım testleri yapılarak hangi oranda kaplamanın en ideal sonuç verdiği tespit edilecektir. Bu sayede istenilen ısıl, mekanik özelliklere sahip filamente sahip olunacak ve ardından 3D yazıcı ile chaff magazin prototip üretimi yapılacaktır. Projede ticari olarak satılan içerisinde mikron büyüklükte karbon elyaf ve Naylon 6 polimeri bulunan diğer bir filament çeşidi ile de chaff magazin prototipi üretilecektir. Bu süreç ise nihai ürün elde edilene kadar devam edecektir.

Anahtar Kelimeler — 3D baskı, hegzagonal bor nitrür, PLA, ABS, mekanik ve ısıl test

Abstract — In this study, two types of thermoplastic composite materials to fabricate a polymer filament (Acrylonitrile Butadiene Styrene and polylactic acid) and hexagonal boron nitride (h-BN) (weight percentages %0,1 - 0,2 0,3 and were) were used. Thermoplastic composites are manufactured using the 3D printing method.

It is vital for the safety of the pilot and the aircraft on board the aircraft. When the pilot gives the command to fire misleading flares on airplanes, the movement from the chaff magazines begins. In the study the varieties of thermoplastic polymer magazine design with clearing Chaff poly lactic acid (PLA) and Acrylonitrile Butadiene Styrene (ABS) filaments to the surface of the filaments hegzagonal for the development of boron nitride/ graphene nano coating is added to the plates. Tensile, bending and thermal strength tests will be performed on the test samples produced from coated filaments to determine which ratio of coating gives the most ideal result. In this way, the desired thermal and mechanical properties of the filament will be obtained and then the 3D printer and chaff magazine prototype production will be made. In the project, a prototype of chaff magazine will be produced with another type of filament with a micron-sized carbon fiber and Nylon 6 polymer sold commercially. This process will continue until the final product is obtained.

Keywords — 3D printing, hexagonal boron nitride, PLA, ABS, mechanical and thermal testing

I. PROBLEM TANIMI

Bu proje savunma uçaklarında herhangi bir saldırı/uyarı anında karşı tarafı yanıltmak için kullanılan chaff-flare daha avantajlı hale getirmektir. Bilindiği üzere bu sarf malzemesi kompozit malzemeden üretilmektedir. Bizim amacımız

dünyaya daha az zararı olan bir malzeme ile çevreyi korumak diğer yandan ise ağırlığını azaltmak ve bunları sağlarken maliyeti de azaltmaktır.

Her chaff/flare magazine 15 veya 30 mühimmat yüklenebilmektedir.

Chaff üretimi için bir termoplastik polimer türü olan filamentler kullanılacaktır. Bu polimer malzemelerin yüksek geri dönüştürülebilirliği ve kolay bulunabilirliği de bu ürünlerin popülaritesinin artmasına neden olmuştur. Ayrıca modern üretim yöntemleri ve ileri teknolojilerin kullanılması ile ülkemizdeki yerli havacılık sektöründeki uygulamalara katkı sağlayacaktır.

II. GİRİŞ

Bu proje savunma uçaklarında herhangi bir saldırı/uyarı anında karşı tarafı yanıltmak için kullanılan chaff-flare daha avantajlı hale getirmektir. Bilindiği üzere bu sarf malzemesi kompozit malzemeden üretilmektedir. Bir uçakta 4 – 6 – 8 kombinasyonları ile bulunmaktadır. Fişeklerin atılmasıyla bu cihaz da uçaktan atılır. Bizim amacımız dünyaya daha az zararı olan bir malzeme ile çevreyi korumak diğer yandan ise ağırlığını azaltmak ve bunları sağlarken maliyeti de azaltmaktır.

Türkiye'de uçaklarda ve helikopterlerde kullanılan chaff magazinlerin üretimini yapan sadece bir kaç firma vardır. Bilindiği kadarıyla Chaff magazinlerin 3D yazıcılarla üretimi, ısıl ve mekanik testlerle karakterizasyonları ilk defa bu proje ile gerçekleştirilecektir.

Filament grupları (polilaktik asit (PLA) ve akrilonitril bütadien stiren (ABS) ve karbon fiber/Naylon 6) ile chaff magazine prototipinin üretilmesi de projenin bir diğer yenilikçi yönü olacak.

Uçaklarda yanıltıcı fişek şarjörü olarak bilinen her chaff magazine 30 veya 15 mühimmat yüklenebilmektedir. Magazinlerin helikopter versiyonları 3x10 hücreli, uçak versiyonları 6x5 hücreli ve basınç farkından dolayı yuvalı olarak üretilmektedir. Magazineler hafif ve sağlam yapıda, metal ve kompozit malzemelerden üretilir. Chaff üretimi için bir termoplastik polimer türü olan filamentler kullanılacaktır. Bu polimer malzemelerin yüksek geri dönüştürülebilirliği ve kolay bulunabilirliği de bu ürünlerin popülaritesinin artmasına neden olmuştur. Ayrıca modern üretim yöntemleri ve ileri teknolojilerin kullanılması ile ülkemizdeki yerli havacılık sektöründeki uygulamalara katkı sağlayacaktır.

Wen ve ark. PLA/silika nanoparçacıkları içeren kompozitlerin eriyik karıştırma yöntemi ile PLA'nın termal stabilitesinin önemli ölçüde iyileştirildiğini göstermiştir. Çalışmamızda PLA ve ABS'nin termal kararlılığı grafen ve bor nanomalzemeler ile iyileştirilmeye çalışılacaktır [Polymers, 2021].



Şekil 1: Uçaklarda chaff magazinelerinden ateşlenmiş yanıltıcı fişeklerin görüntüsü



Şekil 2: Chaff magazin sistemi örnekleri [Kanfit Data Sheet]

III. YÖNTEM

A. Bor veya Grafen Nanoparçacık (HBN ve GNP) Solüsyonu Eldesi

Belirlenen farklı miktarlarda bor ve grafen nanoparçacıklar (HBN ve GNP) (ağırlıkça %1; 2; 3) etanol ilave edilerek bir saat boyunca 500 dev/dk manyetik karıştırıcıda karıştırılacaktır. Sonrasında, karışım bir saat süreyle 20 kHz frekansta ultrasonik homojenizatörde karıştırılacaktır.

Eğme (4 gr), darbe (4 gr) ve çekme (10 gr) testleri numunelerinin harcadığı toplam filament miktarı 18 gr'dır. Her birinden üçer tane yapacağımız için 54 gr filament kullanacağız.

Fakat her ihtimale karşı biraz fazla filament kullanmayı düşündük bu yüzden 70 gr filament için %1 lik bor solüsyonumuzun hazırlığına başlanmıştır.

Aşağıda projede kullanılması planlanan manyetik karıştırıcı ve ultrasonik homojenizatör karıştırıcı gösterilmiştir.



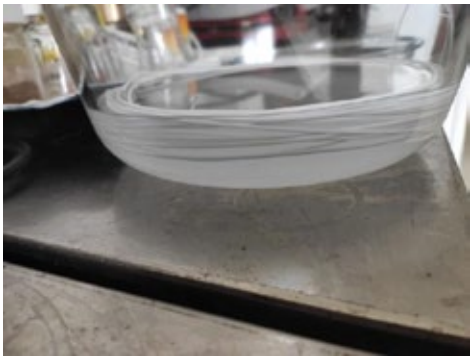
Şekil 3: Ultrasonik homojenizatör karıştırıcı



Şekil 4: Manyetik karıştırıcı

B. 3D Yazıcı Filamentlerin Fırında Bor veya Grafen Nanoparçacıklarla Kaplanması

Elde edilen bor/etanol karışımı bir kaba aktarılıp kabın içerisine ABS ve PLA 3D yazıcı filamentler daldırılacaktır. Etanol buharlaştıktan sonra farklı oranlarda bor veya grafen kaplanmış 3D yazıcı filamentleri elde edilecektir. Elde edilen bor veya grafen kaplanmış 3D yazıcı filamentleri bir fırında yaklaşık 40°C'de yaklaşık 1 gün kurumaya bırakılmıştır ve 3D yazıcıya hazırlanmış filamentlerin sevk edilmesi yapılmıştır. Polimer granüllerinin ve kompozit takviye kumaşlarının nano malzemelerle kaplanmasıyla ilgili proje danışmanı olan Dr. Özgür Demircan'ın çeşitli bilimsel yayınları ve çalışmaları vardır.



Şekil 5: Fırına girecek filament ve solüsyon

C. 3D Yazıcı Filamentlerin Püskürtme Yöntemi ile Bor veya Grafen Nanoparçacıklarla Kaplanması

Ağırlıkla %1 bor ve grafen nanoparçacıklar (HBN ve GNP) etanol ilave edilerek karıştırmak için aynı işlemlerden geçirilmiştir.

Elde edilen bor/etanol karışımı kompresör kabının içerisine konulmuştur. Çeker ocak içerisinde kompresör yardımıyla yüzeyine eşit bir şekilde püskürtülüp, kuruması için yaklaşık 1 gün kurumaya bırakılmıştır.



Şekil 6: Kompresör seti

Tam anlamıyla kuruması için 1 gün boyunca oda sıcaklığındaki etüve bırakılmıştır.



Şekil 7: Etüv iç görseli



Şekil 8: Püskürtme uygulanan filamentler

D. 3D Yazıcı Filamentlerin Buharlaştırma Yöntemi ile Bor veya Grafen Nanoparçacıklarla Kaplanması

Ağırlıkla %1 bor ve grafen nanoparçacıklar (HBN ve GNP) etanol ilave edilerek karıştırmak için aynı işlemlerden geçirilmiştir.

Filamentimizi koyduğumuz kabın içine solüsyonumuzu ekledikten sonra üzeri kapatılmıştır ve buharlaşması için sıcak bir yere konulmuştur.



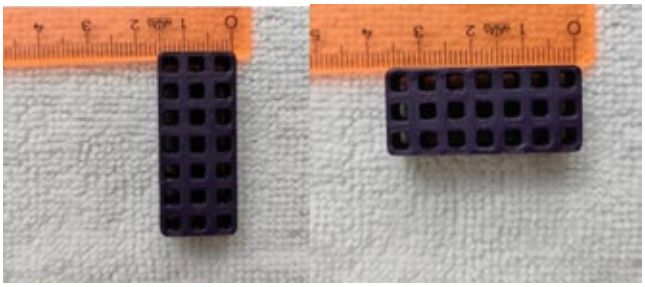
Şekil 9: Buharlaşması için bırakılan filamentler

IV. SONUÇ

İlgili dönemde ISO 527-2type-1A ve ISO 178 standartlarında sırasıyla çekme ve üç nokta eğme testlerine uygun numunelerin özel çizim programında tasarlanıp 3D yazıcıları ile üretilmiştir.
Ve flarenin küçük bir profili 3D yazıcı ile üretilmiştir.



Şekil 10: Çekme testi numunesi (sol), üç nokta eğme testi numunesi (sağ)



Şekil 11: Flare (küçük profil)

Projenin ileri kısımlarında seçilen kaplama yöntemi uygulanacaktır.

Son olarak ASTM standartlarına uygun olarak hazırlanan bu numune OMÜ KİTAM Merkez Laboratuvarında bulunan INSTRON 5982 100 KN marka cihaz kullanılarak çekme ve eğme testleri için test edilecektir. Hazırlanan numunelerin termal ağırlık analizleri (TGA) OMÜ KİTAM Merkez Laboratuvarında bulunan SDTQ600 cihazı ile yapılacaktır.

Gereken gereksinimlerin karşılanmaması durumunda;

OMÜ Teknoparkta bulunan Markforged marka 3D yazıcıda naylon 6 (PA 6) ve mikron büyüklükte kısa karbon elyaflardan oluşan filament kullanılmaktadır. Projede ticari olarak satılan ve içerisinde karbon elyaf ve Naylon 6 polimeri bulunan diğer bir filament çeşidi ile de chaff magazin prototipi üretilecek ve aynı testlere tabi tutulacaktır.

Projemiz TÜBİTAK 2209-B Sanayiye Yönelik Lisans Araştırma Projeleri Desteği Programında desteklenmeye hak kazanmıştır. Bununla birlikte TUSAŞ Lift Up programına dahil olunmuştur.

V. TEŞEKKÜR

Projeye desteklerinden dolayı TUSAŞ-Türk Havacılık ve Uzay Sanayii A.Ş. ye teşekkür ederiz.

KAYNAKLAR

[1] Appl Compos Mater (2018) 25:1205–1217 https://doi.org/10.1007/s10443-017-9661-1
[2] Aydın C., Abd El-sadek M.S., Zheng K., Yahia I.S., Yakuphanoglu F., (2013). Optics and Laser Technology, 48: 447–452.
[3] Aydin C. (2010). Metal oksit katkılı yarı iletken malzemelerin üretilmesi ve karakterizasyonu, Fırat Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Yüksek Lisans tezi, 29.
[4] Aydın C., El-Nasser H.M., Yakuphanoglu F., Yahia I.S., A ksoy M., (2011). Nanopowder synthesis of aluminum doped cadmium oxide via sol–gel calcination processing, Journal of Alloys and Compounds, 509: 854–858.
[5] Aydin H., Tataroglu A., Al-Ghamdi Ahmed A., Yakuphanoglu F., El-Tantawy Farid, Farooq W.A., (2015). A novel type heterojunction photodiodes formed junctions of Au/LiZnSnO and LiZnSnO/p-Si in series, Journal of Alloys and Compounds, 625: 18-25
[6] Aydın, Handan (2018), Nanoyapılı Hegzagonal Bor Nitrür Üretimi ve Karakterizasyonu, Fırat Üniv. Müh. Bil. Dergisi 30(2), 269-275.
[7] Biomaterials Volume 21, Issue 23, 1 December 2000, Pages 2335-2346 https://doi.org/10.1016/S0142-9612(00)00101-0
[8] Brotherton R.J., (1970). Progress in Boron Chemistry, Pergamon Press, California, 2: 211- 311.
[9] Geçkinli E., (1992). İleri Teknoloji Malzemeleri, İstanbul Teknik Üniversitesi Kütüphanesi, Sayı: 1454, Teknik Üniversite Matbaası, 126-127.
[10] Grafen Bazlı Polimer Kompozitler ve Bunların Uygulamaları
[11] Hagiwara H., Tanji H. ve Tamaki S., (1986). Inorganic Synthetics Containing Boron (BN, B4C, LaB6) and Their Application, Ceramic Data Book, Gordon and Beach Science Publisher, 201- 213.
[12] Haubner, R., Wilhelm, M., Weissenbacher, R., and Lux, B., "Boron Nitrides- Properties,Synthesis and Applications". In: Jansen, M. (ed). High Performance Non- Oxide CeramicsII. 15. Springer Verlag, Berlin, 2002.
[13] Polymers 2021, 13, 3036. https://doi.org/10.3390/polym13183036
[14] Polymer Degradation and Stability Volume 59, Issues 1–3, 3 January 1998, Pages 145-152 https://doi.org/10.1016/S0141-3910(97)00148-1

A350 Montaj Hattının Çizelgelenmesi

A350 Assembly Line Scheduling

Öğrenci - 1
Ege Koçer
Hacettepe Üniversitesi
Endüstri Mühendisliği
Ankara, Türkiye
egekocer48@gmail.com

Öğrenci - 2
Tuğçe Hakime Kökverdi
Hacettepe Üniversitesi
Endüstri Mühendisliği
Ankara, Türkiye
tkokverdi@gmail.com

Öğrenci - 3
Hasan Burak Tekeli
Hacettepe Üniversitesi
Endüstri Mühendisliği
Ankara, Türkiye
hasanburaktekeli@gmail.com

Akademik Danışman
Prof. Dr. Özlem Müge Testik
Hacettepe Üniversitesi
Endüstri Mühendisliği
Ankara, Türkiye
ozlemaydin@hacettepe.edu.tr

Sanayi Danışmanı
Çağrı Düzce
Türk Havacılık Uzay Sanayii
Ankara, Türkiye
cduzce@tai.com.tr

Sanayi Danışmanı
Gülcan Erçik
Türk Havacılık Uzay Sanayii
Ankara, Türkiye
gulcan.ercik@tai.com.tr

***Özetçe*— Bu çalışmada, TUSAŞ 'ın A350 montaj hattı için oluşturulan yönergeler ve kısıtlar göz önüne alınarak eniyileme yöntemleri ile yeniden çizelgelenmesi çalışması yapılmıştır. Bu montaj hattında gerçekleşen operasyonların işlenmesini optimum düzeye çekecek bir algoritma tasarlanmaya çalışılmıştır. Projede belirlenen hedef çıktılar için kısıtlar ve operasyon öncelikleri baz alınarak bir algoritma oluşturulmuştur. Algoritma Python yazım dili ile oluşturulmuş ve bu algoritmanın çözümlenmesine çalışılmıştır. Elde edilen veriler ile bir algoritma kodu yazılmıştır ancak bu algoritma tamamlanamamış olup, proje tam anlamıyla bitirilememiştir.**

Anahtar Kelimeler — montaj hattı çizelgeleme, genetik algoritma, meta-sezgisel yaklaşım

***Abstract*— In this study, rescheduling of TUSAŞ with optimization methods has been carried out, taking into account the guidelines and constraints created for the A350 assembly line. An algorithm has been tried to be designed that will optimize the processing of the operations performed on this assembly line. An algorithm was created based on the constraints and operational priorities for the target outputs determined in the project. The algorithm was created with the python script over the pycharm application and this algorithm was tried to be analyzed. Algorithm code was written with the obtained data, but this algorithm could not be completed and the project could not be fully completed.**

Keywords — assembly line secheduling, genetic algorithm, metaheuristic methods.

I. PROBLEM TANIMI

Türk Havacılık ve Uzay Sanayii, kanatçıklara ait orta ve uzun menzilli, geniş gövdeli yolcu uçağı Airbus A350'nin kanatçıklarını tasarlar, üretir ve satış sonrası desteğini sağlar. TUSAŞ, 2012 yılından itibaren tek kaynak olarak A350-900 ve A350-1000 hava otobüsleri için kanatçıkları sıfır hata vizyonuyla sağlamayı taahhüt eder. A350 projesinde yaklaşık beş yüz mühendis ve teknisyen çalışıyor. Bu kanatçıklar uçağın sağa veya sola eğilmesini sağlar. Genel proje, iç sol, iç sağ, dış sol, dış sağ olmak üzere dört farklı bileşene sahiptir. TUSAŞ, kanatçıklar için uçağı simüle etmek için farklı araçlar kullanır. Bu araçlar, uçakları ve kanatçıkları doğru durumda konumlandırmak için kullanılır. Araçlara coji adı verilir. Coji, kanatçıkların parçalarının monte edildiği yardımcı ekipmandır. Kompozit paneller, metalik parçalar (bağlantı parçaları), bağlantı elemanları (parçaları birbirine bağlayan parçalar) sırasıyla monte edilir. İlk olarak, montaj hattı bir alt montaj işlemi olarak panellerin ve sacların bileşimi ile başlar. Alt montaj işlemi tamamlandıktan sonra parçalar (paneller, metalik parçalar, kompozitler) sırasıyla coji'ye eklenir. Parçalar ve paneller (üst ve alt paneller) ana coji'deki bağlantı elemanları ile birleştirilir. Bu parçaları monte ederken hareketli bir robot, boşta ise parçaları bağlantı elemanları ile birleştirir. Değilse, teknisyenler bu montajı kendileri manuel olarak yapabilirler. Montaj hattında birbirinin aynısı iki coji vardır, bu iki cojinin kullanımı ile üretim iki kat artabilir. Diğer cojilerden farklı olan üçüncü bir coji var. Bu coji, bir ölçüm cojisi olan Hofix (Tutma Fikstürü) olarak adlandırılır. İlk iki özdeş cojide işlem tamamlandıktan sonra üretilen parça ölçüm cojisine aktarılır. Hofix coji, gösteri uygunluğuna göre lazer teknolojisi yardımıyla ölçümler yapar. Ayrıca coji dışında (aynı zamanda merkezde çalışan) işlemler vardır, teknisyenlerin karşılaşabileceği zorluklardan dolayı bazı bağlantı elemanları işlemleri coji dışında gerçekleşir. Bazı kimyasal işlemler de coji'den yapılır. Coji'de ve coji'den çıkan işlemleri tamamlayan parçalar başka bir iş merkezine aktarılır. Parçaların sızdırmazlığını sağlamak ve bazı parçaları bir araya getirmek için bu iş merkezinde parçalara kimyasallar uygulanır. Daha sonra parçalar boyahaneye aktarılır ve boyama için farklı projelerin parçaları ile paylaşılır. Asıl amaç çizelgelemedir. Kanatçıkların montaj işleminin gerçekleştiği A350 montaj hattı çizelgelenirken koşulların optimize edilmesi, farklı kısıtlar için uygulanabilir bir çözüm bulunması beklenir. Montaj hattı çizelgeleme ile proje, operasyon gecikmelerini ve montajların tamamlanma süresini en aza indirmeyi amaçlamaktadır. Ayrıca proje, işgücü, makine kullanımı vb. kaynakların verimli bir şekilde kullanılmasını amaçlamaktadır. Proje verimli bir çizelge modeli oluşturduğunda bazı koşulların sağlanması gerekir. İlk olarak, maliyet etkinliğinin optimal koşullarla karşılanması gerekir. İkinci olarak, optimal çözümler şirket için iyi bir rekabet hızı sağlamalıdır.

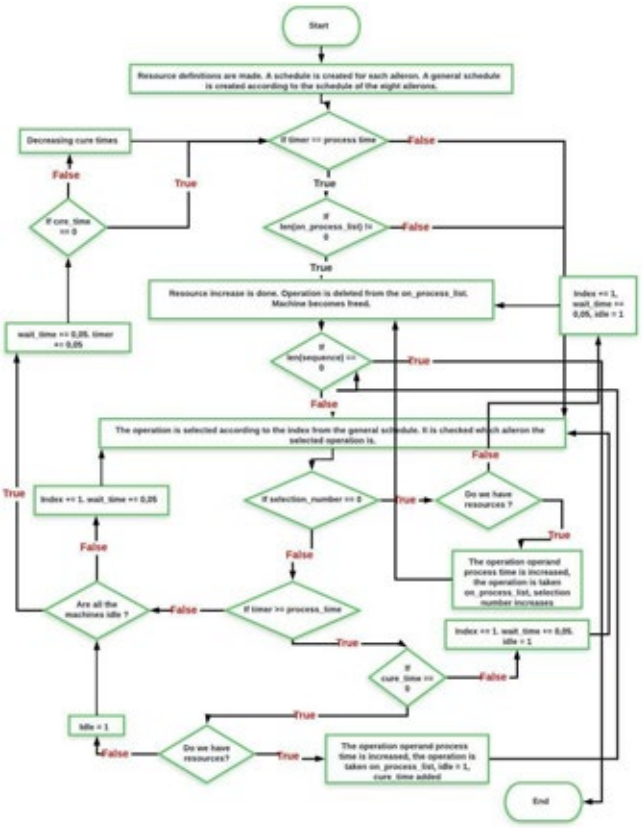
II. GERÇEKLEŞTİRİLEN ARAŞTIRMA FAALİYETLERİ

Gerçekleştirilen projede, A350 Kanatçıklarının montaj hattının çizelgelenmesi üzerine çalışılmıştır Montaj hatlarının çizelgelenmesi çalışmaları uzun yıllardır yapılmaktadır. Montaj hattının çizelgelenmesinin, şirketin performans ve üretkenliğine önemli ölçüde katkısının olduğuna incelenen literatür araştırmaları sonucunda varılmıştır.

Yapılan literatür taramalarıyla birlikte, montaj hattının öncül ardıl ilişkileri göz önünde bulundurularak, iş gücü, zaman, makine doluluğu gibi kısıtlar işlenerek uygun bir algoritma ile çözümlenmesi amaçlanmıştır. Projede kullanmak üzere uygun algoritma arayışında, montaj hattı çizelgelenmesi ve dengelenmesi problemlerinde, çeşitli kombinatoryal optimizasyon problemlerinin çözümünde kullanılan Işın Araması sezgisel yöntemi değerlendirilmiştir. [1] Daha önce gerçekleştirilen montaj hattı çalışmalarında optimizasyon temelli Lagrange Teknikleri de değerlendirilmiştir. [2] Literatür taramasının son aşamasında, doğal seçilim sürecinden ilham alan, meta-sezgisel bir algoritma olan Genetik Algoritma kullanımının üzerinde durulmuştur. Genetik algoritmanın probleme uyarlanması sağlanmış, ulaşılabilecek sonuç ve genetik algoritma kullanımın dezavantajları değerlendirilmiştir. Uyarlama ve değerlendirme sonrasında, Genetik Algoritmanın istenen çözüme yakınsak veya ıraksak değerler verebileceği, nihai bir optimal sonuca varamayacağı kanısına varılmıştır. Genetik algoritmanın, yerel optimizasyon problemlerinde verimli olmaması, kesin sonuç vermemesi, sınırlı bir arama uzayının olması, algoritma işlem süresinin uzun olması ulaşılan kanıda etkili olmuştur. Nihai sonuç olarak, araştırma ekibinin yeni bir algoritma oluşturmasına karar verilmiştir, Oluşturulan algoritmada genetik algoritma yaklaşımından yararlanılmıştır.

Geliştirilen algoritma, teknisyen ve makine kısıtları sağlanarak, öncül ardıl ilişkileri dikkate alınarak oluşturulmuştur. Algoritma çalışması sonucunda, verilen kısıtları sağlayan optimal sonuçların elde edilmesi hedeflenmiştir. Python programlama dilinde geliştirilen algoritmanın birden fazla optimal sonuç çıktısı vermesi öngörülmüştür.

Algoritmanın kodlamasından önce geliştireceğimiz algoritma için bir akış şeması oluşturduk. Bu akış şeması toplamda 8 kanatçık için seçimleri ve işlemleri gösterir. Öncelikle bir zaman fonksiyonu "timer" belirlenir ve parçanın üretim başlangıç saatinde olup olmadığı kontrol edilir. Parçanın üretim zamanı geldiyse işlem başlatılır. İşlemin yer aldığı işlem listesi kontrol edilir ve boş ise genel çizelgeden indekse göre işlem seçilir. Seçilen işlemler için kaynak ve makine kontrolleri yapılır. Kaynak varsa kullanıma alınır ve işlem süresi uzatılır. Kaynak listesinden kullanılan kaynaklar silinir. Makine boş ise işlem devam eder. Kaynak bulunamazsa veya makine boşta değilse işlem beklemededir ve bekleme süresi 0,05 saat artar. Bir kanatçık için tüm makinelerin boşta olup olmadığı kontrol edilir ve boşta ise indeks 1 artırılır ve diğer kanatçıklar için makine kontrolleri yapılır. Zamanlayıcı değeri, işlem süresi değerinden küçük ise makinelerin dolu olduğunu ve kanatçıkların tekrar beklemeye alındığını ve diğer kanatçıklar için kontrol işlemlerinin başladığını gösterir. Parçaların işlem süreleri dolduğunda tekrar timer fonksiyonu devreye girerek parçanın kürleme işlemine hazır olduğunu gösterir. Tekrar kaynak kontrolleri yapılır ve parçanın kürlenme süreci başlatılır. Kür işlemine başlamadan önce boşta kalan makine güncellenir ve kullanılan kaynaklar tekrar azaltılır. Parçanın kürlenme süresini belirlemek için kullandığımız kür_süresi fonksiyonu bize parçanın kürlenme süresi hakkında bilgi verir. Parça kürleme sürecine girdikten sonra timer arttıkça kür_süresi azalır. Son olarak, kür süresi 0 olduğunda parçanın kür işlemi tamamlanır. Algoritma çalışması sonunda makineler boş duruma ve kullanılan kaynaklar tekrar kullanıma hazır hale geliyor.



Şekil 1: Algoritma Ağ Akış Şeması

A. *Operasyon Tanımları*

Her kanatçık parçasının sahip olduğu 67 farklı işlem vardır. Operasyonlar 16 operasyon aşaması altında sınıflandırılmıştır. Sağ iç (AR50), iç sol (AL50), dış sağ (AR55) ve sol dış (AL55) olarak tanımlanan her bir kanatçık parçasındaki tüm işlemler aynı öncül ilişkilerine sahiptir. Kodlamanın başlangıcında, her bir kanatçık parçası için yapılan işlemler, insan gücü, teslim süreleri, ihtiyaç duyulan teknisyen kaynakları ve araçların seçimi ile liste halinde sözlüklerde açıklanmıştır.

Şekil 2: Operasyon Tanımları

B. *Kanatçıkların Sıralanma Fonksiyonu*

Her bir kanatçık için işlemler, öncelik ilişkilerine göre hizalanmalıdır. Her deneme için, işlemlerin sıralanması için uzun sürelerden kaçınmak için fonksiyonlar oluşturulmuştur. Fonksiyon, operasyonları ilişkilere göre seçer ve kaynak mevcudiyeti ile ilgili olarak operasyon için kullanılacak insan gücünü rastgele seçer. Ardından fonksiyon, her bir kanatçık parçası için rastgele sıraya göre bir liste oluşturur.



Şekil 3:Kanatçıkların Sıralanma Fonskiyonları

C. *Operasyonlar İçin Kaynak Kısıtları*

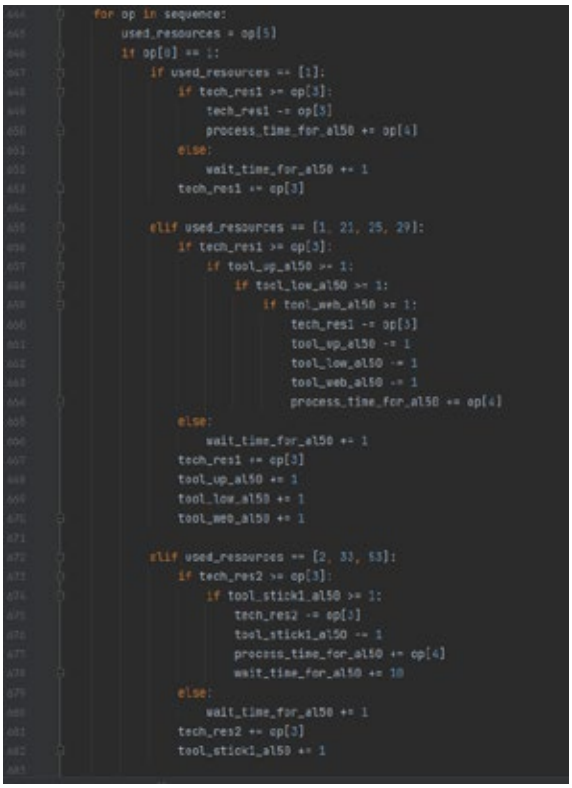
İşlev, işlemler için uygun kaynakları ve kaynakların sınırlamalarını girdi verileri olarak tanımlar. Türk Havacılık ve Uzay Sanayii tarafından sağlanan veriler, kaynak sınırlamalarını ve kaynakların belirtilen işlemlere göre kullanımını açıklamaktadır.



Şekil 4: Operasyonlar için Kısıtlar

D. *Kaynak Kontrolleri ve İşlem Süresi Hesaplamaları*

Döngü kullanımı ile kaynak kullanılabilirliği kontrol edilir. Kaynak kullanım kontrolü yapıldıktan sonra bekleme süreleri dikkate alınarak süreler hesaplanır. Aletler için bazı kaynaklar ve insan gücü kaynakları, bazı farklı operasyonlar için veya farklı kanatçık parçaları için aynı operasyon seviyelerinde kullanılmaktadır. Zaman çizelgesini oluştururken, yetersiz kaynaklar nedeniyle algoritma bazı sınırlamalarla karşılaşabilir. Bu sırada bekleme süreleri hesaplanır. Algoritma bu bekleme sürelerini toplam işlem süresine ekler.



Şekil 5: Kaynak Kontrolleri

III. ARAŞTIRMA SONUÇLARI VE ÇIKTILAR

Araştırmalar sonucunda genetik algoritma gibi meta sezgisel algoritmaların montaj hattı çizelgeleme projelerinde kullanılabileceği sonucuna varılmıştır. Optimal kesin bir sonuca ulaşmak için proje ekibi tarafından yeni bir algoritma geliştirilmiştir. Geliştirilen algoritma ile birlikte montaj hattı süresini kısıtlara uyarak kısaltan, öncül ardıl ilişkisini koruyan optimal sonuçlar hedeflenmiştir. Sisteme uygun olabilecek, zaman konusunda birden fazla optimal sonuçların olabileceği ön görülmüştür.

Geliştirilen algoritma sistemin kompleks bir yapıda olmasından ve birden çok ihtimal değerlendirmesi yapmasından dolayı yetersiz kalmış, istenilen çıktıya erişilememiştir. Geliştirilen kod belli bir süreden sonra yanıt vermemektedir. Oluşturulan proje gelişime açık ve her bir kanatçık için yakın zamanda operasyon süresi verme en iyilemesi yapmak üzere tasarlanmıştır.

IV. PROJE EKİBİNİN KAZANIMLARI VE TUSAŞ 'A OLASI KATKISI

TUSAŞ 'tan alınan veriler ışığında iyileştirme öncesi kullanılan süreç süreleri ve insan gücü tespit edilmiştir. Geliştirilen yeni algoritma kullanılarak kısıtlar, kür süreleri ve âtıl makineler belirlenmiştir. En iyi sonuçların algoritma çalıştırılarak elde edilmesi beklenmiştir. Sonuçları montaj hattından toplanan gerçek verilerle karşılaştırarak, görülebilecek bir gelişmeler tespit edilmiştir. İşlemler ve işlemlerin adımı öncelik ilişkilerine göre programlanarak işlem sürelerinin azaltılması hedeflenmiştir. Operasyonların ve kür sürelerinin vardiya sürelerine göre düzenlenmesi, kanatçıkların toplam işlem sürelerini azalttığı görülmüştür. Algoritmanın bir çıktısı olarak, kanatçıklar için işlem süreleri gün ve vardiya olarak yazdırılır. Montaj hattı için birden fazla optimal çözüm öngörülür ve bu nedenle döngüler oluşturulur. Algoritmadaki döngülerin yardımıyla operatör, montaj hattını planlamak için birkaç seçenek olduğunu görebilir. Son olarak, A350 Montaj Hattı, montaj hattının kısıtlamaları hakkında çizelgelenmiş ve dengelenmiştir. İnsan gücü, makineler ve cojiler gibi kaynaklar, toplam işlem süresini en aza indirecek şekilde verimli bir şekilde dağıtılır ve düzenlenir.

V. ÖNERİLER, ALINAN DERSLER VE GELECEK ÇALIŞMALAR

Algoritma, ilkelerine göre genetik algoritmadan kaynaklanan eksiklikten kurtulmak için tasarlanmıştır. Optimallik ve kısıtlamalarla ilgili sıralama, algoritmanın geliştirme aşaması nedeniyle hala iyi bir yanıtı yoktur. Algoritmaya göre, algoritmayı daha güvenilir hale getiren bazı yeni özellikler eklemeyi planlıyoruz. Montaj hattındaki robot şimdiye kadar etkin bir şekilde kullanılmadığı ve problemin önerilen çözümü, robotu verimli kullanarak montaj hattının işlem süresini iyileştirmek olmalıdır. Mevcut operasyonlarda robot kullanma kısıtlaması algoritmaya dahil edilmelidir. Mevcut montaj hattında yanlış kaynak tahsisleri nedeniyle sürelerin etkin kullanılmamasından kaynaklanan bazı bekleme süreleri vardır. Çözüm, kaynakları mevcut vardiya süreleri ile ilgili sınırlamalara göre kullanarak bu soruna da cevap vermelidir. Kür işlemleri, kaçınılması gereken bu bekleme sürelerinin önemli bir parçasıdır. Kür işlemleri vardiya saatlerine göre yapılabilir. Tesisin 3. vardiyasında tekniker bulunmamakla birlikte herhangi bir insan gücüne ihtiyaç duyulmadan kürleme işlemi yapılabilmektedir. Algoritma, kürleme işlemini yapmak için mevcut 3. vardiyaları seçmeli, teslim süresini kısaltmalı ve 1. ve 2. vardiyada aletleri hazır hale getirmelidir. Algoritmaya zaman kısıtlaması eklenmeli ve sistem vardiya bilgisi ile çalışmalıdır. Değişen bilginin yeni özelliği algoritmaya eklenecektir. İstenen çıktı, kaynak tahsislerini takiben kullanıcıya en uygun çözümleri vermektir.

VI. BİLGİLENDİRME

Bu çalışmayı gerçekleştirmemiz için desteklerini esirgemeyen, tecrübelerinden yararlanırken göstermiş olduğu hoşgörü ve sabırdan dolayı değerli akademik danışmanımız Prof. Dr. Özlem Müge TESTİK 'e, Sanayi Odaklı Bitirme Projesi Danışmanlarımız Çağrı DÜZCE'ye ve Gülcan ERÇİK'e teşekkürlerimizi sunarız.

KAYNAKLAR

[1] Bard, J. F., Shtub, A., Joshi S.B., 1994, "Sequencing Mixed-model Assembly Lines to Level Parts Usage and Minimize Line Length", International Journal of Production Research, 32, 2431-2454

[2] Zhang, Y., Luh, P.B., Yoneda, K. *et al.* Mixed-model assembly line scheduling using the Lagrangian relaxation technique. *IIE Transactions* **32,** 125–134 (2000)

Açık Kaynak Yazılımlar Yardımıyla Izgara Yöntemi Kullanılarak Harici Yük Ayrılma Analiz Alt Yapısının Oluşturulması

Creating Store Separation Analysis Infrastructure Using Grid Method with the Help of Open Source Software

Öğrenci - 1
Hüseyin Koç
İstanbul Teknik Üniversitesi
Uçak Mühendisliği
İstanbul, Türkiye
koc1907118@gmail.com

Öğrenci - 2
Arif Yüksel
İstanbul Teknik Üniversitesi
Uçak Mühendisliği
İstanbul, Türkiye
yuksel16@itu.edu.tr

Öğrenci - 3
Hüseyin Bayar
İstanbul Teknik Üniversitesi
Uçak Mühendisliği
İstanbul, Türkiye
bayar17@itu.edu.tr

Öğrenci - 4
Prof. Dr. Metin Orhan Kaya
İstanbul Teknik Üniversitesi
Uçak Mühendisliği
İstanbul, Türkiye
kayam@itu.edu.tr

Sanayi Danışmanı
Görkem Demir
Türk Havacılık Uzay Sanayii
Ankara, Türkiye
gorkemsdemir@gmail.com

***Özetçe*— Bu çalışmada, EGLIN test geometrisi için ızgara metodu kullanılarak Python ortamında 6 Serbestlik Dereceli (DoF) çözücü geliştirilecektir. Yörünge hesaplamaları için gereken aerodinamik katsayılar, açık kaynaklı Hesaplamalı akışkanlar dinamiği (HAD) yazılımı SU2 ile elde edilecektir. HAD analizlerinin çözüm maliyetlerini azaltmak için Deney tasarımı (DoE) yöntemleri kullanılarak analiz sayısının azaltılması hedeflenmektedir. Tasarım noktaları, boşluk doldurma yöntemlerinden biri olan Latin Hiperküp (ULH) kullanılarak belirlenecektir. ULH ile belirlenen tüm noktalar için meshleme işlemeleri gerçekleştirilerek belirlenen noktalar için sistem SU2 ile yapılacak olan HAD analizleri için hazır hale getirilecektir. Daha sonra tasarım uzayını daha detaylı incelemek için Python ortamında belirlenecek bir Tepki Yüzey Modeli (TYM) yardımıyla tüm tasarım uzayındaki aerodinamik katsayılar elde edilecek ve bu katsayılar yardımı ile mühimmat yörüngesi belirlenecektir. Son olarak 6DoF kodu ve EGLIN test sonuçları karşılaştırılacaktır. Çalışma sonucunda tüm bu yöntemlerden faydalanılarak farklı uçuş koşulları için hızlı bir şekilde hesaplama yapacak harici mühimmat ayrılma analiz altyapısı oluşturulması hedeflenmektedir.**

Anahtar Kelimeler — ızgara metodu; mühimmat ayrılması; deney tasarımı; hesaplamalı akışkanlar dinamiği; latin hiperküp.

***Abstract*— In this study, 6 Degrees of Freedom (DoF) solver will be developed in Python environment by using the grid method for EGLIN test geometry. The aerodynamic coefficients required for the path calculations will be obtained with the open source Computational fluid dynamics (CFD) software SU2. In order to reduce the solution costs of CFD analysis, it is aimed to reduce the number of analyzes by using design of experiment (DoE) methods. Design points will be determined using the Latin Hypercube (ULH), one of the space-filling methods. Meshing processes will be performed for all points determined by ULH, and the system will be prepared for CFD analyzes to be made with SU2 for the determined points. Then, in order to examine the design space in more detail, aerodynamic coefficients in the entire design space will be obtained with the help of a Response Surface Model (RSM) to be determined in the Python environment and the store trajectory will be determined with the help of these coefficients. Finally, the 6DoF code and EGLIN test results will be compared. As a result of the study, it is aimed to create an external store separation analysis infrastructure that will make quick calculations for different flight conditions by making use of all these methods.**

Keywords — grid method; store separation; design of experiment; computational fluid dynamics; latin hypercube.

I. GİRİŞ

Savaş uçaklarının verilen görevleri yerine getirirken kullandıkları füze, mermi gibi yüklerin görev sırasında belirlenen hedeflerin yok edilmesi amacıyla uçaktan fırlatılması ya da bırakılması mühimmat ayrılması olarak adlandırılır. Kullanılan mühimmatlar bazı uçaklarda gövde içinde yer alırken yaygın olarak kullanılan metot bu mühimmatların kanat altlarına yerleştirilmesidir ve bu durum harici mühimmat olarak adlandırılır. Uçaklarda kullanılan mühimmatın uçaktan güvenli bir şeklide ayrılıp ayrılmayacağının bilinmesi çok önemlidir. Eğer bu durum tam olarak tespit edilemezse görev sırasında kanattan ayrılan yük uçağa çarparak uçağın düşmesine ve can kaybı yaşanmasına yol açabilir. Mühimmatın güvenli bir şeklide

uçağı terk etmesi, uçağın bütünlüğünün korunması ve istenilen görevin tam olarak yerine getirebilmesi için çok önemlidir. Bu analizler için uzun yıllar boyunca rüzgâr tüneli testleri kullanılmıştır. Zaman ve maliyet açısından birçok götürüsü olması ve ayrıca testler sırasında yaşanan bazı can kayıpları insanların bu testleri katılma isteklerini büyük oranda azaltması yeni yöntemlerin bu analizler için kullanılma ihtiyacını ortaya çıkarıyordu. Ayrıca bu testlerde kullanılan uçak ve mühimmat modelleri gerçek boyuta göre çok küçük kalıyordu ve bundan dolayı aerodinamik kuvvetler ve kütleler düzgün bir şekilde ölçeklendirilemiyordu [1]. Gelişen teknolojiyle birlikte rüzgâr tüneli testleri yerini hesaplamalı akışkanlar dinamiği yöntemlerine bırakmaya başladı. Bu projede literatürde taraması sırasında ticari bulduğumuz programlar yerine hesaplamalı akışkanlar dinamiği analizleri için açık kaynak kodlu olan SU2 programı kullanılacaktır. SU2 yazılımı tercih edilerek yukarıda bahsedilen ücretli programlar yerine ücretsiz programlar yardımıyla da bu analizleri yapılabilirliğini göstermek amaçlanmıştır. Bu sayede pahalı olan ticari yazılımlar yerine açık kaynaklı yazılımlar kullanılarak hesaplama maliyetleri minimuma indirilecektir.

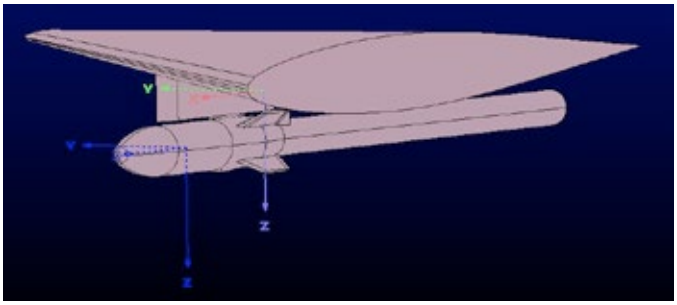
II. PROBLEM TANIMI

Harici mühimmat analizleri için literatürde yapılan çalışmalar incelenmiş ve bu çalımlarının büyük kısmının ticari yazılımlar kullanarak yapıldığı görülmüştür ve bu çalışmalarda analiz süresi uzun süreleri bulan dinamik mesh yaklaşımı kullanılmıştır. Mühimmat ayrılma analizlerinin ticari yazılımlar yerine ızgara metodu kullanılarak açık kaynaklı yazılımlar ile gerçekleştirerek zaman ve maliyetten tasarruf edileceği düşünülerek bu çalışma gerçekleştirilmiştir. Bu sebeple HAD analizleri için SU2 yazılımını kullanan bir mühimmat ayrılma analiz altyapısı kurulması hedeflenmiştir.

III. GERÇEKLEŞTİRİLEN ARAŞTIRMA FAALİYETLERİ

A. *EGLIN test modelinin çizilmesi*

Kullanılacak olan yöntemlerin doğrulanması için rüzgâr tünelinde daha önceden yapılmış test sonuçlarına ihtiyaç duyulmaktadır. Bu sebeple harici mühimmat ayrılma analizlerinin doğrulanmasında uzun süredir kullanılan EGLIN test modeli tercih edilmiş. 1990 yılında Arnold Mühendislik Geliştirme Merkezinde bulunan rüzgâr tünelinde gerçekleştirilen testte kanat, pilon ve mühimmat olmak üzere 3 farklı yapı kullanılmıştır[2]. Şekil 1'de CATIA programı kullanılarak çizilen EGLIN test modeli gösterilmiştir. Tablo 1'de ise analizler için kullanılacak olan gerekli parametreler gösterilmiştir.



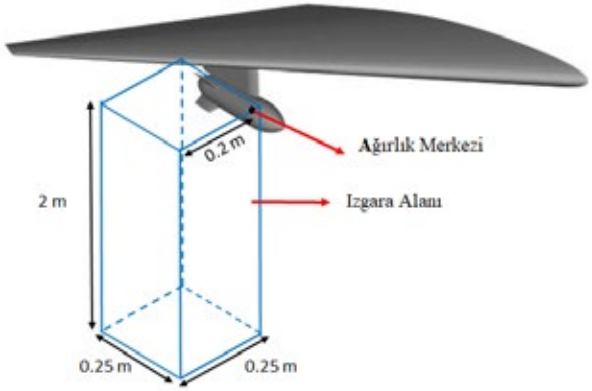
Şekil. 1. EGLIN test modeli CAD çizimi

TABLO I: MÜHİMMAT PARAMETRELERİ

Kütle	907 kg
Kütle Merkezi	1417 mm (Burundan geriye doğru)
Yalpa Momenti	27 kg.m^2
Yunuslama Momenti	488 kg.m^2
Sapma Momenti	488 kg.m^2
İleri Ejektör Lokasyonu	1237.5 mm (Burundan geriye doğru)
Geri Ejektör Lokasyonu	1746.5 mm (Burundan geriye doğru)
İleri Ejektör Kuvveti	10.7 kN
Geri Ejektör Kuvveti	42.7 kN

B. *Izgara metodu*

Izgara metodu belirlenen bir alanın haritalanması olarak özetlenebilir. Önceden belirlenen ızgara noktalarından istenilen veriler alınarak tüm alandaki aerodinamik katsayıların tespit edilmesi hedeflenir. EGLİN test modeli için oluşturulan ızgara alanı Şekil-2 de görülmektedir.



Şekil. 2: Tanımlanan ızgara hacmi

Alan; (-) x yönünde 0.25m, (-) y yönünde 0.25m ve z yönünde 2m olacak şekilde belirlenmiştir[3]. Bu alan içinden hangi noktalardan analiz alınacağı deney tasarımı yöntemi ve boşluk doldurma metotları kullanılarak belirlenecektir. Belirlenen ızgara alanı içenden seçilecek olan nokta sayısının belirlenmesi yapılacak olan analizlerin doğruluğu için çok önemidir. Bu sebeple kaç tane nokta seçileceğini belirlemek doğru sonuçlar elde çok büyük öneme sahiptir. Bu sebeple daha önce literatürde yapılan çalışmalar incelenmiş ve genel geçer kural olarak belirlenen girdi sayısının 5-10 katı olacak olacak şekilde analiz nokta sayısının belirlendiği görülmüştür[4]. Yaptığımız çalışmada harici yükün konumu (x,y,z), hücum açısı(α) ve yan kayma açısı(β) dâhil olmak üzere problem için 5 farklı girdi olduğu için 50 adet analiz noktası seçmenin yeterli olduğuna karar verilmiş ve bu doğrultuda çalışmalar gerçekleştirilmiştir.

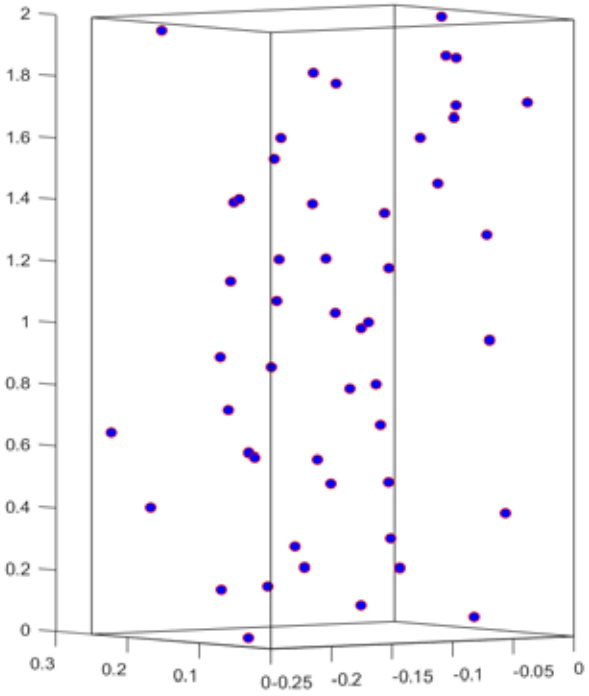
C. Latin hiperküp metodu

p noktadan ve *d* boyuttan oluşan bir tasarım yapıldığını düşünelim. *p* x *d* matrisi olarak tanımlanan bu sistemde homojen şekilde nokta dağılımı için en yaygın olarak kullanılan yöntemlerden biri ULH yöntemidir. Bu yöntem sayesinde *d* sayısındaki boyutlar *p* sayısı kadar seviyeye bölünür ve her seviyeye tek nokta gelecek şekilde nokta dağıtımı yapılır[5]. ULH metodu ile dağıtılan noktalar her zaman istenilen homojenliği vermemektedir. Şekil 3'de bütün dağılımlar ULH metoduyla yapılmasına rağmen ilk iki durumun yeterince homojen olmadığı görülmektedir. Analiz yapılacak olan noktaların homojen olarak dağılması çıkacak analiz sonuçlarını doğrudan etkilediği için karar verilen noktaların homojen olarak dağıldığından emin olmak gerekmektedir. Bu sebeple ULH metodu kullanılmadan önce MATLAB kullanılarak optimize edilmiş ve seçilen noktaların ızgara uzayında homojen olarak dağıldığından emin olunmuştur.



Şekil. 3. ULH metodu örnekleri

Belirlenen ızgara hacmi içesinden ULH metodu kullanılarak seçilen analiz noktaları Şekil 4'de gösterilmiştir. Belirlenen tüm noktalar için meshleme işlemleri gerçekleştirilecektir.

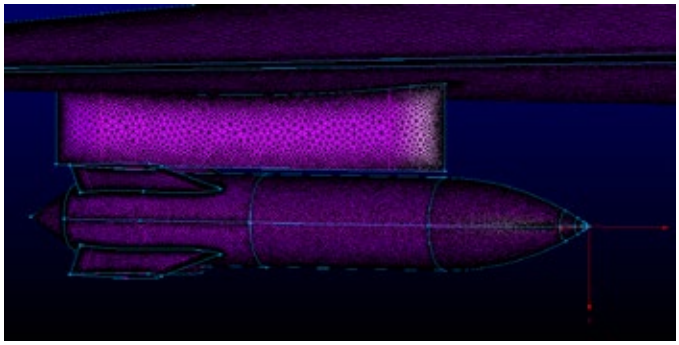


Şekil. 4. ULH metodu ile belirlenen noktaların 3 boyutlu gösterimi

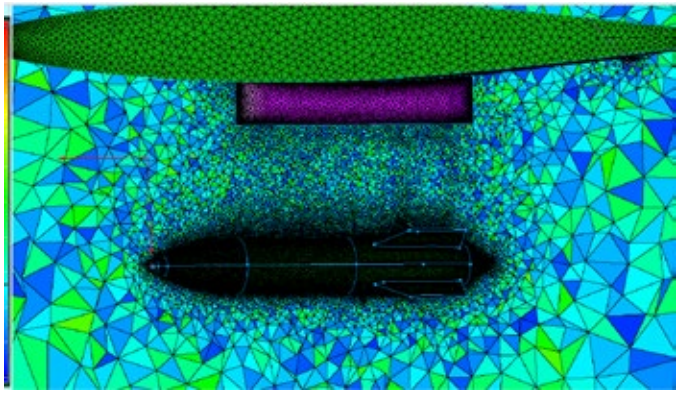
D. Meshleme işlemleri

1) Başlangıç ve sınır koşulları: Sınır koşulların HAD hesaplamaları üzerindeki etkisi çok büyüktür. Yanlış tanımlanacak herhangi bir sınır veya başlangıç koşul HAD analiz sonuçlarının doğruluğunun sapmasına sebep olacaktır. Bu yüzden sınır ve başlangıç şartlarının doğru bir şekilde yapılması gerekmektedir. Sınır koşullar için önerilen sınır koşullar kullanılmıştır. Mühimmatın, pilonun ve kanat yüzeylerinin duvar sınır koşulları kaymaz (non-slip) ve adiyabatik olarak tanımlanmıştır. Simülasyona başlamadan önce her bir elemana doğru başlangıç ve sınır koşullarının atanması önemlidir. Bu sınır koşullar bu çalışma kapsamında yapılacak kararsız (unsteady) ve kararlı (steady) analizler için gerekmektedir. Ayrıca numerik çözümler için başlangıç tahmini çok önemlidir. Bu çalışmada uzak alan sınır koşulları (far field boundary conditions) şu şekilde yapılmıştır: Kararlı (steady) analiz için basınç uzak alan sınır koşullarından alınmıştır. Kararsız çözümler içinse kararlı simülasyondan elde edilen veriler başlangıç koşulu olarak kararsız çözümlerde kullanılmıştır [6].

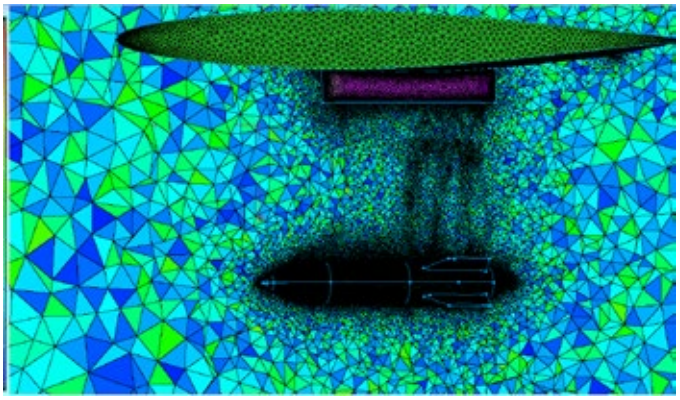
2) Yüzey ve hacim meshleri: Tanımlanan sistem için yüzey meshleme işlemleri için Pointwise programından yararlanılmıştır. Öncelikle analizi yapılacak sistem için yüzey meshi atılmılmıştır. Şekil 5'de sistem için yüzey meshi gösterilmitir. Daha sonra ise belirlenen 50 adet analiz noktası için mühimmat taşıma işemleri gerçekleştirlerek hacim meshleri atılmıştır. 2 adet analiz noktası için atılan hacim meshleri Şekil 6-7'de gösterilmiştir.



Şekil. 5. Mühimmatın Pointwise yardımıyla yapılan yüzey meshi

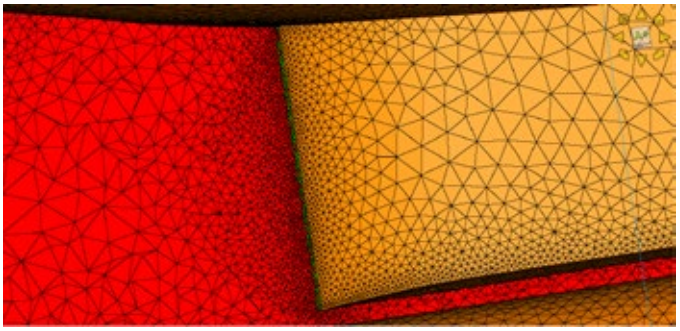


Şekil. 6. Pointwise yardımıyla yapılan (-0.06, 0.195, 0.97) (m) noktası için hacim meshi



Şekil. 7. Pointwise yardımıyla yapılan (-0.034, 0.127, 1.991) (m) noktası için hacim meshi

3) Çözüm koşulları: *Navier*-Stokes, hem structured hem de unstructured grid metodu işleyebilen bir çözücüdür. Euler metodu ise Transonik akışlarda özellikle kullanılabilen bir metottur. Çünkü Transonik akışlarda viskoz etkilerin sonuç üzerinde önemli bir etkisi yoktur. Ayrıca Euler çözücü için Pointwise programında mesh atılırken mesh sayısını önemli miktarda azaltmaktadır. Örnek verilecek olursa bizim durumumuzda $1.32*10^{-6}$ mm kalınlığında sınır tabaka için 0 0 0 noktasında atılan toplam mesh sayısı 9.000.000'dan fazla iken Euler çözümünde bu sayı 5.000.000'un altındadır. Görülüyor ki Euler çözümü zaman ve maliyet bakımından daha avantajlıdır. Ancak proje ekibinin kendini tercihleri doğrultusunda Navier-Stokes çözümü tercih edildi ve birinci sınır tabaka kalınlığı $1.32*10^{-6}$ olarak hesaplandı. Şekil 8'de pilon için sınır tabaka meshi gösterilmiştir. Tablo 2'de ise SU2 analizleri için belirlenen karakteristik değerler gösterilmiştir.



Şekil 8: Pilon bölgesinin sınır tabakalı meshi

TABLO II. HAD ANALİZLERİ İÇİN GEREKEN REFERANS DEĞERLER

Mach sayısı	0.95
Hücum değerleri	-12 ,-9, -6, -3, 0, 3, 6, 9, 12
Yan kayma açısı değerleri	0, 3, 6, 9
Referans alan	0,8 m^2
Referans uzunluğu	3 m
Kanat açıklığı	6.604 m

E. Tepki yüzey modeli

Tepki yüzeyi modeli, ilgilenilen yanıtın çeşitli değişkenlerden etkilendiği bir süreci modellemek ve analiz etmek için yaygın olarak kullanılan matematiksel ve istatistiksel bir yöntemdir. Süreci etkileyen girdilere bağımsız değişkenler, yanıtlara ise bağımlı değişkenler denir [12]. TYM bağımsız değişkenler arasındaki etkileşimin belirlenmesi, sistemin matematiksel olarak modellenmesi, deneme sayısını azaltarak zamandan ve maliyetten tasarruf edilmesine olanak sağlar [7]. TYM, yüzey yerleştirmeye dayalı bir yöntemdir. Bu nedenle, bir TYM çalışmasının ana hedefleri, yerel maksimum, yerel, minimum ve sırt çizgilerini içeren yanıt yüzeyinin topografyasını anlamak ve en uygun yanıtın oluştuğu bölgeyi bulmaktır [3].

F. 6 Serbestlik Dereceli Kod (6-DoF) Geliştirme

Tepki Yüzeyi Modelinden aldığı aerodinamik kuvvet ve moment katsayılarını girdi olarak alıp harici mühimmat ayrılması simüle eden açık kaynak yazılımı olan Python 'da kod yazılmıştır. İlk önce füzenin başlangıç koşulları girilmiştir: x, y ve z eksenindeki başlangıç hız ve açısal hız vektörleri, füzenin Euler açıları, başlangıç irtifa verileri ve füzenin kütlesi girilmiştir. EGLIN test modeli yardımıyla füzenin ortalama veter uzunluğu, kanat genişliği, yüzey alanı I_{xx},I_{yy}, ve I_{zz} (füze simetrik olduğu için diğer eylemsizlik momentleri sıfırdır) eylemsizlik momentleri verileri girilmiştir. TYM'den girdi olarak aldığı aerodinamik kuvvet ve moment katsayılarını boyutsuz kuvvet ve moment katsayıları eşitliğinden bulunan 1. formülü kullanarak füzeye etki eden aerodinamik kuvvetleri ve momentleri hesaplanmıştır.

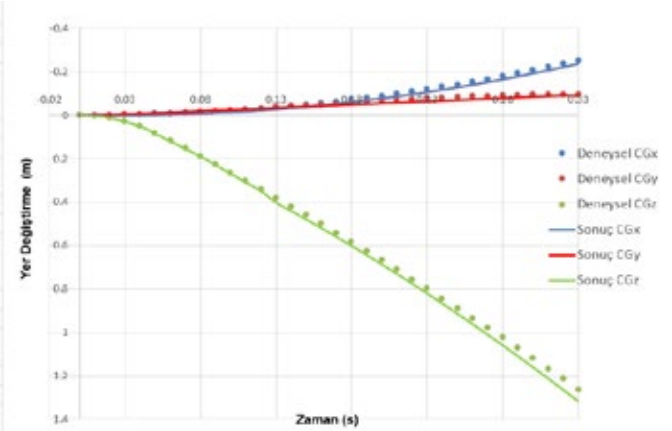
$$X = q_\infty * S * C_x \quad (1)$$

Açısal hız ve hız vektörleri girdilerini, TYM'den alınan katsayılarla hesaplanılan aerodinamik kuvvet vektörlerini, kütleyi "mass" girdisinden alarak ve son olarak yer çekimini girerek Newton'un ikinci yasasını kullanarak (dış kuvvetleri sıfır sayarak) Formül 1.'deki hareket denklemini kullanarak füzenin ivme vektörleri bulunur. Açısal hız vektör girdilerini, TYM'den alınan katsayılarla hesaplanılan aerodinamik moment vektörlerini ve EGLIN'den elde edilen eylemsizlik momentlerini kullanarak açısal momentumun korunumundan (dış torku sıfır sayarak) hareket denklemini kullanarak açısal ivme vektörleri bulunur. Açısal hız vektörlerini, phi, theta ve psi; Euler açılarını başlangıçta sıfır kabul ederek, kinematik eşitlikleri kullanarak Euler açılarındaki birim zamandaki değişim bulunur. Euler açılarını ve hız girdilerini kullanılarak füzenin birim zamandaki koordinat değişimleri bulunur. alt fonksiyonları kullanarak füzenin genel durumunu veren genel bir fonksiyon yazılmıştır. Alpha, beta ve TAS verileri füzenin hız vektörlerini alarak hesaplanıldı. Daha sonra Yükseklik verisini ve TAS verisini kullanarak atmosferik rho, mach, sıcaklık ve dinamik basınç parametreleri hesaplanıldı.Eylemsizlik momentleri, füzenin yüzey alanı, ortalama veter uzunluğu ve kanat genişliği uçuşu boyunca sabit kabul edilmiştir. Kütle ve 3 boyutlu yer çekimi verileri girildi.Füzenin durumları (birimiz zamandaki hız değişimi

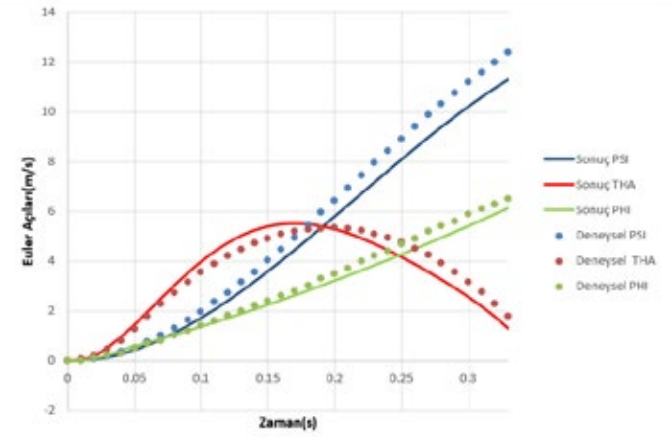
vektörlerini, birim zaman açısal hız değişim vektörlerini, birim zamanda euler açılarındaki değişimi ve birim zamanda füzenin koordinatındaki değişimleri) hesaplanıldı.

IV. ARAŞTIRMA SONUCU VE ÇIKTILAR

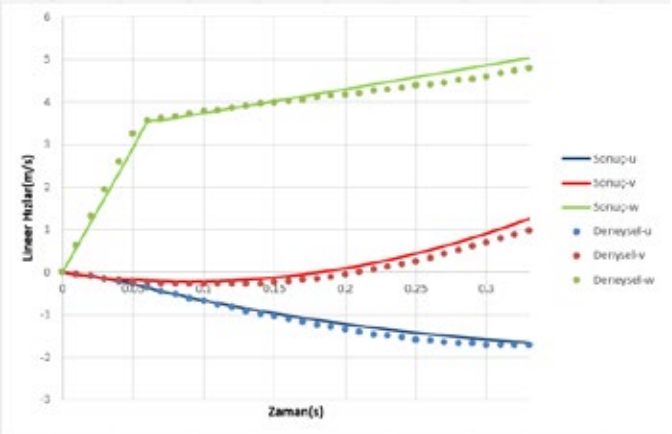
Yapılan çalışmalar sonucunda bulunan veriler ve EGLIN rüzgar test verisi karşılaştırılarak Şekil 9,10,11 ve 12'de gösterilmiştir. Grafikler incelediği zaman bulunan sonuçların EGLIN verileriyle büyük oranda örtüştüğü gözlemlenmiştir.



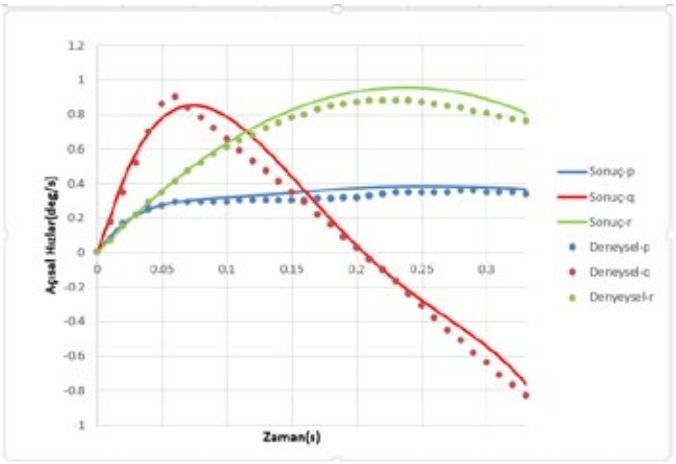
Şekil. 9. Bulunan yer değiştirme verilerinin deney verileri ile karşılaştırılması



Şekil. 10. Bulunan Euler açısı verilerinin deney verileri ile karşılaştırılması



Şekil. 11. Bulunan lineer hız verilerinin deney verileri ile karşılaştırılması



Şekil. 12. Bulunan açısal hız verilerinin deney verileri ile karşılaştırılması

V. ÖNERİLER, ALINAN DERSLER VE GELECEK ÇALIŞMALAR

Yukarıdaki grafikler incelendiği zaman yapılan çalışmalar sonucunda bulunan veriler ile EGLIN rüzgâr tüneli verilerini büyük oranda örtüştüğü net bir şekilde görülmektedir. Grafikler sayesinde yapılan çalınmanın doğru sonuçlar verdiği gösterilmiş ve yapılan çalışmanın çok daha uzun sürede sonuç veren dinamik mesh atma işlemleri yerine tercih edilebileceği ortaya konulmuştur. Bu sayede dinamik mesh ile yapılan analiz yerine ızgara metodu kullanılarak daha kısa süre içerisinde doğru sonuçlar elde edilebilecektir.

Yaptığımız çalışmada sadece tek bir Mach değerinde gerçekleştirilmiştir. Gelecek çalışmalarda farklı Mach değerleri için çalışmalar gerçekleştirilebilir. Ayrıca hücum açısı ve yan kayma açısı aralıkları genişletilebilir. Mühimmat kanatçık açıları değiştirilerek bu değişiklerin etkileri incelenebilir aerodinamik ve aeroelastik etkileri incelenebilir.

KAYNAKLAR

[1] A. Cenko, Store Separation Overview, AIWS LLC, 2016.

[2] HEIM,E.R: *CFD Wing /Pylon/Finend Store Mutual Interference Wind Tunnel Experiment, Arnold Engineering Development Center,* AD-B152 669, September 10-17 1990

[3] Özgür, O., A. E. Çetiner, B. Yağız, and G. Güzel. Store Separation Analyses by Means of Response Surface Modelling. 34th AIAA Applied Aerodynamics Conference. AIAA 2016-4335, 2016.

[4] Çetiner, A. E., Yagiz, B., Guzel, G., Özgür, O., & Koc, I. (2016). CFD-based response surface modeling with an application in missile aerodynamics. In 34th AIAA Applied Aerodynamics Conference (p. 4336).

[5] Viana FAC. A tutorial on Latin hypercube design of experiments. Qual Reliab Eng Int 2016;32:1975–85. http://dx.doi.org/10.1002/qre.1924.

[6] Panagiotopoulos, E. E., and Spyridon D. K. CFD Transonic Store Separation Trajectory Predictions with Comparison to Wind Tunnel Investigations. International Journal of Engineering 538-553, 2010

[7] https://www.numesys.com.tr/discovery-spaceclaim/

Adjoint Metodu ile Pervane Kanadı Optimizasyonu

Propeller Blade Optimization with Adjoint Method

Öğrenci - 1
Oğuz Kaan Dodurga
Necmettin Erbakan Üniversitesi
Uçak Mühendisliği
Konya, Türkiye
oguzkaandoo250@gmail.com

Öğrenci - 2
Eren Çelikateş
Necmettin Erbakan Üniversitesi
Uçak Mühendisliği
Konya, Türkiye
erencelikates@gmail.com

Öğrenci - 3
Yasin Doğan
Necmettin Erbakan Üniversitesi
Uçak Mühendisliği
Konya, Türkiye
yasindoganturk@gmail.com

Öğrenci - 4
Özgür Kaplan
Necmettin Erbakan Üniversitesi
Makine Mühendisliği
Konya, Türkiye
kaplanozgur337@gmail.com

Akademik Danışman
Dr. Ögr. Üyesi Mehmet Numan Kaya
Necmettin Erbakan Üniversitesi
Makine Mühendisliği
Konya, Türkiye
mnkaya@erbakan.edu.tr

Sanayi Danışmanı
Barış Biçer
Türk Havacılık Uzay Sanayii
Ankara, Türkiye
baris.bicer@tai.com.tr

***Özetçe*— Bu çalışmada, bir pervane kanadının şekil optimizasyonu yapılmıştır. Amaç fonksiyonlar sürükleme kuvvetinin azaltılması ve taşıma kuvvetinin arttırılması olarak tanımlanmıştır. Kısıtlayıcı ve ceza fonksiyonu olarak sabit taşıma kuvveti katsayısı, simetri, hacim ve kalınlık olarak belirlenmiştir. Adjoint metodu ile optimizasyon için ise açık kaynak kodlu OpenFOAM programı kullanılmıştır. Yüzey deformasyonları, FFD kutusu ile yapılmıştır. FFD kutusu içerisine daha iyi çözümler elde edilebilmesi için yapısal olmayan ağ atılması hedeflenmektedir. Çalışmada öncelikle bazı iki boyutlu kanat profilleri için analizler gerçekleştirilmiş ve sonuçlar elde edilmiştir. Sonuçlar incelenmiş ve üç boyutlu optimizasyona temel model olarak kullanılmıştır. Son çalışmada ise üç boyutlu bir pervane kanadı optimizasyonu ele alınmıştır. Optimizasyon süreci, diğer çalışmalara benzer şekilde işletilmiştir. Pervane geometrisi üzerinde kayda değer bir deformasyon sonucunda optimum şekil elde edilmiştir. Yapılan analiz neticesinde başarılı bir optimizasyon gerçekleştirilmiştir. Sonuç olarak, optimizasyon aracı amaç fonksiyonunun istenen taşıma ve sürükleme kuvvetleri oranının kazanımıyla gerçekleştirilmiştir.**

Anahtar Kelimeler — adjoint metodu; amaç fonksiyonu; deformasyon; ffd kutusu; openfoam; pervane; şekil optimizasyonu.

***Abstract*— In this study, shape optimization of a propeller blade has been made. The objective functions are defined as reducing the drag force and increasing the lift force. As the constraint and penalty function, the constant bearing force coefficient was determined as symmetry, volume and thickness. The open source code OpenFOAM program was used for optimization with the Adjoint method. Surface deformations were made with the FFD box. It is aimed to throw an unstructured mesh into the FFD box so that better solutions can be obtained. In the study, first of all, analyzes were carried out for some two-dimensional wing profiles and the results were obtained. The results were analyzed and used as a basic model for three-dimensional optimization. In the last study, a three-dimensional propeller blade optimization is discussed. The optimization process was operated similarly to other studies. The optimum shape was obtained as a result of a significant deformation on the propeller geometry. As a result of the analysis, a successful optimization was carried out. As a result, the optimization tool is realized by gaining the desired ratio of lift and drag forces of the objective function.**

Keywords — adjoint method; objective function; deformation; ffd box; openfoam; blade; shape optimization.

I. GİRİŞ – PROBLEM TANIMI

Bir hava aracının tasarım süreçlerinde birçok parametre göz önünde bulundurularak tasarım çalışması gerçekleştirilir. Tasarım çalışmalarında belirlenen parametreler optimum değerde tutularak tasarımlarda iyileştirmeler yapılmaktadır. İyileştirme çalışmalarının yapılma amacı, tasarımı yapılan araçtan yüksek performans elde edilmek istenmesidir.

Bu çalışmada temel amaç, faydalı yük taşıma kapasitesini artırmak için pervane kanadının aerodinamik analizidir. Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği (HAD) ile akış analizleri için OpenFOAM programı kullanılmış ve adjoint yöntemi ile optimizasyon yapılması hedeflenmiştir. Bu yönteme göre optimize edilecek alanı için bir optimizasyon kutucuğu (FFD box) oluşturulmuştur. Odak noktası burası olduğu için akış fiziğinin daha iyi yakalanabilmesi adına FFD kutusu içerisine yoğun bir çözüm ağı oluşturulmuştur. Bu projenin amacı, yüksek verimliliğe sahip pervane kanadı optimizasyonunun gerçekleştirilmesidir. Pervanenin bileşenlerinden biri de kanattır. O yüzden bu çalışmada kanat optimizasyonu yapılmıştır. [1]

Pervane bir aracın motorundan üretilen enerjiyi kullanarak, araç için gerekli olan itme kuvvetinin oluşmasını sağlar. Pervanelerin görevi motorun milinden elde edilen dönme gücünü itme veya çekme gücüne çevirmektir. Pervanelerin burkulmuş olmasının ce uca doğru incelerek gitmesinin sebebi pervane boyunca düzgün dağılmış bir itme gücü elde etmektir. Çünkü pervanenin üzerinden akan hava akımı uç kısımda en yüksek hızına ulaşır. Bu durumda sabit kesitli bir pervane kanadı yüksek devirle kullanıldığında uç kısımlarda büyük sorunlara yol açabilir. Pervanenin geometrisinin performansına etkisi büyüktür.

Bir pervane göbeği etrafına eşit açısal aralıklarla konumlandırılmış ve pal adı verilen kanatçıklardan meydana

gelir. Pervane iki veya daha fazla palin bir Hub'a monte edilmesinden oluşur. [2]

Aerodinamik şekil optimizasyonu, belirli bir gövdenin şeklini değiştirerek aerodinamik performansını en üst düzeye çıkarma sürecidir. Günümüzde aerodinamik şekil optimizasyonu, uçaklar, arabalar, trenler, köprüler, rüzgâr türbinler ve iç boru akışları gibi birçok alanda herhangi bir aerodinamik tasarım için vazgeçilmez bir bileşen haline gelmiştir.

Pervane kanadının aerodinamik performansını artırmanın birincil yolu kaldırma kuvvetinin sürüklenme kuvvetine oranını ifade eden L/D oranı yükseltmektir.

Bu çalışma da daha önce bahsedildiği gibi tüm görev ve operasyon süreçlerinde kullanılan pervane kanadının performans incelenmesi yapılarak bu durumların belirlenmesi amaçlanmıştır.

II. GERÇEKLEŞTİRİLEN ARAŞTIRMA FAALİYETLERİ

A. *Literatür Taraması*

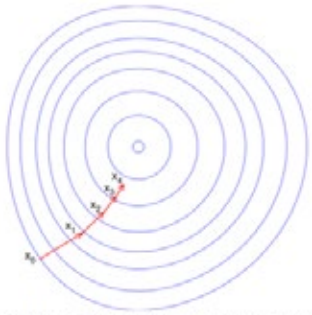
Proje yapılan konuya hakim olunması ve geçmiş çalışmalardan esinlenmek amacıyla detaylı bir literatür taraması yapılmıştır. Basit hali ile literatür taraması Şekil I'de gösterilmiştir.



Şekil I: Literatür Taraması

B. *Gradyan Tabanlı Optimizasyon*

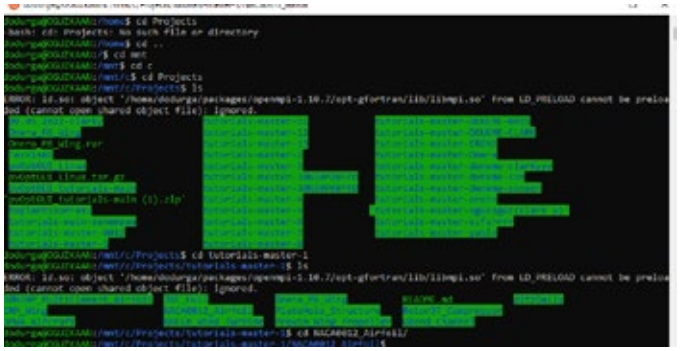
Optimizasyon, belirli koşullar altında en iyi sonuçları elde etme görevidir. Bir optimizasyon problemindeki ilk adım, tasarım değişkenleri adı verilen bir dizi parametre tanımlamaktır. Daha sonra maksimum kazanç için tasarım değişkenlerinin en iyi kombinasyonu elde edilmeye çalışılır. Bu işlemin minimum çaba ile ve en kısa sürede tamamlanması arzu edilir. Bu nedenle, bu zorluk için birçok teknik geliştirilmiştir. Bu yöntemleri iki ana başlık altında toplamak mümkündür. Bunlara gradyan tabanlı ve gradyansız optimizasyonlar denir.



Şekil II: Gradyan İnişi - Minimum Değere Yaklaşma

C. *OpenFOAM*

CFD tabanlı tasarımı kolaylaştırmak için, çok sayıda tasarım değişkenine göre tasarımları optimize etmek için gradyan tabanlı optimizasyon ve türev hesaplama için adjoint metodu kullanılabilir. (Open Source Field Operation and Manipulation) OpenFOAM, giderek daha popüler hale gelen açık kaynaklı bir CFD paketidir.

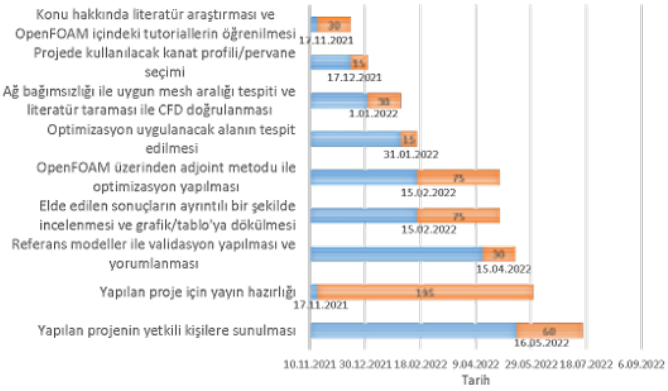


Şekil III: OpenFOAM Arayüzü

D. *Dafoam*

DAFoam, tasarım optimizasyonlarını gerçekleştirmek amacıyla OpenFOAM için bir dizi ayrık adjoint denklemlerini içeren bir pakettir. OpenFOAM'ın sahip olduğu nesne yönelimli programlama fikrini, yalnızca birkaç yüz satır kod yenilenmesi ekleyerek ve küçük değişiklikler ile mevcut OpenFOAM üzerine ayrık adjoint metodunun uygulanmasına izin veren üst düzey bir arabirim sağlar.

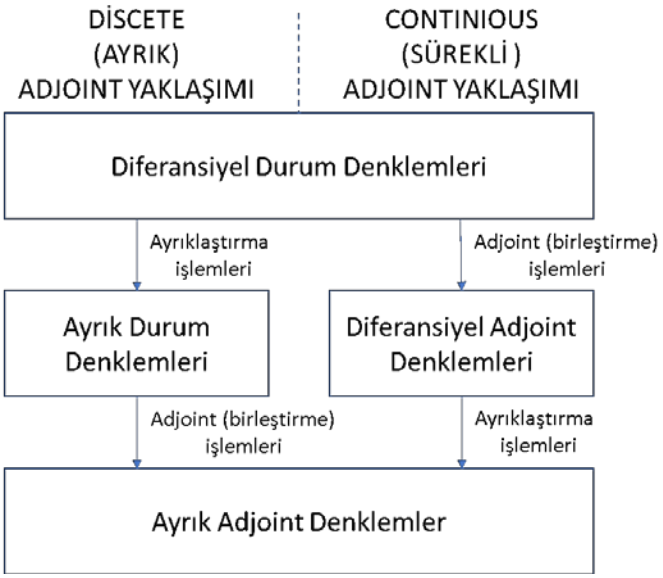
E. Kaynaklar incelenerek proje için yol haritası ve görevler araştırılmıştır. Bulgular sonucunda gerçekleştirilecek faaliyetler Şekil IV'de gösterilmiştir.



Şekil IV: Zamanla Gerçekleşmesi Planlana Görev Dağılımı

E. Adjoint Metodu

Adjoint yönteminin çözümünde iki çeşit yaklaşım vardır. Bu yaklaşımlar Continuous ve Discrete yaklaşım olup, problem türüne göre çeşitli avantajları vardır. Ayrık ve sürekli adjoint yaklaşımı matematiksel yapısı Şekil V'de gösterildiği gibidir.[3]



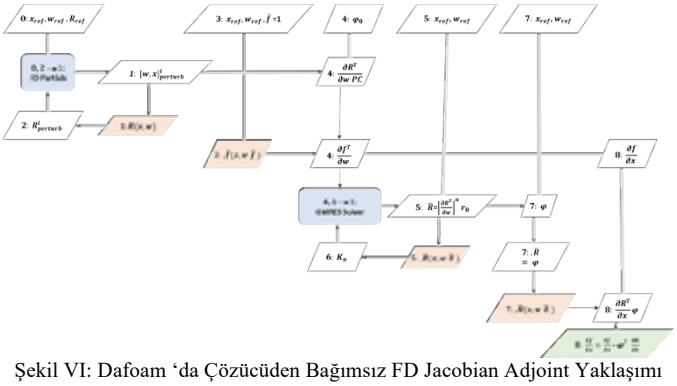
Şekil V: Ayrık Ve Sürekli Yaklaşım Özellikleri

Özetle ayrık adjoint uygulamasında adjoint denklemler de kullanılarak kısmi türevler hesaplanır. Bu işlemler için 4 ana adım gereklidir, bunlar:

1. $[\partial R/\partial w]^T$ ve $[\partial f/\partial w]^T$ kısmi türevlerinin hesaplanması;
2. Adjoint vektörü (Ψ) için lineer olan denklem'in çözülmesi;
3. $\partial R/\partial x$ ve $\partial f/\partial x$ kısmi türevlerinin hesaplanması;

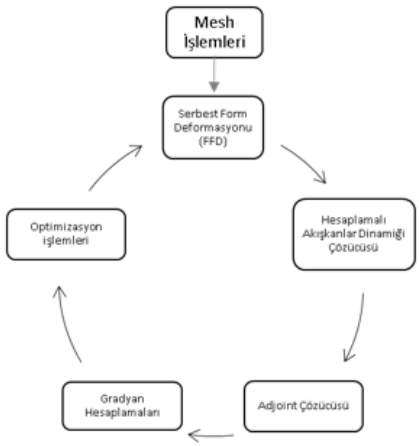
Toplam türev olan df/dx 'i hesaplamak için denklemin kullanımı adımlarıdır.

Toplam türevi elde etmek için kullandığımız kalıntı(residual) denklem $R(w,x)$; herhangi bir Discrete kısmi diferansiyel denklem seti için uygulanabilir. DAfoam, alt kısımlarda detaylandırılan, çözücüden bağımsız bir şekilde yukarıdaki 4 adımı uygular. Çözücüye özel uygulamaları hesaba katarak, ayrıntılı kalıntı (residual) fonksiyonu belirtmek için yüksek seviyeli ara yüzler sağlar.



Şekil VI: Dafoam 'da Çözücüden Bağımsız FD Jacobian Adjoint Yaklaşımı için Süreç ve Veri Akışı

F. Optimizasyon Süreci



Şekil VII: Optimizasyon Şeması

Optimizasyon sürecinde izlenen metodolijinin basitleştirilmiş modeli Şekil VII'da şematik olarak gösterilmiştir.

III. ARAŞTIRMA SONUÇLARI VE ÇIKTILAR

Adjoint yönteminin etkisini değerlendirmek için 4 farklı optimizasyon durumu kullanılmıştır. İlki NACA 0012 kanat profilinin sürükleme katsayısını en aza indirmeyi içerir. İkinci durumda amaç, bir NACA 0015 kanat profilini sürükleme katsayısını en aza indirmeyi içerir. Üçüncü NACA Clark-Y kanat profilinin sürükleme katsayısını en aza indirmeyi içerir. Dördüncüsü multi-element bir kanat profilinin taşıma katsayısını artırmaktır. Son optimizasyon çalışması ise bir pervane kanadı optimizasyonudur.

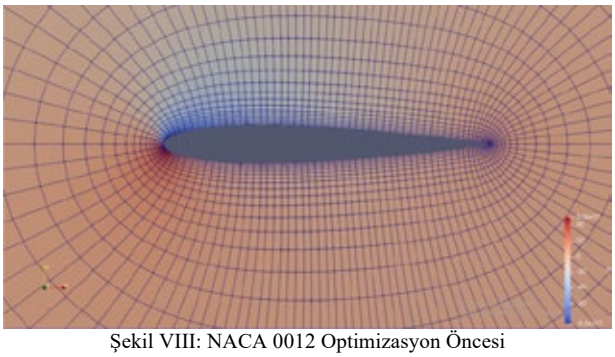
A. NACA 0012 Sürükleme Katsayısı Azaltılması

Tablo I: Optimizasyon Giriş Parametreleri

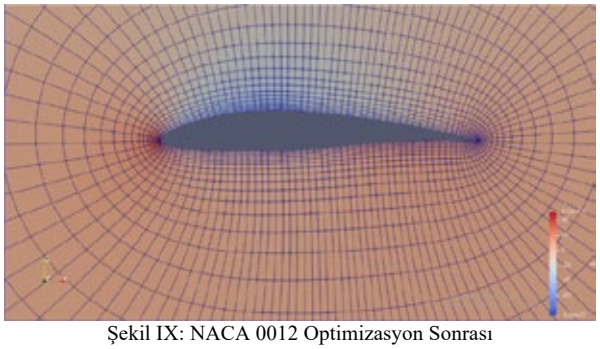
Geometri	NACA 0012
Hedef Fonksiyonu	C_D katsayısı azaltılması
C_L	0.5
Mach sayısı	0.03
Reynold sayısı	$0.67x10^6$
Mesh sayısı	4000
FFD değeri	20 (y ekseninde hareket)
Hücum açısı sayısı	1
Sabitler	Simetri, hacim, kalınlık ve kaldırma sabitleri

Tablo II: Optimizasyon Çıktıları

İterasyon	Sonuç
0	$2.0820242x10^{-2}$
1	$2.0522605x10^{-2}$
2	$1.9628487x10^{-2}$
3	$1.9220061x10^{-2}$
4	$1.9054774x10^{-2}$
5	$1.8964266x10^{-2}$
6	$1.8904497x10^{-2}$
7	$1.8840904x10^{-2}$
8	$1.8838040x10^{-2}$
9	$1.7956734x10^{-2}$
10	$1.7719919x10^{-2}$
11	$1.7325762x10^{-2}$
12	$1.7376631x10^{-2}$
13	$1.7375310x10^{-2}$
14	$1.7375266x10^{-2}$
15	$1.7375266x10^{-2}$
16	$1.7375266x10^{-2}$



Şekil VIII: NACA 0012 Optimizasyon Öncesi



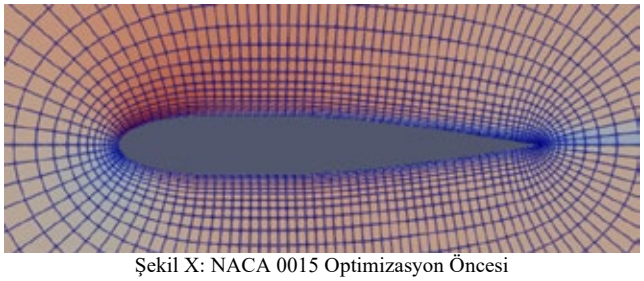
Şekil IX: NACA 0012 Optimizasyon Sonrası

Optimizasyon sonucunda 0.020820258 olan CD değeri 0.017376808 değerine %16.5 azalma oranı ile düşmüştür.

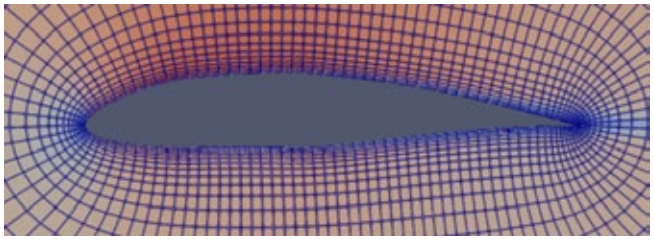
B. NACA 0015 Sürükleme Katsayısı Azaltılması

Tablo III: Optimizasyon Giriş Parametreleri

Geometri	NACA 0015
Hedef Fonksiyonu	C_D katsayısı azaltılması
C_L	0.5
Mach sayısı	0.03
Reynold sayısı	$0.67x10^6$
Mesh sayısı	4000
FFD değeri	20 (y ekseninde hareket)
Hücum açısı sayısı	1
Sabitler	Simetri, hacim, kalınlık ve kaldırma sabitleri

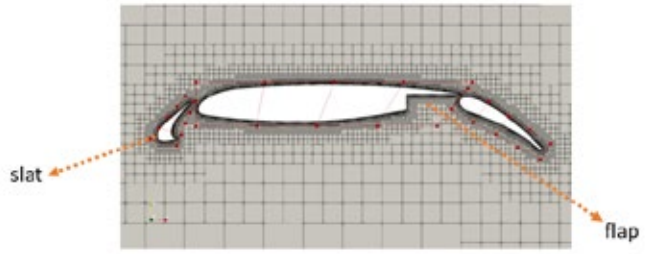


Şekil X: NACA 0015 Optimizasyon Öncesi



Şekil XI: NACA 0015 Optimizasyon Sonrası

C. 30N30P Multı-Element Taşıma Katsayısı Artırılması

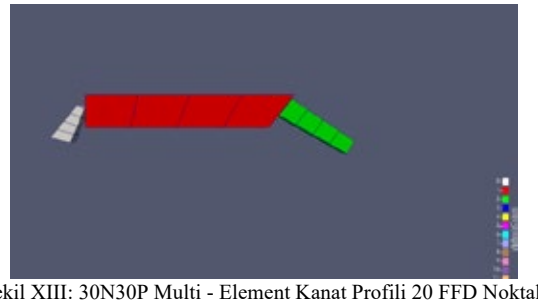


Şekil XII: 30N30P Multi-Element Kanat Profili

Tablo IV: Optimizasyon Çıktıları

İterasyon	Sonuç	İterasyon	Sonuç
0	3.4260943	26	3.5047271
1	3.4969868	27	3.5053286
2	3.3980185	28	3.5054604
3	3.4109973	29	3.5076882
4	3.4250798	30	3.5055041
5	3.4286066	31	3.5066847
6	3.4302022	32	3.5000808
7	3.4308679	33	3.5011274
8	3.4542812	34	3.5083272
9	3.4478393	35	3.5005871
10	3.5123713	36	3.5089393
11	3.4715201	37	3.5025986
12	3.4695850	38	3.5160557
13	3.4699416	39	3.4875054
14	3.4728882	40	3.4902118
15	3.4751464	41	3.4880883
16	3.4818713	42	3.4911500
17	3.5181273	43	3.5152078
18	3.5199791	44	3.5152708
19	3.5020036	45	3.5152708
20	3.4974001	46	3.5152708
21	3.5009660	47	3.5152708
22	3.5069345	48	3.4828089
23	3.7433278	49	3.4988913
24	3.5034444	50	3.4992431
25	3.5042580		

Optimizasyon sonucunda 3.4230943 olan CL değeri 3.4992431 değerine %2.22 artma ile artmıştır.



Şekil XIII: 30N30P Multi - Element Kanat Profili 20 FFD Noktalı Optimizasyon

IV. Proje Ekibinin Kazanımları ve Tusaş'a Olan Katkısı

Havacılık sektörünün gelişimi ile birlikte aerodinamik performans araştırmaları önem kazanmaktadır. Yapılan çalışma vasıtasıyla geliştirilmiş performanslar sayesinde daha verimli sistemler elde ederek firmaya katkıda bulunmak istenmiştir.

Bu proje ile beraber pervane kanat profili aerodinamik optimizasyon süreçleri tamamlanmıştır. Pervanelerin çoğu sektörde yer almasından dolayı projenin alternatif çözümler sunabilecek potansiyele sahip olduğu düşünülmektedir. Proje kapsamında Açık kaynak yazılımlar olan OpenFOAM DAfoam gibi yazılımlar kullanılmıştır. Bu yazılımlar:

- Lisans ücretinin olmaması
- Ticari yazılımlara göre daha düzenlenebilir ve müdahale edilebilir olması
- Yazılımlara erişimde dış politikanın etkisinin olmaması, asıl işlemlerin çözücü algoritmalarıyla gerçekleşmesi
- Uluslararası gelişim sahasına açık olması, sürekli kod yapısında gelişme sağlanması

gibi avantajlar sağlamaktadır.

V. Öneriler, Alınan Dersler ve Gelecek Çalışmalar

Çalışmada ayrık adjoint metodu ile optimizasyon yapılmış olup aynı tasarım ve veri girdiler ile sürekli adjoint metodu ile sonuçların tekrardan elde edilip yorumlanması her iki analizi karşılaştırmak için iyi olacaktır. Böylelikle sürekli ve ayrık adjoint yönteminin avantajları ve dezavantajları yorumlanabilir.

Optimizasyon giriş parametrelerini ve kanadın yapısal tasarımını inceleyerek sanayi ortamında üretilip teste çıkarılabilir. Bu sayede yapılan analizin doğru veya eksiklerini öğrenilip çalışma daha optimum seviyeye getirilebilir.

Kaynaklar

[1] http://www.megep.meb.gov.tr/mte_program_modul/moduller_pdf/Pervane%20Yap%C4%B1s%C4%B1.pdf

[2] PILOTFREND (2022, Haziran 3) . FIXED WING FLIGHT TRAINING. http://www.pilotfriend.com/training/flight_training/fxd_wing/props.htm

[3] D. Th´evenin and G. Janiga. and Computational Fluid Dynamics (2008).

[4] Reid, J., & He, P. (2021). Free-Form Deformation (FFD).

[5] Schramm¹, M., Stoevesandt¹, B., Peinke, J., & ¹Fraunhofer, I. W. E. S. (2015). Lift optimization of airfoils using the Adjoint approach.

[6] Schramm¹, M., Stoevesandt¹, B., Peinke, J., & ¹Fraunhofer, I. W. E. S. (2015). Lift optimization of airfoils using the Adjoint approach.

[7] Yerlikaya, B. (2019). Adjoint based optimization of supersonic converging diverging nozzle (Master's thesis, Middle East Technical University).

[8] Gradient descent. (2022, Haziran 2). İçinde *Vikipedia*. https://en.wikipedia.org/wiki/gradient descent

Havacılıkta Kullanılan Yakıt Ölçüm Prob'ları Araştırması ve Geliştirmesi

R&D for Fuel Measurement Probes That Use in Aircrafts

Öğrenci - 1
Mert Naci Çelik
Ankara Yıldırım Beyazıt Üniversitesi
Makine Mühendisliği
Ankara,Türkiye
mertnacicelik@gmail.com

Öğrenci - 2
Kadir Aydın
Ankara Yıldırım Beyazıt Üniversitesi
Makine Mühendisliği
Ankara,Türkiye
kadiraydin_619@hotmail.com

Öğrenci - 3
Doğukan Yıldız
Ankara Yıldırım Beyazıt Üniversitesi
Makine Mühendisliği
Ankara,Türkiye
dgknyldz33@gmail.com

Öğrenci - 4
Burak Usta
Ankara Yıldırım Beyazıt Üniversitesi
Makine Mühendisliği
Ankara,Türkiye
aslanburakusta@gmail.com

Akademik Danışman
Prof. Dr. Ahmet Pınarbaşı
Ankara Yıldırım Beyazıt Üniversitesi
Makine Mühendisliği
Ankara,Türkiye
apinarbasi@ybu.edu.tr

Sanayi Danışmanı
Erhan Gül
Türk Havacılık Uzay Sanayii
Ankara, Türkiye
tinal@tai.com.tr

***Özetçe*- Uçaklar, savunmada çok önemli makinelerdir. Bu araştırmamızda savunma ve otomotiv sanayinde yaygın olarak kullanılan akaryakıt probeleri ile ilgili bazı makale ve kitapları incelemeye çalışacağız. Ayrıca, bir uçak için benzersiz bir tane oluşturmak için aktif kapasitif yakıt problarının fonksiyonlarını ve çalışma prensibini anlamaya çalıştık. Hocamız Prof. Dr. Ahmet PINARBAŞI'na teşekkür ederiz.**

Anahtar kelimeler – Probe, ölçüm, yakıt, tank

***Abstract*- Aircrafts are very important vehicles in the defence of the country. In this research, we will deal with to search some articles and books for fuel probes that are using in the defence and automotive industry widely. Also, we tried to understand functions and working principle of the active capacitive fuel probes to build unique one for the aircraft. Thanks to our teacher Prof. Dr. Ahmet PINARBAŞI.**

Keywords – Probe, measurement, fuel, tank

I. GİRİŞ

Araçtaki yakıt miktarının ölçülmesi, itme kuvveti sağlayan motorun ne kadar yakıt tükettiğini görmek için değerini ve miktarını belirlemek için çok önemlidir. Ayrıca yakıt deposunda kalan yakıt miktarının değerini de belirleyebiliriz. Yakıt ölçüm problarının bazı türleri vardır. Aktif kapasitif prob ve pasif problar. Yakıt miktarını ölçmek olan tüm probların amaçları aynıdır. Bu nedenle kullanım alanları farklıdır. Otomobil, kamyon gibi araçlarda şamandıralı problar kullanılıyor. Uçaklarda hızlı hareket edebilen ve dönebilen ultrasonik problar kullanılmaktadır. Bu nedenle pasif problar, uçağın deposunda kalan yakıt miktarını ölçmek için kullanışlı olamaz. Bu araştırmada hem aktif kapasitif hem de pasif yakıt tankı ölçüm problarının savunma sanayinde etkinliğini ve kullanılabilirliğini belirleyeceğiz.

II. PROBLEMİN TANIMI

Uçaklarda kullanılan yakıt ölçüm poplarının yerlileştirilmesi ve mekanizmalarının öğrenilmesi ve araştırılması ayrıca bir aircraft için kullanılması mümkün yerli bir apparatusun geliştirilmesi prototip haline getirilmesi.

III. LİTERATÜR ARAŞTIRMASI

Yakıt probu, aracın yakıt deposunda kalan yakıt seviyesini ölçer. Ölçüm yöntemini değiştirerek bazı prob türleri vardır. Bunlar AC Yakıt Probları, DC Yakıt Probları, Ultrasonik problar, Radar bazlı problar, Radyasyon bazlı problar, manyetik seviye göstergesidir. Bu örnekler uçaklarda kullanılıyor.[1]

1.1 AC Yakıt Probu

Dayanıklı ve hafif olması için karbon kompozit yaptılar. Karbon kompozit, alüminyumdan %40'a kadar daha hafiftir. Uçağın uçabilmesi için hafif olması gerekir. Bu nedenle, tüm malzemeler bir uçakta monte edilir. Ayrıca ticari ve askeri uçaklarda kullanılabilirler. [1].Elektrik bağlantıları, göstergeye yakıt seviyesi hakkında bilgi gönderilmesini sağlar. Her türlü arızayı önlemek için tüm bağlantılar lehimlenir ve yapıştırılır [1]



Şekil 1.1.A AC Yakıt Probu [1]

1.2 DC Yakıt Probları

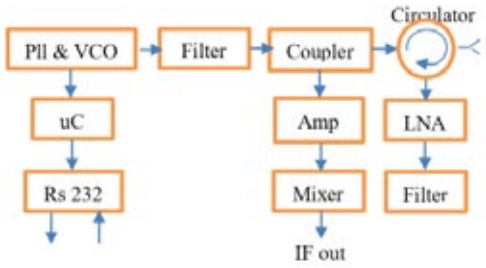
Ağırlıktan tasarruf etmek ve daha fazla dayanıklılık sağlamak için karbon kompozitten yapılmıştır. Dış boru, prob bileşenlerinin etrafında bir Faraday kafesi kalkanı sağlayan uçak gövdesine topraklanmıştır. Bu, probda ark oluşmasını önler. Uçak yakıt ölçümünün ölçümü için bir diğer önemli probdur. [1]

1.3 Ultrasonik Problar

Float kollu problar, pasif problar veya kapasitans sensörleri yerine ultrasonik problar tercih edilebilir. Ultrasonik yakıt probu, yakıt deposunun tüm boyutunu ölçer. Yakıt deposundaki bükülme, probun doğruluğunu etkileyebilir. Ultrasonik problar, yakıt seviyesini sürekli olarak ölçmek için yüksek frekanslı ultrasonik dalgalar kullanır. [2]

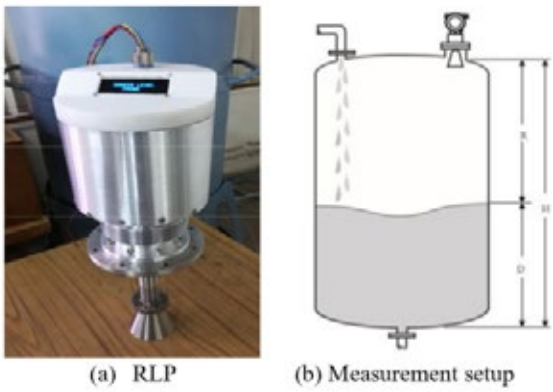
1.4 Radar Tabanlı Problar

Frekans tabanlı sürekli dalga radarı (FMCW), seviye ölçümü için daha düşük aralıklarda doğrulukla çalışabilir. Amaç, alınan ve yayılan radar sinyalleri arasındaki frekans farklarını tespit etmektir. Hedef aralığı, frekans farkıyla orantılıdır. Metalik yüzeyler, farklı aralık kutuları nedeniyle hatalı ölçümlere neden olabilir. [11].FMCW, voltaj kontrollü bir osilatör (VCO) içerir. Mono-statik bir konfigürasyon için, iletilen enerji, şifrenin çözülmesi için alıcıya verilir. Faz Kilitli Döngü (PLL) tabanlı voltaj kontrollü osilatör, X bant dalga formu oluşturmak için kullanılabilir. Bir FMCW radar blok şeması örneği; [11]



Şekil 1.4.A. FMCW radarının bir blok şeması.

Ayrıca montaj ve illüstrasyon görülebilir;

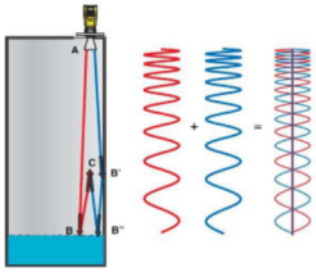


Şekil 1.4.B Kurulum ve Radar seviye probu. [11]

Probun aralığı denklem 4 kullanılarak hesaplanabilir;

$$Ƒ\ b = \frac{4\,\Delta f}{\Delta t * c}$$ Denklem 4 Burada Δf bant genişliği, Δt cıvıltı periyodu, c ışık hızı, Ƒb vuruş frekansı.

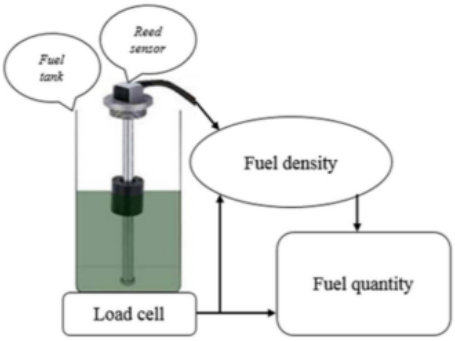
Mikrodalgalar, girişim olarak adlandırılan bazı çatışmalardan etkilenebilir. Yapıcı girişim ve yıkıcı girişim, dalga girişimi türleridir. Çoklu yol etkisi şekil 1.4.C'de görülebilir;



Şekil 1.4.C Çoklu yol etkisi. [11]

1.5 Şamandıralı Problar

Bu prob endüstride yaygın olarak kullanılmaktadır. Genelde otomotiv sektörü kullanıyor. Çünkü dayanıklı, düşük maliyetli ve bakım maliyetleri vardır. Ayrıca basit ve seri üretim hatları için uygundurlar. Çalışma prensibi basittir, yakıt deposunda bir şamandıra vardır ve yakıtın yüzeyinde yüzer. Şamandıra bir reed sensörüne bağlıdır. Daha sonra şamandıra tarafından belirlenen yakıt yoğunluğu ve hacmi kullanılarak yakıt ölçülebilir.



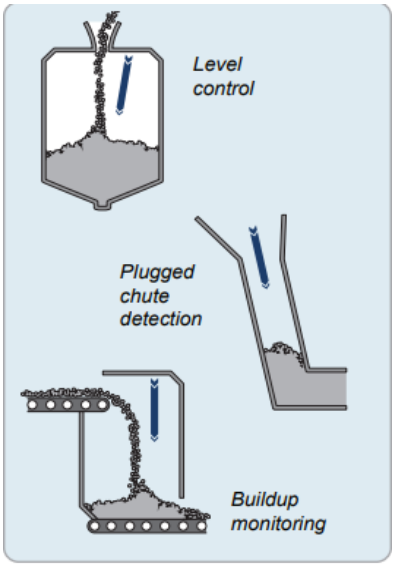
1.5.A Entegre yakıt miktarı ölçüm tekniği.

1.6 Lazer Seviye Vericisi

Tank seviyesindeki sıvıyı ölçmek için lazerler kullanılabilir. Lazer seviye transmitteri ölçüm yöntemi, durgun su yüzeyi ve ufuk düzlemi veya içindeki bir çizgi ile buluşan ve dolayısıyla her yerde çakışacak olan tüm çekül çizgilerini dikey olarak kesen bir çizgi veya yüzeydir.[12]. Ayrıca bu sistem, yakıt seviyesi ölçüm sensörü için kullanılabilir. Yakıt deposunun geometrik karmaşıklığından dolayı bazı hatalar olabilir. Bu temassız cihaz, dar bir ışında ölçüm yaparak, dar kapların kısıtlı olduğu alanlarda ve ölçmek istediğimiz sıvıyla temas etmeden ölçülmesi gereken diğer yerlerde kullanıma uygun hale getirir. [12]



1.6.A Lazer seviye vericisi. [12].



1.6.B Lazer seviye vericisinin kullanıldığı bazı örnekler.

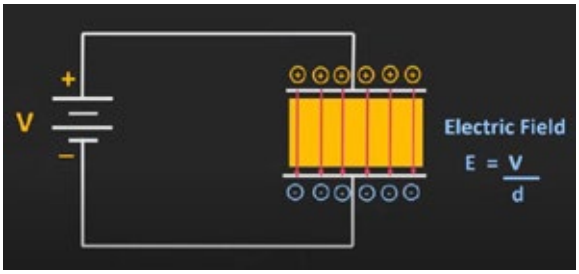
2- Prob Çalışma Esasları

Probların iki tür çalışma prensibi vardır. Bunlar temaslı problar ve temassız problardır. Temas problarını inceleyeceğiz.

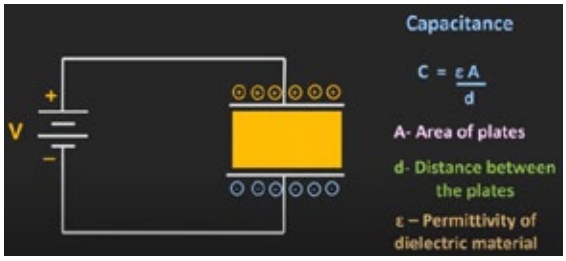
2.1.1 Kapasitans Problar Hakkında Ön Bilgiler

Temel olarak, bu sistem bir kapasitör kullanır. Kondansatör, elektriği depolayan ve kaynağı olarak bir AC güç kaynağı kullanan bir cihazdır. Elektronlar pozitif bölgeden akar ve kapasitörün kutup sembollerinin tedarikçinin kutup sembolleriyle aynı olmasına neden olur.

Bu elektron değişimi, plakalar arasında bir potansiyel farkına neden olur ve 2 plaka arasında bir elektrik alanı oluşur.



Şekil 2.1.1.A Electric field in capacitor.

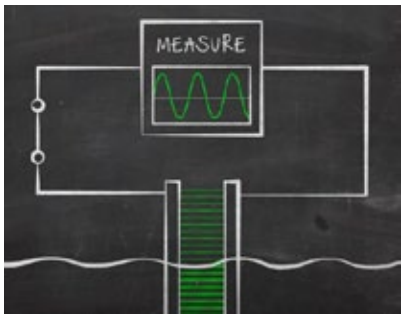


Şekil 2.1.1.B Capacitance in capacitor.

Kapasitansta depolanan enerji, sağlanan voltaja bağlıdır. Ayrıca, enerji kapasitansta elektrik biçiminde depolanır ve voltaj dışında kapasitans ayrıca plakaların varlığına, mesafeye ve plakalar arasındaki malzemenin geçirgenliğine de bağlıdır. Bu malzeme elektrik geçirgenliğine sahiptir.

2.1.2. Temelde Sistem

Bir önceki bölümde bahsettiğimiz gibi, plakalar arasındaki malzemenin bir geçirgenliği vardır ve bu beceri tüm sistemin anahtar entegrasyonudur. Şimdi, yarısı boş bir yakıt deposu düşünün. Hava ve yakıtın geçirgenliği farklı olduğundan, yakıt tükendikçe devrenin kapasitansı değişecektir. Devreyi görselleştirelim.



Şekil 2.1.2.A Hedef sistemin mantıksal gösterimi.

Toplam kapasitans;

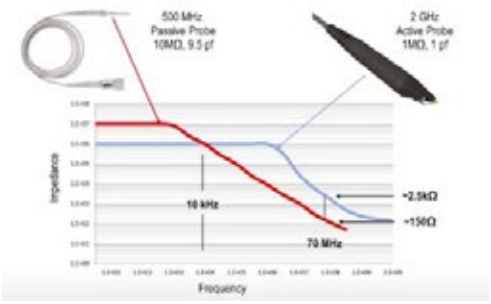
C Toplam = (1/ C Hava) + (1/ C Yakıt)

2.1.3 Aktif Problar

Seviye ölçümü hassas bir ölçümdür bu tür hassas ölçümler için aktif problar daha iyi sonuçlar verir. Aktif probların yakıt seviyesi ölçümünde kullanılması bazı avantajlara sahiptir.

1- Yüksek bant genişliği frekans aralığına sahip (>500 MHz).

2- Hızlı sinyallerde iyi bir doğruluk elde eder.



Şekil 2.1.3.A Farklı frekanslarda çalışan probların karşılaştırılması.

Aktif problar aktif elemanlara sahiptir. Direnç yerine bir transistöre, bir amplifikatöre ve sinyal filtrelemeye sahiptirler.

Gördüğünüz gibi 10 kHz'de bir crossover var ve sebebi nispeten yüksek bir frekans aralığı vardır, kapasitans ile ilgisi vardır. Düşük kapasitans, yüksek empedans anlamına gelir ve yüksek empedans, daha az yükleme anlamına gelir. Daha az yükleme, ölçmemiz gereken şeydir. Çünkü yakıtın seviyesini çok hassas bir şekilde ölçmemiz gerekiyor.

2.1.4 Transistör

İsim, transfer ve direnç kelimelerinin birleşerek transfer-direnci haline gelmesinden gelir. Bir transistör, iki farklı işi yapabilen minyatür bir elektronik bileşendir. Bir amplifikatör veya bir anahtar olarak çalışabilir. Bir amplifikatör olarak transistör, bir ucunda küçük bir elektrik akımı (giriş akımı) alır ve diğer ucunda çok daha büyük bir elektrik akımı (çıkış akımı) üretir. Başka bir deyişle, bir tür akım güçlendiricidir. Anahtar olarak transistör. Bir transistörün bir kısmından geçen küçük bir elektrik akımı, transistörün başka bir kısmından çok daha büyük bir akım akmasına neden olabilir. Başka bir deyişle, küçük akım daha büyük olanı açar.

2.1.4 Prob Yüklemesi

Her prob, devreniz üzerindeki etkisini en aza indirmek için uçta dirençle tasarlanmıştır. Bu direnç temel olarak probunuzu cihazınızdan ayırır, ancak tüm problarda doğal bir kapasitans da vardır. Frekansta yükseldikçe kapasitif etki, direnç etkisinden daha güçlüdür. Kapasitans, probun empedansına hakimdir. Çok yüksek bir kapasitansla, kapsamınız cihazınızdan enerji çalacak ve sinyalinizin yüksek frekanslı bileşenlerini esasen filtreleyecektir. Ayrıca bir empedans uyumsuzluğuna neden olabilir ve bu, prob yükleme etkisidir.

2.1.5 Zorluklar Nelerdir?

Temelde 2 zorluk vardır: "Sıcaklık ve Basınç". Uçak havada uçtuğunda, önemli uçak irtifa değişiklikleri nedeniyle yakıt deposunun içi ve dışı arasında bir miktar basınç farkı oluşur ve sorunu çözmek için uçak yakıt tankları menfezler içerir. Böylece ortam havası havalandırma deliklerinden akabilir. Bu basınç sorununu çözebilir, ancak bu çözüm nem sorununu da beraberinde getirecektir. Ortam havası nemden oluşur. Nemli hava, ortam sıcaklığındaki bir azalma ile soğutulduğunda, havadaki su bir sıvıya yoğunlaşır.

Su yükseldiğinde, probun tabanında kısmen suya, suyun üstünde bir yakıt tabakasına ve geri kalanının havada daldırıldığı tabakalı bir sıvı gelişir (suyun dielektrik sabiti havanın 80 katıdır). Ayrıca sıcaklık değiştikçe yakıtın hacmi de değişecek ve bu etkiler yanlış okumalara neden olabilir .

2.1.6 Çözüm Yöntemi Nedir?

Daha iyi sonuçlar için öncelikle sınırları tespit etmeliyiz. Bir uçak yakıt tankındaki tabakalı bir madde içindeki sınırların saptanması aşağıdaki adımlardan oluşur. İlk Yön:

1- Çok sayıda ayrı kapasitif bölümden oluşan bir kapasitif yakıt probu sağlama
2- Kapasitif yakıt probunu bir uçak yakıt deposundaki katmanlı bir maddeye daldırma.
3- Bir zaman etki alanı çıkış sinyali oluşturmak için önceden belirlenmiş zaman aralıklarında çok sayıda ayrı kapasitif bölümün her birinin kapasitansını sırayla ölçme
4- Zaman alanlı çıkış sinyalinde bir değişiklik tespit etme.
5- Zaman alanlı çıkış sinyalindeki değişim zamanına dayalı olarak tabakalı madde içindeki yakıt probunu ile birlikte bir sınırın konumunu hesaplama.

İkinci Yön:

1- Bir yakıt doldurma yönünü tanımlayan bir kapasitif yakıt probu, kapasitif yakıt probu, yakıt doldurma yönünde çok sayıda ayrı kapasitif bölüme sahiptir.
2- Sırayla çok sayıda ayrı kapasitif bölümün her birinin kapasitansını temsil eden bir zaman alanlı çıkış sinyali sağlamak üzere düzenlenmiş bir devre.
3- Yakıt probu yakıttan daldırıldığı tabakalı bir madde içindeki bir sınırın konumunu hesaplamak için yapılandırılmış bir işlemci.

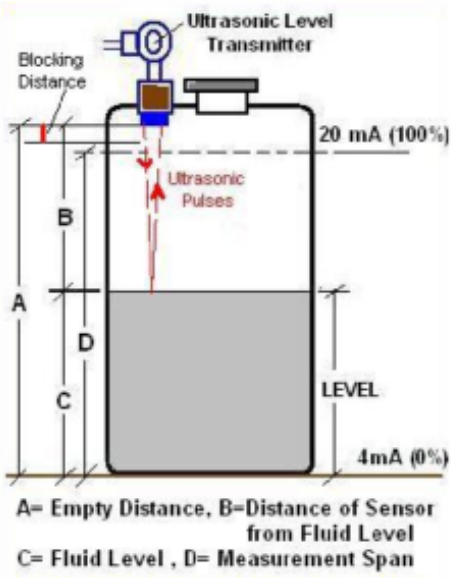
Temel olarak,

Yakıt seviyesinin üzerindeki tüm bölümlerin bir birinci kapasitansı olacaktır ve yakıt seviyesinin altındaki tüm bölümlerin ikinci, daha yüksek bir kapasitansı olacaktır. Benzer şekilde, su seviyesinin altındaki tüm bölümler (varsa), ikinciden daha yüksek üçüncü bir kapasitansa sahip olacaktır. Ek olarak, herhangi bir buz oluşmuşsa, yakıttan daha yüksek, ancak sudan daha düşük dördüncü bir kapasitansa sahip olacaktır. Bu nedenle, mutlak kapasitans değerlerinin aksine zaman alanı sinyalindeki değişiklikleri izleyerek, tabakalı maddenin her bir kurucu parçasının dielektrik sabitlerinin bilinmesine gerek yoktur.

Kapasitif problar, yakıtın dielektrik sabitinin sabit olduğu varsayımıyla çalışır. Yakıt seviyesiyle orantılı olduğu varsayımıyla çalışmasıdır. Dielektrik sabiti yakıtın basıncı ve sıcaklığı ile değişebileceğinden, durum böyle olmayabilir.

2.2 Temassız Problar

Ultrasonik, radar, lazer vb. problar benzer çalışma prensipleri ile çalışmaktadır.



Şekil 2.2.A Ultrasonik yakıt miktarı ölçümü.[2]

Amerikan yapımı F-35 gibi bazı uçaklarda ultrasonik yakıt miktarı ölçerler kullanılır. Ultrasonik problar dayanıklıdır ve son derece zor koşullar altında ölçüm yapar. Bu nedenle, bu probu TAI'nin TFX'i için kullanılabilir. Denklem ultrasonik prob için hedef mesafesini gösterir, bilinmeyenler hedef mesafe (d) ses hızı (c) ve ölçülen zaman aralığıdır (t);

$d=c*t/2$ (1)[7]

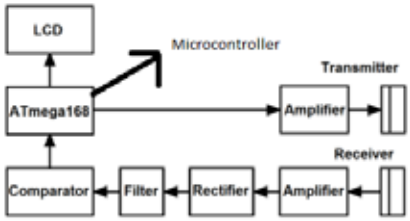
Denklem (2), bir sıvı veya gaz içindeki sesin hızını gösterir. Bilinmeyenler: Bulk modülü (K) ve yoğunluk (p);

$$C = \sqrt{\frac{K}{P}} \text{ (2) [7]}$$

Amerikan yapımı F-35 gibi bazı uçaklarda ultrasonik yakıt miktarı ölçerler kullanılır. Ultrasonik problar dayanıklıdır ve son derece zor koşullar altında ölçüm yapar. Bu nedenle, bu probu TAI'nin TFX'i için kullanılabilir. Denklem, ultrasonik prob için hedef mesafesini gösterir, bilinmeyenler hedef mesafe (d) ses hızı (c) ve ölçülen zaman aralığıdır (t);

$$1_0 = \frac{D\hat{}2}{4\lambda} \text{(3) [7]}$$

Ayrıca sistemin blok şeması;



Şekil 1.3.b Blok diyagram [7]

Ayrıca bu tip prob F-22, B-777, B-787 ve F-35'te kullanılmaktadır.

2.2.1 Amplifikatör

Amplifikatör, sinyalin gücünü artırabilen elektronik bir cihazdır. Temassız tüm problar, kullanım dalga tiplerini değiştirerek farklı frekanslarda dalgalar yayınlar. Ayrıca, alıcılar aynı zamanda amplifikatörlerdir. Bu nedenle dalgaları yayınlamak ve almak için iki farklı amplifikatör kullanmamız gerekiyor.

2.2.2 Doğrultucu

Bu elektromekanik sistem elemanı da önemlidir. Alternatif akımı doğru akıma çevirmeyi sağlar. İki frekans arasındaki farkları okumak için bu işlemi yapmak önemlidir.

Alternatif akım sinyali hareketleri tek yönde değiştirilmez. Ancak doğru akım sinyali sadece bir yönde hareket eder.

2.2.3 Filtre

Dijital sinyal filtresi, sinyal yönünü azaltmayı veya sinyal yönünü geliştirmeyi sağlar. Ayrıca sinyal üzerinde ayrı zamanlara sahip bazı matematiksel işlemler yapabilir. İki tür filtre vardır. Bunlar elektronik filtreler ve analog filtrelerdir. Elektronik devrede sürekli analog zaman sinyalleri için bir Analog filtre kullanılır. Bir dijital filtre sistemi genellikle giriş sinyalini örneklemek için bir analogdan dijitale dönüştürücüden (ADC), ardından bir mikroişlemciden ve verileri depolamak ve katsayıları filtrelemek için bellek gibi bazı çevresel bileşenlerden oluşur. [13]

2.2.4 Karşılaştırıcı

Karşılaştırıcı, iki sinyali karşılaştırmayı sağlar ve daha büyük olanı seçer. Bu işlemden sonra. Karşılaştırıcı, gerilim farkını 0 ve 1 olarak ikili sisteme çevirir.

$$V_o = \begin{cases} 1, & \text{if } V_+ > V_-, \\ 0, & \text{if } V_+ < V_-. \end{cases}$$

Şekil 2.2.4.A bileşeninin mantık diyagramı.[14]

2.2.5 Mikrodenetleyici

Mikrodenetleyici, birçok silikon bazlı yarı iletken transistörden yapılmış küçük bir bilgisayardır. Ayrıca bir bellek, CPU, iletişim arayüzü ve programlanabilir çevre birimleri içerir. Ayrıca, gereksinimlerimiz doğrultusunda bileşenler değiştirilebilir. Tüm sistemin beynidir ve ikili sistemde işlemler yapar. Karşılaştırıcı, mikrodenetleyicinin girişini kullanmak için 1-0 ikili çıkış verir. Mantıksal ve matematiksel bir işlem yapmak için bir mikro denetleyici de dahil olmak üzere her türlü elektronik alet olabilir.

3 Yakıt Özellikleri

Genel olarak uçakta kullanılan yakıt, kerosen esaslı JET A1'dir. Çalışma koşullarında ve depolama koşullarında yakıt için ihtiyacımız olan bazı parametreler vardır. Bu şekilde, bu parametreler uçağın yakıt deposu tasarımına yardımcı olabilir.

Tipik JET A-1 özellikleri aşağıdaki gibidir:

Parlama noktası 38 C

Kendiliğinden tutuşma sıcaklığı 210 C

Donma noktası − 47 [JET A için −40 C]

Açık hava yanma sıcaklığı 260–315 C

Maksimum yanma sıcaklığı 980 C

4 Miktar Ölçme Sistemleri

4.1 AC Sistemleri

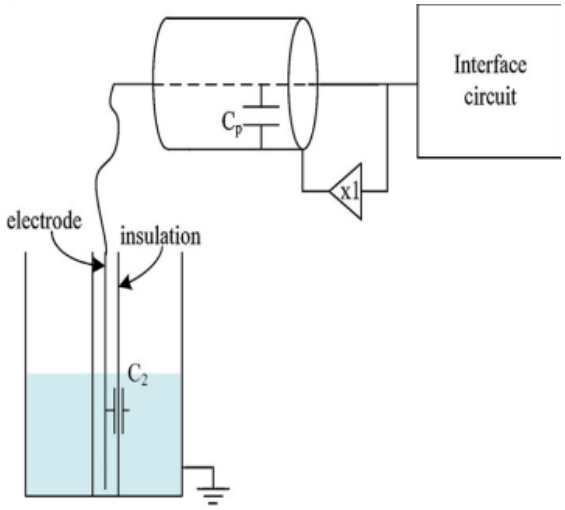
Bir AC sisteminde, tank birimi bilgisi, ölçülen tank kapasitansı ve dolayısıyla yakıt miktarı tarafından modüle edilen bir AC voltajı aracılığıyla iletilir. AC sinyalleme tekniğindeki sorun, daha büyük bir elektromanyetik girişim (EMI) riski olmasıdır, bu nedenle koaksiyel kablolar ve konektörler gereklidir, bu da kurulumu daha karmaşık, pahalı ve bakımı zor hale getirir. Bu nedenle, tek tek AC tank üniteleri, DC tank ünitesi eşdeğerinden daha hafif, daha ucuz ve daha güvenilir (yapısı daha basit) olsa da, ağırlık ve maliyet açısından genel sistem cezaları daha büyük olabilir.

4.2 DC Sistemleri

DC sisteminde, problar sabit bir voltaj/frekans prob sürücüsü tarafından beslenir ve otomatik yakıt probu diyot sıcaklık telafisini kullanır. Yakıt probu sinyalleri diyotlar tarafından doğrultulur ve elde edilen sinyal yakıt içeriğiyle orantılıdır ve işlemciye DC analog sinyali olarak geri gönderilir. Daha karmaşık koaksiyel kablolar ve konektörler. AC sistemi gerekli değildir. Bu nedenle DC sisteminin toplam sistem ağırlığı ve maliyeti, genel sistem güvenilirliği genellikle DC sisteminden daha iyi olan bir AC sisteminden genellikle daha düşüktür. Doğal faydaları nedeniyle, modern sistemlerin AC sistemini benimseme yönünde artan bir eğilim vardır. DC sisteminin bir dezavantajı, yakıt deposu içinde ek bileşenlere ihtiyaç duymasıdır.

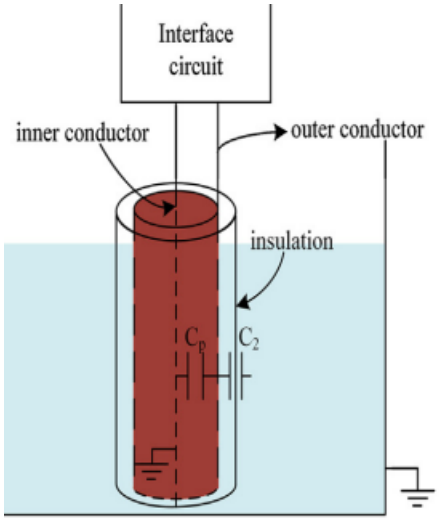
5 Bir Koaksiyel Silindirik Kapasitif Sensörün Yapı Tasarımı ve Performans Analizi

Kapasitif sensöre dayalı sıvı seviye ölçüm sistemi, düşük maliyeti, iyi stabilitesi ve yüksek çözünürlüğü nedeniyle geniş bir uygulama alanına sahiptir. Bu nedenle bu sistemi seçtik. Sıvı seviye ölçüm sisteminin çalışma prensibi, iletken sıvılara daldırılmış kapasitif bir sensörün iki elektrotu arasındaki kapasiteyi ölçmektir. Burada iki tür çalışma modu vardır, bunlar yüzer ve topraklanmış modlar olarak sınıflandırılabilir.



Şekil 5.A Yüzer mod.

Cp olarak tanımlanan parazitik kapasitans, C0 ve C1'den oluşur. C0, iç ve dış iletkenler arasındaki kapasitanstır. C1, dış iletken ile paslanmaz çelik kolon arasındaki kapasitanstır.



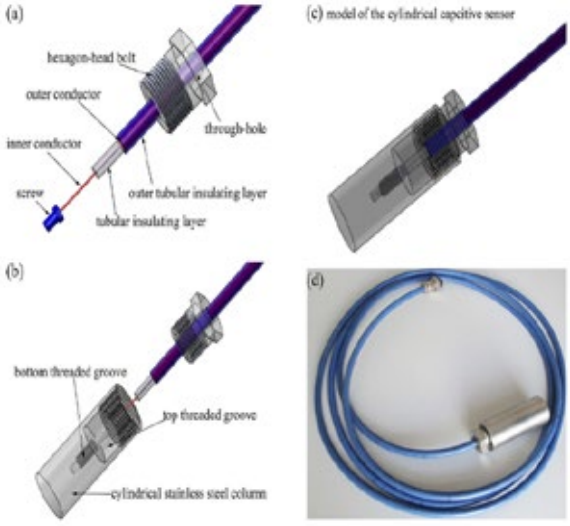
Şekil 5.B Topraklı mod.

Yüzer kapasitif sensörlerin operasyonel sınırlamaları nedeniyle, uygulamalarda topraklanmış kapasitif sensörler daha yaygın olarak kullanılmaktadır. Topraklanmış silindirik kapasitif sensör metalik olmayan bir kap içinde iletken sıvılara daldırılır, iç iletken ve paslanmaz çelik kolon ve iletken sıvılar aynı potansiyeldedir. Sıvı seviyeleri yükseldikçe, C2 olarak tanımlanan ek bir kapasitans ortaya çıkacaktır. C2, dış iletken ile iletken sıvılar arasındaki kapasitanstır. C2 kapasitansının değeri, sıvının uzunluğu ve boru şeklindeki dış yalıtım tabakasının göreli geçirgenliği ile ilgilidir.

Önemli notlar:

C0 kapasitansının değeri, lC0 uzunluğuna bağlıdır ve boru şeklindeki yalıtım tabakasının göreli geçirgenliğine bağlıdır, C1 kapasitansının değeri, lC1 uzunluğuna ve dış boru şeklindeki yalıtım tabakasının ve katı malzemenin göreli geçirgenliğine bağlıdır.

Kullandığımız malzeme (topraklı silindirik kapasitif sensör) dört parçadan oluşmaktadır. Kullanılan malzemeler silindirik paslanmaz çelik kolon, altıgen başlı cıvata, vida ve koaksiyel kablodur.



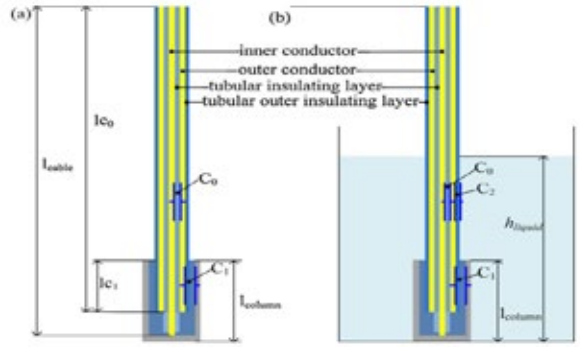
Şekil 5.C Sistem elemanları (a), dış elemanlar (b), model(c), prototip(d)

Üretilen silindirik kapasitif sensörün parametreleri şu şekilde gösterilmektedir:

Takip etmek.

(1) Koaksiyel kablonun uzunluğu = I kablo1
(2) Paslanmaz çelik kolonun uzunluğu = I kablo2
(3) Kapasitans C0 elektrotunun uzunluğu = I C0
(4) Kapasitans C1 elektrotunun uzunluğu = I C1
(5) İç iletkenin dış çapı = d 1
(6) Dış iletkenin iç çapı = d 2
(7) Dış iletkenin dış çapı = d 3
(8) PVC yalıtımın dış çapı = d 4
(9) Altıgen başlı cıvatanın açık delik iç çapı = d 5
(10) Üstten dişli yivin iç çapı = d 6
1- Aşağıdaki parametreler sabittir.
(11) Vakumun elektrik geçirgenliği = ε 0
(12) Boru şeklindeki yalıtım tabakasının (malzemesi polietilen, PE olan) bağıl geçirgenliği = ε1
(13) Boru şeklindeki dış yalıtım tabakasının (malzemesi polivinil klorür polimer, PVC olan) göreli geçirgenliği = ε2
(14) Epoksi reçinesi ve sertleştirici ajandan oluşan katı karışımın bağıl geçirgenliği = ε3. Bu bölümdeki tek değişken iletken sıvıların yüksekliğidir.

5.1 Hesaplamalar için Gerekli Formüller



Şekil 5.1.A Silindirik prob şematiği.

$$C_1 = \frac{q}{V_{C_1}} / = \frac{q}{-\left\{\int_{d_4}^{d_3} q/2\pi r\varepsilon_0\varepsilon_2 h \cdot dr + \int_{d_5}^{d_4} q/2\pi r\varepsilon_0\varepsilon_3 h \cdot dr\right\}}$$

$$C_0 = \frac{q}{V} = \frac{2\pi\varepsilon_0\varepsilon_1}{\ln(d_2/d_1)\cdot l_{C_0}}$$

$$C_2 = \frac{2\pi\varepsilon_0\varepsilon_2}{\ln(d_4/d_3)\cdot(h_{liquid} - l_{column})}$$

$$C_p = C_0 + C_1$$

Yakıt depolarının alt kısmındaki su seviyesi ölçümü, harici gürültü/parazit etkilerini azaltmak için sensör, blendajlı kablo kullanılarak arayüz devresine bağlanır.

Topraklanmış kapasitif sensörler için, değeri sensörün değerinden çok daha büyük olabilen ve çevresel koşullara bağlı olan kablonun parazitik kapasitansı ile paralel olacağından , ortak pasif ekranlama (yani blendaj toprağa bağlı) uygun değildir.

Bu parazitik kapasitansın etkilerini azaltmak için, topraklanmış kapasitif sensörler , kablonun iç iletkeninin potansiyelini sürekli olarak örneklemeye ve bunu bir ekran aracılığıyla korumaya uygulamaya dayanan aktif ekranlama tekniği kullanılarak arayüz devresine bağlanır.

Ne yazık ki, böyle bir teknik uygulandığında, kablonun parazit bileşenleri "elektronik" kararsızlığa ve yanlışlığa neden olabilir. Sensörün parazit bileşenleri de aktif koruma devresinin performansında önemli bir rol oynayabilir.

5.2 Sensör Prototipi

Sensör kapasitansı, yalıtımın kalınlığına ve dielektrik sabitine doğrudan bağlı olduğundan, sıcaklığa dayanıklı, gözeneksiz, yapışmaz PTFE (genellikle "Teflon" olarak bilinir) gibi bir malzeme kullanılması önemlidir. ve korozyona dayanıklıdır.

5.3 Devre Modeli

Cx kapasitansı ideal sensör kapasitansıdır, Rw ve Cw sıvının direncidir ve Ls kapasitansı sensör boyunca akım döngüsünün endüktansıdır.

Dikkat: polarizasyon empedansının etkilerini ihmal edilmelidir.

Sıvı iletken olduğunda ve uyarı sinyalinin frekansı çok yüksek olmadığında (onlar ile yüzlerce kilohertz arasında), Rw'nin etkileri Cw'nin etkilerine göre daha baskındır ve Ls'nin etkileri ihmal edilebilir.

Bu, devre modelini, ideal performansa (Rw) daha çok benzeyen gösterilen ikinci şekle göre basitleştirir.

Bu nedenle arayüz devresi olarak kullanılan osilatör (Cw grafiği) böyle bir frekans aralığında çalışacaktır.

Öte yandan, yüksek frekanslarda, Cw'nin etkileri Rw'nin etkilerine göre daha baskındır ve dolayısıyla basitleştirilmiş devre modeli Cw grafiğinde gösterilendir.

5.4 Arayüz Devresi

Topraklanmış kapasitif sıvı seviye sensörü için tasarlanmış arayüz devresi. Ana bloklar şunlardır:

(1) Ölçülecek kapasitansı seçen bir analog çoklayıcı,
(2) Kapasitanstan periyoda dönüşüm gerçekleştiren bir gevşeme osilatörü ve
(3) Periyottan dijitale dönüşüm gerçekleştiren bir mikro denetleyici.

Arayüz devresi, katkı maddesi açısından otomatik olarak kalibre edilir (ofset) ve/veya çarpımsal (kazanç) hatalar (örneğin, sıcaklık veya besleme voltajındaki değişikliklere) uygulayarak üç sinyal tekniği. Bu teknik üç ölçüm içerir:

(1) Bir sensör ölçümü,
(2) Bir referans ölçümü ve
(3) Bir ofset ölçümü

5.4.1 Gevşeme Osilatörü

Basit bir gevşeme osilatörü, topraklanmış kapasitans C'yi (çoklayıcı tarafından seçilen üç kapasitanstan birini temsil eder) periyot modülasyonlu bir sinyale dönüştürür. Böyle bir osilatör, bir RC devresine (direnç Rc ve kapasitans C tarafından oluşturulan) ve bir karşılaştırıcıya dayanır .

5.4.2 Mikrodenetleyici

Mikrodenetleyici çoklayıcıyı kontrol eder ve ardından osilatör çıkış sinyalinin periyodunu ölçer.

(a) Kapasitans-dönem dönüştürücü olarak kullanılan gevşeme osilatörü kontrol eder.

(b) Osilatör çalışırken vo ve vc dalga biçimleri kontrol eder.

6 Simulink'te Aktif Kapasitif Sensör Geliştirme ve Simüle Etme

6.1 Hazırlık

Depodaki yakıt seviyesini ölçmek için aktif kapasitif sensör seçtik. Tankın geometrisi. Durumu simüle etmek için bazı MATLAB Simulink blok diyagramlarını kullanacağız. Öncelikle sistem için gerekli malzemeleri belirledik;

(1) Alüminyum borular (2)
(2) Plastik Boru
(3) İki bileşenli polyester reçine
(4) Akrilik (üst)
(5) 5-PVC
(6) 6-Sıcak tutkal

Elektronik parçalar;

1-Darbe Üreteci: Bir darbe üreteci, bir elektronik devre veya dikdörtgen darbeler üretmek için kullanılan bir elektronik test ekipmanı parçasıdır.

2-f/v dönüştürücü: Frekansı voltaja dönüştürür.

3-Dedektör: Voltajın eşiği aştığını algılar.

İşlem;

1-Alüminyum boruları iki bileşenli polyester reçine tabakasıyla kaplama, boruların üstünü akrilik ile kaplama, her borunun bir ucunu yaklaşık 5 cm açık bırakılmalıdır. Çünkü bu devreye bağlanacak terminal kontağı olacaktır.

2- Alüminyum borular plastik bir boru içerisine yerleştirilecektir. Çünkü alüminyum boruların iletken olabilecek akışkan ile temas etmesi gerekmez.

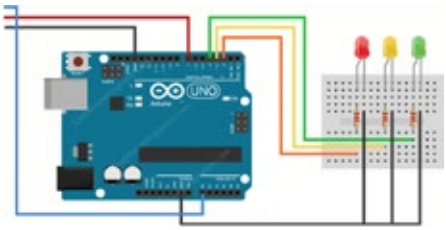
3- Borular PVC'nin içine elektrik tesisatı olarak yerleştirilecektir. Onları yerinde tutmak için sıcak tutkalla yapıştıracağız.

Dikkat: İki alüminyum şerit arasında doğru boşluk olması için geçici olarak bir malzeme (sünger) kullanacağız.

Elektrik kontrol ünitesi için sistemi aynı anda ölçmek için bir ardunio seti kullanacağız. Su seviyesi algılama için adunio setinin kodları ardunio kart yardımı ile yazılmıştır.

Bu sisteme göre probdan + ve – akım farklarını almamız gerekiyor. Aslında kapasitör prensipleri kullanılarak açıklanabilir. Bir kondansatör, + ve - yüklü iki plakadan oluşur. Ve mevcut değişimi tam olarak belirlemek için toprağa bağlayabiliriz.

Tanktaki su seviyesini sağlayan bağlantı ledleri için başka bir resim verilmiştir. Ancak bu ayarlar tank geometrisine özeldir. Çünkü tank geometrisi ölçüm için karmaşıktan farklı olabilir. Dolayısıyla hata yüzdesinin 0 ve kesin ölçümler olduğunu varsayamayız.



Şekil 6.1.B Kontrol sisteminin bağlantıları

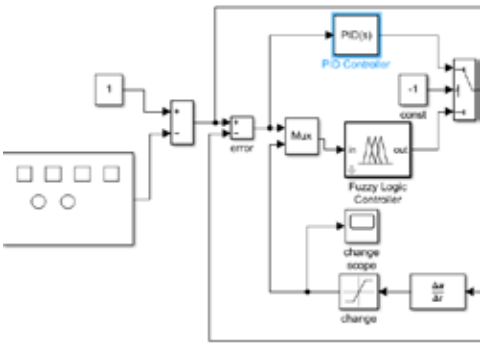
6.2 MATLAB'de Bulanık Mantık Denetleyicisi ile Simülasyon

Bu sistemin, bulanık mantık denetleyicisi ile su seviyesi ölçümleri için Simulink ile MATLAB blok diyagramını simüle etmesini sağlayacağız. Sinyal üreteçleri, ölçüm sensörünü simüle etmek için önemlidir. Genliği 0,5 ve frekansı 0,1 rad-sn olan bir Sinyal Üreteci yerleştirdik.



Şekil 6.2.A Sinyal Üreteci Bloğu

Ardunio uno bir PID denetleyicisidir. PID bloğunu ve jeneratör bloğunu birleştirmek için mux kullandık. Mux bloğu, aynı veri türü ve karmaşıklığına sahip girdileri bir vektör çıktısında birleştirir. Ve sıvı seviyesinde bir miktar değişiklik yapmamız gerekiyor, bu nedenle değişim bloğu da kullanılıyor. Değişikliği görmek için bir kapsam ekledik. Bulanık bir kontrol sistemi, bulanık mantığa dayalı bir kontrol sistemidir. Analiz eden matematiksel bir sistem 8. 0 ile 1 arasında sürekli değerler alan mantıksal değişkenler açısından analog giriş değerleri. Tüm sistem değişikliklerini analiz etmek ve simüle etmek için ikili sistemi okumak önemlidir.



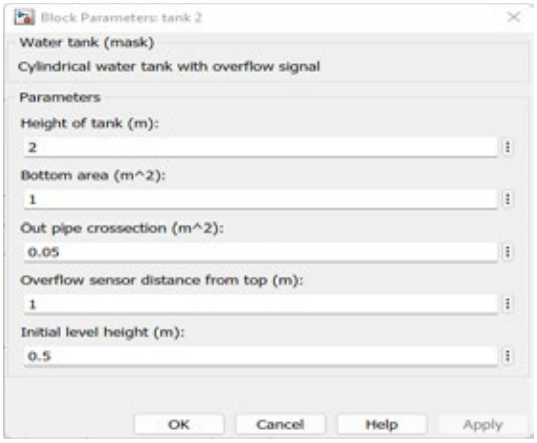
Şekil 6.2.B PID, bulanık mantık ve değişim blokları.

PID kontrolör değerlerini şu şekilde belirledik:



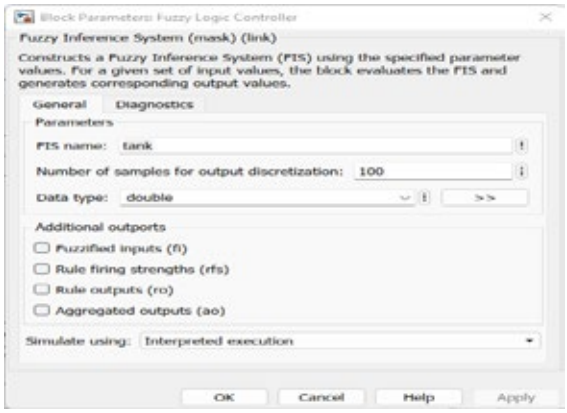
Şekil 6.2.C Oransal ve türev kazançlar.

Tanka biraz su eklemek için bir vana ve 2 metre yüksekliğinde ve 1m^2 kesit alanına sahip bir tank bloğu ekledik.



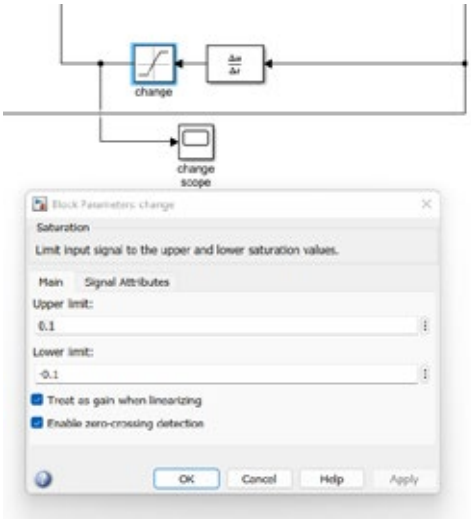
Şekil 6.2.D Tankın özellikleri.

Ayrıca, Bulanık mantık bloğunun dört ayrık örnekleme sayısı 100 olarak belirlenmiştir.



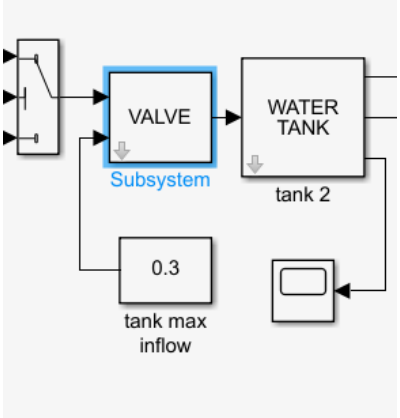
Şekil 6.2.E Bulanık mantık denetleyicisinin özellikleri.

Değişim bloğu, zamana göre türetildiği şekilde kapatılır. Çünkü değişim zamana göre gerçekleşir.



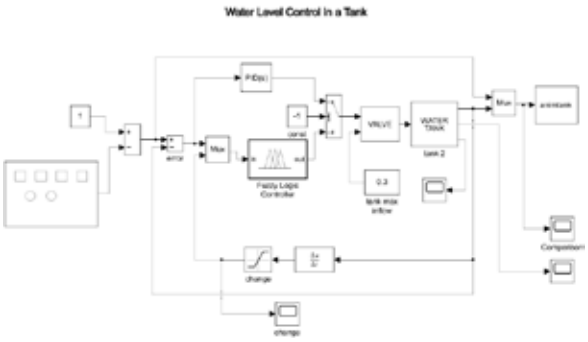
Şekil 6.2.F Su deposu seviyesindeki değişim fonksiyonunun özellikleri.

Tank maksimum girişi 0.3 olan akışı simüle etmek için valf eklenir.



Şekil 6.2.G Vana blok bağlantısı.

Ayrıca bulanık mantık denetleyici ve su deposu bloğu arka plan blok diyagram sistemlerine de sahiptir. Tüm blok diyagramları ile birlikte tüm sistemin genel resmi ;



Şekil 6.2.Ğ Bütün sistem

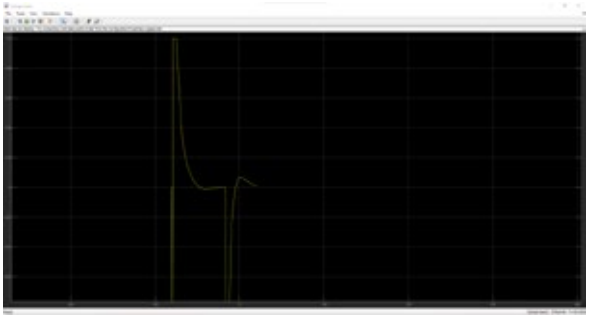
IV. ARAŞTIRMA SONUÇLARI VE ÇIKTILAR

1. Araştırmanın Sonucu

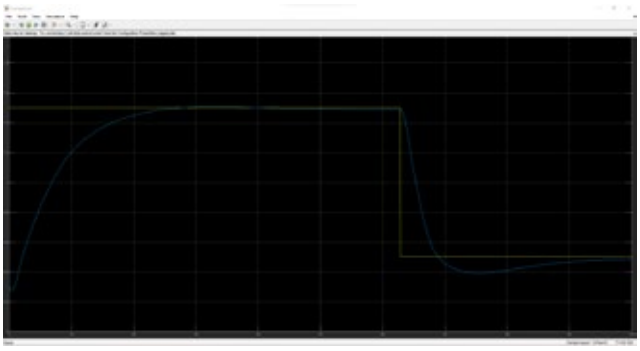
Bu projede, uçağın yakıt tanklarında ölçülen yakıt miktarının mekanizmalarını anlamaya çalışıyoruz. Ayrıca yakıt deposu geometrisi ve aşırı zor koşullardaki yakıt özellikleri de önemli noktalardır. Elektronik ölçüm endüstride yaygın olarak kullanılmaktadır. AC Sistemleri, yakıt miktarlarının ölçülmesi için DC sistemlerinden daha kullanışlıdır. Sistem ve problar için bazı malzemeler kullanılabilir. Plastik ve alüminyum kullanılabilir. Bir çeşit yakıt probu vardır. Bunlar Ultrasonik Seviye Probu, AC Seviye probu, DC Seviye probu, Radar Seviye probu, uçakta kullanılabilecek örneklerdir. Uçaklarda, uçağın güvenilirlik seviyesini artırmak için dayanıklılık ve güvenilirlik sunan malzeme ve sistem kullanılmaktadır. Bu nedenle uçakta kullanılacak AC seviye probunu seçtik. Ayrıca AC probların nasıl çalıştığını, hangi malzemelerin üretilebileceğini, ev koşullarında basit bir ac probun nasıl üretileceğini, AC probların mekanizmalarını ve elektronik tabanlarını öğrendik. Bu çalışmada, uçaklar için yakıt miktar ölçüm problarını araştırdık.

2. Simülasyonun Sonucu

Tüm sistemin karşılaştırma kapsamı, değişiklik kapsamı, temsili animasyonu aşağıda verilmiştir.

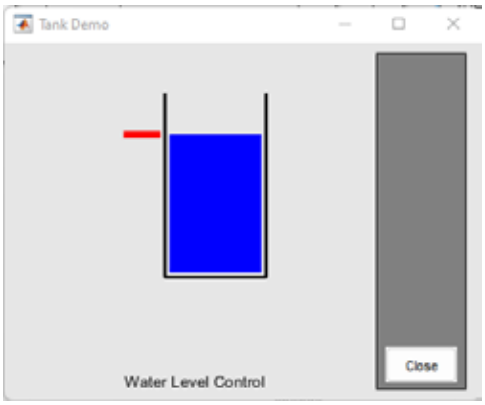


Şekil 2.A Değişiklik Kapsamı grafiği.

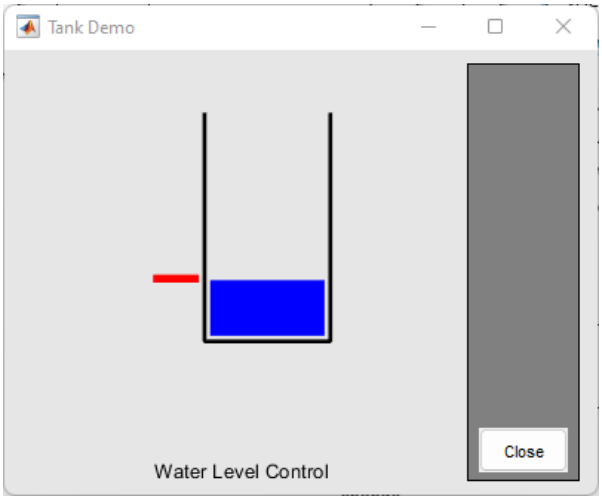


Şekil 2.B Karşılaştırma Kapsamı

Ani seviye düşüşü gerçekleştiğinde sistem tepkisinin gerçek seviyeyi göstermesi için yeterli olduğunu söyleyebiliriz.



Şekil 2.C İlk durum



Şekil 2.D İkinci durum.

V. Proje Ekibinin Kazanımları ve TUSAŞ'a Olası Katkısı

Yakıt ölçüm probları, çeşitleri, farklılıklar, çalışma mekanizmaları, inovatif çözümler hakkında bilgi sahibi olundu. Ekip görev dağılımı, iletişim, koordinasyon gibi sosyal yetenekler pekiştirildi ve takım olarak probleme uygun sürdülebilir çözüm yöntemleri geliştirme becerisi edinildi. TUSAŞ'da gerçekleşecek muhtemel bir yakıt ölçüm prob argesi için teorik ve kavramsal anlama yeteneğini arttıracak bilgi ve innovatif çözümler için ilham kaynağı olabilecek bildiri yazıldı. Ayrıca bu proje TÜBİTAK 2209-B Sanayi'ye Yönelik Bilimsel ve Teknolojik Araştırmalar Desteği almaya hak kazanmıştır.

VI. Öneriler, Alınan Dersler ve Gelecek Çalışmalar

Ekspotansiyel gelişen teknoloji ve bilime paralel olarak, yakıt ölçüm sistemleri üzerine gelebilecek yeni değişiklere adapte olmak ve hava ürünlerinde kullanılabilecek daha verimli, daha az maliyetli, daha doğru ölçümler yapabilecek sistemler için yeni ar-ge projeleri devam ettirilebilir. Ayrıca Kontrol Otomasyon, Elektrik Elektronik, Makine vb. Mühendislik dallarında öğrenci olanların bu alanlara veya projelere teşvik edilmesi önerilir.

VII. Bilgilendirme

Söz konusu çalışma Ankara Yıldırım Beyazıt Üniversitesi-TUSAŞ LIFT UP-TÜBİTAK kurumları tarafından desteklenmiş AR-GE projesidir.

VII. Kaynaklar

[1] J. Wei, C. Yue, M. Van der Velden, Z. Chen, Z. Liu, K. Makinwa, et al., Design, fabrication and characterization of a femto-farad capacitive sensor for pico-liter liquid monitoring, Sens. Actuators A: Phys. 162 (2010) 406–417.

[2] F. Reverter, X. Li, G. Meijer, Liquid-level measurement system based on a remote grounded capacitive sensor, Sens. Actuators A: Phys. 138 (2007) 1–8.

[3] H. Canbolat, A novel level measurement technique using three capacitive sensors for liquids, IEEE Trans. Instrum. Meas. 58 (2009) 3762–3768.

[4] L. Baxter, Capacitive Sensors: Design and Applications, IEEE Press, New York, NY, 1997.

[5] D. Marioli, E. Sardini, A. Taroni, High-accuracy measurement techniques for capacitance transducers, Meas. Sci. Technol. 4 (1993) 337–343.

[6] S. Huang, A. Stott, R. Green, M. Beck, Electronic transducers for industrial measurement of low value capacitances, J. Phys. E: Sci. Instrum. 21 (1988) 242–250.

[7] S.C. Bera, H. Mandal, S. Saha, A. Dutta, Study of a modified capacitance-type level transducer for any type of liquid, IEEE Trans. Instrum. Meas. 63 (2014) 641–649.

[8] F. Reverter, X. Li, G.C. Meijer, Stability and accuracy of active shielding for grounded capacitive sensors, Meas. Sci. Technol. 17 (2006) 2884–2890.

[9] K. Biswas, S. Sen, P.K. Dutta, Modeling of a capacitive probe in a polarizable medium, Sens. Actuators A: Phys. 120 (2005) 115–122.

[10] P. Ross, A water-level sensor using a capacitance to frequency converter, J. Phys. E: Sci. Instrum. 16 (1983) 827–828.

[11] W.C. Haase, Digital measurement circuit and system using a grounded capacitive sensor, U.S. Patent 6,700,392[P]. 2004-3-2.

[12] K. Chetpattananondh, T. Tapoanoi, P. Phukpattaranont, N. Jindapetch, A selfcalibration water level measurement using an interdigital capacitive sensor, Sens. Actuators A: Phys. 209 (2014) 175–182.

[13] L.B. Wilner, Variable capacitance liquid level sensors, Rev. Sci. Instrum. 31 (1960) 501–507.

[14] F. Reverter, O. Casas, Direct interface circuit for capacitive humidity sensors, Sens. Actuators A: Phys. 143 (2008) 315–322.

[15] J. Pelegrí-Sebastiá, E. García-Breijo, J. Ibánez, ˜ T. Sogorb, N. Laguarda-Miro, J. Garrigues, Low-cost capacitive humidity sensor for application within flexible RFID labels based on microcontroller systems, IEEE Trans. Instrum. Meas. 61 (2012) 545–553

AA 7075 Alüminyum Alaşımının Elektrolitik Parlatmasında Yüzey Pürüzlülüğünün Optimizasyonu

Optimization Of Surface Roughness In Electrolytic Polishing Of AA 7075 Aluminum Alloy

Öğrenci - 1
Nurullah Gözübüyük
Gazi Üniversitesi
Metalurji ve Malzeme Mühendisliği
Ankara, Türkiye
nurullah.gozubuyuk@gazi.edu.tr

Öğrenci - 2
Dilay Haksever
Gazi Üniversitesi
Metalurji ve Malzeme Mühendisliği
Ankara, Türkiye
dilayhakseverr@gmail.com

Öğrenci - 3
Haci Hilmi Dadalı
Gazi Üniversitesi
Metalurji ve Malzeme Mühendisliği
Ankara, Türkiye
hhilmidadali@gmail.com

Akademik Danışman
Dr. Öğr. Üyesi Volkan Kılıçlı
Gazi Üniversitesi
Metalurji ve Malzeme Mühendisliği
Ankara, Türkiye
vkilicli@gazi.edu.tr

Sanayi Danışmanı
Erdem Mermer
Türk Havacılık Uzay Sanayii
Ankara, Türkiye

***Özetçe*— Savunma ve uzay sanayii gibi önemli alanlarda hafifliği ve mekanik özellikleri bakımından sıklıkla kullanılan AA 7075-T73 alaşımının, elektrolitik parlatma işlemlerinin iyileştirilmesi hedef alınmıştır. Bu doğrultuda AA 7075-T73 alaşımının elektrolitik parlatılmasında süreç optimizasyon çalışmaları gerçekleştirilmiştir. Elektrolitik parlatma, metal bir parçadan ince bir malzeme tabakasını çıkaran elektrokimyasal bir bitirme işlemidir. İşlem parlak, pürüzsüz ve ultra temiz bir son yüzey bırakır. Bu işlem, son derece küçük, sıkı bir şekilde kontrol edilen metal miktarlarını çözebilir ve bu da mikron kalınlığında yüzeyden tabaka kaldırmaya neden olur. Bu çalışmada AA 7075-T73 alaşımının elekrolitik parlatılmasında gerilme (volt) ve parlatma süresi değiştirilerek en iyi yüzey pürüzlülüğünü sağlayan optimum parametreler belirlenmiştir. En iyi yüzey pürüzlülüğü değerlendirmesi, optik mikroskop kullanılarak gerçekleştirilmiştir. Elektrolitik parlatmada en iyi yüzey pürüzlülüğü değeri 1cm2 yüzey alanında 60 volt gerilimde 20 sn parlatılan numunede elde edilmiştir.**

Anahtar Kelimeler — Elektrolitik Parlatma, AA 7075 Alaşımı, Yüzey Pürüzlülüğü, Mikroyapı.

***Abstract*—It is aimed to improve the electrolytic polishing process parameters of AA 7075-T73 alloy, which is frequently used in important fields such as defense and space industry in terms of its lightness and mechanical properties. In this direction, process optimization studies were carried out in the electrolytic polishing of AA 7075-T73 alloy. Electrolytic polishing is an electrochemical finishing process that removes a thin layer of material from a metal part. The process leaves a glossy, smooth and ultra-clean finish. This process can dissolve extremely small, tightly controlled amounts of metal, resulting in micron-thick delamination. In this study, the optimum parameters that provide the best surface roughness were determined by changing the voltage (volt) and polishing time in electrolytic polishing of AA 7075-T73 alloy. The best surface roughness assessment was performed using an optical microscope. In electrolytic polishing, the best surface roughness value was obtained in the sample polished at 60 volts for 20 s on a surface area of 1 cm^2.**

Keywords — Electrolytic Polishing, AA 7075 Alloy, Surface Roughness, Microstructure.

I. GİRİŞ

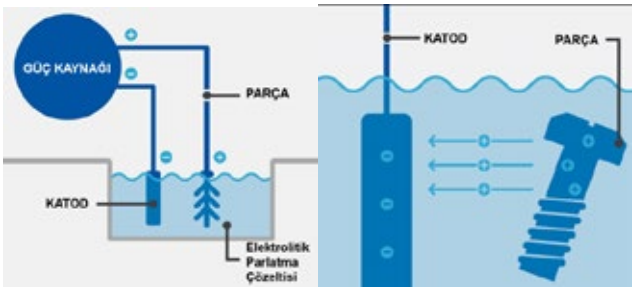
Elektrolitik parlatma, metalik bir cisim yüzeyinden metalin elektrolitik biçimde iyon uzaklaştırıldığı kimyasal bir yüzey sonlama işlemidir. Buradaki başlıca amaç, mikropürüzlülüğü en aza indirmek, böylece kir ve mamul atıkların birikmesi riskini önemli ölçüde azaltıp, yüzeyin temizlenebilirliğini iyileştirmektir. Elektrolitik parlatma, çapak giderme, parlaklaştırma ve posivasyon için de kullanılmaktadır. Proses, bozulmamış ve metalürjik açıdan temiz bir yüzey ortaya çıkarmaktadır. Mekanik ve termal gerilmeler, parçacık gömülmesine, yüzey pürüzlenmesi gibi mekanik yüzey işlemlerine ait istenmeyen olası etkiler önlenmekte veya tersine çevrilmektedir [1]. Elektrolitik parlatma işlemi mekanik, termal veya kimyasal şok içermediğinden, küçük ve mekanik bakımdan kırılgan parçalar işlenebilmektedir. Elektrolitik parlatma, herhangi bir şekle veya büyüklüğe sahip parçalara uygulanabilmektedir. Bu çalışmada hafifliği ve dayanımı ile bilinen, havacılık ve uzay sanayii gibi önemli alanlarda sıklıkla kullanılan AA 7075 alüminyum alaşımının elektroparlatma işlemi uygulanmış ve süreç optimizasyon çalışmaları gerçekleştirilmiştir.

II. PROBLEM TANIMI

Elektrolitik parlatma, bitmiş yüzey üzerine metal çökelten elektrokaplama yerine, bitişindeki mikroskobik kusurları gidermek için bir metal parça üzerindeki dış "kabuk" tabakasını kaldıran elektrokimyasal ve ters bir kaplama işlemidir [4].

Elektrolitik parlatma, çoğu metal parçaların mikroskobik yüzeyini pürüzsüzleştirir, yüzey kalitesini iyileştirir, korozyon direncini iyileştirir ve pasivasyon sağlar. Elektrolitik parlatma tipik olarak bir nesnenin yüzeyinden 5 µm ila 7 µm arasında bir tabaka kaldırır. Elektrolitik parlatma işleminin yüzey pürüzlülüğünü (Ra-µm) %50'ye kadar iyileştirebileceği iyi bilinmektedir. Bununla birlikte, parça toleransları ve yüzey parlatma genellikle bu oranı sınırlar. Pratikte, ilk yüzey pürüzlülüğüne bağlı olarak bir parçanın yüzey pürüzlülüğünü (Ra- µm) %10 ila %30 oranında azaltacaktır. Tipik elektrolitik parlatma düzeneği benzer bir şekilde bir kaplama hattına benzer. Bir güç kaynağı, düşük voltajlarda AC akımını DC'ye dönüştürür.

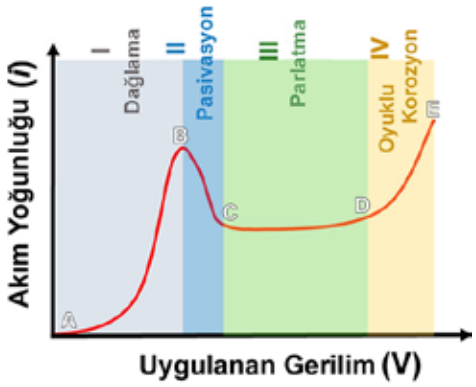
Kimyasal banyoyu tutmak için genellikle çelikten imal edilen kauçuk astarlı bir tank kullanılır. Bir dizi bakır veya paslanmaz çelik katot plakası banyoya indirilir ve güç kaynağının negatif (-) tarafına monte edilir. Bir parça veya parça grubu, titanyum, bakır veya bronzdan yapılmış bir tarafa sabitlenir. Bu taraf, güç kaynağının pozitif (+) tarafına sabitlenir. Şekil 1'de gösterildiği gibi, metal kısım pozitif (anodik) olarak yüklenir ve kimyasal banyoya daldırılır. Akım uygulandığında elektrolit, metal iyonlarının parçadan uzaklaştırılmasına izin vermek için bir iletken görevi görür.



Şekil 1. Elektrolitik parlatma çalışma prensibi [2]

Elektrolitik parlatma işlemi diğer yüzey iyileştirme yöntemlerine kıyasla metal yüzeyinde gerilmelere ya da deformasyona sebep olmaz. Mekanik parlatmada proses yüzey katmanında gerilmeler oluşturmakta ve bu durum metalurjik özelliklerin kötüleşmesine yol açarak yüzeyi özellikle zorlu ortamlara karşı daha az uygun hale getirmektedir. Mekanik işlemlere ilaveten çok yoğun uğraş gerektirmemektedir.

Doğru elektrolitik parlatma Şekil 2'de gösterilen akım voltaj eğrisinin C-D aralığında gerçekleşmektedir.

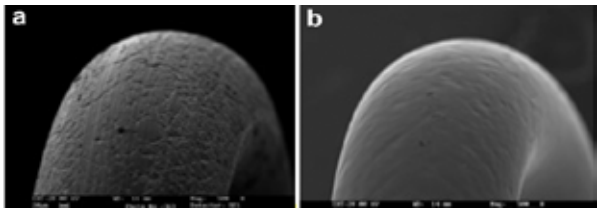


Şekil 2. Elektrolitik parlatmada akım yoğunluğu (A/cm2)-gerilme eğrisi (V) [3]

Elektrolitik parlatmada ideal akım yoğunluğu, sıcaklık ve uygun banyo konfigürasyonu seçildiğinde, düzgün ve hatasız bir yüzey elde edilebilmektedir. Proses, yüzeyi herhangi bir yabancı malzeme ile kirletmediğinden ve elde edilen yüzeyler pasif ve korozyona dirençli olduklarından, elektrolitik parlatma yüzey özellikleri bakımından mekanik parlatmadan daha üstündür.

Bir elektrolitik kaplama hattının inşası ve bakımı pahalıdır, elektrolitik parlatma işlemi ise düşük maliyet ile yapılır ve uygulaması kolaydır. Kullanılan çözelti ve akım yoğunluğuna bağlı olarak harcanan enerji miktarı ve işlem süresi yöntemin maliyetine etki eden parametrelerdir [5].

Elektrolitik parlatmanın havacılık alanında oldukça önemli etkilerinin olduğu çeşitli vaka çalışmalarından örnekler mevcuttur. Bunlar Şekil 3'de görüldüğü gibi helikopter için uzun süreli kullanımda yorulma ömrünü artırmaya yarayan mekanizmalardan birisi olan mikro çatlakların giderilmesidir.



Şekil 3.(a) Elektrolitik parlatma öncesi mikro çatlaklar (b) Sonrasındaki yüzey iyileşmesi [2].

III. GERÇEKLEŞTİRİLEN ARAŞTIRMA FAALİYETLERİ

Proje kapsamında yapılacak çalışmalar ve deneysel akış planı Şekil 4'te verilmiştir.



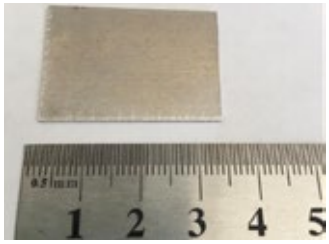
Şekil 4. Deneysel akış planı ve deneysel yöntemler

a) Numunelerin Kesimi

Çalışmalarda kullanılan AA7075-T73 alaşımının nominal kimyasal kompozisyonu Tablo 1'de verilmiştir. Levha alaşımdan 1 mm kalınlığında 20x30 mm boyutlarında numuneler kesilerek elektrolitik parlatma için hazır hale getirilmiştir.

Tablo 1. Çalışmalarda kullanılan AA7075-T73 alaşımının nominal kimyasal kompozisyonu

Zn	Mg	Cu	Cr	Mn	Fe	Si	Ti	Al
5,1-6,1	2,1-2,9	1,2-2	0,18-0,28	0,3 maks.	0,5 maks.	0,4 maks.	0,2 maks.	Kalan



Şekil 5. 20x30mm boyutunda kesilen AA7075-T73 numune

b) Numunelerin Zımparalanması

Levha haldeki AA7075-T73 alüminyum alaşımının üretiminde yüzeyde gözlenene hadde merdanesinden kaynaklanan izlerin giderilmesi için bazı numunelerde zımparalama işlemi gerçekleştirilmiştir. Bu işlem önce 1200 grit zımparada sonrasında 2000 grit zımparalama işlemi yapılarak numuneler alkol ile temizlendikten sonra elektrolitik parlatma işlemine hazır hale getirilmiştir.

c) Numunelerin Temizliği

Parlatmaya hazırlık için numunelerin homojenliğini engelleyebilecek olan yüzey üzerinde yağ, oksit ve diğer kirleticiler etanol ile yıkanarak giderilmiştir.

d) Elektrolitik Parlatma İçin Çözelti Hazırlığı

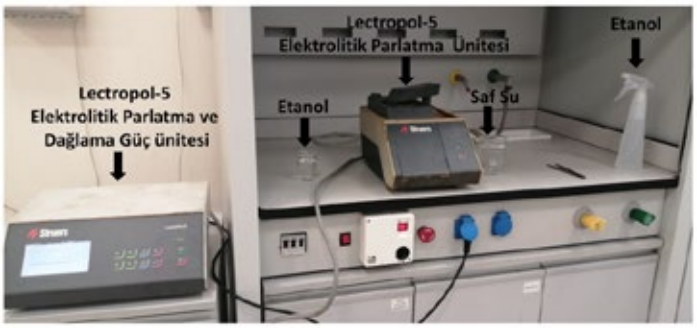
AA 7075 alaşımının elektrolitik parlatılması işlemi için gerekli kimyasal, Struers Lectropol-5 cihazının alüminyum alaşımları için önermiş olduğu A2 çözeltisi içeriğinden yararlanılmıştır. Çözelti hazırlığında kullanılan kimyasalların miktarı Tablo 2'de gösterilmiştir.

Tablo 2. Elektrolitik parlatma için hazırlanan elektrolit ve miktarları

Çözelti	**Miktar**
Saf Su	67,5 ml
Ethanol	547,5 ml
2-Butoxyethanol	75 ml
Perchloric Asit	58,5 ml

e) Numunelerin Elektrolitik Parlatma Cihazında Parlatılması

Tablo 3'te verilen deneysel parametreler deneysel çalışmalarda kullanılmıştır. Bu sayede en optimum gerilim, zaman ve yüzey alanı koşullarının numune üzerinde oluşturduğu yüzeysel etki ortaya çıkarılmıştır.



Şekil 6. Deneysel Çalışmalarda Kullanılan Deney Düzeneği

Tablo 3. Deneysel Çalışmalarda Struers Lectropol-5 Elektrolitik Parlatma Cihazında Kullanılan Parametreler

Çözelti [14-16]	**Gerilim (DC volt)**	**Zaman**	**Yüzey alanı**
58,5 ml Perchloric Asit 547,5 ml Ethanol 75 ml 2-Butoxyethanol 67,5 ml saf su (Platin katot)	10-90 V	1-110 sn	1 cm2

f) Parlatılan Numunelerin Yüzeylerinin İncelenmesi

Elektrolitik parlatma sonrası numuneler yıkanıp kurutulduktan sonra Leica DMI500M optik mikroskopta incelenmiştir.

IV. ARAŞTIRMA SONUÇLARI VE ÇIKTILAR

Bu çalışmada, AA7075-T73 alaşımının elektrolitik parlatma işlemi uygulanmıştır. Struers Lectropol-5 elektrolitik parlatma cihazı ile farklı süre ve voltaj değerleri ile yüzeyde oluşan anodik çözünme incelenmiştir ve aşağıdaki sonuçlar elde edilmiştir.

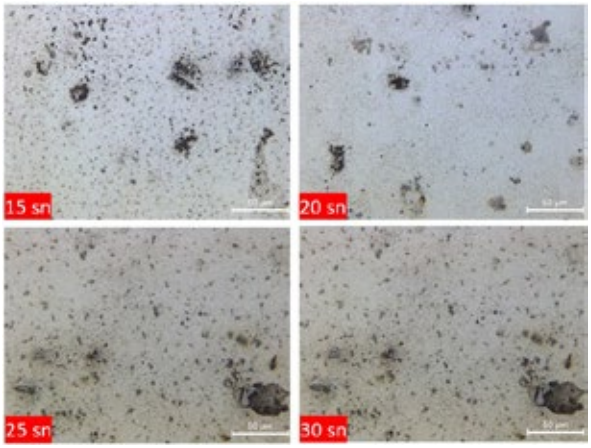
- 10 saniyeden daha kısa süreli elektrolitik parlatma sürelerinde hadde merdanesi yüzey izleri numuneleri yüzeyinde belirgin bir şekilde gözlenmiştir

- Elektrolitik parlatmada en iyi yüzey pürüzlülüğü değeri 1cm^2 yüzey alanında 60 volt gerilimde 20 saniye parlatılan numunede elde edilmiştir

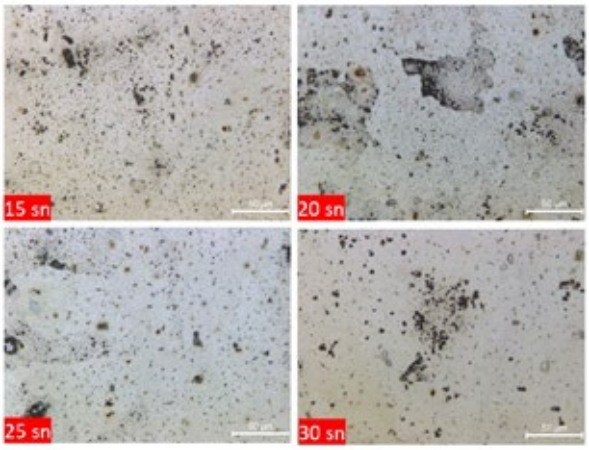
- Elektrolitik parlatma sonrası etanol ile temizlik esnasında gecikme veya yavaş hareket nedeniyle yüzeyde su lekeleri gözlenmektedir. Elektrolitik parlatma sonrası temizlik ve kurutma işlemleri çok hızlı gerçekleştirilmelidir.

- Elektrolitik parlatmada 90 V gerilimde elektrolitik gerilim uygulandığında yüzeyde yanma ile uyumlu yüzeyler gözlenmiştir.

- Elektrolitik parlatmada uygulanan tüm gerilmelerde 30 sn sonra çukurcuk korozyonu ile uyumlu yüzeyler gözlenmiştir.



Şekil 7. 60V sabit gerilimde elektrolitik olarak parlatılmış AA7075-T73 alaşımında artan süreye göre optik mikroyapı resimleri



Şekil 8. 60V sabit gerilimde elektrolitik olarak parlatılmış ve zımparalanmış AA7075-T73 alaşımında artan süreye göre optik mikroyapı resimleri

V. PROJE EKİBİNİN KAZANIMLARI VE TUSAŞ'A KATKISI

AA7075-T73 alüminyum alaşımını elektrolitik parlatma parametrelerinin belirlenmesi sayesinde TUSAŞ'a malzeme karakterizasyon çalışmalarında etkili parlatma işlemleri ve oldukça zaman alan bu süreç için kolaylık sağlaması beklenmektedir. Türk Havacılık ve Uzay Sanayii'nin nitelikli ve tecrübeli mühendis ihtiyacının karşılanabilmesi bağlamında, metalografik çalışmalarda deneysel tecrübe ve akademik bilgi birikimi oluşturmak proje ekibi öğrencileri, ülkemizin savunma sanayii alanında projenin kapsamı olan alüminyum alaşımlarının ileriye taşıyacak çalışmaların yapılmasında oldukça önemli bir etken oluşturmakla birlikte TUSAŞ'ın malzeme geliştirme ve karakterizasyon çalışmalarında nitelikli mühendis ihtiyacının karşılanabilmesine de olanak sağlayacaktır.

VI. ÖNERİLER, ALINAN DERSLER VE GELECEK ÇALIŞMALAR

Yapılan çalışmalar sonucunda elde edilen mikroyapılara incelendiğinde uygulanan tüm gerilim değerleri için 10 sn altındaki parlatma süresinde yeteri kadar parlatma sağlamadığı, 30 sn üzerinde ise oyuklu korozyon (pitting) meydana geldiği, 60 sn üzerinde ise parlatılan yüzeyde yanıklar meydana geldiği görülmüştür.
Bu doğrultuda yapılan çalışmalar sonucunda elektrolitik parlatma işleminde zamanın önemli bir parametre olduğu ortaya çıkmıştır. İdeal elektrolitik parlatma işleminin 10-30 sn arasında olduğu belirlenmiştir.

Ayrıca elektrolitik parlatma işlemine başlamadan önce önemli bir aşama olan temizleme işleminde numuneler iyi temizlenmelidir. Çünkü yüzeyde olabilecek yağ lekeleri, oksit tabakaları ve diğer kirleticiler, elektrolitik parlatma işlemini olumsuz etkileyeceği için mutlaka giderilmelidir.

Parlatma işleminden sonra numuneleri hızlı bir şekilde etanol ile yıkanıp ardından kurutma işlemi gerçekleştirilmelidir. Aksi takdirde parlatılan yüzey üzerinde elektrolit lekeleri ortaya çıkabilir. Bunun yanı sıra parlatılmış yüzeyi olumsuz etkileyeceği için temizleme işleminin çok hızlı ve dikkatli yapılması gerekmektedir.

KAYNAKLAR

[1] Rauf, A., et al., The effects of electropolishing on the nanochannel ordering of the porous anodic alumina prepared in oxalic acid. Journal of Solid State Electrochemistry, 2008. 13(2): p. 321-332.

[2] URL (Erişim), https://go.ableelectropolishing.com/electropolishing-aerospace-industry

[3] *Yang, G., Wang, B., Tawfiq, K., Wei, H., Zhou, S., & Chen, G. (2017). Electropolishing of surfaces: theory and applications. Surface Engineering, 33(2), 149-166.*

[4] *Rauf, A., et al., The effects of electropolishing on the nanochannel ordering of the porous anodic alumina prepared in oxalic acid. Journal of Solid State Electrochemistry, 2008. 13(2): p. 321-332.*

[5] *Kosmac,A., (2010) Paslanmaz Çeliklerin Elektro-Parlatma İşlemi (2010), Brussels, Belgium:(Malzemeler ve Kullanımları Serisi, Cilt 11) ,Euro Inox.*

AA 2024 Alüminyum Alaşımının Metalografik Muayenesi Kapsamında Elektroparlatma ve Elektrodağlama Parametrelerinin Optimizasyonu

Optimization of Electropolishing and Electroetching Parameters for Metallographic Examination of AA 2024

Öğrenci - 1
Yağmur Yalçın
Atılım Üniversitesi
Metalurji ve Malzeme Mühendisliği Böl.
Ankara, Türkiye
ygmrylcn14@gmail.com

Öğrenci - 2
Can Zümrüt
Atılım Üniversitesi
Metalurji ve Malzeme Mühendisliği Böl.
Ankara, Türkiye
zumrutcn12@icloud.com

Öğrenci - 3
Fatih Köseoğlu
Atılım Üniversitesi
Metalurji ve Malzeme Mühendisliği Böl.
Ankara, Türkiye
fatihkoseoglu1998@gmail.com

Akademik Danışman
Doç. Dr. Erkan Konca
Atılım Üniversitesi
Metalurji ve Malzeme Mühendisliği Böl.
Ankara, Türkiye
erkan.konca@atilim.edu.tr

Sanayi Danışmanı
Çağatay Yıldırım
Türk Havacılık Uzay Sanayii
Ankara, Türkiye
cagatay.yildirim@tai.com.tr

Sanayi Danışmanı
Barış Irmak
Türk Havacılık Uzay Sanayii
Ankara, Türkiye
baris.irmak@tai.com.tr

Sanayi Danışmanı
Erdem Mermer
Türk Havacılık Uzay Sanayii
Ankara, Türkiye
erdem.mermer@tai.com.tr

***Özetçe*— Bu çalışma TUSAŞ Özel Proses Teknolojileri birimindeki metalografik muayene işlemlerini hızlandırılmasını amaçlamıştır. Projenin çıkış noktası ise belirli dönemlerde çok yoğunlaşan numune iç yapı incelemelerinden kaynaklı mekanik metalografik numune hazırlama işleminin getirdiği zaman ve iş gücü kaybının önüne geçmektir. Bu kapsam doğrultusunda Struers firmasının üretmiş olduğu Lectropol-5 elektro parlatma ve elektro dağlama cihazı ile numune hazırlama sürelerinin çok daha kısa sürelere indirgenmesi sağlanmıştır. Bu cihaz bir elektrolit sıvısı içine yerleştirilmiş alüminyum kuponları elektrik akımı ile parlatması ve dağlaması prensibine dayanarak çalışmaktadır. Diğer taraftan havacılıkta sık kullanılan bir alüminyum alaşım olan 2024 için Struers Lectropol-5 cihazında bu alaşıma özel "Süre, Voltaj ve Akış Hızı" parametrelerinin optimize edilmesi amaçlanmıştır. Çalışmada 2024 için elde edilen veriler optimum değere getirilmiş ve optik mikroskop görüntüleri ile literatür görüntüleri karşılaştırılarak elde edilen verilen doğruluğu sağlanmıştır. Çalışma sonunda 2024 için optimum veriler Özel Proses Teknolojileri mühendisleri ile paylaşılmış ve TUSAŞ tesislerinde testler tekrarlanarak doğrulanmıştır.**

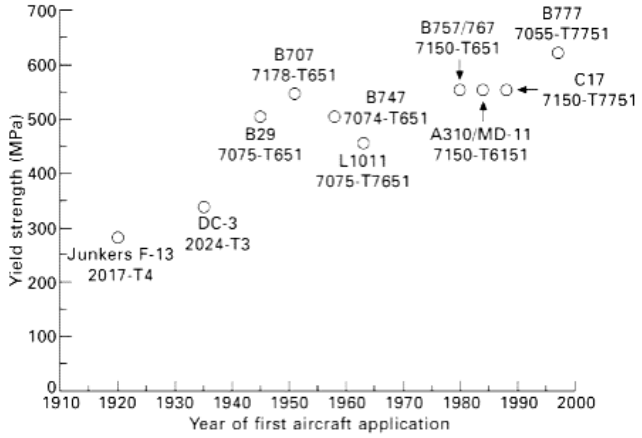
Anahtar Kelimeler — elektro parlatma, elektro dağlama, 2024 alüminyum alaşımı, metalografik muayene

***Abstract*— This study aimed to accelerate the metallographic examination processes in TUSAŞ Special Process Technology unit. The starting point of the project is to prevent the loss of time and labor caused by the mechanical metallographic sample preparation process, which is very concentrated in certain periods. In line with this scope, the Lectropol-5 electropolishing and electroetching device produced by the Struers firm reduced sample preparation times to much shorter times. This device works on the principle of polishing and etching aluminum coupons placed in an electrolyte liquid with electric current. On the other hand, for 2024, which is an aluminum alloy frequently used in aviation, it is aimed to optimize the "Time, Voltage and Flow Rate" parameters specific to this alloy in the Struers Lectropol-5 device. In the study, the data obtained for 2024 was optimized and the accuracy of the data obtained was ensured by comparing the optical microscope images with the literature images. At the end of the study, the optimum data for 2024 was shared with Special Process Technology engineers and the tests were repeated and verified at TUSAŞ facilities.**

Keywords — electropolishing, electroetching, aluminum alloy 2024, metallographic examination

I. GİRİŞ VE PROBLEM TANIMI

Havacılık sanayisinin başlangıcından bu yana hava araçlarında istenilen yegâne özellik olan hafiflik bugün de değişmeyen bir kriter olarak karşımıza çıkmaktadır. Sektörün başlangıcında ahşap ve kumaş kullanılarak yapılan hava araçları sanayi ve teknolojinin gelişmesi ile yerini çeşitli metal ve kompozit malzemelere bırakmıştır. Yine bu geliştirilen malzemelerde istenen özellikler hafiflik ve mukavemet olmuştur. Bu isterileri sağlayabilen ve görece diğer kullanılabilecek metallere göre ucuz ve üretiminin kolay olmasından dolayı geliştirilmesi için emek ve para harcanan malzeme ise alüminyum olmuştur. Bu amaç doğrultusunda alüminyumun saf halde istenen mukavemet ve mekanik özellikleri sağlayamamasından dolayı çeşitli alaşım elementleri ve ısıl işlemler ile alüminyumun mekanik özelliklerinin iyileştirilmesi ve hava araçlarında kullanılacak seviyeye gelmesi için çalışmalar yürütülmüştür. Günümüze gelindiğinde sektör yavaş yavaş kompozit malzemelere doğru eğilim gösterse de hala kullanımı açık ara en yaygın havacılık malzemesi alüminyumdur. Havacılığa uygun alüminyum serileri ise genelde 2xxx ve 7xxx serisi alüminyumlardır [1]. Bu alüminyum serileri ise içerdiği bakır, magnezyum ve çinko gibi elementler sayesinde çeşitli ısıl işlem kondisyonlarında çökelti oluşturmaya el verişli hala gelmektedir. Oluşan bu çökeltiler ise alüminyumların mekanik özelliklerini istenilen seviyelere çıkarır.



Şekil 1. Alüminyum Alaşımlarının Akma Dayanımı ve Hizmete Giriş Yılları [2].

Tüm bu malzeme gelişimi ile üretilip kullanılacak olan metaller için doğru şekilde üretildiği ve kullanıldığı yerde hatasız çalışacağından emin olmak için çeşitli test ve muayene yöntemlerinin de gelişimi için çalışmalar yapılmıştır. Bu kapsamda mekanik özelliklerinin doğrulanması için sertlik, çekme-basma vb. test düzenekleri kullanılırken, iç yapılarının doğru kondisyonda ve kullanıma uygun olduğunu kontrol etmek için metalografik muayene yöntemleri kullanılmaktadır. Kullanılan metalografik muayene, metallerin iç yapı karakterizasyonlarını, tane boyutlarını, çözünmemiş fazları, boşluk ve çatlakları görmek için yegâne yöntemdir. Bu yöntem ile optik mikroskop altında iç yapıları görmek için malzemelerin belirli işlemlerden geçmesi gerekmektedir aksi taktirde iç yapı incelemek mümkün değildir. Bu işlemler sırası ile numunenin istenilen boyutlarda kesilmesi, bakalite alınması, zımparalanması, polisajı ve dağlanması ile yapılır [3]. Fakat bu işlemler alüminyum gibi görece yumuşak metallerin hazırlanması sırasında yüzeyde çizik bırakmasına ve iç yapı analizinin net bir şekilde yapılamamasına neden olabilmektedir. Aynı zamanda bu yöntem ile bir numune hazırlamak için gereken zaman uzundur ve birçok numunenin bakılması gereken durumlarda bu mekanik numune hazırlama işlemi vakit kaybına ve işlerin uzamasına neden olmaktadır. Bu problemlerin aşılması için ise elektro parlatma ve elektro dağlama denilen bütün numune hazırlama süreçlerini tek bir makinede ve otomatik olarak yapan bir cihaz geliştirilmiştir. Bu cihaz yukarıda bahsedilen çizik gibi problemleri önlerken, aynı zamanda işlemleri çok kısa bir sürede yaparak vakit kaybının da önüne geçmektedir.

TUSAŞ bünyesindeki Özel Proses Teknolojileri biriminde elektro parlatma ve elektro dağlama için kullanılan cihaz ise Struers Lectropol-5'tir. Problemin çıkış kaynağı ise cihazda bütün alüminyumlar için genel değerler verilmesidir. Verilen *"Süre, Voltaj ve Akış Hızı"* değerleri her alüminyum alaşımı için net sonuç vermemekte ve işlemlerde aksamalara neden olabilmektedir. Bu kapsamda Özel Proses Teknolojileri birimi hava araçlarında sıkça kullandıkları ve iç yapı analizi yapmakta oldukları 2024-T42 alüminyum alaşım için "Süre, Voltaj ve Akış Hızı" verilerini optimize edilmesini ve 2024-T42 için elektro parlatma ve elektro dağlama özelinde bir reçete çıkarılmasını talep etmiştir. Ayrıca problemin diğer bir çıkış kaynağı ise belirli dönemlerde incelenmesi gereken birçok 2024 numunesi olduğundan dolayı Struers Lectropol-5 cihazında 2024 için optimize edilen verileri kullanarak numune hazırlama sürelerini kısaltmak amaçlanmıştır.

A. 2024 Alüminyum Alaşımı

Duralümin olarak da bilinen 2024 Alüminyum alaşımı ana elementi bakır olan ve yüksek oranda magnezyum içeren bir alaşımdır ve kimyasal kompozisyonu aşağıdaki gibidir;

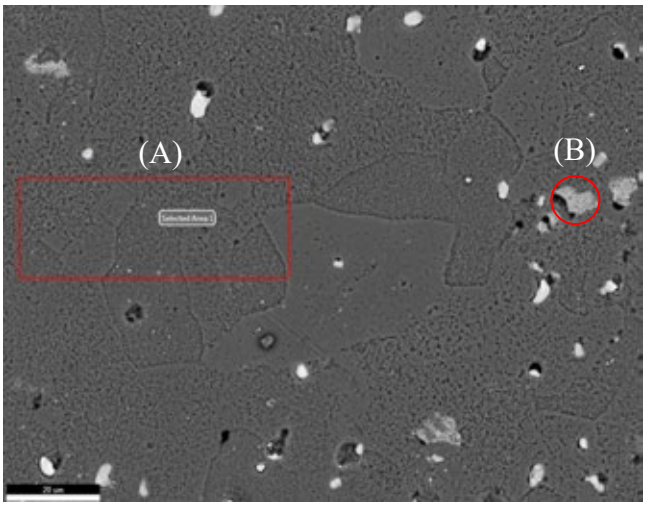
TABLO I. 2024 ALÜMİNYUM ALAŞIM KİMYASAL KOMPOZİSYONU (% ağ.).

Al	Cu	Mg	Mn	Fe	Cr	Si	Zn	Ti	Diğer
90.7-94.7	3.8-4.9	1.2-1.8	0.3-0.9	Maks. 0.5	Maks. 0.1	Maks. 0.5	Maks. 0.25	Maks. 0.15	Maks. 0.15

Çoğu alüminyum alaşımı gibi kullanımının ana nedenleri, yüksek mukavemet/ağırlık oranı ve yüksek yorulma dayanımıdır [4]. Bu iyi özelliklerinin aksine kaynaklanabilirliğinin, işlenebilirliğinin ve korozyon direncinin düşük olması bu malzemeyi sınırlayan en önemli faktörlerdir. Tüm bu sınırlamalara rağmen 2024 alüminyum alaşımı özellikle havacılık sektöründe yüksek çekme gerilimi altında çalışan gövde ve kanat kısımlarında kullanılmaktadır. Ayrıca kullanılan alaşımın, ısıl işlemler sonucu farklı temper değerlerinde farklı mekanik özellikler sergilediği literatür taramasında gözlemlenmiştir [5]. Bu projede elektro parlatma ve elektro dağlama deneyleri yürütülen 2024 alüminyum alaşımının temperi ise T42'dir.

B. *2024 Alüminyum Alaşımının Metalografik İncelenmesi*

2xxx alüminyum ailesi ısıl işlem uygulanabilen bir alüminyum çeşididir. Bu sayede 2024 alüminyum ailesine yaşlanma (çökelme) sertleşmesi uygulanabilir ve bu sayede sertleştirilebilir. Bu ısıl işlem sayesinde 2024'ün içinde bulunan bakır ve magnezyum gibi elementler çökelerek bazı fazlar oluşturur. Bu fazlar alüminyumun içyapısını oluşturarak aynı zamanda alüminyuma sertlik kazandırır. Bakır ve magnezyum, genellikle alüminyumla beraber çözünerek Al_2Cu ve Al_2CuMg çökeltilerini oluşturur. Bazen de bakır hiç çözünemez ve çözünmemiş bakır olarak kalır [6].



Şekil 2. 2024 T42 Alüminyum Kuponlardan Alınan SEM Görüntüsü.

TABLO II. ŞEKİL 2'DE (A) İLE GÖSTERİLEN BÖLGENİN EDS ANALİZİ.

Element	% Ağırlık	% Atomik
Mg	2.03	2.32
Al	92.14	95.12
Cu	5.83	2.55

TABLO III. ŞEKİL 2'DE (B) İLE GÖSTERİLEN ÇÖKELTİNİN EDS ANALİZİ.

Element	% Ağırlık	% Atomik
Al	47.63	67.37
Mn	3.99	2.77
Fe	9.59	6.56
Cu	38.79	23.3

C. *İzlenen Yol Haritası*

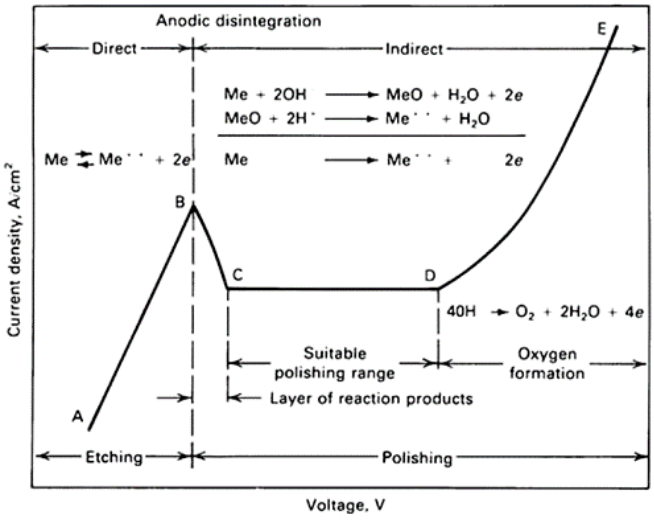
Tüm bu değerlendirme ve analizlerin ardından Özel Proses Teknolojileri mühendisleri ile gerçekleştirilen bir dizi toplantı sonucu projeye literatür taraması ile başlanması uygun görülmüştür. Ardında TUSAŞ tesislerinde kullanılan Struers Lectorpol-5 cihazının aynısının Atılım Üniversitesi Metal Şekillendirme ve Mükemmeliyet Merkez'inde (MŞMM) bulunmasından dolayı TUSAŞ tarafından temin edilen 2024-T42 alüminyum kuponlar ile ilk faz deneyler burada gerçekleştirilmesi ve aynı zamanda MŞMM'nin bir AR-GE merkezi olması nedeniyle buradan da bilgi aktarımı yapılarak projeye katkı sağlanması hedeflenmiştir. Merkezde gerçekleştirilen deneylerin ardından optimum verilerin elde edilmesi ile TUSAŞ Özel Proses Teknolojileri birimin de elde edilen deney sonuçlarının değerlendirilmesi gerçekleştirilmiş, aynı zamanda optimum veriler ile deney bir kez daha TUSAŞ tesislerinde denenerek doğruluğu kontrol edilmiştir. Tüm bu süreçlerin ardından elde edilen veriler bir kılavuz şeklinde Özel Proses Teknolojileri birimine teslim edilmiştir.

II. GERÇEKLEŞTİRİLEN ARAŞTIRMA FAALİYETLERİ

A. *Elektro Parlatma ve Elektro Dağlama Mekanizması*

Elektro parlatma ve elektro dağlama, metal malzemelerin yüzeyini parlatmak, pasifleştirmek ve çapak almak için kullanılan metalografik bir numune hazırlama yöntemidir. Bu yöntem genellikle nispeten küçük ve/veya karmaşık şekilli malzemelere ve süneklikleri ve yumuşak yapıları nedeniyle mekanik parlatma sırasında zarar görebilecek malzemelere uygulanır. Bugün kullandığımız sistemin başlangıcı, 1929'da Société de Materiel Téléphonique'in araştırma laboratuvarında çalışan Fransız mühendis Pierre A. Jacquet'e atfedilebilir [7]. Jacquet, çok ince bakır tel anotların elektrolize edildiğinde cilalandığını belirtmiştir [8]. Jacquet tarafından kullanılan elektrolitler, su veya alkolde sülfürik, fosforik, asetik ve perklorik asitlerin çözeltileridir ve günümüzde kullanılan elektrolitler hala bu çözeltilere dayanmaktadır.

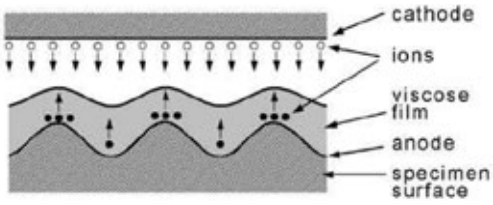
Şu anda kullanılan sistemler için tipik bir akım yoğunluğu-voltaj grafiği gereklidir. Bu tablo, en iyi sonuçlar için en uygun voltaj ve akım değerlerinin oluşturulmasına yardımcı olur. Grafik üç kısımdan oluşmakta olup, birinci kısım olan A-B aralığı numunenin düşük voltaj değerleri ile dağlanmasına neden olmaktadır. İkinci bölüm olan C-D aralığında elektro parlatma işlemi gerçekleşir. Elektro parlatma için optimal parametreler C noktası ile tanımlanır. Gaz oluşumu ve çukurlaşma bölgesindeki yüksek voltajlar için son aşama ise D-E aralığıdır [9]. Eğrinin şekli anotta meydana gelen süreçlere bağlıdır. Sistemde çok sayıda bağımsız değişken olduğundan, her bir alaşım ve malzeme için elektro parlatma ve elektro dağlama için özel bir reçete hazırlamak çok zor ve maliyetlidir.



Şekil 3. Elektro Parlatma ve Dağlama İçin Akım Yoğunluğu/Voltaj Grafiği.

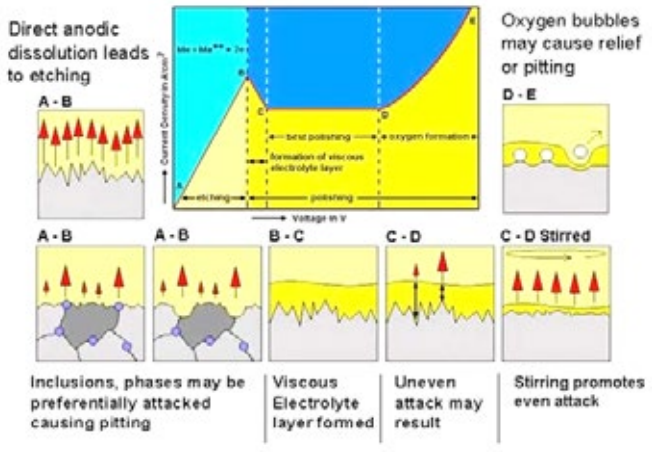
Sistemde yüzeyden uzaklaştırılan metal miktarını etkileyen belirli parametreler vardır. Bu parametreler geleneksel bir elektro parlatma işlemi için voltaj, sıcaklık ve süre iken,

araştırma kapsamında elektro parlatma deneylerinde kullandığımız Struers Lectropol-5 cihazı için süre, voltaj ve akış hızıdır. Elektro parlatma işleminin yapılabilmesi için numune elektrolit içerisine yerleştirildikten sonra yüzeyde öncelikle viskoz bir film tabakası oluşturulmalıdır. Bu viskoz tabaka, metalik iyonların elektrolit ile reaksiyonu nedeniyle iş parçasının yüzeyinde oluşur. Bu tabakayı oluşturmak için gerekli olan voltaj karşılanmazsa, malzeme yüzeyinde viskoz tabaka tam olarak oluşamayacağından cila işlemi gerçekleşmez. Gerekli voltaj karşılandığında ve malzeme yüzeyinde homojen olmayan viskoz bir tabaka oluştuğunda katottan anoda farklı bir direnç oluşur. Bunun sonucunda malzeme yüzeyindeki tepe ve çukur noktalarının viskoz tabakanın yüzeyine olan uzaklığının farkından dolayı oluşacak direnç sonucu tepe noktaları çözünerek düzleşir. Bu sayede tepe ve çukurların yükseklik farkı azaldığı için daha düz ve parlak malzeme yüzeyi elde edilir. Oluşan viskoz tabaka cila ve pasivasyonu etkileyen ana faktördür [10] [11].



Şekil 4. Tepeler ve Çukurlar Arasındaki Farkın 2 Boyutlu Şematik Gösterimi [12].

Elektro dağlama, aynı elektrolit ve cihaz ile elektro-parlatma işleminin devamı olarak yapılır. Bu iki işlemi birbirinden ayıran en büyük etken gerilim değerlerindeki farklılıktır. Elektro dağlama için gereken voltaj değeri, elektro-parlatma için gereken değerden daha düşüktür. Bunun nedeni elektro-aşındırma işleminin viskoz bir tabakaya ihtiyaç duymaması olarak özetlenebilir. Metalin iyonlaşmasına bağlı olan bu mekanizma korozyon ile aynıdır. Bu iyonlaşma, tane sınırlarının enerji seviyesi nedeniyle öncelikle bu alanlarda gerçekleşir. Bu şekilde taneler açığa çıkar ve dağlama işlemi tamamlanır. Aşağıdaki görselde A-B ile gösterilen görseller arasında dağlama işleminin yüzeydeki etkisi görülmektedir [11].



Şekil 5. Elektro Parlatma ve Dağlama İşlemleri Sırasında Numune Yüzeyinde Meydana Gelen Değişiklikler [13].

B. Stuers Lectropol-5

Struers Lectropol-5 cihazının temel amacı mekanik patlatma ve dağlama işlemlerine gerek kalmadan parlatma ve dağlama işlemlerini çok kısa sürede ve az iş yükü ile gerçekleştirmesidir. Bu cihaz otomatik ve mikroişlemci kontrollü bir cihazdır. Tarama fonksiyonu ve veri tabanı sayesinde işleme tabii tutulacak malzeme için uygun voltaj, süre ve akış hızı direk olarak cihaz veri tabanından seçilebilmektedir. Ayrıca cihaz veri tabanında yer almayan malzemeler için kullanılabilen tarama fonksiyonu malzemeye uygulanması gereken voltaj değerini belirlemede büyük bir önem taşımaktadır. Bu parametrelerinin yanı sıra kullanılan maske ve elektrolit sıvısı büyük bir önem taşımaktadır. 0,5 cm^2, 1 cm^2, 2 cm^2, 5 cm^2 ve deliksiz olmak üzere 5 farklı boyutta maske bulunmaktadır bu maskelerin ana amacı malzeme yüzeyine giden elektroliti sınırlandırıp farklı büyüklükteki malzemelere elektro parlatma ve elektro dağlama işlemi yapma imkânı sunmasıdır. Alüminyum alaşımı için kullanılan ve cihaz veri tabanında önerilen elektrolit A2 elektrolitidir. Bu elektrolitin içeriği 90 ml damıtılmış su, 730 ml etanol, 100 ml bütoksietanol ve 78 ml perklorik asit şeklindedir [14].

TABLO IV. ALÜMİNYUM DÖVME ALAŞIMLARI İÇİN STRUERS TARAFINDAN TAVSİYE EDİLEN ELEKTRO PARLATMA DEĞERLERİ.

Elektrolit	A2
Maske	2 cm^2
Voltaj	39 V
Akış Hızı	10
Süre	20 saniye

Alüminyum, dökme demir, bakır, toz malzemeler, paslanmaz çelik, pirinç malzeme, molibden, titanyum, takım çeliği ve çinko gibi birçok malzemenin elektro parlatma ve elektro dağlama işlemlerinde kullanılan bu cihaz gelişmiş soğutma kontrolü ve elektrolit sıcaklığını sürekli olarak izleyen bir kontrol sistemi ile donatılmıştır. Sıcaklığın artması durumunda selenoid valf devreye girerek elektrolit sıcaklığını istenilen derecelere düşürmektedir.

C. Elektro Parlatma ve Dağlama Deneyleri

Bu program kapsamında yapılan deneylere literatür araştırmasında ve Struers firmasının Lectropol-5 cihazının veri tabanında sunduğu parametre verileri baz alınarak uygun parametre değerlerini bulma hedeflenmiştir. Deneylerde izlenen yol, TUSAŞ tarafından sağlanan 2024 Alüminyum kuponların 2000 numara zımpara ile ön-zımparalama işlemi ile başlamaktadır. Bu işlemin ana nedeni malzeme yüzeyindeki pürüz miktarını en aza indirerek daha homojen sonuçlar elde etmeyi amaçlamaktır [14].

Daha sonrasında Lectropol-5 cihazı ile elektro parlatma deneylerine başlanmıştır. Bu kapsamda çeşitli voltaj, akış hızı ve süre değerleri denenmiştir. Bu parametreler hem elektro parlatma hem de elektro dağlama deneyleri için sırasıyla numune içerisinden geçen voltaj miktarını, numune yüzeyine sağlanan elektrolit miktarını ve süreyi belirlemektedir. Elektro parlatma deneylerinde kullanılan parametre değerleri aşağıdaki gibidir;

TABLO V. DENEYLERDE KULLANILAN ELEKTRO PARLATMA DEĞERLERİ.

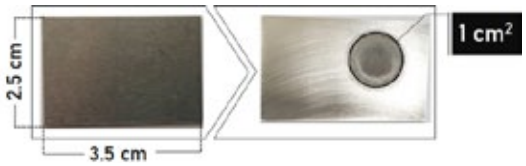
Numune	Voltaj	Akış Hızı	Süre
1	10V	9	15s
2	10V	9	25s
3	15V	9	15s
4	15V	9	25s
5	18V	14	25s
6	20V	9	15s
7	20V	9	25s
8	20V	12	25s
9	20V	14	20s
10	20V	14	25s

Yapılan elektro parlatma deneyleri sonucu bulunan parametre değerleri sonrasında ise elektro dağlama parametrelerini bulmak amacıyla elektro parlatma yapılmış alüminyum kuponlarının üzerine elektro dağlama işlemi uygulanmıştır. Elektro dağlama işlemi için kullanılan parametre değerleri aşağıdaki gibidir;

TABLO VI. DENEYLERDE KULLANILAN ELEKTRO PARLATMA VE DAĞLAMA DEĞERLERİ.

Numune	İşlem	Voltaj	Akış Hızı	Süre
1	Elektro parlatma	20V	9	15s
	Elektro dağlama	**20V**	**9**	**3s**
2	Elektro parlatma	20V	9	15s
	Elektro dağlama	**15V**	**9**	**6s**
3	Elektro parlatma	20V	9	15s
	Elektro dağlama	**14V**	**7**	**10s**
4	Elektro parlatma	20V	9	15s
	Elektro dağlama	**12,5V**	**7**	**10s**
5	Elektro parlatma	20V	9	15s
	Elektro dağlama	**12,5V**	**9**	**10s**
6	Elektro parlatma	20V	9	15s
	Elektro dağlama	**12,5V**	**7**	**20s**
7	Elektro parlatma	20V	9	15s
	Elektro dağlama	**12V**	**7**	**15s**
8	Elektro parlatma	20V	9	15s
	Elektro dağlama	**11,5V**	**7**	**8s**
9	Elektro parlatma	20V	9	15s
	Elektro dağlama	**11,5V**	**8**	**7s**
10	Elektro parlatma	20V	9	15s
	Elektro dağlama	**11,5V**	**7**	**10s**
11	Elektro parlatma	20V	14	20s
	Elektro dağlama	**10V**	**7**	**1s**
12	Elektro parlatma	20V	14	25s
	Elektro dağlama	**10V**	**9**	**1s**
13	Elektro parlatma	20V	14	25s
	Elektro dağlama	**10V**	**7**	**1s**

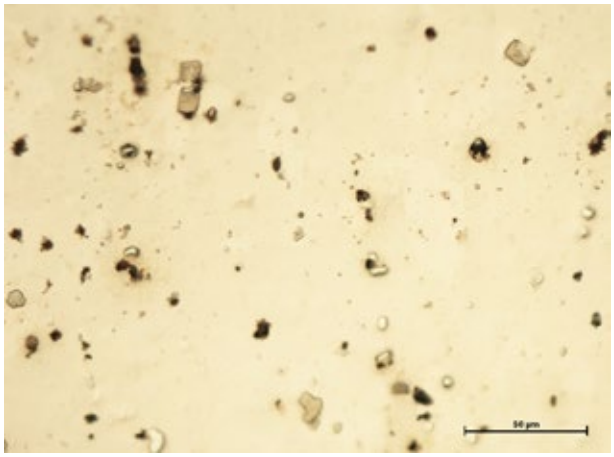
Her deney sonrası yüzeyi su ve alkol ile temizlenen alüminyum kuponlar optik mikroskop altında metalografik incelemeye tabii tutulmuşlardır.



Şekil 6. Deneylerde Kullanılan Alüminyum Kuponlar.

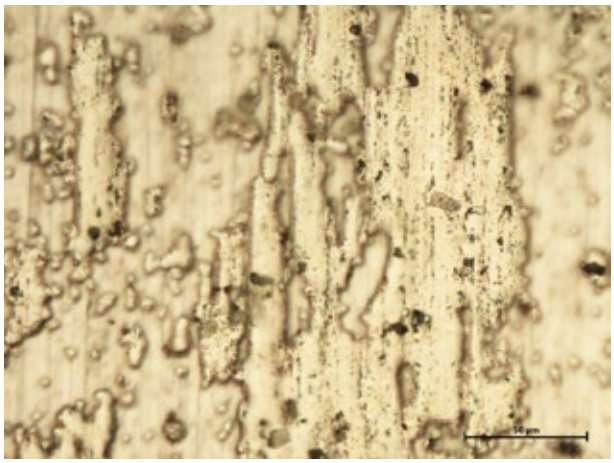
III. ARAŞTIRMA SONUÇLARI VE ÇIKTILAR

Yaptığımız tüm araştırmalar ve deneyler sonucunda elektro parlatma için elde edilen optimum veriler 20 volt, 14 akış hızı ve 25 saniyedir. Bu değerler ile yüzeyin istenilen derecede parlatıldığı gözlemlenmiştir.



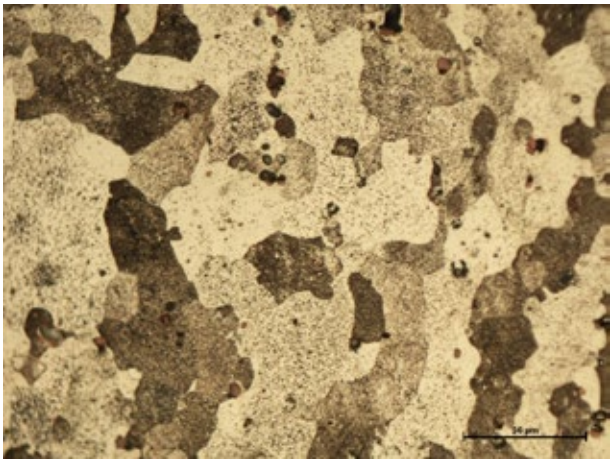
Şekil 7. Elektro Parlatma → Voltaj: 20V Akış Hızı: 14 Süre: 25s, 500x.

Voltaj değeri 20V'den aşağı doğru geldikçe yüzeyin istenilen şekilde parlatılamadığı görülmüştür. Aynı şekilde akış hızının düşük olması malzeme yüzeyine yeterince elektrolit sağlanamadığı için yüzeyde homojen bir parlatma olmamıştır. Son değişken parametre olan süre için cihazın önerdiği 15 saniye parlatmanın tamamlanması için yeterli olmamıştır aksine sürenin çok uzun tutulması ise malzeme yüzeyinde çukurlaşma problemine neden olmuştur.



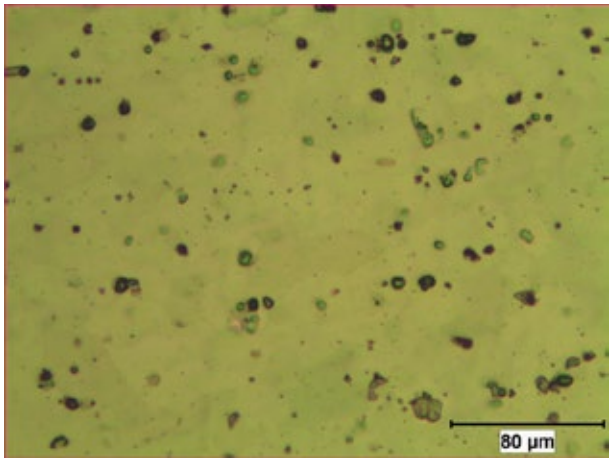
Şekil 8. Elektro Parlatma → Voltaj: 10V Akış Hızı: 9 Süre: 15s, 500x.

Deneyin ikinci kısmına gelindiğinde elektro dağlama için elde edilen optimum veriler ise 10 volt, 7 akış hızı ve 1 saniyedir. Fakat elektro parlatma ve elektro dağlama işlemleri cihaz üzerinde sıralı ve otomatik bir şekilde yapıldığından dolayı elde edilen elektro dağlama verileri optimum parlatma verileri baz alınarak bulunmuştur.



Şekil 9. Elektro parlatma → Voltaj: 20V Akış Hızı: 14 Süre: 25s
Elektro dağlama → Voltaj: 10V Akış Hızı: 7 Süre: 1s, 500x.

Voltaj değeri 10V'dan yukarı doğru gittikçe yüzeyin istenilen şekilde dağlatılamadığı görülmüştür. Aynı zamanda 10V'dan aşağı doğru gidildikçe numune yüzeyinin aşırı dağlandığı gözlemlenmiştir. Akış hızı ve süre için elektro parlatma için geçerli olan prensipler elektro dağlama içinde geçerlidir. Fakat dağlama için gereken süre parlatmaya kıyasla çok kısadır bunun ana nedeni ise düşük voltaj değeridir.



Şekil 10. Elektro parlatma → Voltaj: 20V Akış Hızı: 9 Süre: 15s
Elektro dağlama → Voltaj: 15V Akış Hızı: 9 Süre: 6s, 200x.

Sonuç olarak bulunan tüm bu veriler ve bu veriler kullanılarak elde edilen iç yapılar optik mikroskopta incelendiğinde en uygun, tane boyutlarının ve tane sınırlarının net bir şekilde gözlemlenebildiği en net görüntüler Şekil 9'da verildiği gibidir.

IV. Proje Ekibinin Kazanımları ve TUSAŞ'a Olası Katkıları

Proje ekibi, bu proje sayesinde 2024 alüminyum alaşımı, alüminyum metalografik numune hazırlama ve alüminyum ısıl işlemleri hakkında bilgi ve tecrübe sahibi olmuştur. Bu bilgiler dışında ekip, Lectropol-5 cihazını kullanmayı öğrenerek çok sayıda elektro parlatma ve elektro dağlama işlemi yapılmıştır. Bu cihaz ve cihaz dışı yapılan mekanik deneyler sayesinde tecrübe edinilmiştir. Bu deneyler esnasında en iyi değerin nasıl görüleceğini analiz ederek optimum değerlere ulaşılmıştır. Proje sonucunda, TUSAŞ 2024 alüminyum malzemelerinin içyapılarının incelenmesi için daha kısa sürede numune hazırlamalarına katkı sağlayacak optimum değerleri elde etmiştir.

V. Öneriler, Alınan Dersler ve Gelecek Çalışmalar

Bu deneylerde Lectropol-5 cihazının önermiş olduğu elektrolitler kullanılmış olsa da bu elektrolitle çukurlaşma sorunuyla karşılaşılmıştır. Gelecek çalışmalarda alüminyum için uygun başka elektrolitler daha iyi sonuçlar verebilir. Bunun yanı sıra deneylere numune zımpara yapılarak başlanılması önerilmektedir. Ayrıca deneyler işlem öncesi ve sonrasında yüzey pürüzlülüğü ölçülerek daha kontrollü şekilde yapılabilir.

Kaynaklar

[1] ASTM B209-96 Standard Specification for Aluminum and Aluminum-Alloy Sheet and Plate.

[2] Mouritz, A. Introduction to Aerospace Materials. Elsevier Science. 2012.

[3] Petzow, G. Metallographic Etching, 2nd Edition, ASM International, 1999.

[4] Abdullah, Shahrum & Beden, Sabah & Ariffin, Ahmad Kamal. (2011). Fatigue Crack Growth Simulation of Aluminium Alloy under Cyclic Sequence Effects. 10.5772/14898.

[5] Benedyk, Joseph. (2010). International temper designation systems for wrought aluminum alloys: Part II - Thermally treated (T Temper) aluminum alloys. Light Metal Age. 68. 16-22.

[6] Audrey Cochard, Kailin Zhu, Sébastien Joulié, Joël Douin, Julitte Huez, et al. Natural aging on Al-Cu-Mg structural hardening alloys - Investigation of two historical duralumins for aeronautics. Materials Science and Engineering: A, Elsevier, 2017, 690, pp.259-269.

[7] Jacquet, P. Electrolytic Method for obtaining Bright Copper Surfaces. Nature 135, 1076 (1935). https://doi.org/10.1038/1351076c0

[8] Metz, Florence Irene, "Electropolishing of metals " (1960). Retrospective Theses and Dissertations. 2622.

[9] Gadalińska, Elżbieta & Wronicz, Wojciech, Electropolishing Procedure Dedicated to In-Depth Stress Measurements with X-Ray Diffractometry. Fatigue of Aircraft Structures, 2016, 10.1515/fas-2016-0004.

[10] American Society for Testing and Materials. (2014). Electrolytic Polishing of Metallographic Specimens (ASTM Standard No. ASTM E1558-09:2014)

[11] Tekin, Erdoğan, Çelikler ve Dökme Demirler İçin Kurumsal ve Uygulamalı Metalografi, 2012, TÜDÖKSAD.

[12] Weglowski, Marek. (2013). Electrolytic etching in welding metallography. Biuletyn Instytutu Spawalnictwa. 2. 5-10.

[13] https://www.ebsd.com/hints-and-tips/ebsd-sample-preparation/electrolyte-polishing-and-etching erişim:12.07.2022

[14] https://www.struers.com/ erişim:12.07.2022

TUSAŞ A400M Kargo Tipi Uçak Projesi Montaj Hattında Çizelgeleme

Scheduling of The TUSAŞ A400M Cargo Aircraft Project on An Assembly Line

Öğrenci - 1
Ceren Candan
Gazi Üniversitesi
Endüstri Mühendisliği
Ankara, Türkiye
ccerencndn@gmail.com

Öğrenci - 2
Dilara Akyol
Gazi Üniversitesi
Endüstri Mühendisliği
Ankara, Türkiye
dilaraaakyolll1@gmail.com

Öğrenci - 3
Burak Çırak
Gazi Üniversitesi
Endüstri Mühendisliği
İstanbul, Türkiye
burakcirakk97@gmail.com

Akademik Danışman
Prof. Dr. Serpil Erol
Gazi Üniversitesi
Endüstri Mühendisliği
Ankara, Türkiye
serpiler@gazi.edu.tr

Sanayi Danışmanı
İlknur Çığtay
Türk Havacılık Uzay Sanayii
Ankara, Türkiye
ilknur.cigtay@tai.com.tr

***Özetçe*— Bu çalışmada, TUSAŞ'ta ana imalat ve montaj binasında A400M projesi kapsamında kargo tipi uçak üretiminde yer alan bir montaj hattının çizelgelenmesi problemi ele alınmıştır. Firmada üretimi yapılan kargo tipi uçak projesinde çalışma yürütülmüştür. "A400M Kargo Tipi Uçak Projesi Montaj Hattında Çizelgeleme " projesi doğrultusunda mevcut durumun analizi yapılmış ve uygun teknikler kullanılarak problem tanımı yapılmıştır. Problemin tanımı yapılırken sistemde bu problemin neden oluştuğu ve ana nedenlerinin neler olduğu gibi sorular yöneltilerek kök nedenlerin analizi gerçekleştirilmiştir. Firma ile ortak yürütülen çalışmalar doğrultusunda, firmada bulunan mevcut çizelgelerin uygulandığında teslim tarihlerinde gecikmeler yaşandığı gözlemlenmiştir. Bu çalışmada teslim tarihlerindeki gecikmelerin minimuma indirgenmesi ve sisteme sonradan dahil edilecek parçalarla çizelgenin güncellenmesi üzerine literatür araştırması gerçekleştirilmiş ve bu konular üzerine yapılan çalışmalar incelenmiştir. Simülasyon problemi için farklı senaryolar ile alınan sonuçlar değerlendirilerek maliyet ve kaynak kullanımı açısından en iyi sonucu veren model belirlenmiştir.**

Anahtar Kelimeler — montaj hattı çizelgeleme , senaryo simülasyonu

***Abstract*— In this study, the scheduling problem of an assembly line involved in the production of cargo aircraft within the scope of the A400M project in the main manufacturing and assembly building of TAI is discussed. Work was carried out on the cargo type aircraft project produced by the company. In line with the "A400M Cargo Type Aircraft Project Scheduling on the Assembly Line" project, the current situation has been analyzed and the problem has been defined using appropriate techniques. While defining the problem, the root causes were analyzed by asking questions such as why this problem occurred in the system and what the main reasons were. In line with the studies carried out jointly with the company, it has been observed that there are delays in the delivery dates when the existing charts in the company are applied. In this study, a literature search was carried out on minimizing the delays in the delivery dates and updating the schedule with the parts to be included in the system later, and the studies on these issues were examined. For the simulation problem, the results obtained with different scenarios were evaluated and the model that gave the best result in terms of cost and resource usage was determined.**

Keywords — Assembly line scheduling, scenario simulation

I. GİRİŞ

Günümüzde yaşanan teknolojik gelişmeler ve tedarik ağının genişlemesi ile birlikte üretim sektörü hız kazanmış durumdadır. Gerek tüketim gerek savunma gerekse diğer sektörlerde verilen siparişlerin teslim tarihlerinin müşteriler için önemi oldukça büyüktür. İstenilen kalitede üretilen malların istenilen tarihte müşterinin eline geçmesi ise üretim sektörünün temel amaçlarından biridir. Özellikle birden çok atölyede birden çok ürün üreten Türk Havacılık ve Uzay Sanayii gibi şirketlerde istenilen kalitede ürünün istenilen zamanda üretilmesi doğru gerçekleştirilen çizelgeleme çalışmalarından geçmektedir.

TUSAŞ Ana İmalat ve Montaj Binası içinde montajı gerçekleştirilen A400M Kargo Tipi Uçak'ın SPOILER LOB komponentinin coji adlı makinelerde geçirmiş olduğu süreçlerin çizelgelenmesi ile başlayan projemizde son aşamada senaryoların benzetimi yapılarak bu senaryoların çizelgelenmesinde benzetim tekniğinden faydalanılmıştır.

Kurulu bir sistemin üzerinde değişiklikler ve yenilikler yapmak için kullanılan ve şirketlere süreç performanslarını gerçek sistemler üstünde ölçmek yerine modelleme yoluyla gösterilmesini sağlayan bir program olan Arena ile sistemde yer alan cojilerin, out of cojilerin, kalite, boya ve finish aşamalarının modeli kurulmuş ve bu modellerin çıktıları alınarak

değerlendirmesi yapılmıştır. Farklı senaryo denemeleri yapılarak istenilen amaç doğrultusunda çıktı sağlayan modeller aracılığıyla karar vericilere çizelgeleme çalışmasına ilişkin sayısal veri kaynağı sağlanmıştır.

Mevcut senaryoda, sipariş miktarlarının zaman zaman arttığı veya azaldığı gözlemlenmiş, bununla beraber teslim zamanlarında gecikmeler yaşandığı ve stokta bulundurma maliyetlerinde ve müşteriye ürünü geç teslim etmenin maliyeti ile karşı karşıya kalındığı gözlemlenmiştir. Bu çalışma ile birlikte, sipariş miktarındaki yoğunluk durumuna bağlı olarak esnek bir çizelgeleme yapılması hedeflenmektedir.

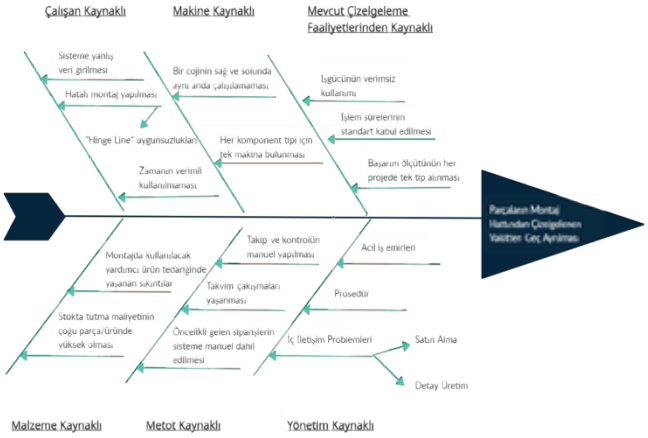
Çalışmanın birinci bölümünde problem tanımlanmış ve projenin beraber yürütüldüğü kurumun ve atölyenin tanıtımı yapılmıştır. İkinci bölümde konuyla alakalı yapılan çalışmalar incelenerek bir literatür araştırması yapılmış ve tablo şeklinde gösterimi sağlanmıştır. Üçüncü bölümde problem detaylı bir şekilde tanımlanmış ve çözüm uygulaması anlatılmıştır. Dördüncü bölümde ise sonuç ve değerlendirme yapılarak geliştirilen modelin sürdürülebilir olması için neler yapılabileceği ve Endüstri Mühendisliğinde Tasarım II dersinde hangi çalışmalar gerçekleştirileceği bilgisi verilmiştir.

II. Sistem ve Problemin Tanıtımı

Havacılık ve uzay sanayiinin en gözde şirketlerinden biri olan TUSAŞ'ta sene içerisinde çok çeşitli projeler hayata geçirilmektedir. Bu projelerde çalışan TUSAŞ mühendisleri gerek milli güvenlik ürünlerine gerekse ticari projelere katma değer sağlamaktadır. Ürünlerin montajının yapıldığı Yapısal Montaj Müdürlüğü'nde montaj işlemleri gerçekleştirilirken ürün özelliklerine göre farklı sistemler benimsenmiştir. Bu çalışmada üzerinde durulan proje A400M kargo tipi uçak projesidir.

A400M Kargo Tipi Uçak'ta sağ ve sol tarafta beşer adet olmak üzere toplamda 10 adet SPOILER LOB bulunmaktadır. Sağ ve sol kanattaki beşer komponentin isimleri SP1, SP2, SP3, SP4 ve SP5 şeklindedir ve teknik açıdan bazı farklılıkları bulunmaktadır. Örneğin SP1 boyut olarak en büyüğü ve SP5 en küçüğüdür. Bu kompozitler ve kompozitlerin montajı için gereken diğer parçalar detay üretimden doğrudan sisteme akacağı gibi TUSAŞ bünyesinde üretilmeyip stokta bulunmayanların montaj hattına girdi sağlaması ve teslim zamanından önce tamamlanmasını sağlamak amacıyla sipariş verilmesi gerekmektedir. Bahsedilen ikinci durum ise Satın Alma birimi tarafından gerçekleştirilmektedir.

A400M Montaj Alanı'na gelen kompozitler coji adı verilen montaj makinelerinde işlenmektedir. Cojilerde görülen işlemler sonrasında belirli diğer işlemleri gerçekleştiren Out of Coji'ler bulunmaktadır. Alanda 5 adet coji, 5 adet out of coji bulunmaktadır. Out of coji makineleri taşıma maliyetini önlemek ve çalışanlara kolaylık sağlamak adına cojilerin hemen önünde konumlandırılmıştır. Belirli sırayla işlem gören kompozitlerin "Sızdırmazlık Testi" kalite kontrol ekipleri tarafından gerçekleştirildikten sonra, kompozitler önce ilgili cojinin teknikeri tarafından boya hazırlık işlemin tabi tutulmaktadır ve ardından boya işleminin gerçekleşmesi için boyahaneye gönderilmektedir. Boyahanede süreci tamamlanan kompozitler final montaj işlemleri için tekrar montaj alanına gelmekte ve son işlemlerin yapılmasının ardından sıradaki işlemleri görmek üzere teslim edilmektedir.



Şekil 1. Parçaların Montaj Hattından Çizelgelenen Vakitten Geç Ayrılması

Sistem yakından incelendiğinde yukarıdaki balık kılçığında da görülen sebeplerden dolayı komponentlerin bir sonraki işlem merkezine gecikmeli olarak gittiği ve genel olarak siparişlerde gecikmelerin yaşandığı gözlemlenmiştir. İşlerin klasik çizelgeleme yöntemleri kullanılarak çizelgelenmesi için elverişli bir ortam bulunmaması ve sürecin kompleksitesi sebebiyle bu ürünün ortaya çıkması için gereken tüm süreçlerin (coji, out of coji, boya, kalite, finish) dahil edildiği bir benzetim modelinden yardım alınarak çizelgelemeye ihtiyacı olduğu belirlenmiştir. Proje çalışmalarının yapıldığı dönemde küresel etkilerle diğer dönemlere kıyasla daha az sayıda gelen siparişlerin ilerleyen dönemlerde artması öngörülmektedir ve mevcut sistemin talebi sağlanamamaktadır.

III. Gerçekleştirilen Araştırma Faaliyetleri

Proje kapsamında, üretim sektöründe benzetim teknikleri kullanılarak yapılan çalışmalar ile ilgili literatür araştırması yapılmıştır. Mevcut sistem hakkında bilgiler edinip, her bir prosesteki işlem süreleri hesaplanmıştır. Girdi analizi yapılarak proseslerdeki olasılık dağılımları belirlenmiştir ve Arena Simulation programı üzerinden mevcut sistemin simülasyonu oluşturulmuştur. Mevcut sistem ile ilgili incelemeler yapılarak oluşturulabilecek farklı senaryolar üzerine çalışmalar gerçekleştirilmiş, bu çalışmalar sonucunda mevcut sistem dışında 4 farklı senaryo oluşturulmuştur.

a) Sisteme Bir Boya Hazırlık Teknikeri Eklenmesi
b) Sisteme İki Boya Hazırlık Teknikeri Eklenmesi
c) Sistemdeki Boya Teknikeri Sayısının İkiye Çıkarılması
d) Sisteme İki Boya Hazırlık Teknikeri Eklenmesi ve Boya Teknikeri Sayısının İkiye Çıkarılması

Simülasyonun doğru sonuca yakın olabilmesi adına gereken tekrar sayısı ve zaman aralığı hesaplanmış, tüm senaryoların sonuçları çıktı analizi ile değerlendirilerek, karşılaştırılmıştır.

IV. ARAŞTIRMA SONUÇLARI VE ÇIKTILAR

Tüm senaryolara ait çıktı analizlerinin incelenmesi ve karşılaştırılması sonucunda proseslere ait işlem sürelerinde büyük bir oranı pozitif yönde olmak üzere değişimler gerçekleştiği ve bu senaryoların ihtiyaç halinde birer alternatif olarak değerlendirilebileceği gözlemlenmiştir. Üretilen ürün sayısında da bu senaryolar uygulandığı takdirde artış olacağı görülmektedir. Mevcut sistem ve alternatif senaryolara ait işlem süreleri ile gerçekleşen yüzdelik değişim oranlarını ve üretilen uçak sayısını gösteren özet tablolar aşağıda bulunmaktadır.

Tablo 1. Mevcut ve Alternatif Sistemdeki İşlem Sürelerinin Karşılaştırılması

		Coji-1	Coji-2	Coji-3	Coji-4	Coji-5	Boya Hazırlık	Kalite	Boya	Finish	Toplam
Mevcut Model	Ortalama Kuyruk Süresi(saat)	231	234	233	233	223	-	2,78	401	0	1557,78
1 Boya Hazırlık Teknikeri	Ortalama Kuyruk Süresi(saat)	80,1	79	79,3	75,2	77,9	180	0,0148	336	0	907,5148
	İyileşme(%)	65%	66%	66%	68%	65%	-	99%	16%	-	42%
2 Boya Hazırlık Teknikeri	Ortalama Kuyruk Süresi(saat)	79,2	77,6	75,9	75,4	78,2	0,762	2,4	431	0	820,462
	İyileşme(%)	66%	67%	67%	68%	65%	-	14%	-7%	-	47%
2 Boya Teknikeri	Ortalama Kuyruk Süresi(saat)	234	232	233	233	232	-	2,97	4,1	0,388	1171,458
	İyileşme(%)	-1%	1%	0%	0%	-4%	-	-7%	99%	-	25%
2 Boya Hazırlık- 2 Boya Teknikeri	Ortalama Kuyruk Süresi(saat)	78,4	76,6	78,1	76,5	76,5	0,812	2,68	57,2	1,23	448,022
	İyileşme(%)	66%	67%	66%	67%	66%	-	4%	86%	-	71%

Tablo 2. Mevcut ve Alternatif Sistemlerde Üretilen Ürün Sayılarının Karşılaştırılması

Model	Üretilen Ürün Sayısı(1 yıl)	Artış(%)
Mevcut Model	77	-
1 Boya Hazırlık Teknikeri	77	0
2 Boya Hazırlık Teknikeri	78	1%
2 Boya Teknikeri	135	75%
2 Boya- 2 Boya Hazırlık Teknikeri	154	100%

V. PROJE EKİBİNİN KAZANIMLARI VE TUSAŞ'A OLASI KATKISI

Sektörünün sadece ülkemizde değil dünyadaki öncülerinden olan TUSAŞ ile proje yürütmek tüm ekip için oldukça öğretici ve gurur verici bir durum olmuştur. Hem akademik danışman hem de sanayi danışmanının tecrübelerinden faydalanarak bu süreci ilerlemek önemli bir fırsat oluşturmuştur.

İlerleyen dönemlerde TUSAŞ tarafından ihtiyaç duyulması durumunda oluşturulan senaryoların değerlendirilerek ne gibi sonuçlar elde edilebileceği, belirtilen çıktılarda görülmektedir. Satış imkanları olduğu takdirde kapasitenin uygun olduğu, böylece hem TUSAŞ hem de ülkemiz için önemli bir fırsat doğabileceği, sektörde ise TUSAŞ'ın dünya çapında daha da iyi konuma gelebilmesi açısında önemli bir katkı sağlanabileceği görülmüştür.

VI. ÖNERİLER, ALINAN DERSLER VE GELECEK ÇALIŞMALAR

Yukarıda paylaşılan tablolarda da görüleceği üzere TUSAŞ tarafından daha fazla üretime ihtiyaç duyulduğu takdirde eklenecek personellerin yapacakları çalışmalar doğrultusunda hem üretim sayısında artışlar hem de proseslerin işlem sürelerinde iyileşmeler meydana gelmektedir. Tüm kalemler açısından maliyetler dikkate alındığında da uçağın satış fiyatının meydana gelebilecek tüm işçilik maliyetlerinden daha fazla olduğu öngörülmektedir. Bu sebeple sipariş sayısındaki farklılıklar doğrultusunda farklı senaryolar göz önünde bulundurularak en uygun olan seçilir ve çizelgeleme ayarlanır. Ek olarak sistemde işçileri farklı yerlere konumlandırarak işçi maliyetlerinin büyük bir kazancın sağlandığı çalışmalar ile proje geliştirmeye açıktır.

KAYNAKLAR

[1] Erdem, A., 2008, Bakım Kısıtı Altında Genetik Algoritmalarla Üretim Çizelgeleme, pp.4.

[2] Aydemir, E., 2009, Atölye Tipi Çizelgeleme Problemlerinin Öncelik Kuralı Tabanlı Genetik Algoritma Yaklaşımıyla Simülasyon Destekli Optimizasyonu, pp. 5.

[3] Kundakcı,, N., 2013, Üretim Sistemlerinde Dinamik İş Çizelgeleme Problemlerinin Sezgisel Yöntemlerle Çözülmesi

[4] Aydın, G., 2003, "Bir Akış Tipi Üretim Sisteminde Dengeleme Sorununa Dal-Sınır Yaklaşımı", pp. 43-53

[5] Saghafian, S., Hejazi, S.R., 2005, "Multi-Criteria Group Decision Making Using A Modified Fuzzy TOPSIS Procedure", International Conference on Computational Intelligence for Modelling, Control and Automation, and International Conference on Intelligent Agents, Web Technologies and Internet Commerce, IEEE.

[6] Ying, K.C., 2008, "Solving Non-permutation Flowshop Scheduling Problems by an Effective Iterated Greedy Heuristic', International Journal of Advance Manfacturing Technology, C:3, No:38, s.348-354.

[7] Gupta, J. N. D., Stafford Jr., E. F., "Flowshop Scheduling Research after Five Decades," European Journal of Operational Research, Vol. 169, No. 3

[8] Baker K.R., Trietsch D., 2009, Principles of Sequencing and Scheduling, John Wiley & Sons, Inc., Hoboken, New Jersey.

[9] Lomnicki, Z.A., 1965, A "Branch-and-Bound" Algorithm for the Exact Solution of the Three-Machine Scheduling Problem

[10] Dağ, S., 2012, Akış tipi çizelgeleme problemlerinin sezgisel yöntemlerle optimizasyonu

[11] Güner, E., 2011, "Çizelgelemenin Temel Kavramlarına Giriş", Çizelgeleme Kampı, Yalova.

[12] Aladağ, A., 2010, "Tekrar işlemeli esnek atölye tipi çizelgeleme problemi için yapay bağışıklık sistemi ile bir çözüm yaklaşımı", Yüksek Lisans Tezi, Eskişehir Osmangazi Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü.

[13] Büyüksünetçi, A. S., 2006, Tepkin Çizelgeleme Yaklaşımının Akış Tipi Atölye Ortamında Etkinliğinin Analizi, (Basılmamış Yüksek Lisans Tezi), Osman Gazi Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü, Eskişehir.

[14] Church, L. K, Uzsoy, R., 1992, "Analysis of Periodic and Event-Driven Rescheduling Policies in Dynamic Shops", International Journal of Computer Integrated Manufacturing, 5/3, s.153-163.

[15] Schrijver, A., 1990, "Theory Of Linear And Integer Programming, John Wiley And Sons"

[16] Baskak, M., 2002, "İş Sıralama ve Çizelgeleme Ders Notları", İstanbul Teknik Üniversitesi

[17] MirHassani, S.A., 2006, A computational approach to enhancing course timetabling with integer programming

[18] Özkan, A., 2019, "Üniversite Ders Çizelgeleme Probleminin Tamsayılı Doğrusal Programlama ve Sezgisel Yaklaşımlar ile Çözümü", 16-19

[19] French, S., 1981, "Sequencing And Scheduling. Ellis Horwood Limited, England"

[20] Hong T.P., Huangi P.Y., Horng G., 2006, "Using the Lpt And The Palmer Approaches To Solve Group Flexible Flow-Shop Problems"

[21] Yağmahan, B., Yenisey, M.M., 2005, “Çok Amaçlı Akış Tipi Çizelgeleme Problemi İçin Karınca Kolonileri İyileme”, İTÜ dergisi, cilt: 5 ,saayı:2, kısım:2, 133-141

[22] Güner, E., Altıparmak, F., 2003, İki Ölçütlü Tek Makinalı Çizelgeleme Problemi İçin Sezgisel Bir Yaklaşım

[23] Dorigo, M., Gambardella, L.M., 1997, Ant colonies for the travelling salesman problem

[24] Sivanandam S.N., Deepa S.N., 2008, “Introduction To Genetic Algorithms”

[25] Elmas, Ç., 2007, Yapay Zeka Uygulamaları, Seçkin Yayıncılık, Ankara.

[26] Geyik, F., 2001, “Atölye Tipi Çizelgeleme İçin Uzman Tabu- Arama Modeli”

[27] Reeves, C. R.(1995), Restricted Neighbourhood Search: An Implict Tabu Method,

[28] Aktürk, M.S., Görgülü E., 1999, “Match-up Scheduling Under A Machine Breakdown”

[29] Sun, J., Xue, D., 2001, "A Dynamic Reactive Scheduling Mechanism for Responding to Changes of Production Orders and Manufacturing Resources", Computers in Industry, 46, s. 189-207.

[30] Liu, S. Q., Ong, H. L., Ng, K. M., 2005, "Metaheuristics for Minimizing the Makespan of the Dynamic Shop Scheduling Problem", Advances in Engineering Software, 36, s. 199–205.

[31] Li, Y., Chen, Y., 2009, "Neural Network and Genetic Algorithm-based Hybrid Approach to Dynamic Job Shop Scheduling Problem", Proceedings of the 2009 IEEE International Conference on Systems, Man, and Cybernetics, San Antonio, TX, USA, s. 4836-4841.

[32] Kapanoglu, M., Alikalfa, M., 2011, "Learning IF–THEN Priority Rules for Dynamic Job Shops Using Genetic Algorithms" Robotics and Computer-Integrated Manufacturing, 27, s. 47–55.

[33] Rajendran, C., Holthaus, O., 1999, "A Comparative Study of Dispatching Rules in Dynamic Flowshops and Jobshops", European Journal of Operational Research, 116, s. 156-170.

[34] Engin, O., 2001, “Akış Tipi Çizelgeleme Problemlerinin Genetik Algoritma ile Çözüm Performansının Artırılmasında Parametre Optimizasyonu”, 1-16

[35] Parlak, M., 2012, “Sıralı Akış Çizelgeleme Problemlerinin Arı Algoritmasıyla Çözümü”, 17-41

[36] [1] Yıldız, A., 2010, Benzetim Modellemesi ile Üretim Sistemlerinde Süreç Optimizasyonu ve Bir Uygulama Çalışması

[37] [2] Sütçü, A., Karşıyaka, O., Burhan, M.E., 2019, Bir Mobilya Üretim Tesisinde İş Analizi ve Benzetim Uygulaması ile Süreç Verimliliğinin Artırılması

[38] [3] Altuntaş, S., Aksaraylı, M., 2009, Malzeme Taşıma Odaklı Planlama için Üretim Sistemlerindeki Tezgah Yerleşim Düzenlerinin Benzetim Analizi ile Karşılaştırılması

[39] [4] Özkök, M., Taylan, M., Helvacıoğlu, H.M., 2011, Ön Teçhiz ve Ön Boru Montaj İşlemlerinin Tersane Verimliliği Üzerindeki Etkisi

[40] [5] Yiğit, M.A., 2012, Bir Ofis Mobilyası Üretim Sisteminin Simülasyon ile Analizi ve Optimizasyonu

[41] [6] Sütçü, A., Tanrıtanır ,E., Eroğlu, A., Koruca, A., 2006, Orman Ürünleri Endüstrisinde Benzetim Destekli Çalışmalar Ve Örnek Bir Uygulama

[42] [7] Yıldız, A., 2010, Benzetim Modellemesi ile Üretim Sistemlerinde Süreç Optimizasyonu ve Bir Uygulama Çalışması

[43] [8] Merdin, D., Pektaş, D.S., Şahin, G., Ersöz, F., Lojistik Sektöründe Benzetim Modeli ile Süreç İyileştirme

[44] [9] Donnie R. Ford, Bernard J. Schroer, 1984, An Expert Manufacturing Simulation System

[45] [10] D. Fallon, J. Browne, 1987, Simulating Just-in-Time Systems

[46] [11] Ertay, T., 1995, Geleneksel Üretim Sistemlerinden Tam Zamanında Üretim Sistemine Dönüşümün Tasarlanmasında Simülasyon Yaklaşımı

[47] [12] Sandıkçı, B., Sabuncuoğlu, İ., 2005, Analysis Of The Behavior Of The Transient Period İn Non-Terminating Simulations

[48] [13] Cocks, T.C.S., Harlock, S.C., 2008, Computer-aided Simulation of Production in the Sewing Room of a Clothing Factory

[49] [14] Zieliński,J., Czacherska, M., 2004, Optimization of the Work of a Sewing Team by Using Computer Simulation

[50] [15] Kurşun, S., 2007, Tekstil Endüstrisinde Benzetim Tekniği ile Üretim Hattı Modellemesi ve Uygun İş Akış Stratejisinin Belirlenmesi

[51] [16] Appelqvist, P., Lehtonen, J.M., 2005, Combining Optimisation And Simulation For Steel Production Scheduling

[52] [17] Fozzard, G., Spragg, J., Tyler, D., 1996, Simulation Of Flow Lines İn Clothing Manufacture. Part 1: Model Construction

[53] [18] Eric, Y.C., Li, W., Shaw, H., 1998, Simulation Modeling Of A Dynamic Job Shop Rescheduling With Machine Availability Constraints

Esnek Akış Tipi Çizelgeleme

Flexible Flow Shop Scheduling

Öğrenci - 1
Elif Hafize Bal
Gazi Üniversitesi
Endüstri Mühendisliği
Ankara, Türkiye
elifhbal@gmail.com

Öğrenci - 2
Şevval Balıkçı
Gazi Üniversitesi
Endüstri Mühendisliği
Ankara, Türkiye
balikcisevval@gmail.com

Öğrenci - 3
Zeynep Can Orhan
Gazi Üniversitesi
Endüstri Mühendisliği
Ankara, Türkiye
zeynepcano911@outlook.com

Akademik Danışman
Doç. Dr. Talip Kellegöz
Gazi Üniversitesi
Endüstri Mühendisliği
Ankara, Türkiye

Sanayi Danışmanı
Çağrı Mehmet Düzce
Türk Havacılık Uzay Sanayii
Ankara, Türkiye

Sanayi Danışmanı
Elif Türker
Türk Havacılık Uzay Sanayii
Ankara, Türkiye
tinal@tai.com.tr

***Özetçe*— Esnek akış tipi üretim sistemleri; akış tipi üretim sistemlerinin en az bir aşamasında paralel makine/istasyon içermesi şeklinde akış tipi üretim sistemlerinin özelleştirilmiş bir halidir. Bu çalışmada ele alınan sistem esnek akış tipi sisteme bir örnektir. Dolayısıyla esnek akış tipi sistemler için çizelgeleme çalışması yapılarak istenen performans çıktısının elde edilmesi hedeflenmektedir. Bu hedef; birincil olarak ağırlıklı gecikme zamanının en küçüklenmesi, ikincil olarak makine kullanım oranındaki sapmanın en küçüklenmesi ve üçüncül olarak ağırlıklı erken tamamlanma toplamlarının en küçüklenmesidir. Bu sayede, alınan siparişler, optimum sürede, optimum düzeyde kaynak kullanımıyla üretim hattından çıkacaktır. Bu sayede verimlilik sağlanacak ve müşteri memnuniyeti en üst düzeye çıkarılacaktır.**

Çizelgeleme problemleri kombinatoryal eniyileme problemleri olduğundan dolayı literatürde NP-Zor problemler olarak geçmektedirler. Bu tip sistemlerde iş sayısı ve operasyon sayısı arttıkça da çözmek karmaşıklaşmaktadır. Bu noktada kesin çözüm veren optimal yöntemler yerine metasezgiseller kullanılmaktadır. Bu çalışmada ele alınan problem bir meta-sezgisel olan Tavlama Benzetimi ile ele alınan amaç fonksiyonu değerini minimize edecek şekilde çözülmüştür. Çalışmada C# programlama dili ile problem kodlanmıştır. Son olarak firmanın mevcut durumda kullandığı çizelge, geliştirilen yöntem sonucunda elde edilen çıktıyla karşılaştırılmıştır.

Anahtar Kelimeler — Akış Tipi Çizelgeleme, Esnek Akış Tipi Çizelgeleme

***Abstract*— Flexible flow shop production systems; It is a customized version of flow-shop production systems in that flow-shop production systems include a parallel machine/station in at least one stage. The system discussed in this study is an example of a flexible flow shop system. Therefore, it is aimed to obtain the desired performance output by scheduling for flexible flow shop systems. This target; primary minimization of weighted lateness time, secondarily minimization of deviation in machine utilization rate, and thirdly minimization of weighted earliness completion time sums. In this way, the orders received will come out of the production line in the optimum time, with the optimum use of resources. In this way, efficiency will be ensured and customer satisfaction will be maximized.**

Because scheduling problems are combinatorial optimization problems, they are referred to as NP-Hard problems in the literature. In this type of systems, as the number of jobs and operations increase, solving becomes more complex. At this point, metaheuristics are used instead of optimal methods that give exact solutions. The problem dealt with in this study is solved with the Annealing Simulation, which is a meta-heuristic, in a way that minimizes the value of the objective function. In the study, the problem was coded with the C# programming language. Finally, the chart used by the company in the current situation is compared with the output obtained as a result of the developed method.

Keywords — FlowShop Scheduling, Flexible FlowShop Scheduling

I. GİRİŞ

Günümüz şartlarında işletmeler, yoğun bir rekabet ortamında hayatta kalma durumundadırlar. Bu da ancak pazara uyum sağlama ve kaynakların etkin kullanımı ile mümkündür. Bu sebeple üretim planlama gerek imalat gerek hizmet sektöründe büyük bir öneme sahiptir. Ana üretim planından elde edilen verilerle oluşturulacak detaylı planlama modelinde kaynaklar ve görevler arasında yapılacak bir atama, sıralama ve zamanlama çizelgeleme problemi kapsamındadır. Çizelgelemedeki kaynaklar ve görevler çizelgeleme yapacak alana göre fazlaca çeşitlilik göstermektedir. Bu duruma örnek verilecek olursa kaynaklar; bir atölyede makineler, havaalanında pistler, inşaat alanında işçiler, bilgisayarda işlemci şeklinde, görevler ise üretim sürecindeki operasyonlar, havaalanında kalkışlar ve inişler, inşaat projesinde aşamalar ve bilgisayar programında yapılan işlemler olabilir [1].

Çizelgeleme yapmak için işletmenin amacına ve hangi üretim tipinde çalışıldığına yönelik doğru tespitler yapmak büyük önem arz etmektedir. Bu tespitlerden sonra işletmenin üretim çizelgeleme problemi belli olacaktır. İşletme yönetiminin kararları, işletme kaynaklarının limitleri, müşterilerin istekleri, rakipler nedeniyle standartlaşmış pazar koşulları da çizelgelemede göz önüne alınması gereken unsurlardandır.

Çalışmada işletmeler için hayati öneme sahip olan çizelgeleme problemi, Türk Havacılık ve Uzay Sanayii (TUSAŞ) firmasında incelenmiş ve işletmenin üretim tipine yönelik olan esnek akış tipi çizelgeleme uygulaması gerçekleştirilmiştir. Amaç, birincil olarak ağırlıklı gecikme zamanının en küçüklenmesi, ikincil olarak makine kullanım oranındaki sapmanın en küçüklenmesi ve üçüncül olarak ağırlıklı erken tamamlanma toplamlarının en küçüklenmesidir.

Çalışmanın ikinci bölümünde problem tanımına yer verilmiş ardından üçüncü bölümde gerçekleştirilen araştırma faaliyetlerinden bahsedilmiştir. Dördüncü bölümde araştırma sonuçları ve elde edilen çıktılara yer verilmiştir. Beşinci bölümde proje ekibinin kazanımları ve TUSAŞ'a olan katkısı incelenmiştir. Son olarak altıncı bölümde öneriler, alınan dersler ve gelecek çalışmalardan bahsedilerek çalışma sonlandırılmıştır.

II. Problem Tanimi

Firmada proje kapsamında çizelgelemesi yapılacak bölümde dört adet farklı ürün üretilmektedir. Bu ürünler Right Panel, Left Panel, Upper Panel ve Lower Panel'dir. Her bir panel için ayrı üretim hattı bulunmaktadır dolayısıyla her bir üretim hattında o hatta ait tek tip panel üretilmektedir.

Firmanın yapması gereken n adet siparişi vardır. İş i'in teslim tarihi (d_i) bilinmektedir ve her işin önem derecesine göre belirlenmiş bir ağırlığı (w_i) bulunmaktadır. Her bir i işinin tamamlanması için m adet operasyona ihtiyaç vardır. Operasyonlar da SOP(Standard Operating Procedure) adı verilen step gruplarından oluşmakta ve stepler arasında öncelik ilişkisi bulunmaktadır. Her bir SOP step grubunu yapabilecek operatör ve makine yetkinliği vardır ve bu bilgi bölümde bulunmaktadır.

Çalışmada panel tiplerinden bir tanesi olan Upper Panel için çizelge oluşturulacaktır. Çizelgelenecek panel tipinden üretilecek miktar iş sayısına eşittir. Her bir işin özdeş stepleri bulunmaktadır. Steplere atanacak operatör ve makine yetkinliği göz önünde bulundurularak atama gerçekleştirilmektedir. Steplerin gerçekleştirilebileceği l adet paralel iş merkezi vardır ve özdeş olarak ele alınmaktadır. Bir makinede başlayan herhangi bir işin o makinede gerçekleşecek olan stepleri bitmeden başka bir işe ait o makinede işlenecek olan stepler başlayamamaktadır. Problemde, işlerin steplerinin hangi işçiler tarafından ve hangi iş merkezinde gerçekleştireceğinin kararı birincil amaç olarak ağırlıklı gecikme zamanının en küçüklenmesi, ikincil amaç olarak makine kullanım oranındaki sapmanın en küçüklenmesi ve üçüncül amaç olarak ağırlıklı erken tamamlanmanın toplamının en küçüklenmesi amaçlanarak verilmiştir

Projenin ilk başlığı "Bir Üretim Alanında Darboğaz Analizi, Kısıtlar Teoremi ile Kapasite Yönetimi Çalışması" olarak verilmiştir. Ancak problem incelendiğinde ve üretim sistemi analiz edildiğinde danışmanların onayıyla problem başlığının "Esnek Akış Tipi Çizelgeleme" olması uygun görülmüştür.

Problemde hedeflenen amaç; SOP steplerinin eş zamanlı olarak uygun yetkinlikteki iş merkezine ve işçiye atanmasıdır. Elde edilen çıktılara göre SOP stepleri; uygun iş merkezine, step zamanlarına göre doğru bir şekilde atanmaktadır. Fakat tavlama benzetimi algoritmasıyla geliştirilmiş olan yazılımda SOP stebine uygun işçi seçiminden sonra işçinin işi yapmaya müsait olup olmamasına göre bir seçim tam olarak gerçekleştirilememektedir.

III. Gerçekleştirilen Araştirma Faaliyetleri

A. Karma Tam Sayılı Doğrusal Programlama Modeli

Probleme ilişkin tam sayılı programlama modeli aşağıda gösterilmektedir. Kurulan model küçük çaplı problemler için optimal sonucu vermektedir.

Probleme ilişkin tam sayılı programlama modeli aşağıda gösterilmektedir. Kurulan model küçük çaplı problemler için optimal sonucu vermektedir.

İndisler

i,j: İş

p,q: Step

k: Operatör

m: İş merkezi

Parametreler

w_i: i işinin ağırlığı

tm_{ip}: p stepinin işlem zamanı

d_i: i işinin teslim tarihi

PR_{ipq}: i işinin p stepi q stepinden hemen öncülse 1, dd 0 (Matris)

PS_{ip}: i işinde p stepi varsa 1, dd 0 (Matris)

M: Çok büyük bir sayı

Kümeler

K_{ip}: i işinin p stepini gerçekleştirebilecek işçi kümesi

TC_{ip}: i işinin p stepini gerçekleştirilebileceği iş merkezi kümesi

Karar Değişkenleri

$$X_{ipm}: \begin{cases} 1, i\ işinin\ p\ stepi\ m\ makinesinde\ yapılırsa \\ 0, dd \end{cases}$$

$$Y_{ipk}: \begin{cases} 1, i\ işinin\ p\ stepini\ k\ işçisi\ yaparsa \\ 0, dd \end{cases}$$

$$R_{ijpqm}: \begin{cases} 1, i\ işinin\ p\ stepi\ \ j\ işinin\ q\ stepinden\ önce\ m\ iş\ merkezinde\ başlarsa \\ 0, dd \end{cases}$$

$$Q_{ijpqk}: \begin{cases} 1, i\ işinin\ p\ stepi\ j\ işinin\ q\ stepinden\ önce\ k\ işçisine\ atanırsa \\ 0, dd \end{cases}$$

$$F_{ijm}: \begin{cases} 1, i\ işi\ j\ işinden\ önce\ m\ makinesinde\ yapılırsa \\ 0, dd \end{cases}$$

S_{ip}: i işinin p stepinin başlama zamanı

T_i: i işinin gecikme miktarı

Amaç Fonksiyonu

$\min \sum_i (w_i \times T_i)$ (1)

Kısıt Denklemleri

$\sum_{m \in TC_{ip}} X_{ipm} = 1 \qquad \forall i, \forall p, PS_{ip} = 1$ (2)

$\sum_{k \in K_{ip}} Y_{ipk} = 1 \qquad \forall i, \forall p,$ (3)

$S_{iq} \geq S_{ip} + tm_{ip} \quad \forall i, \forall p, \forall q, PR_{ipq} = 1$ (4)

$S_{ip} \geq S_{jq} + tm_{jq} - M(1 - X_{ipm}) - M(1 - X_{jqm}) - MR_{ijpqm}$ (5)

$S_{jq} \geq S_{ip} + tm_{ip} - M(1 - X_{ipm}) - M(1 - X_{jqm}) - M(1 - R_{ijpqm})$ (6)

$\forall i, \forall j, \forall p, \forall m, \forall q, \; PS_{ip} = 1, PS_{jq} = 1, m \in TC_{ip}, \qquad m \in T$

$S_{ip} \geq S_{jq} + tm_{jq} - M(1 - Y_{ipk}) - M(1 - Y_{jqk}) - MQ_{ijpqk}$ (7)

$S_{jq} \geq S_{ip} + tm_{ip} - M(1 - Y_{ipk}) - M(1 - Y_{jqk}) - M(1 - Q_{ijpqk})$ (8)

$\forall i, \forall j, \forall p, \forall q, \forall k, PS_{ip} = 1, PS_{jq} = 1, k \in K_{ip}, k \in K_{jq},$ (

$S_{ip} \geq S_{jq} + tm_{jq} - M(1 - X_{ipm}) - M(1 - X_{jqm}) - M \times F_{ijm}$ (9)

$S_{jq} \geq S_{ip} + tm_{ip} - M(1 - X_{ipm}) - M(1 - X_{jqm}) - M(1 - F_{ijm})$ (10)

$\forall i, \forall j, \forall q, \forall p, \forall m, PS_{ip} = 1, PS_{jq} = 1, \; m \in TC_{ip}, \; m \in TC_{jq} \; (i \neq j)$

$T_i \geq (S_{ip} + tm_{ip}) - d_i \quad \forall i, \forall p$ (11)

Tam sayı ve pozitiflik kısıtları:

$X_{ipm} \in \{0,1\}$ (i=1,2,……,I ; p=1,2,……,P; m=1,2,…, M.) (12)

$Y_{ipk} \in \{0,1\}$ (i = 1,2, … , I; p=1,2, …, P; k=1,2, …, K.) (13)

$R_{ijpqm} \in \{0,1\}$ (i = 1,2, … , I; j = 1,2, … , J ; p=1,2, …, P; q=1,2,….,Q; m = 1,2, … , M.) (14)

$Q_{ijpqk} \in \{0,1\}$ (i = 1,2, … , I; j = 1,2, … , J ; p=1,2, …, P; q=1,2,….,Q; k=1,2, …,K.) (15)

$F_{ijm} \in \{0,1\}$ (i = 1,2, … , I; j = 1,2, … , J ; m = 1,2, … , M.) (16)

$S_{ip} \geq 0$ (i = 1,2, … , I; p=1,2, …, P.) (17)

$T_i \geq 0$ (i = 1,2, … , I.) (18)

Matematiksel modelin amacı ağırlıklı geç tamamlanmanın en küçüklenmesidir ve (1)'de yer almaktadır. Kısıt denklemlerinde (2), her işin steplerinin tek bir iş merkezine atanmasını sağlamaktadır. (3)'te her stepin tek bir işçiye atanması gerçekleşmektedir. Kısıt (4)'te bir işin aralarında öncelik ilişkisi olan steplerinin başlama zamanlarının ayarlanması gerçekleşmektedir. Kısıt (5) ve (6)'da; aralarında öncelik ilişkisi bulunmayan, aynı iş merkezine atanacak farklı işlerin steplerinin başlama zamanları ayarlanmaktadır. Kısıt (7) ve (8)'de; aynı işçiye atanacak farklı işlerin steplerinin başlama zamanları ayarlanmaktadır. Kısıt (9) ve (10)'da; bir iş bir iş merkezine atandığında, ilgili işin tüm stepleri tamamlanmadan ilgili iş merkezinde farklı bir işe başlanmaması sağlanmaktadır. Kısıt (11)'de işlerin geç bitirme zamanları hesaplanmaktadır. (12) ve (18) arasında ise tam sayı ve pozitiflik kısıtları yer almaktadır.

B. Tavlama Benzetimi

Geliştirilen algoritmada başlangıç çözümü olarak üç liste oluşturulmaktadır. Bunlar sıralı step, makine ataması ve operatör ataması listeleridir. Steplerin ilgili makine ve işçilere atanması sonucu elde edilen amaç fonksiyonu değeri hesaplanır. Daha sonrasında belirtilen koşulları sağlayacak şekilde bu üç listeden rassal seçilen listede değişiklik yapılır ve bu değişiklik sonucunda elde edilen yeni çizelgenin amaç fonksiyonu değeri hesaplanır. Sonrasında tavlama benzetimi adımları kullanılarak belirtilen sıcaklık değerleri arasında en iyi çizelgenin ve atamaların elde edilmesi sağlanmaktadır. Algoritma Şekil 1'de gösterilmiştir.



Şekil 1. Tavlama Benzetimi Tabanlı Algoritma

IV. ARAŞTIRMA SONUÇLARI VE ÇIKTILAR

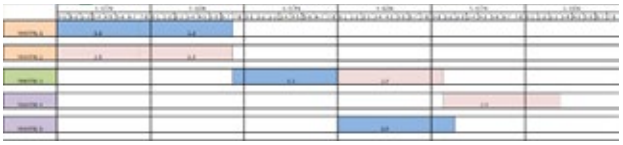
A. Matematiksel Model Sonucu

Küçük boyutlu bir problem için verilen matematiksel model, General Algebraic Modeling System (GAMS) kullanılarak çözdürülmüştür. Amaç fonksiyonu değeri Tablo I'de gösterilmektedir.

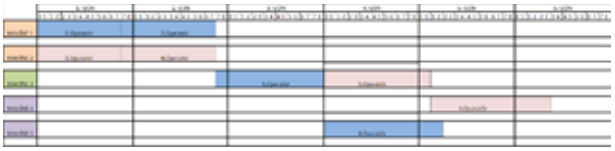
Tablo I. Amaç Fonksiyonu Değeri

İş	Bitiş Tarihi (Fi) (Saat)	Teslim Tarihi (di) (Saat)	Ağırlık (wi)	Gecikme (Ti) (Saat)	Amaç Fonksiyonu Değeri ∑(wi×Ti)
1	34	1	4	33	132
2	43	1	3	42	126
					258

Problemimizin çözüm sonuçlarına göre ağırlıklı geç tamamlanma zamanının en küçüklenmesini sağlayan amaç fonksiyonu değerimiz 258 çıkmaktadır. Çözüm sonuçlarına göre elde edilen iş merkezi ve operatör atamaları ise Şekil 2 ve Şekil 3'te gösterilmiştir.



Şekil 2. Step- İş Merkezi Atama Gantt Diyagramı



Şekil 3. Step- Operatör Merkezi Atama Gantt Diyagramı

B. Tavlama Benzetimi Sonucu



Şekil 4. Tavlama Benzetimi Tabanlı Algoritma ile Elde Edilen Çizelgenin Gantt Diyagramı

Tablo II . Mevcut Durum Sonuçları

İş Emri Numaras	Teslim Tarihi (di) (Saat)	Bitiş Tarihi (Fi) (Saat)	Geç Tamamlanma Ağırlıkları (wi)	Erken Tamamlanma Ağırlıkları (wi)	Gecikme (Ti=di-Fi) (Saat)	Ağırlıklı Gecikme (wi*Ti) (Saat)	Erkenlik (Ei=Fi-di) (Saat)	Ağırlıklı Erkenlik (wi*Ei) (Saat)
S1	16	31	3	1	15	45	0	0
S2	24	36	2	3	12	24	0	0
S3	48	50	1	6	2	2	0	0
S4	48	55	5	2	7	35	0	0
S5	72	69	4	4	0	0	3	12
Toplam						106		12
	3*Ti+1*Ei+2*U							379,5710099

Tablo III. Mevcut Durum Makina Kullanım Oranları

Makina	Kullanım Oranı	Sapma Miktarı
M1	82,6	45,16666667
M2	55,07	17,63666667
M3	36,23	-1,203333333
M4	20,28	-17,15333333
M5	20,28	-17,15333333
M6	10,14	-27,29333333
ORTALAMA	37,43333333	
STANDART SAPMA		24,78550495

Tablo IV. Geliştirilen Algoritma İle Elde Edilen Sonuçlar

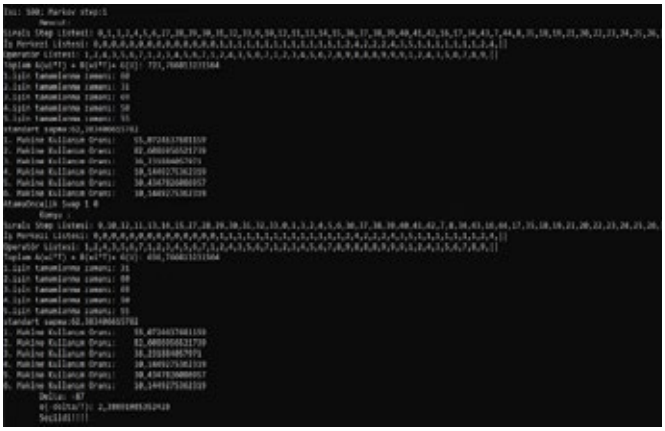
İş Emri Numaras	Teslim Tarihi (di) (Saat)	Bitiş Tarihi (Fi) (Saat)	Geç Tamamlanma Ağırlıkları (wi)	Erken Tamamlanma Ağırlıkları (wi)	Gecikme (Ti=di-Fi) (Saat)	Ağırlıklı Gecikme (wi*Ti) (Saat)	Erkenlik (Ei=Fi-di) (Saat)	Ağırlıklı Erkenlik (wi*Ei) (Saat)
S1	16	31	3	1	15	45	0	0
S2	24	36	2	3	12	24	0	0
S3	48	55	1	6	7	7	0	0
S4	48	50	5	2	2	10	0	0
S5	72	69	4	4	0	0	3	12
Toplam						86		12
	3*Ti+1*Ei+2*U							319,5710099

Tablo V. Geliştirilen Algoritmayla Elde Edilen Makina Kullanım Oranları

Makina	Kullanım Oranı	Sapma Miktarı
M1	55,07	17,63666667
M2	82,6	45,16666667
M3	36,23	-1,203333333
M4	20,28	-17,15333333
M5	10,14	-27,29333333
M6	20,28	-17,15333333
ORTALAMA	37,43333333	
STANDART SAPMA		24,78550495

Mevcut durumun iyileştirilmesini amaçlayan Tavlama Benzetimi tabanlı algoritma C# programlama dili ile kodlanmış ve çıktılar elde edilmiştir. Mevcut durumdan farklı olarak çizelgeleme yapılırken işlerin ağırlıkları da dikkate alınmaktadır. Program, aynı beş iş için başlangıç sıcaklığı 300, bitiş sıcaklığı 1 ve alfa değeri 0,90 olarak alınarak çalıştırıldığında elde edilen en iyi çizelge Şekil 4'te gösterilmektedir.

Bu çıktılar karşılaştırıldığında amaç fonksiyonu değerinin Tablo II 'de görüldüğü üzere mevcut durum çizelgesi için 379.571, geliştirilen yöntem ile elde edilen çizelge için ise Tablo IV'de görüldüğü üzere 319.571 değerini aldığı görülmektedir. Tablo III ve Tablo V'de ise makine kullanım oranlarına yer verilmiştir. Bu iyileştirmeyle birlikte alınan siparişler, optimum sürede, optimum düzeyde kaynak kullanımıyla üretim hattından çıkması sağlanacaktır. Bu sayede verimlilik sağlanacak ve müşteri memnuniyeti en üst düzeye çıkarılacaktır. Programın örnek çıktısı Şekil 5'te gösterilmektedir.



Şekil 5. Örnek Program Çıktısı

V. PROJE EKİBİNİN KAZANIMLARI VE TUSAŞ'A OLAN KATKISI

Esnek Akış Tipi çizelgeleme yapısı gereği NP-Zor problem sınıfında yer almaktadır ve literatürde işçi yetkinliği ve makinenin uygunluğuna yönelik eş zamanlı çizelgeleme örneğine rastlanmamaktadır. Bu sebeple vaka çözümünde kullanılan yöntemlerden olan matematiksel model ve tavlama benzetimi, ele alınan probleme uygun olarak geliştirilmiştir. Bunun sonucunda proje ekibi yenilikçi bir kazanım elde etmiştir.

Section 18'de, Upper Panel üretiminde halihazırda EDD (Earliest Due Date) algoritması kullanılarak iş ataması gerçekleşmektedir. Burada yapılan çalışma sonucunda geliştirilen yöntemlerle mevcut duruma göre amaç fonksiyonu değerinde iyileştirme sağlanmaktadır ve atamalar SOP stepi bazında gerçekleştirilerek daha hassas sonuçlar elde edilmektedir. Çalışmada yer alan eksikler giderilerek üretim planlama kapsamında kullanılan büyük boyutlu yazılımlara ek olarak proje kapsamında geliştirilen yazılım Section 18'de kullanılabilir.

VI. ÖNERİLER,ALINAN DERSLER VE HEDEF ÇALIŞMALAR

Çalışmada elde edilen çözüm yöntemi Upper Panel tipini kapsamaktadır. Dört farklı panel tipi bir Section'ı oluşturduğundan diğer panel tipleri ile Upper Panel tipinin çizelgelerinin senkronizasyonu sağlanarak her bir panel tipinin tesliminde ve stokta tutma maliyetlerinde iyileştirme sağlanabilir. Problemin diğer panel tiplerine de uyarlanabilmesi için step öncelik ilişkisinin net olarak bilinmesi gerekmektedir.

KAYNAKLAR

[1] Pinedo, M. L. (2008). Scheduling Theory, Algorithms and Systems. Third edition, Springer, New York, A.B.D.

Blokzincir Tabanlı Kestirimci Bakım Analizi

Blockchain Based Predictive Maintenance Analysis

Öğrenci - 1
Ertuğrul Safa Bağdatlı
Ankara Üniversitesi
Bilgisayar Mühendisliği
Ankara, Türkiye
17290085@ogrenci.ankara.edu.tr

Öğrenci - 2
Resul Kayım
Ankara Üniversitesi
Bilgisayar Mühendisliği
Ankara, Türkiye
resulkayim@gmail.com

Öğrenci - 3
Batuhan Yılmaz
Ankara Üniversitesi
Bilgisayar Mühendisliği
Ankara, Türkiye
batuhan.ylmz1421@gmail.com

Öğrenci – 4
Enis Kaan Keskin
Ankara Üniversitesi
Bilgisayar Mühendisliği
Ankara, Türkiye
enis-1998@hotmail.com

Akademik Danışman
Doç. Dr. Semra Gündüç
Ankara Üniversitesi
Bilgisayar Mühendisliği
Ankara, Türkiye
gunduc@ankara.edu.tr

Sanayi Danışmanı
Güven Orkun Tanık
Türk Havacılık Uzay Sanayii
Ankara, Türkiye
guvenorkun.tanik@tai.com.tr

***Özetçe*— Günümüzün hızla gelişen teknolojisi ve yapılan araştırmalar sayesinde blokzincir kavramı çok hızlı bir şekilde hayatımıza girmiştir. Bu hızlı gelişmenin sonucunda her sektör blokzincirin kullandığı yöntem ve tekniklerden faydalanıp var olan sistemi geliştirmeyi ya da daha gelişmiş yeni bir sistem oluşturmayı hedeflemektedir. Günümüzde bir kurum ya da kuruluşun, sonucu açıkça görülmeyen bir teknolojiye kaynaklarını ayırmak zaman kaybı olarak görülebilir. Bu durumda, kaynaklar ayrılmadan önce gerekli çalışmaların yapılıp projenin olası kazanç ve zararlarının derinlemesine hesaplanması gerekmektedir. Bu yazının amacı kestirimci bakım analizini yöntem ve uygulamalarının blokzincir ile geliştirilip geliştirilemeyeceğini ya da daha elverişli bir sistemin oluşturulup oluşturulamayacağını tartışmaktır.**

Blokzincir teknolojisinin getirmiş olduğu merkeziyetsiz, değiştirilemez ve kolay takip edilebilir yapısı, bir ürünün üretim aşamasından son kullanıcıya teslimine kadarki süreci daha hızlı analiz ve kontrol edilebilir bir hale getirme potansiyeline sahiptir. Ancak bu sistem kurulurken yapılacak maliyetler ve sistemin değişim ve alışma süreçleri esnasındaki olası mali zararlar da göz ardı edilmemelidir. Bu yazının ilerleyen kısımlarında bahsedilen konular derinlemesine konuşularak daha ayrıntılı bir yol haritası çizilmeye çalışılmıştır. Ancak daha gerçekçi bir yaklaşım için söz konusu sistemlerin örnek yapısının oluşturulup var olan sistemle ayrıntılı bir şekilde kıyaslanması gerekmektedir. Bunu yapabilmek için de hem blokzincir konsepti hem de var olan kestirimci bakım analizi yöntem ve uygulamaları hakkında derinlemesine bilgi sahip olmak ve oluşturulacak yeni sistem hakkında uzun süreli çalışmalar yapmak gerekmektedir. Bu örnek sistemin kurulması ve incelenmesi için gereken maliyetlerde gelecek planlaması için hesaba katılmalıdır.

Anahtar Kelimeler — blokzinciri, kestirimci bakım

***Abstract*— Thanks to today's rapidly developing technology and research, the concept of blockchain has entered our lives very quickly. As a result of this rapid development, each sector aims to improve the existing system or create a more advanced system by using the methods and techniques used by the blockchain. Today, it can be seen as a waste of time for an institution or organization to allocate resources to a technology whose result is not clearly visible. In this case, before allocating resources, necessary studies should be carried out and the possible profits and losses of the project should be calculated in depth. The purpose of this article is to discuss whether predictive maintenance analysis methods and applications can be developed, or a more convenient system can be created with using blockchain.**

The decentralized, unchangeable and easily traceable structure brought by the blockchain technology has the delivery of a product to the end user faster and more controllable. However, the costs to be incurred while installing this system and the possible financial losses during the change and adaptation processes of the system should not be ignored. In the following parts of this article, the issues mentioned were discussed in depth and a more detailed roadmap was tried to be drawn. However, for a more realistic approach, a sample structure of the systems in question should be established and compared in detail with the existing system. In order to do this, it is necessary to have in-depth knowledge of both the blockchain concept and the existing predictive maintenance analysis methods and applications, and to conduct long-term studies on the new system to be created. The costs required to set up and review this sample system should be factored in for future planning.

Keywords — blockchain, predictive maintenance

I. GİRİŞ

Üretim sektöründe üreticiler rekabeti kaybetmemek için piyasanın taleplerini gidermeye ve maliyetleri de olabildiğince düşürmeye çalışırlar. Verimliliği artırmaya çalışırken olası herhangi bir arıza, bu işlemlerin boşa gitmesine hatta mali zarara uğratmasına bile sebebiyet verebilir. Bu tarz olası durumları engellemek için üretimin her zaman ve durumda sorunsuz bir şekilde devam etmesi garantilenmelidir. Günümüzde sürekliliği sağlayarak emin adımlarla ilerlemenin hızlı ve dengesiz adımlarla ilerlemekten, uzun vadede daha avantajlı olduğu düşünülmektedir. Bu durumda ise üretim hattındaki bakımın daha hızlı ve doğru yapılması üretimdeki verimliliği de arttıracaktır. Kestirimci bakım analizi ise dünyada, avantajları herkes tarafından bilinen bir yöntemdir. Ancak kestirimci bakım yöntemlerini başarıyla uygulayabilen firmaların sayısı oldukça azdır. Bu çalışmamızda ise kestirimci bakım analizinin

blokzincir teknolojisi ile birleştirilerek daha verimli ve kullanışlı bir hale getirilip getirilemeyeceğini analiz ettik. Kestirimci bakım analizini blokzincirle birleştirmeden önce her iki kavramı da anlayıp her türlü çalışma şeklini incelememiz gerekiyor.

Kestirimci bakım analizi, üç tip bakım stratejisinden biridir. Diğer stratejiler periyodik bakım ve önleyici bakımdır. Belirli bir zaman aralığıyla bakımın yapılması periyodik bakımdır. Önleyici bakım ise arızaya sebep olacak etkenlerin önceden belirlenip ortadan kaldırılmaya çalışılmasıdır. Kestirimci bakım ise makinadan bazı fiziksel verilerin (titreşim, sıcaklık vb.) alınıp işlenmesinden sonra arızanın ne zaman gerçekleşebileceğini, yüksek bir doğrulukla, yeteri kadar zaman önce bilebilmektedir [1].

Blokzincir ise burada verinin ele alınması yöntemlerinde dahil oluyor. Blokzincir kriptografi kullanılarak bağlanan ve güvenli hale getirilen, bloklar adı verilen, sürekli büyüyen bir kayıt listesidir [2]. Blokzincir birçok farklı yöntemi kullanarak özgün bir teknoloji olmayı başarmıştır. Bu yöntemlerin en önemlilerinden biri de uzlaşma protokolleri (consensus protocolos) olarak adlandırılan algoritmalardır. Bu algoritmalar, herkese açık blokzincir uygulamalarında güvenliği sağlayan en önemli faktörlerden biri de olsa aynı zamanda sistemi oldukça yavaşlattığı için en büyük dezavantajlarından biri olarak görülebilir. Ancak söz konusu sistem kapalı ve özel bir sistem olduğunda buradaki güvenlik ve savunma sistemini farklı yöntemlerle sağlayabiliriz. Bu da bize blokzincirin uzlaşma yöntemlerinde daha esnek bir yapı ortaya koyabilmemizi sağlamaktadır. Ayrıca blokzincirin sağlamış olduğu kayıt sistemi veriye ulaşmakta kolaylık sağlamaktadır.

İlerleyen yazıda öncelikle kestirimci bakım analizi ve blokzincir yöntemleri ve kullanım alanları daha derinlemesine bahsedilecek daha sonra ise bu iki yöntemin birbiri ile nasıl birleştirilip daha verimli bir yöntem ortaya konulabileceği tartışılacaktır. Ancak gerekli olan test ortamlarının oluşturulması için yeterli kaynak bulunmadığı için sadece analiz yapılacak ve fikir öne sürülecektir.

II. BLOKZİNCİR

Blokzincir 2008 yılında ortaya atılmış, 2009 yılında ise "Bitcoin" sanal para birimi ile tanınmaya başlanmıştır. Bu teknoloji dağıtılmış bir kayıt defteri olarak tanımlanmaktadır. Daha kapsamlı bir ifadeyle Blokzincir, dağıtık, paylaşılan, şifrelenmiş, geri dönüşü olmayan ve bozulmayan bir bilgi deposudur [3]. En yaygın kullanılan blokzincir çeşitlerinden halka açık blokzincir, işlem verilerinin bütünlüğünü koruyan bir halka açık defter sistemi olarak tanımlanabilir [4].

İsmi, zincir halinde birbirine bağlı bireysel kayıtlardan oluşan veri tabanının yapısından gelir. Belirli blok zinciri işlemlerini izlemek için tasarlanmış bu sistemler tarafından eşler arası bir ağ oluşturulur. Blokzincire bir işlem eklenene kadar, bunun doğru olduğundan emin olmak için iş birliği yaparlar [5].

Blokzincirin avantajı, veriler tüm düğümler(node) tarafından onaylandıktan sonra genel defterin değiştirilememesi veya silinememesidir. Bu nedenle blokzincir, veri bütünlüğü ve güvenlik özellikleriyle ünlüdür. Blokzincir teknolojisi, diğer kullanım türlerine de uygulanabilir. Örneğin, bir bulut hizmetinde dijital sözleşmeler ve eşler arası veri paylaşımı için bir ortam oluşturulabilir [4]. Blokzincir tekniğinin güçlü noktası olan veri bütünlüğü, kullanımının diğer hizmetlere ve uygulamalara da yayılmasının nedenlerinden birisidir.

Blokzincir, A noktasından B noktasına tamamen otomatik ve güvenli bir şekilde veri göndermenin basit ama akıllı bir yoludur. Blokzincir, ağında yürütülen işlem istekleri, bir blok dolana kadar devam eder. Bir blok kapasitesi kadar işlem talebi aldığında blok oluşturma süreci başlar. Yeni bir blok oluşturma sürecinde ağın katılımcıları olan madenciler tarafından bir matematik problemi çözmeye çalışılır. Matematik problemi çözüldüğünde, tüm ağ tarafından sağlanan bir uzlaşma ile yeni blok, blok zincirine eklenir. Doğrulanmış blok, ağ çevresinde depolanan bir zincire eklenir ve bu, yalnızca benzersiz değil, aynı zamanda benzersiz bir geçmişe sahip bir kayıtlarla sonuçlanır [5].

A. *Blokzincir Çeşitleri*

Halihazırda, üç tip blok zincir ağı vardır; genel blok zincirleri, özel blok zincirleri ve konsorsiyum blok zincirleri [8]. Ayrıca hibrit blokzincirler de dördüncü tip karma bir blokzincir olarak kabul edilmektedir.

1. *Halka Açık Blokzincirler*

Açık blokzincirler, doğası gereği ek izin gerektirmeden herkesin katılmasına izin verir ve merkeziyetsiz bir sistemdir. Açık blokzincirler, blok zincirinin tüm düğümlerinin blokzincire erişmek, yeni veri blokları oluşturmak ve veri bloklarını doğrulamak için eşit haklara sahip olmasına izin verir. Bugüne kadar, halka açık blok zincirleri öncelikle kripto para birimi alışverişi ve madenciliği için kullanılıyor [9].

2. *Özel Blokzincirler*

Özel blok zincirler, tek bir kuruluş tarafından kontrol edilen izinli blok zincirleridir. Özel bir blok zincirinde, merkezi otorite kimin düğüm olabileceğini belirler. Merkezi otorite ayrıca her bir düğüme işlevleri yerine getirmesi için eşit haklar vermeyebilir. Özel blokzincirler, bu blok zincirlerine halka erişimi kısıtlandığından kısmen merkezi değildir [9].

3. *Konsorsiyum Blokzincirler*

Konsorsiyum blok zincirleri, özel blok zincirinde olduğu gibi tek bir varlık yerine bir grup kuruluş tarafından yönetilen izinli blok zincirleridir. Bu nedenle, konsorsiyum blok zincirleri, özel blok zincirlerinden daha fazla dağıtık yapıya sahiptir [9].

4. *Hibrit Blokzincirler*

Hibrit blok zincirleri, tek bir kuruluş tarafından kontrol edilen, ancak belirli işlem doğrulamalarını gerçekleştirmek için gerekli olan genel blok zinciri tarafından gerçekleştirilen bir gözetim düzeyine sahip blok zincirleridir [9].



Şekil 1. Blokların Zincirlenmesi.

B. *Blokzincir Uzlaşma Protokolleri*

Blokzincir ağındaki verinin tüm kayıt defterlerinde senkronize biçimde bulunmalıdır. Bu durumun oluşması için ağ

genelinde mutabakat sağlanması gerekir. Blokzincir sisteminde blokların güvenilir olduğu bilgisini sağlamak için Kriptografik Özetleme (Cryptographic Hashing) ve zaman bilgisi kullanılmaktadır. Blok başlığındaki bilginin özetleme ile işlenmesi özetleme bilgisini (block hash) ortaya çıkarır. Bu özetin içerisinde bir önceki bloğun özet bilgisi yer almaktadır. Bu sayede zincirin sürekliliği doğrulanmaktadır [10]. Blok zinciri platformları bu konuda farklı yaklaşımlar sergilemektedir. Bu yaklaşımlardan en çok kullanılan iki algoritma iş kanıtı (POW) ve hisse kanıtıdır (POS) [11].

1. *İş Kanıtı (Proof of Work)*

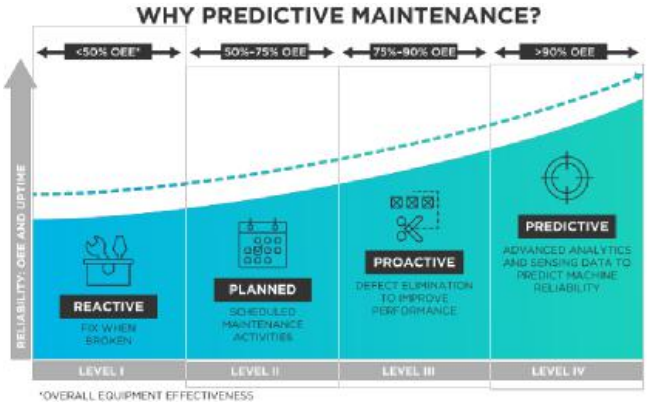
İş kanıtı algoritması blokzincir ağına yeni bir blok eklenmesi için çözülmesi zor ama çözümün doğruluk kontrolünün kolay olduğu bir bulmacanın çözülmesi şeklinde çalışmaktadır. Bu sistemde önemli olan blokla ilgili özetlemenin belli bir kurala uygun olmasıdır. Bu kural, belirlenen bir aralık içerisinde bulunma ya da belli bir dizi ile başlama gibi kıstaslara uygun olmakla sağlanmaktadır. Bitcoin yapısında yaklaşık on dakikada bir iş kanıtına uygun blok oluşturulmaktadır. Bitcoin için iş kanıtı oluşturma işlemi madencilik (mining) olarak adlandırılmaktadır [10].

2. *Hisse Kanıtı (Proof of Stake)*

İş kanıtı yöntemi çok fazla elektrik enerjisi ve zaman gerektirecek bilgi işlem gücünün harcanmasına neden olmaktadır. Hisse kanıtı algoritması ise blokzincirindeki blok üretim ve doğrulama işlemi ile bloğu üreten düğümün zincirdeki sahip olduğu payı ilişkilendirmektedir. Bu sistemde kripto paralar en başında tüm sisteme yatırımlara göre dağıtılır. Bu paralardan pay miktarı hesaplanır ve düğümler bu miktar üzerinde sistemde öncelik hakkı kazanır. Bir sonraki bloğun üretiminde ise rastlantısal fonksiyon kullanılmaktadır. Bu sayede payı yüksek olan düğümün seçilme şansı yükselir. Eğer bu düğüm uygun bir blok üretmezse sıradaki düğüme bu hak verilir. Bir başka yaklaşımda ise belirlenen pay çözülecek olan bulmacanın zorluğunda etkili olur [10].

III. KESTİRİMCİ BAKIM HİZMETİ

Kestirimci bakım, planlanmamış bakım ihtiyaçlarının önüne geçilmesi ve üretim hattındaki plansız duruşların engellenmesi için makine öğrenmesi teknikleri kullanılarak; ekipman ve süreçlerdeki olası kusurların ya da anomalilerin tespit edilmesini sağlayan yöntemdir.



Şekil 2. Kestirimci Bakım Analizini Kıyaslanması

Kestirimci bakım; çeşitli yöntemler ve donanımsal sensörler kullanılarak, ekipmanlardan toplanan verilere dayanmaktadır. Kestirimci bakımın öncelikli amaçları ise aşağıdaki şekildedir:

- Beklenmeyen arızaların sayısını en aza indirmek ve ekipmanların çalışma süresini en üst düzeye çıkarmak,
- Bakım işlemlerine harcanan zamanı optimize ederek, operasyonel maliyetleri azaltmak,
- Ekipman bakımlarının yalnızca gerektiği zaman yapılmasını sağlamak ve gereğinden fazla bakım yaparak zaman kaybetme olasılığını ortadan kaldırmak,
- Uzun vadeli bakım maliyetlerini azaltmak ve üretim yapılabilen süreyi en üst düzeye çıkararak kâr artışı sağlamaktır.

Teknolojinin gün geçtikçe gelişmesi ve ilerlemesi, bakım giderlerini azaltma ihtiyacını zorunlu hale getirip, otomasyon ağırlıklı uygulamaların artmasına olanak sağlamıştır. Bu uygulamalar temel olarak üç unsurla ilgilidir: verilerin toplanması, işlenmesi ve öznitelik seçimi. Verilerin elde edilmesi amacıyla döner mekanizmalar, dişliler ve rotorlar gibi makinelerin durum verilerinin izlenmesi son yıllarda artan bir ilgi görmüştür [12].

A. *Veri Toplama ve Sensörler*

Kestirimci bakım kapsamında, ekipman verimliliğinin değerlendirilmesini sağlamak ve ekipman parçalarındaki sorunları gerçek zamanlı olarak izlemek için veri toplayan donanımlar yerleştirilmektedir.

Ekipmanların gerçek zamanlı takibi önemlidir çünkü bir arıza durumunda, arızanın en kısa sürede kontrole alınması bütün işleyiş bakımından kritik öneme sahiptir. Geleneksel yöntemlerde bu süreç bakım personeli tarafından manuel olarak yürütülmektedir. Ancak, manuel kontrolün oldukça büyük bir eksikliği bulunmaktadır. Oluşan sorunlar; genellikle makine parçalarında gözlemlendiğinden, çözülebilmesi için detaylı incelemeler gerekmektedir.

Kestirimci bakım; sensörler aracılığıyla herhangi bir kesinti olmadan ekipmanın içinde olup bitenler hakkında makine öğrenimi teknikleriyle doğru bir öngörü imkânı sağlamaktadır. Bu sensörler, makinenin türüne bağlı olarak pek çok parametreye ait değeri analiz eder. Çoğunlukla titreşimi, gürültüyü, sıcaklığı, basıncı ve yağ seviyelerini ölçmek için kullanılırlar, ancak bunun ötesine de geçerek elektrik akımı ve korozyon gibi parametrelerin ölçülmesini de sağlarlar.

B. *Farklı Endüstrilerde Kestirimci Bakım Uygulamaları*

Kestirimci bakım, işleri yapmanın eski yöntemini değiştiriyor. Artık "arızalanmadıysa dokunmayın" değil, "arızalanmadan önce düzeltin" prensibi benimsenmeye başlandı.

Kestirimci bakım birçok farklı sektörde yoğun olarak kullanılmaktadır. Bu sektörlere örnek olarak; üretim, otomotiv ve havacılık gösterilebilir.

1. *Üretim*

Kestirimci bakımın sunduğu artırılmış güven ve sürdürülebilirlik, üretim endüstrisi için oldukça cazip fırsatlardan birkaçıdır. Araştırmalar, dünya çapında üretim endüstrisinde kestirimci bakım ile elde edilen tasarrufun, 2025 yılına kadar 240-630 milyar $'a ulaşabileceğini öngörüyor.

Üretim hattındaki ekipmanları yönetmekten, çalışanların güvenliğini artırmaya kadar üretimde, kestirimci bakımın uygulamaları oldukça çeşitlidir. Özellikle kablo tabanlı sensörlerden kablosuz sensörlere geçiş sayesinde, algılama teknolojisinin maliyeti düşmeye devam ettikçe kestirimci bakıma olan eğilimin devam etmesi çok muhtemeldir.

2. *Otomotiv*

İşletmeler, makinelerin performansı hakkında veri toplayan ve bilgi aktaran sensörler sayesinde; yüksek teknolojili ve akıllı araçlar üretmeye başladılar. Filo yöneticileri, araç bakımını ileriye etkili olarak planlamak için kestirimci bakımdan yardım almaktadır. Sürücüler ise, performans verilerine dayalı uyarılar görebilmektedir.

3. *Havacılık*

Havacılık sektöründe hizmet veren şirketler, uçuş gecikmelerinin ve iptallerinin maliyetli etkilerini azaltmak için kestirimci bakım uygulamalarını kullanmaktadır.

Endüstride, hava yollarının uçak sağlığını iyileştirmesine ve yıkıcı kazaların önlenmesine yardımcı olmak için yine kestirimci bakımdan faydalanılmaktadır.

Önümüzdeki birkaç yılda, kestirimci bakımdan yararlanamayan neredeyse hiçbir sektör kalmayacağı için kestirimci bakım teknolojilerin kullanımının artması bekleniyor. Bu beklentinin yanı sıra kestirimci bakım geliştirilmeye ve daha verimli hale getirilmeye çalışılmaktadır.

IV. Kestirimci Bakım Analizinin Blokzincir ile İlişkilendirilmesi

Halka açık blokzincirin merkeziyetsizleştirme ve güvenlik açısından birçok avantajı olsa da günümüz kestirimci bakım analizi yöntemi ile kullanılması için yeterli hıza sahip değildir. Bunun için ise var olan uzlaşma protokolleri yerine yapıya daha uygun bir algoritmanın geliştirilmesi ve özel blokzincirler tercih edinilebilir. Farklı bir şirketle ortaklık söz konusu olması durumunda ise daha da geliştirilip konsorsiyum blokzincir mimarisi kullanılabilir.

Bakım analizi için gerekli sensörlerden elde edilen verilerin iletilmesinde blokzincir rol oynayabilir. Bu tür verilerin paylaşılmasında gizliliği sağlamak için konsorsiyum blokzincir mimarisinin kullanılması daha avantajlı olabilir. Her düğüme farklı izinler ve kısıtlamalar verilerek zincirin ve dolayısıyla verilerin güvenliği sağlanabilir. Yazma yetkisi de güvenilen düğümlere verilerek zincire gelen verinin güvenilirliği de güçlendirilmiş oluyor. Bu tarz yetkilendirme işlemlerini blokzincirin sunmuş olduğu akıllı sözleşmeler (smart contracts) ile hayata geçirebiliriz.

Akıllı Sözleşmeler ise Blokzincir ağı üzerinde değiştirilemez şekilde saklanan ve hali hazırda çalışan kod parçacıklarıdır [13]. Bu kod parçacıkları blokzincir ağı güvencesi altındadır ve değiştirilemezler. Dolayısıyla akıllı sözleşmeler, dışarıdan yapılabilecek herhangi bir manipülasyona kapalıdırlar [14],[15].

Kurulacak olan yeni sistemde ise akıllı sözleşmeleri kullanarak veri paylaşımının doğrulanmasının otomatikleştirmesi sağlanabilir. Bakım analizi için gerekli olan veriler, akıllı sözleşmeler sayesinde verilerin bütünlüğü sağlanarak, zincirden kolaylıkla elde edilir.

Blokzincir, geleneksel yöntemdeki verilerin doğrudan veri tabanına girilmesi yerine zincire bloklar halinde kattığı için, düğümlere verileri anlaşılması kolay bilgilere dönüştürebileceği dijital bir ortam oluşturmaktadır. Bu sayede herhangi bir arıza ya da geleceğe yönelik bir planlama yapılmak istendiğinde geçmiş kayıtlara ve diğer ilişkili verilere ulaşım daha anlaşılır ve kolay olmaktadır.

Sadece sinyal verileri değil ayrıca cihazların da üretiminde son kullanıcıya kadarki kısmı blokzincire kaydedilebilir. Bu sayede bir cihazın arızası durumunda ya da değiştirilmesi durumunda daha önceki etkileşimde bulunduğu cihazlara kolaylıkla ulaşılır. Blokzincirin sağlamış olduğu bu özellik, doğum sertifikasına (birth certificate) benzer bir kullanım sunmaktadır. Cihaz ya da parça, üretiminden itibaren her adımı zincire işlendiği için, bu adımlar tasdiklenerek dijital ortamda korunur ve bu sayede erişim kolaylığı da sağlanır.

Kestirimci bakım analizini, blokzincirle birlikte kullanmak üretimde ve var olan sistemin gelişmesinde büyük bir rol oynayabilir. Bunu ise hem verinin güvenliği hem de kolay anlaşılırlığı sağlanarak yapabilmektedir.

V. Proje Ekibinin Kazanımları ve TUSAŞ'a Olası Katkısı

Ekip olarak proje kapsamında çalışırken; blokzincir, akıllı sözleşme ve kestirimci bakım kavramları ve işleyişleri hakkında önemli bir temel atılması sağlanmıştır ve kapsamlı bir literatür araştırması sonucunda bu teknolojilerin birlikte kullanılması ile etkili sonuçların çıkabileceği saptanmıştır. Ek olarak, blokzincirin etkili kullanımları sonucu sadece kestirimci bakım analizinin değil farklı sistemlerin de gelişmesinde ne kadar önemli olduğu anlaşılmıştır. Bu güncel konu başlıkları, ekibimize vizyon katmış ve gelecekte var olacak teknolojiyi anlama ve hakkında yorum yapabilme konusunda bize yardımcı olmuştur.

Bu çalışmaların TUSAŞ literatürüne olumlu anlamda katkı yapılacağı düşünülmektedir. Proje sonunda elde edilen sonuçların TUSAŞ'ın gelecekte tasarlayacağı kestirimci bakım analizi çalışmaları için ilham kaynağı olacağı düşünülmektedir. Blokzincirin birçok farklı alanda katkısı göz önünde bulundurulduğunda TUSAŞ gibi büyük bir şirkete de olumlu bir yönde katkı sunacağı beklenmektedir.

VI. Öneriler ve Gelecek Çalışmalar

Öncelikli yapılması gereken işlem; var olan sistemin, prototip bir blokzincir tabanlı kestirimci bakım analizi sistemiyle derinlemesine karşılaştırılmalıdır.

Ayrıca blokzincir gibi yeni bir teknoloji sadece veri bütünlüğü sağlamakla kalmayıp doğrudan makine öğrenmesine

etki edebilir hale getirilebilir. Bunu ise hisse kanıtındaki "gaz" ve "işlem ücreti" yöntemlerine benzer bir yöntem geliştirilerek ödül sistemi oluşturulabilir. Bu durumda makina öğrenmesine katkısı neredeyse olmayan sinyaller veri tabanına hiç girmeyecek bu sayede hem veri tabanında gereksiz veriler olmayacak ve ağ altyapısı gereksiz veri aktarımıyla boğulmayacak.

VII. Sonuç

Çalışmamızın sonucunda geleceğin bakım yöntemlerinden olacağı düşünülen kestirimci bakım analizi yönteminin blokzincir teknolojisi ile birleştirilmesinin daha verimli sonuçlar ortaya çıkaracağı gözlemlenmiştir. Bu ise kestirimci bakım yönteminin en kritik evresi olan verinin oluşturulması, saklanması ve iletilmesi kısımlarını blokzincirle birleştirerek yapılacaktır.

Kestirimci bakım yöntemlerinden en çok kullanılan makine öğrenimi tekniği için en önemli elementin veri olduğu düşünülürse, blokzincir kullanılarak değiştirilemeyen bir yapı sayesinde düzenli halde ve güvenilir bir veri tabanı oluşturulacaktır. Bu da makine öğrenimi algoritmasının doğruluk oranını da yükseltecektir.

Örneğin denetimler veya kaza incelemeleri durumunda, bakım kayıtları, bileşen özellikleri veya uçuş günlükleri gibi ilgili veriler, teknolojinin kendisi tarafından verilerin bütünlüğünü garanti ederek blokzincirden alınabilir.

Bir şirketin blokzincir çözümünden faydalanarak sistemlerini geliştirdiğinde verilerin bütünlüğü artacaktır. Bu sayede verilerin bütünlüğü sağlandığı için bakım süreçleri daha güvenli hale gelecektir.

Kaynaklar

[1] *İlhan, Resul. "Kestirimci bakım nedir? Teknikleri nelerdir?". Otonom Fabrika | Endüstri 4.0. 17 Kasım 2020 tarihinde kaynağından arşivlendi. Erişim tarihi: 10 Kasım 2020.*

[2] *Narayanan, Arvind; Bonneau, Joseph; Felten, Edward; Miller, Andrew; Goldfeder, Steven (2016). Bitcoin and cryptocurrency technologies: a comprehensive introduction. Princeton: Princeton Üniversitesi Yayınları. ISBN 978-0-691-17169-2.*

[3] *İnternet: H. Kakavand, N. Kost De Sevres, B. Chilton, The Blockchain Revolution: An Analysis of Regulation and Technology Related to Distributed Ledger Technologies, https://ssrn.com/abstract=2849251, 03.01.2019.*

[4] *Swan M. Blockchain: Blueprint for a New Economy. "O'Reilly Media, Inc."; 2015*

[5] *Dikilitaş, Y., Toka, K. O. & Sayar, A. (2021). Current Research Areas in Blockchain. Avrupa Bilim ve Teknoloji Dergisi, (26), 488-492 <https://dergipark.org.tr/en/download/article-file/1903156>.*

[6] *Retmes.com. 2020. Kestirimci Bakım Nedir?. Buradan ulaşılabilir: <https://www.retmes.com/en/kestirimci-bakim>.*

[7] *TIBCO Software Inc., 2021. Kestirimci Bakım Nedir?. [görsel]Buradan ulaşılabilir: <https://www.tibco.com/sites/tibco/files/media_entity/2021-05/predictive-maintenance-diagram.svg>.*

[8] *"On Public and Private Blockchains". Ethereum. 21 Nisan 2018 tarihinde kaynağından arşivlendi. Erişim tarihi: 7 Ağustos 2015.*

[9] *"Types of Blockchain: Public, Private, or Something in Between", <https://www.foley.com/en/insights/publications/2021/08/types-of-blockchain-public-private-between>, 2021*

[10] *I. C. Lin, T. C. Liao, "A Survey of Blockchain Security Issues and Challenges", IJ Network Security, 19(5), 653-659, 2017.*

[11] *Z. Zheng, S. Xie, H. Dai, X. Chen, H. Wang, "Blockchain Challenges and Opportunities: A Survey", International Journal of Electric and Hybrid Vehicles, 14(4), 1–23, 2017.*

[12] *Lei, Y., Lin, J., He, Z., & Zuo, M. J. (2013). "A review on empirical mode decomposition in fault diagnosis of rotating machinery. Mechanical systems and signal processing", 35(1-2), 108-126. ; Lei, Y., Lin, J., Zuo, M. J., & He, Z. (2014). "Condition monitoring and fault diagnosis of planetary gearboxes: A review. Measurement", 48, 292-305.*

[13] *V. Buterin, "Ethereum - On Public and Public Blockchains," Ethereum - On Public and Public Blockchains, 2015. Buradan ulaşılabilir: <https://blog.ethereum.org/2015/08/07/on-public-and-private-blockchains>*

[14] *A. P. P. H. D. R. Putra, B.Anggorojati, "Blockchain and smart-contract for scalable access control in Internet of Things", 2019 International Conference on ICT for Smart Society (ICISS), 2019*

[15] *Karakoç, E., 2022. Blokzincir Ve Akıllı Sözleşmeler Kullanılarak Yeni Bir Güvenlik Tasarımının IOT İçin Uygulanması. [online] Acikerisim.sakarya.edu.tr. Buradan ulaşılabilir: <https://acikerisim.sakarya.edu.tr/bitstream/handle/20.500.12619/96614/T09602.pdf>*

Blokzincir Tabanlı Kestirimci Bakım Analizi

Blockchain Based Predictive Maintenance Analysis

Öğrenci - 1
Buse Karaman
İstanbul Üniversitesi – Cerrahpaşa
Bilgisayar Mühendisliği
İstanbul, Türkiye
buse.karaman414@gmail.com

Öğrenci - 2
Elif Rüveyha Özmen
İstanbul Üniversitesi - Cerrahpaşa
Bilgisayar Mühendisliği
İstanbul, Türkiye
ruveyhaozmen@gmail.com

Öğrenci - 3
Mert Babur
İstanbul Üniversitesi – Cerrahpaşa
Bilgisayar Mühendisliği
İstanbul, Türkiye
mertbabur1998@gmail.com

Akademik Danışman
Doç. Dr. Muhammed Ali Aydın
İstanbul Üniversitesi - Cerrahpaşa
Bilgisayar Mühendisliği
İstanbul, Türkiye
aydinali@istanbul.edu.tr

Sanayi Danışmanı
Güven Orkun Tanık
Türk Havacılık Uzay Sanayii
Ankara, Türkiye
guvenorkun.tanik@tai.com.tr

***Özetçe*— Kestirimci bakım, bir platform üzerindeki belirli bileşenlerin ne zaman arızalanabileceğinin kestiriminin yapılabilmesini veya bileşen ile ilgili geçmiş verilerin ışığında arıza oluşmadan önce proaktif olarak değiştirme yeteneğinin kazanılmasını sağlar. Ancak birçok sektörde görüldüğü gibi havacılık sektöründe de geçmiş veriler kaybolabilir veya yok edilebilir. Uçağın güncel sağlık durumu ve uçağın bileşenlerinin ne kadar süredir hizmette olduğunu bilmek için geçmiş bakım kayıtları çok kritiktir. Bu çalışma kapsamında günümüzde kullanılan mevcut bakım kayıt sistemlerinin eksiklikleri araştırılmıştır ve bakım kayıtlarına dağıtılmış bir defter üzerinden erişilebilen, blokzincir tabanlı dağıtık yapıda bir kayıt depolama ve paylaşım sistemi geliştirilmiştir. Bakım verilerinin blokzincir üzerinde saklanmasıyla, kestirimci bakım çalışmalarının yapılabilmesine olanak sağlayabilecek geçmiş bakım verilerinin herhangi bir zaman sınırı olmadan ve manipüle edilmeden güvenli bir şekilde depolanması sağlanmıştır. Platform üreticileri için, blokzincir tabanlı bir kestirimci bakıma sahip olmanın avantajı, üretilen her platformun geçmişinin tamamının koordine edilerek, her eklenen parçanın üretimi veya onarımının takibinin yapılmasının mümkün olmasıdır.**

Anahtar Kelimeler — havacılık, blokzinciri, kestirimci bakım, dağıtık sistem

***Abstract*—Predictive maintenance allows you to predict when certain components of a platform may fail or it provides the ability to proactively replace the component before breakdown, based on the historical data of the component. However, historical data can be lost or destroyed in the aviation industry as seen in many other sectors. Historical maintenance records are critical for the knowledge of the current health status of the aircraft and how long the components of the aircraft have been in service. In this study, the shortcomings of the existing maintenance record systems that are currently in use today have been researched and a blockchain based distributed record storage and sharing application has been developed, where maintenance records can be accessed through a distributed ledger. By storing maintenance data on the blockchain, historical maintenance data, which can enable predictive maintenance are securely stored without any time limit and manipulation. The advantage of having a blockchain-based predictive maintenance for platform manufacturers is that, it is possible to track the production or repair of each added part, by coordinating the entire history of each platform produced.**

Keywords — aviation, blockchain, predictive maintenance, distributed system

I. Giriş ve Problem Tanımı

Kestirimci bakım, temel olarak veri bilimi ve makine öğrenimini kullanarak bir makinenin ne zaman bozulabileceğini tahmin etmektir. Asıl amacı makinenin bakım kaynaklarını zaman ve kullanım açısından iyileştirmektir. Doğruluk oranı yüksek sonuçlar elde etmek, eldeki verilerin türüne göre uygun teknikler kullanmaya ve verilerin, miktarına bağlı olarak doğru yöntemlerle işlenişine bağlıdır. Kestirimci bakım teknolojileriyle gereksiz bakım ve zaman harcamalarının önüne geçilecektir. Başarılı bir kestirimci bakımı uygulamasıyla makinenin bozulmadan bakım yapılması sağlanarak, makinenin ömrünün de artırılması sağlanacaktır.

Havacılık endüstrisinde; artan uçak sayısıyla birlikte kestirimci bakım süreci de karmaşık bir hale gelmektedir. Günümüzde bakım kayıtları çoğunlukla kağıt tabanlı olarak saklanmaktadır [1]. Böyle saklanan kayıtların kaybolma olasılığı çok yüksektir. Eksik bakım geçmişi, uçağın itibarını etkiler ve piyasa değerini düşürür. Kaybolan kayıtları yeniden elde etmeye çalışmak zahmetli, maliyetli ve zaman alıcı bir işlemdir. Bunun yanında kayıtlar, verilerin kolayca manipüle edilebileceği merkezi veri tabanlarında da depolanmaktadır. Bu sistemlerde her paydaş kendi veri tabanına sahip olduğu için bir denetim veya kaza durumunda ilgili aracın bilgilerinin çıkarılması zaman alıcı hale gelmektedir. Bakım kayıtları yalnızca bakımla ilgilenen kurumlarda bulunur, bu da üreticiler veya diğer tarafların bilgilere hızlı bir şekilde erişmesini veya bilgi alışverişi yapmasını zor bir hale getirir. Kayıtların saklanması, iyi bir kayıt tutma sisteminin ayrılmaz bir parçasıdır. [2]

Bu çalışmada blokzinciri tabanlı bir bakım kayıt sistemi oluşturularak havacılık endüstrisinde paydaşların birbirine olan güvenini arttırmak için hava platformlarının geçmiş verilerinin

ve kayıtlarının tek ve şeffaf bir görünümü oluşturulacaktır. Blokzincirinde zaman damgalı işlemlerin izlenebilirliği, havacılıkta MRO(Bakım, Onarım ve Yenileme) hizmet sağlayıcıları tarafından eksiksiz ve değişmez bir geçmiş kayıt listesine, uçak bileşenleri konfigürasyonuna ve yedek parça kaynağına erişmek için kullanılabilir.

II. Gerçekleştirilen Araştırma Faaliyetleri

A. Literatür Taraması

Blokzincirin endüstri 4.0 için sağlayabileceği katkılar üzerine araştırma yapan [3] çalışmasında blokzincir kullanan bir sistemin, cihaz durumu ve konfigürasyonunun kalıcı bir kaydını oluşturacağından bahsedilmiş. Sonucunda blokzincirin şeffaf, denetlenebilir, güvenilir ve IoT(Internet of Things) için kullanışlı olacak endüstri zincirleri oluşturmak için uygun bir kavram olduğu gösterilmiştir.

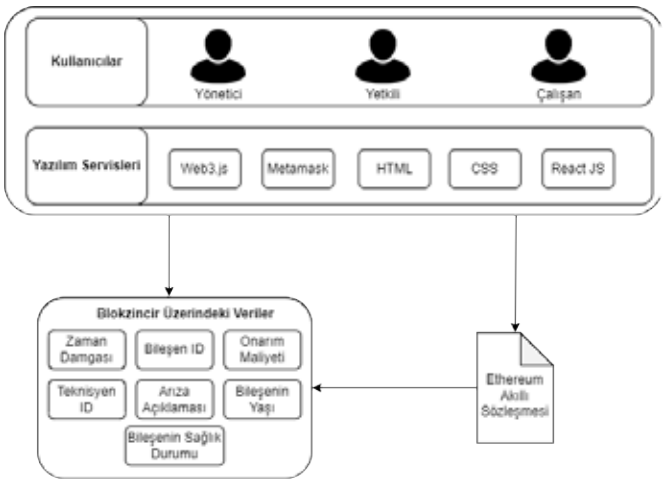
Endüstri 4.0 üzerinde blokzincirin uygulanabilirliği üzerine yürütülen çalışmaların incelendiği [4] çalışmasında blokzinciri uygulanırken karşılaşılan zorluklar da tartışılmıştır. İncelenen birçok çalışmada ölçeklenebilirlik sorunları olmasına rağmen, merkezi olmayan bir veri paylaşım yönteminin merkezi yaklaşıma göre daha güvenli olduğundan bahsedilmiştir. Blokzincir, karşılaşılan güvenlik sorunları açısından birçok çözüme sahiptir ve bu konuda birçok girişim olmuştur.

Mevcut üretim; esneklik, güvenlik, gizlilik, şeffaflık, verimlilik, veri bütünlüğü, verilerin güvenilirliği gibi birçok konuda sorun yaşamaktadır. Kullanılan IoT, bulut teknolojisi, büyük veri analizi gibi teknolojiler birçok alanda büyük yarar sağlamasına rağmen bahsedilen konularda yeterli çözüm üretememektedir. Son dönemlerde, blokzincir teknolojisi endüstriyi sürdürülebilir bir şekilde destekleyecek kapasiteye ve önemli bir potansiyele sahiptir. [5] çalışmasında gerçek zamanlı uygulamalardaki endişeleri ve sorunları azaltmak için sistematik bir blokzincir tabanlı mimari önerilmiştir. Önerilen birleştirmenin, üretim sistemlerinin güvenli çalışması için iletişim ve veri akışını teşvik etmesi bekleniyor.

[6] çalışmasında işbirlikçi kestirimci bakımı etkinleştirebilmek için çeşitli zorlukların ve en son yöntemlerin tartışılmıştır. Blokzinciri tarafından sunulan fikir birliği mekanizmaları ile tüm kullanıcılar birbiriyle senkronize olur, hangi işlemlerin meşru olduğu ve blokzincire dahil olduğu bilinir. Bu prosedür, hata mesajlarına ve bakım bilgilerinin girişlerine dayalı şeffaf bir bakım günlüğü sağlar. Örneğin hata mesajları veya gerçekleştirilen bakım faaliyetini tutan bu günlükteki bölümler kriptografik olarak özetlenir ve blokzincire yazılır. Ve tüm bu girişlerin özetleri birbirine bağlanır. Sonuç olarak verilerin izlenebilirliği sağlanır, yetkisiz manipülasyonlar engellenir ve taraflar arasında güven oluştuğundan her tarafa fayda sağlanır.

B. Oluşturulan Sistem

Bu proje kapsamında; hava platformlarının bakım geçmişini dijital bir ortamda listeleyen ve değişmez bir kayıt listesi oluşturan blokzincir tabanlı, dağıtık yapıda bir sistem geliştirilmiştir. Blokzincir, verileri depolama ve paylaşmada merkezi bir otoriteye ihtiyaç duymaksızın güvenli işlem yapabilme yeteneğine sahiptir. Blokzincirinde yapılan işlemler doğrulanmış bir şekilde bloklar içerisinde saklanır, her blok içinde işlem bilgileri ve önceki bloğun şifrelenmiş özet değeri bulunur. Bir uçağın bakım geçmişini blokzincirinde saklayarak merkezi sistem ihtiyacı ortadan kaldırılmış, kendi yönetimini akıllı sözleşmeler aracılığıyla kendisi yapan bir sistem oluşturulmuştur. Akıllı sözleşmeler blokzincir ağının dağıtıldığı düğüm tarafından otomatik olarak çalıştırılan, blokzincir ağı tarafından doğrulanan ve ağda saklanıp, çoğaltılabilen sözleşmelerdir. Sözleşmenin çalışması için belirlenen durumlar oluştuğunda, sözleşme içerisinde yer alan koşullar çalışır. Projede akıllı sözleşme geliştirmek için Solidity programlama dili kullanılmıştır. Solidity dilinde yazılan akıllı sözleşme; Remix IDE üzerinde test edilerek geliştirilmiştir. Daha sonra, yazılan akıllı sözleşme; Truffle geliştirme ortamı ile Ethereum blokzincir ağı simülasyon ortamı sağlayan Ganache blokzincirine entegre edilmiştir.



Şekil. 1. Sistem Mimarisi

Blokzincir üzerinde işlem yapabilmek için React JS kullanılarak, Visual Studio Code üzerinden bir arayüz geliştirilmiştir. React JS ile geliştirilen dağıtık web uygulaması, web3.js kütüphanesiyle Ganache ethereum blokzincirine bağlanmıştır. Kullanıcıların uygulamaya giriş sağlayabilmesi için Metamask üzerinden bir kullanıcı doğrulaması yapılmaktadır. Metamask tarayıcı eklentisi olarak çalışır. Yapılan çalışmada ağa katılacak kullanıcıların belirli onaylardan sonra katılması istendiği için özel bir Ethereum blokzincir ağı tercih edilmiştir ve arka tarafta PoS konsensüs protokolü çalışmaktadır.

Şekil. 1'de görüldüğü üzere uygulamada "yetkili" ve "çalışan" adında iki farklı tipte kullanıcı ve özel Ethereum blokzincir ağının bir yöneticisi vardır. Bu yöneticinin uygulamaya giriş bilgileri akıllı sözleşmenin yapılandırıcı(constructor) fonksiyonunda tanımlanmıştır ve akıllı sözleşme çalıştırıldığında yönetici yaratılır. Blokzincir ağında yöneticinin güvenilir bir kaynak olduğu kabul edilir, ağa katılacak kullanıcıları bir defalığına mahsus tanıtır ve yetkilerini belirler. Yönetici, kullanıcıları "çalışan" veya "yetkili" türünde iki farklı kullanıcı tipinde tanımlayabilir ve tanımladığı kullanıcıları listeleyebilir. Yönetici kullanıcıların kimlik doğrulamasını yapmaz, kimlik doğrulaması blokzinciri tarafından yapılır. Yönetici kullanıcıyı ağa tanıttıktan sonra, kullanıcının ağda yapmak istediği işlemler akıllı sözleşme

tarafından yönetilir. Yöneticinin başka herhangi bir yetkisi yoktur.

Ağda yer alan "Yetkili" ve "Çalışan" tipindeki kullanıcıların belirli işlemlerde yetkileri vardır. Kullanıcıların işlem yetkileri akıllı sözleşme üzerinde belirlenmiştir. Blokzincir üzerinde oluşturulacak olan dijital bakım kayıt defterine yalnızca "yetkili" tipindeki kullanıcılar yeni kayıt ekleyebilir ve kayıtları görüntüleyebilir. "çalışan" tipindeki kullanıcılar yalnızca eklenen kayıtları görüntüleme hakkına sahiptirler. Blokzincirindeki bakım kayıt defteri; arıza bileşenin kimliği, toplam onarım maliyeti, bakım yapılan bileşenin yaşı, onarım tarihi ve saati, onarılan bileşenin sağlık durumu, bakımı yapan teknisyenin kimliği ve bileşenin yaşam yeterliliği tahminini tutabilir.

Sistemde işlem yapmak isteyen kullanıcılar, sisteme giriş yapmadan önce Metamask'e özel anahtarlarını kullanarak Ethereum cüzdanlarını yüklerler. Kullanıcı Ethereum cüzdanını yüklemeden uygulamaya giriş yapamaz, metamask aracılığıyla bir kimlik doğrulaması yapılır. Geliştirilen uygulamada yapılmak istenen her işlem metamask üzerinden onaylanır. Metamask üzerinden onaylanmış işlemler dijital imzalanmış bir şekilde blokzincire blok olarak eklenir.

```
event UserAdded(
  uint userId,
  UserType userType,
  address userKey,
  string userName,
  string password
);
```

Şekil. 2. Akıllı Sözleşmede Yer Alan "UserAdded" Event'i

Yönetici uygulamaya giriş yaparak, blokzinciri ağında kullanıcıları ve onların yetkilerini tanımlar, Ethereum blokzinciri ağına kullanıcı ekleme isteği gönderdiğinde; metamask üzerinden bir doğrulama yapılıp bu işlem için belli bir miktar ETH harcanır. Yönetici, arayüzde yetkilendirmek istediği kullanıcının genel anahtarını (public key), kullanıcı adını, şifresini girer ve kullanıcı yetkisini belirler. Kullanıcıyı eklemek istediğinde akıllı sözleşmede yer alan "addUser" fonksiyonu (Şekil. 3) arayüzden girilen parametreler ile "UserAdded" event'ini(olay) (Şekil. 2) "emit" anahtar kelimesi kullanılarak çağırır. Solidity dilinde event, bir sözleşmenin kalıtsal bir üyesidir. Event'ler çağrıldığında blokzincirinin özel bir veri yapısı olan işlem loglarında saklanır. Bu loglar akıllı sözleşmenin adresiyle ilişkilendirilir ve blokzincirine dahil edilir. Bir blok erişilebilir olduğu sürece orada kalır. "UserAdded" event'i ağdaki kullanıcıları yetkilendirmek ve kullanıcı bilgilerini tutmak için kullanılmaktadır.

```
function addUser(
    UserType _userType,
    address _userAddresses,
    string memory _userName,
    string memory _password
) public OnlyAdmin {
    require(_userAddresses != address(0), "Please enter a user address");
    require(
        !users[_userAddresses].exists,
        "There is a user with this address"
    );
    users[_userAddresses] = User(
        userCount,
        _userType,
        _userAddresses,
        _userName,
        _password,
        true
    );
    userAddressess[userCount] = _userAddresses;
    emit UserAdded(
        userCount,
        _userType,
        _userAddresses,
        _userName,
        _password
    );
    userCount++;
}
```

Şekil. 3. Akıllı Sözleşmede Yer Alan "addUser" Fonksiyonu

Uygulamada çalışan akıllı sözleşmede event'lerin çağrıldığı fonksiyonlar yazılmıştır. Ve bu fonksiyonların davranışlarını kontrol edebilmek için modifier(düzenleyici) yapısı kullanılmıştır(Şekil. 4). "OnlyAuthorized" modifier'ı sadece "yetkili" tipinde bir kullanıcı tarafından yapılabilecekler işlemlerin akıllı sözleşmede tanımlanması için yazılmıştır. "OnlyAdmin" modifier'ı ise sadece yöneticinin yapabileceği işlemlerin akıllı sözleşmede tanımlanması için yazılmıştır.

```
modifier OnlyAuthorized {
  require(users[msg.sender].userType == UserType.authorized, "You are not authorized!");
  _;
}

modifier OnlyAdmin {
  require(msg.sender == admin, "You are not admin!");
  _;
}
```

Şekil. 4. Akıllı Sözleşmede Yer Alan Modifier'lar

"Yetkili" tipindeki kullanıcı yapılan bakım kayıtlarını sisteme ekleme işlemi yapmak istediğinde akıllı sözleşmede yer alan "addReport" fonksiyonu(Şekil. 6) tetiklenir. "uploadFile" fonksiyonu, arayüzden kullanıcıdan aldığı parametreler ile "ReportAdded" event'ini(Şekil. 5) "emit" anahtar kelimesi kullanılarak çağırmaktadır. Akıllı sözleşmede bulunan "ReportAdded" event'i ile yüklenecek dosya ile ilgili bilgiler loglarda tutulmaktadır.

```
event ReportAdded(
    uint256 assetId,
    uint256 repairCost,
    string stateOfHealth,
    uint256 assetAge,
    string faultDescription
);
```

Şekil. 5. Akıllı Sözleşmede Yer Alan "ReportAdded" Event'i

Yalnızca "yetkili" tipinde olan kullanıcıların kullanabileceği "addReport" fonksiyonunda bakım kayıtlarına arayüz üzerinden

ulaşmak ve kayıt takibi yapmak için "reportCount" değişkeni arttırılır.

```
function addReport(
    uint256 _assetId,
    uint256 _repairCost,
    string memory _stateOfHealth,
    uint256 _assetAge,
    string memory _faultDescription,
    uint256 _userId
) public OnlyAuthorized {
    require(bytes(_faultDescription).length > 0);
    reports[reportCount] = Report(
        reportCount,
        _assetId,
        _repairCost,
        _stateOfHealth,
        _assetAge,
        _faultDescription,
        _userId,
        true
    );
    emit ReportAdded(
        _assetId,
        _repairCost,
        _stateOfHealth,
        _assetAge,
        _faultDescription
    );
    reportCount++;
}
```

Şekil. 6. Akıllı Sözleşmede Yer Alan "addReport" Fonksiyonu

"Çalışan" tipindeki kullanıcılar, yalnızca blokzincire yüklenen bakım kayıtlarını görüntüleme hakkına sahiplerdir. "yetkili" veya "çalışan tipindeki kullanıcılar, arayüz üzerinden yapılan filtreleme seçenekleriyle bakım kayıtlarını belli tarihler aralığında veya arıza tiplerine göre listeleyebilirler.

III. Araştırma Sonuçları ve Çıktılar

Önerilen modelde kullanıcıların sisteme giriş doğrulamaları metamask ile yapılmaktadır. Sistemde her kullanıcının bir kullanıcı adı ve şifresi vardır ancak giriş doğrulaması metamask ile yapıldığından kullanıcılar metamask'e Ethereum cüzdanlarını yüklemeden sisteme giriş yapamazlar. Bu sayede kötü niyetli kullanıcılar tarafından kullanıcıların sisteme giriş bilgileri ele geçirilse de kullanıcının özel anahtarına sahip olmadıklarından sisteme giriş sağlayamazlar. Sisteme giriş için metamask kullanılarak daha güvenli bir yol izlenmiştir.

Özel blok zinciri tarafından etkinleştirilen dağıtılmış dijital defter, yalnızca paydaşlar arasındaki veri iletiminin önündeki engelleri kaldırmakla kalmaz, aynı zamanda üçüncü taraf tahkim ve gözetimine ihtiyaç duymadan şeffaf ve katı bir işbirliği çerçevesi sağlar. Akıllı sözleşmeler, son derece katı, şeffaf ve gözetim gerektirmeyen teknik ve iş süreci otomasyonunu mümkün kılarak, ekipman işletimi ve bakım performansını önemli ölçüde artıracaktır. [7]

Blokzincirine eklenen işlemler dijital imza ile imzalanarak birbirleriyle kriptolojik olarak ilişkili olan bloklarda saklanır. Özel blokzinciri ağında yer alan bir düğüm, bir işlemi silmek veya değiştirmek istediğinde; her blok kendinden önceki bloğa şifreli bir şekilde bağlı olduğundan, herhangi bir blokta yapılan değişiklik ondan sonra gelen blokları da etkileyeceğinden hiçbir blok değiştirilemez ve silinemez. Kullanıcı işlemi silmeyi veya değiştirmeyi başarsa bile her blok önceki bloğun özet değerini tuttuğu için ilişkili zincir kırılır. Bir düğümde yapılan bu değişiklik diğer düğümleri etkilemez. Kötü niyetli bir saldırganın blokzincirde yer alan bir veriyi değiştirebilmesi için uygulamanın çalıştığı ağda yer alan düğümlerin %51'ini ele geçirmesi gerekmektedir. Blokzincir teknolojisi kullanarak oluşturulan bu sistemde kullanıcılar yaptıkları işlemleri inkar edemez. Blokzincirin doğruluğu ve değişmezliği ile bakım süreçlerini yöneten şirketlerin daha iyi bakım ve daha iyi raporlama süreçlerinde bulunma sorumluluklarını arttıracaktır. Bu sistemde ilgili tüm paydaşların gerçekleştirilen bakım görevlerini anlayabilmesi nedeniyle daha yüksek derecede şeffaflık elde edileceğinden paydaşlar arasındaki güven artacaktır ve ek olarak paydaşlar bakımı doğru bir şekilde yapmaya zorlandıkça daha iyi genel kalite sağlanacaktır. Bu yaklaşım eksik yapılan bakımın yanı sıra kötü yapılan bakımın da tespit edilmesini sağlayacaktır.

IV. Proje Ekibinin Kazanımları ve TUSAŞ'a Olası Katkısı

A. Proje Ekibinin Kazanımları

Proje kapsamında blokzincir, kestirimci bakım, dijital ikiz ve kriptolojik kavramlar hakkında literatürde çeşitli bilgiler edinilmiştir. Blokzincir teknolojisi ile dağıtık merkezli uygulama geliştirilerek bu teknolojileri öğrenme ve uygulama imkanı elde edilmiştir. Yapılan çalışma sonucunda, havacılık endüstrisinde, mevcut bakım kayıt sistemlerindeki eksikliklerin ve blokzincirin havacılık endüstrisi üzerinde olan etkileri hakkında çeşitli bilgiler edinilmiştir.

B. Projenin TUSAŞ'a Olası Katkıları

TUSAŞ'ın mevcut bakım kayıt sistemlerini blokzincir tabanlı hale getirmesiyle birlikte paydaşları arasında veri paylaşımının daha güvenli ve izlenebilir bir hale geleceği öngörülmektedir.

V. Öneriler, Alınan Dersler ve Gelecek Çalışmaları

Blokzincirinde veriler süresiz olarak depolanmalıdır, bu nedenle yinelenen bir ödeme yapısı yoktur, veri depolama maliyeti önceden ödenmelidir ki sadece o ayı değil gelecek tüm zamanları da kapsayabilmelidir. Bundan ötürü işlem miktarı arttıkça blokzincirinde veri depolamak son derece maliyetlidir, Buna çözüm olarak bakım kayıtlarını eşler arasında merkeziyetsiz bir şekilde depolama ve paylaşımda bulunacak teknolojiler blokzincir ile entegre bir sistem tasarlanıp, blokzincir üzerinde yalnızca ilgili bakım kayıtlarının bulunduğu yerleri özetleyen sabit uzunlukta bir değer depolanarak daha tutarlı davranış gösteren bir sistem elde edilebilir.

TEŞEKKÜR

Proje süreci boyunca bizlere rehberlik eden kıymetli akademik danışmanımız Muhammed Ali Aydın'a, proje süreci boyunca desteğini esirgemeyen Mustafa Kara hocamıza, LIFT UP (Sanayi Odaklı Lisans Bitirme Projeleri Programı) kapsamındaki desteği için TUSAŞ'a ve 2209-B Sanayiye Yönelik Lisans Araştırma Projeleri Desteği Programı kapsamında, "1139B412101341" başvuru numaralı projemizi destekleyen TÜBİTAK'a teşekkür ederiz.

KAYNAKLAR

[1] *M. Efthymiou, K. McCarthy, C. Markou ve J. F. O'Connell, «An Exploratory Research on Blockchain in Aviation: The Case of Maintenance, Repair and Overhaul (MRO) Organizations,» Sustainability, p. 14, 2022.*

[2] *F. A. Administration, Maintenance Records, Advisory Circular 43-9C, 2018.*

[3] *Q. Wang, X. Zhu, Y. Ni, L. Gu ve H. Zhu, «Blockchain for the IoT and industrial IoT: A review,» Internet of Things, cilt 10, 2020.*

[4] *T. Alladi, V. Chamola, R. M. Parizi ve K.-K. R. Choo, «Blockchain Applications for Industry 4.0 and Industrial IoT: A Review,» 2019.*

[5] *J. Lee, M. Azamfar ve J. Singh, «A blockchain enabled Cyber-Physical System architecture for Industry 4.0 manufacturing systems,» Manufacturing Letters, cilt 20, pp. 34-39, 2019.*

[6] *M. Mohr, C. Becker, R. Möller ve M. Richter, «Towards Collaborative Predictive Maintenance Leveraging Private Cross-Company Data,» %1 içinde INFORMATIK 2020, 2020, pp. 437-432.*

[7] *G. Peng, S. Ai, L. Zhang, C. Rong ve T. Markeset, «Equipment Life Cycle Management Based on Private Blockchain and Smart Contract,» %1 içinde Engineering assets and public infrastructures in the age of digitalization : proceedings of the 13th World Congress on Engineering Asset Management, Springer, 2020, p. 339–348.*

Buzlanmış Kanat Profili ve Yüzey Pürüzlüğünün Aeroakustik Etkisinin Nümerik Olarak İncelenmesi

Numerical Investigation of the Aeroacoustic Effect of Iced Airfoil and Surface Roughness

Öğrenci - 1
Mehmet Fatih Ekinci
İstanbul Üniversitesi - Cerrahpaşa
Makine Mühendisliği Bölümü
İstanbul, Türkiye
mehmetfatih.ekinci@ogr.iuc.edu.tr

Öğrenci - 2
Yusuf Aktaş
İstanbul Üniversitesi – Cerrahpaşa
Makine Mühendisliği Bölümü
İstanbul, Türkiye
yusuf.aktas1@ogr.iuc.edu.tr

Öğrenci - 3
Mehmet Alim
İstanbul Üniversitesi – Cerrahpaşa
Makine Mühendisliği Bölümü
İstanbul, Türkiye
mehmet.alim@ogr.iuc.edu.tr

Akademik Danışman
Doç. Dr. Baha Zafer
İstanbul Teknik Üniversitesi
Uçak Mühendisliği Bölümü
İstanbul, Türkiye
zaferba@itu.edu.tr

Sanayi Danışmanı
Ömer Akbal
Türk Havacılık Uzay Sanayii
Ankara, Türkiye
omer.akbal@tai.com.tr

Sanayi Danışmanı
Erdem Ayan
Türk Havacılık Uzay Sanayii
Ankara, Türkiye
eayan@tai.com.tr

***Özetçe*— Bu çalışmada, kanat profili üzerinde oluşan buzlanmış yapının, aerodinamik sonuçlara bağlı olarak oluşan aeroakustik etkisi incelenmiştir. Bunun için açık kaynak kodlu Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği (HAD) yazılımı OpenFOAM kullanılmıştır. Doğrulama çalışmaları NACA0012 kanat profili üzerinde gerçekleştirilmiş; temiz, pürüzlü ve hücum kenarında buzlanmış şekil oluşmuş yapı incelenmiştir. Taşıma katsayısı deneysel ve sayısal çalışmalar ile karşılaştırılmıştır. Aeroakustik etkinin incelenmesi için OpenFOAM içerisine aeroakustik kütüphane eklenmiştir ve sonuçlar deneysel veriler ile karşılaştırılarak incelenmiştir.**

Anahtar Kelimeler — aeroakustik, hesaplamalı akışkanlar dinamiği (HAD), açık kaynak yazılım (OpenFOAM), aerodinamik

***Abstract*— In this study, the aeroacoustic effect which is depend on aerodynamic results, was examined on the iced airfoil. For this, the open source Computational Fluid Dynamics (CFD) software OpenFOAM was used. Validation studies were carried out on NACA0012 airfoil clean, rough and iced shape on the leading edge was examined. Lift coefficient was compared with experimental and numerical studies. An aeroacoustic library has been added to OpenFOAM to investigate the aeroacoustic effect and the results were examined by comparing them with experimental data.**

Keywords — aeroacoustic, computational fluid dynamics (CFD), open-source software (OpenFOAM), aerodynamic

I. GİRİŞ

Kanatlarda buzlanma ile oluşan şekillerin aerodinamik olarak incelenmesi literatürde sıklıkla çalışılmaktadır. Ancak aeroakustik bakımdan incelenmesi gelecek tasarımları için önemli bir parametredir. Aeroakustiğin sayısal olarak doğru bir şekilde modellenmesi, yapılacak olan tasarımların performansını da etkilemektedir. Yüksek doğrulukta modellemeler ve incelemeler yapılabilmesi için Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği (HAD) yöntemi yoğun olarak kullanılmaktadır. Akademide ve sanayide HAD analizleri için çeşitli ticari yazılımların kullanılmasına karşılık son yıllarda açık kaynak kodlu yazılımların sektördeki yerinin arttığı da söylenebilir. Bunun başlıca nedenlerine ticari yazılımlardaki yüksek miktarda lisans ücretleri, kısıtlı erişim özellikleri ve kaynak kodlarının gizli tutulmasından dolayı geliştirilmesi veya yeni kodların eklenmesinin mümkün olmaması söylenebilir. Bu projenin amacı da üzerinde buzlanma oluşmuş bir kanat profilinin oluşturduğu aeroakustik etkinin açık kaynak kodlu yazılım olan OpenFOAM-v1912 ile modellenmesidir. Kanat profili olarak literatürde hem deneysel hem de HAD sonuçları bulunan ve sıklıkla araştırılan NACA0012 geometrisi seçilmiştir. Doğrulama çalışmaları kapsamında üzerinde herhangi bir buzlanmış şekil ve pürüzlülük olmayan, hücum kenarına pürüzlülük eklenmiş ve hücum kenarında buzlanmış şekil oluşmuş kanat profili incelenmiştir. NACA0012 kanat profilinin farklı geometrilerde oluşturduğu aeroakustik gürültü ile ilgili deneysel çalışmalar literatürde mevcuttur [1].

Mendez ve Pires [2], rüzgar türbin bıçakları üzerinde dağılmış pürüzlü yüzeylerin etkisini OpenFOAM ile incelemişlerdir. Sonuç olarak pürüzlü yüzeylerin varlığının hem kanat profili hem de türbin bıçakları üzerinde ciddi derecede performans kayıplarına sebep olduğunu gözlemlemişlerdir. Bir diğer çalışma ise Yassin ve ark. [3] tarafından yapılmıştır. Çalışmalarında farklı yüzey pürüzlülüğü duvar fonksiyonlarını karşılaştırmalı olarak incelemiş ve kanat profili üzerindeki etkisini araştırmışlardır. Momentum pürüzlülük duvar foksiyonunun daha iyi sonuç verdiğini savunarak buzlanmış rüzgar türbininde oluşan performans düşüşünün hesaplaması için faydalı bulmuşlardır.

Açık kaynak kod ile buzlanmış kanat profilinin aeroakustik etkisinin incelendiği bir çalışma Bao ve ark. [4] tarafından

yapılmıştır. Yapılan çalışmada buzlanmış yüzeyin temize göre o ldukça yüksek ses basınç seviyelerinde bir akustik etkiye sahip olduğu ve bu etkilerin buzlanmış şeklin geometrik özellikleriyle de değiştiği sonucuna varmışlardır.

II. YÖNTEM

A. Numerik Yöntem

Daimi-olmayan ve sıkıştırılabilir Navier-Stokes denklemleri OpenFOAM' un ilgili akış çözücüsü rhoPimpleFoam kullanılarak ayrıklaştırılıp çözülmüştür. Ayrıca aeroakustik sonuçlar da daimi-olmayan koşulda çalıştığı için bu isterde bir çözücü tercih edilmiştir. Türbülans modeli, Büyük Girdap Benzeşimi (LES) ile modellenmiştir. LES modelinin ağ-altı ölçekteki (sub-grid scale) girdaplar WALE modeli ile modellenmiştir. Bu ağ-altı ölçekteki modelleme imkanları ile aerodinamik performas için önemli olan duvara yakın bölgelerde oluşan akış yapılarının iyi çözülmesi beklenmektedir.

Sıkıştırılabilir akışlar için Navier-Stokes Denklemleri (NSE), sırasıyla kütlenin korunumu, momentum korunumu, ve enerji korunum denklemleri Denklem (1)-(3)' te verilmiştir:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla.[\rho \mathbf{u}] = 0 \tag{1}$$

$$\frac{\partial(\rho \mathbf{u})}{\partial t} + \nabla.[\mathbf{u}(\rho \mathbf{u})] + \nabla p + \nabla.\mathbf{T} = 0 \tag{2}$$

$$\frac{\partial(\rho E)}{\partial t} + \nabla.[\mathbf{u}(\rho E)] + \nabla.[\mathbf{u}p] + \nabla.(\mathbf{T}.\mathbf{u}) + \nabla.\mathbf{j} = 0 \tag{3}$$

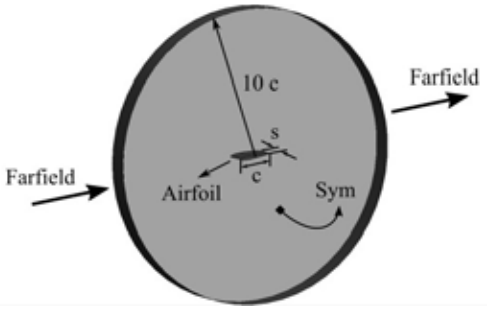
Aeroakustik hesaplamalar için ise Ffowcs William-Hawkings (FWH) yüzey integral tekniği kullanılarak elde edilir. FWH denklemi, süreklilik denkleminin ve Navier-Stokes denklemlerinin manipüle edilmesiyle elde edilen homojen olmayan bir dalga denklemidir. Burdan yola çıkarak Brentner ve Farassat [5] tarafından geliştirilen ve Farassat 1A formülasyonu olarak isimlendirilen uzak alan (far-field) akustiğinin modellenmesinde kullanılan denklem şu şekilde tanımlanır:

$$p'(x,t) = p'_T(x,t) + p'_L(x,t) + p'_Q(x,t) \tag{4}$$

OpenFOAM içerisine dinamik kütüphaneler ekleyerek uygulamasını Epikhin ve ark. [6] yapmıştır ve bu çalışmanın aeroakustik kısmı için bu kütüphane kullanılmıştır.

B. Geometri Sınır Şartları

Yukarı akış alanında veter uzunluğunun 10 katı yarıçaplı bir daire hesaplama alanı olarak tercih edilmiştir. Bu şekilde hem sınır tabaka daha tekdüze modellenmiştir hem de yüzeyde ağ sayısı ideal sayıda tutulmuştur. Ayrıca aeroakustik veriler için önemli bir kriter olan en-boy oranı düşük bir seviyede tutmak için de O-tip geometri ve ağ yapısı tercih edilmiştir. Genel ölçüler ve sınır şartlarının isimleri Şekil 1' de gösterilmiştir.



Şekil. 1.Akış Alanı Geometrisi

HAD analizleri sonucunda elde edilecek olan aeroakustik veriler deneysel çalışma ile kıyaslanmak istenmektedir. Bundan dolayı analiz parametreleri Brooks [1] çalışması ile benzer olacak şekilde tercih edilmiştir ve Tablo 1' de gösterilmiştir.

TABLO I. ANALİZ PARAMETRELERİ

Parametre	**NACA0012**
Veter Uzunluğu - C (m)	0.3048
Kanat Açıklığı - S (m)	0.03048
Hız - V (m/s)	71.3
Re	1.5x10^6
Mikrofon (m üstünde)	1.219

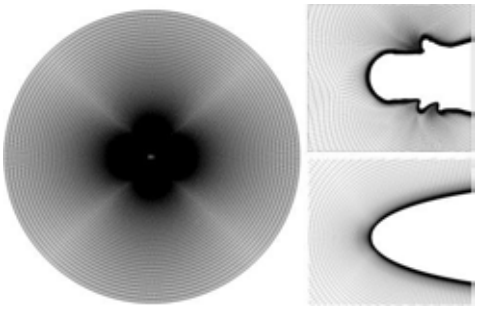
O-tip bir geometri kullanıldığı için giriş-çıkış akış sınır koşulu olarak farfield seçilmiştir. Hız için serbest-akım-hız (freestreamVelocity), basınç için de serbest-akım-basınç (freestreamPressure) koşulları tercih edilmiştir. Üzerinde herhangi bir modifikasyon bulunmayan temiz (clean) kanat profili için nutkWallFunction koşulu tercih edilirken, pürüzlülük etkisini incelediğimiz hesaplamalarda nutkRoughWallFunction sınır koşulu kullanılmıştır. Diğer sınır koşulları Tablo 2' de belirtilmiştir.

TABLO II. SINIR KOŞULLARI

Sınır Koşulu	U	p	T	nut
Farfield	Freestream Velocity	Freestream Pressure	fixedValue	calculated
Airfoil	noSlip	zeroGradient	zeroGradient	nutkWallFunction/ nutkRoughWallFunction
Sym	symmetry	symmetry	symmetry	symmetry

C. Çözüm Ağı Oluşturma

Akustik model, sınır tabakasına ait davranışın doğru tahminine ve airfoil üzerindeki yüzey basıncı dağılımlarına bağlı olduğundan, akış alanı hesaplarının doğruluğu akustik sonuçları etkilemektedir. Mevcut çalışmada hesaplama alanı ve sayısal ağ bu nokta göz önüne alınarak oluşturulmuştur. O-tip bir ağ yapısı kullanılmıştır ve hem temiz (clean) kanat profili hem de hücum kenarında buzlanmış şekil oluşmuş (icing) kanat profili için ağ yapısı Şekil 2' de gösterilmiştir.



Şekil. 2.Temiz ve Buzlanmış Geometri Ağ Yapısı

Buzlanmış şekil geometrisi benzer bir çalışma olan ve ticari yazılım Ansys-Fluent ile doğrulama yapılan bir çalışmadan alınmıştır [7]. Her iki ağ yapısı için de = 1 olacak şekilde mesh sıklaştırılmıştır. LES türbülans modeli kullanıldığı için kanat açıklığı boyunca ağ yapısı bölünerek 3D bir geometri modellenmiştir. Bu aşamada ve değerleri arasında bir ağdan bağımsızlık çalışması yapılmıştır. Hem akustik verilerdeki doğruluk hem de aerodinamik sonuçlarda düşük hata hedeflenmiştir. Bu durumda Tablo 3' den de görülebileceği üzere 2 numaralı ağ konfigürasyonu tercih edilmiştir.

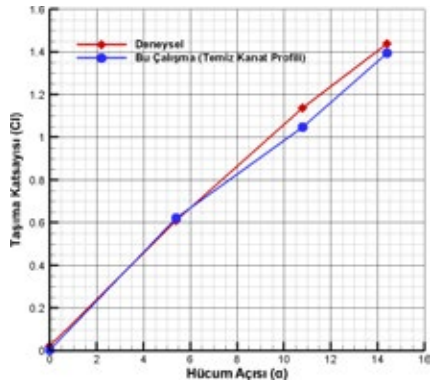
TABLO III. AĞ YAPISI ÖZELLİKLERİ VE TAŞIMA KATSAYISI YÜZDE DEĞİŞİM

Ağ Konfigürasyonu	Hücre Sayısı	Taşıma Katsayısı Yüzde Değişim
Ağ-1	1.905.520	5.40%
Ağ-2	**4.520.000**	**2.25%**
Ağ-3	8.089.600	1.96%

III. DOĞRULAMA ANALİZLERİ

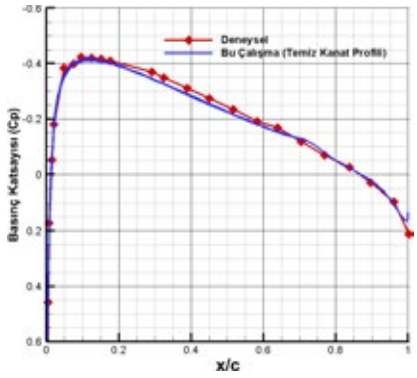
A. NACA0012 Temiz Kanat Profili

Çalışma kapsamında öncelikli olarak üzerinde herhangi bir şekil ve pürüzlülük oluşmamış kanat profiline (temiz) HAD analizleri uygulanmıştır. Bu kapsamda farklı hücum açılarında NACA0012 kanat profilinin oluşturduğu taşıma katsayısı deneysel sonuçlarla [8] karşılaştırılmıştır (Şekil 3).



Şekil. 3.Temiz Kanat Profili Taşıma Katsayısı Hücum Açısı Grafiği

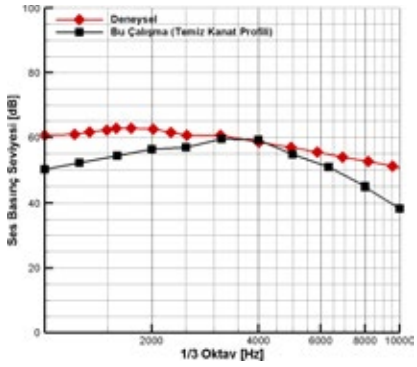
Ayrıca tüm hücum açıları için basınç katsayısı grafikleri deneysel veri ile karşılaştırılmıştır. Sadece 0° hücum açısı için basınç katsayısı grafiği çalışmaya eklenmiştir (Şekil 4).



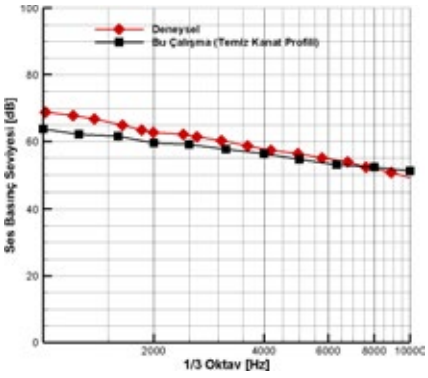
Şekil. 4.Temiz Kanat Profili Basınç Katsayısı Grafiği

Sonuçlara bakıldığı zaman tüm hücum açılarında taşıma katsayısı yüksek tutarlılık ile hesaplanmıştır. Ayrıca kanat profili üzerinde hesaplanan basınç katsayısı dağılımlarının deneysel veri ile son derece uyumlu olduğu yapılan çalışmalar sonucunda görülmüştür.

Aerodinamik verilerle eş zamanlı olarak elde edilen aeroakustik sonuçlar deneysel veriler ile karşılaştırılmıştır. Bu kısım için 2 farklı hücum açısı seçilmiştir ve deneysel veri olan Ses Basınç Seviyesi – 1/3 Oktav grafikleri elde edilmiştir.

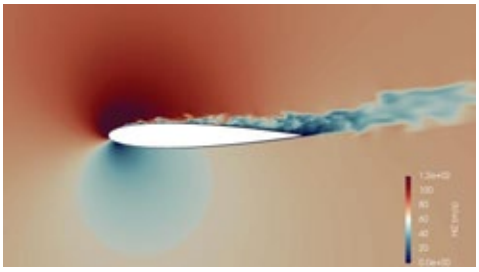


Şekil. 5.Temiz Kanat Profili α =0° Aeroakustik Sonuçlar



Şekil. 6.Temiz Kanat Profili α =14.4° Aeroakustik Sonuçlar

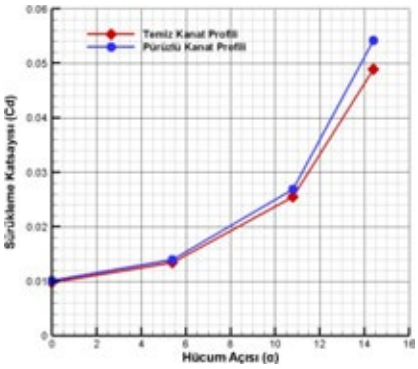
Aeroakustik sonuçlara baktığımız zaman 2 farklı hücum açısında da deneysel veri ile yüksek tutarlılıkta sonuçlar elde edilmiştir. 0° hücum açısında 2000-4000 Hz arasında %9luk bir hata oranı elde edilirken, 4000-10000 Hz arasında en yüksek fark 19dB olarak son kısımda ölçülmüştür. 14.4° hücum açısında ise 2000-10000 Hz aralığında en yüksek fark 6 dB olarak hesaplanmıştır.



Şekil. 7.Temiz Kanat Profili α =14.4° Hız Kontürü

B. *NACA0012 Pürüzlü Kanat Profili*

Çalışmanın ikinci kısmında deneysel veri ile doğrulanmış NACA0012 temiz kanat profili üzerinde pürüzlülük incelenmek istenmiştir. Bu kısım için OpenFOAM içerisinde bulunan pürüzlü sınır koşulları duvar bölgesi üzerine eklenmiştir. Dosyalar içerisinden nut dosyası içerisine *nutkRoughWallFunction* sınır koşulu eklenmiştir ve *NASA sand-grain roughness* modelindeki denklemler kullanılarak pürüzlülük yüksekliği (Ks) hesaplanmıştır. Analiz sonucunda elde edilen sürükleme katsayısı sonuçları, temiz kanat profilinden elde edilen sonuçlar ile Şekil 8' de karşılaştırılmıştır.

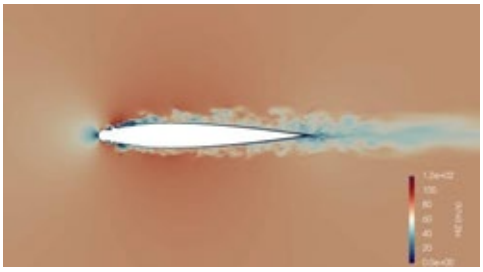


Şekil. 8.Temiz ve Pürüzlü Kanat Profili Sürükleme Katsayısı Hücum Açısı Grafiği

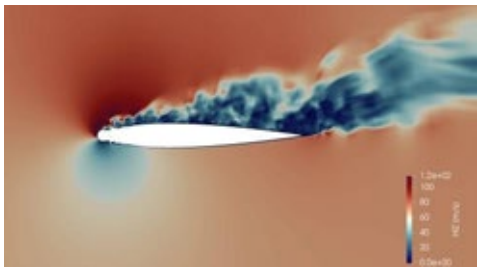
Analiz sonuçlarından da görülebileceği gibi pürüzlü yüzey aerodinamik katsayıları maksimum %5 bir fark ile hesaplamıştır. Ancak yapılan literatür taramalarından elde edilen sonuçlara göre benzer kanat profillerinde çok daha yüksek bir fark görülmesi gerektiği anlaşılmıştır [2]. Pürüzlü yüzey için kullanılan açık kaynak modülünde bir uyumsuzluk olduğu düşünülmektedir. Bu aerodinamik sonuçlardan dolayı aeroakustik sonuçlarda da herhangi bir değişim gözlenmemiştir. Bu kısım geliştirilmeye açıktır.

C. *NACA0012 Buzlanmış Kanat Profili*

Çalışmanın son kısmında, kanat profilinin hücum kenarında oluşmuş olan buzlanmış şekil incelenmiştir. Buzlanmış şekil üzerinde 2 farklı hücum açısında doğrulama çalışması ile aynı parametreler kullanılmıştır.

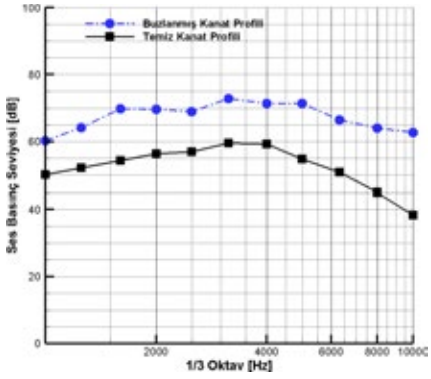


Şekil. 9.Buzlanmış Kanat Profili α =0° Hız Kontürü

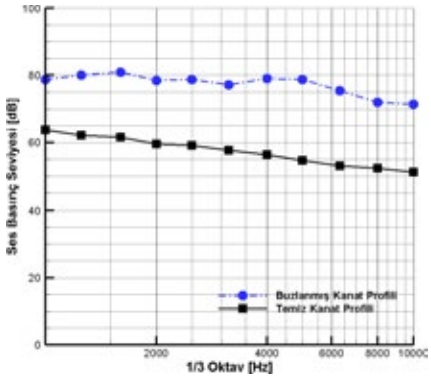


Şekil. 10.Buzlanmış Kanat Profili α =14.4° Hız Kontürü

Zamana bağlı ve sıkıştırılabilir analiz sonuçlarında elde edilen aeroakustik sonuçlar, doğrulama çalışması yapılmış olan temiz kanat profili verileri ile karşılaştırılmıştır (Şekil 11- 12).



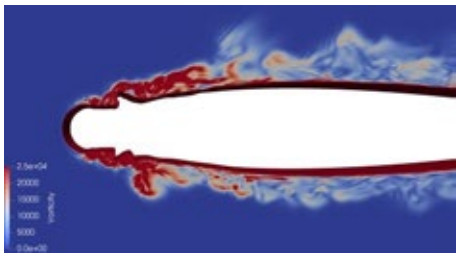
Şekil. 11.Buzlanmış ve Temiz Kanat Profilleri α =0° Aeroakustik Sonuçlar



Şekil. 12.Buzlanmış ve Temiz Kanat Profilleri α =14.4° Aeroakustik Sonuçlar

Şekil 11 ve 12' den görüleceği üzere buzlanmanın 2000 Hz ile 10000 Hz arasındaki yüksek basınç aralığında çok daha fazla etkiye sahip olduğu sonucuna varılmıştır. Hücum açısı artışı ile buzlanmanın etkisinin arttığı da görülmüştür. Bunun başlıca nedenlerinden türbülans etkisinin yüksek frekans – türbülans

ilişkisi nedeniyle normal koşullardan ziyade buzlanma koşullarında daha baskın olduğunu söyleyebiliriz.



Şekil. 13.Buzlanmış Kanat Profili α =0° Vortisiti Kontürü



Şekil. 14.Buzlanmış Kanat Profili α =14.4° Vortisiti Kontürü

Hız ve vortisiti kontürlerinden de görüldüğü üzere hücum açısının artmasıyla beraber, hücum kenarındaki buzlanmış yapıdan dolayı kanat profili üzerinde oluşan türbülanslı yapılar, kullanılan türbülans modeli LES ile oldukça belirgin bir şekilde çözülebilmektedir.



Şekil. 15.Buzlanmış Kanat Profili α =0° Eş Yüzey Q-Criterion



Şekil. 16.Buzlanmış Kanat Profili α =14.4° Eş Yüzey Q-Criterion

IV. Proje Ekibinin Kazanımları ve TUSAŞ'a Olası Katkıları

Proje ekibi, bu proje ile birlikte açık kaynak kodlu hesaplamalı akışkanlar dinamiği yazılımı olan OpenFOAM ile buzlanma ve genel aeroakustik modelleme konusunda bir altyapı oluşturmuştur. Çalışma çıktısı olarak buzlanmış geometrinin aeroakustik veriler üzerinde gözle görülür bir etkisi olduğu saptanmıştır. Bu çalışmadan elde edilen sonuçlar doğrultusunda TUSAŞ; Hürjet, Milli Muharip Uçak veya gelecek projelerde gerçekleştirilen tasarımlardaki aeroakustik etkiyi, açık kaynak kodlu hesaplamalı akışkanlar dinamiği yazılımları ile analiz edebilirler. Proje kapsamında buzlanmış etki incelenmiş olsa da kullanılan açık kaynak kodun modifikasyonu ile herhangi bir tasarımın aeroakustik etkisi incelenip hesaplanabilir. Bu sayede ticari yazılımların oluşturduğu yüksek maliyet ve kullanım kısıtlamalarından kurtulup, araştırma masraflarını düşürebilecektir.

V. Öneriler, Alınan Dersler ve Gelecek Çalışmalar

Bu çalışmada kullanılan açık kaynak kodlu HAD yazılımı OpenFOAM' un, son zamanlarda sıklıkla kullanılan bir türbülans modeli LES (Büyük Girdap Benzeşimi) ile temiz ve buzlanmış kanat profili üzerinde oldukça etkili sonuçlar verdiği görülmektedir. Bununla birlikte, kullanılan aeroakustik modülü ile elde edilen veriler de deneysel çalışmayı tahmin etmekte başarılı olmuştur. Ancak bu program içerisinde yer alan ve yüzey pürüzlülüğünün (*nutkRoughWallFunction*) incelemesini sağlayan sınır şartının çalışmasında uyumsuzluk yaşanmıştır. Bundan dolayı yüzey pürüzlülük etkisinin incelenebilmesi için bu sınır şartı üzerinde yoğunlaşılması gerekmektedir. Yüzey pürüzlülüğü başarılı bir şekilde uygulanabilirse, bir sonraki adım olarak aeroakustik etkiler de daha doğru hesaplanabilecektir.

VI. Teşekkür

Bu çalışmanın gerçekleştirilmesinde desteklerini esirgemeyen ve tecrübelerini aktarmaktan çekinmeyen akademik danışmanımız Doç. Dr. Baha Zafer'e ve TUSAŞ Sanayi Odaklı Bitirme Projesi danışmanımız Sayın Ömer Akbal'a çalışmanın her anında verdiği desteklerle beraber TUSAŞ clusterlarının proje kapsamında kullanılabilmesini mümkün kıldığı için çok teşekkür ederiz.

Kaynaklar

[1] *Brooks, T.F, Pope, D.S, and Marcolini, M.A.. (1989) Airfoil Self-Noise and Prediction. NASA RP1218*

[2] *Méndez, B., & Pires, O. (2022). Impact of high size distributed roughness elements on wind turbine performance. In Journal of Physics: Conference Series (Vol. 2265, No. 3, p. 032027). IOP Publishing.*

[3] *Yassin, K., Kassem, H., Stoevesandt, B., Klemme, T., & Peinke, J. (2021). Numerical Investigation of Aerodynamic Performance of Wind Turbine Airfoils with Ice Accretion. Wind Energy Science Discussions, 1-20.*

[4] *Bao, S., Shi, Y., & Song, W. (2020). Numerical Study of Iced Airfoil Aeroacoustics Using IDDES. In AIAA AVIATION FORUM (p. 2510).*

[5] *Brentner KS and Farassat F. Analytical comparison of the acoustic analogy and Kirchhoff formulation for moving surface. AIAA J 1998; 36: 1379–1386.*

[6] *Epikhin A, Evdokimov I, Kraposhin M, et al. Development of a dynamic library for computational aeroacoustics applications using the OpenFOAM open source package. Proc Comput Sci 2015; 66: 150–157.*

[7] *Akbal, Ö., Ayan, E., & Zafer, B. A Case Study Of Airfoil Aeroacoustics Characteristics In-Flight Icing Conditions, 2021.*

[8] *Abbott, I. H., & von Doenhoff, A. E. (1959). Including a Summary of Airfoil Data. New York.*

Düşük Hızlı Darbeye Maruz Kalan FML'nin Yapısal Tepkisi Üzerindeki Sıcaklığın Etkisi

Effect of Temperature on Structural Response of FML to Low Velocity Impact

Öğrenci - 1
Zeynep Kaya
Yıldız Teknik Üniversitesi
Metalurji ve Malzeme Mühendisliği
İstanbul,Türkiye
kayazeynpp@gmail.com

Öğrenci - 2
Nuse Akkuş
Yıldız Teknik Üniversitesi
Metalurji ve Malzeme Mühendisliği
İstanbul,Türkiye
nuseakkuss@gmail.com

Öğrenci - 3
Erdem Yılmaz
Yıldız Teknik Üniversitesi
Metalurji ve Malzeme Mühendisliği
İstanbul,Türkiye
erdem1998y@gmail.com

Öğrenci - 4
Burhan Batuhan Özcan
Yıldız Teknik Üniversitesi
Metalurji ve Malzeme Mühendisliği
İstanbul,Türkiye
b.batuhanozcan@hotmail.com

Öğrenci - 5
Ramazan Petek
Yıldız Teknik Üniversitesi
Metalurji ve Malzeme Mühendisliği
İstanbul,Türkiye
ramazanpetek4@gmail.com

Akademik Danışman
Dr. Öğr Üyesi Ahmet Sağın
Yıldız Teknik Üniversitesi
Metalurji ve Malzeme Mühendisliği
İstanbul,Türkiye
ahmets@yildiz.edu.tr

Sanayi Danışmanı
Burhan Çetinkaya
Türk Havacılık Uzay Sanayii
Ankara, Türkiye
burhan.cetinkaya@tai.com.tr

***Özetçe*—Günümüz havacılık sektöründe, hafif ve yüksek performanslı malzemelerin imalatı ve tasarlanması için çalışmalar yapılmaktadır. Bu hedef doğrultusunda geliştirilen malzemelerden biri de çok ince alüminyum levhalardan ve S2-cam/epoksi katmanlardan oluşan GLARE'dir. GLARE, yüksek darbe dayanımı ve mükemmel yorulma özellikleri nedeniyle uçağın kanat ve gövde kaplaması ve kargo tabanı gibi farklı bölümlerinde kullanılmaktadır. Gerçekleştirilen çalışmada, farklı sıcaklıklarda (-55 ve +90 Santigrat Derece), farklı enerji seviyelerinde ve farklı kalınlıklarda ASTM D7136 standardına göre hazırlanan numunelere düşük hızlı darbe uygulanmıştır.**

Anahtar Kelimeler — FML, glare, fiber, laminant

***Abstract*— In today's aviation industry, studies are carried out for the manufacture and design of lightweight and high-performance materials. One of the materials developed in line with this goal is GLARE, which consists of very thin aluminum sheets and S2-glass/epoxy layers. Because of its high impact resistance and excellent fatigue properties, GLARE is used in different parts of the aircraft such as the wing and fuselage lining and the cargo floor. In the study carried out, low velocity impact was applied to the samples prepared according to ASTM D7136 standard at different temperatures (-55 and +90 degrees Celsius), different energy levels and different thicknesses.**

Keywords — FML, glare, fibre, laminate

I. Problem Tanımı

Kompozit malzemeler, yüksek korozyon ve yorulma dirençleri ve yüksek mukavemetleri sayesinde özellikle havacılık sanayiinde artan oranda kullanılmıştır. Fakat kompozit malzemelerin darbe davranışlarının düşük olması, darbe davranışlarının yüksek olduğu FML'lerin geliştirilmesine yol açmıştır. FML'ler için mühendislik tasarımının amacı, her iki malzemenin en iyi özelliklerini bir araya getirmektir. FML'lerin başlıca avantajları, üstün yorulma direnci, hasar toleransı, yüksek mukavemet özellikleri ve darbe ve korozyon direncidir. En yaygın FML türü, 2024-T3 alüminyum alaşımlı levhalardan ve S2-cam/epoksi laminant katmanlarından oluşan cam takviyeli alüminyum laminanttır (GLARE). Glare'nin darbe, ısı, yorulma ve korozyon dayanımı gibi özellikleri geleneksel alüminyuma kıyasla daha iyidir. Bu üstün mekanik özellikleri nedeniyle uçağın birincil (gövde, kanatlar vb.) ve ikincil (kargo zemini vb.) yapılarında kullanılmaktadır.

Son yıllarda hava yolculukları üstün bir güvenlik düzeyine ulaşmıştır, ancak daha fazla gelişme için birçok fırsat vardır. Uçaklar farklı darbe kaynağından zarar görebilmektedir. Tanker araçları yakıt ikmali sırasında sarkabilir ve ardından kanatlara zarar verebilir. Kargo iç döşeme panelleri ve astarları da darbeye açık alanlardır. Çünkü uçak içinde taşınan eşyalar iç mekanlara zarar verebilir. Kalkış sırasında, beklenmeyen pist döküntüleri ve lastik patlaması, alt gövde yapısında önemli hasarlara neden olabilir. Darbeden kaynaklanan hasar, yapının yapısal bütünlüğünü azalttığı için operasyonların güvenliği için önemli bir konudur. Ayrıca hava taşıtı kaplama panelleri, kutup iklimlerinde ve yüksek irtifalarda farklı sıcaklıklara maruz kalır. Güvenliği sağlamak için tasarımcılar, bu koşulların uçak

yapılarının hasara dayanıklı davranışı üzerindeki etkisini hesaba katabilmelidir.

GLARE'in darbe direncini optimize edilebilmek için malzeme davranışının iyi anlaşılması gerekmektedir. Ancak, standart GLARE dereceleri yorulma direnci için geliştirilmiştir. Darbe dayanımı için tasarım gerekçesi yoktur. Yüksek enerji absorbe eden FML tasarlamak zordur çünkü alüminyum ve kompozit arıza mekanizmaları darbe sırası sırasında aynı anda hareket eder. FML 'deki darbe sürecini deneysel olarak incelemek ve gözlemlenen davranışı temsil eden sağlam modeller geliştirmek için yeni araştırmalara ihtiyaç vardır.

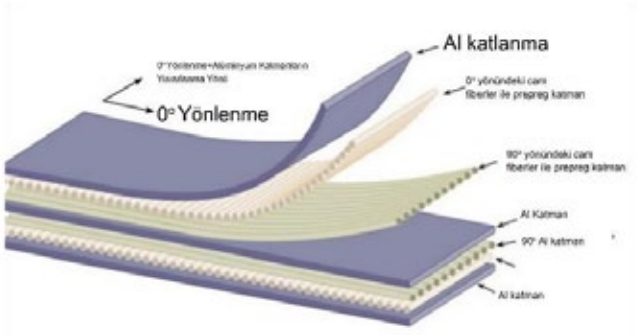
Açık literatürdeki tüm çalışmalarda düşük hızda darbe testinin oda sıcaklığında yapıldığı belirlenmiştir. Çok farklı iklim bölgelerinde görev yapan uçaklara düşük hız etkisinin ortam sıcaklığından etkileneceği düşünülmektedir. Hipotez olarak düşük hızlı çarpmanın neden olduğu hasarın yüksek ve düşük ortam sıcaklıklarından etkileneceği düşünülmektedir. Yapılan Çalışmada farklı sıcaklıklarda yapılacak düşük hız darbe testi sonlu elemanlar analizi kullanılmıştır.

II. GERÇEKLEŞTİRİLEN ARAŞTIRMA FAALİYETLERİ

Fiber Metal Laminantlar, geleneksel malzemelere göre üstün mekanik özellikler sağlayarak, metal ve elyaf takviyeli kompozitlerin avantajlarından yararlanmaktadır [1].

GLARE'nin diğer FML tiplerine göre avantajları yüksek çekme ve basma mukavemeti, hasar toleransı, darbe dayancı ve elastikliktir. FM'lerde darbe davranış testlerinin maliyeti yüksek olduğu için bu çalışmada ASTM 7136 standardına uygun olarak sonlu elemanlar analiz yöntemi kullanılmıştır. ABAQUS programı ile bir vurucu ve kompozit modellemesi yapılarak bu deneyin simülasyonu gerçekleştirildi. Gerçekleştirilen sonlu elemanlar analizlerinde, GLARE'nin oda sıcaklığında (25°C) ve düşük sıcaklıkta (-55°C) deneysel çalışmaları yapılmıştır. Bu çalışmanın amacı; GLARE malzemesinin uçakların zemin ve kanat kısımlarında, sıfır altı sıcaklıklardaki hava koşullarında, düşük hızdaki çarpmalara karşı nasıl davranış göstereceğini ve kullanıma uygunluğunu incelemektir.

GLARE laminantlar, fiber metal laminant ailesine aittir. Tek yönlü (UD, UniDirection) cam elyaf takviyeli pregreg katmanlarından ve yüksek mukavemetli ince alüminyum alaşımlı levhalardan oluşmaktadır. İlk başta, ARALL'ın gelişmiş cam elyaflı bir iyileştirmesi olarak havacılık uygulamaları için geliştirilmiştir [2,3]. Cam elyaflar, Aramid'e göre sıkıştırma yüklemesine karşı çok daha dirençlidir ve sonuç olarak, yorulma yükü sırasında cam liflerinde lif kopması nadiren gözlenmiştir. GLARE'nin ARALL'a göre diğer avantajları, daha yüksek çekme ve basınç mukavemeti, daha iyi darbe davranışı ve daha iyi kalıntı mukavemetidir. Bu özellikler, GLARE'in daha geniş bir potansiyel uygulama yelpazesine sahip olmasını sağlamaktadır [4].

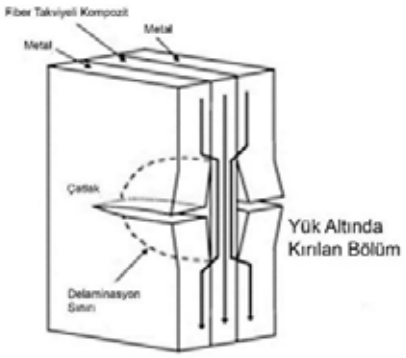


Şekil 1. Yerleşimli Bir GLARE 3 Laminantın Oluşumunun Gösterimi [5]

Tablo 1. GLARE Tipleri ve Yapısal Özellikleri [6]

FML Tipi	Taban Metali	Taban Metali Kalınlığı(mm)	Reçine Tipi	Fiberlerin Yönü (°)	Fiber Tipi	Fiber Katmanının Kalınlığı(mm)
GLARE 1	7475-T761		FM94	0/0	S2 Cam	0.25
GLARE 2B	2024-T3	0.2-04	FM94	90/90	S2 Cam	0.25
GLARE 2A	2024-T3	0.2-04	FM94	0/0	S2 Cam	0.25
GLARE 3	2024-T3	0.2-04	FM94	0/90	S2 Cam	0.25
GLARE 4B	2024-T3	0.2-04	FM94	90/0/90	S2 Cam	0.275
GLARE 4A	2024-T3	0.2-04	FM94	0/90/0	S2 Cam	0.275
GLARE 5	2024-T3	0.2-04	FM94	0/90/90/0	S2 Cam	0.50
GLARE 6B	2024-T3	0.2-04	FM94	-45/+45	S2 Cam	0.25
GLARE 6A	2024-T3	0.2-04	FM94	+45/-45	S2 Cam	0.25

GLARE, prepreg katmanları ve alüminyum alaşımlarının birleşiminin yüksek sıcaklıkta kürlenmesiyle oluşur. Alüminyum katmanlardaki artık çekme gerilmeleri, alüminyum alaşımı ve prepreg katmanları arasındaki termal genleşme farklılıklarından kaynaklanır. Bu gerilimler üretimle ve çok iyi tasarım süreçleriyle azaltılabilse de, alüminyum tabakaların yorulma dayanımının başlangıç evresinde olumsuz bir etkisi vardır. GLARE ise çok güçlü bir yorulma çatlağı büyüme direncine sahiptir. Sebebi, Şekil 2'de görüldüğü gibi 'çatlak köprüleme' olarak bilinen bir olgudur. Fiber katmanlarına stres aktarımı nedeniyle, alüminyum alaşımlı kırılma izindeki sert fiberler, çatlak açılmasını kısıtlar ve çatlak itme kuvvetini azaltır. Bu olayların beraberinde fiber tabakaları ve alüminyum arasında çatlak kenarı boyunca oluşan bir olgu olarak delaminasyon meydana gelir [5].



Şekil 2. Liflerle Çatlak Köprüleme Çizimi [7]

Uçağın alt kanat kabuğunun maruz kalacağı eğme kuvveti ve momentuma karşı en iyi yönlenmenin 0°/90°/0° olduğu

tespit edilmiştir. Eğme kuvvetini 0°, momentumu 90° yönlenmeye sahip fiberlerin engelleme davranışında bulunduğu ve uçak kanatlarında, 0°'nin uçuş yönüne dik, 90°'nin uçuş yönüne paralel olduğu görülmüştür.

GLARE'in birçok uygulaması mevcuttur. Örneğin Airbus A380 modelinin üst gövdesinin kaplamasında kullanılmış ve brüt ağırlıktan yaklaşık 794 kg (%10) tasarruf sağlanmıştır [8].

Oda sıcaklığı ve -55 °C'taki değerler karşılaştırıldığında, [9]'a göre çekme sertliği -55 °C'de en fazla %3'lük bir artma ve 70/80°C'de %4'lük bir azalma gözlenir. -55 °C'de, çekme akması ve nihai mukavemet sırasıyla %4 ve %11 artabilir ve 70/80°C'de %5 ve %12 azalabilir.

Farklı sıcaklıklarda düşük hızlı darbeye maruz kalan uçak alt kanat kabuk malzemesinin özellikleri incelendi. Sıcaklığın etkisi ise mekanik özellikleri ve otoklavda kürleme esnasında yapıda değişimlere yol açacaktır. Çünkü 120°C'de kürlenen hibrit yapıda sıcaklık etkisi ile alüminyum uzamaya, S2 camı ise kısalmaya çalışacaktır. Bu durum da yapıda gerilmelere neden olacaktır.

III. Araştırma Sonuçları ve Çıktılar

Alüminyum ve fiber plakalar ABAQUS sonlu elemanlar analizi programında, eski literatürlerdeki çalışmalar da göz önüne alındığında, ASTM 7136 standardına göre, yatayda 150 mm ve düşeyde 100 mm boyutlarında olacak şekilde tasarlanmıştır. Alüminyum plakaların kalınlıkları 0.4 mm, S2 Cam Fiber plakaların kalınlıkları, 0.1 mm olacak şekilde tasarlanmıştır. Aşağıdaki tablo 2 ve tablo 3'te simülasyonda Alüminyum 2024-T3 ve prepreg katmanlar için kullanılan değerler verilmiştir.

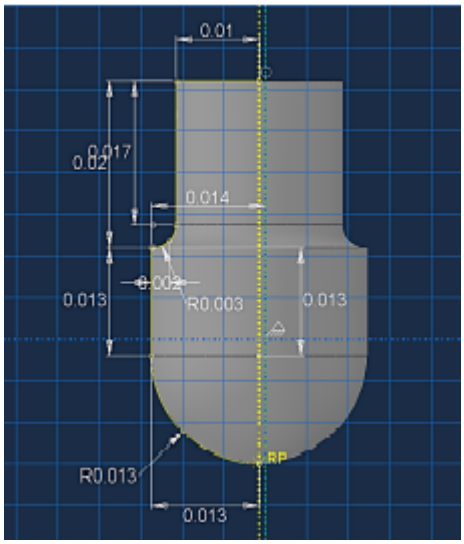
Tablo 2. Alüminyumun testlerde kullanılan değerleri

Yoğunluk	2770 kg/m^3
Elastiklik Modülü	7.31.10^{10}
Poisson Oranı	0.33
JOHNSON-COOK PLASTİKLİK SABİTLERİ	
A	369.10^6 Pa
B	684.10^6 Pa
n	0.73
m	1.7
C	0.0083
Ergime Sıcaklığı	775 K
Hal Değişim Sıcaklığı	293 K
JOHNSON-COOK HASAR PARAMETRELERİ	
d1	0.13
d2	0.13
d3	1.5
d4	0.011
d5	0

Tablo 3. UD S2 Glass/FM 94 Epoksi Prepreg Katmanların Özellikleri

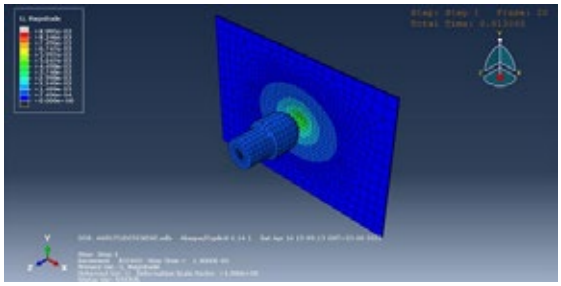
ÖZELLİK	DEĞER	ÖZELLİK	DEĞER
Yoğunluk	1980	Beta damping	0
E_{11} (GPa)	54	X_t (MPa)	1900
E_{22} (GPa)	9.4	X_c (MPa)	520
E_{33} (GPa)	9.4	Y_t (MPa)	57
μ_{12}	0.0575	Y_c (MPa)	285
μ_{12}	0.0575	Z_t (MPa)	57
μ_{23}	0.33	Z_c (MPa)	285
G_{12} (GPa)	5.6	S_{12} (GPa)	76
G_{13} (GPa)	5.6	S_{13} (GPa)	76
G_{23} (GPa)	5.6	S_{23} (GPa)	76

Alüminyum ve prepreg katmanların yanında vurucu geometrisi de şekil 3'te gösterildiği gibi çizilmiştir.



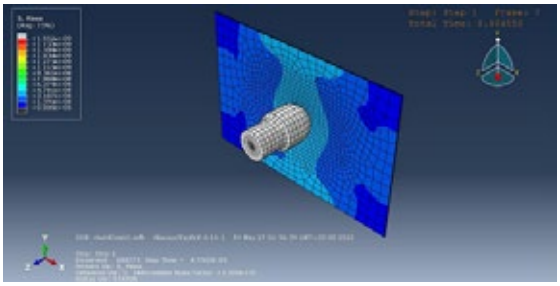
Şekil 3. Vurucu Geometrisi

Dinamik darbe testleri iki farklı test aşaması olarak önce oda sıcaklığında (25°C), daha sonra belirlenen düşük sıcaklık değeri olan -55°C'te gerçekleştirilmiştir. Elde edilen sonuçlar kıyaslanarak malzemenin düşük sıcaklıktaki kullanılabilirliği test edilmiştir.



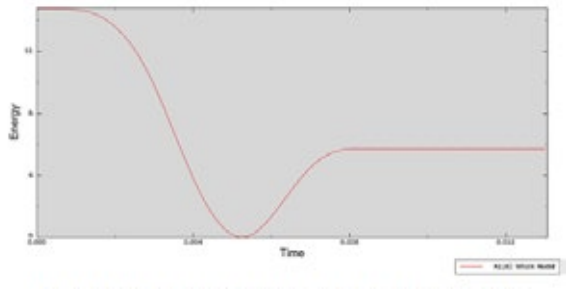
Şekil 4. Simülasyon sonucu düşük hızlı darbe deneyi.

Her iki analizde de aynı test koşulları ve aynı sayısal verilerle gerçekleştirilmiştir. Vurucuya atanan hız değerine göre simülasyonda başlangıç enerjileri 14.74 Joule olarak görülmüştür. Oda sıcaklığındaki testte vurucunun kinetik enerjisi 14.74 J' den 5.7 J'e düşmüştür. Simülasyonda görülen bu değer vurucunun parça ile temas ettikten sonra geri tepmesi sırasında okunan son değerdir.

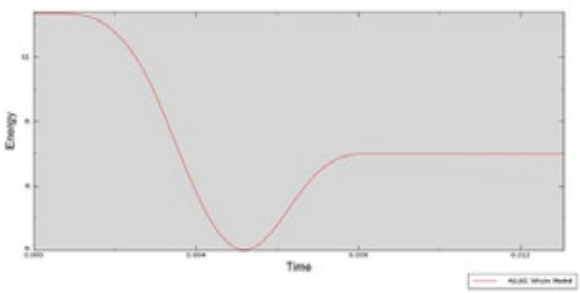


Şekil 5. Vurucunun plakalara çarptığı ilk an.

Bu sonuç neticesinde oda sıcaklığındaki GLARE malzemesinin absorbladığı enerji miktarının 9 J olduğu anlaşılmıştır. -55°C' de ise vurucunun kinetik enerjisinin 14.74 J' den 6 J'e düştüğü görülmüştür. Yine bu sonuç neticesinde düşük sıcaklıktaki GLARE malzemesinin absorbladığı enerji miktarının 8.7 J olduğu anlaşılmıştır. Bu değerlere göre -55°C'ta gerçekleştirilen deneyde %2 daha az enerji absorbsiyonu gerçekleşmiştir.

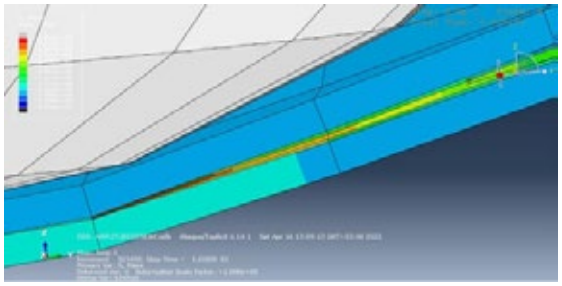


Şekil 6. Oda sıcaklığındaki analizin kinetik enerji-zaman grafiği.



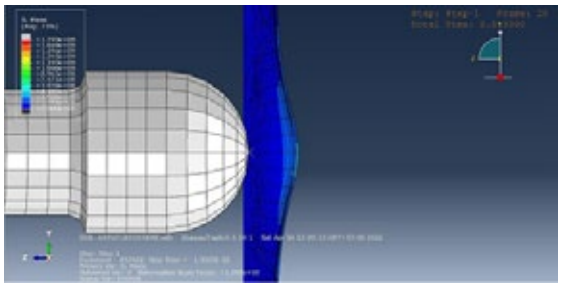
Şekil 7. -55°C' teki analizin kinetik enerji-zaman grafiği.

Analiz sonucunda alınan görüntülere göre her iki sıcaklıkta da ön ve arka taraftaki alüminyum plakaların kırılma ve perforasyon göstermediği, S2 cam fiber prepreg katmanların ise hasar sonucu kırıldığı gözlemlenmiştir. Yine her iki analizde alüminyum ve fiber prepregler arasındaki reçine katmanının ayrılması sonucu delaminasyon meydana gelmiştir.



Şekil 8. Delaminasyonun yakından görüntüsü.

Vurucu malzemeye çarptıktan sonra malzemenin uğradığı plastik deformasyon sonucunda parçada bir göçük meydana gelmektedir. Bu göçüğü derinlik cinsinden incelediğimizde parçanın ilk ve son hali karşılaştırılarak göçük derinliğinin uzunluğu okunabilmektedir. Okunan bu değer test edilen parçanın akma dayancı, elastisitesi, yüzde uzama miktarı gibi mekanik özellikler hakkında fikir edinmemizi sağlamaktadır. Bu veriler ışığında parçanın farklı sıcaklık değerlerinde gösterdiği davranışa bakarak kullanım uygunluğu hakkında çıkarımda bulunulabilmektedir. Yapılan analizler sonucunda göçük derinliği verilerine bakıldığında oda sıcaklığındaki göçük derinliğinin 4.7 mm olduğu, -55°C'deki göçük derinliğinin ise 4.3 mm olduğu tespit edilmiştir. Oda sıcaklığından sıfırın altı sıcaklığa inildiğinde analiz sonuçlarına göre %8,5 oranında göçük derinliğinde azalma meydana geldiği görülmüştür.



Şekil 9. Oda sıcaklığındaki göçük bölgesinin kesit alanından görüntüsü.

Testlerden elde edilen verilere ve yapılan literatür taramalarına esas alınarak malzemelerin elastiklik modülü ve akma dayanımı değerlerinin, oda sıcaklığından -55°C'ye inildiğinde artması ile göçük derinliği ve absorplanan enerji miktarının azaldığı yorumu yapılabilir. Bunun sebebi ise malzemenin kırılmadığı enerji seviyesine kadar, elastikliğe karşı direnç ve dayanım değerleri ne kadar yüksek ise plastik deformasyon miktarı o kadar az olmasıdır. Plastik deformasyon için az miktarda enerji harcandığından dolayı düşük sıcaklıklarda oda sıcaklığına göre vurucunun enerjisi daha yüksek durumdayken deney sonuçlanmaktadır.

IV. Proje Ekibinin Kazanımları ve Tusaş'a Olan Katkısı

A. Proje Ekibinin Kazanımları

Proje ekibi; darbe simülasyonunun sonlu elemanlar analizi programı yardımıyla analizi ile bilgisayar destekli mühendislik becerilerini geliştirmiş ve özellikle havacılık endüstrisinde

kullanılan kompozit malzemelerin literatür araştırmalarını yoğun bir şekilde yürütmesi ile de Ar-Ge alanında teorik bilgilerle de kendilerini geliştirmişlerdir.

B. TUSAŞ'a Olası Katkısı

Bu çalışmaların gerçekleştirilmesiyle, havacılık sektöründe kullanılan GLARE Fiber Metal Laminant malzemesinin düşük hızdaki darbelere maruz kaldığı durumlarda nasıl tepki vereceği, gerçek testler öncesinde analiz programı ile yapılarak testlerde oluşabilecek maliyetleri düşürmüştür. Gerçek testler ile doğrulandığında ise, belirli koşullarda bu malzemenin uygunluğu doğrultusunda kullanımı gerçekleşecektir.

Tüm bu çalışmaların sonucunda uçak parçalarında GLARE malzemesinin kullanılmasıyla düşük hızda darbelere karşı daha mukavemetli bir yapı elde edilebileceği öngörülmüştür.

V. Öneriler, Alınan Dersler ve Gelecek Çalışmalar

Proje kapsamında gerçekleştirilen simülasyon çalışmaları, fiziksel testler ile daha detaylı incelenebilir. Bu sayede sonlu elemanlar analizi sonuçları ve gerçek test sonuçları mukayese edilip daha doğru sonuçlar elde edilebilir. Farklı bir çalışma olarak, eğer bu testler yine sadece sonlu elemanlar üzerinden yapılmak isteniyorsa, ABAQUS programında kompozit malzemeler için 3 boyutlu reçine modellemesi üzerinde detaylı çalışmalar yapılıp, daha kesin sonuçlar bulunabilir. Reçine katmanları mevcut çalışmadan farklı olarak 3 boyutlu bir katman şeklinde modellenip, bu katmanın FML katmanlarına arayüzey oluşturması sağlanabilir.

VI. Teşekkür

Başta, proje süreci boyunca bizlere rehberlik eden ve ilgilenen akademik danışmanımız Dr. Öğr. Üyesi Ahmet SAĞIN'a ve sanayi danışmanımız Burhan ÇETİNKAYA'ya teşekkür ederiz. Benzer şekilde, proje sürecinde bizden yardımlarını esirgemeyen TUSAŞ çalışanları Muhammed Raşid YAMAN, Oğuzhan MAZİ ve Eren ÇALIŞ'a teşekkürlerimizi sunarız. Son olarak Sanayi Odaklı Lisans Bitirme Projeleri kapsamında çalışmalarımızı destekleyen TUSAŞ'a teşekkür ederiz.

Kaynaklar

[1] Chang, P. Y., Yeh, P. C., & Yang, J. M. (2008). Fatigue crack initiation in hybrid boron/glass/aluminum fiber metal laminates. Materials Science and Engineering: A, 496(1-2), 273-280.

[2] Bernhardt, S., Ramulu, M., & Kobayashi, A. S. (2007). Low-velocity impact response characterization of a hybrid titanium composite laminate.

[3] Asundi, A., & Choi, A. Y. (1997). Fiber metal laminates: an advanced material for future aircraft. Journal of Materials processing technology, 63(1-3), 384-394.

[4] Vogelesang, L. B., & Vlot, A. (2000). Development of fibre metal laminates for advanced aerospace structures. Journal of materials processing technology, 103(1), 15.

[5] Wanhill, R. J. H. (2017). Glare®: A versatile fibre metal laminate (FML) concept. Aerospace materials and material technologies, 291-307.

[6] SAĞIN Ahmet, ODABAŞI Görkem, ONGUN Nermin, ÇÖKELİ Enes, ZAİM Metin. (2021). Nano Parçacık Tasarımı [Yayınlanmamış Lisans Tezi]. Yıldız Teknik Üniversitesi

[7] Chai, G. B., & Manikandan, P. (2014). Low velocity impact response of fibre-metal laminates–A review. Composite Structures, 107, 363-381.

[8] Smith, J. O. and Abel, J. S., ``Bark and ERB Bilinear Transforms", *IEEE Trans. Speech and Audio Proc*., 7(6):697-708, 1999.

[9] [37] Hagenbeek, M. (2005). Characterisation of fibre metal laminates under thermomechanical loadings.

Düşük Hızlı Darbeye Maruz Kalan FML'nin Yapısal Tepkisinin Modellenmesi

Modelling the Structural Response of FML Subjected to Low-Velocity Impact

Öğrenci - 1
Ekin Oktay
İstanbul Teknik Üniversitesi
Uçak Mühendisliği
İstanbul, Türkiye
oktaye19@itu.edu.tr

Öğrenci - 2
Kubilay Sazan
İstanbul Teknik Üniversitesi
Uçak Mühendisliği
İstanbul, Türkiye
sazan19@itu.edu.tr

Öğrenci - 3
Halit Süleyman Türkmen
İstanbul Teknik Üniversitesi
Uçak Mühendisliği
İstanbul, Türkiye
halit@itu.edu.tr

Öğrenci - 4
Dr. Öğr. Üyesi Demet Balkan
İstanbul Teknik Üniversitesi
Uçak Mühendisliği
İstanbul, Türkiye
kececidem@itu.edu.tr

Sanayi Danışmanı
Burhan Çetinkaya
Türk Havacılık Uzay Sanayii
Ankara, Türkiye
burhan.cetinkaya@tai.com.tr

Sanayi Danışmanı
Eren Çalış
Türk Havacılık Uzay Sanayii
Ankara, Türkiye
eren.calis@tai.com.tr

***Özetçe*—Günden güne hızla büyüyen ve gelişen bir sektör olan havacılık endüstrisinin yenilikçi ve gelişmiş malzemelere duyduğu ihtiyaç her daim kendini hissettirmektedir. Daha iyi mekanik özelliklere sahip malzeme elde etmek amacıyla ortaya çıkan fiber metal laminat çeşitlerinden biri olan Glare, alüminyum metal levhaların arasına cam fiber/epoksi katmanların serilmesiyle elde edilmektedir. Uçaklarda kargo zemininde ve gövde yapısında kullanılan Glare'in düşük hızda çarpmalara karşı göstereceği yapısal tepki konusunda kesin fikir sahibi olmak son derece gereklidir. Bu çalışmada, bir Glare malzemenin düşük hızlı darbe davranışının MATLAB programı kullanılarak modellenmesi, model sonuçlarının literatür verileri ile karşılaştırılarak modelin doğrulanması, ve iki farklı malzemenin yapısal tepkilerinin karşılaştırılarak değerlendirilmesi amaçlanmıştır.**

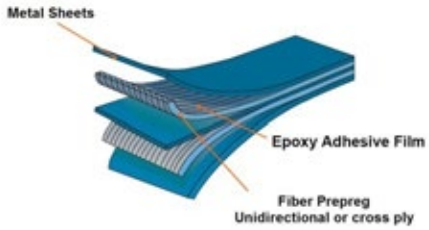
Anahtar Kelimeler — fiber metal laminat, glare, darbe tepkisi.

***Abstract*— The need for innovative and advanced materials in the aviation industry, a rapidly growing and developing sector day after day, is always felt. Glare, one of the fibre metal laminate types that emerged to obtain materials with better mechanical properties, is obtained by laying glass fibre/epoxy layers between aluminium metal sheets. It is necessary to have a precise idea of the structural response of Glare, which is used on the cargo floor and fuselage structure of aircraft, against low-velocity impacts. This study it is aimed to model the low-velocity impact behaviour of a Glare material using the MATLAB program, verify the model by comparing the model results with the literature data and compare and evaluate the structural responses of two different materials.**

Keywords — fiber metal laminate, glare, impact response.

I. GİRİŞ

Kompozit malzemelerin mekanik özelliklerini iyileştirmeye yönelik araştırma ve çalışmaların bir sonucu olarak ortaya çıkan FML'ler, daha iyi yorulma ve hasar toleransı amacıyla ince metal levhaları fiber/epoksi katmanlarla birleştiren bir hibrit malzeme konseptini temsil eder [9]. Metaller yüksek taşıma mukavemetine ve darbe direncine sahip, onarımı kolay malzemelerken, kompozitler ise mükemmel yorulma özelliklerine ve yüksek mukavemet ve sertliğe sahiptir. Bu kombinasyon ile, metalerin yorulma ve korozyon özellikleri ile kompozitlerin düşük taşıma mukavemeti, darbe direnci ve tamir edilebilirliğinin üstesinden gelinebilmektedir [1]. Şekil 1'de fiber metal laminatlara ait katman dizilimi görülmektedir.



Şekil 1. FML'nin katman dizilimi [2]

FML'de elyaf takviyeli tabaka olarak cam takviyeli, karbon takviyeli ya da kevlar takviyeli kompozit kullanılırken; metal olarak da alüminyum, magnezyum ya da titanyum kullanılmaktadır. [2]. Fiber metal laminatlar meydana geldikleri malzeme cinsine göre, ARALL (Aramid Reinforced Aluminum Laminates), CARALL (Carbon Reinforced Aluminum Laminates), GLARE (Glass Reinforced Aluminum Laminates) olmak üzere üç grupta sınıflandırılmaktadır.

Bu çalışma kapsamında yapısal tepkisi incelenecek malzeme çeşidi olarak GLARE seçilmiştir. GLARE'in önemli avantajları olarak uzun yorulma ömrü ve yüksek darbe dayanımı verilebilir, bunun sebebi, prepreg katmanlardaki cam elyafların varlığıdır [10]. Gelişmiş mekanik özellikleri dolayısıyla uçak üreticilerinin ilgi gösterdiği bir malzeme olan GLARE, ultra yüksek kapasiteli Airbus 380'in üst gövde

malzemesi ve Boeing 777'nin de kargo zemini başta olmak üzere, havacılık endüstrisinin son yıllarında pek çok uçakta kullanılmaya başlamıştır [6, 8].

II. Problem Tanımı

Uçak yapılarında meydana gelen kazalar ve bunların bakım onarımı düşünüldüğünde, darbe kaynaklı gövde hasarları oldukça yüksek yüzdeye sahiptir [3]. Pist enkazı, dolu, bakım hasarı (örneğin düşen aletler), servis arabaları veya kargo ve yapı arasında bir çarpışma, kuş çarpması, pervanelerden gelen buz parçasının uçak gövdesine çarpması, ve lastikten kopan parçaların çarpması gibi pek çok senaryo sonucu gözlemlenen darbe hasarı, uçaklar için oldukça yaygın görülen bir hasar tipidir [11]. Havacılıkta bu kadar sık kullanılmaları ve yüksek darbe dayanımlarından dolayı Fiber metal laminatların darbe davranışları akademik camiada önemli bir araştırma konusu olmuştur. Literatürde FML'lerin nümerik ve analitik olarak darbe modellemesinin yapıldığı pek çok çalışma bulunmaktadır. Bu çalışmada, FML'lerin darbe dayanımı bakımından uygunluklarının değerlendirilmesi amacıyla düşük hızlı darbe tepkisinin MATLAB aracılığı ile modellenmesi amaçlanmıştır.

III. Yöntem ve Araştırma

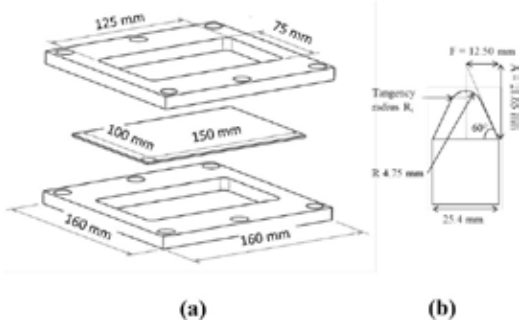
Bu çalışmada hibrit kompozitlerin yapısal tepkisini incelemek için yapılan düşük hızlı darbe modellemesinde, Morinière'in doktora tezinde yarı statik yaklaşımla elde edilen analitik modelleme çalışması [5] örnek alınmıştır. Proje başlangıcında gerekli literatür araştırmaları yapılarak, düşük hızlı darbe ve kompozit malzeme mekaniği konularının mantığı kavranmaya çalışılmıştır. Tıpkı [5]'te olduğu gibi, Enerji Teorisi, Klasik Laminasyon Teorisi kullanılarak, yapısal bir yaklaşımla birleştirilecek, ve Klasik Laminasyon Teorisi ile birlikte, Von Karman Denklemleri, Enerjinin Korunumu Yasası, ve Newton'un Hareket Kanunları kulanılarak bir model elde edilmiştir.

A. *MATLAB Modeli*

Morinière, aşamalı yarı statik hasar modelinin basitleştirilmiş ve şematik bir algoritmasını çalışmasında sunmuş olup, bu modele göre malzeme ve katman özellikleri tanımlandıktan sonra katman dizilimine ve oryantasyonuna göre laminatın makromekanik özelliklerini temsil eden matrisler elde edilir, ve deplasman formülü ile her bir katmanda levha boyunca deformasyon değerleri hesaplanır. Deplasman değerlerinden gerinim değerleri bulunur, ve dönüştürülmüş indirgenmiş katılık matrisi ile çarpılarak her nokta için gerilim değerleri elde edilir. Asal gerilim değerleri hesaplandıktan sonra alüminyum katmanda Von-Mises, kompozit katmanlar içinse Tsai-Hill kriteri ile katmanın hasara uğrayıp uğramadığı incelenir. Kritik değerin altında kalan ve sağlam olan katman, deplasman değeri bir birim daha arttırılarak deplasman denlemlerinden itibaren hesaplama adımlarına devam ederken, nihai gerilimin üstünde hasara uğrayan katmanın ise deplasman ve gerilim değerleri kaydedilerek sonraki katman için aynı döngüsel süreç baştan başlayarak devam etmektedir.

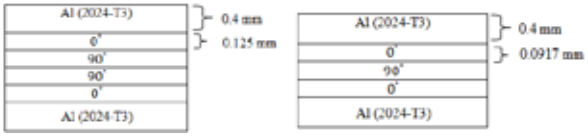
B. *Plaka Geometrisi*

Örnek alınan referans çalışmadakine benzer olarak, bu çalışmada modellenen Glare malzemelerin geometrik özellikleri Şekil 2, ve katman yapıları Şekil 3 ile ifade edilmiştir.



Şekil 2. a) Test fikstürü ve b) Çarpan cisim ucu geometrisi [5]

Şekil 2'de görüldüğü gibi, Plaka, merkezde bir iç kompozitin, iki dış alüminyum katmana yapıştırılmasıyla meydana gelmekte olup, ayrıca plakaların kenarlarından tam olarak mesnetlenmiş olduğu varsayılmaktadır [5].



Şekil 3. Modellenen Glare'lerin katman yapısı

C. *Laminatı Oluşturan Malzemelerin Mekanik Özellikleri*

Modelin ilk aşamasında, ileri adımlarda laminata dair hesaplamalarda kullanmak üzere Glare'i oluşturan alüminyum ve kompozite dair mekanik özellikler tanımlanmalıdır. Tablo I'de alüminyuma ait, Tablo II'de ise cam fibere ait mekanik özellik değerleri gösterilmiştir.

TABLO I. 2024-T3 Alüminyum Alaşımın Statik Mekanik Özellikleri [5]

Mekanik Özellik	***Değer***
E [MPa]	70150
ν [-]	0.33
σ_0 [MPa]	351
σ_{ult} [MPa]	480
τ_0 [MPa]	264
S (τ_{ult}) [MPa]	283

TABLO II. UD FM94/S2-Cam Fiberin Statik Mekanik Özellikleri [5]

Mekanik Özellik	***Değer***
E_1 [MPa]	48600
E_2 [MPa]	8500
ν_{12} [-]	0.33
X [MPa]	1900
Y [MPa]	56
S [MPa]	38

D. *Denklemler*

İki boyutlu düzlemsel gerilim altında olduğu varsayılan ve mekanik özellikleri bilinen bir kompozit için esneklik ve indirgenmiş rijitlik matrislerinin elde edilişi aşağıdaki gibidir.

$$[Q] = \begin{bmatrix} Q_{11} & Q_{12} & 0 \\ Q_{12} & Q_{22} & 0 \\ 0 & 0 & Q_{66} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{E_1}{1-\nu_{21}\nu_{12}} & \frac{\nu_{12}E_2}{1-\nu_{21}\nu_{12}} & 0 \\ \frac{\nu_{12}E_2}{1-\nu_{21}\nu_{12}} & \frac{E_2}{1-\nu_{21}\nu_{12}} & 0 \\ 0 & 0 & G_{12} \end{bmatrix} \quad (1)$$

θ, her bir katmana ait fiberlerin oryantasyon açısı ve s=sinθ, c=cosθ olmak üzere dönüştürülmüş indirgenmiş rijitlik matrisi elemanları $\bar{Q}$ ij fiber oryantasyon açısı ve indirgenmiş rijitlik matrisi elemanları kullanılarak her bir katman için verilen denklemlerle hesaplanmaktadır.

$$\bar{Q}_{11} = Q_{11}c^4 + Q_{22}s^4 + 2(Q_{12} + 2Q_{66})s^2c^2, \quad (2.1)$$

$$\bar{Q}_{12} = (Q_{11} + Q_{22} - 4Q_{66})s^2c^2 + Q_{12}(c^4 + s^2), \quad (2.2)$$

$$\bar{Q}_{22} = Q_{11}s^4 + Q_{22}c^4 + 2(Q_{12} + 2Q_{66})s^2c^2, \quad (2.3)$$

$$\bar{Q}_{16} = (Q_{11} - Q_{12} - 2Q_{66})c^3s - (Q_{22} - Q_{12} - 2Q_{66})s^3c, \quad (2.4)$$

$$\bar{Q}_{26} = (Q_{11} - Q_{12} - 2Q_{66})cs^3 - (Q_{22} - Q_{12} - 2Q_{66})c^3s, \quad (2.5)$$

$$\bar{Q}_{66} = (Q_{11} + Q_{22} - 2Q_{12} - 2Q_{66})s^2c^2 + Q_{66}(c^4 + s^4). \quad (2.6)$$

Her bir katmanın üst yüzeyinin lokasyonu, zk katman kalınlığı tk ve dönüştürülmüş indirgenmiş rijitlik matrisi elemanları Qij kullanılarak A, B ve D matris hesaplamaları yapılmaktadır.

$$A_{ij} = \sum_{k=1}^{n} [(\bar{Q}_{ij})]_k t_k \qquad i = 1,2,6;\ j = 1,2,6, \quad (3.1)$$

$$B_{ij} = \sum_{k=1}^{n} [(\bar{Q}_{ij})]_k t_k z_k \qquad i = 1,2,6;\ j = 1,2,6 \quad (3.2)$$

$$D_{ij} = \frac{1}{3}\sum_{k=1}^{n} [(\bar{Q}_{ij})]_k \left(t_k z_k^2 - \frac{t_k^3}{12}\right) \qquad i = 1,2,6;\ j = 1,2,6. \quad (3.3)$$

Uzama-kısalma rijitlik matrisi [A], bileşke düzlem kuvvetlerle düzlem şekil değiştirmeleri arasında bağlantı kurarken eğilme rijitlik matrisi [D], eğilme momenti bileşenleri ile, plaka eğriliği arasında bağlantı kurar. Bağlantı rijitlik matrisi [B] ise kuvvet ve moment terimleriyle, orta düzlemin şekil değiştirmeleri ve eğrilikleri arasında bağlantı kurmaktadır [4].

Merkezi darbeye maruz kalan mesnetlenmiş plakaya dair deplasman profili incelendiğinde maksimum deplasman değerinin plakanın orta noktasında görülmesi beklenir. Kenarlarından mesnetlenmiş plakaya dair, mesnet kenarlarında sınır koşulları:

$$u = 0 \quad v = 0 \quad w = 0 \quad \frac{\partial w}{\partial x} = 0 \quad \frac{\partial w}{\partial y} = 0 \quad (4)$$

Biri çarpan cisim şeklinden temas yarıçapına kadar, diğeri temas yarıçapından sınırlara kadar olmak üzere iki deformasyon profili varsayımı yapılmaktadır. Söz konusu profil ve profile dair bu iki koşul Denklem (5) ile ifade edilmektedir.

$$w(x,y) = \begin{cases} (1) & \Delta \\ (2) & MVF.w_{0AL}\left(1-\frac{x}{\alpha a}\right)^m\left(1-\frac{y}{\beta b}\right)^m + (1-MVF).w_{0CE}\left[1-\left(\frac{x}{\alpha a}\right)^n\right]\left[1-\left(\frac{y}{\beta b}\right)^n\right] \end{cases} \quad (5)$$

$$(1)\ 0 \le x \le R_a \quad 0 \le y \le R_b$$

$$(2)\ R_a \le x \le \alpha a \quad R_b \le y \le \beta b$$

$$w_{0AL} = \frac{\Delta}{\left(1-\frac{R_a}{\alpha a}\right)^m\left(1-\frac{R_b}{\beta b}\right)^m} = \frac{\Delta}{c_{AL}}$$

$$w_{0CE} = \frac{\Delta}{\left[1-\left(\frac{R_a}{\alpha a}\right)^n\right]\left[1-\left(\frac{R_b}{\beta b}\right)^n\right]} = \frac{\Delta}{c_{CE}}$$

olmak üzere, bu denklemlerde a plakanın enini, b plakanın boyunu gösterirken, α ve ß darbe konumuna dair bilgi vermekte olup, bu çalışmada merkezi darbe ele alındığı için α = ß = 0.5 olarak alınmıştır. Ayrıca, Ra ve Rb çarpan cisim geometrisine bağlı temas yarıçapları olup, Denklem (7) ile hesaplaması gösterilmektedir. Bu çalışmada değerlendirilen esneme profili ikinci dereceden bir polinom olduğundan, m = 2 ve n = 2'dir.

Metal hacim oranını (Metal Volume Fraction) ifade etmekte olan MVF,

$$MVF = \frac{Alüminyum\ kalınlığı}{Toplam\ Levha\ kalınlığı} \quad (6)$$

olarak hesaplanabilir. Hasar süreci boyunca, her tabaka hasara uğradıkça MVF değeri değişmektedir.

Denklem (5) ile verilen deplasman profili, laminatın nötral ekseninin profilini temsil etmektedir. x ve y, sırasıyla plaka boyunca uzunluk ve genişlik boyunca çarpma konumundan düzlem koordinatlarıdır [5]. Δ, darbe konumunda görülen maksimum yer değiştirme değeridir ve ele alınan katmanda hasar görülene kadar döngünün içerisinde belirli değerde arttırılmaktadır.

Plaka uzunluğu ve genişiliği boyunca maksimum temas yarıçapları olan Ra ve Rb değerleri, teğetlik yarıçapı olarak adlandırılan Rt'ye eşit olarak değerlendirilmiştir. Rt, çarpan cismin yarım küre ucu ile cismin konik burnu arasındaki kesişme noktası olarak tanımlanmıştır [5].

$$R_t = A\sqrt{\frac{R^2}{F^2 + A^2}} \quad (7)$$

A, F ve R değerleri Şekil 2.b'de tanımlanmıştır.

Hesaplanan deplasman profili verileri kulanılarak plakanın her bir katmanı ve her noktası için gerinim değerleri hesaplanabilmektedir.

$$\varepsilon_x = \frac{1}{2}\left(\frac{\partial w}{\partial x}\right)^2 - z\frac{\partial^2 w}{\partial x^2} \quad (8.1)$$

$$\varepsilon_y = \frac{1}{2}\left(\frac{\partial w}{\partial y}\right)^2 - z\frac{\partial^2 w}{\partial y^2} \quad (8.2)$$

$$\gamma_{xy} = \frac{\partial w}{\partial x}\frac{\partial w}{\partial y} - 2z\frac{\partial^2 w}{\partial x \partial y} \quad (8.3)$$

Denklem 8'in ilk terimleri membrane gerinimleri εm(x,y), ikinci terimleri, eğilme gerinimlerinin κ(x,y) katman yüksekliği z (katmanın üst yüzeyinin orta düzleme uzaklığı) ile

çarpımını ifade etmektedir [5]. Her bir noktada görülen gerilim değerleri de, bu hesaplanan gerinim değerleri ile daha önceden hesaplanmış olan her bir katmana ait $\bar{Q}$ matrislerinin çarpımı ile elde edilmektedir.

$$[\sigma]_k = [\bar{Q}]_k . [\varepsilon]_k \tag{9}$$

Bu noktadan itibaren alüminyum katman akmaya uğradığında artık elastik davranış göstermeyeceği için modulus değeri artan gerinim ile azalacağından, her döngüde güncellenmeye başlanacaktır. Deneysel verilerle elde edilmiş bir gerilim-gerinim grafiğinden [7] veri çekerek belirli gerilim aralıkları için spesifik modulus değerleri kullanılarak malzemenin plastik davranışı modellenmiştir.

Her bir katmana ait gerilim değerleri hesaplandıktan sonra katmanlara dair hasar analizleri yapılmaktadır. Bunun için alüminyum katmanda von Mises Kriteri kullanılırken, kompozit katman için de Tsai-Hill Kriteri uygulanır. Alüminyum katman için von Mises kriterine göre hesaplanması gereken eşdeğer gerilim:

$$\sigma_{eq} = \sqrt{\sigma_L^2 + \sigma_L^2 - \sigma_L \sigma_T + 3\tau_{LT}^2} \tag{10}$$

olup, bu değer alüminyumun nihai gerilme (ultimate stress) değerini aşarsa o katman hasara uğramış kabul edilecektir. Aynı şekilde kompozit plakalar için uygun görülen Tsai-Hill kriteri de Denklem (11) ile belirtilmiştir.

$$\left(\frac{\sigma_L}{X}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_T}{Y}\right)^2 - \frac{\sigma_L \sigma_T}{X^2} + \left(\frac{\tau_{LT}}{S}\right)^2 = 1 \tag{11}$$

Bu denkleme göre, kompozit için mekanik malzeme özellikleri olan nihai gerilim değerleri ve darbeye bağlı hesaplanan gerilim değerleri kullanılarak kompozit plakanın hasara uğrayıp uğramadığı kontrol edilir. Bu hasar kriterlerine bağlı kontrol sonrası hiçbir katman hasara uğramadıysa döngü,

Δ bir birim daha arttırılarak devam eder; eğer söz konusu katman hasara uğradıysa o katmanın üzerindeki gerilim hasara uğramayan katmanlara dağıtılır ve hasarlı katman çıkarılarak döngü devam eder.

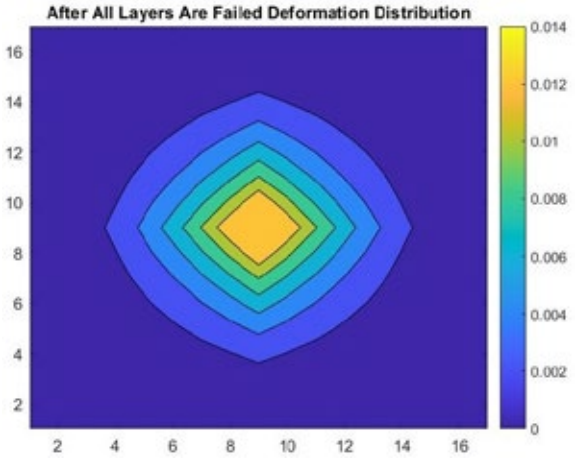
IV. SONUÇLAR VE ÇIKTILAR

Bir önceki bölümde verilen sayısal hesaplamalar yardımıyla modelden elde edilen veriler bu bölümde açıklanmaya çalışılmıştır. Tablo III'te tüm katmanların ayrı ayrı yapısal bütünlüklerinin bozulduğu delta (deplasman) değerleri ve maksimum deplasmanın Moriniere'in tezinden alınan sonuçlar ile kıyaslaması gösterilmektedir.

TABLO III. GLARE 5 İÇİN MODEL SONUÇLARI İLE LİTERATÜR SONUÇLARININ KARŞILAŞTIRILMASI

Katman Numaraları					
1 (Al)	2 ($S2_0$)	3 ($S2_{90}$)	4 ($S2_{90}$)	5 ($S2_0$)	6 (Al)
5.2 mm	3.3 mm	1.1 mm	1.2 mm	8.1 mm	13.5 mm
	Örnek çalışma [5] test sonucu Δ (mm)				11.3 mm
	Model-test hatası (%)				19.5
	Örnek çalışma [5] model sonucu Δ_{max} (mm)				11.9 mm
	Model hatası (%)				13.45

Modelden alınan sonuçlara göre darbe sonrasında oluşan deplasman değeri 3.1 mm'yi aştığında ilk alüminyum katman akmaya başlamakta ve katman kalıcı şekil değişimine uğramaktadır. Deplasman değeri 5.2 mm'ye ulaştığında ise ilk katman hasara uğramıştır. Sonuçlara göre, beklendiği üzere cam katmanlar alüminyum katmanlara kıyasla daha az yük taşımaktadır. Özellikle 90° serimli katmanların çok erken hasara uğradığı görülmektedir. En son 6. katmandaki alüminyumun yapısal bütünlüğü bozulmaktadır. Modelleme sonuçlarımıza göre 6. katman, 7 mm'de akma gösterirken 13.5 mm'den büyük darbeler için yük taşıma özelliğini kaybetmektedir. Şekil 4'te plaka yapısal bütünlüğü bozulduğunda oluşan deplasman dağılımı gösterilmektedir.



Şekil 4. Tüm Katmanların Yapısal Bütünlüğü Bozulduğunda Ortaya Çıkan Deplasman Dağılımı

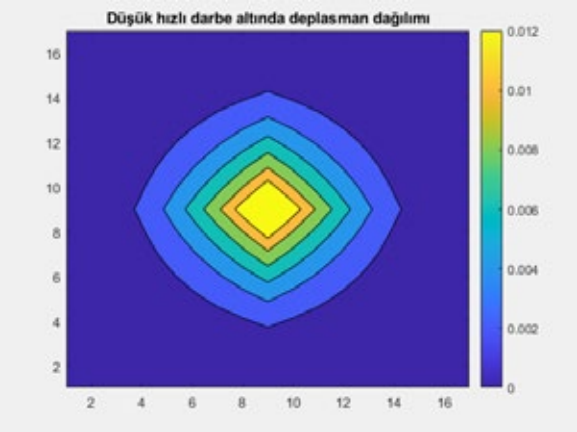
Modelleme çıktısı olarak hem doğrulama hem de sonuçları karşılaştırma aşaması için ele alınan parametre maksimum deplasman değeri olan Δmax'tır. Δmax, plakanın tam ortasında darbenin gerçekleştiği alanda görülecek ve malzemenin darbe enerjisine dayanımı ve enerjiyi absorbe edebilmesi hakkında fikir vermektedir. Çalışma sonucunda örnek model [5] ile %19.5, ve gerçek test verileri ile de %13.5'lik hata payına sahip bir model elde edilmiş olup, modelin doğrulanması ile, modelde iki farklı Glare için sonuçlar alınarak darbe dayanımları karşılaştırılması amaçlanmıştır. Karşılaştırılacak malzeme çeşidi olarak çekme ve yorulma dayanımı konusunda ön plana çıkan Glare 4'ün darbe dayanımı incelenerek kanat alt kaplamasında kullanımının uygunluğu hakkında değerlendirme yapılmıştır. Farklı katman dizilimine ve kalınlığa sahip Glare 4A ile Glare 5'in modelleme sonuçları Tablo IV'te görülmektedir.

TABLO IV. GLARE 4'ÜN MODELLEME SONUÇLARININ KARŞILAŞTIRILMASI

Katman Numaraları				
1 (Al)	2 ($S2_0$)	3 ($S2_{90}$)	4 ($S2_0$)	5 (Al)
5.5	5.2	1	8.5	12.8
	GLARE 4A-2/1-0.4 Δ_{max} (mm) [15]			12.8 mm
	GLARE 5-2/1-0.4 Δ_{max} (mm) [15]			13.5 mm
	Fark (%)			5.19

Bu sonuçların ışığında, 0/90/90/0 dizilimine sahip bir kompozit ile alüminyum katmanlardan oluşan ve darbe dayanımı ile ön plana çıkan GLARE 5 hibrit kompozit ile karşılaştırılmak üzere, aynı kalınlıkta alüminyum katmanlar ile

0/90/0 dizilimli, daha ince kompozitten meydana gelen GLARE 4A'nın darbe dayanımının karşılaştırılabilir düzeyde olduğu çıkarımına varılmıştır. Bu çalışmada ortaya çıkan darbe modellemesinden alınan sonuçlar ile, çekme mukavemeti ve yorulma karakteristiği konusunda ön plana çıkan GLARE 4A'nın darbe konusunda da yeterince dayanıma sahip ve kanat alt tasarımında kullanılmak üzere değerlendirilmeye uygun olduğu gösterilmiştir. Ayrıca GLARE 4A-2/1-0.4 için son katmana ait nötral eksenin deplasman dağılımı Şekil 5 ile gösterilmiştir.



Şekil 5. Düşük hızlı darbe altında GLARE 4A-2/1-0.4'e ait deplasman dağılımı

VI. Öneriler, Alınan Dersler ve Gelecek Çalışmalar

Proje çalışması sonucu elde edilen modelleme ile, deplasman parametresi kullanılarak değerlendirme yapılmaktadır. Var olan MATLAB modelini geliştirmek ve darbe tepkisinin daha doğru karşılaştırılabilmesi adına plaka tarafından emilen enerji hesabı, plakaya uygulanan kuvvet ve çarpan cisim hızlarının hesaplanarak modellemeye eklenmesi önerilmektedir.

Ek olarak bu çalışma, herhangi bir dış etkinin olmadığı düşük hızlı darbeye bağlı yapısal tepki sonuçları sağlamaktadır. Modele ek hesaplamalar ve farklı parametreler eklenerek, farklı yapısal olaylar için MATLAB modeli geliştirilebilir.

Elde edilen sonuçlar mm cinsinden olup, kenarlarından mesnetlenmiş plakanın, kenarları boyunca yer değiştirme 0 iken, merkezi darbeye maruz kaldığı için beklendiği gibi ortasında maksimum yer değiştime görülmektedir ve bu da katman hasara uğramadıkça döngü içerisinde artan Δ değeridir. Deplasman değerlerinin orta noktadan kenarlara doğru kademeli azaldığı görülür.

V. Proje Ekibinin Kazanımları ve TUSAŞ'a Olası Katkısı

Proje ekibi tarafında, kompozit malzeme mekaniği konusunda lisans eğitiminde edinilmiş olan teorik bilgilerin pekiştirilmesine ek olarak düşük hızlı darbe mekaniği konusunda da teorik bilgi kazanılmıştır. Tusaş tesislerine yapılan ziyaret ile darbe deneylerinin gerçekleştirilmesi gözlemlenmiş, ve bu deneyim, modelden alınan sonuçların yorumlanmasına katkı sağlamıştır. Ayrıca oldukça katmanlı ve karmaşık sayılabilecek bir algoritmaya sahip olan darbe modeli, modelleme süresince proje ekibinin MATLAB kullanımı konusunda tecrübe kazanmasını sağlamıştır.

Çalışma sonunda ortaya konan modelin, TUSAŞ tarafından hibrit kompozit malzeme değerlendirme süreçlerinde kullanılması, hatta daha üst düzey bir model elde etmek amacıyla geliştrme süreçlerinde örnek bir model olması beklenmektedir.

Kaynaklar

[1] Alderliesten, R. C., & Benedictus, R. (2008). Fiber/Metal Composite Technology for Future Primary Aircraft Structures. *Journal of Aircraft,45(4), 1182-1189*. https://doi.org/10.2514/1.33946

[2] Chai, G. B., & Manikandan, P. (2014). Low velocity impact response of fibre-metal laminates – A review. *Composite Structures*, 107, 363-381. https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2013.08.003

[3] Gülcan, O., Tekkanat, K., & Çetinkaya, B. (2019). Fiber Metal Laminatlar ve Uçak Sanayiinde Kullanımı Üzerine Bir İnceleme. *Mühendis Ve Makina*, 60(697), 262-288. https://doi.org/10.46399/muhendismakina.677991

[4] Kaw, A. (2014). Kompozit Malzeme Mekaniği. Ankara: Efil Yayınevi.

[5] Moriniere, F. D. (2014). *Low-velocity impact on fibre-metal laminates*, Delft University of Technology. https://doi.org/10.4233/UUID:022E1A88-F48E-493E-805E-014F396A05DC

[6] Moussavi-Torshizi, S. E., Dariushi, S., Sadighi, M., & Safarpour, P. (2010). A study on tensile properties of a novel fiber/metal laminates. *Materials Science and Engineering, A, Structural Materials: Properties, Microstructure and Processing,* 527(18–19), 4920–4925. https://doi.org/10.1016/j.msea.2010.04.028

[7] Rodi, R., Alderliesten, R. C., & Benedictus, R. (2010). Crack-Tip Behavior in Fiber/Metal Laminates by Means of Digital-Image Correlation. *Journal of Aircraft*, 47(5), 1636–1646. https://doi.org/10.2514/1.C000223

[8] Straznicky, P. V., Laliberté, J. F., Poon, C., & Fahr, A. (2000). Applications of fiber-metal laminates. *Polymer Composites*, 21(4), 558-567. https://doi.org/10.1002/pc.10211

[9] Şen, I. (2015). *Lay-up Optimisation of Fibre Metal Laminates.* Delft University of Technology. https://doi.org/10.4233/UUID:0CC58FC4-1C8B-49C4-82D6-A7C59090EE97

[10] Tsamasphyros, G. J., & Bikakis, G. S. (2011). Dynamic response of circular GLARE fiber—metal laminates subjected to low velocity impact. *Journal of Reinforced Plastics and Composites*, 30(11), 978-987. https://doi.org/10.1177/0731684411411226

[11] Vogelesang, L. B., & Vlot, A. (2000). Development of fibre metal laminates for advanced aerospace structures. *Journal of Materials Processing Technology* 103(1), 1-5. https://doi.org/10.1016/s0924-0136(00)00411-8

EO/IR Kamera Verisi Anotasyonunun OCR ile Anlamlandırılması

Making Sense of EO/IR Camera Data Annotation with OCR

Öğrenci - 1
Gizem Öksüz
Gazi Üniversitesi
Bilgisayar Mühendisliği
Ankara, Türkiye
gizemok99@gmail.com

Öğrenci - 2
Ayşe Çelik
Gazi Üniversitesi
Bilgisayar Mühendisliği
Ankara, Türkiye
aysec2512@gmail.com

Akademik Danışman
Doç. Dr. Oktay Yıldız
Gazi Üniversitesi
Bilgisayar Mühendisliği
Ankara, Türkiye
oktyildiz@gmail.com

Sanayi Danışmanı
Berkay Pamuk
Türk Havacılık Uzay Sanayii
Ankara, Türkiye
berkay.pamuk@tai.com.tr

Sanayi Danışmanı
Güven Korucu
Türk Havacılık Uzay Sanayii
Ankara, Türkiye
gkorucu@tai.com.tr

Sanayi Danışmanı
Ozan Can Karatepe
Türk Havacılık Uzay Sanayii
Ankara, Türkiye
ozancan.karatepe@tai.com.tr

***Özetçe*— Elektro optik (EO) ve kızılötesi (IR) sistemler savunma sanayinde sıklıkla kullanılmaktadır. EO/IR kameralar gibi sistemler kullanılarak, görünür ve kızılötesi dalga boylarını kapsayan görüntüler elde edilir ve farklı koşullarda daha ayrıntılı ve farkındalıklı veriler elde etmeyi sağlayarak, askeri alanlarda hedef tanımlama, hedef koordinatları izleme gibi birçok detay bilgi içerir. Kamera görüntülerde yer alan bu bilgilerin çıkarılması için özel teknik ve çözümler uygulanmaktadır. Çıkarılan bilgiler; analiz yapma, konum belirleme, konum veya koordinatları harita ile gösterme, hedef belirleme veya belirli bir bölgenin harita çizimini yapma gibi süreçlerde girdi olarak kullanılabilmektedir. Bu proje kapsamında EO/IR kamera görüntüsüne basılan uçak pozisyonu, hedef koordinatı, kamera modu gibi bilgiler kullanılacak ve geliştirilecek model ile anlamlandırılacaktır. Kamera verilerinde alınması gereken bilgilerin doğruluğu görüntü işleme teknikleriyle sağlanırken optik karakter tanımlama modelinde bu bilgiler alınıp istenilen formata dönüştürülecektir. Lokasyon ve hedef koordinat gibi bilgilerin izlenilebilirlik ve kolay gözlemlenebilirlik sağlaması, önerilen proje çalışması ile elde edilmesi beklenen en önemli sonuçlarındandır. Önerilen proje çalışması veri toplama, model çıkarımı, haritalandırma ve test aşamalarından oluşmaktadır. TUSAŞ ve TÜBİTAK desteği ile gerçekleştirilecek olan bu proje çalışması ile ulusal / uluslararası konferanslarda bildiri çalışması yapılması amaçlanmaktadır.**

Anahtar Kelimeler — EO/IR kamera, Veri anatasyonu, OCR, Haritalandırma

Abstract— Electro-optical (EO) and infrared (IR) systems are frequently used in the defense industry. By using systems such as EO/IR cameras, images covering visible and infrared wavelengths are obtained, and it contains many detailed information such as target identification in military areas, tracking target coordinates, enabling more detailed and awareness data to be obtained in different conditions. Special techniques and solutions are applied to extract this information from camera images. Extracted information; It can be used as input in processes such as analyzing, determining location, showing location or coordinates with a map, determining a target or drawing a map of a particular region. Within the scope of this project, information such as aircraft position, target coordinate, camera mode printed on the EO/IR camera image will be used and interpreted with the model to be developed. While the accuracy of the information to be taken in the camera data is ensured by image processing techniques, this information will be taken and converted into the desired format in the optical character identification model. Providing traceability and easy observability of information such as location and target coordinates is one of the most important results expected to be obtained with the proposed project work. The proposed project work consists of data collection, model extraction, mapping and testing phases. With this project work, which will be carried out with the support of TUSAŞ and TÜBİTAK, it is aimed to make papers in national / international conferences.

Keywords — EO/IR camera, Data annotation, OCR, Mapping

I. GİRİŞ

Savunma sanayi ve askeri alanlarda hem görünür hem de kızıl ötesi sensörleri içeren EO / IR (Elektro-Optik / Kızılötesi) sistemler kullanılarak görüntüleme sağlanır. Hem görünür hem de kızılötesi dalga boylarını kapsadıkları için, EO / IR sistemleri hem gündüz hem de gece ve düşük ışık koşullarında görüntüleme sağlayabilir. EO / IR sistemleri uzun menzilli görüntüleme ve görüntü sabitleme konusunda avantaj sağladığı için savunma sanayi de tercih edilen kamera sistemidir. EO / IR sensörleri genellikle uçaklara veya araçlara monte edilir, denizde kullanılır veya elle taşınabilir. Hedefleri tanımlayabilme, hareketli hedefleri izleyebilme ve tehditleri uzaktan ve zorlu çevre koşullarında değerlendirebilme gibi özelliklere sahiptir. EO/IR kamera görüntüsüne basılan uçak pozisyonu, hedef koordinatı, kamera modu vs. gibi bilgilerin

geliştirilecek bir yazılım ile OCR teknikleri ile anlamlandırılması ve bu verinin harita uygulamaları üzerinde gösterilebilecek şekilde kaydedilmesi amaçlanmaktadır.

II. Problem Tanımı

A. *Projenin Amacı*

Savunma sanayinde Elektro optik (EO) ve Kızılötesi (IR) sistemler hedef tanımlama, hedef koordinatları izleme gibi amaçlarla kullanılmaktadır. Önerilen bu proje çalışması TUSAŞ desteği ile EO/IR kamera görüntüsüne basılan uçak pozisyonu, hedef koordinatı, kamera modu gibi bilgilerin görüntü işleme ve OCR teknikleri ile anlamlandırılması, elde edilen bilgilerin harita uygulamaları üzerinde gösterilebilecek şekilde kaydedilmesi amaçlanmaktadır.

B. *Proje Gereksinimleri*

- Alınacak kamera görüntüsünün 1080p ve veri kaydı yaklaşık 2.5 gb/hr olmasıyla birlikte yapılan yazılımın 8 saatlik bir videoyu işlemesi sağlanacaktır.
- OCR teknikleriyle çerçevelerden bilgiler alınarak çıktı sağlanacaktır.
- Elde edilen çıktıların haritalandırma uygulamalarında kullanılması için gerekli dosya dönüşümleri yapılacaktır.
- Harita üzerinde uçak ve hedef pozisyonları görüntülenecektir. Bu sayede hedefin anlık lokasyonu gözlemlenebilecektir.
- Yazılım sonunda hata işleme(error handling) için kayıt tutulacaktır.
- Gerçek zamanlı veri işleme uygulanacaktır.(Proje ekibinin yazılımı geliştirme sürecinde isterlere ek çalışmasıdır.)

Hedeflenen model ile geliştirilen yazılımın sağlayacağı faydalar aşağıdaki gibi olacaktır:

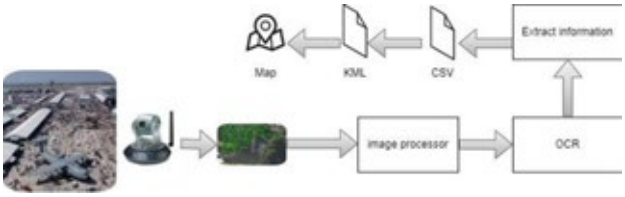
- Hedeflenen model ve geliştirilen yazılım ile gözlem uçağı veya kamera sistemlerinin aldığı bilgilerin doğru format ile haritalandırılması yapılacaktır.
- Kullanıcıya farklı perspektif ve açıdan gösterim sağlanacaktır.
- Gözlem ve denetim yapma gibi işlemlerin kullanıcı tarafından daha kolay yönetilebilir olması sağlanacaktır.
- Bu proje kapsamında 8 saatlik yüksek kalitede bir videoyu işlemenin getireceği zorluklar üzerinde durulup çözüm önerileri getirilecektir.

C. *Problemler ve Çözüm Önerileri*

Proje kapsamında isterler doğrultusunda beklenen kamera verisi 8 saatlik uzunlukta olmaktaydı fakat bu verinin kurum tarafından sağlanamaması durumunda internetten alınan kısa bir video ile örnek veri sağlanmıştır. Sonrasında gerçek zamanlı veri işleme çalışmalarıyla, yazılımın uzun süreli çalışarak gerçek dünya problemi üzerindeki performansı gözlemlenmek istenmiştir. Gerçek zamanlı görüntü işlemenin büyük boyutlu görüntülerde gerçekleştirilmesi, bu projenin en zorlayıcı kısmı olarak görülmektedir. Proje sürecinde bu problemle alakalı çalışma ve araştırmalar yapılarak, en uygun çözümler geliştirilmeye çalışılmıştır.

III. Gerçekleştirilen Araştırma Faaliyetleri

Proje kapsamında uzun bir süre kullanılacak teknolojilerin belirlenmesi için literatür araştırması yapılarak daha önce yapılan uygulamalara bakılıp incelemelerde bulunulmuştur. Projemizin araştırılan/gerçekleştirilen genel aşamaları/ modülleri; veri elde edimi, görüntü işleme, modelleme, haritalandırma, gerçek zamanlı mimari uygulama şeklindedir.



Şekil 1. Proje Akışı

A. *Veri (EO/IR Kamera Verisi)*

EO / IR sistemleri, gerçekleştirilecek hedeflere ve amaca bağlı olarak çok çeşitli farklı teknolojileri kapsar. Kamera görüntüsüne basılan uçak pozisyonu, hedef koordinatı, kamera modu gibi bilgiler bu proje kapsamında veri kaynağını oluşturmaktadır. TUSAŞ tarafından verilecek olup yaklaşık 8 saat uzunlukta 1080p ve veri kaydı 2.5 gb/hr olması beklenen veri yerine örnek video kullanılmıştır. Metinlerin videoda görünür olması kamera sistemi arkaplan (backend) yazılımlarında mevcut olup, bilgiler kolayca alınabilir durumda olacaktır. Örnek bir video çerçevesi (frame) şekilde gösterilmiştir.



Şekil 2. Veri

B. *Görüntü İşleme*

Görüntü işleme aşamasında dijital formdaki kamera girdisinden alınan videodan, faydalı bilgiler çıkarmak için bazı işlemler gerçekleştirilecektir. Kullanılacak olan veri kalite ve boyutu açısından projede temel riskleri barındırmaktadır. Bu görüntülerden alınması istenen ve beklenen bilgilerin daha sonra OCR (optik karakter tanıma) ile işlenerek kaydedilmesi gerekecektir. OCR işleminde eksiksiz ve hatasız bir sonuç elde etmek için, görüntü işleme basamağı önem arz etmektedir.

Çalışmayı yaparken birçok görüntü işleme tekniklerini kullanarak denemelerde bulunuldu son olarak en iyi çıktıyı

sağlayan teknikler seçildi. Bu teknikler sırasıyla şu şekilde uygulanmıştır; öncelikle bilgilerin bulunduğu bölgenin koordinatları alınarak kırpma işlemi gerçekleştirilmiştir, kırpılan görüntü gri formata çevrilerek aynı zamanda ters filtreleme , daha keskin eşikleme (thresholding) sağlanmıştır. Daha sonra yazıların kenarlarını daha net elde edebilmek için bileteral filtreleme uygulanıp bu görüntünün ikili-bitwise operatörleri ile metnin arka plandan daha ayrı durması için "not" işlemi yapılmıştır. İşlenen görüntüde yazıların kenarlarının değişen arka plandan en temiz şekilde çıkabilmesi için morfolojik yöntemlerden olan dilate ve erode fonksiyonları kullanılmıştır. En son olarak elde edilen son görüntüye gaussianBlur filtresini uygulayarak küçük gürültüler giderilmiş kenarlar son haliyle daha çok belirgin düzeye yaklaşmıştır.



Şekil 3. Görüntü İşleme Sonucu

C. *Model*

Projede optik karakter tanıma modeli ve bu modelin sağlayacağı fayda projenin temelini oluşturmaktadır. OCR modelinin seçimiyle beraber, girdi olarak kullanılacak dijital görüntünün okunabilirlik düzeyi artırılması doğru bir tanıma için katkı sağlayacaktır. Görüntüler videodan çerçevelere bölünerek alınır ve her çerçeve bir resim olarak kabul edilir. Bu resimler ön işlemeden geçerek OCR modeline verilir. OCR bu verilen girdiden eğitilmiş karakter modeli ile sınıflandırma yapar, tüm harfler ve karakterler tespit edilir. Daha sonra projenin genel çalışma prensibine göre bilgileri haritada kullanmak için dosyalanıp diğer aşamalara aktarılır Kullanılacak olan modelin belirlenmesi için öncelikle literatürdeki çalışmalardan faydalanılmıştır ve birkaç model çalışması yapılmıştır.

CNN (Convolutional Neural Network) modeli ile videoda bulunan rakam ve harfler üzerine tek tek okuma sağlayarak metinler alınmıştır. Bu model ile yaklaşık yüze 80 doğruluk sağlanmıştır fakat model oluşturmak için verilerin yetersizliği ve iş yükünün fazla olması sebebiyle tercih edilmemiştir fakat geliştirilebilir bir yöntem olarak görülmektedir.

Keras-ocr yeni OCR modelleri oluşturmak için kullanıma hazır OCR modelleri ve uçtan uca bir eğitim hattı sağlar, hazır model ile karakter tanıma ve görselden metin çıkarma yapılabilmektedir. 800 adet ön işlenmiş videodan alınan görsel verilerimiz ile, görsellerdeki doğruluk oranını saptayabilmek için her görsele etiketleme yapılmıştır, bu etiketler sayesinde keras-ocr modelinin o görselde bulduğu kelimelerin eşleştirmesi yapılarak modelin kullanıma uygun olup olmadığına karar verilmesi amaçlanmıştır. Eşleşen kelime doğruluklarına bakıldığında, ortalama tahmin doğruluğunun 0.50-0.60 arası olduğu gözlemlenmiştir aynı zamanda tespit edilen kelimelerin alınması dosyalanması daha zor olduğu görülmüştür.

Literatürde, Dimitrios G. Vidakis, Dimitrios I. Kosmopoulos yaptıkları çalışmada, havaalanı trafik kontrolünü izleyebilmek ve yönetebilmek için uçak kimlik tanımlama sistemi geliştirmişlerdir. Bu sistemde videodan istenilen çerçeve ve nesne yakalaması yapıldıktan sonra OCR kullanılarak uçak kimliği tespitini yapmışlardır. OCR tekniklerinden Tesseract açık kaynak motor algoritmasını daha kolay uygulanabilir ve ulaşılabilir olduğundan kullanmışlardır. Kullanılan OCR kütüphanesi, bireysel karakterleri tanımlamada %94.69 başarı elde ederken, tam uçak kayıt numaralarının %72.5'i mükemmel bir şekilde tespit etmiştir [1].

Bu proje kapsamında Tesseract optik karakter tanıma motorunu kullanmayı tercih ettik. Yapılan araştırmalarda Tesseract modelinin yüksek doğrulukta karakter tanıma yapabildiği ve kullanımının kolay, hızlı olması sebebiyle seçilmiştir.

OCR ile anlamlandırılan kamera veri anatasyonlarını bir CSV dosyasına aktarma işlemi gerçekleştirilmiştir. Pandas kitaplığı sayesinde oluşturulan bu dosya kullanılarak uçak ve hedef pozisyonlarının animasyonunu içeren KML dosyası oluşturulmuştur.

KML, coğrafi özelliklerin (koordinat, lokasyon veya tematik bilgi) harita veya dünya üzerinde görselleştirilmesine odaklanmış bir dosya tipidir [2]. CSV dosyasından KML dosyası oluşturmak için simplekml Python kütüphanesi kullanılmıştır.

Günlük kayıt dosyaları, bir yazılımın akışının daha iyi anlaşılmasını ve hata işleme için kullanılabilir. Günlük kayıt tutma işlemleri için Logging Python kitaplığı kullanılacaktır. Bu kitaplık hata ayıklama, bilgi, uyarı, hata ve kritik seviyelerine sahiptir. Hata işleme amacıyla bu dosya oluşturulacağı için hata seviyesi kullanılmıştır. Programda hata oluşması durumunda TXT dosyasına alınan exception yazdırılmaktadır. Bu sayede programdaki hata hemen anlaşılıp düzeltilebilecektir.

D. *Haritalandırma*

Projede OCR ile alınan ve dosyalanan bilgilerden, uçakların anlık lokasyonu ve hedef koordinatları harita üzerinde gösterilmiştir. Bu aşamada yazılıma uzamsal veya tematik haritalama yapılabilen araçlardan (geoviews, folium ve alternatifleri) seçim yapılmıştır. Kullanım kolaylığı ve sistem bağımlılığı bakımından en çok tercih edilen Folium kütüphanesi kullanımı uygun görülmüştür. Folium, arka planda JavaScript leaflet.js modülünü kullanan, Python'da interaktif haritalar görselleştirmeyi sağlayan bir kütüphanedir. Haritalandırma yaparken oluşturulan KML dosyasındaki koordinat bilgileri kullanılmıştır ve geliştirilen masaüstü uygulamasında hem görsel olarak hem de yakınlaştırma uzaklaştırma ve konumu güncelleme ayarlarının kolaylıkla yapılabilmesi için HTML (Hypertext Markup Language) formatında görüntülenebilmektedir.

E. *Gerçek Zamanlı Veri İşleme*

Gerçek zamanlı veri işleme için kamera görüntüsünün bir yayınlayıcı kullanarak öncelikle video şeklinde elde etmek gerekmektedir. Yapılacak tüm işlemlerin maaliyeti gözlemlenerek gecikmenin de en aza indirgenmesi amacımızı oluşturmaktadır. Bu amaç doğrultusunda yapılan literatür araştırmaları sonucu seçilen teknolojiler aşağıdaki gibidir:

2012 yılı Dördüncü Uluslararası Hesaplamalı Zeka ve İletişim Ağları Konferansında yayınlanan makalede mobil tabanlı gerçek zamanlı video sistemi ile olarak kullanıcıların canlı video yayınlamalarını ve canlı videolarını ağ gereksinimini sağlayan cihazlardan izlenmesini sağlamayı amaçlamıştır. RTMP ve buna benzer geleneksel yayınlayıcılar (streamerlar) özel bir medya sunucusundan küçük bir kitleye akış için en iyi sonucu verir [3]. RTMP, TCP gibi güvenilir bir aktarım akışı üzerinden çalıştığı için güvenli bir aktarım sağlanmış olur [4]. Kullanım kolaylığı, yaygın kullanımı ve kaynak açısından zengin olmasından dolayı gerçek zamanlı veri işlemek için kullanılacaktır.

Gerçek zamanlı bir video işleyebilmek için seçilen yayınlayıcı (stream) protokole (Nginix, RTMP gibi) uygun mesaj kuyruk sistemi (RabbitMQ, Kafka gibi) ve bunun encoding kısmında FFMPEG gibi yazılımlar literatürde kullanılmaktadır [5].

Redis, çok hızlı performans ve temel anahtar/değer yapısından daha fazla esneklik vaat eden açık kaynaklı bir bellek içi anahtar/değer deposu veritabanıdır [6]. Proje kapsamında Redis şifrelenen görüntü çerçevelerini beliritilen süre kadar tutup kuyruğa atmak için kullanılacaktır.

RabbitMQ, akış işleme için hafif bir mesaj aracısı olduğundan dolayı yaygın olarak kullanılan bir mesaj komisyoncu yazılımıdır. RabbitMQ bir kuyruktur, bu nedenle bir mesaj tüketildikten sonra artık kuyrukta kalmaz [7]. Redisin adresinden gelen verileri kuyruğa almak için kullanılacaktır. Proje kapsamında hafif bir mesaj aracısı olması ve kullanım kolaylığından dolayı kullanılması planlanmıştır.

Zipkin, dağıtılmış bir izleme sistemidir. Hizmet mimarilerindeki gecikme sorunlarını gidermek için gereken zamanlama verilerini toplar. Bir hizmette harcanan zaman yüzdesini ve bir uygulamanın veya sistemin sağlıklı çalışıp çalışmadığının kontrol edilmesine imkan sağlar [8]. Proje kapsamında Zipkin kullanılarak uygulamada hizmetlerin hızı görülecek ve ona göre iyileştirmeler gerçekleştirilmesi hedeflenmiştir.

Proje kapsamında Docker kullanılarak, kaynak kullanımının geliştirilmesi ve bunun sonucunda daha hızlı kod gönderilmesi, uygulama işlemlerini standart hale getirilmesi, kodu sorunsuz bir şekilde taşınması ve tasarruf edilmesi planlanmıştır. Docker ile her yerde güvenilir bir şekilde çalışabilen bir ürün elde edilmesi hedeflenmiştir. Docker'ın basit ve kolay anlaşılan söz dizimi sayesinde de tam denetim sağlanması amaçlanmıştır.

IV. Araştırma Sonuçları ve Çıktılar

A. *Kullanılan Yöntem Değerlendirmesi*

Proje kapsamında elde edilen EO/IR kamera verisinin belirlenen görüntü işleme teknikleriyle anlaşılır hale getirilmesi sağlanmıştır ve Tesseract OCR ile metinlerin çerçevelerden alınıp CSV dosyasına dönüştürülmesi tamamlanmıştır. Alınan bilgilerin haritalandırılmak üzere KML dosyasına dönüştürülüp başarı ile gösterimi yapılmıştır. Projemizin en önemli kısmını video üzerinde model koştururken yavaşlama ve frame kaybını önlemek oluşturmaktadır. Bu kapsamda yapılan araştırmalar sonucunda kuyruk yapısı kullanılmaya karar verilmiştir. Yapılan işlemler çıkartılan ilk üründe şu şekilde sıralanabilir.

1. Kullanıcıdan fps değeri girilmesi beklenir.
2. Girilen fps değerine göre FFEMPEG tekonolojisi kullanılarak video üzerinde düzenleme yapılır.
3. Video OpenCV teknolojisi ile işlenir.
4. Video üzerinde elde edilen frameleri sırasıyla işlemek FIFO yapısına sahip RabbitMQ teknolojisine yer verilmiştir. Güvenlik nedeniyle frame'ler harici bir yerde tutulmayarak in memory çalışan Redis veritabanından yararlanılmıştır. Redis veritabanında ilk elemana ulaşmak daha zor olacağından dolayı da kuyruk yapısına ihtiyaç olmuştur. RabbitMQ sadece etiketi tutarken, Redis key value yapısına sahip olduğundan dolayı key olarak bu etiketi, value olarakta encode edilmiş frame eklenmektedir.
5. Video devam ederken bir yandan veri eklerken bir yandan da veri çekilerek gerçek zamanlı bir işlem gerçekleştirmemiz gerektiği için ikinci modülde ise RabbitMQ'dan verileri çektik. RabbitMQ'daki verilerden elde edilen etiket Redis'te bulunarak encode edilmiş frame'e ulaşılmaktadır. Elde edilen Frame decode edilerek işlem basamağına iletilir.
6. Elde edilen frameler önce görüntü işleme daha sonra OCR modeli ile veri çıkarımı yapıldıktan sonrasında dosyaya aktarılır.

Çıkartılan ikinci üründe işlem basamakları aynı şekilde ilerlerken sadece Redis teknolojisi aradan kaldırılarak videodan elde edilen frameler RabbitMQ kuyruğunda tutularak işlemler gerçekleştirilmiştir.

B. *Sonuçlar*

EO/IR kamera verisinin optik karakter tanıma teknolojileriyle anlamlandırılması için yaptığımız bu çalışmada temel fayda veri anotasyonlarından alınan uçak ve hedef koordinat bilgisi alınarak haritada gözlemleme yapılabilmesidir. Optik karakter tanıma teknolojisi, aldığı girdilerden sınıflandırma modellerini uygulayarak metin çıktısı elde etmeyi hedefler. Bu alınan çıktılar bu proje kapsamında çeşitli aşamalardan geçirilerek harita üzerinde beklenen gösterimi yapmamızı sağlar.

Bu proje kapsamında örnek bir video verisiyle videodaki veri anotasyonları görüntü işleme teknikleri uygulanmıştır.

OCR modeline verilen görüntüdeki birçok verinin yüzde 80 oranında doğru olduğu teyit edilmiştir. Projede video akışının yavaşlamasının önüne geçilmesi için önerilen mimari uygulanmıştır. Video akışı çok az bozulmalara uğrasada istenilen başarıya ulaşılmıştır. RAM yetersizliğinden kaynaklı video dursa da RAM kapasitesi arttırıldığında bu durumunda önüne geçileceği düşünülmektedir fakat proje kapsamında öncelik sorunsuz çalışan bir ürün çıkartmak olduğu için önerilen mimaride güvenlik amaçlı kullanımı öngörülen Redis projeden çıkartılmıştır. Bunun sonucunda iki ürün ortaya çıkmıştır. Daha yüksek başarı oranı sağlamak için model geliştirmeler yapılmış fakat istenilen çıktıya ulaşılamamıştır.

Yapılan karşılaştırmalar sonucunda deneysel çalışmalara model geliştirilene kadar Tesseract ile devam edilme kararı alınmıştır. Hızlı çalışmasının yanı sıra yüksek doğrulukla çalışması çalışma içerisinde yer verilme sebepleridir. Fonksiyon maliyetleri zipkin teknolojisi kullanımıyla indirgenmiştir. Bunun yanı sıra anlık olarak kaynak kullanımı da takip edilmiş olup RAM ve CPU'yu çok yoran bir işlem gerçekleştirildiği de gözlemlenmiştir. Proje dockerize edilmiş ve kullanılan her bir modülün Dockerfile'ı yazılmıştır ve yml dosyası da oluşturularak programın başlatılması ve programın bitmesi işlemlerinin hızlı ve sistematik olması sağlanmıştır. Sistemin stabil çalışması ve kurulum yapılmasının kolaylaştırılması bu şekilde sağlanmıştır. Programın takip edilebilirlik ve gözlemlenebilirliğini sağlamak amacıyla bir masaüstü uygulaması geliştirilmiştir. Bu uygulamayla birlikte OCR modelinin anlamlandırdığı veri takibi yapılabilmektedir. Oluşturulmuş dosyalara hemen ulaşılması sağlanarak programa işlevsellik getirilmiştir. Ayrıca tarihe göre haritalandırma da yapılarak uçak ve hedef lokasyonlarının gözlemlenebilmesi sağlanmıştır.

C. *Uygulama*

Gerçekleştirilen yazılım için kullanım kolaylığı sağlayan bir masaüstü uygulama geliştirilmiştir. Bu uygulamada kullanıcı girişi yapılarak menü sayfasından program başlat seçeneği ile video işleme süreci başlatılacaktır. CSV ve KML dosyaları görüntülenebilecek olan butonlar yerleştirilmiştir. Harita göster kısmında ise tarih seçilerek, o tarihe kayıtlı OCR ile alınmış koordinat/lokasyon bilgileri kullanılarak oluşturulan harita gösterilebilecektir.



V. PROJE EKİBİNİN KAZANIMLARI VETUSAŞ'A OLASI KATKISI

EO/IR kamera sistemlerinin savunma sanayide yaygın olarak kullanılması ile beraber bu kamera verilerinde bulunan bilgilerin (hedef koordinat, uçak lokasyon vb.) alınıp, anlamlandırılarak başka sistemlerde kullanılması savunma sanayiye büyük kazanımlar sağlayacaktır. Bu proje kapsamında geliştirilen yazılım ile, kamera verisindeki uçağın lokasyon bilgileri belirlenen metotlarla doğru bir şekilde alınıp harita üzerinde gösterilerek, uygulama ile de kullanıcıya kolay gözlemleme yapma, hedef izlenilebilirliği artırma (başka uygulamalara entegre edilebilir), bilgileri kayıtlı tutulur ve gerekirse bu bilgiler kullanılabilir hale getirilmiştir.

VI. ÖNERİLER, ALINAN DERSLER VE GELECEK ÇALIŞMALAR

Literatüre yeni bir çalışma kazandırılmış olunacak ve ulusal ve uluslararası makale, konferans ve bildiri yayınlanması planlanmaktadır. Ayrıca lisans bitirme tezi oluşturulmuştur. EO/IR sistemine sahip kameralarla birlikte alınan görüntüden uçak hedef ve koordinat bilgilerini haritalandırarak, nesne konumu belirleme ile izlenilebilirlik için faydalı bir çalışma olması hedeflenmiştir. Uygulayıcı kurum olan TUSAŞ ile iş birliği içinde bu proje gerçekleşmiştir. Proje hem ülkemiz hem de savunma sanayii açısından katkı ve kazanım sağlayacak bir çalışma olması hedeflenmiştir.

KAYNAKLAR

[1] VIDAKIS, DIMITRIS & Kosmopoulos, Dimitris. (2018). Facilitation of Air Traffic Control via OCR-based Aircraft Registration Number Extraction. IET Intelligent Transport Systems. 12. 10.1049/iet-its.2017.0332.

[2] Sandvik, B. (2008). Using KML for thematic mapping. Institute of Geography School of GeoSciences. Edinburgh, University of Edinburgh. MSc in Geographical Information Science, 22.

[3] Zhao, P., Li, J., Xi, J., & Gou, X. (2012). A Mobile Real-Time Video System Using RTMP. 2012 Fourth International Conference on Computational Intelligence and Communication Networks. doi:10.1109/cicn.2012.18

[4] Nuñez, L., & Toasa, R. M. (2020, June). Performance evaluation of RTMP, RTSP and HLS protocols for IPTV in mobile networks. In 2020 15th Iberian Conference on Information Systems and Technologies (CISTI) (pp. 1-5). IEEE.

[5] Lu, H., Guo, B., Liu, J., & Yan, X. (2017, October). A shadow removal method for tesseract text recognition. In 2017 10th International Congress on Image and Signal Processing, BioMedical Engineering and Informatics (CISP-BMEI) (pp. 1-5). IEEE.

[6] Abubakar, Y., Adeyi, T. S., & Auta, I. G. (2014). Performance evaluation of nosql systems using ycsb in a resource austere environment. Performance Evaluation, 7(8), 23- 27.

[7] Singh, P., & Chaitra, B. H. (2020). Comprehensive Review of Stream Processing Tools.

[8] OpenZipkin · A distributed tracing system. Zipkin.io. (2021). Retrieved 11 December 2021, from https://zipkin.io/.

Farklı Pist Koşullarında (Islak, Kuru, Buzlu) ve Yan Rüzgar Durumu için İniş Otopilotu Geliştirilmesi

Development of Landing Autopilot Under Crosswind Condition in Different Runway Conditions (Wet, Dry, Icy)

Öğrenci - 1
Nafi Kulaksız
Necmettin Erbakan Üniversitesi
Uçak Mühendisliği
Konya, Türkiye
nafikulaksiz@gmail.com

Öğrenci - 2
Şevval Cip
Necmettin Erbakan Üniversitesi
Uçak Mühendisliği
Konya, Türkiye
sevvallcip@gmail.com

Akademik Danışman
Dr. Öğr. Üyesi Engin Hasan Çopur
Necmettin Erbakan Üniversitesi
Uzay ve Uydu Mühendisliği
Konya, Türkiye
ehcopur@erbakan.edu.tr

Sanayi Danışmanı
Miray Şahin
Türk Havacılık Uzay Sanayii
Ankara, Türkiye
misahin@tai.com.tr

Sanayi Danışmanı
Özlem Ergüneş
Türk Havacılık Uzay Sanayii
Ankara, Türkiye
ozlem.ergunes@tai.com.tr

***Özetçe*— Bu çalışma, hava aracının sağlıklı bir şekilde iniş manevrasını gerçekleştirebilmesi için alçalma ve süzülme evrelerini tamamlanması üzerine geliştirilen bir otopilot mimarisini içermektedir. Bu iniş evrelerini oluşturan yörünge, referans parametreleriyle belirlenerek çalışmaya eklenmiştir. 6 serbestlik dereceli doğrusal birbirinden farklı iki uçak modeli kullanılmıştır. Referans verilere ulaşılması için oluşturulan yapıda tersine modelleme yöntemi kullanılmıştır. Otopilot mimarisi olarak kaskat yapı seçilmiş olup iç ve dış döngüler sayesinde referans verilere yüksek doğrulukta ulaşılmıştır. Otopilot yapısında PID kontrolcüler kullanılmıştır ve metasezgisel algoritmalar yardımıyla PID kazançları hesaplanmıştır. Modele bozuntu olarak yan rüzgâr koşulu eklenmiş ve bunu kontrol eden bir otopilot yapısı da oluşturulmuştur. Hava aracının iniş yapmış olduğu pist koşulları, ıslak/kuru/buzlu olarak sınıflandırılmıştır ve yer tepkilerini ölçmek için şok sönümleyici iniş takımı modeli kullanılmıştır. Grafiksel kullanıcı ara yüzü (GUI) oluşturularak kullanıcı odaklı bir çalışma sunulmuştur. Böylece incelenmek istenen hava aracı parametreleri ara yüzden giriş yapılarak istenen çıktılara ulaşılabilir.**

Anahtar Kelimeler — Matlab/Simulink; metasezgisel algoritma; otopilot; PID; tersine modelleme; yan rüzgar.

Abstract — This study includes an autopilot architecture developed to complete the descent and glide phases so that the aircraft can perform its landing maneuver in a healthy way. The trajectory that forms these descent phases was determined by reference parameters and added to the study. Two linear aircraft models with 6 degrees of freedom were used. Reverse modeling method was used in the structure created to reach the reference data. The cascade structure was chosen as the autopilot architecture and the reference data were reached with high accuracy thanks to the inner and outer loops. PID controllers were used in the autopilot structure and PID gains were calculated with the help of metaheuristic algorithms. A side wind condition was added to the model as a decay, and an autopilot structure controlling it was also created. The runway conditions under which the aircraft landed were classified as wet/dry/icy and a shock-dampening landing gear model was used to measure ground responses. A graphical user interface (GUI) was created and a user-oriented work was presented. Thus, the desired outputs can be reached by entering the aircraft parameters to be examined from the interface.

Keywords — autopilot; crosswind; inverse modelling; Matlab/Simulink; metaheuristic algorithm; PID.

I. GİRİŞ

Otonom sistemin simülasyon ortamında oluşturulması testlerin bilgisayar ortamında hızlı bir şekilde yapılarak zaman tasarrufu sağlanmasına ve çalışmanın daha basit bir yolla geliştirilmesine imkân sunmaktadır. Hava aracını kontrolündeki temel mantık kontrol yüzeylerindeki sapma değerlerinin ayarlanarak hava aracının istenilen manevrayı icra etmesinin sağlanması olarak ifade edilebilir. Bunu sağlayacak yöntemlerden bir tanesi de tersine modelleme metodudur Yapılan çalışmada tersine modelleme tekniği kullanılmış bu sayede yörüngenin takip edilmesini sağlayacak olan kontrol yüzeyi sapmaları ve motor rpm değerleri hesaplanmıştır [1]. Bu süreçte hava aracının matematik ve dinamik modellerinin hatasız bir şekilde oluşturulup test edilmesi çalışmanın ilk ve en önemli adımlarından bir tanesidir [2]. Çalışma kapsamında uçağın alçalma ve süzülme fazlarını gerçekleştirerek piste temas ettiği varsayılmıştır [3]. Alçalma ve süzülme fazlarının elde edilmesi kabul edilebilir değerler çerçevesinde bir fonksiyon olarak tanımlanmasıyla sağlanmıştır [4]. Bu yörüngenin sağlanabilmesi için gerekli referans parametreler de hava aracının bu yörüngeyi takip etmesi bakımından önemlidir.

II. PROBLEMİN TANIMI

Bu proje hava aracının yan rüzgar altında ve farklı pist koşullarında farklı uçak tipleri için kolayca uygulanabilir bir iniş otopilotu geliştirilmesi üzerinedir. Geliştirilen otopilot yapısında yer alan meta-sezgisel arama algoritması sayesinde kontrolcü kazançları belirlenmiş olup TUSAŞ bünyesinde geliştirilmiş ve geliştirilecek olan farklı platformlara entegrasyonu mümkün olacaktır. Kullanıcı dostu bir çalışma sunulması çalışmanın sürdürülebilir ve geliştirilebilir olmasına katkı sağlayacaktır. Bu kapsamda grafiksel kullanıcı ara yüzü (GUI) oluşturularak sade bir kullanım sunulmuştur.

III. GERÇEKLEŞTİRİLEN ARAŞTIRMA FAALİYETLERİ

A. *Uçak Modellerinin ve Eyleyici Modellerinin Oluşturulması*

Literatürde yer alan hava aracı modelleri incelenmiştir. Çalışma kapsamında ODTÜ Taktik İnsansız Hava Aracı (METU TUAV) ve Cessna 182 tipi uçak lineer model olarak kullanılmıştır [1,2]. Belirtilen hava araçlarının görselleri sırasıyla Şekil 1'de yer almaktadır.



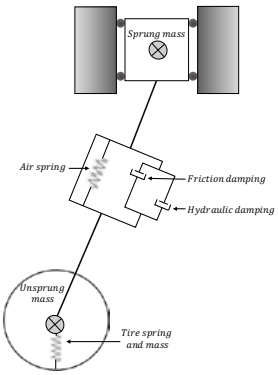
Şekil 1. METU TUAV ve Cessna 182 Tipi Uçak Görselleri

Kontrol yüzeylerinin (elevatör, aileron, rudder) ve motor rpm değerinin etkisi eyleyici modeli kullanılarak modele entegre edilmiştir. Kontrol yüzeyleri için açı sınır değerleri ve motor için rpm sınır değerleri bu kısımda belirlenmiştir. Kullanılan eyleyici modeli Denklem 1'de yer almaktadır.

$$G_{eyleyici} = \frac{T}{s+T} \tag{1}$$

B. *Yer Tepkisi Modeli ve İniş Takımı Modelinin Geliştirilmesi*

İniş takımının temel görevlerinden biri iniş esnasında oluşan yükleri ve titreşimleri sönümleyerek sağlıklı bir iniş sağlamaktır. Farklı iniş pozisyonları sistem cevabını doğrudan etkilemektedir. Yapılan çalışmada iki nokta iniş durumu uygulanmış ve oleo-pnömatik iniş takımı sistemi seçilerek modellenmiştir. İniş takımı serbest cisim diyagramı Şekil 2'de gösterildiği gibidir [7].



Şekil 2. İniş Takımı Serbest Cisim Diyagramı

Şekil 2'de yer alan serbest cisim diyagramı temel alınarak oluşturulmuş hareket denklemlerine Denklem 2'de ve Denklem 3'te yer verilmiştir [5].

$$m_1\dot{Z}_1 = m_1 g - (F_a + F_h + F_f)cos(\alpha) \tag{2}$$

$$m_2\dot{Z}_2 = m_2 g + (F_a + F_h + F_f)cos(\alpha) - F_v \tag{3}$$

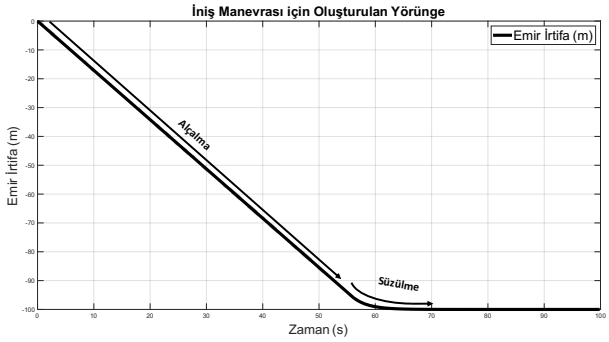
Hava aracının farklı pist koşullarıyla etkileşimi sürtünme katsayısının değişimiyle ilişkilidir. İniş manevrasında tekerlekler yere değdikten sonra etkimektedir ve sürtünme katsayısının düşük olması pist uzunluğunu artırmaktadır. Kuru, ıslak ve buzlu pist koşulları için sürtünme katsayıları Tablo 1'de verilmiştir [6].

Tablo 1. Kuru, ıslak ve buzlu pist koşulları için sürtünme katsayıları

μ - Tipik Değerler		
Pist Koşulu	***Frensiz (Rolling)***	***Fren hali***
Kuru	0.003 – 0.005	0.3 – 0.5
Islak	0.05	0.15 – 0.3
Buzlu	0.02	0.06 – 0.1

C. *İniş Yörüngesinin Oluşturulması*

Bu çalışmada, hava aracı için iniş yörüngesi alçalma ve süzülme evrelerinden oluşmaktadır. Bu süreçte hava aracı yunuslama açısı (θ) ve hücum açısı (α) değerlerinin kontrol ediliyor olması gerekir ve uçuş yolu açısı (γ) önemli bir parametredir [4]. Elevator kontrol yüzeyi açısı baskılanarak bu değerler kontrol edilebilir. İniş yörüngesinin oluşturulmasında yer alan alçalma ve süzülme fazlarına Şekil 3'te yer verilmiştir.

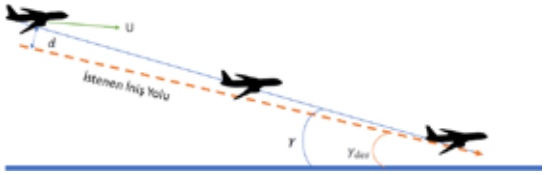


Şekil 3. İniş yörüngesinin oluşturulması

İniş manevrasının alçalma (yaklaşma) fazı, hava aracına ait V hava hızı, uçuş yolu açısı ve yörünge gereksinimlerine bağlı olarak ifade edilebilir. Küçük açılarla çalışıldığında elde edilen eşitlik Denklem 4'te yer almaktadır. U değeri uçak gövde eksenli ileri hızı temsil etmektedir

$$\dot{d} = U\sin(\gamma \pm \gamma_{des}) \tag{4}$$

Hava aracının alçalma fazını ve gerekli parametrelere ilişkin şematik gösterimi Şekil 4'te yer almaktadır.



Şekil 4. Hava aracının alçalma fazı ve gerekli parametrelerin şematik gösterimi

Genellikle tavsiye edilen uçuş yolu açısı 2.5°-3.5° derece aralığındadır [9]. Bu açı değeri hava aracının iniş yapacağı pistin bulunduğu coğrafya veya şehir yapılanması durumlarına göre çeşitlilik göstermektedir. Çalışma kapsamında uçuş yolu açı değeri 3.5° olarak belirlenmiştir. Şekil 3'te gösterildiği üzere hava aracı 100 metre yükseklikten iniş yapmaya başlamış olup alçalma hızı Denklem 5'te yer aldığı şekilde tespit edilmiştir [8].

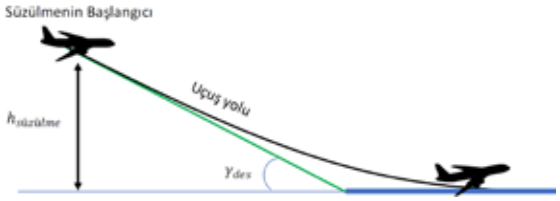
$$U_{alçalma} = U_{stall} * 1.3 \tag{5}$$

Süzülme evresinde ise hava aracının iniş hızı sabit varsayılırken irtifa değeri fonksiyonel olarak sıfıra gider. Süzülme evresinde hava

aracının piste uygun şartlar altında iniş yapabilmesi için pistle temas anında hücum açısı değeri genellikle yüksektir. Süzülme fazı için referans yörünge Denklem 6'da yer aldığı gibi belirlenmiştir [3].

$$h(t) = h_{süzülme} e^{-\frac{t}{2.67}} \tag{6}$$

Süzülme evresinin şematik gösterimine Şekil 5'te yer verilmiştir.



Şekil 5. Süzülme manevrasının şematik gösterimi

D. Tersine Modelleme

Hava aracının belirlenen yörüngeyi takip edebilmesi kontrol yüzeylerinin ve istenen hız değerine ulaşması/koruması için motor rpm değerlerin kontrol edilmesi gerekmektedir. Hava aracının takip etmesi istenen hususlar tersine modelleme kullanılarak sağlanabilir. Elevator açısındaki değişimler ve motor rpm değerindeki değişimler hava aracına boylamsal düzlemde etki etmektedir. Bu sebeple yörünge takibi için istenen elevator sapma değeri (δ_e) ve istenen hız değerine ulaşması/koruması için kontrol edilmesi gereken motor rpm değeri (δ_T) boylamsal durum-uzay matrisinden tersine modelleme metodu ile elde edilebilir. Modele etkiyecek olan elevator sapma değeri ve motor rpm değişim değerlerine Denklem 7 ve Denklem 8 kullanılarak ulaşılabilir. Burada $H_1 = \frac{M_{\dot{\alpha}}}{U_{cr} - Z_{\dot{\alpha}}}$ olarak tanımlanır.

$$\delta_e = \frac{1}{M_{\delta_e} + H_1 Z_{\delta_e}} \left[\dot{q}_{des} - \left[(M_u + H_1 Z_u)u + \frac{M_\alpha + H_1 Z_\alpha}{U_{cr}} w \right] - \left[(M_q + H_1 (Z_q + U_{cr}))q \right] \right] \tag{7}$$

$$\delta_T = \frac{1}{X_{T_n}} \left[\dot{u}_{des} - \left[(X_u + X_{Tu})u + \frac{X_\alpha}{U_{cr}} w - g cos\theta_0 \Delta\theta \right] \right] \tag{8}$$

Aileron ve rudder açılarındaki değişimler hava aracına yanal düzlemde etki etmektedir. Bu sebeple yörünge takibi için istenen aileron ve rudder sapma değerleri (δ_a,δ_r) yanal durum-uzay matrisinden tersine modelleme metodu ile elde edilebilir. Modele etkiyecek olan aileron ve rudder sapma değerlerine Denklem 9 kullanılarak ulaşılabilir. Burada $G_1 = -L_\alpha N_r - N_\alpha A_1 L_r B_1 + N_\alpha L_r + L_\alpha B_1 N_r A_1$ olarak tanımlanmıştır.

$$\begin{bmatrix} \delta_a \\ \delta_r \end{bmatrix} = \left(\begin{bmatrix} -\frac{(N_r + L_r B_1)(1 - A_1 B_1)}{G_1} & \frac{(L_r + N_r A_1)(1 - A_1 B_1)}{G_1} \\ \frac{(N_\alpha + L_\alpha B_1)(1 - A_1 B_1)}{G_1} & -\frac{(L_\alpha + N_\alpha A_1)(1 - A_1 B_1)}{G_1} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{p}_{des} \\ \dot{r}_{des} \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} \frac{L_\beta + A_1 N_\beta}{(1 - A_1 B_1) U_{cr}} \\ \frac{N_\beta + B_1 L_\beta}{(1 - A_1 B_1) U_{cr}} \end{bmatrix} v - \begin{bmatrix} \frac{L_p + A_1 N_p}{1 - A_1 B_1} & \frac{L_R + A_1 N_p}{1 - A_1 B_1} \\ \frac{N_p + B_1 L_p}{1 - A_1 B_1} & \frac{L_R + A_1 N_p}{1 - A_1 B_1} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} p \\ r \end{Bmatrix} \right) \tag{9}$$

E. Boylamsal Düzlemde Otopilot Mimarisinin Oluşturulması

Denklem 10'da gösterildiği üzere hava aracına uygulanan referans değerlere ulaşmak için hava aracı açısal ivmeleri ve euler açısal ivmeleri arasındaki ilişki belirtilmiştir. Başlangıç olarak hava aracı referans yörüngeyi takip etmek için belirlenen referans parametrelerini (γ, U vs.) kullanarak emir yunuslama açısı türetilmiş bu sayede boylamsal eksenden istenen değeri sağlaması için elevator girdilerini kontrol eden yapı oluşturulmuştur.

$$\begin{aligned} \ddot{\theta}_{des} &= \ddot{\theta}_c + K_{p_\theta}(\theta_c - \theta) + K_{d_\theta}(\dot{\theta}_c - \dot{\theta}) + K_{i_\theta} \int (\theta_c - \theta) \\ \ddot{\psi}_{des} &= \ddot{\psi}_c + K_{p_\psi}(\psi_c - \psi) + K_{d_\psi}(\dot{\psi}_c - \dot{\psi}) + K_{i_\psi} \int (\psi_c - \psi) \\ \ddot{\phi}_{des} &= \ddot{\phi}_c + K_{p_\phi}(\phi_c - \phi) + K_{d_\phi}(\dot{\phi}_c - \dot{\phi}) + K_{i_\phi} \int (\phi_c - \phi) \end{aligned} \tag{10}$$

Euler açısal ivmeleri ile uçak gövde ekseni açısal ivmeleri arasındaki ilişki Denklem 11'de ifade edilmiş olup elevator açıları uçak gövde ekseninde etkili olduğu için bu geçiş uygulanmıştır.

$$\begin{aligned} \dot{p}_{des} &= \ddot{\phi}_{des} - \ddot{\psi}_{des} sin\theta - \dot{\psi}\dot{\theta} cos\theta \\ \dot{q}_{des} &= \ddot{\theta}_{des} cos\phi - \dot{\theta}\dot{\phi} sin\phi + \ddot{\psi}_{des} sin\phi cos\theta + \dot{\psi}\dot{\phi} cos\phi cos\theta \\ &\quad - \dot{\psi}\dot{\theta} sin\phi sin\theta \\ \dot{r}_{des} &= -\ddot{\theta}_{des} sin\phi - \dot{\theta}\dot{\phi} cos\phi + \ddot{\psi}_{des} cos\phi cos\theta - \dot{\psi}\dot{\phi} sin\phi cos\theta \\ &\quad - \dot{\psi}\dot{\theta} cos\phi sin\theta \end{aligned} \tag{11}$$

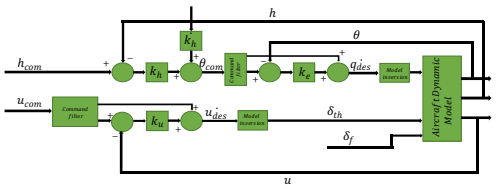
Hava aracının alçalma hızını kontrol etmek ve referans hızda sabit tutmak için pervaneli motoru baskılayacak olan gaz sapması değeri hava aracı gövde eksenindeki ön hızı kullanarak yapılmıştır. Bahsi geçen kontrol yapısı Denklem 12'de yer almaktadır.

$$\dot{U}_{des} = \dot{U}_c + K_{pu}(U_c - U) + K_{iu} \int (U_c - U) \tag{12}$$

Referans yörünge değerine ulaşmak ve hava aracının irtifa değerini baskılamak için boylamsal eksende θ yunuslama açısını kontrol eden yapı Denklem 13'te gösterilmiştir.

$$\theta_{com} = K_{ph}(h_{com} - h) + K_{ih} \int (h_{com} - h) + K_{\dot{h}} \dot{h}_{com} \tag{13}$$

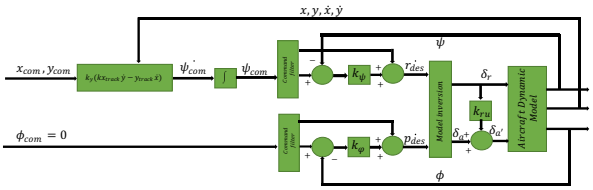
Belirtilen kontrol yaklaşımı ve denklem sistemleri kaskat yapı şeklinde modellenmiştir. Boylamsal otopilot yapısı incelendiğinde dış döngü ile hava aracının ölçülen irtifa değeri taşınarak referans yörünge değerleriyle karşılaştırılır. İç döngüde ise nihai elevator sapması açısını oluşturmak adına hava aracından ölçülen yunuslama açısı ile referans yörüngeyi sağlamak için üretilen emir yunuslama açısı karşılaştırılarak kontrol edilmiştir. Boylamsal düzlemdeki kaskat yapıya sahip otopilot mimarisine Şekil 6'da yer verilmiştir.



Şekil 6. Boylamsal düzlem otopilot mimarisi

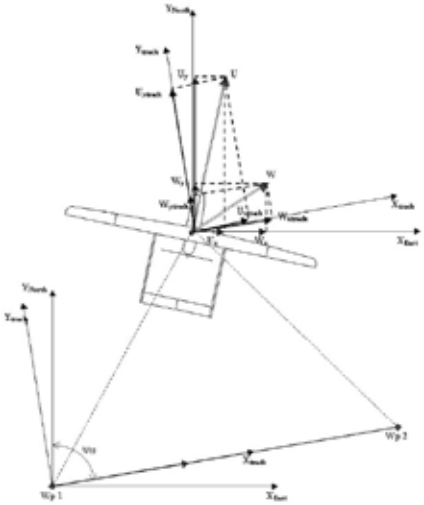
F. Yanal Düzlemde Otopilot Mimarisinin Oluşturulması

Hava aracının yanal kontrolünün sağlanmasında PID denetleyici kullanılmış ve rüzgar etkileri göz önünde bulundurulmuştur. Yanal eksende geliştirilen kaskat otopilot yapısı incelendiğinde ise dış döngü ile birlikte hava aracına etkiyen yan rüzgar durumu kontrol edilmiş olup bu etkinin azaltılması için iç döngüde yanlama açısı kontrol edilmiştir. Yanal düzlemdeki kaskat yapıya sahip otopilot mimarisine Şekil 7'de yer verilmiştir.



Şekil 7. Yanal düzlem otopilot mimarisi

Yanal eksende hava aracının istenilen yörüngeyi takip edebilmesi için iz düşüm yönlendirme algoritması kullanılmıştır. Bu algoritmaya göre W_{p1} ve W_{p2} noktaları arasında iz düşüm çizgisine göre keyfi bir konum ve keyfi bir sapma açısında (ψ) uçtuğu varsayılmıştır. Hava aracı kinematik analizi Şekil 8'de gösterildiği gibidir [10].



Şekil 8. Hava aracı kinematik analizi

Sürekli zaman araç kinematik modeli, Denklem 14'te yer alan diferansiyel denklem seti ile tanımlanabilir. U, W, ψ_w, ψ_{12} değerlerinin değişmediği kabul edilmiştir.

$$\dot{X}_{rota} = Ucos(\psi(t) - \psi_{12}) + Wcos(\psi_w - \psi_{12})$$
$$\dot{Y}_{rota} = -Usin(\psi(t) - \psi_{12}) - Wsin(\psi_w - \psi_{12}) \quad (14)$$

$\dot{\psi}_{com}$ emir verilen sapma hızını ifade etmektedir ve bu komut Denklem 15 kullanılarak kontrol edilmektedir.

$$\dot{\psi}_{com} = K_R(kX_{rota}\dot{Y}_{rota} - Y_{rota}\dot{X}_{rota}) \quad (15)$$

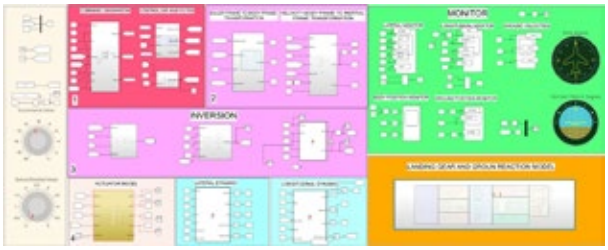
$\dot{\psi}_{com}$ komut değeri güvenlik için $R_{max} = \pm 0.2\ rad/s$ değeri ile sınırlandırmıştır. Bahsedilen satürasyon fonksiyonu Denklem 16'da ifade edilebilir.

$$sat(u) = \begin{cases} -R_{max}, & u < -R_{max} \\ u, & |u| < R_{max} \\ R_{max}, & u > R_{max} \end{cases} \quad (16)$$

Hava araçlarında yuvalarlanma hareketi yalnızca hava aracının kanatlarını hizalamak için kullanılır ve bu durum hava aracı kontrol performansını düşürmektedir. Uygulanacak olan aileron açısının (δ_a) rudder açısı (δ_r) ile birlikte hesaplanması performans artıracaktır. Böylece ailerona ait eyleyiciye emir verilen toplam sapma Denklem 17'de gösterildiği üzere kontrol edilmelidir.

$$\delta_a' = \delta_a + K_{ru}\delta_r \quad (17)$$

Matlab/Simulink üzerinde oluşturulan yapı Şekil 9'da yer almaktadır.



Şekil 9. Toplam Matlab/Simulink modeli

G. Farklı Platformlara Uygulanabilir Otopilot Yapısı

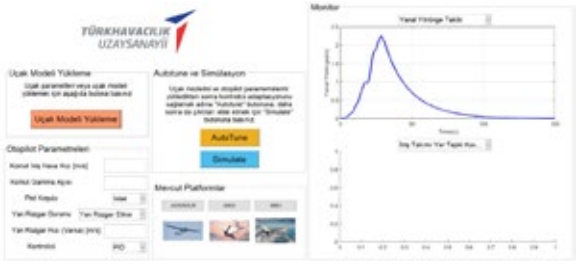
Çalışmada bir metasezgisel arama algoritması olan arı algoritmasından faydalanılmış olup PID katsayılarının optimizasyonunda kullanılmıştır. Arı algoritmasının temel çalışma mantığı; kaşif arıların rastgele arama yapması, ulaşılan en iyi değerlerin belirlenmesi, belirlenen değer bölgeleri için belirlenen boyut etrafında tekrar arama yapılması, her bölgeden en iyi değerlerin seçilmesi ve global en iyi noktanın belirlenmesi olarak tarif edilebilir. Algoritmanın çalışma süresi arı popülasyonu, belirlenmek istenen değer sayısı, iterasyon sayısı gibi parametrelere bağlıdır. Algoritma, otopilota emir verilen yörüngeyi takip etmesi için θ, ϕ, ψ açılarını kontrol etmek için çalıştırılıp incelenmiştir. Arı algoritması uygulanmasında sistem limitlerinin sağlıklı olarak belirlenmesi önemlidir. GUI sayesinde kullanıcı sistem limitlerini belirleyebilecektir. Sistem limitleri; tasarım parametre sayısı, arı sayısı, maksimum amaç fonksiyonu değerlendirme sayısı, modifikasyon hızı, iterasyon sayısı ve PID sınır değerleridir. Model performansını değerlendirmek için farklı metrikler (ISE, IAE, ITAE, MSE) kullanılabilmektedir [11]. Metriklerden elde edilen sonuçlar incelendiğinde en az hata değerleri MSE'de (ortalama kare hata) gözlemlenmiş çalışmada bu yaklaşım tercih edilmiştir. Farklı metriklerle elde edilen PID kazançları Tablo 2'de verilmiştir.

Tablo 2. Farklı metrikler kullanılarak elde edilen PID kazançları

	Theta			***Phi***			***Psi***		
	P_1	I_1	D_1	P_2	I_2	D_2	P_3	I_3	D_3
ISE	140	167	453	540	375	456	83	596	368
IAE	604	194	221	550	287	368	316	547	352
ITAE	295	369	491	125	684	322	301	153	21
MSE	147	295	313	624	65	465	621	389	218

H. Grafiksel kullanıcı ara yüzü tasarlanması

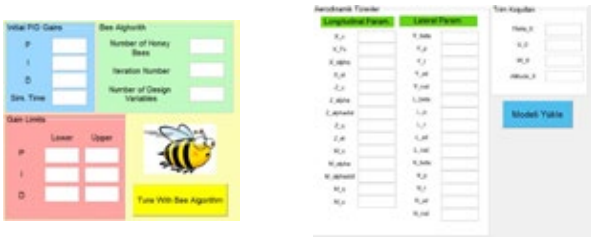
Çalışmanın kullanıcı odaklı olması için ara yüz geliştirilmiştir. Ara yüz sayesinde kullanıcı, incelemek istediği hava aracının aerodinamik parametreleri, referans yörünge değerleri, arı algoritması parametreleri ve model için gerekli diğer değerleri girerek çıktıları görüntüleyebilir. Ara yüzün tamamı Şekil 10'da gösterilmektedir.



Şekil 10. Grafiksel kullanıcı ara yüzü

Şekil 10'da bulunan 'AutoTune' butonuna basıldığında ara yüz ekrana gelerek kullanıcıya arı algoritması parametrelerini sormaktadır.

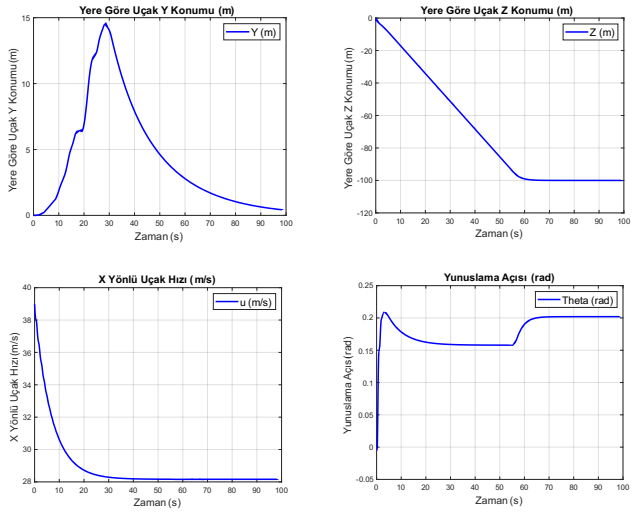
Bu ara yüzde sistem sınırları, alt ve üst limitler gibi önemli parametre değerleri belirlenir. ‘Uçak Modeli Yükleme’ butonuna basıldığında ara yüz açılarak hava aracı aerodinamik modelleri sisteme entegre edilebilir. ‘Autotune’ ve ‘Uçak Modeli Yükleme’ butonlarına basıldığında ekrana gelen arayüzler Şekil 11’de yer almaktadır.



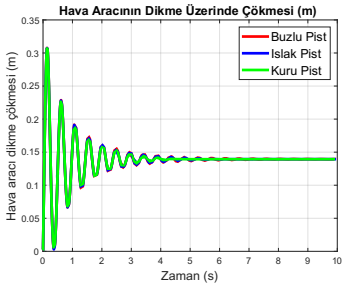
Şekil 11. Autotune ve Uçak Modeli Yükleme Butonları Arayüzleri

IV. Araştırma Sonuçları ve Çıktılar

Geliştirilen otopilot sistemi METU TUAV ve Cessna 182 tipi hava aracı platformlarında test edilmiştir. Hava araçlarının 100 metreden, 28 m/s hızla ve 3.5º uçuş yolu açısı iniş yaptığı varsayılmıştır. Arı algoritması sayesinde, kullanılan PID kontrolcülerin katsayıları belirlenmiştir. İki tip uçağın da parametreleri GUI üzerinden modele entegre edilmiştir. Hava araçları başarılı bir şekilde referans değerleri sağlayarak iniş sürecini tamamlamıştır. Çıktıların bir kısmı Şekil 12’de yer almaktadır. İniş yer tepkileri ise şok sönümleyici modellemesiyle hesaplanmış olup hava aracının ve lastiğin ne kadar çöktüğü, iniş ivmeleri gibi kritik değerlere de ulaşılmıştır. Sürtünme katsayısın azalması iniş takımında oluşan yer değiştirme ve kuvvetlerin geç sönümlenmesine sebep olmaktadır. Bu çıkarım, Şekil 13’te verilen yer tepkileri çıktıları ile açıkça görünmektedir. Çıktılar incelendiğinde hava aracının yaklaşık olarak 60 saniye içerisinde iniş yaptığı, iniş takımı yardımıyla 10 saniye içerisinde sönümlendiği görülmektedir. Sonuçlar oldukça başarılı olup GUI yapısı farklı platformlar için kullanılmaya hazırdır.



Şekil 12. METU TUAV Model Çıktıları



Şekil 13. Farklı Pist koşullarında Hava Aracı Çökmesi Çıktıları

V. Proje Ekibinin Kazanımları ve TUSAŞ’a Olası Katkısı

Bu projenin geliştirilmesi ekip üyelerine, yan rüzgar koşulu altında ve farklı pist koşulları için iniş otopilotunu geliştirecek tüm alt disiplinleri hakkında kıymetli tecrübeler kazandırmıştır. Bununla birlikte ekip çalışması ve disiplini vb. gibi etik iş anlayışı da tecrübe edilmiştir. TUSAŞ’ta bu proje kullanılması durumunda incelenmek istenen hava aracı parametrelerinin kullanıcı ara yüzünde ilgili yerlere parametre girişi yapılarak istenilen çıktılar ara yüzde incelenebilir. Böylece kullanıcı kolay bir şekilde istenen çıktılara ulaşabilir.

VI. Öneriler, Alınan Dersler ve Gelecek Çalışmalar

Farklı kontrolcülerin kullanılması, farklı optimizasyon algoritmalarının kullanılması ve doğrusal olmayan modeller için kullanılabilir olması çalışmanın kapsamını artıracaktır. Çalışmanın bir sonraki adımında bahsedilen hususların entegresi otopilot yapısının farklı modlarda çalıştırılarak doğruluk hassasiyetin artırılmasını sağlayacaktır.

Kaynaklar

[1] Kargın, V. ,2007, Design of an autonomous landing control algorithm for a fixed wing UAV (Master's thesis, Middle East Technical University).

[2] Roskam, J. ,1995, Airplane flight dynamics and automatic flight controls. DARcorporation.

[3] Sadraey, M. ,2020, Automatic Flight Control Systems. Synthesis Lectures on Mechanical Engineering, 4(1), 1-173.

[4] McLean, D. ,1990, Automatic flight control systems(Book). Englewood Cliffs, NJ, Prentice Hall, 1990, 606

[5] Wei, X. H., Liu, C. L., Song, X. C., Nie, H., & Shao, Y. Z. (2014). Drop dynamic analysis of half-axle flexible aircraft landing gear. Journal of Vibroengineering, 16(1), 266-274.

[6] Gudmundsson, S. ,2013, General aviation aircraft design: Applied Methods and Procedures. Butterworth-Heinemann.

[7] Kulaksiz, N., Cip, S., Gedikoglu, Z., & Hancer, M. (2022). Shock absorber system dynamic model in model-based environment. Mathematical Modelling and Numerical Simulation with Applications, 2(1), 48-58.

[8] Raymer, D. ,2012, Aircraft design: a conceptual approach. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc.

[9] Gudeta, S., & Karimoddini, A. (2019, July). Design of a smooth landing trajectory tracking system for a fixed-wing aircraft. In 2019 American Control Conference (ACC) (pp. 5674-5679). IEEE.

[10] Niculescu, M. (2001). Lateral track control law for Aerosonde UAV. In 39th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit (p. 16).

[11] Kesarkar, A. A., & Selvaganesan, N. ,2015, Tuning of optimal fractional-order PID controller using an artificial bee colony algorithm. Systems Science & Control Engineering, 3(1), 99-105.

Farklı Vekil Model, Makine Öğrenmesi ve Derin Öğrenme Yöntemleriyle Aerodinamik Verilerin Tahmin Edilmesi

Prediction of Aerodynamic Data with Different Surrogate Model, Machine Learning and Deep Learning Methods

Öğrenci - 1
Ali Altay Güven
İstanbul Teknik Üniversitesi
Uzay Mühendisliği
İstanbul, Türkiye
guvenal17@itu.edu.tr

Öğrenci - 2
Mert Hacıahmetoğlu
İstanbul Teknik Üniversitesi
Uzay Mühendisliği
İstanbul, Türkiye
haciahmetoglu17@itu.edu.tr

Akademik Danışman
Prof. Dr. İbrahim Özkol
İstanbul Teknik Üniversitesi
Uçak Mühendisliği
İstanbul, Türkiye
ozkol@itu.edu.tr

Sanayi Danışmanı
Görkem Demir
Türk Havacılık Uzay Sanayii
Ankara, Türkiye
gorkem.demir@tai.com.tr

***Özetçe*— Bu çalışma, TUSAŞ'ın LIFT UP programı dahilinde geliştirilen sanayi odaklı bir bitirme projesidir. Çalışma kapsamında aerodinamik veri tabanı üretimi için makine öğrenmesi ve derin öğrenme yöntemleri kullanılmıştır. Kullanılan modeller, çeşitli algoritmalar vasıtasıyla daha önceden elde edilmiş aerodinamik veri tabanlarının matematiksel olarak öğrenimini gerçekleştirerek farklı koşullar için yüksek hızda ve başarı oranıyla aerodinamik veri tabanı üretimi gerçekleştirmeyi hedefler. Derin öğrenme modelinin oluşturulması sürecinde genetik algoritmasından da faydalanılarak model üzerinde hiperparametre optimizasyonu sağlanmış ve daha kesin sonuçlar hedeflenmiştir.**

Anahtar Kelimeler — aerodinamik veri tabanı üretimi; makine öğrenmesi; derin öğrenme; hiperparametre optimizasyonu; genetik algoritma.

***Abstract*— This study is an industry-oriented graduation project developed within the LIFT UP program of TUSAŞ. Within the scope of the study, machine learning and deep learning methods were used for the production of aerodynamic database. The models used aim to generate aerodynamic databases with high speed and success rate for different conditions by mathematically learning the aerodynamic databases obtained previously through various algorithms. In the process of creating the deep learning model, hyperparameter optimization was provided on the model by making use of the genetic algorithm and more precise results were aimed.**

Keywords — aerodynamic dataset generation; machine learning; deep learning; hyperparameter optimization; genetic algorithm.

I. Problem Tanımı

Aerodinamik veri üretimi ve analizi, herhangi bir hava aracının tasarımında kaliteyi ve kontrol yüzeylerinden alınan verimi artırmak için önemlidir. Analitik çözümler, rüzgâr türbinleri gibi deneysel yöntemler ve CFD çözücüler gibi sayısal algoritmalar kullanan yöntemler, aerodinamik veri üretimi için sıklıkla kullanılan geleneksel yöntemlerdendir. Sayıca bu kadar alternatif olmasına rağmen; günümüzde gelişen teknoloji ile birlikte bu geleneksel yöntemlerle veri üretmek yetersiz kalmaktadır. Bu yöntemler zahmetli, maliyetli ve/veya zaman yönetimi açısından verimsizdir. Makine öğrenmesi ve derin öğrenme yöntemlerinden faydalanılarak geliştirilen algoritmalar, mevcut düşük kaliteli yüksek boyutlu aerodinamik veri tabanlarını matematiksel olarak öğrenimini sağlayabilir ve farklı koşullar için yüksek doğruluk oranıyla benzer veri tabanları üreterek kabul edilebilir bir performans sergileyebilir.

Bu çalışmada, mevcut çalışmalar ve yöntemler karşılaştırılarak ve aerodinamik veri tabanları üzerinde test edilerek her bir aerodinamik parametre için en optimal sonucu sağlayan algoritmanın tespit edilmesi amaçlanmıştır. Bu doğrultuda Python programlama dili kullanılmıştır.

II. Gerçekleştirilen Araştırma Faaliyetleri

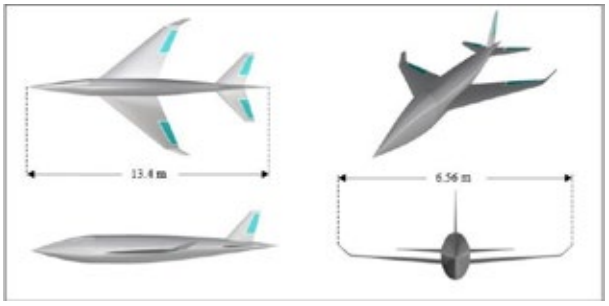
A. Aerodinamik Veri Tabanı Analizi

Makine öğrenmesi ve derin öğrenme yöntemlerini uygulamadan önce mevcut veri tabanları matematiksel ve fiziksel olarak analiz edilmeli ve birbirleriyle korelasyon içerisindeki parametreler belirlenmelidir.

Bu çalışmada eğitim amaçlı olarak çizilen bir konsept uçağın CFD analizi sonucunda elde edilen 3 ayrı aerodinamik veri tabanı kullanılmıştır. Bu aerodinamik veri tabanları birbirleriyle ortak

olarak Mach sayılarını, hücum açılarını, yan kayma açılarını ve birbirlerinden farklı olarak da sırasıyla dümen, flaperon ve elevator sapma açılarını girdi parametreleri olarak içerirken, çıktı parametreleri olarak da taşıma ve sürükleme katsayılarını, aerodinamik moment, kuvvet ve menteşe moment katsayılarını içermektedir.

Aerodinamik veri setlerinin elde edildiği konsept uçağın görünümü Şekil 1'de gösterilmektedir.



Şekil. 1. Konsept Uçağın Üstten, Perspektiften, Yandan ve Arkadan Görünümleri.

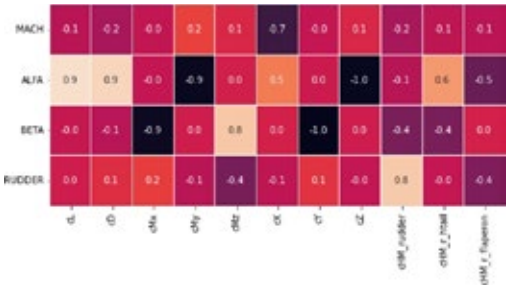
Tablo 1'de ise aerodinamik veri tabanlarında bulunan girdi ve çıktı parametreleri gösterilmektedir.

TABLO 1. AERODİNAMİK VERİ TABANLARINDAKİ GİRDİ VE ÇIKTI PARAMETRELERİ

Girdiler	Çıktılar
MACH: Mach sayısı, Ma veya M	cL: Taşıma katsayısı
ALFA: Hücum açısı (α)	cD: Sürüklenme katsayısı
BETA: Yan kayma açısı	cX: Eksensel kuvvet katsayısı-x
RUDDER: Dümen Sapma açısı (Veri tabanı 1)	cY: Yanal kuvvet katsayısı-y
FLAPERON: Flaperon Sapma Açısı (Veri tabanı 2)	cZ: Normal kuvvet katsayısı-z
HT: Yatak Kuyruk (Elevator) Sapma Açısı (Veri tabanı 3)	cMx: Dönme Momenti katsayısı
	cMy: Yunuslama momenti katsayısı
	cMz: Sapma momenti katsayısı
	cHM_rudder : Dümen Menteşe Momenti
	cHM_r_flaperon : Flaperon Menteşe Momenti
	cHM_r_htail : Elevator Menteşe Momenti

Bir uçakta; yalpalama manevralarında dümen, yuvarlanma manevralarında kanatçıklar ve yunuslama manevralarında yatay kuyruklar (elevator) önemli bir rol oynar. Bu nedenle dümen sapması, kanatçık sapması ve elevator sapması açılarından oluşan bu 3 farklı aerodinamik veri tabanı incelendiğinde, en çok dikkat edilmesi gereken parametreler bu manevralarla ilgili ise sonuçlar daha kolay yorumlanabilir. Bu nedenle, dümen sapma açılı veri tabanı için yan kuvvet katsayısı ve yalpalama momenti katsayısı parametreleri, flaperon sapma açıları içeren veri tabanı için normal kuvvet katsayısı ve yuvarlanma momenti katsayısı parametreleri, elevator sapma açıları içeren veri tabanı için ise taşıma katsayısı, sürükleme katsayısı, eksensel kuvvet katsayısı ve yunuslama momenti katsayısı parametreleri dikkate alınabilir.

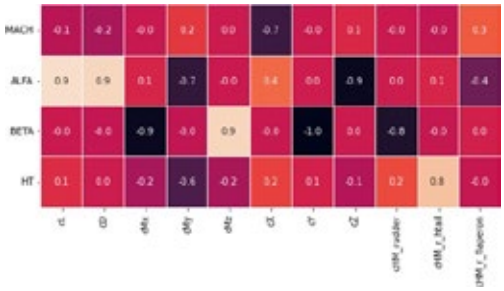
Makine öğrenmesi algoritmalarını uygulamadan önce eldeki girdi ve çıktı parametreleri arasındaki matematiksel korelasyonları bilmek önemlidir. Böylelikle hangi çıktı parametresini hangi girdi parametrelerinin daha çok etkilediği görülebilir ve sonuçlar yorumlanırken ilgili grafikler üzerinden incelenerek yapılan çalışmaya anlam kazandırılabilir. Çalışmada kullanılan aerodinamik veri tabanları için oluşturulan korelasyon ısı haritaları Şekil 2, Şekil 3 ve Şekil 4'te görülmektedir.



Şekil. 2. Veri Tabanı 1 Korelasyon Isı Haritası.



Şekil. 3. Veri Tabanı 2 Korelasyon Isı Haritası.



Şekil. 4. Veri Tabanı 3 Korelasyon Isı Haritası.

Aerodinamik özellikleri öğrenmek için veri tabanlarını yalnızca sayısal olarak analiz etmek yeterli olmayabilir. Özellikle CFD simülasyonları gibi sayısal çözümlere dayanan metotlarla elde edilen verilerde çeşitli pürüzlü noktalar bulunabilir. Bu gibi durumlarda, veri tabanları fiziksel olarak analiz edilerek problemin çözümü için farklı yaklaşımlar denenmelidir. Bu çalışmada aerodinamik veri tabanları incelendiğinde transonik ve süpersonik noktalardaki değerlerde dalgalanmalar ve bozulmalar olduğu fark edilmiştir. Algoritmalar bu bozulmaları tanımakta zorluk çekebilir ve verilerden ayırt edemeyebilir. Bu sorunu çözmek için algoritmaya bu bölgeleri tanıması ve ayırt edebilmesi için kesme noktası adını verdiğimiz yeni girdi parametreleri ekleyerek yardımcı oluruz. Eklenecek bu yeni girdi parametreleri genellikle Mach sayısı, hücum açısı ve kayma açısı gibi parametrelerden türetilerek oluşturulur. Bu işlem, veri tabanlarını inceleyen kullanıcının takdirindedir ve sonuçların manipüle edilmesine neden olabilir. Kesme noktası eklemeleri, makine öğrenimi ve derin öğrenme uygulamalarında sıklıkla kullanılır.

B. *Modellerin Değerlendirilmesi*

Bu çalışmada, veri tabanlarının %80'i eğitim aşamasında kullanılırken %20'si ise test aşamasında kullanılmıştır. Test aşamasında modellerin başarısını değerlendirmek için Root Mean Square Error (RMSE) ve Belirleme Katsayısı (R2) yöntemleri kullanılmıştır.

RMSE değeri, bir veri tabanında tahmin edilen değerlerin ortalama uzaklıklarını gerçek değerlerle ilişkilendiren bir hata hesaplamasıdır. Bu yöntemde; önce tahmin edilen değerler ile gerçek değerler arasındaki farkların kareleri toplanır, daha sonra bu toplamların ortalamasının karekökü bulunur. Böylece, gerçek değerden uzak olan az sayıda tahmin edilen değerin sonucunu manipüle etmeden bir oran elde edilir. Düşük bir RMSE değeri, modelin veri setine uygun olduğu anlamına gelir. RMSE'nin matematiksel gösterimi Denklem (1)'deki gibidir. Buradaki "n" değeri veri sayısını, "i" değeri ise etiket numarasını temsil eder [1].

$$RMSE = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^{n}((True\ Value)_i - (Predicted\ Value)_i)^2}{n}} \quad (1)$$

Belirleme katsayısı veya R2, tahmin edilen değerlerin varyantının gerçek değerlere oranını ifade eden bir ölçüm yöntemidir. R2, matematiksel ifadesi sonucunda sadece 0 ile 1 arasında değerler alabilir. Bu değerin 1'e çok yakın olması modelin veri tabanına iyi uyduğunu gösterir. R2'nin matematiksel gösterimi Denklem (2)'de gösterilmiştir. Buradaki "n" değeri veri sayısını temsil eder, "i" değeri etiket numarasıdır ve üzeri çizgili olan "True Value" değeri veri tabanındaki etiketin ortalama değeridir [1].

$$R^2 = 1 - \frac{\sum_{i=1}^{n}((True\ Value)_i - (Predicted\ Value)_i)^2}{\sum_{i=1}^{n}\left((True\ Value)_i - (\overline{True\ Value})_i\right)} \quad (2)$$

C. *Temel Makine Öğrenmesi Algoritmaları*

Bu çalışmada temel makine öğrenmesi algoritmalarından 4 tanesi kullanılmıştır. Bu 4 algoritma; Gaussian Process, Karar Ağaçları, XGBoost ve kNN algoritmalarıdır.

Gaussian Process algoritması; stokastik bir süreç izler (zaman veya mekân tarafından indekslenen rastgele değişkenler topluluğu), böylece bu rastgele değişkenlerin her sonlu koleksiyonunun çok değişkenli bir normal dağılımını oluşturarak öğrenme sürecini gerçekleştirir, yani her sonlu doğrusal kombinasyonu normal olarak dağıtır [2].

Karar ağaçları algoritması, bir dizi ikili veya çok yollu kısıtlama kullanarak genellikle sınıflandırma sorunlarını çözen bir tahmin modelidir. Karar Ağaçları, tıpkı ağaçlar gibi dallanan bir yapıdan oluşur ve olası her sonucu öğrenmek için dallanma yöntemini kullanır. Bu ağda iki tür düğüm vardır. Bunlar karar düğümleri ve yaprak düğümlerdir. Karar düğümlerinde, veri akışı önce belirli özelliklere göre sınıflandırılır ve daha sonra bu özelliklere göre bölümlere ayrılır. Yaprak düğümlerde ise veri akışı sonlandırılır ve sınıf etiketlerine göre veri aktarılır. Ağaçtaki her düğüm, belirli bir olasılığın farklı değişkenlerle test edilmesini temsil eder ve her dal bu testlerin sonuçlarını gösterir [3].

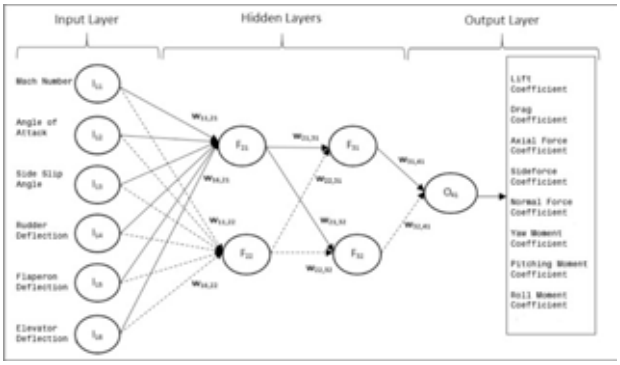
XGBoost, karar ağaçlarını zayıf tahminciler olarak kullanan bir gradyan arttırma algoritmasıdır. Her bir regresyon ağacı, veri giriş noktalarını sürekli bir puan içeren yapraklarından biriyle birleştirir. Düzenli bir hedef fonksiyonunu en aza indirmek için, beklenen ve hedef çıktılar arasındaki farka dayalı bir dışbükey kayıp fonksiyonunu, model karmaşıklığı için belirlenen bir hata oranıyla birleştirir. Eğitim süreci sıralı olarak devam eder ve önceki ağaçların hataları tespit edilerek ağa yeni ağaçlar eklenir. Bu yeni oluşan ağaçlar da son tahminin yapılabilmesi için önceki ağaçlarla birlikte değerlendirilir. Gradyan arttırma yöntemi olarak adlandırılmasının nedeni, kullandığı gradyan iniş algoritması ile yeni modeller oluştururken kaybı en aza indirebilmesidir [4].

kNN yani en yakın komşular algoritması, bir veri noktasının bir grubun veya diğerinin üyesi olma olasılığını tahmin eder. Hangi grupta olduğunu belirlemek için aslında tek bir veri noktasının etrafındaki veri noktalarına bakar.

D. *Yapay Sinir Ağları*

Yapay sinir ağları, insan beynindeki nöronların çalışma mekanizmasından esinlenmiştir [5]. Yapay sinir ağlarının özelliği, eğitim veri seti aracılığıyla çok karmaşık fonksiyonları öğrenebilmeleridir. Tıpkı insan beyninde olduğu gibi, yapay sinir ağları da elde ettiği verileri önce öğrenir, sonra işler ve başka bir katmana aktarır. Bu işlem çıkış noktasında istenilen veri üretilene kadar devam eder [6].

Şekil 5'te bu çalışmada kullanılan aerodinamik parametreler için bir yapay sinir ağının çalışma mantığı temsili olarak gösterilmektedir.



Şekil. 5. Yapay Sinir Ağlarının Çalışma Mantığı [7]

Bir sinir ağının performansı için en önemli faktör hiperparametre seçimleridir. Katman sayısı, her katmandaki nöron sayısı, kullanılan çözücü algoritma, geri besleme algoritması, her katman için kullanılan aktivasyon fonksiyonu, başlangıç ağırlıkları ve bias değeri gibi hiperparametreler yapay sinir ağlarının başarı düzeyini belirler. Her bir parametre için en optimal sonucun elde edilebilmesi için bu hiperparametrelerin optimize edilmesi gereklidir [8].

E. *Genetik Algoritması ile Hiperparametre Optimizasyonu*

Genetik algoritmalar, doğadaki doğal seçilim mantığına dayanırlar [8]. Süreç altı aşamada gerçekleşir. Başlangıç popülasyonu aşamasında, algoritmaya girdi olarak sağlanan her bir gen havuzundan rastgele bir gen seçilerek kromozomlar oluşturulur. Üretilecek kromozom sayısı popülasyon sayısıdır ve kullanıcı tarafından algoritmaya girdi olarak sağlanır.

Değerlendirme aşamasında; oluşturulan her kromozomun genleri, algoritmaya tanıtılan hedef fonksiyonuna uygulanır ve uygunluk fonksiyonu kullanılarak skor hesaplanır. Seçim aşamasında en uygun sonucu veren kromozomlar seçilir. Her seçim adımında, kullanıcı algoritmaya seçilmesi gereken popülasyonun yüzdesini verebilir. Çaprazlama aşamasında, seçilen kromozomlar rastgele birbiriyle eşleştirilir ve her bir kromozomdan kullanıcı tarafından algoritmaya verilen olasılık değerlerine göre belirli yüzdelerle genler seçilir. Mutasyon aşamasında kullanıcı tarafından belirlenen orana göre başlangıçta verilen gen havuzlarından rastgele kaç genin alınacağı yani kaç genin mutasyona uğrayacağı belirlenir. Son olarak elitizm aşamasında mevcut kromozomların istenilen uygunluk değerine sahip olup olmadığı değerlendirilir. Uygunluk seviyesi istenilen seviyeye ulaşırsa, algoritma durur ve en uygun sonucu verir. Aksi takdirde, ortaya çıkan son popülasyon başlangıç popülasyonu olur ve istenen uygunluk düzeyine ulaşılana kadar süreç tekrarlanır. Şekil 6'da genetik algoritmanın çalışma aşamaları ve mantığı gösterilmektedir.



Şekil. 6. Genetik Algoritması Çalışma Mantığı [8].

Yapay sinir ağlarının hiperparametrelerini optimize ederken, gen havuzunun sayısı optimize edilecek hiperparametrelerin sayısı olacaktır. Gen havuzlarındaki genler, ilgili hiperparametrenin varyasyonları olacaktır. Bu çalışmada uygunluk fonksiyonu olarak R2 metodu kullanılmıştır. Çaprazlama oranları %47, mutasyon oranları ise %6 olarak belirlenmiştir. Hedef uygunluk değeri, her aerodinamik parametre için farklı şekilde belirlenecektir. Genetik algoritma ile optimize edilecek yapay sinir ağları hiperparametreleri ve bu hiperparametrelerin gen havuzları Tablo 4'de verilmiştir.

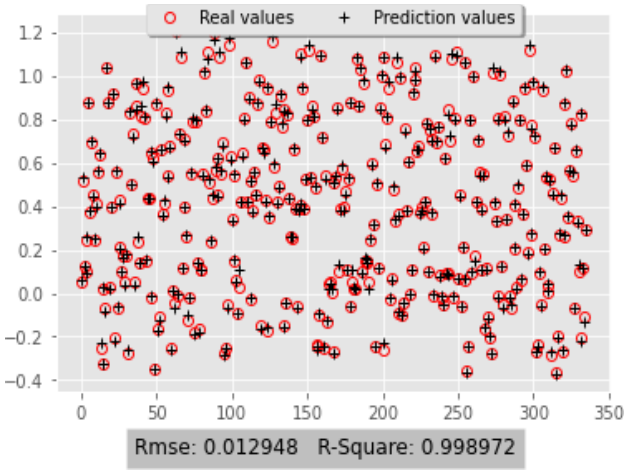
TABLO 2. GENETİK ALGORİTMA İLE OPTİMİZE EDİLEN HİPERPARAMETRELER

Hiperparametreler	Gen Havuzu
İlk Katmandaki Nöron Sayısı	3-50
Ikinci Katmandaki Nöron Sayısı	3-50
İlk Katman Aktivasyon Fonksiyonu	relu, softmax, sigmoid, tanh, exponential, gelu
İkinci Katman Aktivasyon Fonksiyonu	relu, softmax, sigmoid, tanh, exponential, gelu
Batch Size Büyüklüğü	128-1024
Öğrenme Oranı Katsayısı	0.001-0.1

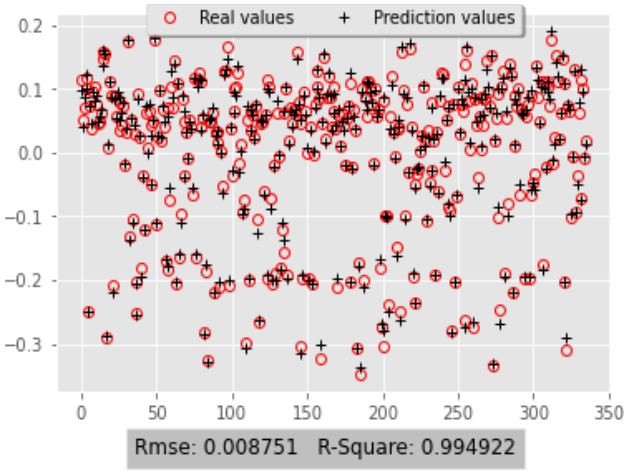
III. Araştırma Sonuçları ve Çıktılar

A. Temel Makine Öğrenmesi Algoritmalarının Sonuçları

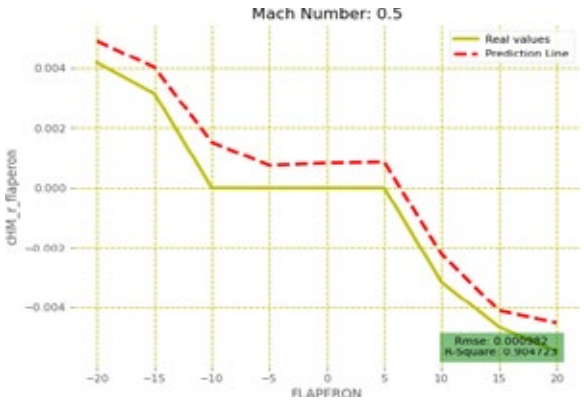
Gaussian Process, Karar ağaçları, XGBoost ve kNN algoritmaları ile elde edilen sonuçlar taşıma ve sürükleme katsayıları, aerodinamik moment ve kuvvet katsayıları gibi temel aerodinamik parametrelerin tahmininde 0.99 R2 değerlerinin üzerinde başarılı sonuçlar sunarken, girdi parametreleriyle daha düşük korelasyona sahip olduğu için tahmin edilmesi daha zor olan menteşe moment katsayılarında yetersiz kaldı. Bu aşamada elde edilen bazı sonuçlar Şekil 7'de, Şekil 8'de ve Şekil 9'da görülmektedir.



Şekil. 7. Karar Ağaçları - Taşıma Katsayısı



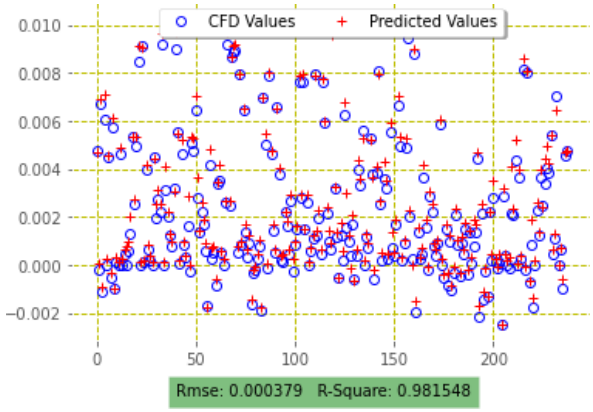
Şekil. 8. XGBoost – Yunuslama Momenti Katsayısı



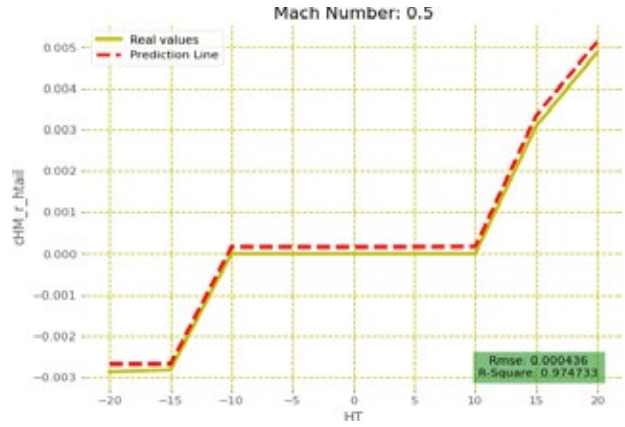
Şekil. 9. kNN – Flaperon Menteşe Momenti Katsayısı vs Flaperon Sapma Açısı, Mach = 0.5 için.

B. *Yapay Sinir Ağlarının Sonuçları*

Genetik algoritma ile yapay sinir ağları için en uygun hiperparametre kombinasyonları bulunarak aerodinamik menteşe moment katsayılarında da 0.97-0.98 R2 değerleri ile istenen sonuçlara ulaşılmıştır. Elde edilen sonuçlardan bazıları Şekil 10'da ve Şekil 11'de görülmektedir.



Şekil. 10. TensorFlow – Dümen Menteşe Momenti Katsayısı.



Şekil. 11. TensorFlow – Yatay Kuyruk Menteşe Momenti Katsayısı vs Yatay Kuyruk Sapma Açısı, Mach = 0.5 için.

Sonuç olarak; yüksek boyutlu düşük kalitedeki aerodinamik veri tabanları kullanılarak her bir aerodinamik parametre için yüksek başarı oranı ile aerodinamik veri üretimi gerçekleştirebildi. Böylelikle aerodinamik veri üretiminde gerek deneysel metotlar gerekse CFD analizleri için harcanan kaynaktan ve zamandan tasarruf edilebilebilir

IV. Proje Ekibinin Kazanımları ve TUSAŞ'a Olası Katkısı

Bu proje çağımızın en çok gelecek vadeden alanlarından olan yapay zekayı ve havacılığı bir araya getiriyor. Sektörümüzde makine öğrenmesi gibi yenilikçi yaklaşımların uygulanması ve sonuç alınması şu an için ufak bir adım gibi gözükse bile gelecek adına oldukça olumlu fırsatlar doğuracaktır. Proje ekibi olarak temel makine öğrenmesi algoritmalarını ve yapay sinir ağlarını tanımak ve pratik olarak aerodinamik veriler üzerinde uygulayarak sonuç almak bizlere yeni bilgiler ve deneyimler sağlamakla birlikte geleceğimize yeni kapılar araladı.

Projenin hali hazırda verdiği başarılı sonuçlar göz önünde bulundurulursa TUSAŞ'ın aerodinamik veri üretimi çalışmalarında faydalı olabileceği, özellikle CFD analizlerinde harcanan süreyi kısaltmak adına olumlu sinyaller verdiği söylenebilir. CFD analizleri için kullanılan yüksek performans bilgisayarlarının harcadığı güç ve sebep olduğu karbon emisyonunu da düşünürsek yapay zekâ uygulamaları daha sürdürülebilir bir geleceğin anahtarı olarak görülebilir.

V. Öneriler, Alınan Dersler ve Gelecek Çalışmalar

Yapay sinir ağlarının genetik algoritma ile hiperparametre optimizasyonu esnasında projenin amacına aykırı olarak zaman kayıpları yaşandı. Çalışmanın ilerleyen bölümlerinde bu optimizasyon süresinin kısaltılması amacı ile genetik algoritma yapısında ve kullanılan sabit hiperparametrelerde değişikliğe gidilebilir veya parçacık sürüsü optimizasyonu gibi farklı metotlar kullanılabilir. Makine öğrenmesi alanındaki en yeni yaklaşımlardan olan çok görevli öğrenme ve meta öğrenme yöntemleri uygulanarak elde edilen sonuçların kalitesi arttırılabilir ve işlem hızları daha da düşürülebilir.

Kaynaklar

[1] Zach. RMSE vs. R-Squared: Which Metric Should You Use? https://www.statology.org/rmse-vs-r-squared/. Accessed Jun. 8, 2022.

[2] Introduction. (2005). Gaussian Processes for Machine Learning. https://doi.org/10.7551/mitpress/3206.003.0004

[3] Liermann, V., Li, S., and Dobryashkina, V. Mathematical Background of Machine Learning. In The Impact of Digital Transformation and FinTech on the Finance Professional, 2019, pp. 294–295.

[4] How XGBoost Works. In Amazon SageMaker: Developer Guide, Amazon Web Services, Inc., 2019, pp. 1865– 1865.

[5] Gurney, K. "An Introduction to Neural Networks." Taylor and Francis, Inc., Bristol, PA, USA, 1997. https://doi.org/10.4324/9780203451519.

[6] Jategaonkar, R. v. Flight Vehicle System Identification: A Time-Domain Methodology, Second Edition. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., Reston, VA, 2015.

[7] Canıbek, M., Gomec, F. S., and Canibek, M. "Aerodynamic Database Improvement of Aircraft Based on Neural Networks and Genetic Algorithms." 7th European Conferences for Aeronautics and Space Sciences (EUCASS), 2017. https://doi.org/10.13009/EUCASS2017-226.

[8] Millidere, M., Gomec, F. S., Kurt, H. B., and Akgul, F. Multi-Fidelity Aerodynamic Dataset Generation of a Fighter Aircraft with a Deep Neural-Genetic Network. 2021.

Faydalı Yük Kamera Görüntüsü Üzerine Semboloji Çizilmesi

Drawing Symbology on Payload Camera View

Öğrenci - 1
Sefa Tavukçu
Afyon Kocatepe Üniversitesi
Harita Mühendisliği
Afyonkarahisar, Türkiye
tavukcusefa@gmail.com

Öğrenci - 2
Şükrü Batuhan Bilgili
Afyon Kocatepe Üniversitesi
Harita Mühendisliği
Afyonkarahisar, Türkiye
sukrubatuhanbilgili@outlook.com

Öğrenci - 3
Samet Böcü
Afyon Kocatepe Üniversitesi
Harita Mühendisliği
Afyonkarahisar, Türkiye
samedbocu@gmail.com

Akademik Danışman
Prof. Dr. Murat Uysal
Afyon Kocatepe Üniversitesi
Harita Mühendisliği
Afyonkarahisar, Türkiye
muysal@aku.edu.tr

Sanayi Danışmanı
Renan Taylan Teke
Türk Havacılık Uzay Sanayii
Ankara, Türkiye
renantaylan.teke@tai.com.tr

Sanayi Danışmanı
Doğancan Büyükçolak
Türk Havacılık Uzay Sanayii
Ankara, Türkiye
dogancan.buyukcolak@tai.com.tr

***Özetçe* — İHA pilotlarının durumsal farkındalığının artırılması ve kamera görüntüsünde yeryüzünde bulunan yerlerin tespit edilmesi önemli çalışma konularıdır. Bu proje kapsamında, faydalı yük kamera görüntüsü üzerinde amaca uygun çeşitli bilgi ve sembollerin gösterilmesi ve işaretlenmesi amaçlanmıştır. Kameradan elde edilen görüntülerin üzerine NOTAM (Notice to Airman), hava alanları ve tehlikeli alanlar gibi lokasyonların sembolojileri çizdirilmiştir. Bu çalışmada Jeodezi ve Fotogrametri bilim dalları önemli bir yere sahiptir. Çalışmaya uygun gerekli koordinatların dönüşümde kullanılan jeodezi bilim dalı ve koordinatların kameradaki piksel koordinatlarına dönüşümünde de fotogrametri bilim dalı kullanılmıştır. Bu çalışma, ilk etapta Unreal Engine'de bulunan Airsim simülasyon ortamında yapılmıştır. Simülasyon ortamında alınan başarılı sonuçlar doğrultusunda APM 2.6 Uçuş kontrol kartı ve LattePanda üzerinde denenmiş olup çalışmanın doğruluğu kanıtlanmıştır.**

Anahtar Kelimeler* — *İHA, jeodezi, fotogrametri, python, simülasyon.

***Abstract* — Increasing situational awareness of UAV pilots and detecting the locations on the ground in the camera image are important study topics. Within the scope of this project, it is aimed to display and mark various information and symbols suitable for the purpose on the payload camera image. The symbologies of locations such as NOTAM (Notice to Airman), airports and dangerous areas draw on the images obtained from the camera. The science branches of Geodesy and Photogrammetry have an important part in this study. The science of geodesy is used to convert the necessary coordinates suitable for the study. The science of photogrammetry is also used to convert cartesian coordinates into pixel coordinates on the camera. Firstly, this study is conducted in the Airsim simulation environment, which is located in the Unreal Engine. In accordance with the successful results obtained in the simulation environment, APM 2.6 has been tested on the flight control card and LattePanda and the accuracy of the study has been proven.**

Keywords* — *UAV, geodesy, photogrammetry, python, simulation.

I. Problem Tanımı

Son zamanlarda hava araçlarının yaygınlaşması ve gelişmesiyle bu araçların birçok farklı kullanım alanı bulunmaktadır. Hava araçlarını kullanan pilotların havadayken veya yerdeyken bu araçları daha etkin ve verimli kullanması için yapılan çalışmalar önem arz etmektedir. Çalışmanın, pilotların duyarlılığını artıracağını ve belirlenen lokasyonların görüş alanına girdiğinde bunları tespit edip bu kapsamda uçuş yapmalarını destekleyen niteliktedir.

Literatürde bu kapsamda çalışmaya çok az rastlanılması, çalışmanın zorluğunu ifade etmektedir. Bu zorluğun giderilmesi ve çalışmada mesafe katedebilmek için ortaya yeni fikirler çıkmalıdır. Ayrıca az sayıda çalışma olmasının sonucu, bu alanda çalışmalara ağırlık verilebileceği gibi farklı fikirlerin de ortaya çıkmasını sağlar. Çalışmanın, bu sonuçlar doğrultusunda önemli bir konu olduğu ve teknolojinin de gelişmesiyle gelecekte çok fazla öneme sahip olacağının göstergesidir.

Bu çalışmanın temelinde yer alan konu, konumsal verinin işlenmesidir. Her disiplinde olduğu gibi bu çalışmada da konumsal veriye ihtiyaç duyulmaktadır. Bunun için de Jeodezi ve Fotogrametri bilim dalları çok önemli bir yere sahiptir. Dünya üzerinde herhangi bir noktanın konum bilgilerini enlem, boylam ve elipsoidal yükseklik olarak alabiliriz. Bu da çalışmada kullanılan ve jeodezik referans sistemi olan WGS84 sayesinde elde edilir. Jeodezide uygulanan koordinat dönüşümleri, bu bilim dalının en yaygın konularından bir tanesidir.

Fotogrametri bilim dalında ise görüntü elde edilmesinde ve değerlendirme sürecinde bazı formüller kullanılmaktadır. Bu formüller sayesinde video veya fotoğraf üzerinden cisim koordinatları belirlenebilmektedir. Hareketli nesnelerin takibinde de fotogrametri bilim dalı gelişme göstermektedir. Bu gelişmeler ile konumsal veriler birçok sektör tarafından analiz edilmektedir [6].

II. GERÇEKLEŞTİRİLEN ARAŞTIRMA FAALİYETLERİ

A. Literatür Taraması

Bu çalışmada ele alınan problem, coğrafi koordinatların piksel koordinatlarına dönüştürülüp gerekli sembolojilerin eklenmesidir. Çalışmanın gelecekteki aşaması olan artırılmış gerçeklik teknolojisi ile sembolojilerin 3B olarak çizdirilmesi planlanmaktadır. Literatürde bu alandaki çalışmalar genellikle akıllı telefonlar üzerinden yapılmaktadır. Bu çalışmalarda, işarete dayalı poz tahminleri (marker), QR (Quick Response) kod gibi gömülü biçimde olan konumlar üzerinden çalışmalara rastlanılmaktadır. Koordinat tabanlı az sayıda çalışmaya rastlanılmıştır.

RescueAR isimli çalışmada, İHA yardımıyla yaralı bir kişinin konumunu görüntü üzerinde etiketleyerek acil müdahale çalışanları ile bilgi alışverişi kolaylaşmıştır. Bu bilgi alışverişi konum tabanlı gerçekleştirilmiş olup coğrafi koordinatların piksel koordinatlara dönüşümü sonucu, müdahale ekibi yaralıyı kolayca bulabilmektedir [1].

Yapılan doktora tezinde, İHA'dan elde edilen video görüntüsünü fotogrametrik yöntemlerle piksellere coğrafi koordinatları atayıp Digital Elevation Model (DEM) verisi üretilmiştir. Üretilen DEM verisi üzerine belirlenen noktalara, yazmış olduğu ARTool yazılımı ile sembol eklemiştir [2].

Yapılan literatür taraması sonucunda, coğrafi koordinatların kartezyen koordinatlara dönüşümü için önce Gauss-Kruger formülleri kullanılmıştır. Daha sonra kartezyen koordinatların fotoğraf koordinatlarına dönüşümü için fotogrametrik üç boyutlu dönüşüm formülü uygulanmıştır.

B. Jeodezi

Jeodezi, üç boyutlu ve zaman değişkenli uzayda, çekim alanı ile birlikte, yeryuvarının ve öteki gök cisimlerinin ölçülmesi ve haritaya aktarılması ile uğraşan bilim dalıdır.

1) Gauss-Kruger Projeksiyonu ve Formülleri

Elipsoidin düzleme, Gauss-Kruger projeksiyonu açı koruyan bir projeksiyondur. Çalışmada kullanılan Gauss-Kruger sisteminin, geniş sahaların hesaplanmasını düzlem üzerinde yapmamızı ve açıları değiştirmemesini sağlamıştır [5]. Bunun sonucunda çalışmada Gauss-Kruger projeksiyonu kullanılması tercih edilmiştir. Açı koruyan projeksiyon elde etmek için projeksiyon yüzeylerindeki koordinat sistemleri izometrik olmalıdır. Bu koşul, düzlemde Dekart Sistemi ile sağlanır. Bu durumda düzlemde x, y dik koordinatları ve elipsoid yüzeyinde q, λ enlem ve boylamı izometrik parametrelerdir. Gauss-Kruger projeksiyonu, kürenin bir başlangıç meridyenine teğet olan silindire izdüşümdür. Bu nedenle Gauss-Kruger projeksiyonuna Transversal Mercator Projeksiyonu da denir.

$$t = tan\varphi \tag{2.1}$$

$$\eta^2 = e^2 cos^2\varphi \tag{2.2}$$

$$\nu = \sqrt{1+\eta^2} \tag{2.3}$$

$$N = \frac{c}{\nu} = \frac{c}{\sqrt{1+e^2cos^2\varphi}} \tag{2.4}$$

$$a_1 = Ncos\varphi \tag{2.5}$$

$$a_2 = \frac{Ncos^2\varphi t}{2} \tag{2.6}$$

$$a_3 = \frac{Ncos^3\varphi(1-t^2+\eta^2)}{6} \tag{2.7}$$

$$a_4 = \frac{Ncos^4\varphi(5-t^2+9\eta^2+4\eta^4)}{24} \tag{2.8}$$

$$a_5 = \frac{Ncos^5\varphi(1-18t^2+4t^4)}{120} \tag{2.9}$$

$$G = \alpha\varphi - \beta\sin 2\varphi + \gamma\sin 4\varphi - \delta\sin 6\varphi + \varepsilon\sin 8\varphi + \cdots \tag{2.10}$$

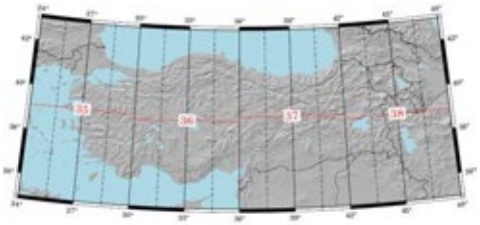
$$l = \lambda - \lambda_0 \tag{2.11}$$

$$x = G - a_2 l^2 + a_4 l^4 + \cdots \tag{2.12}$$

$$y = a_1 l - a_3 l^3 + a_5 l^5 + \cdots \tag{2.13}$$

2) Gauss-Kruger ve UTM Sistemi

Elipsoidin düzleme açı koruyan izdüşümü birçok Avrupa ve Asya ülkelerinin büyük ve topografik harita üretiminde kullanılmaktadır. UTM (Universal Transverse Mercator) koordinatlar ülke ölçmelerinde kullanılır.



Şekil 2.1. UTM Sisteminde Türkiye'deki Dilim Numaraları

Dünya, Gauss-Kruger esasına dayanan 60 adet 6 derecelik dilimlere bölünür. Her dilim bir projeksiyon sistemini belirtmektedir. Türkiye'deki 6 derecelik DOM (Dilim orta meridyeni) 27,33,39,45 derecelerden oluşmaktadır. Bu DOM'ların bulunduğu dilim numaraları Şekil 2.1'de gösterildiği gibi 35, 36, 37 ve 38'dir. UTM projeksiyonunda deformasyonu azaltmak için 6° lik dilimler de x,y koordinat değerleri küçültme çarpanı olan m0 = 0.9996, 3°'lik Gauss- Kruger sisteminde ise 1 ile çarpılır. DOM solundaki y değerlerini eksi değerden kurtarmak için y değerine 500000 m eklenir. Güney yarım kürede ise yukarı değere 10 000 000 m eklenir.

$$\text{sağ değer} = m_0 y + 500000m \tag{2.14}$$

$$\text{yukarı değer} = m_0 x \tag{2.15}$$

Yukarıdaki açıklamalara göre elipsoid yüzeyindeki bir noktanın koordinatları, eşitlikleri ile hesaplanır.

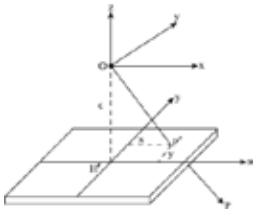
C. Fotogometri

Fotogrametri tekniği, fotoğraflar üzerinden ölçülmek istenen nesnenin ya da arazinin bilgileri toplanarak yazılımlar ile plan veya harita oluşturulur. Bu açıklamaya göre fotogrametri, fotoğraflar üzerinden güvenilir bilgi elde etme sanatıdır.

1) Fotoğraf Koordinat Sistemi

Fotoğraf koordinat sistemi, eksenleri cisim koordinat sistemi ile aynı yönde olan ve sağ el koordinat sistemine uyan xyz

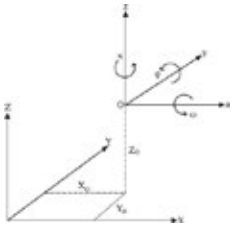
koordinat sistemidir. xy düzlemi fotoğraf düzlemine paralel, z ekseni de kamera ekseni ile çakışıktır. X ekseni komşu fotoğrafın izdüşüm merkezi doğrultusundadır. Bu yön hava fotogrametrisinde, yaklaşık olarak uçuş çizgisi doğrultusudur. Noktaların z koordinatı sabit ve asal uzaklığa eşittir.



Şekil 2.2. Fotoğraf Koordinat Sistemi

2) Dış Yöneltme Parametreleri ve Ortogonal Matrisin İfadesi

İzdüşüm ışınlarınında doğru olarak konumlandırılabilmesi için izdüşüm merkezinin koordinatları ile fotoğraf koordinat sisteminin, uzay koordinat sistemine göre dönüklüklerinin bilinmesi gereklidir. Dış yöneltme parametreleri, izdüşüm merkezinin koordinatları (X_0, Y_0, Z_0) ve üç dönüklüğü (ω, φ, κ)'dür.



Şekil 2.3. Dış Yöneltme Parametreleri

Fotoğraf koordinat sisteminin arazi koordinat sistemine göre dönüklüğünü ifade eden A matrisi, her biri ortogonal olan ve düzlem dönüklükten elde edilen üç matrisin arka arkaya çarpılmaları sonucu oluşan bir matristir. Matris, eşitlik 2.16'te gösterilmiştir.

$$A_{\omega\varphi\kappa}=\begin{matrix}\cos\varphi\cos\kappa & -\cos\varphi\sin\kappa & \sin\varphi\\ (\cos\omega\sin\kappa+\sin\omega\sin\varphi\cos\kappa & \cos\omega\cos\kappa-\sin\omega\sin\varphi\sin\kappa & -\sin\omega\cos\varphi)\\ \sin\omega\sin\kappa-\cos\omega\sin\varphi\cos\kappa & \sin\omega\cos\kappa+\cos\omega\sin\varphi\sin\kappa & \cos\omega\cos\varphi\end{matrix} \quad (2.16)$$

3) Üç Boyutlu Dönüşüm

Fotoğraf koordinat sistemi ile arazi koordinat sistemi arasındaki ölçek farkı, dönüklük ve öteleme dikkate alınırsa genel bir üç boyutlu benzerlik dönüşümü denklemi yazılır.

$$\begin{bmatrix} x \\ y \\ -c \end{bmatrix} = \frac{1}{\lambda}\begin{bmatrix} a_{11} & a_{12} & a_{13} \\ a_{21} & a_{22} & a_{23} \\ a_{31} & a_{32} & a_{33} \end{bmatrix}\begin{bmatrix} X-X_0 \\ Y-Y_0 \\ Z-Z_0 \end{bmatrix} \quad (2.17)$$

$$x = -c\frac{a_{11}(X-X_0)+a_{21}(Y-Y_0)+a_{31}(Z-Z_0)}{a_{13}(X-X_0)+a_{23}(Y-Y_0)+a_{33}(Z-Z_0)} \quad (2.18)$$

$$y = -c\frac{a_{21}(X-X_0)+a_{22}(Y-Y_0)+a_{32}(Z-Z_0)}{a_{13}(X-X_0)+a_{23}(Y-Y_0)+a_{33}(Z-Z_0)}$$

Yapılan işlemler sonucunda coğrafi koordinatlar önce kartezyen sonra fotoğraf koordinat sistemine dönüşümü yapılmıştır. Daha sonra da piksel koordinatlarına dönüşümü gerçekleştirilmiştir.

D. Materyal

1) Unreal Engine ve Cesium

Bu çalışmada Epic Games tarafından geliştirilen Unreal Engine 4.27 oyun motoru kullanılmıştır. Simülasyon ortamı olarak Unreal Engine Airsim kullanılması tercih edilmiştir. Airsim simülasyon ortamında harita altlığı olarak WGS84 referans sistemini kullanan Cesium eklentisi kullanılmıştır. Bu eklenti sayesinde uçuş sırasında harita altlığı görüntülenebilmektedir. Daha etkili ve doğru tespit yapılması için İHA ile belirli bir bölgenin uçuşu yapılarak fotoğraflar çekilmiştir. Sonrasında Agisoft Metashape programı kullanılarak Tiled Model üretilip Cesium harita altlığının üstüne oturtulmuştur.



Şekil 2.4. Airsim Arayüzü

2) Mission Planner ve DroneKit Kütüphanesi

İHA'dan anlık olarak telemetri verilerinin alınması gerekmektedir. Bu verilerin alınması için dronekit kütüphanesi verimli bir seçenektir. DroneKit kütüphanesinin bir UDP portuna bağlanması için PIX4 veya ArduPilot kullanılabilir. ArduPilot SITL bağlantısı kullanılarak sanal drone verilerine ulaşılmıştır. Mission Planner yazılımı kullanılarak otonom uçuş gerçekleştirildiği anda uçuş kontrol kartından gelen parametrelerin kontrol edilmesi sağlanmıştır.

E. Metod

1) 1. Adım

Faydalı bilgi çıkartmak için bu projenin temelinde yatan konu coğrafi kayıttır. Coğrafi kayıt, 3 boyutlu koordinatların görüntünün piksellerine atanmasıdır. Görüntüleri harita verileriyle hizalamak, farklı sensörlerden gelen görüntüleri birleştirmek ve hareketli nesnelerin coğrafi konumunu belirlemek için gereklidir. Bu kayıt esnasında hareketli görüntüdeki her görüntü için kameranın iç ve dış yöneltme parametreleri, izdüşüm merkezi koordinatları ve distorsiyon hataları gibi kamera parametrelerinin bilinmesi gerekmektedir.

2) 2. Adım

Materyal kısmında anlatılan ortam kurulumları gerçekleştirildikten sonra sanal drone telemetri verileri çekilmiştir. Bu telemetri verilerinden enlem, boylam ve yükseklik verileri bulunulan bölgenin WGS84 referans sisteminde gelmektedir. Python'da bulunan pyproj kütüphanesi yardımıyla EPSG (The European Petroleum Survey Group) kodları, yani çalışma alanının datum ve projeksiyon tanımları girilerek bölgesel UTM 3° koordinat dönüşümü gerçekleştirilmiştir. Bu dönüşüm işleminin matematiksel formülü Gauss-Kruger

başlığında anlatılmıştır. Yapılan dönüşümün, farklı hava sahalarında da gerekli tanımların girilip hesaplanmasıyla gerçekleştirilebilir.

3) 3. Adım

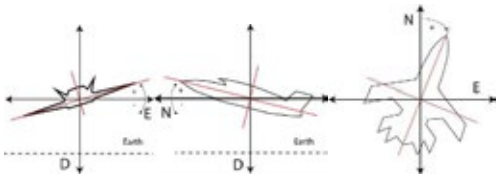
Simülasyon ortamında bulunan drone uçuş güzergahları belirlenmiştir ve otonom olarak uçurulmuştur. Ayrıca işaretlemesi yapılan noktalar koordinatı ölçülen YKN'ler (Yer kontrol noktası) ve drone kamera parametreleri, XML (Extensible Markup Language) veri formatında kaydedilmiştir.



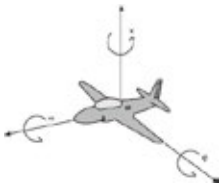
Şekil 2.5. İşaretlemesi Yapılan YKN

4) 4. Adım

Telemetri verilerinden gelen dönüklükler roll, pitch ve yaw fotogrametrik üç boyutlu dönüşüm formüllerinde kullanılan omega, phi ve kappa parametrelerine dönüşümü gerçekleştirilmiştir.



Şekil 2.6. Sırasıyla Roll, Pitch ve Yaw Gösterimi



Şekil 2.7. Omega, Phi ve Kappa Uçak Üstünde Gösterimi

5) 5. Adım

Dönüklük parametrelerin dönüşümü gerçekleştirildikten sonra fotogrametrik üç boyutlu dönüşüm formülü uygulanarak fotoğraf koordinatları hesaplanmıştır. Yapılan dönüşüm sonucu piksel koordinatlarına çevrilip ve işaretlemesi yapılmıştır.

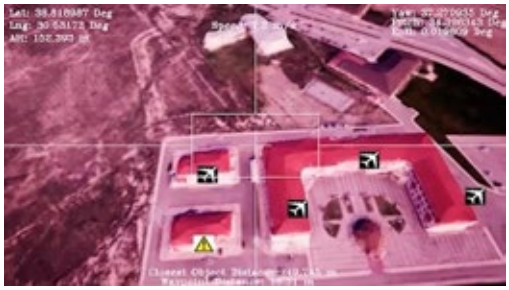
Kamera ekranında anlık olarak, drone koordinatları ve yüksekliği, dönüklük parametreleri, en yakın işaretlenen nokta ve otonom olarak uçtuğu güzergahın en yakın noktaya kalan mesafesi gibi bilgiler yazdırılmıştır.

Hareket halindeki bir sistemde anlık olarak, dış yöneltme parametreleri ve İHA koordinatları alınabildiği sürece senkronizasyon sağlanmış olur. Bunun sonucunda da metot kısmında anlatılan adımlar ve çizdirilme işlemi başarıyla gerçekleşir.

III. ARAŞTIRMA SONUÇLARI VE ÇIKTILAR

A. Simülasyon Çalışması

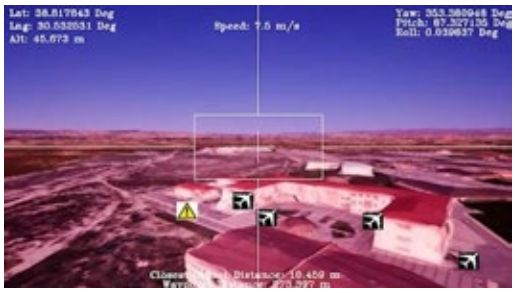
Simülasyon ortamındaki çalışma, gerçekte uyarlanabilirliğinin denenmesi konusunda önemli bir adımdır. Çalışmada, yeryüzündeki coğrafi koordinatların, İHA kamerasının piksel koordinatları arasındaki dönüşümü ve işaretlenmesi gerçekleştirilmiştir. Jeodezi ve Fotogrametri bilim dallarının kullanımı için sanal drone telemetri verileri anlık olarak çekilip kaydedilmiştir. Sonrasında formüllerin uygulanabilmesi için gerekli dönüşümler yapılıp hesaplamalar gerçekleştirilmiştir. Ayrıca simülasyon ortamındaki İHA'nın otonom uçuş gerçekleştirmesi için gerekli güzergahlar oluşturulup uçuşu gerçekleştirilmiştir.



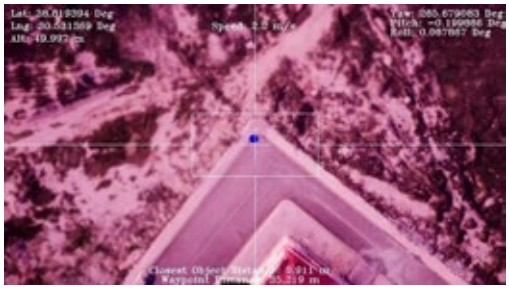
Şekil 3.1. 500 ft İrtifada 30° Pitch Kamera Görüntüsü



Şekil 3.2. 500 ft İrtifada 60° Pitch Kamera Görüntüsü



Şekil 3.3. 150 ft İrtifada 90° Pitch Kamera Görüntüsü



Şekil 3.4. 164 ft İrtifada Nadir Uçuş Kamera Görüntüsü

B. *Gerçek Ortam Çalışması*

Simülasyon ortamında alınan doğruluk sonucu gerçek ortamda da denenmiştir. Bunun için LattePanda geliştirme kiti, GPS, kamera ve APM 2.6 uçuş kontrol kartı kullanılmıştır. Belirlenen YKN üzerinde deneme yapılmıştır. Simülasyon ortamında sağlanan doğruluk, gerçek ortamda da sağlanmıştır.



Şekil 3.5. APM 2.6 Uçuş Kontrol Kartı ve Lattepanda Real-Time Kamera Görüntüsü

Çalışmanın sonucunda kamera görüntüsü üzerinde işaretlenen noktalar; hedef bulmada, İHA pilotunun kolay ve sağlıklı bir uçuş gerçekleştirmesinde vb. durumlarda duyarlılığını artırmaktadır.

IV. Proje Ekibinin Kazanımları ve TUSAŞ'a Olan Katkısı

Proje boyunca ekip üyeleri:

- Takım çalışması ve iş bölümü
- Simülasyon ortamında çalışma
- Görüntü İşleme
- İHA sistemleri
- Artırılmış Gerçeklik
- Faydalı yük kameraları
- Jeodezik ve Fotogrametrik yöntemler ile uygulamalı çalışma

konuları hakkında bilgi sahibi olunması, tecrübe edinilmesi ve bu alanlarda kendilerini geliştirme isteği uyandırmıştır.

TUSAŞ'a olan katkıları, İHA pilotlarının bu çalışma sonucu ile uçuş anında NOTAM alanları, hava alanları, hedef bulma, tehlikeli alanlar vb. bölgelerin tespit edilmesi uçuş kolaylığını sağlayacaktır. Veri tabanına girilen koordinatların, kamera görüş alanına girdiğinde koordinatın tanımına uygun semboloji çıkacaktır. Bunun sonucunda da pilot bu kapsamda hareket edebilecektir.

V. Öneriler, Alınan Dersler ve Gelecek Çalışmalar

Bu çalışmanın bir sonraki aşaması, işaretlemesi ve sembolojileri çizdirilen noktalar üzerinden devam edecektir.

- GPS konum doğruluğunun iyileştirilmesi, semboloji gösteriminde de doğruluğu artıracaktır.
- Çizdirilen noktaların üzerinde artırılmış gerçeklik teknolojisi ile 3B objeler koyulması planlanmaktadır. Bu objeler veri tabanında yer alan konum bilgilerine göre tasarlanacaktır.
- Harita Genel Müdürlüğü'nün oluşturduğu Düşey Engel Tespit Sistemi'nin de entegre edilebilir olması ihtimali üzerinde durulabilir. Bu sistemde yer alan bilgilerin artırılmış gerçeklik teknolojisi ile kamera ekranında görüntülenmesi, alçak uçuş yapıldığı zamanlarda pilotlara kolaylık sağlayacaktır.
- Bu projede GPS teknolojisi önemli yere sahiptir. GPS kesintileri yaşandığında, kamera görüntüsünde işaretlemeler ve sembolojiler gösterilemez. Buna karşı çözüm önerisi olarak, görüntü eşleme yöntemi kullanılarak bulunulan yerin koordinat tahmini yapabilme çalışması üzerinde durulabilir.

Zamanın da gerektireceği ihtiyaçlar doğrultusunda gerekli güncellemeler yapılabilir.

Konumsal verinin görüntü üzerinde işlenmesinin, simülasyon ortamında alınan başarılı sonuçların doğrultusunda gerçek ortama uyarlanmıştır. Bunun sonucunda başarılı sonuçlar alınması, konu hakkında tecrübe edinmemizi sağlamıştır. Edinilen tecrübeler doğrultusunda projenin gelişime açık ve gelecekte aktif olarak kullanılan bir sistem haline gelebilir olacağının bilincine varılmıştır.

Teşekkür

Proje süresince her konuda yardımlarını esirgemeyen sanayi danışmanlarımıza ve akademik danışmanımıza, 2209-B desteği için TÜBİTAK'a ve de projenin gerçekleşmesine imkan veren TUSAŞ'a teşekkür ederiz.

Kaynaklar

[1] Agrawal, A. and Cleland-Huang, J. (2021). RescueAR: Augmented reality supported collaboration for UAV driven emergency response systems. arXiv preprint arXiv:2110.00180.

[2] Ruano, S., Cuevas, C., Gallego, G., and García, N. (2017). Augmented reality tool for the situational awareness improvement of UAV operators. *Sensors*, 17(2), 297.

[3] Yaşayan A., Uysal M., Varlık A. ve Avdan U. (2011). Fotogrametri, Anadolu Üniversitesi Yayınları, 182, Eskişehir.

[4] Demirel H. ve Üstün A., (2015). Matematiksel Jeodezi 224.

[5] Akyüz, F. (1984). Gauss-Kruger projeksiyon yöntemi ile yapılmış farklı ölçeklerdeki haritalarda koordinat dönüşümü. *Journal of the Faculty of Forestry Istanbul University*, 100-114.

[6] Canıberk, M. , Sesli, F. A. & Çetin, C. (2016). Üç boyutlu hareket analizinde sayısal fotogrametrik yöntemlerin gerçek zamanlı olarak kullanılması. *Mühendislik Bilimleri ve Tasarım Dergisi*, 4(3), 195-202.

Fiber Bragg Izgara Tabanlı Sensörlerin Yakıt Seviyesi Takibinde Kullanılabilirlik Analizi

Usability Analysis of Fiber Bragg Grating Sensors in Fuel Level Monitoring

Öğrenci - 1
Ömer Özgün
T.C. İstanbul Kültür Üniversitesi
Elektrik-Elektronik Mühendisliği Bölümü
İstanbul, Türkiye
omerzgun@gmail.com

Öğrenci - 2
Merve Sarıtaş
T.C. İstanbul Kültür Üniversitesi
Elektrik-Elektronik Mühendisliği Bölümü
İstanbul, Türkiye
mervesaritas27@gmail.com

Akademik Danışman
Dr. Öğr. Üyesi N. Özlem Ünverdi
Yıldız Teknik Üniversitesi
Elektronik ve Haberleşme Mühendisliği Böl.
İstanbul, Türkiye
unverdi@yildiz.edu.tr

Sanayi Danışmanı
Erhan Gül
Türk Havacılık Uzay Sanayii
Ankara, Türkiye
erhan.gul1@tai.com.tr

***Özetçe* — Optik haberleşme sistemleri, havacılık, uzay ve savunma sanayi teknolojilerinde kilit konumda yer almaktadır. Bu çalışmada, optik haberleşme sistemlerinde kullanılan fiber Bragg ızgara tabanlı sensörler incelenmiş ve uygulaması yapılmıştır. OptiSystem 19.0.0 simülasyon programı ile hazırlanan düzenek ile hava araçlarının yakıt seviyesi izlenmiştir.**

Anahtar Kelimeler — İletişim teknolojileri, optik haberleşme, fiber Bragg ızgara tabanlı sensör, havacılık, savunma sanayi

***Abstract* — Optical communication systems occupy a key position in aviation, space and defense industry technologies. In this study, fiber Bragg grating sensors used in optical communication systems were examined and applied. The fuel level of the aircraft was monitored with the setup prepared with the OptiSystem 19.0.0 simulation program.**

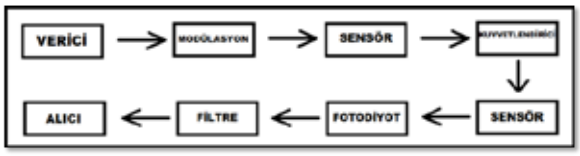
Keywords — Communication technologies, optical communications, fiber Bragg grating sensor, aviation, defense industry

I. GİRİŞ

Optik haberleşme sistemleri, veri haberleşmesi, telefon ağları, ulaşım, tıp ve güvenlik amaçlı uygulamalarda kullanılmakta ve her geçen gün yaygınlaşmaktadır. Bu çalışmada, fiber Bragg ızgara tabanlı sensör incelenerek uygulaması yapılmıştır. Bu sensör, cam malzemenin kırılma indisinin periyodik modülasyonunu içeren bir optik fiberin çekirdeği içindeki bir mikro yapıdır. Çekirdek içinde yönlendirilen geniş bandlı ışığın bu periyodik mikro yapıya çarpması durumunda, belirli bir dalga boyu yansıtılır ve yönlendirilen geniş bandlı ışığın diğer tüm dalga boyları engellenmeden geçmesi söz konusudur.

II. SİSTEM MEKANİZMASI

Bu çalışmada, OptiSystem 19.0.0 simülasyon programı ile hazırlanan düzenek üzerinde inceleme yapılmıştır. Şekil 1'de yer alan verici katında, 193.1 THz'de çalışan bir sürekli dalga lazeri ve elektrik üretici kısmı olan rastgele bit dizisi ve darbe üreteci kullanılmıştır. Modülasyon işlemi, Mach-Zehnder modülatör ile sağlanmıştır. Bu yapıda, elektrik ve optik kaynak kısımları birleştirilirken, aynı zamanda genlik ve modülasyon yapıları sabit tutulmuştur [1-9].



Şekil 1. Düzeneğin Blok Diyagramı.

Fiber Bragg ızgara tabanlı sensör ile açısal kırınım değerlendirilmiştir. 10 m uzunluğundaki optik fiberlerin arasında iki adet fiber Bragg ızgara tabanlı sensörden yararlanılmıştır. Sistem mekanizmasının kontrolü için kuvvetlendiriciden sonra söz konusu olan sensör kullanılmıştır. Sistemde en güvenilir yapıda çalışan alçak geçiren Gaussian filtre kullanılarak sonuçlar değerlendirilmiştir.

BİLGİLENDİRME

Bu proje, TUSAŞ LIFTUP projeleri kapsamında onaylanmış ve çalışması tamamlanmıştır.

KAYNAKLAR

[1] Ünverdi N. Ö., "Düz ve Bükülmüş Optik Dalga Kılavuzlarının Karşılıklı Kuplajına Kılavuzlanmış Modların Evanescent Alanlarının ve Sızıntılı Modların Etkisi", Doktora Tezi, Yıldız Teknik Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, İstanbul, 1998.

[2] Ünverdi N. Ö., Ünverdi N. A., Canbay C., "The Variation of the Modal Propagation Constant with Temperature in Coupled Bent Optical Fibers", 4th International Conference on Electrical and Electronics Engineering (ELECO'2005), Bursa, Turkey, p.p. 227-231, December 7-11, 2005.

[3] Ünverdi N. Ö., Türkmen Ö., "Optik Fiber İnterferometrik Sensörle Basınç ve Sıcaklık Ölçümünün Analizi", II. İletişim Teknolojileri Ulusal Sempozyumu (İTUSEM 2005), Adana, 191-194, 17-19 Kasım 2005.

[4] Karaman L., Ünverdi N. Ö., "Fiber Bragg Izgara Tabanlı Sensörün Analizi", IV. İletişim Teknolojileri Ulusal Sempozyumu (İTUSEM 2009), Adana, 187-192, 15-16 Ekim 2009.

[5] Balcı S., Ünverdi N. Ö., "Optik Fiber Bragg Izgara Sensörlerin Optik Haberleşme Sistemlerindeki Uygulamaları", IEEE 23. Sinyal İşleme ve İletişim Uygulamaları Kurultayı (SİU - 2015), Malatya, 16-19 Mayıs 2015.

[6] Alkoçak S., Ünverdi N. Ö., "Fiber Bragg Izgaraların Analizi ve Uygulamaları", IEEE 26. Sinyal İşleme ve İletişim Uygulamaları Kurultayı (SİU - 2018), Çeşme – İzmir, 2-5 Mayıs 2018.

[7] Haus J., Optical Sensors: Basics and Applications, WILEY-VCH, Weinheim, 2010.

[8] Udd E., Spillman W. B. Jr., Fiber Optic Sensors: An Introduction for Engineers and Scientist, John Wiley & Sons, Inc., Hoboken, 2011.

[9] Gupta B. D., Fiber Optic Sensors: Principles and Applications, New India Publishing Agency, New Delhi, 2006.

Gerçek Zamanlı İşletim Sistemlerinin Yüksek Güvenilirlikli Uygulamalarda Kullanımı İçin Yol Haritası Örneği Oluşturulması

Example of Roadmap for Use of Real-Time Operating Systems in High Reliability Applications

Öğrenci - 1
Musa Oğural
Ege Üniversitesi
Elektrik-Elektronik Mühendisliği
İzmir, Türkiye
musa_ogural@hotmail.com

Öğrenci - 2
Mustafa Şamil İleri
Fatih Sultan Mehmet Vakıf Üniversitesi
Elektrik-Elektronik Mühendisliği
İstanbul, Türkiye
mustafasamil.ileri@gmail.com

Akademik Danışman
Prof. Dr. Aydoğan Savran
Ege Üniversitesi
Elektrik-Elektronik Mühendisliği
İzmir, Türkiye
aydogan.savran@ege.edu.tr

Sanayi Danışmanı
Murat Yılmaz
Türk Havacılık Uzay Sanayii
Ankara, Türkiye
muryilmaz@tai.com.tr

Sanayi Danışmanı
Melih Doğan
Türk Havacılık Uzay Sanayii
Ankara, Türkiye
melih.dogan@tai.com.tr

Sanayi Danışmanı
Alişan Aygar
Türk Havacılık Uzay Sanayii
Ankara, Türkiye
alisan.aygar@tai.com.tr

***Özetçe*—Havacılık, uzay, otomotiv gibi yüksek güvenilirlik gerektiren yazılım uygulamalarında gerçek zamanlı işletim sistemleri kullanılmaktadır. Gerçek zamanlı işletim sistemleri, sistemin kesin olarak tanımlanmış bir süre içinde belirli bir olaya yanıt verme gereksinimlerini karşılamak için kullanılmaktadır. Bu çalışmada, gerçek zamanlı işletim sistemlerinin hangi gereksinimlere sahip olduğu ve bu gereksinimleri nasıl sağlayabildiklerinin test senaryoları ile gerçek zamanlı işletim sistemlerinin doğrulama yöntemleri incelenmiştir. FreeRTOS işletim sistemi kullanılarak yazılımları geliştirilen test senaryoları için test otomasyon ortamı tasarlanmıştır. Yüksek güvenlik gerektiren sertifiye / kalifiye yazılımlar için sertifikasyon süreçleri araştırılmıştır. Bu çalışma ile gerçek zamanlı işletim sistemlerini yüksek güvenilirlikli uygulamalarda kullanımı için yol haritası örneği oluşturulmuştur.**

Anahtar Kelimeler — Gerçek zamanlı işletim sistemleri, Yüksek Güvenilirlikli Yazılımlar, FreeRTOS, Yazılım testi ve doğrulaması.

***Abstract*— Real-time operating systems are used in software applications that require high reliability such as aviation, space and automotive. Real-time operating systems are used to meet the system's requirements to respond to a specific event within a strictly defined period of time. In this study, test scenarios and verification methods of real-time operating systems are examined which requirements of real-time operating systems and how they can meet these requirements. A test automation environment has been designed for test scenarios whose software is developed using the FreeRTOS operating system. Certification processes have been researched for certified / qualified software that requires high security. In this study, a roadmap example was created for the use of real-time operating systems in high-reliability applications.**

Keywords —Real-time operating systems, High Reliability Software, FreeRTOS, Software testing and verification.

I. GİRİŞ

İşletim sistemi, bir bilgisayarın donanım kaynaklarını ve bilgi işlem kapasitesini yöneten ve kontrol eden ve kullanıcılara uygulamaları yürütmek üzere fiziksel bilgisayara erişmek için mantıksal bir arabirim sağlayan bir sistem yazılımı türüdür. Gerçek zamanlı işletim sistemleri, tahmin edilebilir (deterministik) bir yürütme modeli sağlamak üzere tasarlanmıştır. Gömülü sistemler genellikle gerçek zamanlı gereksinimlere sahip olduğundan, bu özellikle gömülü sistemler için büyük önem arz etmektedir.

Bu çalışmada, gerçek zamanlı işletim sistemlerinin hangi gereksinimlere sahip olduğu ve bu gereksinimleri nasıl sağlayabildiklerinin test senaryoları ile gerçek zamanlı işletim sistemlerinin doğrulama yöntemleri incelenmiştir. FreeRTOS işletim sistemi kullanılarak yazılımları geliştirilen test senaryoları için test otomasyon ortamı tasarlanmıştır. Bu çalışma ile gerçek zamanlı işletim sistemlerini yüksek güvenilirlikli uygulamalarda kullanımı için yol haritası örneği oluşturulmuştur.

II. GERÇEKLEŞTİRİLEN ARAŞTIRMA FAALİYETLERİ

Gereksinim yazılımın temelidir ve problem uzayında yazılım sistemlerinin amaçlarını, işlevselliğini ve kısıtlamaları belirlemekle ve bu yönlerin modelleme ve analize uygun formlarda temsil edilmesidir.

Proje için yazılan gereksinimler için FreeRTOS API Reference [4][5] ve IEEE Standard for a Real-Time Operating System (RTOS) for Small-Scale Embedded Systems [6][7][8] dokümanları temel alınmıştır.

Gerçek zamanlı işletim sistemleri lisanslı ürünler oldukları için bu projede telif hakkı olmayan, açık kaynak kodlu ve ücretsiz olan FreeRTOS işletim sistemi kullanılmıştır. FreeRTOS işletim sisteminde kod geliştirmek için hedef donanım olarak STM32F407G-DISC1 mikrodenetleyicisi kullanılmıştır. Kod geliştirme ortamı olarak STM32CubeIDE ve Atollic programları kullanılmıştır. Projede gerçek zamanlı yazılımların analizi, SEGGER SystemView programı kullanılarak gerçekleştirilmiştir. Sürüm olarak SystemView v3.20 sürümü kullanılmıştır. Projede sürüm olarak FreeRTOSv202012.00. sürümü kullanılmıştır [4]. Arayüz ve mikrodenetleyicinin haberleşmesi için UART protokolü kullanılmıştır. Test otomasyon ortamı arayüz tasarımı için Visual Studio programında C# yazılım dili kullanılmıştır. Projenin sonuçlanması ile gerçek zamanlı işletim sistemleri için gereksinimler belirlenmiş olup gereksinimlerin doğrulanması için yazılım tasarımı yapılmıştır. Test senaryoları oluşturulduktan sonra bir arayüz oluşturularak kodlaması yapılan test senaryoları için test otomasyon ortamı oluşturulmuştur.

III. Araştırma Sonuçları ve Çıktılar

A. *Round Robin ve Co-operative Scheduling*

Gereksinimler:

- İşletim sistemi görevleri paralel olarak yürütebilmelidir.
- Uygulama içinde herhangi bir zamanda yalnızca bir görev yürütülmelidir (bir çekirdek ise)
- İşletim sistemi görevleri zamanlayabiliyor olmalıdır.
- Bu zamanlama işlemini konfigüre edilebiliyor olmalıdır.

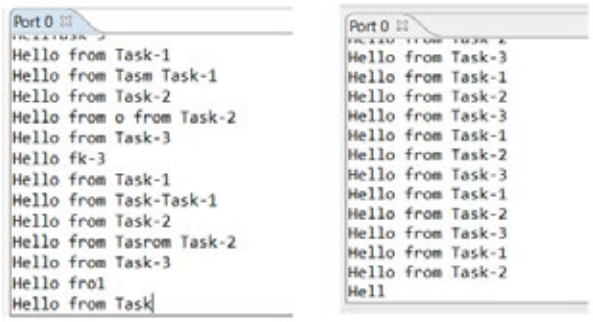
Görevler oluşturulduktan sonra zamanlayıcı tarafından CPU üzerinde yürütülmektedir. Zamanlayıcı, FreeRTOS çekirdeğinin bir parçası olan ve görevleri zamanlama algoritmasına sahip bir kod parçasıdır. Zamanlayıcının temel işi, CPU üzerinde çalıştırmak için bir sonraki potansiyel görevin hangisi olduğunu belirlemektir.
Zamanlama politikası, zamanlayıcı tarafından herhangi bir zamanda yürütülecek hangi görevin yapılacağına karar vermek için kullanılan algoritmadır.

Round Robin aynı zamanda döngüsel programlama olarak da adlandırılmaktadır. Bu testte zamanlayıcı algoritması yapılandırılarak görevler Round Robin algoritmasına göre değil, co-operative modda yürütülerek ekranda görevlerin çalışma sırası gözlemlendi.

```
#define configUSE_PREEMPTION            1
#define configUSE_IDLE_HOOK             0
#define configUSE_TICK_HOOK             0
#define configCPU_CLOCK_HZ              ( SystemCoreClock )
#define configTICK_RATE_HZ              ( ( TickType_t ) 1000 )
```

Şekil 1 FreeRTOS için konfigüre edilebilen makroları

Şekil 1'de görüldüğü gibi configUSE_PREEMPTION makrosu ile RTOS zamanlayıcı algoritmasını yapılandırılabilmektedir. Şekil 2'de Round Robin ve Co-operative zamanlama gösterilmiştir.

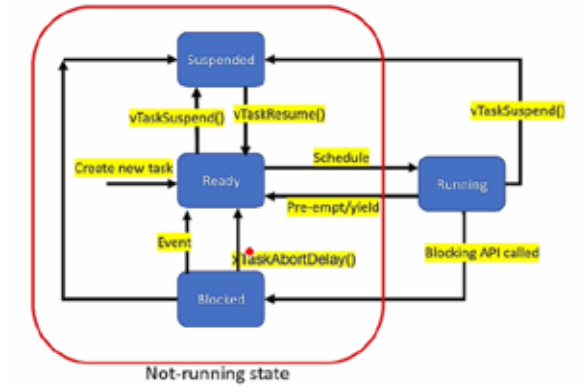


Şekil 2 Round Robin zamanlama ve Co-operative zamanlama

B. *Görev durumları ve görev durum geçişleri*

Gereksinimler:

- Şekil 3'te gösterildiği gibi FreeRTOS işletim sisteminde bir görev 4 durumda bulunabilmelidir (Suspend, Ready, Blocked, Running).
- FreeRTOS'ta yeni bir görev oluşturulduğunda varsayılan olarak READY durumunda olmalıdır.



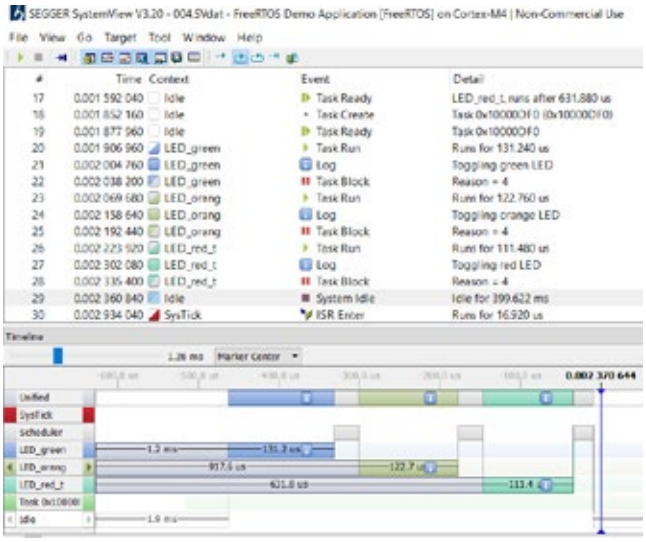
Şekil 3 FreeRTOS için görevlerin bulunma durumları

Koşma durumu, görevin CPU üzerinde anlık olarak çalıştığını ifade etmektedir.

Hazır durumu, görevler oluşturulduğunda varsayılan olarak "Hazır" durumunda bulunmaktadırlar. Bunlar zamanlayıcı çalıştığında CPU üzerinde çalışma potansiyeline sahip görevlerdir.

Askıya Alındı durmu, engellendi durumundaki görevler gibi, askıya alınmış durumdaki görevler de çalışıyor durumuna girmek için seçilemez, ancak askıya alınmış durumdaki görevlerin zaman aşımı yoktur. Bunun yerine, görevler yalnızca sırasıyla FreeRTOS için vTaskSuspend() ve xTaskResume() API fonksiyon çağrıları aracılığıyla açıkça komut verildiğinde askıya alındı durumuna girer veya çıkarlar.

Şekil 4'te SEGGER SystemView yazılım aracında görevlerin durumlarını ve aralarındaki geçişleri test edilmiş ve görev belirtilen görev durumları arasındaki geçişler gösterilmektedir.



Şekil 4 Görevlerin durumları ve aralarındaki geçişler

C. *WFI talimatı ve düşük güç modu*

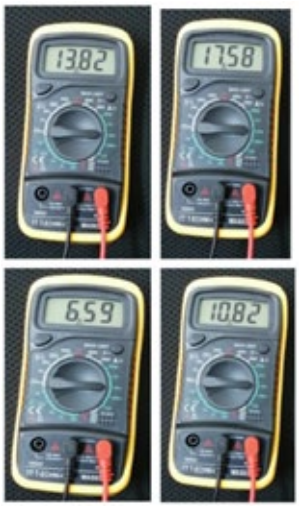
Bu test senaryosu, fonksiyonel olmayan bir gereksinim için yapılmıştır. Buradaki test senaryosunda CPU'da koşan bir görev olmadığında yani IDLE durumunda mikroişlemciyi uyku moduna göndererek güç tasarrufunun sağlanabileceği gösterilmektedir. WFI talimatı ile işlemci bir kesme alana kadar uyku moduna alınmaktadır. Cortex-M işlemcisinde bir WFI talimatı yürütüldüğünde, işlemci işlemlerini yürütmeyi durdurur ve uyku moduna girer. Bir kesme gelene kadar işlemcinin clock darbeleri durdurulmuş olur. Yani işlemci düşük güç moduna girer. Bu gereksinimin testi içi Şekil 5'te gösterildiği gibi 2 görev oluşturulmuş ve görevlerin CPU'da koşmadığı zaman aralığında uyku moduna gönderebilmek için vApplicationIdleHook() fonksiyonu tanımlanmıştır.

```
void Task1Handler(void* parameters);
void Task2Handler(void* parameters);

void vApplicationIdleHook(void)
{
    __WFI();
    //HAL_PWR_EnterSLEEPMode(PWR_MAINREGULATOR_ON, PWR_SLEEPENTRY_WFI);
}
```

Şekil 5 Görevlerin oluşturulması ve IdleHook fonksiyonu

CPU üzerinde normal görevler çalışırken çekilen akım ile herhangi bir görevin CPU'da koşmadığı durumda mikrodenetleyiciden çekilen akım miktarları Şekil 6'da görüldüğü gibi karşılaştırılmıştır. Sonuç olarak CPU uykuda olmadığı zaman yani WFI talimatı kullanılmadığında işlemcinin çektiği akım min 13.82mA- max 17,58 mA olmaktadır. WFI talimatını kullanıldığı durumda işlemcinin çektiği akım min 6.59mA- max 10,82 mA olmaktadır. CPU tarafından çekilen akım değerlerinde de görüldüğü gibi işletim sisteminin fonksiyonel olmayan bir gereksinimi olarak güç daha etkili bir şekilde kullanılabilmektedir. Örneğin bataryalı sistemlerde bu şekilde bir yazılım tasarımı yapılarak pil ömrünün daha etkili kullanımı sağlanabilir.



Şekil 6 CPU tarafından çekilen akım değerleri

D. *Görev önceliğinin çalışma zamanında değiştirilmesi*

Gereksinim:

- Görevin önceliği çalışma zamanında değiştirilebilir olmalıdır.

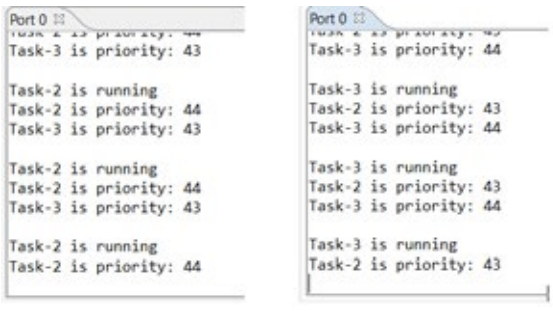
Bu gereksinimi test etmek için Şekil 7'de gösterildiği gibi farklı öncelik değerlerine sahip 2 görev oluşturulmuştur. İki görev arasındaki önceliğin bir kesme işleyicisi tarafından değiştirildiği durumda, daha yüksek önceliğe sahip görevin sürekli olarak CPU üzerinde çalışacağı beklenmektedir. Oluşturulan test senaryosunda yüksek öncelik değerine sahip görev CPU üzerinde koşarken kesme işleyici ile görevlerin önceliği değiştirilmiştir ve sonucunda görev önceliği değiştirildikten sonra Şekil 8'de görüldüğü gibi yüksek önceliğe sahip görevin CPU üzerinde koştuğu gözlemlenmiştir.

```
sprintf(myMessage, "Task-3 is priority: %d\r\n",osThreadGetPriority(myTask03Handle));
printf("Task-3 is priority: %d\r\n\r\n", osThreadGetPriority(myTask03Handle));
printMessage(myMessage);

if(buttonState == 1)
{
    buttonState = 0;

    Taskpriority1 = osThreadGetPriority(myTask03Handle); //44
    Taskpriority2 = osThreadGetPriority(myTask02Handle); //43
    osThreadSetPriority(myTask02Handle, Taskpriority1);   //Task1 priority updated 44
    osThreadSetPriority(myTask03Handle, Taskpriority2);   //Task2 priority updated 43
}
}
/* USER CODE END StartTask03 */
}
```

Şekil 7 Görevlerin öncelik değiştirmesi

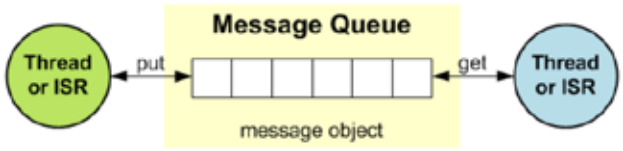


Şekil 8 Koşma durumda görev öncelik değerlerinin değiştirilmesi

E. Queue Çekirdek Nesnesinin Testi

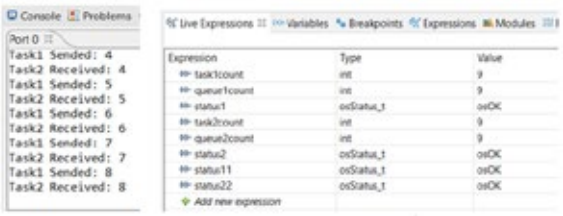
Gereksinimler:

- Kuyruklar, Şekil 9'da görüldüğü gibi görevler arasında ve kesintiler ile görevler arasında mesaj göndermek için kullanılan çekirdek nesneleridir.
- Queue nesnesinin işlevine göre farklı durumlar için duruma özgü dönüş parametreleri döndürülmelidir.



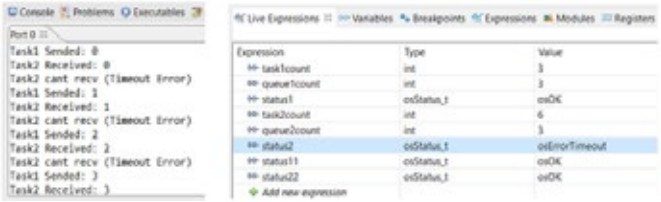
Şekil 9 Queue ile veri aktarımı

Bu gereksinimi doğrulamak için mesaj gönderen görev ve gelen mesajı alan görev olmak üzere aynı öncelik değerine sahip 2 görev ve 1 Queue oluşturulmuştur. Şekil 10'da görüldüğü gibi, bir çekirdek nesnesi olan bir kuyruk ile görevler arasında veri aktarımı yapılabilmektedir.



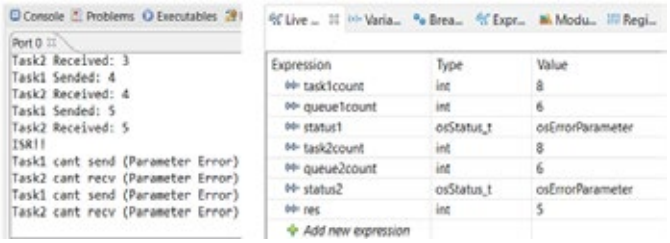
Şekil 11 Queue osOK testi

Queue gereksinimi olarak kuyruk belirtilen süre içinde veri alamama durumunda, Şekil 11'de görüldüğü gibi zaman aşımı tipinde bir dönüş değeri döndürülmelidir. Bu durumu oluşturmak için gönderen görevin alıcı görev kuyruğundan gecikme yaparak alıcı görevin kuyruktan belirtilen sürede veriyi alamaması durumu oluşturulmuş ve durumun sonucunda kuyruğun zaman aşımı parametresi dönerek veriyi alamadığı test edilmiştir.



Şekil 11 Queue osError Timeout testi

Bir diğer kuyruk gereksinimi olarak, kuyruk handler parametresi veya mesaj parametresi NULL adresini işaret ediyorsa yani (hQueue == NULL) || (msg_ptr == NULL) olduğu durumda Şekil 12'de görüldüğü gibi hatalı parameter tipinde bir dönüş değeri döndürülmelidir. Bu durumu oluşturmak için bir kesme işleyicisi ile queue handler parametresi NULL olarak atandı ve bu durumun sonucunda Error Parameter hatası döndüğü gözlemlendi.



Şekil 12 Queue osErrorParameter testi

F. Minimum Hafıza Gereksinimi

Gözlem:

- Hedef cihazda FreeRTOS işletim sistemini çalıştırabilmek için minimum RAM belleği 8,3 kB olmalıdır.

Bu test senaryosu, minimum hafıza alanını gereksinimini test etmek için yapılmıştır. Bu test senaryosunda hedef donanım olarak STMF0 (8-bit 8 kb RAM bellek) mikrodenetleyicisinde FreeRTOS işletim sistemi dosyaları entegre edildikten sonra kodun derlenemediği gözlemlendi. Bunun nedeni olarak FreeRTOS işletim sisteminin çalışabilmesi için Şekil 13'te görüldüğü gibi minimum 8.312 kB RAM'e sahip olması gerektiği gözlemlenmiştir.



Şekil 13 Minimum hafıza gereksinimi

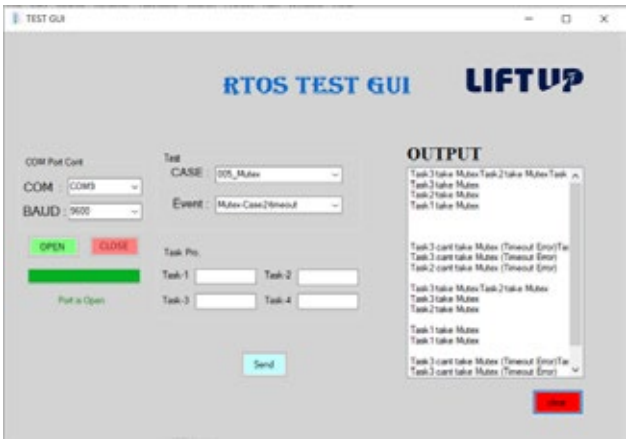
G. Test Otomasyon Ortamı

Hedef donanım olarak STM32F407G-DISC1 mikrodenetleyicisi ile arayüzün haberleşmesi için Şekil 14'te gösterildiği gibi UART protokolü kullanılmıştır.



Şekil 14 Mikrodenetleyici ve bilgisayarın haberleşmesi

Belirlenen gereksinimler için test projeleri ve test senaryoları tamamlandıktan sonra testlerin otomatik olarak yürütülmesi için C# yazılım dili kullanılarak Şekil 15'te görüldüğü gibi bir arayüz tasarlanmıştır.

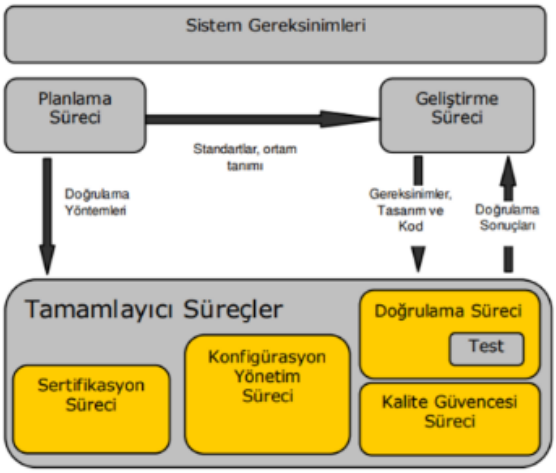


Şekil 15 Test Otomasyon Ortamı

H. Yazılım Sertifikasyon Süreci

Uçuşa elverişlilik gereksinimleri içerisinde hava aracında kullanılan yazılımın hata yapması durumunda sistem emniyetinin nasıl etkileneceği ile ilgili kısım; hava araç sertifikasyonunda yazılım faktörleri olarak değerlendirilmektedir. Bu değerlendirme farklı fonksiyonları icra eden yazılımlar için ayrı ayrı ele alınmaktadır. Bir hava aracında kullanılan yazılımlar, gerçekleştirdikleri fonksiyonun emniyet kritiklik seviyesine göre önem kazanırlar. Yazılımın uçuş esnasında icra ettiği fonksiyon ne kadar emniyet kritik ise yazılım da o derece özel yöntemlerle geliştirilmektedir. Uçuşa elverişlilik sertifikasyonunda sistemler beş emniyet seviyesine ayrılmıştır. Bu seviyeler, sistemde oluşacak bir hatanın uçağın uçuş emniyetine getireceği etkiye göre belirlenmektedir.

DO-178, Radio Technical Commission for Aeronautics (RTCA) tarafından yayınlanan "Software Considerations in Airborne Systems and Equipment Certification" başlıklı bir dokümandır. Bu gereksinimlerin nasıl karşılanacağı ise tamamen geliştiriciye bırakılmıştır. DO178'de her süreç, o sürecin amaçları, o süreçte yapılması gereken çalışmalar, sürecin çıktıları ve sürecin tamamlanma ölçütleri Şekil 16'da ana hatlarıyla gösterildiği gibi belirtilmiştir [10].



Şekil 16 DO-178 Süreç Haritası

IV. Proje Ekibinin Kazanımları ve Tusaş'a Olan Katkısı

Bu çalışma ile gerçek zamanlı işletim sistemleri hakkında detaylı bilgi sahibi olunmuştur. Gereksinimlerin nasıl araştırılacağı ve nasıl yazılması gerektiği hakkında bilgi sahibi olunmuştur. Gerçek zamanlı işletim sisteminin gereksinimlerinin doğrulanması için nasıl yazılım geliştirileceği hakkında bilgi sahibi olmakla beraber gerçek zamanlı yazılım geliştirme pratiği edinilmiştir. Bu çalışmada TUSAŞ'a katkı sağlamak amacıyla gerçek zamanlı işletim sistemlerinin yüksek güvenilirlikli uygulamalarda kullanımı için yol haritası örneği oluşturulmuştur.

V. Öneriler, Alınan Dersler ve Gelecek Çalışmalar

Projede gerçek zamanlı işletim sistemleri için daha çok performansa yönelik gereksinimler belirleyerek ve bunların testlerini yaparak iyileştirmeler yapılabilir. Yüksek lisans bitirme tezi çalışmasında farklı işletim sistemleri ve farklı donanımlar kullanarak projenin çalışma alanı genişletilip üstüne geliştirmelerin yapılması hedeflenmektedir.

Bilgilendirme

Bu çalışma, TUSAŞ LIFT UP Sanayi Odaklı Lisans Bitirme Projeleri Programı kapsamında gerçekleştirilmiştir. Bu çalışma, TÜBİTAK 2209-B Sanayiye Yönelik Araştırma Projeleri Desteği Programı kapsamında "1139B412102160" başvuru numarasıyla desteklenmiştir. Aynı zamanda bu çalışma, TÜBİTAK 2242 Üniversite Öğrencileri Araştırma Proje Yarışmaları kapsamında" 1139B422202714" başvuru numarasıyla "Savunma, Uzay ve Havacılık" kategorisinde finalde yarışmaya hak kazanmıştır.

Kaynaklar

[1] Dijkstra, E.W. (1968), The Structure of the THE Multiprogramming System, Communications of the ACM, May, 11(5):341-346.

[2] Tanenbaum, A.S. (1994), Distributed Operating Systems, Prentice Hall Inc.

[3] Microsoft Corp. (1986), Microsoft MS-DOS User's Reference and Microsoft MS-DOS Programmer's Reference, Microsoft Press, Redmond, WA.

[4] R. Barry, Mastering the FreeRTOS™ Real Time Kernel, A Hands-On Tutorial Guide, Real Time Engineers Ltd., 2016.

[5] FreeRTOS API Reference URL: https://www.freertos.org/a00104.html

[6] IEEE Standard for a Real-Time Operating System (RTOS) for Small-Scale Embedded Systems, IEEE Consumer Electronics Society, New York, USA 2018, ISBN: 10016-5997

[7] Institute of Electrical and Electronics Engineers (IEEE). (1998). IEEE Recommended Practice for Software Requirements Specifications. Erişim adresi: https://standards.ieee.org/ieee/830/1222/ (Erişim zamanı; 12, 20, 2021).

[8] Phillip A.L VE Seppo.O.(2012). Real -Time Systems Design and Analysis Tools fort the Practitoner (4.Edition) (202-270). New Jersey IEEE Press– Wiley & Sons, Inc.

[9] SEGGER- The Embedded Experts- Downloads- Free Utilities, URL: https://www.segger.com/downloads/free-utilities (Erişim zamanı; 12, 20, 2021).

[10] STM Sertifikasyon Müdürlüğü (2018), Hava Araç Sertifikasyonunda Yazılım Faktörleri 2018. DO-178C Eğitimi Notları, Ankara

Gerçek Zamanlı Veri İşleme Altyapısı

Real-Time Data Processing Infrastructure

Öğrenci - 1
Ali İbrahim Yılmaz
İstanbul Teknik Üniversitesi
Elektronik-Haberleşme Mühendisliği
İstanbul, Türkiye
aliibrahim3220@gmail.com

Öğrenci - 2
Ayşenur Gözel
İstanbul Teknik Üniversitesi
Elektronik-Haberleşme Mühendisliği
İstanbul, Türkiye
aysenurrgozell@gmail.com

Akademik Danışman
Doç. Dr. Yüksel Çakır
İstanbul Teknik Üniversitesi
Elektronik-Haberleşme Mühendisliği
İstanbul, Türkiye
cakiryu@itu.edu.tr

Sanayi Danışmanı
Hakan Aydemi
Türk Havacılık Uzay Sanayii
Ankara, Türkiye
haydemir@tai.com.tr

Sanayi Danışmanı
Lütfi Köse
Türk Havacılık Uzay Sanayii
Ankara, Türkiye
lutfi.kose@tai.com.tr

***Özetçe*— Farklı kaynaklardan eş zamanlı olarak toplanan verilerin gerçek zamanlı olarak elde edilmesi ve zaman etiketlenmesi, test altyapıları ve dijital ikiz uygulamalarında büyük önem taşımaktadır. Farklı kaynaklardan gelen veriler farklı frekanslarda olabilir ve zaman etiketleme, verilerin aynı zaman alanına aktarılmasını sağlayacaktır. Bu kapsamda standart PC, Raspberry Pi, linux tabanlı bilgisayarlar gibi farklı cihazlarda çalışabilen bir veri toplama yazılım altyapısı ile gerekli paket kütüphaneleri oluşturulması amaçlanmıştır. Bu amaçlar dikkate alınarak kapsamlı bir literatür taraması yapılmış ve bilgisayar ortamında, 3 adet farklı veri kaynağından verilerin üretilmesi ve zaman etiketlenmesi simüle edilmiştir.**

Anahtar Kelimeler — zaman etiketlenmesi; veri; sensör; simülasyon; dijital ikiz.

***Abstract*— Data acquisition and time stamping of the data that is being collected from different sources simultaneously in real time has a big significance in test infrastructures and digital twin applications. Data coming from different sources might be in different frequencies, and time stamping will enable transferring data into the same time space. In this context, it is aimed to create the necessary package libraries with a data collection software infrastructure that can run on different devices such as standard PC, Raspberry Pi, linux-based computers. Considering these purposes, a comprehensive literature review was made and the generation of data from 3 different data sources and time stamping were simulated in the computer environment.**

Keywords — time stamping; data; sensor; simulation; dijital twin.

I. GİRİŞ

Özellikle otomotiv sektöründe son zamanlarda dijital ikiz uygulamaları sıklıkla kullanılmaktadır. Bu uygulamalar ile üretim, esneklik ve verimlilik artışı sağlanmaktadır. Otomobil endüstrisindeki bu uygulamaların hava araçlarında da kullanılması önemlidir. Dijital ikiz uygulamalarının hava araçlarında kullanılabilmesi için hava araçlarının tüm verilerine anlık olarak erişme ihtiyacı bulunmaktadır. Bu veriler, hava araçlarındaki sensörlerden elde edilir. Aynı zaman aralığında sensörlerden gelen verileri sınıflandırarak dronun durumu hakkında doğru veriler elde etmek mümkündür. Bu sensörlerden gelen veriler proje kapsamında oluşturulan kütüphaneler kullanılarak aynı zaman aralığında sınıflandırılacak ve dijital ikiz uygulaması için veri kaynağı akışı sağlanacaktır. Dijital ikiz uygulamaları yeni bir teknoloji olduğu için Türkiye'de hava aracı sistemlerinde yeni kullanılmaya başlanan bir uygulamadır. TUSAŞ, "HÜRJET Iron Bird" Test Sistemini geliştirmeye başladı ve bu konuya odaklandı. Bu projede Iron Bird test sisteminde veri yönetimi için kütüphane oluşturulması hedeflenmektedir.

II. PROJENİN ÖZELLİKLERİ

Oluşturulacak sistem herhangi bir platformdan bağımsız olmalıdır. Oluşturulacak kütüphanenin farklı platformlarda çalışabilmesi için proje bu kriter dikkate alınarak oluşturulacaktır. Platform bağımsızlığı sağlamak amacıyla Docker programı kullanılacaktır. Bu sayede farklı işletim sistemlerinde meydana gelen kütüphane uyumsuzluğu probleminin ortadan kaldırılması planlanmaktadır. Proje kapsamında oluşturulacak sistem, güvenilir ve kararlı olmalıdır.

Gerçek zamanlı sistemler aviyonik, savunma ve IoT uygulamalarında yaygın olarak kullanılmaktadır [1]. Bu proje, temel olarak hava araçlarının uçuş sırasında veri toplama ve etiketleme ihtiyaçlarını karşılamak için oluşturulmuştur. Proje kapsamında gerçek zamanlı sistemler için veri toplama altyapısı oluşturulacaktır. Ancak oluşturulacak altyapının hard real-time olması gerekmemektedir. Projenin ilerleyen aşamalarında kritik veri toplama cihazları için hard real-time özellikler tanıtılabilir.

III. LİTERATÜR TARAMASI

Proje geliştirme sürecinde, kullanılacak programlama dilleri, paketler ve her türlü araç belirlenmiştir.

Oluşturulacak kütüphaneler için Python programlama dilinin kullanılması kararlaştırılmıştır. Uygulamanın çalışma performansı göz önünde bulundurularak ihtiyaç olması halinde kütüphaneler başka bir programlama dili kullanılarak oluşturulabilir. Yapılan araştırmaya ve planlamaya göre aşağıdaki uygulamaların proje kapsamında kullanılmasına karar verilmiştir [2].

Data Generator Script: Bu uygulama ile istenilen frekansta farklı tipte veriler oluşturulabilir. Bu sayede bir sensöre ihtiyaç duymadan bilgisayar ortamında örnek veriler üretilebilmektedir. Bu script, Python ile oluşturulmuştur.

Websocket-Server Script: Python ile oluşturulan bu script, Data Generator Script'te oluşturulan verilerin zaman etiketlemesini gerçekleştirir ve etiketlenen verileri bir dosyaya yazar. Bu sayede Logstash'in verileri bu dosyadan çekmesi sağlanır. Herhangi bir message broker yerine bu script kullanılarak sistem gecikmesinin azaltılması amaçlanmıştır.

Logstash: Dosyadaki verileri okur ve bu verileri çözümler.

Veriler, Elasticsearch veri tabanına gönderilir.

Elasticsearch: Etiketlenmiş veriler Elasticsearch veri tabanına kaydedilmektedir. Belirli bir zamandaki veriler incelenmek istendiğinde Elasticsearch üzerinden istenilen zaman aralığındaki veriler incelenebilir. Verilerin grafik üzerine çizdirilmek istenmesi durumunda veriler Kibana'ya aktarılır.

Kibana: Kullanıcının verileri daha iyi anlayabilmesi için dizine alınmış verilerin görselleştirilmesini sağlar.

Proje kapsamında oluşturulan sistemin akış diyagramı Şekil 1'de verilmektedir.



Şekil. 1. Veri Akış Diyagramı

IV. Oluşturulan Uygulamanın Çalıştırılması

Data Generator Script'inde 3 adet sensör simüle edilmektedir. Sensörlerin her biri farklı frekanslarda veri üretmektedir.

1. sensör basınç sensörüdür. Her 5 saniyede, [0,1.2] değer aralığında bir adet veri üretecek şekilde tasarlanmıştır.
2. sensör sıcaklık sensörüdür. Her 2 saniyede, [0,100] değer aralığında bir adet veri üretecek şekilde tasarlanmıştır.
3. sensör hız sensörüdür. Her 10 saniyede bir, [0,1000] değer aralığında bir adet veri üretecek şekilde tasarlanmıştır.

Üretilen verilerin zaman etiketlenmesi, Websocket-Server Script kullanılarak gerçekleştirilir. Etiketlenen veriler bir dosyaya yazılır ve Logstash'in buradan yazılan verileri okuması sağlanır. Dosya sürekli gelen veri akışı sebebiyle büyük boyutlara ulaşabilir. Bunu önlemek için dosyadaki geçmiş veriler belirli aralıklarla temizlenmelidir. Veriler veri tabanında kaydedileceği için bu durum herhangi bir veri kaybına sebep olmamaktadır. Bu dosyanın örnek çıktısı Şekil 2'de gösterilmektedir.



Şekil. 2. Sensörlerden Gelen Verilerin Yazıldığı Dosyanın Örnek Çıktısı

Logstash'in okuduğu veriler Elasticstack'e aktarılır. Elasticstack veri tabanındaki veriler, Kibana yardımıyla görselleştirilir. Şekil 3'de hız verisinin zamana göre ortalama gecikme süreleri milisaniye cinsinden gösterilmektedir.



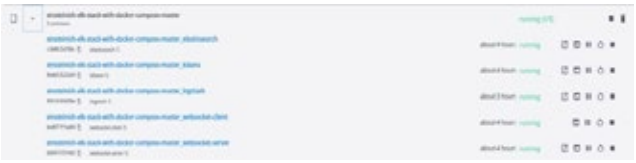
Şekil. 3. Hız Verisinin Zamana Göre Ortlama Gecikme Grafiği

Logstash'te bulunan veri türleri Kibana ara yüzünde Şekil 4'teki gibi gösterilmektedir.



Şekil. 4. Kibana'daki Logstash İndeks Modelleri

Şekil 5'te, uygulama çalıştırıldığında oluşturulan Docker Container'lar [3] gösterilmektedir.



Şekil. 5. Uygulama Çalıştırıldığında Oluşan Docker Container'lar

V. Araştırma Sonuçları ve Çıktıları

Proje kapsamında yapılan araştırmalar sonucunda, gerçek zamanlı sistemlerde veri etiketlenmesinin önemi anlaşılmış, sonuçlar konu üzerine yapılan araştırmalarla desteklenmiştir. Gerçek zamanlı gelen verilerin sınıflandırılarak depolanması ile bu sistemlerdeki verimliliğin arttırılabilmesi için analiz çalışmalarının yapılabilmesinin önü açılmış olacaktır.

Proje sürekli geliştirilmeye açık olması sebebiyle üzerinde sürekli optimizasyon yapılabilmesini mümkün kılar. Bu sayede sistem verimliliğinde sürekli bir artış sağlanabilir.

VI. Proje Ekibinin Kazanımları ve Tusaş'a Katkıları

Proje süresince, hızla gelişmekte olan gerçek zamanlı veri işleme altyapıları üzerine kapsamlı bir araştırma yaparak ve en son teknolojik gelişmeleri takip ederek teknolojinin yönünü nereye çevireceği konusunda fikir edinilmiştir.

Projenin ilerleye süreçte optimize edilerek iyileştirilmesiyle verilerin minimum gecikme ile etiketlenmesi ve veri tabanında saklanması sağlanabilir. Bu sayede, Tusaş için sahada kullanılabilecek seviyede bir sistem ortaya çıkarılmış olacaktır.

VII. Öneriler, Alınan Dersler ve Gelecek Çalışmaları

Proje kapsamında oluşturulan sistem istenilen işlevi yerine getirmekle birlikte ileriki aşamalarda yapılacak optimizasyonlar ile birlikte daha verimli bir hale getirilebilir. Bu sayede veri akışındaki zaman kaymaları önlenmiş ve etiketlenen verilerin daha sağlıklı bir şekilde değerlendirilmesi sağlanmış olacaktır.

Herhangi bir sistemde, farklı kaynaklardan veri akışı mevcutsa bu veriler arasında korelasyon, zaman etiketleri ile sağlanabilir. Bu sebeple zaman etiketleri, mevcut sistemlerin geliştirilmesi için büyük önem taşımaktadır.

Yapay zeka modelleri, bu veriler ile eğitilebilir. Eğitilen modeller uçuş kontrolcülerinin otonom uçuş modundaki kararlılıklarını arttırmak için kullanılabilirler [4].

Kaynaklar

[1] V. Srovnal & J. Kotzian, (2008) "Development of a flight control system for an ultralight airplane", International Multiconference on Computer Science and Information Technology, 2008, pp. 745-750.

[2] V. Srovnal & J. Kotzian, (2008) "Development of a flight control system for an ultralight airplane", International Multiconference on Computer Science and Information Technology, 2008, pp. 745-750.

[3] Mitra, M. & Sy, D. (2016). "The Rise of Elastic Stack".

[4] Hong, Ki. (2020, April 6). Einsteinish-ELK-Stack-with-docker-compose https://github.com/Einsteinish/Einsteinish-ELK-Stack-with-docker-compose#readme

[5] Choi S. Y. & Cha D. (2019) "Unmanned aerial vehicles using machine learning for autonomous flight; state-of-the-art."

Gerçek Zamanlı, Akıllı Veri Toplama Altyapısı Dizaynı

Design of Real-Time and Smart Data Acquisition Infrastructure

Öğrenci - 1
Bilge Deniz Özçelik
Eskişehir Teknik Üniversitesi
Elektrik-Elektronik Mühendisliği
Eskişehir, Türkiye
bilgedeniz.ozcelik@gmail.com

Öğrenci - 2
İsmail Hakkı İpek
Eskişehir Teknik Üniversitesi
Elektrik-Elektronik Mühendisliği
Eskişehir, Türkiye
hakkipek@outlook.com

Öğrenci - 3
Kerem Sarı
Eskişehir Teknik Üniversitesi
Elektrik-Elektronik Mühendisliği
Eskişehir, Türkiye
keremsar30@outlook.com

Öğrenci - 4
Selahattin Kaan Tosun
Eskişehir Teknik Üniversitesi
Elektrik-Elektronik Mühendisliği
Eskişehir, Türkiye
skaantosun@gmail.com

Akademik Danışman
Dr. Öğr. Üyesi İsmail San
Eskişehir Teknik Üniversitesi
Elektrik-Elektronik Mühendisliği
Eskişehir, Türkiye
isan@eskisehir.edu.tr

Sanayi Danışmanı
Lütfi Köse
Türk Havacılık Uzay Sanayii
Ankara, Türkiye
lutfi.kose@tai.com.tr

***Özetçe*—Günümüzde dijital teknolojinin gelişmesiyle verinin ve verilerden yapılan analizlerin önemi artmaktadır. Özellikle gerçek zamanlı veri toplama gereksinimi bulunan hava araçlarında, gerçek zamanlı toplanan veriler üzerinde yapılacak analizler ile sonraki uçuşların güvenliği ve verimliliğini arttırmak mümkün hale gelmektedir. Havacılıkta kullanılan test altyapılarında ve Dijital İkiz uygulamalarında, hava araçlarının farklı kaynaklarından farklı frekanslarla gerçek zamanlı olarak toplanan verilerin zaman etiketlerinde meydana gelen kaymalar yapılan analizlerde sorunlara yol açmaktadır. Disiplinlerarası bu çalışmada, ağdan gelen verileri direkt donanımda hızlandırabilen yeni nesil akıllı ağ adaptörlerdeki (SmartNIC) yaklaşımdan yola çıkarak gerçek zamanlı, akıllı bir veri toplama altyapısı tasarımı oluşturulmuştur. Altyapı için toplanacak olan uçuş verileri PX4 simülasyon ortamından sağlanmaktadır. Uçuş ile gerçek zamanlı olarak elde edilen veriler UDP haberleşme protokolü ile FPGA üzerinde bulunan ARM işlemci tabanlı yeniden yapılandırılabilen yonga-üzeri-sistem (SoC) mimarisine alınmaktadır. Uçuş verileri atomik saat havuzundan Ağ Zaman Protokolü (Network Time Protocol , NTP) aracılığıyla yüksek doğruluk ve hassasiyette üretilen zaman bilgisi periyodik olarak senkronize edilerek aynı zaman alanına taşınmıştır. Zaman etiketi verilerek hafıza birimine kaydedilecek verilerin güvenliğini artırmak için Advanced Encryption Standard (AES) kriptografik algoritması ve Elliptic-Curve Diffie-Hellman (ECDH) anahtar değişim mekanizmalarından oluşan hibrit şifreleme sistemi oluşturulmuştur. İçerdiği yoğun ve karmaşık hesaplamalardan dolayı yavaş çalışan şifreleme işlemi donanımsal olarak FPGA tabanlı SoC üzerinde gerçeklenerek hızlandırılmıştır. Unity3D oyun motoru ile tasarlanan ve birçok işletim sistemine uyumlu kullanıcı arayüzü ve üç boyutlu görselleştirme yapılarak, zengin bir analiz imkanı sunulmaktadır.**

Anahtar Kelimeler — Dijital İkiz; donanımsal hızlandırma; gerçek zamanlı veri toplama; havacılık; PX4 simülasyon ortamı; zaman etiketi karmaşıklığı.

***Abstract*— The importance of data and data analysis nowaday is increasing with the development of Digital Twin technologies. Especially, in aircraft that require real-time data acquisition, it becomes possible to increase the safety and efficiency of subsequent flights with the analysis to be made on the data collected in real-time. In the test infrastructures and Digital Twin applications used in aviation, the shifts in the timestamps of the data collected in real-time with different frequencies from different sources of the aircraft cause problems in the analysis. In this interdisciplinary study, a real-time and smart data acquisition infrastructure has been designed based on the approach of a new generation Smart Network Interface Card (SmartNIC), which can accelerate data coming from the network directly on the hardware. The flight data to be acquired for the infrastructure is provided from the PX4 simulation environment. The data acquired in real-time with the flight is transferred via the UDP communication protocol to the ARM processor-based reconfigurable system-on-chip (SoC) architecture on the FPGA. Time information produced with high accuracy and precision from the atomic clock pool via Network Time Protocol (NTP) of flight data was periodically synchronized and moved to the same time domain. A hybrid encryption system consisting of Advanced Encryption Standard (AES) cryptographic algorithm and Elliptic-Curve Diffie-Hellman (ECDH) key exchange mechanisms has been generated to increase the security of data to be recorded in a memory unit by timestamping. The encryption operation, that contains intensive and complex calculations, works slowly on standard processors, has been accelerated on the FPGA-based SoC hardware platform. The user interface and 3D visualization has been designed with the Unity3D game engine, which is compatible with many operating systems, provide a rich analysis opportunity.**

Keywords — Digital Twin; hardware acceleration; real-time data acquisition; aviation; PX4 simulation environment; timestamp confusion

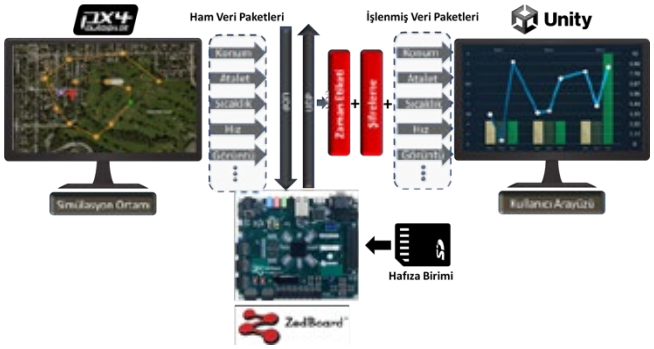
I. PROBLEM TANIMI

Hava araçları çok sayıda ve farklı tipte algılayıcı, yüksek çözünürlüklü ve farklı frekanslarda veri üreten bileşenler ihtiva etmektedir. Modern veri toplama teknolojileri ile gerçek zamanlı olarak toplanan veriler kontrol sistemlerinin karar verme sürecini hızlandırır. Ancak, elde edilen verilerin doğru zaman etiketleri ile gerçek zamanlı olarak kaydedilmesi zor bir problemdir. Bunun yanı sıra, farklı frekanslarda gerçek zamanlı toplanılan verilerin senkronizasyonunda sorunlar ortaya çıkabilmektedir. Aynı anda gelen verilerde kayıp veya eksikler, kayıplardan dolayı zaman etiketlerinde kaymalar ve yanlış sıralamalar oluşmaktadır. Günümüzde bu problem için rafta hazır farklı çözümler bulunmaktadır, fakat özel bir hava aracı için bu sistemin özelleştirilmesi ve ilgili hava aracının gereksinimleri noktasında optimize edilmesi fark yaratacaktır. Projemizde FPGA tabanlı SoC donanım prototipi platformu üzerinde PX4 simülasyon ortamından gelen uçuş verilerinin gerçek zamanlı olarak kaydedilmesi ile gerçek zamanlı ve akıllı bir veri toplama altyapısı tasarlanmıştır.

Fiziksel bir nesnenin dijital kopyası olarak tanımlanan Dijital İkiz (Digital Twin) konseptinde oluşturulan kopya, nesnenin modelini, verilerini ve nesneyi izleyebilme yeteneğini içermektedir. Gerçek hayatta test etmenin maliyetli ve zor olduğu kompleks ürünlerden elde edilen verilerle oluşturulmuş bir Dijital İkiz üzerinde testler yapmak, ürünü fiziksel dünyaya sunmadan önce kolay yoldan denenmesini sağlar. Testlerden alınan verilerin etkisi modellere işlenir. Testlerde fiziksel bir ürün kullanılmadığı için bu durum işletme maliyetini azaltır, ekipman ve varlıkların ömrünü uzatır. Ayrıca, Dijital İkiz uygulaması sayesinde karmaşık programlar daha çabuk uygulamaya alınır, böylece zamandan da tasarruf sağlanır. Önerdiğimiz akıllı ve gerçek zamanlı veri toplama altyapısı platformu ile uçuşun Dijital İkizi çıkarılarak uçuş sonrasında uçuş ile ilgili analizlerin yapılmasına ve sonraki uçuşlar için kullanılacak olan bu verilere anlam kazandırılmasına olanak sağlayacaktır.

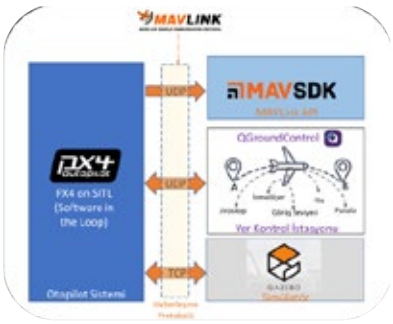
II. GERÇEKLEŞTİRİLEN ARAŞTIRMA FAALİYETLERİ

Tanımlanan problemin çözümü için önerilen proje yönteminde, farklı kaynaklardan farklı frekanslarla edinilen uçuş verilerinin zaman etiketi karışıklığı problemini çözmek için FPGA üzerinde ARM işlemci tabanlı özelleştirilmiş SoC mimarisi tasarlanarak Şekil 1'de görünen akıllı uçuş veri kaydedicisi modeli oluşturulmuştur. Bu model içerdiği donanım hızlandırıcıları ile düşük gecikmeli ve düşük güç tüketimli bir altyapı tasarımına olanak sağlamıştır. Projede uçuş verilerini gerçeğe yakın bir şekilde elde etmek için simülasyon ortamında gerçekleştirilen uçuşlardan, uçağın konum, hız, irtifa gibi verileri ortamın haberleşme protokolüne API sağlayan MAVSDK (Micro Air Vehicle Software Development Kit) aracılığıyla elde edilmiştir. PX4 simülasyon ortamından elde edilen farklı frekanslardaki ve farklı zaman alanındaki uçuş verileri açılan UDP tabanlı soket ve port yönlendirmesi ile tasarlanan SoC mimarisine Ethernet üzerinden iletilir. Tasarlanan SoC donanımı gelen verileri NTP üzerinden alınan atomik zaman verisini referans alarak, gelen veri paketlerini etiketleyerek aynı zaman alanına taşır. Ardından oluşturulan altyapıda sistemin veri güvenliğini sağlamak için şifreleme işlemi gerçekleştirerek veriler şifrelenip bir SD kart üzerine ardışık olarak kaydedilir. Şifreleme için kullanılan AES algoritması, yüksek işlem yüküne ve karmaşık hesaplamalara sahiptir. Düşük gecikmeli ve düşük güç kullanan, gerçek zamanlı çalışan bir sistem oluşturmak için AES şifreleme algoritmasının özelleştirilmiş SoC donanım tasarım modülü oluşturulmuştur. Verilerin gerçek zamanlı olarak görselleştirilmesi ve anlamlandırılması için Unity 3D oyun motoru ile tasarlanan ve birçok işletim sistemine uyumlu çalışabilen hem çeşitli grafikler hem de 3 boyutlu uçak görselleştirmesi ile zengin analiz imkânı sunan bir kullanıcı arayüzü tasarlanmıştır.



Şekil. 1. Gerçek Zamanlı, Akıllı Veri Toplama Altyapısı Modeli

A. Uçuş Verilerinin Oluşturulması



Şekil. 2. Simülasyon Ortamı

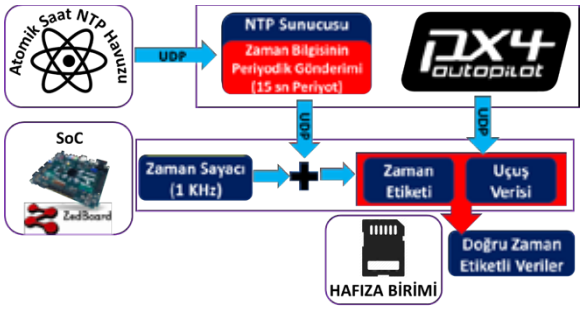
Ele alınan probleme çözüm olarak tasarlanması düşünülen gerçek zamanlı ve akıllı veri toplama altyapısını oluşturmak için uçuş verilerinin sağlanacağı kaynak olarak simülasyon ortamı kullanılmıştır. Günümüzde gelişen teknoloji ile birlikte test altyapılarında kullanımı yaygınlaşan simülasyon ortamları özellikle güvenlik, ekonomi ve verim açısından gerçek hava aracı kullanımından daha elverişli sonuçlar vermektedir [1]. Simülasyon ortamı sayesinde operasyonel bir çözüme sahip olmadan önce, insanlar ve cihazlar için risk oluşturmadan veriler elde edilir. Projede kullanılan simülasyon ortamı Şekil 2'de gösterildiği üzere havacılık alanında yaygın olarak kullanılan PX4 otopilot sistemi, Gazebo simülatörü ve QGroundControl yer kontrol istasyonundan oluşmaktadır. Bu ortam özel donanım gerektiren karmaşık hava araçlarının simülasyonlarını herhangi bir donanım kullanmadan yazılım üzerinde simülasyonun gerçekleşmesine izin veren Döngü İçi Yazılım (Software-in-The-Loop, SITL) simülasyon platformlarındandır [2]. PX4, İnsansız Hava Araçlarını (İHA) geliştirmek için kullanılabilecek birçok kütüphaneye sahip ve açık kaynak kodlu olmasından dolayı, diğer simülasyon ortamlarına göre daha avantajlı ve projede daha hızlı ilerlemenin yapılabileceği bir ortam olduğu

için tercih edilmiştir. Gazebo simülatörü de sensör modelini ve 3D görselleştirmeyi sağlayabilen açık bir yazılım olduğundan tercih edilmiştir [3]. Simülatör ve otopilot sistemi arasındaki iletişim MAVLink (Micro Air Vehicle Link) iletişim protokolü ile sağlanmaktadır. Elde edilen telemetri ve durum verileri hava aracından kontrol istasyonuna MAVLink üzerinden UDP paketleri ile gönderilmektedir [4].

Simülasyon ortamında elde edilen veriler gerçekleştirilen uçuşla senkron olarak farklı programlama dillerinde fonksiyonları bulunan, MAVLink'e üst düzey bir API sağlayan kütüphane olan MAVSDK aracılığıyla UDP paketleriyle SoC ortamına alınmıştır. [5] MAVSDK'in Python API sayesinde simülasyon ortamı ile SoC arasında veri aktarımı Ethernet üzerinden soket programlama kullanılarak gerçek zamanlı olarak gerçekleşmiştir. Aynı anda farklı frekanslara sahip içerisinde uçağın konumu, hızı gibi temel uçuş verilerine sahip farklı frekanslardaki veri paketleri alınarak probleme uygun bir sistem oluşturulmuştur.

B. Uçuş Verilerinin Aynı Zaman Alanına Taşınması

Uçuş güvenliğinin en temel sorunlarından biri olan farklı frekanslara sahip verilerin zaman karmaşası problemini çözmek için projede bir zaman damgalaması yöntemi uygulanmıştır. Simülasyon ortamında yapılan uçuşlarda farklı kaynaklardan farklı frekanslı veriler elde edildi ve SoC üzerine ulaşan bu verilere tüm süreçlerden önce doğruluğu yüksek zaman damgalaması yapılarak sistem içerisindeki gecikmelerden uzak tutulmuştur. Genel olarak NTP ve FPGA üzerindeki yerleşik zaman sayacının birleşimiyle oluşturulan bu sistemde NTP kullanılarak çok fazla ağ ekipmanına ihtiyaç duyulmadan gerekli olan zaman hassasiyetine ulaşıldı. Ayrıca atomik saat olarak adlandırılan bu protokol tüm ağlarda aynı ve yüksek hassasiyetli zaman bilgisi sağlamaktadır [6]. Zaman sayacı periyodik olarak bu NTP havuzundan beslenerek sistem üzerinde oluşabilecek zaman kaymalarının önüne geçilerek zaman damgalarının kesinliği ve doğruluğu sağlanmıştır. Bu sistem ile farklı frekanslı verilerin kayıpsız ve zaman kayması olmadan senkronize olarak kaydedilmesine katkıda bulunulmuştur.

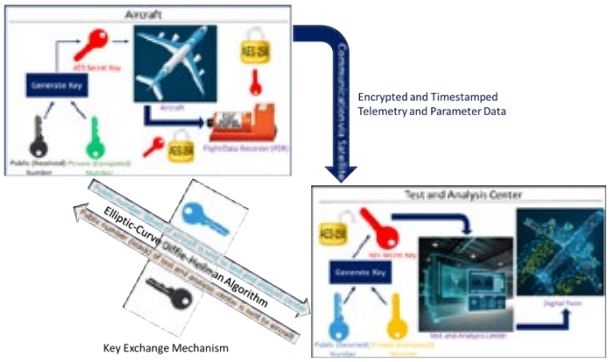


Şekil. 3. Uçuş Verilerinin Senkronizasyonu İçin Zaman Etiketlemesi Modeli

Veri toplama altyapısında, Xilinx ZedBoard Zynq-7000 SoC geliştirme kartına gelen verilerin zaman etiketlenmesi modeli Şekil 3'te gösterildi. Bir NTP havuzundan sunucu bilgisayar aracılığıyla periyodik olarak gönderilen atomik seviyede üretilen zaman bilgileri ile zaman etiketlerinin senkronizasyonu sağlanmaktadır. Kart üzerine yerleşik zaman sayacın ürettiği milisaniye seviyesindeki sinyaller atomik seviyedeki bu zaman bilgilerinin üzerine eklendikten sonra simülasyon ortamından gelen verilerin başına zaman etiketleri eklenir. Daha sonra hafıza birimine diğer veri işleme süreçlerinden sonra yüksek doğrulukta zaman etiketli veriler senkronize olarak kaydedilir.

C. Uçuş Verilerinin Güvenliği

Veriler, zaman etiketi verilip aynı zaman alanına taşınmasının ardından test altyapılarında ve Dijital İkiz uygulamalarında yapılacak sonraki analizler için kaydedilir. Savunma sanayisinde veri gizliliğinin çok önemli olması nedeniyle kaydedilecek verileri güvenli hale getirmek gerekir. Bu önemli verilerin yetkisiz ve kötü niyetli kişilerin eline geçmesini önlemek için en etkili yöntemlerden biri şifrelemedir. Şifreleme işlemi için Ulusal Standartlar ve Teknoloji Enstitüsü (NIST) tarafından onaylı, doğrusal olmayan yapısı sayesinde herhangi bir yetkisiz erişimi önlemek için oldukça verimli, yaygın olarak kabul gören ve güvenli bir algoritma olduğu kabul edilen AES seçilmiştir [7]. Birden fazla anahtar uzunluğuna sahip versiyonu bulunan bu simetrik kriptografik algoritmanın 256-bit anahtar uzunluğuna sahip versiyonu kullanılmıştır. AES, verileri şifreleme adımlarında birbirini tekrar eden 4 farklı fonksiyonun çevrimlerinden oluşur ve 256-bit için bu çevrim sayısı 14'tür [8].

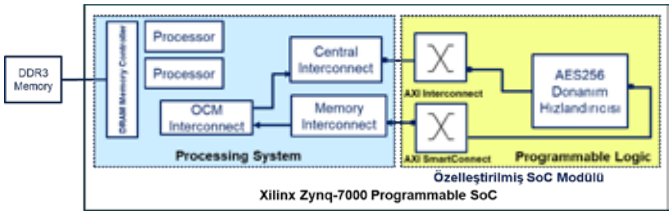


Şekil. 4. Şifreleme ve Anahtar Değişim Mekanizması Modeli

Simetrik şifreleme algoritmaları, şifreleme ve şifreyi çözme adımlarında aynı anahtarı kullanmaktadır. Bu gizli anahtarın güvensiz bir ağ üzerinden şifrelemenin diğer parti kişilerine dağıtımı, anahtarın üçüncü parti kişilerin eline geçebilme durumundan dolayı risklidir. Bu yüzden gizli anahtarın güvenli bir şekilde paylaşımını sağlayan asimetrik anahtar değişim algoritmasına ihtiyaç duyulmaktadır [9]. Projede güvensiz ağ üzerinden anahtar değişimi ECDH anahtar değişim algoritması kullanılarak yapılmıştır. Böylece hibrit bir kriptografik sistem oluşturulmuştur. Oluşturulan sistemin modeli Şekil 4'te gösterilmiştir. Burada şifreleme işleminin yapıldığı yer hava aracı olarak belirlenirken deşifreleme işlemi test ve analiz merkezinde gerçekleşmektedir.

AES algoritmasının fonksiyonları yoğun ve karmaşık aritmetik hesaplamalar içerdiklerinden dolayı merkezi işlemcide önemli miktarda zaman ve güç tüketimine neden olmaktadırlar. Verilere milisaniye düzeyinde hassas olarak verilen zaman etiketlerinde şifreleme işleminin yavaş gerçekleşmesiyle gerçek zamandan sapmalar meydana gelebilmektedir. Daha düşük gecikmeli bir şifreleme işlemi oluşturmak ve sapmaları en aza indirebilmek için hibrit şifreleme sisteminin donanım ve yazılım ortak tasarımı ile AES'in fonksiyonları hızlandırılmaktadır. Xilinx Vitis HLS (High Level Synthesis) kullanılarak üst seviye programlama dilinden RTL (Register Transfer Level)

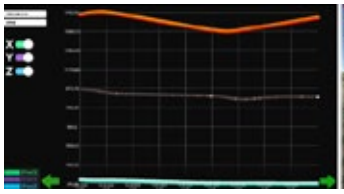
seviyesinde donanım tasarımı oluşturulan AES donanım hızlandırıcı SoC modülü ve tasarımı Şekil 5'te gösterilmektedir.



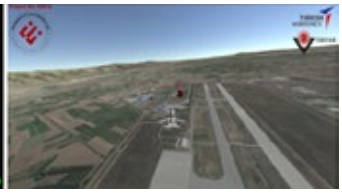
Şekil. 5. Özelleştirilmiş AES256 SoC Donanım Hızlandırıcısı Tasarımı

D. Uçuş Verilerinin Görselleştirilmesi

Dijital İkiz uygulamalarındaki veriler, karmaşık sistemlerdeki fiziksel karşılığa denk gelen verileri yansıtır. Gerçek zamanlı ve geçmiş verileri kullanarak geleceği tahmin etmek veya hataları gözlemlemek sistem geliştirme aşamalarında düşük bütçeler ile ürünün hızlı bir şekilde tamamlanması için kullanılan vazgeçilmez bir yöntemdir. Verilerin görselleştirilmesi tüm sistemin analiz edilmesini, güncellenmesini ve optimize edilmesini kolaylaştırır [10].



Şekil. 6. Uçağın Gerçek Zamanlı Pozisyon-Zaman Grafiğini Gösteren Kullanıcı Arayüzü

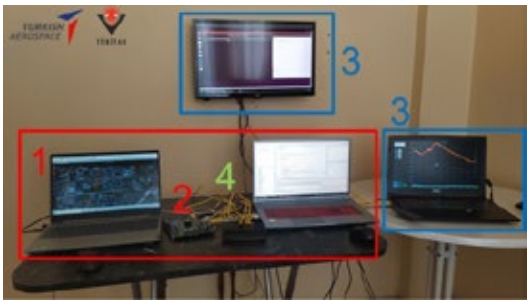


Şekil. 7. Gerçek Zamanlı 3 Boyutlu Uçak Hareketlerinin Görselleştirilmesi

Bu projede, PX4 simülasyon ortamından toplanan çeşitli verilerin senkronize olarak toplanması ve SoC mimarisi kullanılarak SD üzerine kaydedilip aynı anda gerçek zamanlı olarak başka bir platforma iletmesinin temel amaçlarından biri, veri analizinin gerçek dünyadaki karşılığını test ortamlarında analiz etmektir. Bu nedenle, PX4 simülasyon ortamından edinilen uçuş verilerinden, uçağın eksen hareketlerinin gerçek zamanlı olarak gözlemlenebildiği grafiksel bir kullanıcı arayüzü, Şekil 6 ve uçağın pozisyon, açısal hareket ve hızını gerçek zamanlı gözlemlenebildiği 3D uçak görselleştirilmesi Şekil 7 oluşturulmuştur. Oluşturulan 3D uçak simülasyon ortamı ve kullanıcı arayüzü Unity 3D oyun motoru kullanılarak tasarlanmıştır. Unity, sahip olduğu PhysX fizik motoru [11] ve birçok dijital ikiz araçları projede görselleştirme tasarımında kullanılmıştır. Ayrıca, Linux, Windows, Android, IOS vb. gibi birçok işletim sisteminde optimize bir şekilde kullanılmasına olanak sağlanmıştır.

E. Veri Toplama Altyapısı Modelinin Gerçeklenmesi

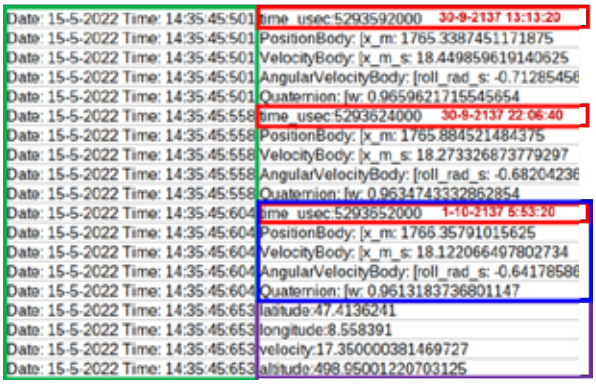
Oluşturulan altyapı tasarımında Şekil 8'de gösterilen 1 numaralı cihaz PX4 otopilot simülasyon ortamında yapılan uçuşu temsil etmektedir. PX4 simülasyon ortamından gönderilen farklı frekanslardaki uçuş verileri 2 numaralı akıllı uçuş veri kaydedicisini temsil eden SoC geliştirme kartına Ethernet üzerinden iletilmektedir. Alınan bu veriler aynı zaman alanına taşınıp, şifrelenip, SD kart üzerine kaydedilirken aynı zamanda 3 numaranın temsil ettiği Test ve Analiz merkezine gerçek zamanlı olarak ulaştırılır. 4 numaralı kısım güvensiz bir iletişim kanalını temsil ettiği için test merkezi ile akıllı uçuş veri kaydedicisi arasında şifreli veriye ulaşabilmek için anahtar değişimi yapılır. 3 numaralı alanda şifreli olan kayıtlı veriler çözülebilirken, gerçek zamanlı olarak da uçuş verileri görselleştirilir.



Şekil. 8. Akıllı Veri Toplama Altyapısı Modellemesi

III. ARAŞTIRMA SONUÇLARI VE ÇIKTILAR

Farklı kaynaklardan alınan farklı frekanslara sahip verilerin oluşturduğu zaman karmaşası problemini çözmek için uygulanan zaman etiketlenmesi yönteminin sonuçları Şekil 9'da kayıt dosyasından alınan bir örnekte gösterilmiştir. Sol tarafta yeşil çerçeve ile gösterilen sütunda uçuş verilerinin taşındığı zaman aralığı milisaniye seviyesindeki yüksek doğruluk ve kesinlikteki zaman etiketleri ile gösterilmiştir. NTP havuzundan alınan atomik seviyedeki zaman bilgisi ve 1 KHz frekansındaki zaman sayacının kombinasyonu ile oluşturulan bu etiketler uçuşlardan edinilen verilerin frekansına uygun olarak daha hassas seviyelerde ayarlanarak kullanılabilmektedir. Sağ tarafta ise mavi ve mor renkli çerçeveler ile iki farklı kaynaktan sırasıyla 20 Hz ve 2 Hz olmak üzere farklı frekanslarla gönderilen veri paketlerini temsil etmekte olup, görüldüğü üzere aynı zaman alanına taşınan veri paketlerinde kayıt sırasında herhangi bir kayıp ve zaman kayması yaşanmamıştır. Kırmızı renkli çerçeveler de görülen zaman etiketleri simülasyon ortamının ürettiği zaman bilgileridir ve yanlarında insan okumasına uygun formatta yazılarak yaklaşık 50 milisaniyelik farklarla gelen verilerde bile etiketlerin gelişigüzel değiştiği görülmektedir. Doğru zaman etiketlemesi ile havacılık faaliyetlerinde uçuş güvenliği ve sürdürülebilirliğini doğrudan etkileyebilen zaman karmaşası problemi çözüme kavuşturularak, yonga-üzeri-sistem mimarisinde yenilikçi bir yaklaşım ile çözüme kavuşturulmuştur. Genel model üzerinde yapılan optimizasyonlar ile sistem gecikmeleri minimum seviyede tutulduğu için gelen her bir sonraki veri paketinde zaman etiketlerinde herhangi bir kayma yaşanmamıştır.



Şekil. 9. Doğru Zaman Etiketleriyle Senkronize Kaydedilmiş Uçuş Verileri

Merkezi işlemcide (CPU) önemli miktarlarda zaman tüketimine sebep olduğundan dolayı donanım tasarımı çıkarılan AES fonksiyonları, tasarlanan özelleştirilmiş SoC modülü donanım hızlandırıcısı sayesinde hızlanmıştır. Tablo 1'de görüldüğü üzere simülasyon ortamından alınan en uzun veri, ZedBoard üzerinde bulunan ARM işlemcide 1409.49 us'de şifrelenirken tasarlanan donanım modülü ile bu işlem 413.65 us sürmüştür. Böylece, şifreleme işlemi 3.41 kat hızlanarak daha düşük gecikmeli bir sistem oluşturulmuştur. Şekil 9'da gösterildiği gibi, zaman etiketini karmaşıklığı problemini çözen modelde şifreleme işleminin hızlandırılmasıyla elde edilen düşük gecikme ile verilerin zaman etiketlenmesindeki sapmalar en aza indirilmiş ve hava araçları için çok önemli olan, ciddi kazalara sebebiyet verebilen zaman etiketi karmaşasının özgün bir çözümle yazılım-donanım ortak tasarımı ile çözülmesi sağlanmıştır.

TABLO I. AES256 Fonksiyonlarının Çalışma Zamanının Karşılaştırması

AES256 Dönüştürme Fonksiyonları	**Çalışma Zamanı (µs)**	
	Zynq ARM Cortex A9 İşlemci	**Özelleştirilmiş Donanım Tasarımı**
	1409.49	413.65

IV. Proje Ekibinin Kazanımları ve TUSAŞ'a Olası Katkısı

A. *Proje Ekibinin Kazanımları*

Projemizde, günümüz dünyasının en popüler konularını bir araya getirerek gerçek zamanlı akıllı uçuş veri kayıt altyapısı oluşturulması hedeflenmiştir. Bu disiplinlerarası çalışmamızda, dünya çapında birçok mühendis tarafından ele alınmakta olan en güncel mühendislik gereksinimlerini içermektedir. Havacılıkta yaygın olarak kullanılan "PX4 simülasyon ortamı", sağladığı esneklik ve paralel işleme özelliği sayesinde özellikle endüstride çokça kullanılan "FPGA", sağladığı Dijital İkiz ve görsellik araçları noktasında endüstride simülasyon ve görselleştirme uygulamalarını kolaylıkla geliştirme olanağı yaratan ve pek çok işletim sistemine (Linux, Windows, Android, IOS vb.) özel kolayca uygulama geliştirilebilen bir platform "Unity3D oyun motoru", çeşitli sektörleri dijitalleştiren ve daha verimli ve uygun maliyetli işlemler gerçekleştirmelerini sağlayan "Dijital İkiz konsepti" üzerine çalışılmıştır.

B. *TUSAŞ'a Katkısı*

Proje, TUSAŞ'ın üzerinde çalışmakta olduğu lisanslama süreçlerini hızlandıracak ve daha verimli, uygun maliyetli ürünler çıkarmasına olanak sağlayacak olan Dijital İkiz konsepti "Demir Kuş (Iron Bird)" tesisine özgü gerçek zamanlı çalışan bir akıllı elektronik devre altyapı tasarımı modellenmiştir. Yapılan çalışma, zaman karmaşıklığı problemine donanım seviyesinde çözüm önerisi sunmakla kalmayıp, SmartNIC konsepti çerçevesinde yeniden yapılandırılabilen yonga üstü sistem tasarımıyla da Dijital İkiz uygulamalarında kullanılabilecek, gerçek zamanlı sistemlerde düşük gecikmeli ve düşük güç kullanımlı bir altyapı oluşturulabileceği kanıtlanmıştır. Böylece, yapılan proje ile TUSAŞ bünyesinde gelecekte geliştirilecek altyapı sistemlerine yenilikçi bir yaklaşım sunulmuştur.

V. Öneriler, Alınan Dersler ve Gelecek Çalışmalar

Veri toplama altyapısı tasarımı üzerinde yapılacak gelecek çalışmalar ile sistemin daha verimli ve etkin bir şekilde TUSAŞ bünyesindeki Dijital İkiz uygulamalarında ve test altyapılarında kullanılabilmektedir. Dijital İkiz konseptinin bir gerçeklemesi olan bu çalışma FPGA tabanlı SoC mimarisi üzerinde uygulanması ile uçuş verilerinin analizi sırasında zaman ve maliyet avantajı sağlamaktadır. FPGA kartlarının sağladığı esneklik ve paralel işlem yapabilme özelliği ve yeniden yapılandırılabilir SoC mimarisinin bulundurduğu çok sayıda UDP tabanlı port yönlendirmeleri ile oluşturulan veri toplama altyapısının esnek kullanıma uygun olması sayesinde tek bir kart üzerinde eş zamanlı olarak çoklu uçuş performansları sergilenebilecektir. Projede deneysel olarak yapılan kablolu haberleşmenin yanı sıra kablosuz haberleşme modüllerinin sisteme entegre edilmesiyle birlikte simülasyon uçuşları haricinde uçaklar ve İHA ile yapılacak fiziki uçuşlarda veri toplama işlemleri yapılabilecektir.

Kaynaklar

[1] Ma, Chenxiang, You Zhou, and Zhiqiang Li. "A New Simulation Environment Based on Airsim, ROS, and PX4 for Quadcopter Aircrafts." 2020 6th International Conference on Control, Automation and Robotics (ICCAR). IEEE, 2020.

[2] Nguyen, Khoa Dang, Cheolkeun Ha, and Jong Tai Jang. "Development of a new hybrid drone and software-in-the-loop simulation using px4 code." International Conference on Intelligent Computing. Springer, Cham, 2018.

[3] Nguyen, Khoa Dang, and Trong-Thang Nguyen. "Vision-Based Software-in-the-Loop-Simulation for Unmanned Aerial Vehicles Using Gazebo and PX4 Open Source." 2019 International Conference on System Science and Engineering (ICSSE). IEEE, 2019.

[4] Allouch, Azza, et al. "MAVSec: Securing the MAVLink protocol for ardupilot/PX4 unmanned aerial systems." 2019 15th International Wireless Communications & Mobile Computing Conference (IWCMC). IEEE, 2019.

[5] Sorokopud, V., & Prystavka, P. (2020, October). Upgrade Quadrocopter Architecture to Use Video Analytics and Navigation On-board. In 2020 IEEE 6th International Conference on Methods and Systems of Navigation and Motion Control (MSNMC) (pp. 154-157). IEEE.

[6] Neagoe, T., Cristea, V., & Banica, L. (2006, July). NTP versus PTP in computer networks clock synchronization. In 2006 IEEE International Symposium on Industrial Electronics (Vol. 1, pp. 317-362). IEEE.

[7] Janveja, M., Paul, B., Trivedi, G., Vijayakanthi, G., Agrawal, A., Jan, P., & Němec, Z. (2020, April). Design of Efficient AES Architecture for Secure ECG Signal Transmission for Low-power IoT Applications. In 2020 30th International Conference Radioelektronika (RADIOELEKTRONIKA) (pp. 1-6). IEEE.

[8] Burman, S., Rangababu, P., & Datta, K. (2017, March). Development of dynamic reconfiguration implementation of AES on FPGA platform. In 2017 Devices for Integrated Circuit (DevIC) (pp. 247-251). IEEE.

[9] Iavich, M., Gnatyuk, S., Jintcharadze, E., Polishchuk, Y., & Odarchenko, R. (2018, October). Hybrid encryption model of AES and ElGamal cryptosystems for flight control systems. In 2018 IEEE 5th International Conference on Methods and Systems of Navigation and Motion Control (MSNMC) (pp. 229-233). IEEE.

[10] Zhu, Z., Liu, C., & Xu, X. (2019). Visualisation of the digital twin data in manufacturing by using augmented reality. Procedia Cirp, 81, 898-903.

[11] Unity, 2021. Unity Documentation - Physics in Unity 5.0. https://docs.unity3d.com/ (2021)

Gerçek Zamanlı Veri Toplama Altyapısı

Real-Time Data Acquisition Infrastructure

Öğrenci - 1
Efe Emir Pekmez
Marmara Üniversitesi
Elektrik-Elektronik Müh.
İstanbul, Türkiye

Öğrenci - 2
Alperen Yurdakul
Marmara Üniversitesi
Elektrik-Elektronik Müh.
İstanbul, Türkiye
alperenyurdakul7@gmail.com

Öğrenci - 3
Batuhan Berkay Öztürk
Marmara Üniversitesi
Elektrik-Elektronik Müh.
İstanbul, Türkiye

Akademik Danışman
Dr. Öğr. Üyesi Alper Şişman
Marmara Üniversitesi
Elektrik-Elektronik Müh.
İstanbul, Türkiye
alper.sisman@marmara.edu.tr

Sanayi Danışmanı
Lütfi Köse
Türk Havacılık Uzay Sanayii
Ankara, Türkiye
lutfi.kose@tai.com.tr

***Özetçe*— Demir Kuş test sisteminin bir parçası olarak, uçuş sırasında çeşitli sensör ve sistem bileşenlerinden gönderilen verilerin analiz edilebilmesi için gerçek zamanlı, güvenilir bir veri toplama altyapısına ihtiyaç vardır. Sistemin oluşturduğu veri boyutu uçuş sonunda tera-byte/giga-byte seviyesinde bir boyuta ulaşabildiğinden, altyapı uçuş sırasında verileri akış olarak olarak bu verileri gerçek zamanlı toplama ve işleme özelliklerine sahip olmalıdır. Projemizin amacı bu kriterleri başarılı bir şekilde sağlayan bir sistemin tasarlanması ve test edilmesidir.**

Anahtar Kelimeler — Iron Bird, Sensörler, Gerçek Zamanlı, Veri Toplama

***Abstract* — As part of the Iron bird test system, a real-time, reliable data collection infrastructure is needed to analyze the data sent from various sensors and system components during flight. Since the data size generated by the system can reach a tera-byte/giga-byte level at the end of the flight, the infrastructure should have the ability to collect and process this data in real time as data flow during the flight. The aim of our project is to design and test a system that successfully meets these criteria.**

Keywords — Iron Bird, Sensors, Realtime, Data Acquisition

I. GİRİŞ VE PROBLEM TANIMI

Yerli havacılık sistemlerinin üretimi, geliştirilmesi ve entegrasyonu Türk Savunma Sanayii'nin daimi bir hedefi olmuştur. Bu nedenle, ilgili konularda yeni, iddialı tasarımlar ve araştırma projeleri sunulduğunda çoklukla desteklenmektedirler.

Bir uçağın geliştirilmesi sürecinde, bir prototip uçağı laboratuvar ortamında test etmek çokça uygulanan bir adımdır. Demir kuş test sistemleri olarak adlandırılan bu test sistemleri, uçağın alt sistemleri için gerçek bir uçuşu simüle ederek bu tür sistemlere ve dinamiklere ilişkin faydalı bilgiler sağlar.

Her ne kadar önemli olsalar da bu sistemler genelde karmaşıktırlar ve test sürecinin çeşitli yönlerini ele alan birden fazla alt sistemlerden oluşurlar. Bu alt sistemlerden biri de veri toplama alt sistemidir. Bu alt sistem, test sürecinde test edilen uçak prototipinin her yerinden veri toplama sorumluluğunu üstlenir. Veri aktarım hızı ve elde edilen toplam veri, tek bir sistemde ağır bir yük taşıdığından, belirli bir uçağın gereksinimlerine göre ölçeklenen, daha hızlı, gerçek zamanlı ve daha ölçeklenebilir sistemler bir çözüm olarak karşımıza çıkarlar.

Bu projenin TUSAŞ bünyesindeki Demir Kuş olarak bahsedilen uçak test sisteminin bir parçası olacak bir altyapı olması hedeflenmektedir.

Demir Kuş uçuş test sistemlerinin bir parçası olarak, test prosedürü sırasında çeşitli sistem ve sensör bileşenlerinden gönderilen verilerin alınması ve aynı anda etiketlenmesi önemlidir. Veriler farklı frekanslarda alınabildiğinden, zaman etiketlemesi ile verileri ortak bir zaman alanına taşımamız gerekir. Bu verileri analiz etmek için gerçek zamanlı bir veri toplama altyapısına ihtiyaç vardır. Tüm sistem tarafından üretilen veriler büyük dosya boyutlarına ulaşabilir, bu nedenle altyapının uçuş testleri sırasında verileri gerçek zamanlı olarak alabilmesi ve işleyebilmesi gerekir. Araştırmanın ilk amacı, verilen gereksinimleri karşılayan bir sistem tasarlamaktır. Daha sonra sistemden toplanan verileri gerekensinimleri karşılayacak bir veritabanına (Elasticsearch) aktarılır ve bir performans izleme arayüzü (Grafana) yardımıyla analiz edilir ve görselleştirilir. Böylece çeşitli sensörlerin performansları izlenebilmekte ve sistem daha kolay test edilebilmektedir.

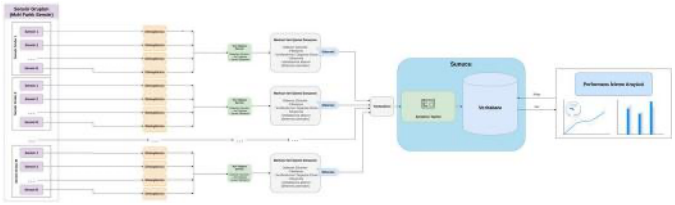
II. GERÇEKLEŞTİRİLEN ARAŞTIRMA FAALİYETLERİ

A. Çözüme Yönelik Olası Sistem Tasarımı Geliştirmeleri

İlk olarak oluşturulacak altyapının gereksinimlerini göze alınarak hali-hazırda varolan diğer sistemlerin araştırılması ve incelenmesi için çalışmalara başlandı. Araştırmalar sonucunda tasarıma yol gösterecek benzeri bir örnek sistemle karşılaşılmamıştır fakat farklı alanlarda farklı amaçlarla kullanılan çeşitli diğer veri toplama sistemleri ile karşılaşıldı.

Demir Kuş'a uyarlanacak bir sistem tasarlanması için Demir Kuş sistemini içeren araştırmalar incelenmiştir.

Sonrasında Şekil 1'de gösterilen teorik tasarım kavramlaştırılmıştır.



Şekil. 1. Teorik Sistem Tasarımı

Oluşturulan sistemin amacı N farklı sensörden oluşan M farklı sensör grubundan RS-485, CAN veya çeşitli diğer haberleşme protokolleri aracılığıyla ile gelen verilerin toplanmasının sağlanmasıdır. Veriler kullanılan hat yapısına bağlı olaraktan görüldüğü gibi tek bir haberleşme hattına dökülmesi için farklı haberleşme protokollerine dönüştürülmektedir.

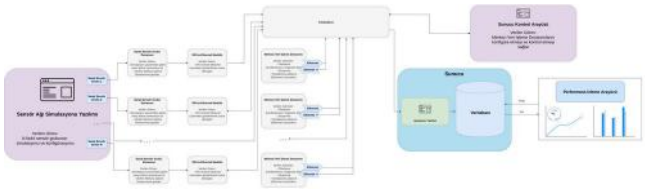
Sensör gruplarından toplu olarak gelen hat verileri Veri Toplama Devresi üzerinde okunup paketlenecektir. Paketlenen veriler yüksek hızlı bir haberleşme hattı üzerinden Merkezi Veri İşleme Donanımına (MVİD) aktarılacaktır. Bu haberleşme hattı için ethernet kullanmasına karar verilmiştir.

MVİD içinde veri anlamdırılmak üzere filtrelenecektir ve organize edilecektir. Veriyi anlamlandırmak için çeşitli gereksinimleri gerçekleştirmeye yönelik basit matematiksel ifadeler, frekans bazlı filtreler ve anomali filtreleri gibi çeşitli filtre yapıları ve bunların sıralı kombinasyonları kullanıcı tarafından ayarlanabilmelidir. Filtrelenen veriler isim etiketleriyle organize edilip sunucuya gönderilmelidir. Gönderim ethernet üzerinden yapılacaktır ve ağın paket başına düşen minimum bant kullanımı sağlanması ve ağın performanslı bir şekilde kullanılması için sıkıştırma metotları kullanılacaktır. Bu şekilde sunucuya toplanan veriler minimum gecikme ile gidecektir.

Sunucu tarafında sıkıştırılmış paketler önce çözülür sonrasında veritabanında (Elasticsearch) saklanır.

Veritabanındaki toplanmış sensör verileri sonrasında analiz edilebilir ve performans izleme arayüzü (Grafana) kullanılarak görselleştirilebilir.

Bu sistemin TUSAŞ'da bulunan gerçek Demir Kuş sistemi üzerindeki sensörlerden veri toplamasını sağlamak için belirli değişikliklere gidilmiştir. Değişiklikler sonucu pratik sistem tasarımı Şekil 2'de görülmektedir.

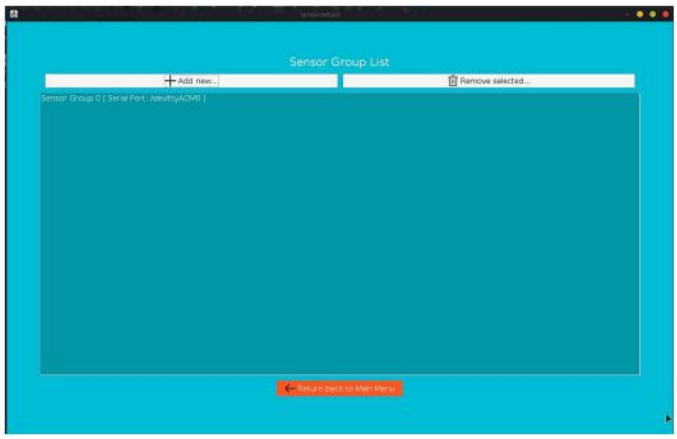


Şekil. 2. Pratik Sistem Tasarımı

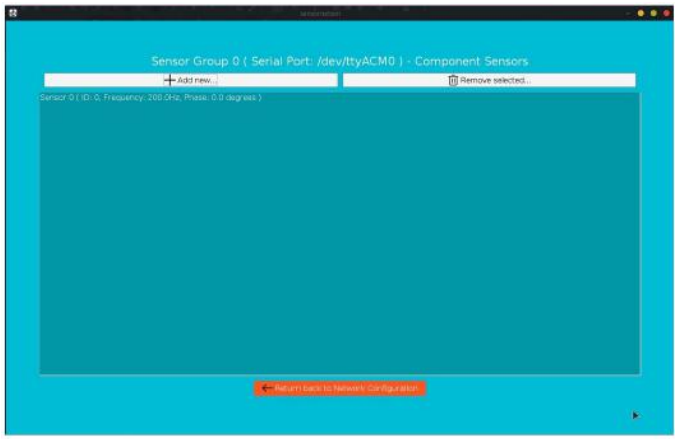
Gerçek sensör sistemlerinde daha karmaşık yapılar ve çoğunlukla kendi veri toplayıcı sistemleri de bulunduğundan bunlarla entegre edilebilecek bir sistem geliştirilmiştir. Ayrıca Demir Kuş sistemi araştırma ekibinin bünyesinde bulunmadığından dolayı ilk olarak uçakta bulunabilecek olası sensörlerin simülasyonunu sağlayacak Sensör Ağı Simulasyon Yazılımı (SASY) geliştirilmiştir. Bu arayüze ait ekran görüntüleri Şekil 3, Şekil 4, Şekil 5 ve Şekil 6, Şekil 7'de görülmektedir.



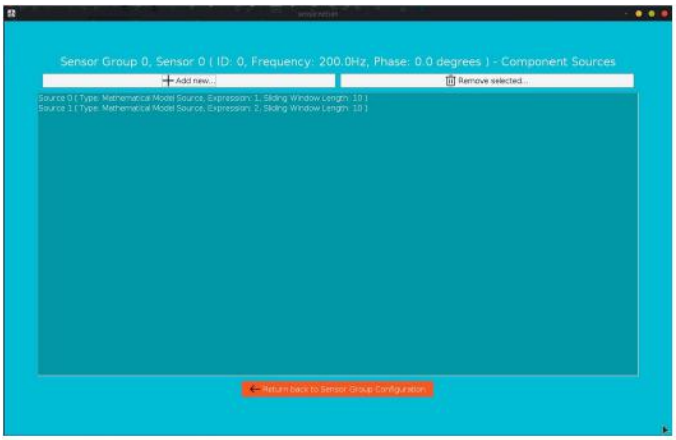
Şekil. 3. SASY Ana Ekranı Ekran Görüntüsü



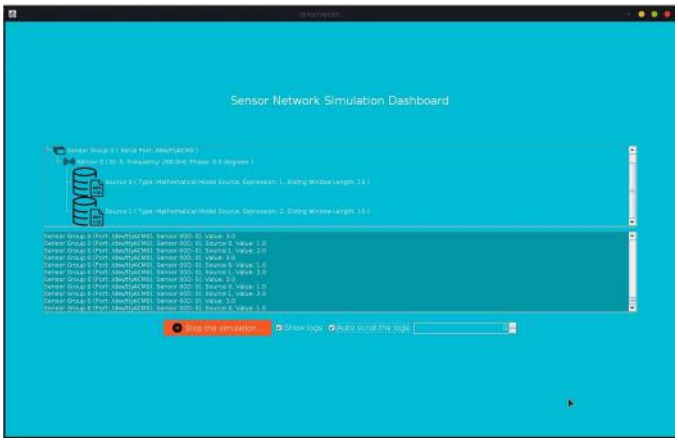
Şekil. 4. SASY Sensör Ağı Düzenleme Ekranı Ekran Görüntüsü



Şekil. 5. SASY Sensör Grubu Düzenleme Ekranı Ekran Görüntüsü



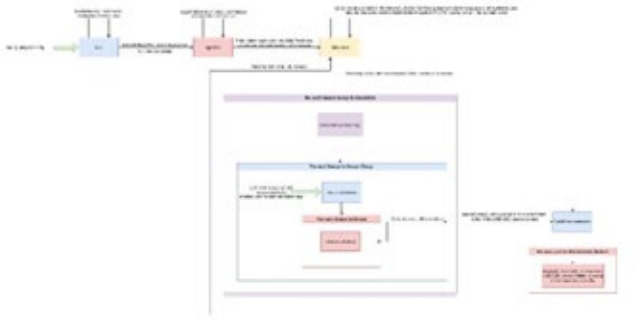
Şekil. 6. SASY Sensör Modelleme Ekranı Ekran Görüntüsü



Şekil. 7. SASY Simulasyon Kontrol Paneli Ekran Görüntüsü

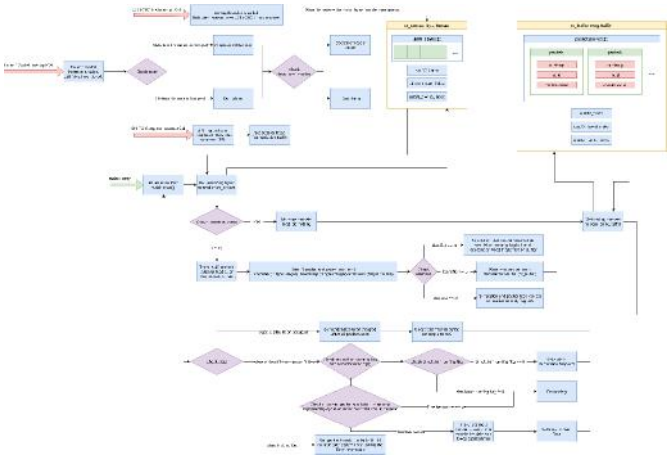
SASY gereksinimlere bağlı olaraktan 200 Hz ile 30000 Hz aralığında sensörleri simüle etmelidir. SASY, çeşitli şekilde gerçek sensörleri barındıran sensör gruplarını ve bunları barındıran sensör ağlarını modelleme kapasitesine sahip olmalıdır. Sensörler 3 farklı kaynak ve bunların çeşitli toplam kombinasyonları kullanarak modellenebilmektedir:

Matematiksel ifadeler kullanarak, Excel/CSV gibi veri kaynakları kullanılarak veya rastgele dağılım veri kaynakları. Birden fazla kaynakla oluşturulabilen sensörler en son bütün kaynakların toplamıyla bir değer oluştururlar ve bu değer gerçek sensörün değerine tekabül etmektedir. Sensörlerin her biri pozitif bir tam sayı ile belirtilen etiketlere sahiptir ve sensör grupları içinde yer alırlar. Sensör gruplarında yer alan sensörlerin verileri etiket (tam sayı), zaman sayacı (tam sayı) ve değer (ondalık) formatında paketler halinde bir USB CDC (Communication Device Class) cihazı olan Sanal Sensör Grubu Donanımına (SSGD) aktarılır. Genel olarak SASY'nin algoritması Şekil 8'de görülmektedir.



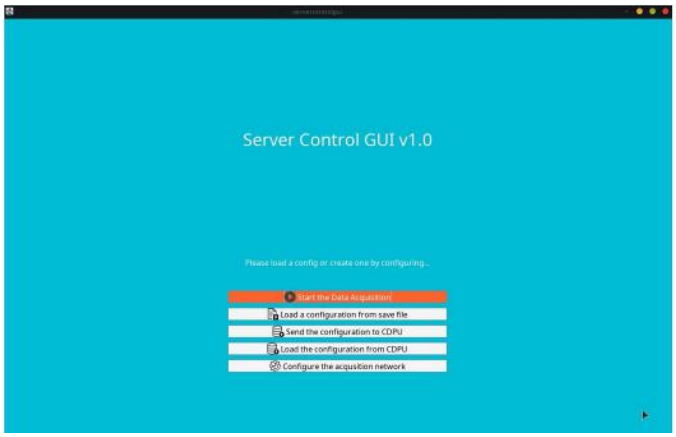
Şekil. 8. Sensör Ağı Simulasyon Yazılımının Algoritması

SSGD verileri toplu alır ve tekrar senkronizasyondan geçirerek zamansal düzlemde verileri tekrar sıralar. Senkronizasyon sonucu zaman sayacı senkronizasyon sayacıyla eşleştiği zaman veri yeni yakalanmış gibi davranılır ve zaman etiketi atılır. Böylece gerçek uçakta senkronize halde gelecek veriler sanki SASY'den aynı şekilde geliyormuş gibi karşılanması sağlanır. Gerçek zaman etiketi atılmış veriler işlenmek üzere MVİD'ye aktarılır. SSGD'nin yazılımsal algoritması Şekil 9'da görülmektedir.



Şekil. 9. SSGD Yazılım Algoritması

Ayrıca MVİD üzerindeki filtreleme veriyollarını düzenlemek ve kontrol edebilmek amacıyla Sunucu Kontrol Arayüzü (SCI) yazılımı tasarlanmıştır. Bu arayüze ait ekran görüntüleri Şekil 10, Şekil 11, Şekil 12'de görülmektedir.



Şekil. 10. MI/İD Ana Ekranı Ekran Görüntüsü

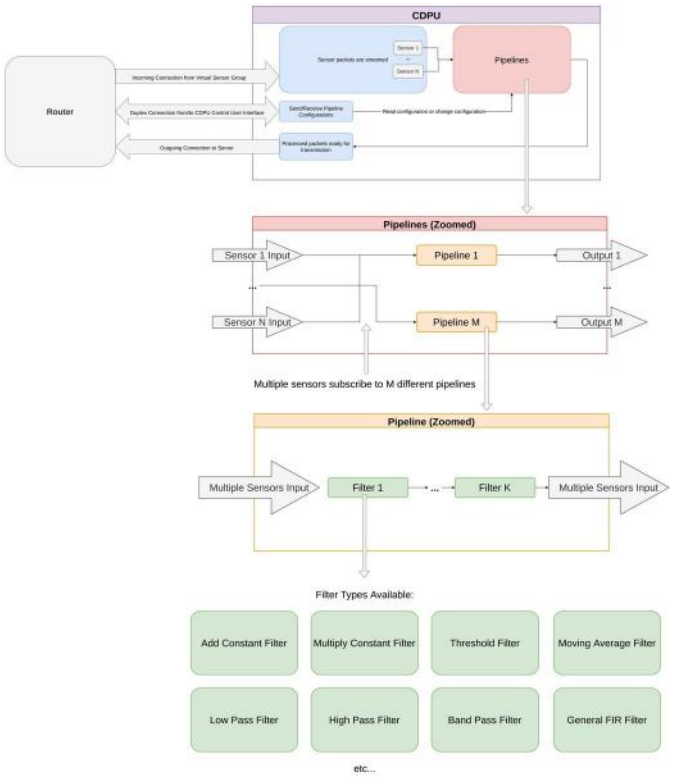


Şekil. 11. MI/İD Filtre Hatları Düzenleme Ekranı Ekran Görüntüsü



Şekil. 12. MI/İD Filtre Hattı Düzenleme Ekranı Ekran Görüntüsü

MVİD'nin filtreleme hattı çalışma prensibi Şekil 13'de görülmektedir.



Şekil. 13. MI/İD Yazılım Algoritması

MVİD ve sonrası teorik sistem tasarımında anlatıldığı gibi aynı yapıda işleyecektir.

III. SONUÇLAR

Tasarımlarımızın tanımlanmış gereksinimlerimizi karşılayıp karşılamadığını test etmek için 4 test aşaması geliştirildi. Bu testlerin ile, herhangi bir tasarımın geçerliliği ve genel başarısının kanıtlanması hedeflenmektedir.

1) SASY Yazılımında Birim Testleri
2) SSGD Üzerinde Birim Testleri
3) MVİD Üzerinde Birim Testleri
4) Genel Sistem için Entegrasyon Testi

Bu testler birimsel testler olduğu gibi aynı zamanda dizaynın genel bütünlüğünü de test eder.

1) SASY Yazılımında Birim Testleri:

Testler yazılımın yüklü olduğu bilgisayarda "Log USB-CDC packets" seçeneği seçilerek cihaza takılı olan SSGD'ye giden verilerin bir CSV dosyasına log edilmesi sağlanır. Test sırasında farklı frekans ve fazlarda bir veya birden fazla sensör içeren ağ yapıları kurulur. Sonuç olarak sistemin her durumda doğru zaman etiketiyle verileri oluşturabildiği ve verilerin modellerle uyumlu olaraktan değerler ürettiği gözlemlenmiştir. Sonuç olarak bu test başarılıdır.

2) SSGD Üzerinde Birim Testleri:

Bu aşama SSGD üzerinde karşılaşılan problemler MVİD ile uyumsuzluklar nedeniyle başarısız olmuştur. Verilerin cihaza USB-CDC üzerinden geldiği gözlemlenmiştir fakat veriler MVİD cihazına SPI-to-Ethernet modülü üzerinden ethernet ile iletilememiştir.

3) MVİD Üzerinde Birim Testleri:

Bu test aşaması MVİD'ye veriler SASY tarafından üretilip "Send data through IPC (Debug Feature)" seçeneği seçilerek SSGD'nin atlanılması ile gerçekleştirilmiştir. Farklı filtre dizilimleri kullanılarak veriler incelenmiş ve veriyolu kontrolleri MATLAB'de ikizi oluşturularak test edilmiştir. Test sonucunda verilerin doğru işlendiği gözlemlenmiş ve test başarılı kabul edilmiştir.

4) Genel Sistem için Entegrasyon Testi

SSGD dışında sistem entegre edilmiş, veritabanına (Elasticsearch) bağlantı yapılmış ve performans izleme arayüzü (Grafana) üzerinden gözlemlenmiştir. Çeşitli sensör ağları oluşturularak sistem test edilmiştir. Test sırasında sistemin milisaniye çözünürlük altına inemediği ve 1000 Hz'den yüksek frekanslı sensör örneklerinin kesintiye uğradığı ve kaydedilen sinyalin bozulduğu incelenmiştir. Bu problemin nedeni Javascript ile oluşturulan performans izleme arayüzü kütüphanelerinin örnekleme çözünürlüğünün Javascript üzerinde milisaniye bazında zaman etiketi sınırına sahip olduğu saptanmıştır.

IV. Öneriler, Alınan Dersler ve Gelecek Çalışmalar

A. *Alınan Dersler ve Gelecek Çalışmalar*

Bu projede yapılan çalışmalar ışığında gelecekte tasarlanabilecek herhangi bir veri toplama ve işleme altyapısında karşılaşılabilecek olası problemler, kritik veri yollarında darboğaz oluşturabilecek noktalar gibi konular tespit edilmiş. Bu problemlere çözümler önerilmiş ve bu sistemlerin gereklilikleri tanımlanmıştır. Bu sayede proje, gelecekte tasarlanması planlanan benzer projelerde fikir ve alternatiflerin değerlendirilmesi adına, önemli bir kaynak niteliği taşımaktadır.

B. *Planlanan Gelişmeler*

Projede tarafımızca geliştirilmesi planlanan noktalar:

- Javascript millisaniye zaman etiketi sınırı yüzünden yüksek frekanslarda görülen anomalilerin çözülmesi için alternatif bir performans izleme arayüzü geliştirilmesi, (Zaman çözünürlüğünün geliştirilmesi)
- Simüle edilen donanımların gerçekleştirilerek fiziksel sistemin oluşturulması,
- Verileri anlamlandırmak için işe yarayacak farklı filtreler eklemek,
- Sıkıştırma algoritmaları, anomali filtreleri ve MVİD toplanan verileri isim etiketleme gibi eklemeyi düşündüğümüz fakat ekleyemediğimiz özellikleri eklemek,
- Toplama, çıkarma, vb. gibi birden fazla sensörü birden işleyecek filtreleri gerçeklemek ve bunun için gereken interpolasyon algoritmalarını gerçeklemek

Teşekkür

Akademik danışmanımız Alper Şişman'a ve bütün TUSAŞ ailesine destekleri için teşekkür ederiz.

Kaynaklar

[1] Blasi, L.; Borrelli, M.; D'Amato, E.; di Grazia, L.E.; Mattei, M.; Notaro, I. Modeling and Control of a Modular Iron Bird. Aerospace 2021, 8, 39.

[2] Kaden, André; Boche, Bernd; Luckner, Robert, Hardware-in-the-loop Flight Simulator - An Essential Part in the Development Process for the Automatic Flight Control System of a Utility Aircraft, Proceedings of the EuroGNC 2013, 2nd CEAS Specialist Conference on Guidance, Navigation & Control, Delft University of Technology, Delft, The Netherlands, April 10-12, 2013

[3] Jean-Marie Calluaud, Jean Casteres, Stéphane Gaudaire. Technology evolution of aircraft simulator for real equipments validation. Embedded Real Time Software and Systems (ERTS2008), Jan 2008, toulouse, France

[4] Long, Chenguang; Ardito, Luca; Morisio, Maurizio, Development and test of an Iron Bird (Airplane wing simulator), Politecnico di Torino, Torino, 2020/21

[5] https://www.researchgate.net/figure/Ironbird-simulation-of-UAV_fig2_231537788

[6] https://en.wikipedia.org/wiki/Anomaly_detection

[7] https://www.knowi.com/blog/what-is-elastic-search/

[8] https://hsmnzaydn.medium.com/docker-spring-boot-elk-stack-i%CC%87le-centralized-logging-603f322675a1

[9] https://grafana.com/docs/grafana/latest/datasources/elasticsearch/

[10] https://play.grafana.org/d/000000012/grafana-play-home?orgId=1&search=open&folder=current

[11] https://towardsdatascience.com/k-nearest-neighbors-knn-for-anomaly-detection-fdf8ee160d13

[12] https://towardsdatascience.com/support-vector-machine-svm-for-anomaly-detection-73a8d676c331

[13] https://towardsdatascience.com/local-outlier-factor-for-anomaly-detection-cc0c770d2ebe

[14] https://towardsdatascience.com/how-to-perform-anomaly-detection-with-the-isolation-forest-algorithm-e8c8372520bc

[15] https://blog.goodaudience.com/neural-networks-for-anomaly-outliers-detection-a454e3fdaae8

Gerçek Zamanlı Veri Toplama Alt Yapısı

Real - Time Data Acquisition Infrastructure

Öğrenci - 1
BengisuYücel
Çankaya Üniversitesi
Elektrik Elektronik Mühendisliği
Ankara, Türkiye
yucelbengisu@gmail.com

Öğrenci - 2
Seyit Semih Yiğitarslan
Çankaya Üniversitesi
Elektrik Elektronik Mühendisliği
Ankara, Türkiye
ssyigitarslan@gmail.com

Akademik Danışman
Tolga İnan
Çankaya Üniversitesi
Elektrik Elektronik Mühendisliği
Ankara, Türkiye
tolga1inan@gmail.com

Sanayi Danışmanı
Lütfi Köse
Türk Havacılık Uzay Sanayii
Ankara, Türkiye
lutfi.kose@tai.com.tr

***Özetçe*—Test altyapılarında ve dijital ikiz uygulamalarda veri toplamak ve farklı kaynaklardan toplanan bu verilerin eş zamanlı olarak zaman etiketlenmesi çok önemlidir. Projemizde veriler farklı frekanslarda olabileceğinden, zaman etiketleme ile verileri aynı zaman alanına taşıyacağız. Veri toplama cihazları çeşitli olabileceğinden çalışmamızda ortamın bağımsızlığı da dikkate alınarak standart PC, Raspberry Pi gibi farklı tip cihazlarda çalışabilen bir veri toplama yazılım altyapısı ile gerekli paket kitaplıkların oluşturulması planlanmıştır. ve veri toplama için Linux tabanlı bilgisayarlar. Bu sayede hem savunma alanında hem de diğer alanlarda gerçek zamanlı veri iletimi sorununu ve veri kaynağının ortamına bağlı olarak veri toplamada sorun yaratabilecek dış etkenleri en aza indirmiş olacağız. Aynı zamanda yazılım altyapısının farklı programlama dilleri ile entegre edilerek bir yazılım kütüphanesi oluşturulması planlanmaktadır.**

Anahtar Kelimeler — Gerçek Zamanlı Veri; Veri Tabanı; Haberleşme Protokolleri.

***Abstract*—It is very important to collect data in test infrastructures and digital twin applications and simultaneously time-tag these data collected from different sources. Since the data may be at different frequencies in our project, we will move the data to the same time domain by time tagging. Since data collection devices can be various, taking into account the independence of the environment in our study, it is planned to create the necessary package libraries with a data collection software infrastructure that can run on different types of devices such as standard PC, raspberry pi and Linux-based computers for data collection. In this way, we will minimize the problem of real-time data transmission both in the defense field and in other fields, and external factors that may cause problems in data collection depending on the environment of the data source. At the same time, it is planned to create a software library by integrating the software infrastructure with different programming languages.**

Keywords — Real Time Data; Database; Communication Protocols.

I. PROBLEM TANIMI

Problem Tanımı şu şekilde ana başlıklara ayrılıyor;

Gerçek Zamanlı Veri Aktarımında Veri Kaybı: Birden fazla kaynaktan alınan veriler, verinin boyutuna ve türüne bağlı olarak iletim sırasında kaybolabilir.

Gerçek Zamanlı Veri Aktarımında Frekans uyuşmazlığı: Bu, birden çok kaynağın frekanslarının cihaz türlerine göre farklılık göstermesinden kaynaklanan bir sorundur.

Veriler Arasında Zaman Kayması: Kaynaklardan alınan farklı verilerin kaydedildiği ve veri tabanına alındığı sürecin uzunluğu, gerçek zamanlı veri iletimi için bir sorundur.

Uygulamadaki Sorunlar: Gerçek zamanlı veri aktarımı hem savunma sanayisinde hem de teknolojinin olduğu her alanda kullanılmaktadır. Ancak uygulamaların çoğu yeni teknolojiye uyumlu olmamakla birlikte bazı dillere de uyumlu değildir.

II. GERÇEKLEŞTİRİLEN ARAŞTIRMA FAALİYETLERİ

A. Problemin Anlaşılması ve Çözümü için Çalışmalar:

TUSAŞ Lift Up sanayi danışmanları ile düzenli olarak görüşüldü ve proje ile ilgili detaylı bilgi alınarak problemin anlaşılması için gerekli çalışmalar yapıldı. Çalışma planları ve problemler tanımlandı. Kullanılan programlama dili ve veri tabanı için alternatifler araştırıldı.

Problemin çözülmesi için benzer problemlere sahip makaleler araştırılarak olası çözümler değerlendirildi. İlk olarak gerçek zamanlı veri aktarımında kullanılan yöntemlerle ilgili araştırmalar yapılarak olası çözümler değerlendirildi ve ilgili çalışmalar not edilerek prototip aşamasında kullanılmak üzere değerlendirildi. Bir diğer aşama olarak ise problem tanıma aşamasında saptanmış olan problemler ile ilgili ayrı ayrı literatür taramaları yapılarak olası çözümlere alt başlıklar halinde de bakıldı.

Farklı kaynak oluşturmak için Cihazların seçimi, Haberleşme Protokolleri ve Sensörlerin seçimi:

B. Farklı kaynak oluşturmak için Cihazların seçimi, Haberleşme Protokolleri ve Sensörlerin seçimi:

Sanayi danışmanlarımızın önderliğinde TCP / UDP protokolleri üzerindeki çalışmalar ve araştırmalar sonucunda UDP iletişim protokolü seçilmiştir. Nem, Sıcaklık, Ses, Mesafe, Hareket sensörleri veri toplama için seçilmiştir. Veri toplamada farklı kaynaklardan veri almak için veri toplayabileceğimiz cihazlar Arduino UNO, PC ve Raspberry Pi seçilmiştir. Ayrıca Windows ve Linux ortamlari hem istemci olarak hem de ana makine olarak seçilerek ortam açısından da çeşitlilik oluşturularak projenin nihai amacına ulaşması için çalışmalar yapıldı.

C. Yönteme karar verme ve sistem mekanizmasını tasarlama:

Yönteme karar verme ve sistem mekanizmasını tasarlama: Gerekli olan malzemeler daha öncesinden planladığı üzere TUSAŞ Lift Up desteği ile sağlanmıştır. Kullanılacak yazılım kütüphanelerin ise python ile yapılmasına karar verildi. Bu seçim sayesinde daha ayarlanabilir ve kontrol edilebilir bir yazılım kütüphanesi oluşturmak için plan yapıldı

D. Veri Oluşturma:

Veriler hem Arduino UNO ve Raspberry Pi aracılığıyla ısı ve nem, uzaklık, ses ve hareket sensörlerinden Arduino IDE ve Raspberry Pi arayüzlerinden belirli frekanslarla alındı. Ayrıca veri çeşitliliği açısından hem Windows ortamında hem de Raspberry Pi ortamında eş da zamanlı olarak rastgele veriler üretilerek farklı kaynaklardan verilerin üretilip test edilmesi sağlanmıştır.

E. Verilere Zaman Damgasının Vurulması ve Aynı Ortamda Kayıt Altına Alınması:

Verilere, verilerin alındığı makinede zaman damgası vurularak yine o ortamda excel dosyası oluşturulmuş ve herhangi bir veri kaybının için zaman damgaları kayıt altına alınmıştır.

F. Verilerin frekanslarının ve eş zamanlı olarak UDP ile iletilmesinin sağlanması:

Veriler UDP ile eş zamanlı olarak ana makineye kaydedildi ve burada farklı testler yapılarak zaman kaymasının ve frekans uyumunun test edilmesi için farklı yöntemler denenerek yazılım kütüphanesi oluşturuldu. Projenin en önemli kısmı olan bu aşamada birden fazla kaynaktan alınan her türlü veri için minimum kaybın sağlanması için tüm kayıtlar karşılaştırılarak gerçek bir test ortamı oluşturuldu ve sonuca ulaşıldı.

G. Verileri Veritabanına kaydedilmesi:

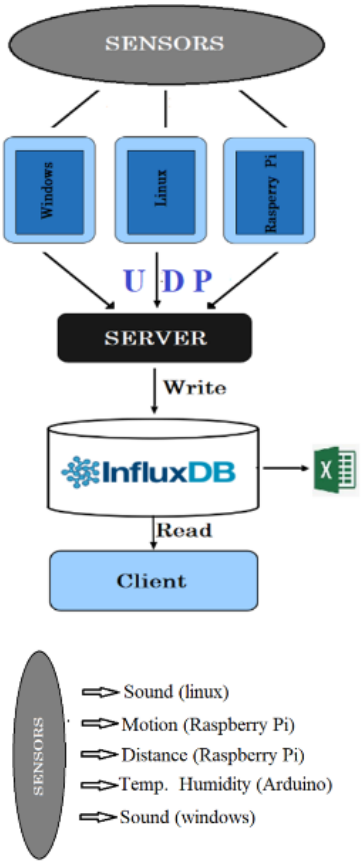
İstemci ortamında kayıt altına alınan veriler aynı zamanda ana makineye UDP aracılığıyla iletildiğinde de hem ana makinede excel dosyaları oluşturularak veriler kayıt altına alındı, hem de uygun veriler InfluxDB veritabanına kaydedildi.

H. Veritabanındaki verilerin gösterilmesi ve programın test edilmesi:

Başarılı bir şekilde kayıt altına alınan InfluxDB veritabanındaki veriler kullanıcının istediği zaman ulaşabilmesi kullanıcı dostu bir yazılım kütüphanesi oluşturuldu. Ayrıca katedilen tüm aşamalar için ise son olarak test işlemleri tamamlandı ve başarılı sonuca erişildi.

I. Sistem için Arayüz Tasarımı:

Ana makinede çalışan bir arayüz tasarlandı. Bu sayede kullanıcı arayüzünde başlatma butonuna bastıktan ve tüm istemciler hazır olduktan 5 saniye sonra gerçek zamanlı veri akışı gerçekleşmiş oluyor.

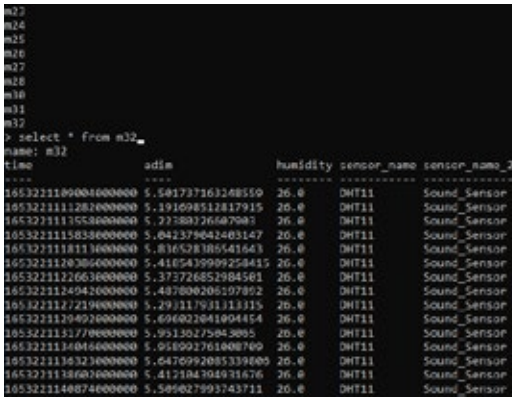


Şekil 1: Sistem Prototipi

III. ARAŞTIRMA SONUÇLARI VE ÇIKTILAR

Toplam 5 farklı kaynaktan (Raspberry Pi x2, Windows, Linux, Arduino) ile 200ms süren çalışmalar sonunda 2.77 ms kayıp ile veriler gönderildi. Bu çalışmalarda ısı ve nem sensörü, ses sensörü, uzaklık sensörü gibi birbirinden farklı sensörlerle testler yapıldı. Bu sensörlerden alınan veriler hazırlanan yazılım kütüphanesi sayesinde hem birbirinden farklı ortamlarda test edilmiş oldu, hem de oldukça fazla kaynaktan eş zamanlı ve hata payı minimum olan bir sistem geliştirilmiş oldu. Toplanan veriler ise son zamanlarda yükselişe geçen InfluxDB veritabanında toplanıldı. Verilerin iletimi için ise UDP kullanıldı, toplanılan veriler anlık olarak zaman damgalı olarak istemcinin ortamında kaydedildi ve ana makineye gönderilmek üzere uygun formata dönüştürüldü. Kullanıcı dostu olması için ise son olarak kullanıcı arayüzü ile verileri buton aracılığıyla alındı. TÜBİTAK 2209-B ve TUSAŞ Lift UP kapsamında desteklenen proje amacına uygun olarak gerçek

zamanlı verilerin düşük hata payı ile veritabanına kaydedilmesi başarılı bir şekilde gerçekleştirildi.



Şekil 2: Veri Tabanına Çıktıların Kaydedilmesi

IV. Proje Kazanımları ve TUSAŞ'a Olası Katkısı

Çoklu kaynaktan alınan verilerin gerçek zamanlı olarak veri tabanına istenilen şekilde kaydedilmesi için oldukça fazla araştırma ve pratik olarak denemeler yapıldı. Bu sayede hem mesleki anlamda hem de araştırma anlamında deneyimler kazanılarak proje ekibi de TUSAŞ bünyesinde proje yapma fırsatı yakaladı. Yeni nesil bir veri toplama alt yapısı olan InfluxDB kullanılarak ve hem python hem de diğer yazılım dillerine rahatlıkla çevrilebilecek yazlım kütüphanesi oluşturularak TUSAŞ için de kullanılabilecek alternatif bir alt yapı oluşturuldu.

V. Öneriler, Alınan Dersler ve Gelecek Çalışmalar

Projede birbirinden farklı ekipmanlar ve yöntemler kullanılarak en iyi sonuç elde edilmeye çalışıldı gelecek projelerde de bu yöntem kullanılarak en iyi sonuca ulaşılabilir. Proje yüksek lisans ve doktora seviyelerinde geliştirilip alınan sonuçlar, yapışmış olan denemelerin geliştirilmesiyle iyileştirilebilir.

Bilgilendirme

Projemiz TÜBİTAK 2209-B Üniversite Öğrencilerine Yönelik Araştırma Projeleri Destekleme Programından destek almaya hak kazanmıştır, ayrıca Çankaya Üniversitesi Mühendislik Fakültesi 15. Ar-Ge Proje Pazarı'nda Birincilik Ödülünü (Elektrik-Elektronik Mühendisliği Bölümü) almıştır.

Kaynaklar

[1] Turkish Aerospace. Retrieved July 16, 2022, from https://www.tusas.com/en/corporate/about-us Lee, K.-F., Automatic Speech Recognition: The Development of the SPHINX SYSTEM, Kluwer Academic Publishers, Boston, 1989.

[2] Types of network protocols and their uses. (n.d.). Retrieved July 16, 2022, from https://www.w3schools.in/types-of-network-protocols-and-their-uses/

[3] TCP/IP and UDP Comparison - MATLAB & Simulink. (n.d.). Retrieved July 16, 2022, from https://www.mathworks.com/help/instrument/tcpip-and-udp-comparison.html#:~:text=Stream%20Versus%20Packet%20%E2%80%94%20TCP%2FIP,flowing%20in%20the%20opposite%20direction.

[4] Chris Churilo/ Dec 18, 2018 /I. D. B. (2022, May 31). MongoDB VS influxdb: Influxdata Time Series workloads. InfluxData. Retrieved July 16, 2022, from https://www.influxdata.com/blog/influxdb-is-27x-faster-vs-mongodb-for-time-series-workloads/#:~:text=InfluxDB%20outperformed%20MongoDB%20in%20all,it%20came%20to%20query%20speed.&text=MongoDB%20for%20Time%2DSeries%20Data,or%20watch%20the%20recorded%20webinar.

[5] 30. Synchronous Transmission - Introduction to Data Communications. Retrieved July 16, 2022, from http://www.telecomworld101.com/Intro2dcRev2/page110.html

[6] Splunk. (n.d.). Retrieved July 16, 2022, from https://www.splunk.com/en_us/data-insider/what-is-real-time-data.html

[7] InfluxData. Retrieved July 16, 2022, from https://www.influxdata.com/blog/influxdb-2-0-open-source-is-generally-available/

Gerçek Zamanlı Veri Toplama Alt Yapısı

Real-Time Data Collection Infrastructure

Öğrenci - 1
Cüneyt Kepildek
Marmara Üniversitesi
Elektrik-Elektronik Müh. Bölümü
İstanbul, Türkiye
cuneytkepildek11@gmail.com

Öğrenci - 2
Seyit Sezer
Marmara Üniversitesi
Elektrik-Elektronik Müh. Bölümü
İstanbul, Türkiye
sezerseyit@hotmail.com

Öğrenci - 3
Mina Nur Çebi
Marmara Üniversitesi
Elektrik-Elektronik Müh. Bölümü
İstanbul, Türkiye
minanurcebi@yandex.com

Akademik Danışman
Prof. Dr. Hayriye Korkmaz
Marmara Üniversitesi
Elektrik-Elektronik Müh. Bölümü
İstanbul, Türkiye
hkorkmaz@marmara.edu.tr

Sanayi Danışmanı
Lütfi Köse
Türk Havacılık Uzay Sanayii
Ankara, Türkiye
lutfi.kose@tai.com.tr

***Özetçe*—Günümüzde 5G ve endüstri 4.0 vb. teknolojilerin gelişimi ile beraber farklı endüstriyel uygulamalarda veri üretimi hızla artmaktadır. Bununla birlikte bu verilerin toplanması ve işlenmesi de önemli hale gelmiştir. Bu konunun önemli olduğu alanlardan bir tanesi de dijital ikiz uygulamalarıdır. Bu çalışma ile verileri gerçek zamana yakın bulut tabanlı olarak toplayıp depolayabilen, aynı zamanda söz konusu verilerin görselleştirilebildiği bir veri toplama alt yapısı tasarımı ele alınmıştır.**

Anahtar Kelimeler — Dijital İkiz, Veri Yönetimi, Veri Görselleştirme, Gerçek Zamanlı Veri Toplama

***Abstract*— Today, with the development of 5G and industry 4.0, data generation is more than ever. The amount of data produced per person increases logarithmically. However, the collection and processing of this data has become important in many industries. One of the areas where this issue is important is digital twin applications. With this study, a data collection infrastructure was designed that can collect and store data close to real time and at the same time visualize the collected data.**

Keywords — Digital Twin, Data Management, Data Visualization, Real-Time Data Collection

I. GİRİŞ

A. Dijital İkiz Nedir?

Dijital ikiz, modellerle ilişkili verileri kullanarak faydalı bilgiler vermek için fiziksel bir varlığın mantıksal olarak entegre edilmiş modellerinin birleşimidir. Daha sonra bu modeller uygun veriler ile beslenerek ürünün yaşam döngüsü boyunca tutarlılığı, sorunsuz geliştirme sürecini ve sonraki aşamalarda yeniden kullanım olasılığını iyileştirmede kullanılmaktadır.

Dijital ikiz üç ana katmandan oluşur: gerçek ortamdaki fiziksel katman, sanal ortamdaki sanal katman ve bu iki ortamı birbirine bağlayan veri akışının sağlandığı katmandır. [1-4]



Şekil 1. Dijital İkizin Temel Yapısı

Dijital ikiz kavramı yeni olduğu için, geliştirilmesinde ve uygulanmasında çeşitli zorluklar mevcuttur. Mevcut araştırma, dijital ikiz için veri yönetimi zorluklarına odaklanmaktadır.

B. Dijital İkiz için Veri Yönetimi Zorlukları

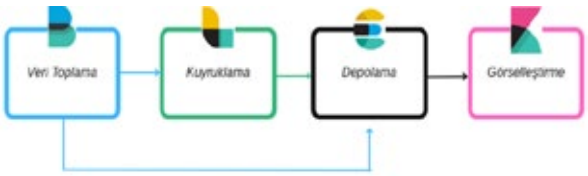
Veri yönetimi, hemen hemen her türlü bilgi sistemini geliştirmenin ve sürdürmenin önemli kavramlarından biridir. Mevcut imalat endüstrileri, ürün yaşam döngüsü boyunca çeşitli veriler üretir. Bu kadar geniş bir veri çeşitliliği, veri entegrasyonu, veri temizleme, veri birleştirme ve verinin kayıpsız alımı gibi sorunları gündeme getirmektedir. Ürün geliştirme ve üretimde çeşitli kaynaklardan toplanan veriler, değerli bilgiler için veri tabanlarında saklanmalı, erişilmeli ve işleme tabi tutulmalıdır. Dijital ikiz bağlamında, bu veriler fiziksel varlığın sanallaştırılması için anahtar haline gelir. Büyük ve karmaşık yapılardaki bu veri setleri, dijital ikiz için geleneksel veri tabanı yönetim araçları için depolamayı ve veri işleme uygulamaları kullanılarak işlenmesini zorlaştırmaktadır. [4]

Dijital ikiz dinamikleri, görselleştirmenin kesinliğini ve fiziksel ve sanal katmanlar arasındaki veri ve bilgilerin sürekli güncellenmesini kapsar. Görselleştirmenin doğruluğu, dijital ikiz için bir diğer önemli ve zorlu unsurdur. Fiziksel ve sanal katmanlar arasındaki veri ve bilgilerin sürekli güncellenmesi, dijital ikizin dinamik davranışı için esastır. Sensörlerden ve makinelerden gelen verilerin, geçmiş verilerin ve bilgisayar tabanlı modellerin entegrasyonu, sonuçların yönlü analizine ve görselleştirilmesine yol açar. Bu süreçte, dijital ikizden elde edilen sonuçların güncel tutulması için sürekli üretilen verilerin alınmasına ihtiyaç duyar. [4]

II. YÖNTEM

A. Veri Toplama Alt Yapısı Blok Aşaması

Şekil 2'de veri toplama alt yapısına ait blok şema görülmektedir. İlk olarak üretilen verilerin sisteme alınır. Bu çalışmada veriler gerçek sensörlerden alınmak yerine test işlemlerini kolaylaştırmak için bilgisayarın metrik verileri kullanılmıştır. Toplanan bu veriler daha sonra Logstash aracına gönderilmiştir. Bu kısımda gelen veriler kuyruğa dizilir ve etiketleme işlemi yapılmıştır. Verilerin depolanması için Elasticsearch veri tabanı tercih edilmiştir. Elasticsearch üzerindeki veri Kibana tarafından erişilerek görselleştirme işlemi yapılmıştır.



Şekil 2. Veri Toplama Alt Yapısı Blok Şeması

B. Logstash

Logstash, birçok özelliğe sahip eklenti tabanlı bir olay ileticidir. Aynı anda birden çok kaynaktan veri alır, dönüştürür ve ardından başka bir yere gönderir. Her olay üç aşamalı bir ardışık düzende işlenir: girdiler → filtreler → çıktılar.

Logstash, çeşitli giriş türlerini destekler ve CSV dosyası, TCP/UDP soketi, HTTP API uç noktası, Elasticsearch ve diğerleri dahil olmak üzere tüm yaygın veri kaynaklarından olayları yakalamaya izin verir.

Ardından, işlenen olay, onu değiştirmek, dağıtılabilir verileri kaldırmak veya ek bilgiler eklemek için işlemden geçirilebilir.

Son olarak, verilerin çıktısı alınırken Logstash çok çeşitli hedef türlerini destekler. Genellikle, tüm olaylar Elasticsearch'e gönderilir. [4]

C. Elasticsearch

Elasticsearch, Apache Lucene üzerine kurulmuştur, açık kaynak kodlu, dağıtılabilir ve yüksek düzeyde ölçeklenebilir bir arama motorudur ve optimum performansa sahip olacak şekilde tasarlanmıştır. Tam metin sorgulama için sonlu durum dönüştürücüleri, sayısal ve coğrafi verileri depolamak için BKD ağaçları ve analitik için bir sütun deposu ile ters çevrilmiş endeksleri uygular. Bir dereceye kadar Elasticsearch, diğer NoSQL veri depolarına benzer şekilde kullanılabilir.

Eklenti tabanlı mimarisi sayesinde Kibana, belirli ihtiyaçlara uyacak şekilde kolayca genişletilebilir. Görselleştirme bölümü, verileri görselleştirme olanağı sağlar. Bilgiler tablolar, çizelgeler, haritalar, histogramlar ve farklı şekillerde gösterilebilir. Büyük hacimli veriler pasta grafiği, çubuk grafik, çizgi veya dağılım grafiği şeklinde kolayca gösterilebilir. [4]

D. Kibana

Kibana, Elasticsearch için bir görselleştirme platformu olarak tasarlanmıştır. Elasticsearch kümesinde depolanan verileri aramak, görüntülemek ve analiz etmek için web tabanlı arayüz sağlar. Kibana'nın ana görünümü 4 ana bileşene ayrılmıştır - Keşfet, Görselleştir, Gösterge Tabloları ve Yönetim. [4]

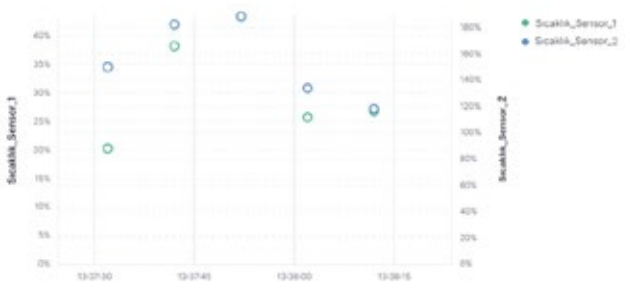
E. Birimler

Bu çalışmada gerçek bir ürün üzerinde bulunan sensörlerden verinin alınması yerine farklı bir yöntem tercih edilmiştir. Bunun için bilgisayarın metrik verilerinde bulunan sıcaklık verisi ve diğer veriler kullanılmıştır. Beats araçları, kaynaklardan Logstash'a veri gönderen hafif bir gönderici olarak kullanılmaktadır. Bu kaynaklar bir metin dosyası veya bir ağdaki durumu içeren veriler olabilir. Metric Beat bilgisayara ait metrik verilerin elde edilmesi için kullanılmaktadır. Toplanan bu veriler daha sonra Logstash tarafından dinlenilen porta iletilmiştir.

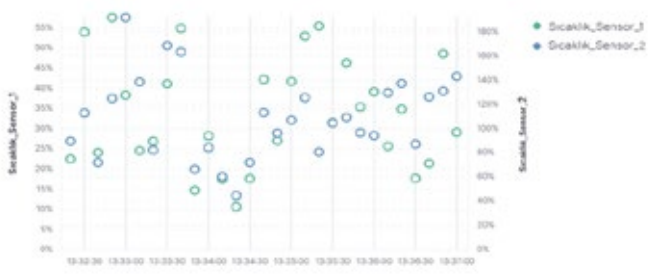
Logstash ile veriler, kuyruğa dizilerek haritalama işlemi gerçekleştirilmiştir. Bunun sonucunda gelen verilerin anahtar değerleri oldu. Bu sayede gelen verilerin hangi sensöre ait olduğunu bilgisi veri tabanında depolanmış oldu. Logstash kullanılmasındaki bir diğer neden ise yüksek frekansta veri geldiği durumlarda veri tabanları verileri depolamakta geç kalabiliyorlar. Veri tabanının yetişemediği durumlarda veriler kuyrukta bekletilerek kayıp oluşmaması sağlanmıştır. [5]

Depolama işlemi için Elasticsearch aracı tercih edilmiştir. Bunun nedeni büyük verilerin doğru, kayıpsız bir şekilde depolayabilmesidir. Belirli bir yapıda verinin tutulmasını zorunlu kılmaz. Bu sayede sorgu işlemlerini çok kısa sürede gerçekleştirebilmektedir. Bu özellikleri sayesinde Elasticsearch, dijital ikiz uygulamasındaki veri yönetim zorluklarına cevap olmaktadır. [6]

Kibana servisi ElasticSearch üzerinde depolanan verilere erişerek onların görselleştirilmesi sağlanmıştır. Kibana ile belirli bir ara yüz oluşturarak kullanıcının hazır bir şekilde verileri gözlemesi sağlanmıştır. [7]



Şekil 3. Sensör Verilerinin Görselleştirilmesi (2 Dakikalık Zaman Aralığı)



Şekil 4. Sensör Verilerinin Görselleştirilmesi (5 Dakikalık Zaman Aralığı)

III. ALTERNATİF ÇÖZÜMLER

Birkaç alternatif çözüm daha bulunmaktadır. Her şeyden önce, iyi bilinen, kapsamlı ve zengin özelliklere sahip ancak ne yazık ki açık kaynaklı olmayan Splunk var.

Graylog, ELK yığınına açık kaynak alternatifidir. Ayrıca veri depolama için Elasticsearch'ü ve meta veri deposu olarak MongoDB'yi kullanmaktadır. Graylog, veri toplama için kendi mekanizmasını kullanmasına rağmen, bazı ek çalışmalarla Logstash ile çalışacak şekilde yapılandırılabilir. [4]

IV. SONUÇ, DEĞERLENDİRME VE GELECEK ÇALIŞMALAR

Lisans bitirme projesinde dijital ikiz uygulamalarının tasarım zorluklarından biri olan veri yönetim sistemi için bir çözüm sunulmuştur. Bu çözüm gerçek zamanlı olarak çalışabilmektedir. Testler, bu çözümün çalıştığını ve yapılandırmada önemli miktarda esneklik sağladığını göstermiştir. Sunulan bu çözüm sayesinde dijital ikiz için gerekli olan isterler sağlanarak farklı türde verilerin kayıpsız, gerçek zamanlı bir şekilde alınıp, zaman bilgileri eklenerek ve tekrar kullanılabilecek şekilde depolanmıştır. Daha sonra depolanan bu verilerin eklenen zaman bilgisine göre görselleştirmesi sağlanmıştır.

Yapılan test çalışmalarında sisteme gelen verilen kayıpsız bir şekilde depolandığı gözlenmektedir. Kuyruklama ile oluşturulan yapı ile verilerin veri tabanına yazılırken yavaşlaması veya bir sorun ile karşılaşması durumunda kuyruklarda tutulan verinin bekletilmesi sağlanmıştır. Veri tabanı uygun olduğunda yazma işlemine devam edilmiştir. Veri kaybı olmaması için alınan bir diğer karar ise uygun veri tabanı seçimidir. İlişkisel veri tabanlarında yazma sırasında gerçekleşen işlem yoğunluğundan dolayı oluşabilecek hataları elimine etmek için ilişkisel olmayan veri tabanı aracı olan Elasticsearch tercih edilmiştir. Dijital ikiz için uygun olan grafik veri modeli kullanılarak oluşabilecek veri kayıplarını minimize etmek hedeflenmiştir. Depolanan bu verilerin kullanıcıya hitap edecek şekilde grafikler yardımı ile görselleştirilmesi sağlanmıştır. Bunun için Kibana aracı kullanılmıştır. Alınan veriler zamana bağlı olarak gösterilmiştir.

Bu çalışmanın ilerisinde gerçek bir ürün üzerinden alınan veriler ile kullanımı ve test edilmesi planlanmaktadır. Bahsedilen sistem Docker gibi araçlar ile kompakt bir hale getirilerek sistemin kurulumunun ve kullanımının kolaylaştırılması hedeflenmektedir.

BİLGİLENDİRME

Bu çalışma MÜ-TUSAŞ Lift Up Bitirme Projesi 2021-2022 kapsamında desteklenmiş ve yapılmıştır.

KAYNAKLAR

[1] Zhang H, Liu Q, Chen X, et al. A digital twin-based approach for designing and decoupling of hollow glass production line. IEEE Access 2017; 5: 26091–26911.

[2] Angrish A, Starly B, Lee YS, et al. A flexible data schema and system architecture for the virtualization of manufacturing machines (VMM). J Manuf Syst 2017; 45: 236–247.

[3] Schroeder G, Steinmetz C, Pereira CE, et al. Visualising the digital twin using web services and augmented reality. In: 2016 IEEE 14th international conference on industrial informatics (INDIN), Poitiers, France, 19–21 July 2016, pp.522–527. IEEE.

[4] Bajer, Marcin,"Building an IoT Data Hub with Elasticsearch, Logstash and Kibana". 2017 5th International Conference on Future Internet of Things and Cloud Workshops,

[5] Tao F and Zhang M. Digital twin shop-floor: a new shop-floor paradigm towards smart manufacturing. IEEE Access 2017; 5: 20418–20427

[6] Logstash, https://www.elastic.co/guide/en/logstash/current/index.html, Erişim Tarihi.11.04.2022

[7] Elasticsearch Nedir?, https://www.elastic.co/what-is/elasticsearch, Erişim Tarihi:28.04.2022

[8] Kibana, https://www.elastic.co/guide/en/kibana/current/introduction.html, Erişim Tarihi:21.04.2022

Görsel Algılama ve Atalet Algılama Yöntemlerini Kullanabilen Bir Mikro Hava Aracının İnşası, Kontrol ve Otonom Yön Bulma Sistemi

Building, Control and Autonomous Navigation of a Micro Aerial Vehicle Using Visual and Inertial Sensing

Öğrenci - 1
Mert Yılmaz
Ankara Yıldırım Beyazıt Üniversitesi
Makine Mühendisliği
Ankara, Türkiye
ylmzmrt98@gmail.com

Öğrenci - 2
Esma Nur Çakıcı
Ankara Yıldırım Beyazıt Üniversitesi
Makine Mühendisliği
Ankara, Türkiye
esmackc99@gmail.com

Öğrenci - 3
Mert Erdem
Ankara Yıldırım Beyazıt Üniversitesi
Makine Mühendisliği
Ankara, Türkiye
merterdem98@gmail.com

Öğrenci - 4
Mustafa Talha Şahin
Ankara Yıldırım Beyazıt Üniversitesi
Makine Mühendisliği
Ankara, Türkiye
mustafatalhaa1284@gmail.com

Akademik Danışman
Ögr. Gör. Dr. Salih Tolga Özaslan
Ankara Yıldırım Beyazıt Üniversitesi
Makine Mühendisliği
Ankara, Türkiye
tozaslan@ybu.edu.tr

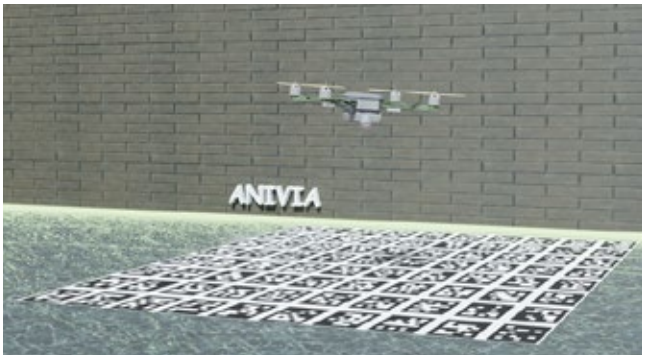
Sanayi Danışmanı
Semih Arslan
Türk Havacılık Uzay Sanayii
Ankara, Türkiye
semih.arslan@tai.com.tr

***Özetçe*— Bu çalışmanın amacı, iyi tanımlanmış, kontrollü bir iç mekân ortamında platforma monteli bilgisayar kaynaklarını kullanarak, çevrimiçi durum kestirimi, kontrol ve otonom seyrüsefer yapabilen, bir Atalet Ölçüm Birimi (IMU), aşağı bakan bir kamera ve tek ışınlı bir yükseklik sensöründen oluşan bir sensör paketi ve hesaplama cihazlarıyla donatılmış küçük bir dikey iniş-kalkış platformunun üretimi ve yazılımının geliştirilmesidir. Bilgisayar destekli modelleme, üretim, algoritma geliştirme, sistem entegrasyonu ve deney aşamalarından meydana gelen bu proje, kontrol, seyrüsefer ve durum kestirim algoritmalarını uygulamak için gerekli teorik materyallerin öğrenilmesini de kapsamaktadır. Platform gövdesi, iniş takımları ve sensör montaj parçaları gibi mekanik parçalar satın alınmış veya 3B yazıcılar kullanılarak üretilmiştir. Ancak motorlar, elektronik hız kontrolörleri, otopilot sistemleri ve bilgisayarlar gibi elektronik parçalar satın alınmıştır. Bu parçaların en iyi kombinasyonunun seçimi ise, platformun toplam uçuş süresi, agresiflik seviyesi, azami yük kapasitesi gibi parametreler göz önünde bulundurularak proje ekibi tarafından yapılmıştır. Durum kestirim algoritması, AprilTag adı verilen bir dizi kare etiketin laboratuvar zeminine sabitlenmesi, algılanması ve eş zamanlı olarak konumlandırılması ve haritalanması prensibi (Simultaneous Localization and Mapping, SLAM) ile çalışmaktadır. SLAM ve otonom seyrüsefer uygulamalarının gerçek zamanlı koşması gereksinimi nedeniyle, tüm hesaplamaların platformda çalıştırılması ve C++ programlama dili kullanılmıştır. Bu proje, kapalı bir laboratuvar ortamında, GPS sinyalleri olmaksızın çalışabilmesi ile benzerlerinden ayrılmaktadır. Ayrıca, Havacılık Robotiği ile ilgili çalışmalar için deneysel bir düzenek sağlamaktadır.**

Anahtar Kelimeler — Durum Kestirimi, Kontrol, Otonom Seyrüsefer, Bilgisayar Görmesi

***Abstract*— The purpose of this study is the production and software development of a small vertical take-off and landing platform which is equipped with a sensor package consisting of Inertial Measurement Unit (IMU), a downward facing camera and a single-beam height sensor and calculation devices and can perform online state estimation, control and autonomous navigation in a well-defined, controlled interior environment by using platform-mounted computer resources. This project which consists of computer-aided modeling, manufacturing, algorithm development, system integration and experimental phases, includes learning the theoretical materials necessary to implement control, navigation and state estimation algorithms. Mechanical parts such as platform body, landing gear and sensor mounting parts were purchased or manufactured using 3D printers. However, electronics such as motors, electronic speed controllers, autopilot systems and computers were purchased. The choice of the best combination of these parts were made by the project team, taking into account the total flight time, aggressiveness level, maximum load capacity of the platform. The state estimation algorithm works with the principle of fixing to the laboratory floor, detecting and simultaneously positioning and mapping (Simultaneous Localization and Mapping, SLAM) of a series of square labels called AprilTag. Due to the need for SLAM and autonomous navigation algorithms to run in real time, all calculations must be run on the platform and the C++ programming language were used. This project is separated from its counterparts with its ability to operate without GPS signals in a closed laboratory environment. In addition, it also provides an experimental mechanism for studies on Aerial Robotics.**

Keywords — State Estimation, Control, Autonomous Navigation, Computer Vision



Şekil.1. Çalışmanın Blender Programı Kullanılarak Oluşturulmuş Simülasyonu

I. GİRİŞ

Son yıllarda, gözetleme, takip, izleme ve hava fotoğrafçılığı gibi askeri ve sivil uygulamalarda İnsansız Hava Araçları'nın kullanımı giderek daha popüler hale gelmiştir. İnsansız Hava Araçları, temel olarak Doğru Akım Elektrik Motorları, Elektronik Hız Kontrolcüleri, Pervaneler, Lityum Polimer Piller gibi bileşenlerden meydana gelmektedir. İyi tanımlanmış, kontrollü bir iç mekân ortamında platforma monteli bilgisayar kaynaklarını kullanarak, çevrimiçi durum kestirimi, kontrol ve otonom seyrüsefer yapabilen, bir Atalet Ölçüm Birimi (IMU), aşağı bakan bir kamera ve tek ışınlı bir yükseklik sensöründen oluşan bir sensör paketi ve hesaplama cihazlarıyla donatılmış küçük bir dikey iniş-kalkış platformunun üretimi ve yazılımının geliştirilmesi konulu çalışma kapsamında, bir dizi dizayn optimizasyon parametresi göz önünde bulundurularak uçuş benzetimleri yapılmıştır. Platformda kullanılacak olan ve elektrik enerjisinin mekanik enerjiye dönüştürülmesi, dolayısıyla pervanelerin döndürülmesi prensibiyle çalışan Doğru Akım Elektrik Motoru, itki-ağırlık oranı, motor ölçüleri, gerilim, akım ve KV değerleri gibi parametreler; motorların çekeceği maksimum akımı ve gerekli voltaj değerlerini sağlamakla görevli Elektronik Hız Kontrolcüleri, motorların çekeceği akım-kontrolcü akımı oranı gibi parametreler; motora bağlı olan milden aldığı dönüş hareketini havaya uygulayarak itki üreten Pervaneler, ana malzeme, çap, hatve ve bıçak sayısı gibi parametreler ve düşük ağırlık-yüksek deşarj oranları ile yüksek kapasite sunabilmesi sebebiyle güç kaynağı olarak tercih edilen Lityum Polimer Piller, voltaj, hücre sayısı, kapasite ve deşarj derecesi gibi parametreler göz önünde bulundurularak ve uçuş benzetimleri referans alınarak seçilmiştir. Bu sayede, hedeflenen uçuş süresi, agresiflik seviyesi ve azami taşıma kapasitesi optimize edilmiştir. Platformda kullanılacak donanım seçiminden sonra, platformun entegre şekilde çalışacağı yazılımın geliştirilmesi adımına geçilmiştir.

II. YÖNTEM

Platformun göreceli pozunun kestirimi sırasında kullanılacak algoritmanın (SLAM), stabil bir şekilde çalışabilmesi için tercih edilen Linux işletim sistemi, VirtualBox aracılığıyla halihazırda var olan işletim sistemi üzerine, belirli miktarda yer ayırılarak kurulmuştur. SLAM işleme hattı şu şekilde özetlenebilir: Görüş alanı içinde yeterince fazla kare etiket olduğu varsayılan kamera zeminden görüntü toplar. Platformun etiket alanının dışına uçmadığından ve kaybolmadığından emin olmak seyrüsefer algoritmasının sorumluluğundadır. Açık kaynaklı bir AprilTag algılama algoritması, etiketlerin köşelerini algılayacak, etiket kimliklerini tanıyacak ve bunları peşi sıra gelen işlemlere besleyecektir. Bu köşeler daha sonra bilgisayar görme teknikleri ve özellikle çoklu görünüm projektif geometri prensipleri kullanılarak platformun her bir etikete göre göreceli 6 serbestlik dereceli konumunu kestirmek için kullanılacaktır. Algoritma aynı zamanda eş zamanlı bir etiket haritası oluşturacaktır. Yükseklik sensörüyle yapılan irtifa ölçümü ve IMU ile yapılan yönelim kestirimini de poz kestiriminin doğruluğunu artırmak için bilgisayar görme teknikleriyle birlikte kullanılacaktır. Yapılan kestirim daha sonra, doğruluğunun artırılması için IMU, yükseklik sensörü ve AprilTag dedektöründen gelen bilgileri birleştirmek için kullanılan merkezi bir Kalman filtresine beslenebilir. Robotun belirli bir mesafe için belirli bir yönde hareket etmesi emredilecektir. Elde edilen poz, platformu zaman parametreli yörüngesinde tutmak için kullanılacaktır. Robotun belirli temel yörüngeleri (spiral veya elmas şeklindeki bir yol gibi) takip etmesi beklenmektedir. Gerçek zamanlı bilgisayar görüsü ve makine öğrenmesi uygulamalarında kullanılan açık kaynaklı OpenCV Kütüphanesi, oluşturulan sanal makineye dahil edilmiştir. GitHub April Robotics Kütüphanesi kullanılarak, 10x10 piksellik AprilTag'ler çeşitli oranlarda yeniden boyutlandırılmıştır. Daha sonra bastırılıp, çeşitli ışık, mesafe ve açılarla fotoğraf ve videoları çekilerek bir veri seti oluşturulmuştur. OpenCV Kütüphanesi kullanılarak, AprilTag içeren fotoğraflar ve videolardan oluşan veri setinden AprilTag'lerin algılanmasını ve kimliklerinin tespit edilmesini sağlayan algoritmalar geliştirilmiştir.

A. AprilTag'lerin Algılanması ve Kimlik Tespiti

AprilTag'in görsel referans tanımlama yöntemi bir ROS kitaplığına gömülmüştür. Bu, AprilTag algoritmasının temel özelliklerinin tamamen kişiselleştirilmesini sağlar ve etiket algılama görüntüsünü ve keşfedilen etiketlerin duruşlarını ROS konuları (tf dahil) üzerinden kullanılabilir hale getirir. Etiket gruplarının algılanmasını etkinleştirmek için, AprilTag çekirdek algoritması genişletilir ve algoritmaya bir grup kalibrasyon komut dosyası sağlanır. Etiket gruplarının algılanması, tek bir etiketin algılanmasından daha doğru sonuçlar verir. Sürekli (kamera görüntüsü akışı) ve tek görüntü dedektörü düğümleri mevcuttur.



Şekil. 2. "apriltag_ros" Paketinin Çalışma Prensibi

/camera/image_rect: Bu Ros konusu, kamera aracılığıyla elde edilen görüntüyü içerir. Görüntünün bozulmaya maruz kalmadığı varsayılır. Standart bilgisayar kameraları halihazırda bozulmaya maruz kalmamış görüntü sağlıyor olsa da, diğer kameralar bu tip bir görüntü elde etmek için image_proc adında bir Ros konusuna ihtiyaç duyar.

/camera/camera_info: sensor_msgs_CameraInfo isimli Ros konusu /camera/camera_info/K'de tutulan kamera kalibrasyon matrisini içerir. ROS Wrapper'ın görevi iki konfigürasyon dosyası ile tamamen tanımlanabilir. Bunlardan ilki olan config/tags.yaml dosyası algılanması hedeflenen etiketleri ve etiket dizilerini içerir. config/settings.yaml dosyası ise AprilTag algoritmasının ayarlarının düzenlenmesine olanak sağlar.

/tf: Bu ROS konusu kullanılarak, algılanan etiket veya etiket dizilerinin düzlemi ve kamera düzleminin birbirine göre göreceli pozu elde edilir. Elde edilen göreceli pozun kullanılabilmesi için config/settings.yaml dosyası içinde tf:true seçeneği seçilmelidir.

/tag_detections: /tf isimli Ros konusundan elde edilen bilgilere benzer bilgiler verir ancak etiketlerin kimlikleri (ID), boyutları ve geometry_msgs/PoseWithCovarianceStamped sayesinde çoklu etiket dizilerinin pozları da elde edilebilir.

/tag_detections_image: /camera/image_rect ile benzer görüntüler verir ancak algılanan etiketleri vurgulanmış bir biçimde gösterir. Bu verileri elde etmek için launch/continuous_detection.launch'ın içindeki published_tag_detections_image ayarı true olarak değiştirilmelidir.

config/settings.yaml: Bu dosya aracılığıyla algılama algoritması yapılandırılabilir. Örnek bir yapılandırma Şekil. 3.'te görülebilir.

```
# AprilTag 3 code parameters
# Find descriptions in apriltag/include/apriltag.h:struct apriltag_detector
#                      apriltag/include/apriltag.h:struct apriltag_family

tag_family:       'tag36h11' # options: tagStandard52h13, tagStandard41h12, tag36h11,
    tag25h9, tag16h5, tagCustom48h12, tagCircle21h7, tagCircle49h12

tag_threads:      2          # default: 2
tag_decimate:     1.0        # default: 1.0
tag_blur:         0.0        # default: 0.0
tag_refine_edges: 1          # default: 1
tag_debug:        0          # default: 0
max_hamming_dist: 2          # default: 2 (Tunable parameter with 2 being a good choice -
    values >=3 consume large amounts of memory. Choose the largest value possible.)

# Other parameters
publish_tf:       true       # default: true
transport_hint:   "raw"      # default: raw, see
    http://wiki.ros.org/image_transport#Known_Transport_Packages for options
```

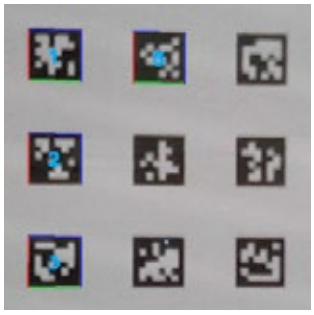
Şekil. 3. config/settings.yaml Dosyası

config/tags.yaml: Bu dosya, algoritmaya ortamda hangi etiketlerin aranacağını ve etiketlerin büyüklüğünü söyler. Bu sayede 3B alana yerleştirilebilirler. Yazılım, mesafe ölçümlerinin metre cinsinden olduğunu ve oryantasyonun quaternion cinsinden olduğunu varsayar. Çıktılar, standalone_tags ve tag_bundles için ayrı ayrı poz ve oryantasyon olarak veya standalone_tags ve tag_bundles verileri birlikte kullanılarak listelenebilir.

```
standalone_tags:
  [
        {id: 0, size: 0.10, name: "sifir"},
        {id: 1, size: 0.10, name: "bir"},
        {id: 2, size: 0.10, name: "iki"},
        {id: 3, size: 0.10, name: "uc"},
        {id: 4, size: 0.10, name: "dort"},
        {id: 5, size: 0.10, name: "bes"},
        {id: 6, size: 0.10, name: "alti"}
  ]
tag_bundles:
  [
  ]
```

Şekil. 4. config/tags.yaml Dosyası

"roslaunch video_stream_opencv webcam.launch" komutu kullanılarak kamera açılabilir ve "roslaunch apriltag_ros continuous_detection.launch camera_name:=webcam image_topic:=image_raw publish_tag_detections:=true" komutu kullanılarak dedektör çalıştırılabilir. "rostopic echo /tag_detections" dinlenerek, her etiket için (0-6) poz ve oryantasyon verileri elde edilebilir.

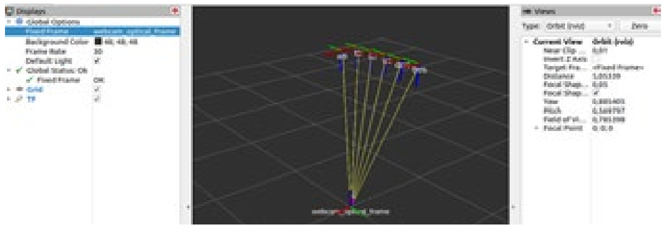


Şekil. 5. Algılanmış Bağımsız Etiketler

```
  id: [5]
  size: [0.1]
  pose:
    header:
      seq: 8832
      stamp:
        secs: 1656261486
        nsecs: 433390810
      frame_id: "webcam_optical_frame"
    pose:
      pose:
        position:
          x: -0.7886263580770832
          y: 0.2840881305401497
          z: 1.6124914284204523
        orientation:
          x: 0.9997429269377508
          y: -0.0019425995255463713
          z: 0.022530328525336166
          w: 0.0016403175189 26474
      covariance: [0.0, 0.0, 0.0, 0.0, 0.0, 0.0, 0.0, 0.0, 0.0, 0.0, 0.0, 0.0, 0.0, 0.0, 0.0, 0.0, 0.
0, 0.0, 0.0, 0.0, 0.0, 0.0, 0.0, 0.0, 0.0, 0.0, 0.0, 0.0, 0.0, 0.0, 0.0, 0.0, 0.0, 0.0, 0.0, 0.0]
---
```

Şekil. 6. Tek Bir Etiket İçin Poz ve Oryantasyon Verileri

Rqt, çeşitli GUI araçlarını, bağımsız veya eş zamanlı bir şekilde, eklentiler olarak uygulayan bir ROS yazılımıdır. Rqt'nin çalıştırılması aşağıdaki şekilde görülebilir.

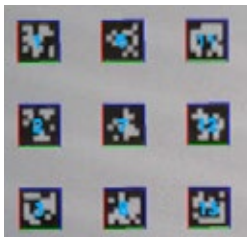


Şekil. 7. Etiketlerin Kameraya Göre Pozları

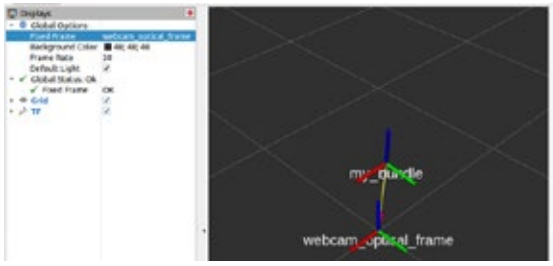
Apriltag_ros paketi, yazılımın birden fazla etiketi toplu olarak tanımasını sağlayan, etiket grupları adı verilen bir özelliğe sahiptir. Yazılım, grupta bir veya daha fazla etiket algılarsa, grubun orijininin 6 serbestlik dereceli pozunu bildirir. Altı ayrı etiket yerine küp gibi çok yönlü bir yüzeye sahip bir cismin izlenmesi isteniyorsa bu özellik kullanılabilir. Doğruluğun artması ve yedeklilik, etiket gruplarının avantajlarındandır. Grubu 3B alanda konumlandırmak için üzerindeki tüm etiketleri bulmaya gerek yoktur. Yetersiz düzeyde aydınlatılmış veya fazla eğimli bir etiket algılansa dahi, nesne izlenmeye devam edilebilir. Tek bir etiket kullanıldığında, etiketin dört köşesi kullanılarak poz belirlenir. "n" adet etiket kullanıldığında ise 4xn köşe kullanılarak poz kestirilir. Bu da poz kestiriminin iyileştirilmesini sağlar. Bir etiket gurubu oluşturulurken bir etiket listesi sağlanır. Listede, her etiketin kimliği, boyutu ve grubun orijinine göre 6 serbestlik dereceli konumu vardır.

```
tag_bundles:
  [
    {
      name: 'my_bundle',
      layout:
        [
          {id: 1, size: 0.0185, x: 0.0, y: 0.0, z: 0.0, qw: 1.0, qx: 0.0, qy: 0.0, qz:
              0.0},
          {id: 2, size: 0.0185, x: 0.0, y: -0.037, z: 0.0, qw: 1.0, qx: 0.0, qy: 0.0, qz:
              0.0},
          {id: 3, size: 0.0185, x: 0.0, y: -0.074, z: 0.0, qw: 1.0, qx: 0.0, qy: 0.0, qz:
              0.0},
          {id: 4, size: 0.0185, x: 0.0, y: -0.111, z: 0.0, qw: 1.0, qx: 0.0, qy: 0.0, qz:
              0.0},
```

Şekil. 8. Etiket Grubu Listesi



Şekil. 9. Algılanmış Etiket Grubu



Şekil. 10. Etiket Grubunun Kameraya Göre Pozu

B. *Kamera Kalibrasyonu*

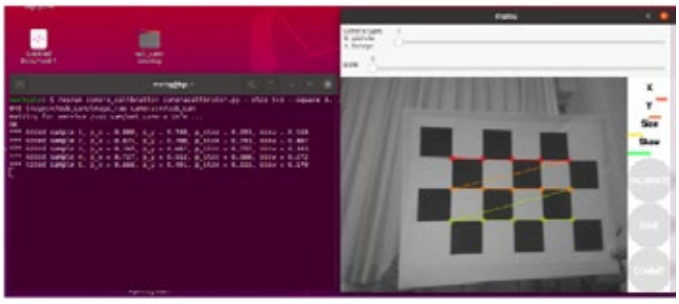
Kameralar 3 boyutlu dünyayı 2 boyutlu görüntü haline getiren cihazlardır. Bu dönüşümün düzgün bir şekilde yapılabilmesi için kamera kalibrasyonu yapılmalıdır. Kamera kalibrasyonu sırasında kullanılan parametreler kameraya bağlı olarak değişir.

$$s\begin{bmatrix} u \\ v \\ 1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} f_x & 0 & c_x \\ 0 & f_y & c_y \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} r_{11} & r_{12} & r_{13} & t_1 \\ r_{21} & r_{22} & r_{23} & t_2 \\ r_{31} & r_{32} & r_{33} & t_3 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \\ 1 \end{bmatrix}$$

2D Image Coordinates | Intrinsic properties (Optical Centre, scaling) | Extrinsic properties (Camera Rotation and translation) | 3D World Coordinates

Şekil. 11. Kamera Kalibrasyon Matrisi

Kamera kalibrasyonu üstte verilen matrislerle yapılmaktadır. İçsel parametreler (Intrinsic properties) olarak da adlandırılır ve bu kısım kameranın odak uzaklığı gibi önemli parametreleri içerir. Kalibrasyon sırasında elde edilen parametreler de aslında bu kısımdan oluşur. Dışsal parametreler (Extrinsic properties) ise kameranın yönelimini ve ötelemesini içerir. Bu çalışmada ROS kullanılarak kamera kalibrasyonu yapılmıştır. A4 boyutunda 45mm karelerden oluşan 6x4'lük bir kare şablon kullanılmıştır. Kamera kalibrasyonun doğru bir şekilde yapılabilmesi için A4 kağıdının yapıştırıldığı zemine kusursuz bir şekilde yapıştırılması gerekmektedir.



Şekil. 12. Dama Tahtası Kullanılarak Kamera Kalibrasyonu

Şekilde gösterildiği gibi şablondaki karelerin uzunlukları ve köşeleri tespit edilmiştir. Kalibrasyonun doğru sonuçlar vermesi için şablonu kameraya çeşitli açı ve pozisyonlarda da tanıtmak gerekmektedir. Yeterli sayıda poz ve açıya ulaştıktan sonra kalibrasyon işlemi tamamlanmaktadır.

```
image_width: 640
image_height: 480
camera_name: narrow_stereo
camera_matrix:
  rows: 3
  cols: 3
  data: [667.82204, 0.     , 360.25512,
         0.     , 667.81073, 275.07167,
         0.     ,  0.     ,  1.     ]
```

Şekil. 14. Elde Edilen İçsel Parametreler

Kalibrasyon işlemi bittikten sonra üstteki şekilde görüldüğü gibi kameranın içsel parametreleri elde edilir. Bu parametrelerin elde edilmesi, quacoptere monteli kameranın zemine döşeli etiketlere göre göreceli pozunun bulunmasında doğru sonuçların elde edilmesi için çok önemlidir.

C. *IMU (Inertial Measurement Unit)*

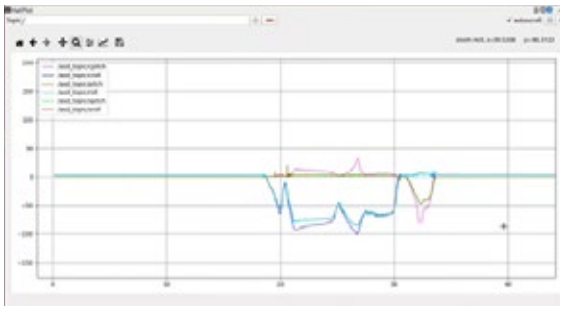
IMU; ana işlemciye gönderilen açısal hız ve doğrusal ivme verisini tek bir modülde toplayan elektronik bir birimdir. IMU'nun görevi cihazın veya aracın hızını, dönme açısını ve dönüklük miktarlarını belirlemektedir. IMU sensörü insansız hava araçlarında haritalama, dengeleme, rehberlik gibi çalışmalarda kullanılan önemli bir ekipmandır. Bu çalışmada IMU sensörü, quadcopter platformunun zemine döşeli halde bulunan AprilTag'lere göre göreceli pozunun kestiriminde kullanılmıştır. PixHawk uçuş kontrolcüsü IMU sensörü içerdiği için bu çalışmada kullanılmıştır. PixHawk uçuş kontrolcüsü bilgisayara yüklenilmiş bir program olan QGroundControl ile çalışmaktadır. Elde etmek istenilen veriler quadcopterin yönelimi ve konumu olduğu için şekilde gösterilen bir kod bloğu oluşturulmuştur. Bu kod bloğu IMU sensöründen aldığı verileri ROS üzerinden paylaşmaktadır. Bu sayede doğrusal ivme, açısal ivme gibi istenilen verilere ulaşılabilir.

```
const Vector3d acc{ msg->linear_acceleration.x,
                    msg->linear_acceleration.y,
                    msg->linear_acceleration.z};

const Vector3d gyro{ msg->angular_velocity.x,
                     msg->angular_velocity.y,
                     msg->angular_velocity.z};
```

Şekil. 15. IMU Sensöründen Elde Edilen Veriler

Quadcopter platformunun hareketine göre yönelimi Roll, Pitch, Yaw cinsinden ROS üzerinde grafik halinde ifade edilebilir.



Şekil. 17. Elde Edilen Verilerin Grafik Üzerinde Gösterimi

III. SONUÇ VE GELECEK ÇALIŞMALAR

AprilTag'lerin konumunun ve yöneliminin bir algoritma kullanılarak ve IMU sensörü kullanılarak belirlenmesi bu çalışmada gösterilmiştir. Çalışmanın bazı önemli kısımları şu şekilde vurgulanmıştır: AprilTag tanımlama algoritması zemine döşenmiş etiketlerin konumunu ve yönelimi bulmak için kullanılmıştır. Bu algoritmanın arka kısmında kamera kalibrasyonu kullanılan kameraya göre yapılmıştır. Kameralar projectif sensörlerdir yani kendi sensörleri üzerine düşen görüntüyü yansıtırlar. Yüksek güvenirliğe sahip sonuçlar elde etmek için kamera kalibrasyonu yapılmalıdır. Aksi halde, yapılan ölçümler gerçek sonuca sadece yakınsamış olur. Bu çalışmada kamera kalibrasyonu etiketlerin konumlarının ve yönelimlerinin en doğru şekilde tespit edilmesi için yapılmıştır. Linux işletim sistemi bu çalışmaları yapmak için kullanılmıştır. Bu işletim sistemi etiketlerin konumunu ve yöneliminin tespit edilmesinde, kamera kalibrasyonunda ve işlemler arasındaki iletişimi hızlı ve dinamik bir şekilde yapmıştır. Çalışmada AprilTag'lerden oluşan bir şablon oluşturulmuştur. Etiketlerin göreceli konumunu ve yönelimini bulabilmek için onların köşeleri tespit edilmiştir. IMU sensörü de ayrıca quadcopter platformunun zemindeki etiketlere göre göreceli konumunu ve yönelimi bulmak için kullanılmıştır. Bu kısma kadar yapılan çalışmalar bir quadcopter platformunun inşaası ve onu yazılımsal olarak donatmaktan oluşmuştur. AprilTag tanımlama algoritması ve IMU sensorü ile yönelimin belirlenmesi çalışmaları gelecek çalışmalarda VTOL tipi hava araçları kullanılarak da yapılabilir.

TABLO I. DRONE PLATFORMU EKİPMAN LİSTESİ

Bileşen İsmi	Bileşen Markası/Modeli	Bileşen Ağırlığı (g)	Bileşen Fiyatı (TL)
Quadcopter Gövdesi	Carbon Fiber 250mm	140	300
Fırçasız DC Motorlar	Emax RS2205 2300KV	120	966
Li-Po Pil	Gens Tattu 11.1v 1800mah	157	929
Elektronik Hız Kontrolcüsü	Racerstar 30A ESC 4in1 3-6S	10	1100
Pervane	Emax AVAN Scimitar 5030	25	55
Uçuş Kontrolcüsü	Pixhawk 2.4.8	40	3500
Bilgisayar	Raspberry Pi 4 8GB	50	5500
Global Shutter Kamera	KYT-U100-GS2L	10	1000
RC Alıcı-Verici	Flysky FS-CT6B	50	800
Mesafe Sensörü	HC - SR04	10	16
Wifi USB Adaptörü	DK-NT-WDN150NAN5	5	70
Toplam Ağırlık/Fiyat		650	14.300

KAYNAKLAR

[1] Olson, Edwin. "AprilTag: A robust and flexible visual fiducial system." *2011 IEEE international conference on robotics and automation*. IEEE, 2011.

[2] Wang, John, and Edwin Olson. "AprilTag 2: Efficient and robust fiducial detection." *2016 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems (IROS)*. IEEE, 2016.

[3] Krogius, Maximilian, Acshi Haggenmiller, and Edwin Olson. "Flexible layouts for fiducial tags." *2019 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems (IROS)*. IEEE, 2019.

[4] J. Delmerico and D. Scaramuzza, "A Benchmark Comparison of Monocular Visual-Inertial Odometry Algorithms for Flying Robots," *2018 IEEE International Conference on Robotics and Automation* (ICRA), 2018, pp. 2502-2509, doi: 10.1109/ICRA.2018.8460664.

[5] *Chap. 1*, Hartley, R., & Zisserman, A., "Multiple View Geometry In Computer Vision", Cambridge University Press, 2000.

Güç Hatları için Pasif Bileşenlerle EMI Filtre Tasarımı, Üretimi ve Performans Testinin Gerçekleştirilmesi

EMI Filter Design, Manufacturing and Performance Testing with Passive Components for Power Lines

Öğrenci - 1
İrem Aksoy
Gazi Üniversitesi
Elektrik-Elektronik Mühendisliği
Ankara, Türkiye
iremm702@gmail.com

Öğrenci - 2
Ayşe İnan
Gazi Üniversitesi
Elektrik-Elektronik Mühendisliği
Ankara, Türkiye
ayseinan652@gmail.com

Öğrenci - 3
Sıla Çeliktaş
Gazi Üniversitesi
Elektrik-Elektronik Mühendisliği
Ankara, Türkiye
silaceliktas19@gmail.com

Akademik Danışman
Prof. Dr. M. Cengiz Taplamacıoğlu
Gazi Üniversitesi
Elektrik-Elektronik Mühendisliği
Ankara, Türkiye
mctaplam20@gmail.com

Sanayi Danışmanı
Kemal Burak Acar
Türk Havacılık Uzay Sanayii
Ankara, Türkiye
kemalburak.acar@tai.com.tr

Sanayi Danışmanı
Tayyar Önal
Türk Havacılık Uzay Sanayii
Ankara, Türkiye
tonal@tai.com.tr

***Özetçe*— EMI (Elektromanyetik Girişim), elektrikli ve elektronik cihazların performansında azalmaya, bozulmaya veya arızaya neden olan her türlü sinyal olarak tanımlanabilir. Bu bozulma radyasyon veya iletim yoluyla yayılabilir. İletilen gürültüyü bastırmak için güç hattına takılan EMI filtrelerin kullanımı her geçen gün artmaktadır. Bu nedenle, bu çalışmada, güç kaynağı sebebiyle ortaya çıkan ortak ve diferansiyel mod gürültüleri bastırmak için pasif DC EMI filtre incelenmiştir. Tasarlanacak olan bu filtre, maksimum güç tüketimi 50 Watt olan ve 28V DC ile beslenen ekipmanın güç hattına yerleştirileceğinden askeri havacılık sektöründe kullanılması öngörülmektedir. Bu nedenle filtrenin monte edildiği ekipmanın MIL-STD- 461G standardında belirtilen CE102 testinden geçmesi gerekir. Bu çalışma sonucunda, pasif devre elemanları kullanılarak oluşturulan ve ekipman güç hattına takılan DC EMI filtre sayesinde istenilen gürültü bastırma performansı elde edilmiştir.**

Anahtar Kelimeler — elektromanyetik girişim, EMI filtre, ortak-diferansiyel mod, gürültü, MIL-STD-461G, güç hattı

***Abstract*— EMI (Electromagnetic Interference) can be defined as any kind of disturbance or sign that causes reductions in the performance, deterioration or malfunction of electrical and electronic devices. This disturbance can be propagated by radiation or conduction. The use of EMI filters installed in the power line to suppress conducted noise is increasing day by day. Therefore, in this paper, passive DC EMI filter has been studied to suppress both common and differential mode noises originating from the power supply. Due to the fact that this filter to be designed will be placed in the power line of the equipment, which has a maximum power consumption of 50 Watts and supplied with 28V DC, it is foreseen to be used in the military aviation industry. For this reason, the equipment on which the filter is installed must pass the CE102 test specified in the MIL-STD_461G standard. As a result, the desired noise suppression performance was achieved with the help of the EMI filter installed in the power line of the equipment, which was created using passive circuit elements.**

Keywords — electromagnetic interference, EMI filter, common mode- differential mode, noise, MIL-STD-461G, power line

I. GİRİŞ

Rekabet ortamının yoğun olduğu günümüz koşullarında, kullanılan ekipmanların herhangi bir bozucu sinyal yaymadan çalışması büyük önem taşımaktadır. Elektromanyetik girişim (EMI), bu ekipmanların performansını etkileyen elektromanyetik alanın neden olduğu bozulmadır.

EMI, Güneş veya Dünya'nın manyetik alanları gibi doğal kaynaklı veya insan yapımı yapay kaynaklı olabilir. Ancak hassas araştırma çalışmaları ve uygulamalarında sorun yaratan EMI etkisinin büyük bir kısmı, makine veya elektrikli ekipman tarafından üretilen başıboş manyetik veya elektrik alanlardan kaynaklanmaktadır [1]. Elektromanyetik girişim, diferansiyel mod ve ortak mod olarak ikiye ayrılır. Ortak mod gürültü çeşidi, bir iletim hattında sinyali taşıyan tüm iletkenlerin üzerine binen, ayrıca EMI üreten kaynağın güç hatlarında zıt yönde akan gürültülerdir [2]. Diferansiyel mod gürültü ise, gürültünün sinyal iletim hattının sadece bir noktasına nüfuz etmesidir, ayrıca EMI üreten kaynağın güç hatlarından aynı yönde akan ve sistem şasesine referanslı gürültülerdir [3].

Aralarındaki temel fark, ortak mod gürültü devrenin her yerinde görülür. Diğeri ise lokaldir, bir noktada başlar ve oradan yayılır [2].

EMI, elektronik cihazların performansının azalmasına, sinyalin bozulmasına veya cihazın arızalanmasına neden olur. Bozucu etkiler gürültü veya parazit olabilir.

Bu bozucu etkiler radyasyon veya iletim yoluyla yayılabilir. Son yıllarda iletim yoluyla yayılan bozulmaları engellemek için EMI filtrelerin kullanımı artmıştır. Ekipman güç hattına takılan bu filtrelerle iletilen gürültünün bastırılması amaçlanmaktadır.

Bu çalışmada, güç kaynağı sebebiyle meydana gelen diferansiyel mod ve ortak mod gürültüleri bastırmak için pasif DC EMI filtre tasarlanmış olup, performans testi gerçekleştirilmiştir. Tasarlanan filtre, maksimum güç tüketimi 50 Watt olan ve 28 V DC gerilimle beslenen ekipmanın güç hattına yerleştirileceği için spesifik gerilim, güç ve bastırma oranı gereksinimini karşılayacak şekildedir. Filtrenin takılacağı ekipmanın MIL-STD_461G standardında [4] belirtilen CE102 testini geçmesi gerekmektedir.

Pasif devre elemanları kullanılarak oluşturulan ve ekipmanın güç hattına takılan EMI filtrenin istenilen gürültü bastırma performansına sahip olduğu simülasyon sonuçları ile doğrulanmıştır.

II. Problem Tanımı

EMI (Elektromanyetik Girişim), elektronik ekipmanların çalışmasını olumsuz yönde etkileyen enerjidir. Bu enerjinin neden olduğu gürültüleri ortadan kaldırmak için EMI filtreye ihtiyaç vardır. Havacılık sektöründe ihtiyaç duyulan, DC güç hattına takılan ve askeri standartları karşılayan filtrelerin yaygın olmaması bir problem olarak öngörülmüştür.

III. Gerçekleştirilen Araştırma Faaliyetleri

A. Elektromanyetik Girişimi Azaltma Yöntemleri

EMI etkisini azaltmaya veya ortadan kaldırmaya yardımcı olan üç farklı yöntem vardır. Bunlar; filtreleme, topraklama ve ekranlamadır [5].

- *Filtreleme*

İstenmeyen sinyaller filtreleme ile azaltılabilir. Filtreler, ekipmanın güç hattına takılabilir veya ekipmanın devre kartına yerleştirilebilir. Devre kartına yerleştirilen filtreler genellikle harmonik oluşumunu azaltan, pasif devre elemanlarından oluşan entegre alçak geçiren filtrelerdir. [5].

Filtreleme, sinyalin gürültüsünü istenen frekans aralığının dışında tutmak için kullanılır. Örneğin, ortak mod bobinleri, istenen sinyallerin geçmesine izin verirken istenmeyen gürültüleri bastıran endüktif filtreler aracılığıyla EMI etkisinin azaltılmasına yardımcı olur. Analog sinyallerin sayısallaştırılması gerektiğinde, üzerlerindeki gürültüyü azaltmak için önce yükseltilmeleri ve ardından filtrelenmeleri gerekir [5].

- *Ekranlama*

Elektromanyetik girişim (EMI) koruması, elektromanyetik radyasyonun bir malzeme tarafından yansımasını veya emilimini ifade eder, böylece yüzeyden radyasyonun nüfuz etmesine karşı bir kalkan görevi görür [6].

Genel olarak ekranlama, devrenin metal bir kutu gibi tamamen kapalı bir alana yerleştirilmesinden veya ekipman kablo iletkenlerinin izole edilmesinden oluşur.

Elektromanyetik dalgaları muhafazaya yansıttığı ve yansımayan dalgaları emdiği için ekranlama çok önemlidir. Ekran kalınlığı bu emilimde önemli bir parametredir. [5].

- *Topraklama*

DAU(Defense Acquisition University)'ya göre topraklama, bir sistemin elemanı ile toprağa referans verilen referans noktası veya düzlem arasında elektriksel olarak iletken bir yolun oluşturulmasıdır [7].

Mümkün olan en iyi topraklamayı elde etmek için izlenecek uygulamalardan bazıları şunlardır:

Kabloları mümkün olduğunca toprağa yakın tutmak, devre veya diğer bileşenler üzerindeki harici endüktansı azaltır. Toprak döngüsü voltajları başka türlü kontrol edilemiyorsa devrelerin toprakla bağlantısı kesilmelidir. Analog ve dijital devreler için ayrı topraklar sağlanmalıdır [5].

B. EMI Filtrenin Çalışma Prensibi

Ekipman güç hattına takılan EMI filtre indüktörler ve kapasitörlerden oluşur. Yüksek frekansta indüktörler istenmeyen akımları engellerken, kapasitörler gürültüyü filtre girişinden güç kaynağına veya toprak bağlantısına yönlendirmek için düşük empedans yolu sağlar. Ayrıca indüktörler DC ve düşük frekanslı akımların geçmesine izin verir [8].

Bu pasif devre elemanları ayrıca güvenlik gereksinimlerinin karşılanmasına da yardımcı olur. Örneğin; indüktör sıcaklık artışındaki değişikliği algılayarak yangın ve elektrik çarpması riskini azaltır [8].

C. Standart

MIL-STD-461G, askeri amaçla kullanılan elektronik ekipmanlar için çeşitli elektromanyetik olayların test limitlerini, test seviyelerini ve test prosedürünü tanımlayan standarttır [4].

MIL-STD-461G'de elektromanyetik testler dört gruba ayrılır:

- Işıma yoluyla yayınım,
- Işıma yoluyla alınganlık,
- İletim yoluyla yayınım,
- İletim yoluyla alınganlık.

Test Kodu	Tanım
CE101	İletim yoluyla yayınım, Güç Hatları, 30Hz - 10kHz
CE102	İletim yoluyla yayınım, Güç Hatları, 10kHz-10MHz
CE106	İletim yoluyla yayınım, Anten Terminali, 10kHz – 40GHz

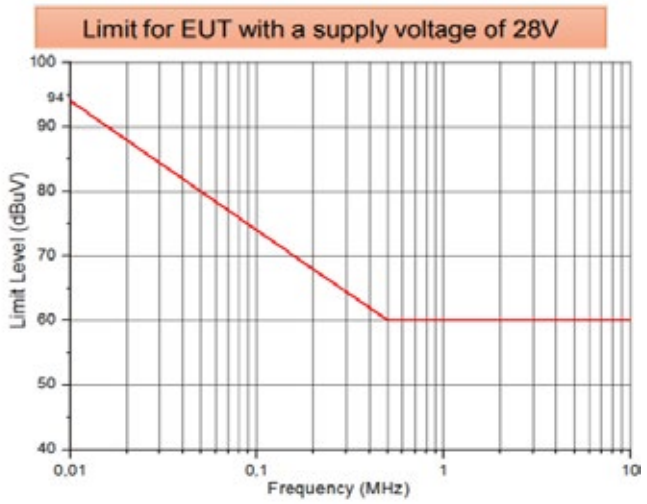
Şekil. 1. İletim Yoluyla Yayınım Testleri [9]

Tasarlanan filtre, ekipmanın güç hattına takıldığında ekipman yürütülen emisyon testlerini geçmelidir. Bu testler Şekil 1'deki CE101 ve CE102 testleridir.

CE101 testi, düşük frekanslı akım (dBµA) ölçüm testidir. CE101 testi, test edilen ekipmandan (EUT) kaynaklanan

elektromanyetik emisyonların, dönüşlü güç girişi kablolaması için belirtilen sınırları aşmadığını doğrulamak amacıyla yapılır. CE101 testi, 30 Hz – 10 kHz frekans aralığında uygulanabilir [4].

CE102 testi, orta frekanslı bir voltaj (dBµV) ölçüm testidir. Emisyon seviyeleri, LISN (Hat Empedans Stabilizasyon Ağı)'nın çıkış portunda bulunan voltaj ölçülerek belirlenir. Sınırlar, EUT'nin kaynak voltajına bağlıdır [4].



Şekil. 2. 28V ile Beslenen Ekipman İçin CE102 Testi Limiti [4]

Filtrenin takıldığı ekipmanda gürültü bastırma miktarı 10 kHz-10 MHz frekansları aralığında gözlemlenmek istendiği için sadece CE102 testi uygulanmaktadır [10].

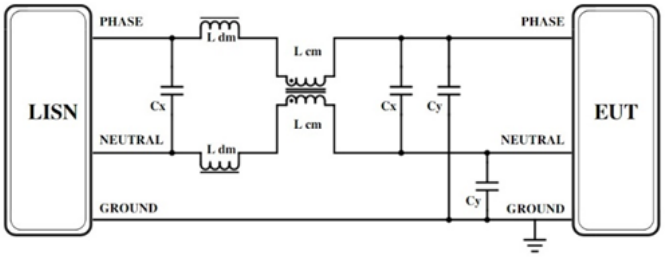
D. Devre Tasarımı

EMI filtre için genel olarak kullanılan topoloji Şekil 3'te gösterilmektedir. Ortak mod gürültü filtresi Şekil 4'te ve diferansiyel mod gürültü filtresi Şekil 5'te gösterilmektedir. Bunlar göz önüne alındığında, bazı filtre bileşenleri yalnızca ortak mod veya yalnızca diferansiyel mod gürültüsünü etkilerken, bazı bileşenler hem ortak mod hem de diferansiyel mod gürültüsünü etkiler.

Cx kapasitörleri yalnızca diferansiyel mod gürültüsünü etkiler. Cy kapasitörleri hem ortak hem de diferansiyel mod gürültüsünü etkiler, ancak Cx kapasitörünün değeri daha büyük olduğu için Cy kapasitörünün diferansiyel mod gürültüsü üzerinde çok az etkisi vardır.

İdeal ortak mod endüktansı Lcm yalnızca ortak mod gürültüsünü etkilerken, Ldm endüktansı hem ortak mod hem de diferansiyel mod gürültüsünü etkiler, ancak Lcm endüktansının değeri daha büyük olduğu için Ldm endüktansının ortak mod gürültüsü üzerinde çok az etkisi vardır.

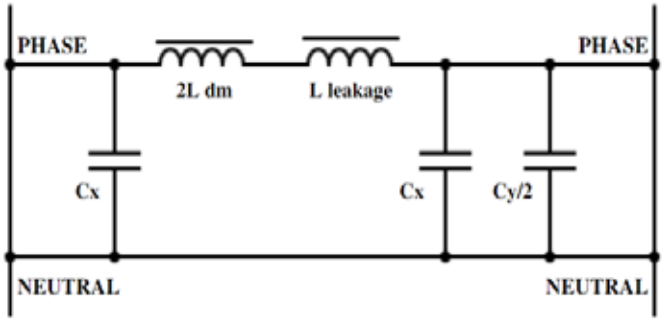
İndüktörler, yüksek frekanslarda açık devre gibi davranır, gürültüyü yansıtır veya emer. Kondansatörler yüksek frekanslarda kısa devre gibi davranır, gürültüyü toprağa iletir.



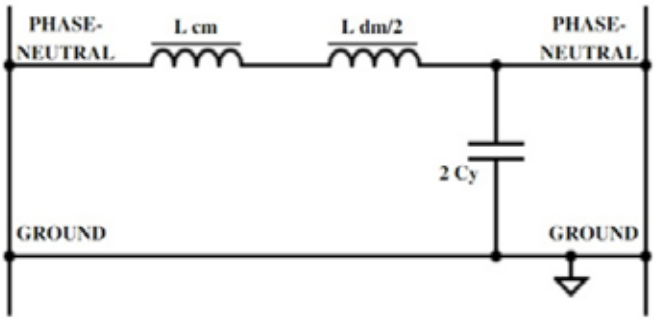
Şekil. 3. Genel EMI Filtre Devre Tasarımı [11]

Lcm indüktörleri, eşit sayıda dönüşe sahip iki bobinden oluşur. Bu bobinler aynı çekirdek üzerindedir. Her iki sargıdan geçen faz akımları manyetik akı oluşturur. Bu manyetik akılar aynı genlikte zıt yöndedir. Sonuç olarak, sargılardan gelen manyetik akılar birbirini yok eder.

Ldm endüktansları tek bir sargıdan oluşur ve hat akımını doyuma ulaşmadan geçirmek için kullanılır. Doymayı önlemek için, diferansiyel mod bobininin çekirdek geçirgenliği çok düşük olan içi boş bir ferrit veya toz çekirdek kullanılır.

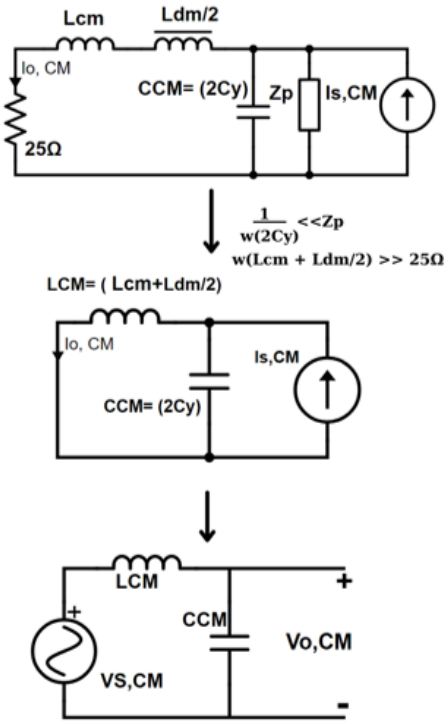


Şekil. 4. Ortak Mod Filtre Devresi [11]



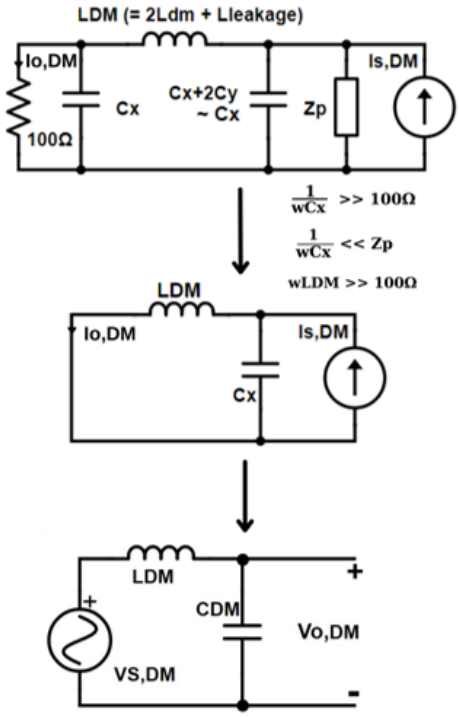
Şekil. 5. Diferansiyel Mod Filtre Devresi [11]

Ortak mod gürültüsünün eşdeğer devresi ve LISN ortak mod filtresine bağlandığında, Şekil 6'daki ortak mod eşdeğer devresi elde edilir.



Şekil. 6. Ortak Mod Eşdeğer Devresi [12]

Diferansiyel mod gürültüsünün eşdeğer devresi ve LISN, diferansiyel mod filtresine bağlandığında, Şekil 7'deki diferansiyel mod eşdeğer devresi elde edilir.



Şekil. 7. Diferansiyel Mod Eşdeğer Devresi [12]

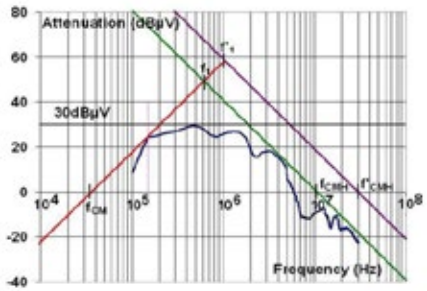
Ortak mod ve diferansiyel mod eşdeğer devrelerinden elde edilen formüller aşağıda listelenmiştir [12]:

$$CCM=2Cy \quad (1)$$

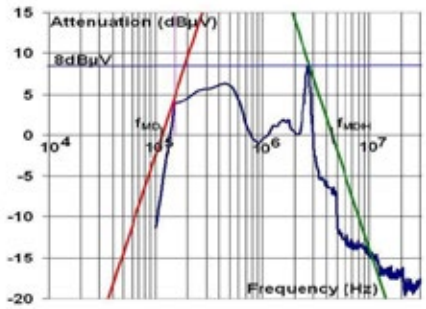
$$LCM=Lcm+ Ldm/2 \sim Lcm \quad (2)$$

$$CDM=Cx \quad (3)$$

$$LDM=2Ldm+L\ leakage \quad (4)$$



Şekil. 8. Ortak Mod Gürültü [13]



Şekil. 9. Diferansiyel Mod Gürültü [13]

Filtrenin tasarım aşamasında bileşenlerin değerlerinin belirlenmesi, ortak ve diferansiyel mod gürültüye bağlıdır. Bu filtre tasarlanırken referans alınan gürültü Şekil 8 ve Şekil 9'da gösterilmiştir.

Gürültü eğrilerine eğimi 40 dB/dec olan bir çizgi çizilerek, teğetin frekans eksenini kestiği yerde ardışık olarak kesme frekansları elde edilir. Bu nedenle fcm=36 kHz ve fdm=115 kHz kabul edilerek hesaplamalar yapılmıştır.

Adım 1) Ortak mod ve diferansiyel mod gürültüler için gözlemlenecek frekans değerleri belirlemiştir.

$$(V\ bastırma)dB = (V\ gürültü)dB + 6dB \quad (5)[11]$$

Yukarıdaki eşitlik kullanılarak bastırma değerleri hesaplanmış ve Şekil 10 oluşturulmuştur.

	Frekans	Gürültü	Bastırma
Ortak Mod	500 kHz	30 dBµV	36 dBµV
	2 MHz	20 dBµV	26 dBµV
	5 MHz	0 dBµV	6 dBµV
Diferansiyel Mod	570 kHz	5 dBµV	11 dBµV
	800 kHz	0 dBµV	6 dBµV
	2.7 MHz	8 dBµV	14 dBµV

Şekil. 10. Beklenen Gürültü Bastırma Değerleri

Adım 2) Kaçak akımları daha etkin bir şekilde önlemek için Cy kapasitörünün değeri 4,7 nF olarak seçilmiştir.

$$fcm = \frac{1}{2\pi}\frac{1}{\sqrt{LCM.CCM}} \qquad (6)[12]$$

Lcm, 1, 2 ve 6 eşitlikleri yardımıyla 2mH olarak hesaplanmış ve 2.2 mH kullanılmıştır.

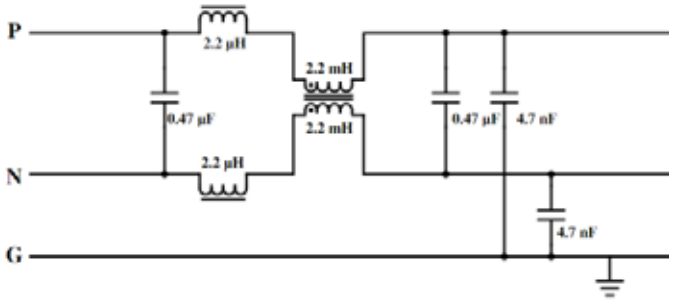
Adım 3) 7 numaralı eşitlik kullanıldığında, CDM ve LDM için sonsuz çözüm olduğu fark edilir.

$$fdm = \frac{1}{2\pi}\frac{1}{\sqrt{LDM.CDM}} \qquad (7)[12]$$

CDM 0.47 µF seçilmiştir. Bu nedenle, LDM 4.063 µH olarak hesaplanmıştır.

Dolayısıyla Ldm, 3, 4 ve 7 eşitlikleri yardımıyla 2.03 µH hesaplanmakla birlikte, uygulamada 2.2 µH alınmıştır.

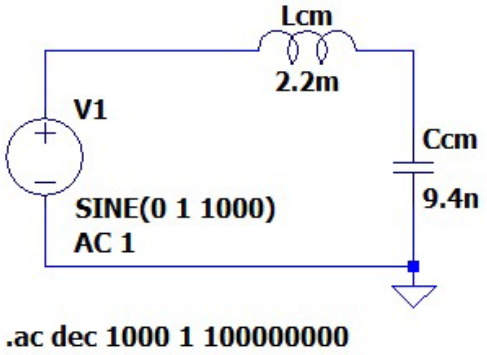
Adım 4) Bileşenlerin hesaplanan veya seçilen değerleri ile devre şematize edilir.



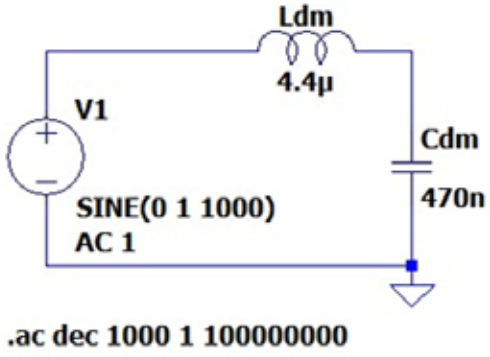
Şekil. 11. Belirlenen Bileşen Değerleriyle Filtre Devresinin Oluşturulması

IV. ARAŞTIRMA SONUÇLARI VE ÇIKTILAR

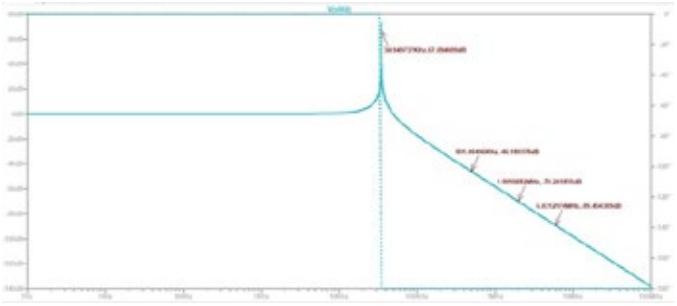
Ortak mod ve diferansiyel mod gürültüleri bastırmak için tasarlanan filtrenin frekans tepkisi LTspice platformu kullanılarak simüle edilmiştir. Şekil 12 ve şekil 13'te frekans tepkisi gözlemlenmek istenen ortak mod ve diferansiyel mod eşdeğer devrelerine yer verilmiştir. Şekil 14 ve şekil 15'te ise simülasyon sonuçları görülmektedir.



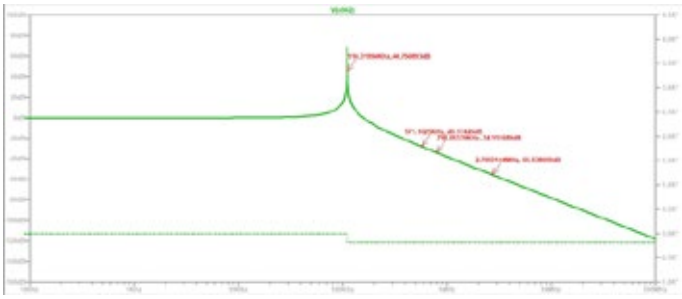
Şekil. 12. EMI Filtrenin Ortak Mod Eşdeğer Devre Simülasyonu



Şekil. 13. EMI Filtrenin Diferansiyel Mod Eşdeğer Devre Simülasyonu



Şekil. 14. Ortak Mod Frekans Tepkisi



Şekil. 15. Diferansiyel Mod Frekans Tepkisi

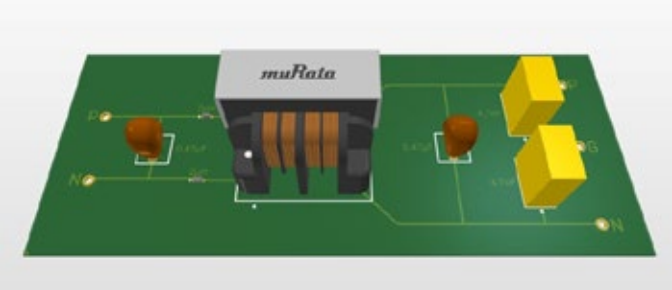
Şekil 16'da görüldüğü üzere, tasarlanan filtre ile istenilen bastırma değerlerine ulaşılmıştır.

	Frekans	Bastırma	Bastırılan
Ortak Mod	500 kHz	36 dBµV	46.18 dBµV
	2 MHz	26 dBµV	70.24 dBµV
	5 MHz	6 dBµV	89.45 dBµV
Diferansiyel Mod	570 kHz	11 dBµV	28.17 dBµV
	800 kHz	6 dBµV	34.25 dBµV
	2.7 MHz	14 dBµV	55.53 dBµV

Şekil. 16. Gürültü Bastırma Değerleri

- *PCB Tasarımı*

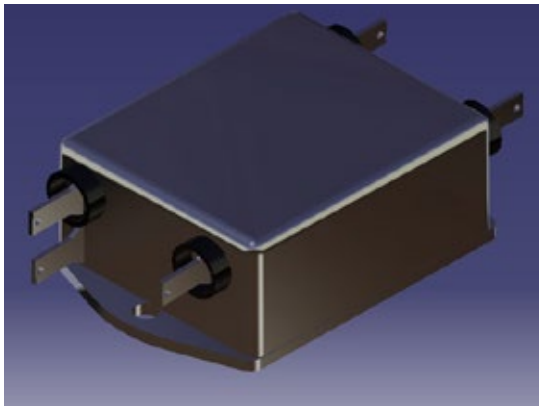
Filtrenin PCB tasarımı Şekil 17'de gösterilmektedir. Bu tasarım Altium Designer programında yapılmıştır. Bileşenler mümkün olduğunca birbirine yakın tasarlanarak mesafeden kaynaklanan endüktif etkilerin azaltılması hedeflenmiştir.



Şekil. 17. PCB Tasarım

- *Kasa Tasarımı*

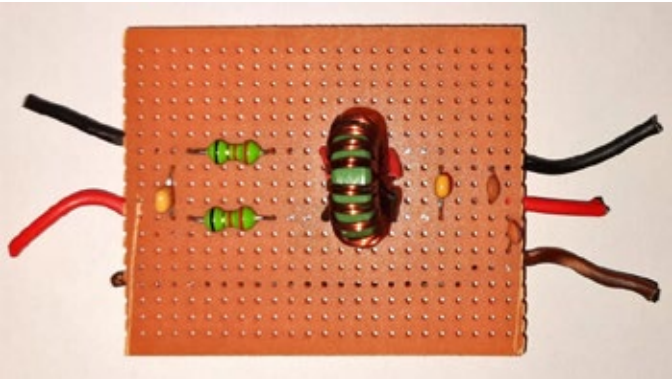
Şekil 18'de gösterilen nihai tasarımın dış kasası CATIA V5R18 programında tasarlanmıştır. Dış kasa, yuvarlak hatlara sahip metal gövdeli dikdörtgen prizma şeklinde seçilmiştir. Ayrıca bağlantı noktalarında plastik izolasyon halkaları kullanılmıştır.



Şekil. 18. Filtrenin Dış Kasa Tasarımı

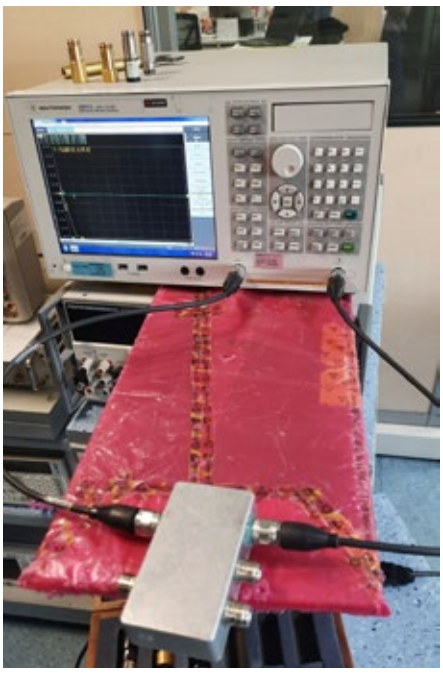
- *Filtrenin Üretilmesi ve Test Edilmesi*

Belirlenen değerlerdeki devre elemanları pertinaks plaka üzerine konumlandırılmıştır. Test ekipmanı ile bağlantı sağlamak amacıyla N tipi konnektörler kullanılmıştır. Toprak bağlantısı kasa ile yapılmış olup, faz ve nötr bağlantılarını kasadan yalıtmak için makaron ve silikon kullanılmıştır.



Şekil. 19. Filtre Devresi

Test ekipmanı olarak 9kHz – 4.5GHz frekans aralığında ölçüm yapabilen ağ analizörü kullanılmıştır. Bu analizörün bir giriş ve bir çıkış portu vardır. Bu nedenle filtre devresi konnektörlere ve kasaya bu portlara uygun olacak şekilde lehimlenmiştir.

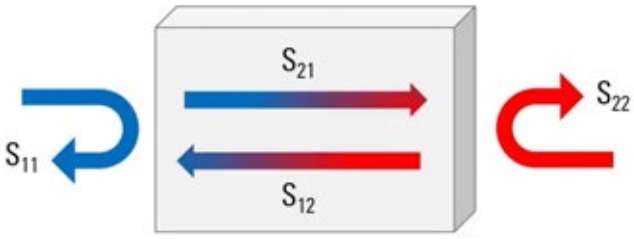


Şekil. 20. Test Düzeneği

- *S Parametreleri Testi*

S-parametreleri (veya saçılma parametreleri), enerjinin bir elektrik şebekesi üzerinden nasıl yayılabileceğini açıklamak için kullanılır. Saçılma parametreleri, bir elektrik sistemindeki portlar arasındaki giriş-çıkış ilişkilerini tanımlar. Saçılma parametreleri test edilen cihazı karakterize etmek ve iki port arasında aktarılan gücün oranını göstermek için kullanılan bir yöntemdir [14].

İki portlu bir sistemde S11 ve S22 yansımayı ifade eder. Yansıma, ölçüm portundan ne kadar güç yansıtıldığını açıklayan bir parametredir ve yansıma aynı zamanda geri dönüş kaybıyla da ilişkilidir. S21 ve S12, sinyalin bir porttan diğerine iletiminin ölçümüdür. İletim, hatta bir cihaz eklenmesinin neden olduğu sinyal gücü kaybı olan girişim kaybıyla ilgilidir [14].

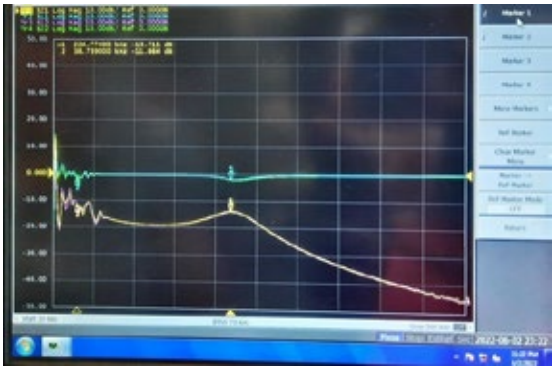


Şekil. 21. Saçılma Parametreleri [15]

S parametreleri 4 tipe ayrılır [16].

- S11, giriş bağlantı noktası voltajı yansıma katsayısıdır.
- S12, ters voltaj kazancıdır.
- S21, ileri voltaj kazancıdır.
- S22, çıkış bağlantı noktası voltajı yansıma katsayısıdır.

Şekilde görüldüğü gibi; S11 ve S22, S12 ve S21 birbirine eşittir [17].



Şekil. 22. S Parametreleri Testi

V. SONUÇ

Günümüzde piyasada askeri havacılık standartlarına uygun DC EMI filtre ihtiyacı bulunmaktadır. Bu projedeki temel amaçlarımız; güç hatlarında iletilen gürültü ve paraziti önlemek, filtreyi pasif devre bileşenleri ile tasarlayarak üretim ve onarım maliyetlerini düşürmektir. Bu amaçlara ulaşmak için planımız, gerekli gürültü bastırma oranını sağlayacak bir filtre tasarlamaktı.

LTspice programında filtre simüle edildiğinde referans gürültüleri istenilen seviyede bastırdığı gözlemlenmiştir. Bu simülasyon sonuçları, filtrenin güç hattı üzerinden takıldığı ekipmana gelen gürültünün azaltılmasına, ekipmanın daha stabil çalışmasına ve ekipmanda gürültüden dolayı oluşabilecek arızaların en aza indirilmesine olanak sağladığını göstermektedir. Filtre üretildikten sonra test düzeneği kurulmuştur. Filtrenin giriş ve çıkışına bağlı portlarda S parametreleri incelendiğinde ise yansıma ve iletim açısından bir sorun olmadığı sonucuna varılmıştır.

VI. PROJE EKİBİNİN KAZANIMLARI VE TUSAŞ'A OLASI KATKISI

Bu çalışma ile askeri standartların ne olduğu ve bu standartlara göre üretilen ürünlerin gereksinimlerinin önemi üzerine deneyim kazanıldı. Devre şemaları, simülasyon ve filtre tasarımı aşamalarında kullanılan LTSpice, Altium Designer ve CATIA programlarında yetkinlik kazanıldı.

Yapılan proje sonucunda elde edilen bilimsel çıktılar ile oluşturulan bildiri, uluslararası IEEE HORA 2022 Konferansı'nda sunuldu. Konunun uluslararası bir niteliğe sahip olması sebebiyle hem ülkemiz hem de sanayii sektörü menfaatleri açısından faydalı olacaktır.

VII. ÖNERİLER, ALINAN DERSLER VE GELECEK ÇALIŞMALAR

Çalışmanın ilerleyen dönemlerinde filtre, 28V DC ile beslenen bir ekipmanın güç hattına takılarak CE102 testi gerçekleştirilebilir. Gözlemlenen frekans değerleri sayısı artırılarak filtrenin frekans karakteristiği belirlenebilir. Filtrenin kasasında bulunan giriş ve çıkış portlarının tipi değiştirilerek bastırma performansındaki değişim gözlemlenebilir.

BİLGİLENDİRME

Bu çalışma TÜBİTAK 2209-B Sanayiye Yönelik Lisans Araştırma Projeleri Desteği Programı kapsamında desteklenmektedir.

TEŞEKKÜR

Bu çalışmada bizlere desteğini esirgemeyen akademik danışmanlarımız Prof. Dr. M. Cengiz TAPLAMACIOĞLU ve Arş. Gör. Merve DEMİRCİ'ye; sanayi danışmanlarımız Tayyar ÖNAL ve Kemal Burak ACAR'a; projemizi destekledikleri için TUSAŞ'a, TÜBİTAK'a ve SPARK Kalibrasyon Hizmetleri' ne teşekkürlerimizi sunarız.

KAYNAKLAR

[1] Herzan, "Electromagnetic Interference," Copyright 1998-2022 by Herzan LLC. Erişim Adresi: Electromagnetic Interference (herzan.com)

[2] Mekatronik.org. "Common mode, differential mode gürültü." Copyright 2010-2021 XenForo Ltd. [forum], 2018. Erişim Adresi: https://mekatronik.org/forum/threads/common-mode-differential-mode-guerueltue.507/

[3] Aksoy,H.Ç. "Elektromanyetik Girişim Süzgeç Tasarimi . Yüksek Lisans Tezi, Gazi Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü, 2014.

[4] O. Şen, "Military Conducted Emission Tests: CE101, CE102,", pp. 1-18, 2019.

[5] Thivakaran and PJ Chong, "How to Prevent Electromagnetic Interference From Ruining Your Devices,", 2021. Erişim Adresi: How to Prevent Electromagnetic Interference from Ruining Your Devices (ttelectronics.com)

[6] D.D.L. Chung, "Materials for Electromagnetic Interference Shielding" Journal of Materials Engineering and Performance, Volume 9(3), s.350, 1999.

[7] DAU, "Electromagnetic Interference EMI", Erişim Adresi: https://www.dau.edu/cop/e3/pages/topics/Electromagnetic%20Interference%20EMI.aspx

[8] TDK-Lambda UK, "How does an input EMI filter work?," Copyright 2010- 2022 TDK-Lambda. Erişim Adresi: TDK- Lambda FAQ: EMC/EMI Filter.

[9] E.A. Öztürk, "Askeri Elektromanyetik Uyumluluk Testleri ve MIL-STD-461", Elektrik Mühendisliği Dergisi, 433, s.53, 2008.

[10] DNB Engineering, "MIL-STD-461: Military Devices And Subsystems Testing,", Copyright 2022 DNB Engineering, Erişim Adresi: MIL-STD-461 | Military EMC Testing Lab | DNB Engineering (dnbenginc.com)

[11] S. Yalçın, Ş. Özen and S. Helhel, "EMI filter design based on the separated electromagnetic interference in switched mode power supplies", 2018. [Makale]

[12] İ.D. Üner, "Güç Elektroniği Sistemlerinde Elektromanyetik Uyumluluğun İncelenmesi", s. 105, 2008.

[13] J. Kotny, T. Duquesne, N. Idir, “EMI Filter design using high frequency models of the passive components,” In: 15th IEEE Workshop on Signal Propagation on Interconnects, IEEE, 2011.

[14] EverythingRF. “What are S-Parameters?” Copyright 2020 Everything RF. Erişim Adresi: https://www.everythingrf.com/community/what-are-s-parameters

[15] MovieCultists. “Why do we use s parameters?” Copyright 2022 MovieCultists.com. Erişim Adresi: https://moviecultists.com/why-do-we-use-s-parameters

[16] Wikipedia. “Scattering parameters” Copyright 2022 Wikipedia,2021. Erişim Adresi: https://en.m.wikipedia.org/wiki/Scattering_parameters

[17] Spark Measurement Technologies. “Network Analizör Ölçümleri Hakkında Bilmeniz Gerekenler” Copyright 2018 Spark Measurement Technologies, 2020. Erişim Adresi: https://www.sparkmeasure.com/b-130-network-analizor-olcumleri-hak.html

Hareketli Winglet Tasarımı ve Aerodinamik Analizi
Morphing Winglet Design and Aerodynamic Analysis

Öğrenci - 1
Gülseda Bircan
Necmettin Erbakan Üniversitesi
Uçak Mühendisliği
Konya, Türkiye
gulsedabircan@gmail.com

Öğrenci - 2
Bahar Karaca
Necmettin Erbakan Üniversitesi
Uçak Mühendisliği
Konya, Türkiye
bbbaharkaraca64@gmail.com

Akademik Danışman
Dr. Öğr. Üyesi Hasan Hüseyin Bilgiç
Necmettin Erbakan Üniversitesi
Uçak Mühendisliği
Konya, Türkiye
hhbilgic@erbakan.edu.tr

Sanayi Danışmanı
Erhan Solakoğlu
Türk Havacılık Uzay Sanayii
Ankara, Türkiye
esolakoglu@tai.com.tr

***Özetçe*— Bu çalışmada Onera M6 kanadı üzerine farklı uçuş rejimlerinde aerodinamik verimliliği artırmak için değişken cant açılı winglet tasarımı yapılmıştır. Bu wingletlerin aerodinamik analizleri yapılmış ve hareket yeteneği için bir mekanizma tasarlanmıştır. Wingletler uçağın sonlu kanat yapısından dolayı oluşan kanat ucu girdaplarının olumsuz etkilerini önlemek amacıyla tasarlanmış ek yapısal bileşenlerdir. Çalışmada wingletin cant açısı parametresi bağımsız değişken olarak ele alınmış ve hesaplamalı akışkanlar dinamiği yöntemlerinden Spalart Allmaras türbülans modeli kullanılarak kanadın aerodinamik parametreleri hesaplanmıştır. Bu sayede her uçuş rejimi için wingletlere en uygun cant açısı verilerek tüm uçuşun aerodinamik performans verimliliği artırılabilecektir.**

Anahtar Kelimeler — Cant Açısı, Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği, Hareketli Winglet, Kanat Ucu Girdabı, Onera M6.

***Abstract*— In this study, a variable cant angle winglet design was made on the Onera M6 wing to increase aerodynamic efficiency in different flight regimes. Aerodynamic analyzes of these winglets were made and a mechanism was designed for their movement skills. Winglets are additional structural components designed to prevent the negative effects of wing tip vortices caused by the finite wing structure of the aircraft. At the scope of the study, the cant angle parameter of the winglet was considered as an independent variable and the aerodynamic parameters of the wing were calculated using the Spalart Allmaras turbulence model, which is one of the computational fluid dynamics methods. In this way, the aerodynamic performance efficiency of the entire flight will be increased by giving the optimum cant angle to the winglets for each flight regime.**

Keywords — Cant Angle, Computational Fluid Dynamics, Morphing Winglet, Onera M6, Wing-Type Vortices.

I. Problem Tanımı

Günümüzde hava araçlarının performansında yapılan iyileştirme çalışmaları devam ederken, aerodinamik verimliliğin artırılması ve yakıt sarfiyatı konuları üzerine yoğunlaşılmaktadır. Bu hedefler sürükleme kuvvetinin kontrolü ile gerçekleştirilebilmektedir.

Sürükleme kuvveti; parazit sürükleme ve indüklenmiş sürükleme olarak ikiye ayrılır. Bu çalışmada taşımaya bağlı sürükleme olan indüklenmiş sürüklemenin aerodinamik performans üzerindeki etkisi göz önünde bulundurulmuştur. İndüklenmiş sürüklemenin azaltılması ile aerodinamik verimliliğin artırılacağı ve yakıt sarfiyatının azaltılacağı düşünülmüştür. Bunun için indüklenmiş sürüklemeye sebep olan kanat ucu girdaplarının azaltılması üzerinde durulmuştur.

Hava araçlarında girdapların neden olduğu olumsuz etkinin önlenmesi için winglet adı verilen yapılar kullanılmaktadır. Wingletler, uçak hareket halindeyken kanadın alt ve üst yüzeylerindeki basınç farkından dolayı oluşan girdapların uçuş üzerindeki olumsuz etkisini azaltmak için kullanılan kanadın ek yapısal bileşenleridir [1].

Bu çalışmada wingletlerin aerodinamik performans üzerindeki etkileri göz önünde bulundurularak farklı uçuş rejimlerine uyum sağlayabilen hareketli winglet tasarımı gerçekleştirilmiştir.

II. Gerçekleştirilen Araştırma Faaliyetleri

Proje kapsamında literatürde aerodinamik analizler için sıkça kullanılan Onera M6 kanadı üzerinde ihtiyaca yönelik çalışmalar yapılmıştır. Literatürde bulunan bu çalışmalardan bazıları yöntem aşamasında doğruluk için kullanılmıştır.

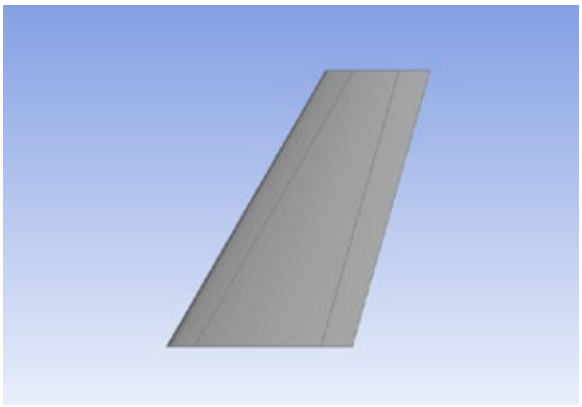
A. Yöntem

Literatürden alınan geometrik parametreler ile hazırlanan kanadın aerodinamik analizleri ANSYS Fluent programında yapılmıştır. Kullanılan akış koşulları Tablo I'de verilmiştir.

TABLO I. Akış Koşulları

Akış Koşulları	***Değer***
Mach Sayısı	0.8395
Reynolds Sayısı	11.72E+06
Hücum Açısı (derece)	3.06
Yana Kayma Açısı (derece)	0.0
Basınç (psi)	45.82899
Sıcaklık (R)	460

Oluşturulan 3 boyutlu kanat geometrisi üzerinde kaliteli bir ağ(mesh) yapısı oluşturabilmek için kanat bölümlere ayrılmıştır. Her bölüm için farklı boyutlarda mesh yapısı oluşturularak kanattaki mesh kalitesinin artırılması hedeflenmiştir.



Şekil 1. Bölünmüş Kanat

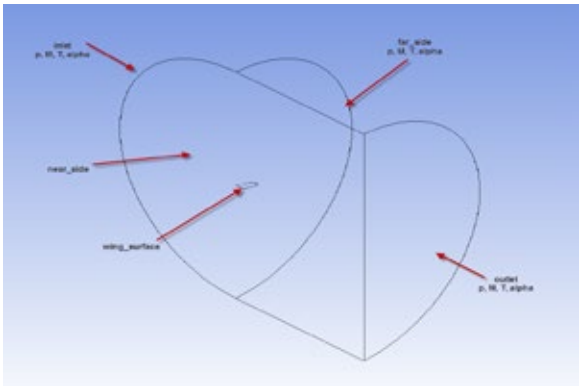
Kanat üzerinde oluşturulan mesh yapısının kalitesi skewness ve orthogonal quality kriterlerine göre değerlendirilmiştir. Skewness için 0-0.94 arasındaki değerler kabul edilebilirdir. Orthogonal quality 0.15-1.00 arasındaki değerleri kabul etmektedir [2]. Verilen bilgilere göre kanat üzerindeki mesh yapısının kabul edilebilir sınırlara ulaşması için iyileştirmeler yapılmıştır. Elde edilen en iyi kalite parametreleri ve değerleri Tablo II'de verilmiştir.

TABLO II. AĞ YAPISI KALİTE PARAMETRELERİ

	Skewness	***Orthogonal Quality***
Minimum Değer	1.1519E-003	0.40025
Maksimum Değer	0.59975	0.98722
Ortalama Değer	0.15187	0.84747

Referans kanatta uygulanan mesh yapısı iyileştirme yöntemi projenin devamında tasarlanacak olan wingletli kanatlar için de uygulanmıştır.

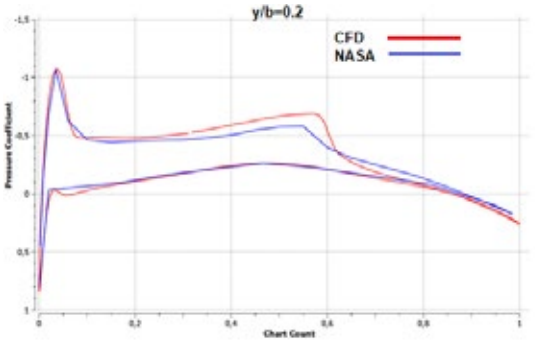
ANSYS Fluent analizlerinde kullanılan akış alanı, çeyrek küre ve yarım silindirden oluşmaktadır. Küre yarıçapı 12 m ve silindir uzunluğu 14 m'dir. Tasarlanan akış alanı Şekil 2'de gösterilmiştir.



Şekil 2. Akış Alanı

1) Analizlerin Doğrulanması ve Aerodinamik Parametrelerin Karşılaştırılması

Çalışmada yapılan analizlerin doğruluğunun ölçülebilmesi için en iyi yöntemlerden biri kanat üzerindeki basınç dağılımlarının deneysel verilerle karşılaştırılmasıdır. Bunun için kanat, kök veterden uç vetere kadar yedi farklı kesitte incelenmiştir. Her bir kesitte oluşan basınç dağılımlarına ait C_P grafikleri oluşturulmuştur. Oluşturulan bu grafikler literatürdeki çalışmalar ile karşılaştırılmıştır [3]. 1. Kesite ait analiz sonuçları ve deneysel verilerin karşılaştırmalı grafiği Şekil 3'te verilmiştir.



Şekil 3. Kesit 1

Elde edilen C_P grafikleri incelendiğinde, analiz sonuçlarının deneysel verilere tüm kesitlerde oldukça yakın olduğu görülmüştür.

Tablo I'de verilen analiz koşullarına ek olarak Tablo III'te verilen referans değerler kullanılarak Onera M6 kanadı 3.06° hücum açısında Spalart Allmaras türbülans modeli kullanılarak analiz edilmiştir. Analiz sonucunda elde edilen taşıma katsayısı ve sürükleme katsayısı değerleri Tablo IV'te verilmiştir.

TABLO III. REFERANS DEĞERLER

Referans Koşullar	***Değer***
Referans Alan (m^2)	0.7532
Entalpi (J/kg)	-6705.398
Referans Uzunluk (m)	0.64607
Hız (m/s)	268.9347

TABLO IV. AERODİNAMİK PARAMETRELER

Aerodinamik Parametre	***Değer***
C_L	0.26089
C_D	0.01847

Hesaplanan C_L ve C_D değerlerinin doğrulanması için literatürdeki farklı çözücüler kullanılarak yapılan çalışmadan yararlanılmıştır [4]. Bu çalışmaya ait verilere Tablo V'te yer verilmiştir.

TABLO V. FARKLI ÇÖZÜCÜLER İÇİN CL VE CD KARŞILAŞTIRMASI

Çözücü-Mesh Tipi	***C_L***	***C_D***
CFL3D – yapısal mesh	0.2661	0.0173
USM3D – dörtyüzlü mesh	0.2649	0.0186
FUN3D – prizmatik mesh	0.2659	0.0172

Tablo V'te verilen mesh ve çözüm yöntemleri farklı olsa da sonuçların birbiriyle uyumlu olduğu görülmektedir. Analiz sonucunda elde edilen aerodinamik parametre değerleri bu tabloda verilen değerler ile karşılaştırılmıştır. Taşıma katsayısı değeri için hata oranı %1.51 - %1.96 arasında değişmektedir. Sürükleme katsayısı değerinin hata oranı %0.7 - %7.38 arasında değişmektedir. Her iki hata oranı da kabul edilebilir düzeydedir ve C_P grafikleri incelendiğinde yapılan analizlerin doğruluğunun sağlandığı görülmektedir.

2) *Winglet Tasarımı*

Winglet tasarımı cant açısı, süpürme açısı, winglet açıklığı, toe açısı ve burulma açısı parametreleri dikkate alınarak yapılabilir. Bu çalışmada sadece cant açısı değişikliği incelenmiş, diğer parametreler sabit tutulmuştur.

Winglet tasarımı aşamasında SolidWorks programı kullanılarak üç boyutlu çizimler yapılmıştır. Onera M6 kanadına 452.8 mm açıklığa sahip bir uzantı eklenmiştir. Winglet boyutlandırması, Dr. Richard Whitcomb tarafından ortaya çıkarılan "Klasik Winglet" tasarımı referans alınarak oluşturulmuştur. Kanat ve winglet arasında yumuşak bir geçiş sağlamak için bir eğrilik yarıçapı eklenmiştir. Winglet boyutlandırması Tablo VI'da gösterilmiştir.

TABLO VI. WİNGLET BOYUTLANDIRMASI

Geometrik Parametre	***Değer***
Açıklık (mm)	452.8
Kök Veter Uzunluğu (mm)	452.8
Uç Veter Uzunluğu (mm)	146.25
Süpürme Açısı (derece)	38
Sivrilme Oranı	0.323

15° – 30° – 60° ve 75° cant açılarına sahip wingletler, çalışma amacına uygun olarak tasarlanmıştır. Tasarlanan wingletli kanatlar Şekil 4, Şekil 5, Şekil 6 ve Şekil 7'de gösterilmiştir.



Şekil 4. 15° Cant Açılı Wingletli Kanat



Şekil 5. 30° Cant Açılı Wingletli Kanat



Şekil 6. 60° Cant Açılı Wingletli Kanat



Şekil 7. 75° Cant Açılı Wingletli Kanat

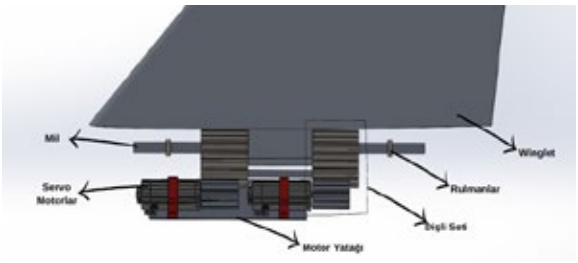
3) *Hareket Mekanizması Tasarımı*

Hareketli winglet tasarımının amacı, pilotun değişen uçuş koşullarına bağlı olarak wingletin cant açısını değiştirebilmesi ve o uçuş koşulu için en az sürükleme kuvvetini elde ettiği değere ulaşabilmesidir.

Gerekli hareketi sağlayabilecek ve üzerine gelen yüklere dayanabilecek bir mekanizma tasarımı için dişli sistemleri kullanılmıştır. Böyle bir mekanizma tasarımının amacı hem mekanizma üzerindeki yükleri dağıtmak hem de hareketi sağlayacak servo motorların mekanizma ile bağlantısını kolaylaştırmaktır. Yapılan mekanizma tasarımı Şekil 8'de, ayrıntılı hali Şekil 9'da gösterilmiştir.



Şekil 8. Hareketli Mekanizma Sistemi



Şekil 9. Hareketli Mekanizma Sistemi Detaylı Gösterim

Şekil 9'da detaylı olarak gösterilen mekanizma tasarımında altı adet dişli kullanılmıştır. Kullanılan dişlilerden iki tanesi menteşe sistemine eklenerek rulmanlar ve mil ile kanada sabitlenmiştir. Servo motorlara bağlı olan dişli takımı, motorlardan gelen torkun mekanizma sistemine iletilmesinden sorumludur. Ortadaki dişli takımı ise yük aktarımı ve yük dağılımı için kullanılır. Servo motorlar ayrıca kanatlara motor yatağı ile sabitlenmiştir.

III. ARAŞTIRMA SONUÇLARI VE ÇIKTILAR

1) *Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği Analizleri*

Kanat ucu girdaplarının en etkili olduğu kalkış ve iniş manevralarında uçağın pozitif ve negatif hücum açılarına sahip olacağı bilinmektedir. Bu hareketler sırasında winglet etkilerini gözlemlemek için her bir wingletli kanat için -5°, 0°, 3.06° ve 10° olmak üzere dört farklı hücum açısında HAD analizi yapılmıştır. Referans analiz koşulu olan Mach=0.8395'e ek olarak farklı uçuş koşulları oluşturmak için Mach=0.3'te de analizler yapılmıştır. Analizlerde kullanılan diğer akış koşulları referans değerlerle aynıdır.

Hücum açıları ve Mach hızlarında yapılan analizler sonucunda elde edilen C_L, C_D ve C_M değerleri Tablo VII'de gösterilmiştir.

TABLO VII. ANALİZ SONUÇLARI

Cant Açısı (derece)	AoA (derece)	C_L		C_D		C_M	
		Mach 0.8395	Mach 0.3	Mach 0.8395	Mach 0.3	Mach 0.8395	Mach 0.3
15	-5	-0.6245	-0.4179	0.06307	0.03154	-0.5605	-0.3597
30		-0.6014	-0.4032	0.06142	0.03141	-0.5275	-0.3405
60		-0.5452	-0.3717	0.04910	0.02166	-0.4428	-0.2938
75		-0.5055	-0.3441	0.05047	0.02654	-0.3980	-0.2616
15	0	-0.0011	2.3E-04	0.01717	1.9E-03	2.5E-05	1.5E-04
30		0.00926	2.2E-03	0.01714	0.01496	0.01334	3.8E-03
60		0.01933	7.1E-03	0.01224	0.01157	0.02622	9.7E-03
75		0.01337	5.5E-03	0.01576	0.01435	0.02042	8.3E-03
15	3.06	0.37911	0.25931	0.03140	0.02117	0.33580	0.22578
30		0.38301	0.2587	0.03139	0.02058	0.34032	0.22388
60		0.37469	0.24154	0.02576	0.01606	0.32174	0.19998
75		0.33584	0.22654	0.02804	0.01914	0.27912	0.18102
15	10	0.96746	0.73645	0.18320	0.07881	0.85553	0.6124
30		0.96598	0.73646	0.18148	0.07909	0.84980	0.60886
60		0.95409	0.72037	0.17610	0.05701	0.81384	0.56758
75		0.86647	0.63517	0.16202	0.05688	0.71057	0.47849

2) *Aerodinamik Performans Parametresi*

Hava araçları için taşıma-sürükleme oranı önemli bir performans parametresidir. Tasarım aşamasında L/D değerinin yüksek olması ana hedeflerden biridir. Yüksek L/D değeri yakıt tasarrufu ve daha iyi tırmanma performansı sağlar [5].

TABLO VIII. AERODİNAMİK PERFORMANS PARAMETRESİ

Cant Açısı	*AoA*	*L/D*	
		Mach=0.8395	**Mach=0.3**
0	-5	9.623544	13.12175
15		9.901696	13.24984
30		9.791599	12.83668
60		11.10387	17.16066
75		10.01585	12.96533
0	0	0.374101	0.279766
15		0.064065	0.013395
30		0.540257	0.128355
60		1.579248	0.580065
75		0.848350	0.348985
0	3.06	12.04491	12.17391
15		12.07357	8.258280
30		12.20166	8.241478
60		14.54542	9.376553
75		11.97717	8.079173
0	10	5.280192	9.021417
15		5.280895	4.019924
30		5.322790	4.058078
60		5.417888	4.090687
75		5.347920	3.920318

3) *Mekanizma Üzerindeki Momentin Hesaplanması*

Winglete istenilen cant açısını verebilmek için bir hareket mekanizması gereklidir. Mekanizma tasarımında en önemli etken mekanizmanın gelen yükleri karşılayabilmesidir. Bunun için öncelikle mekanizmanın konumlandırılacağı yerde bir referans noktası belirlenmiş ve o noktaya etki eden moment değerleri bulunmuştur. Belirlenen referans noktası bilgileri, orijini kanat kök veterinin hücum kenarı olan koordinat sistemine göre Tablo IX'de verilmiştir.

TABLO IX. REFERANS NOKTANIN KOORDİNATLARI

Eksen	*Değer(mm)*
X	923.3269
Y	13.6702
Z	-1209.97

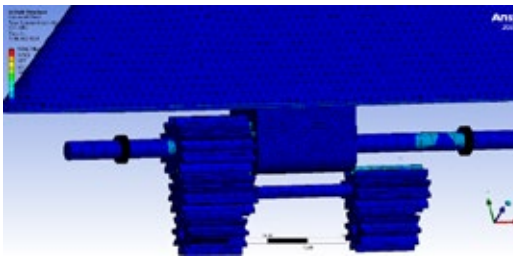
0.8395 ve 0.3 Mach hızlarındaki uçuş koşullarında belirlenen referans noktasına uygulanan moment değerleri hesaplanmıştır. Elde edilen moment değerleri tasarımı yapılan mekanizmanın yapısal analizinde kullanılmıştır.

4) *Hareket Mekanizmasının Statik Analizi*

Statik analiz yapmanın amacı mekanizmanın üzerine gelecek olan momentlere dayanım sağladığını test etmektir. Bunun için ANSYS Static Structural programı kullanılmıştır. Tasarımda hareketli parçalar winglet ve mekanizma sistemi olduğundan dolayı analize kanat dahil edilmemiştir.

Mekanizma rulmanlar üzerinden kanatla, dişli takımı ile servo motorlarla birleştirilmiştir. Analizde de rulmanlar ve son dişli takımı sabitlenmiştir. Mekanizma malzemesi olarak 2343 Sıcak İşlenik Çelik, winglet malzemesi olarak Karbon Fiber (395 GPa) seçilmiştir.

Statik analizlerde 0.3 Mach seyir hızında ulaşılan en büyük moment değeri olan 271.75 N.m değeri referans alınmıştır. Referans değere yaklaşık %50 güvenlik faktörü eklenerek 400 N.m moment değeri analizlerde kullanılmıştır. Analizlerde eşdeğer gerilme değerleri kontrol edilmiştir.



Şekil 10. Eşdeğer Gerilme Dağılımı

Şekil 10'daki eşdeğer gerilme dağılımı değerlerine bakıldığında maksimum gerilmenin 1384.7 MPa olduğu görülmektedir. Bu değer yapı yüzeyinde görülmemektedir. Ancak sonuç skalasında mevcut olduğundan dolayı yapı içerisinde mikro boyutta maksimum gerilmeye ulaşıldığı düşünülmektedir. Mil üzerindeki gerilme yoğunluğu rulmanlara yakın bölgelerde gözlemlenmiştir. Bunun sebebi mekanizmanın rulmanlar üzerinden sabitlenmesidir. Moment aktarımı dişliler üzerinden gerçekleştirildiği için bir diğer gerilme yoğunluğu da dişlerde görülmektedir. Buralarda görülen değerler yaklaşık 481 MPa'dır. Mekanizmada kullanılan malzeme bu gerilmeye dayanabilmektedir.

5) Sonuçlar

Tasarlanan dört farklı kanat için uçuş sırasında değişken koşulların oluşacağı düşünülerek, farklı hücum açılarında ve farklı Mach hızlarında analizler yapılmıştır. Analizler sonucunda, cant açısının değişmesi ile her hücum açısında farklı sürükleme kuvveti ve aerodinamik performans parametresi değerleri elde edilmiştir.

Bu çalışma, farklı uçuş koşullarına uygun cant açısı değerini bulmak için yapılmıştır. Hava aracı farklı bir uçuş koşuluna geçtiğinde, servo motorlar pilottan gelen girdilerle çalışacak, gerekli torku dişlilere aktaracak ve menteşeye bağlı wingletin cant açısını değiştirecektir.

Çalışmada oluşturulan sekiz farklı uçuş koşulunda en verimli cant açısı değerini bulabilmek için Tablo VII'de yer verilen aerodinamik performans parametresinden yararlanılır. Minimum sürükleme kuvveti hava aracının aerodinamik performansını artıracak ve gerekli itkiyi azaltarak yakıt tasarrufuna yardımcı olacaktır. Bu durumda hareketli winglete sahip kanat kullanımı ile yüksek aerodinamik performansa sahip, yakıt tasarrufu sayesinde daha az maliyetli ve çevre dostu hava araçları elde edilecektir.

IV. Proje Ekibinin Kazanımları ve TUSAŞ'a Olan Katkısı

Yapılan çalışma sayesinde proje ekibi ANSYS Fluent programı ile akış analizi yapma konusundaki bilgilerini artırmış, yaptıkları wingletli kanat ve mekanizma tasarımları ile üç boyutlu tasarım yapma ve yaratıcı düşünme becerisi kazanmıştır. Aynı zamanda ekip üyeleri proje sürecinde ortaya çıkan sorunlar ile problem çözme becerilerini geliştirmiştir. Havacılık alanında hazırladıkları bu proje üyelerin teorik bilgilerini pratiğe dökebilmeleri için bir fırsat olmuştur.

Hareketli wingletlerin TUSAŞ bünyesinde bulunan sabit kanatlı hava araçlarına entegre edilmesiyle bu hava araçları; düşük toplam sürükleme kuvveti, yakıt ve güç tasarrufu, düşük karbon emisyonu sayesinde doğa dostu ve artırılmış verimlilik ile daha yenilikçi olacaklardır. Hareketli winglete sahip hava araçları kullanılması ve geliştirilmesinin mühendislik açısından en iyi çözümlere ulaşmak için faydalı olacağı düşünülmektedir.

V. Öneriler, Alınan Dersler ve Gelecek Çalışmalar

Projenin uygulamaya geçmesi durumunda karşılaşılabilecek durumlar için yüksek Mach hızlarında gelen yüksek kuvvetlere dayanabilecek hafif ama dayanımı yüksek malzemeler kullanılması önerilmektedir. Kanat ve wingletin Karbon Fiber olması durumunda mekanizmada kullanılacak yüksek mukavemetli malzeme ile etkileşimi sırasında oluşacak galvanik korozyon etkilerinin minimize edilmesi için çalışmalar yapılabilir. Ayrıca hareket mekanizmasında kullanılan dişli takımlarına alternatif çözümler üretilmesi ve yeni uçuş koşullarının oluşturulmasının fayda sağlayacağı düşünülmektedir.

Proje sürecinde yapılan akış analizlerinde belirlenen akış koşullarının projenin devamında izlenecek yol haritası ile tutarlı olması gerekmektedir. Literatürden alınan çalışmalara bağlı kalmadan, yapılan projeye uyum sağlayan seçimler yapılmalıdır. Ekip üyeleri çalışmaları boyunca bunu tecrübe etmiştir.

Gelecekte yapacakları çalışmalarda proje ekibi, yaptıkları projede kullandıkları sekiz farklı uçuş koşuluna ek uçuş koşulları oluşturmayı, hareket mekanizması için alternatif yöntemler geliştirmeyi ve hareket mekanizmasının çalışmasını yapay zeka ile kontrol edecek bir sistem üzerinde çalışmayı planlamaktadır.

Kaynaklar

[1] Anderson, J. D., "Aircraft Performans and Design", https://soaneemrana.org/onewebmedia/AIRCRAFTPERFORMANSANDDESIGN1.pdf C.358-207, 1999

[2] Ovalı, İ., "ANSYS WORKBENCH EĞİTİM KİTABI", 2017.

[3] Slater, J. W., "Onera M6 Wing: Study #1", https://www.grc.nasa.gov/www/wind/valid/m6wing/m6wing01.html , 2002

[4] Diskin, B., Anderson. W. K., Pandya, M. J., Rumsey, C. L., Thomas, J. L., Liu, Y. and Nishikawa, H., "Grid Convergence for Three Dimensional Benchmark Turbulent Flows", *AIAA Aerospace Sciences Meeting,* 0(210059), 1-35, 2018.

[5] Gökdemir, M. ve Ürgün, S., "Benzer Kamburluğa Sahip Kanat Profillerinin Aerodinamik Analizi Aerodynamic Analysis of Wing Profiles with Similar Roundback", 4(2), 25-35, 2020.

Hava Aracı Aksesuar Dişli Kutusu Tasarımı
Aircraft Accessory Gearbox Design

Öğrenci - 1
Alparslan Sefa Filizay
Hacettepe Üniversitesi
Makina Mühendisliği
Ankara, Türkiye
sefaflz@gmail.com

Öğrenci - 2
Ali Eren Erol
Hacettepe Üniversitesi
Makina Mühendisliği
Ankara, Türkiye
alierentrt@gmail.com

Öğrenci - 3
Hakkı Mavi
Hacettepe Üniversitesi
Makina Mühendisliği
Ankara, Türkiye
h.mavi_423@hotmail.com

Öğrenci - 4
Mücahit Ay
Hacettepe Üniversitesi
Makina Mühendisliği
Ankara, Türkiye
mucahit-ay@hotmail.com

Akademik Danışman
Doç. Dr. Selahattin Çağlar Başlamışlı
Hacettepe Üniversitesi
Makina Mühendisliği
Ankara, Türkiye
caglar.baslamisli@gmail.com

Sanayi Danışmanı
Orhan Nuri Karaca
Türk Havacılık Uzay Sanayii
Ankara, Türkiye
orhannuri.karaca@tai.com.tr

***Özetçe*—Bu projenin temel amacı bir Uçak Aksesuar Şanzıman tasarlamaktır. Uçaklarda aksesuar dişli kutuları; Hidrolik pompa, jeneratör gibi ekipmanların ihtiyaç duyduğu mekanik gücü motordan ilgili ekipmanlara istenilen hız aralıklarında iletirler. Diğer bir işlevi ise 'Hava Türbini Marş'tan veya eşdeğer ekipmandan alınan yükü motorun çalıştırılması için motora iletmektir. Bu işlevleri yerine getirmek için dişliler, miller, yataklar, kamalar ve bu elemanları bir arada tutmak için yuva yapıları gibi makine elemanları kullanılarak bir dişli kutusu tasarlamaya ihtiyaç vardır. Bu tasarım projesi kapsamında, gereksinimleri TUSAŞ tarafından belirlenen teorik bir Hava Aracı Aksesuar Dişli Kutusu tasarlanmıştır.**

Bu proje kapsamında dişli, mil, yatak, şaft dişi gibi makine elemanlarının ve bu elemanları bir arada tutacak yuva yapılarının kullanıldığı bir dişli kutusu tasarımına ihtiyaç vardır. Belirlenecek güç, hız, dayanım ve yağlama gereksinimleri doğrultusunda makine elemanlarının tasarımı ve seçimi, gövde tasarımı, yağlama ve soğutma sistemi tasarımı gibi alt başlıklar altında özenle çalışmalar yapılmıştır.

Genel olarak havacılık uygulamalarında, sektörde elde edilen verilere göre güvenlik faktörü 1,5 ile 2,5 arasında kullanılmaktadır, bu nedenle tasarımımız boyunca projede yaklaşık olarak 2'lik bir güvenlik faktörü kullanılmıştır. Bu, hesaplamalarımıza ve Sonlu Elemanlar Analizi yapılmıştır. Ayrıca, gerektiğinde Matlab gibi programlar kullanılarak mekanizmayı anlamak ve tasarlamak için simülasyonlar yapılmıştır. Halihazırda piyasada bulunan ürünler, pratik örnekler elde etmek ve tasarımımızda olası kullanımları değerlendirmek için karşılaştırmalar yapılmıştır.

Anahtar Kelimeler — Dişli Kutusu, Dişli, Mil, Şaft Dişi, Güvenlik Faktörü

***Abstract*— The main objective of this project is to design an Aircraft Accessory Transmission. Accessory gearboxes in aircraft; They transmit the mechanical power required by equipment such as hydraulic pumps and generators from the engine to the related equipment at desired speed ranges. Another function is to transmit the load from the 'Air Turbine Starter' or equivalent equipment to the engine for engine starting. To fulfill these functions, there is a need to design a gearbox using machine elements such as gears, shafts, bearings, splines and housing structures to hold these elements together. Within the scope of this design project, a theoretical Accessory Gear Box whose requirements were determined by TAI was designed.**

Within the scope of this project, there is a need for a gearbox design in which machine elements such as gears, shafts, bearings, spline and housing structures to hold these elements together are used. In line with the power, speed, strength and lubrication requirements to be determined, careful studies were carried out under sub-headings such as the design and selection of machine elements, body design, lubrication and cooling system design.

Generally, in aviation applications, the safety factor is used between 1.5 and 2.5 according to the data obtained in the sector, therefore, a safety factor of approximately 2 was used throughout our design in the project. This is based on our calculations and Finite Element Analysis. In addition, simulations were made to understand and design the mechanism using programs such as Matlab when necessary. Comparisons were made with products currently on the market to obtain practical examples and to evaluate possible uses in our design.

Keywords — component; formatting; style; styling; key words.

I. GİRİŞ

Bir uçak aksesuar dişli kutusunun tasarımı bu projenin ana fikri ve amacıdır. Bu proje, Havacılık ve Uzay Savunma Sanayii kapsamında, Hacettepe Üniversitesi'nde son sınıf öğrencisi, akademik danışman ve Lift-Up katılımcısı olarak TUSAŞ' da yer alan ekip üyeleri tarafından tasarlanmıştır.

Projenin kapsamını belirlemek, benzer projeleri ve üretilen modelleri incelemek, mevcut üretimlerin güçlü ve zayıf yönlerini görmek, elde edilen tüm verilerle en iyi tasarımı yapmak için çok önemlidir. Sektörde birçok farklı marka ve bu markaların yüzlerce modeli bulunmaktadır. Bazıları helikopter endüstrisinde, bazıları ise ticari ve askeri uçak endüstrisinde en iyisidir. Bu markalar kendi tasarımlarını yapmak ve yeni modeller üretmek için farklı teknik ve teknolojiler kullanabilirler. Yeni uçak aksesuar dişli kutusu tasarlamadan ve üretmeden önce, mevcut modellerin/markaların incelenmesi ve bilgi alınması projenin başarısı için çok önemli bir adımdır.

Havacılık savunma sanayi için yüksek teknolojik bilgi ve deneyim çok önemlidir, bu nedenle yeni şeyler tasarlamanın ve üretmenin en iyi yolu bilgi birikimi kullanmaktır. Bundan dolayı gerekli literatür çalışmaları takım üyeleri tarafından sağlanmıştır.

Havacılık savunma sanayiinde bazı önemli kaideler vardır. Örneğin bir şey tasarlanacak ve üretilecekse, bunun farklı amaçlar için kullanılması ve olabildiğince hafif olması gerekir.

Bu tür kaidelere göre en iyi tasarımı yapabilmek için bazı kurallar ve noktalar belirlenmiştir. Bunlardan bazıları aşağıda görülebilir;

- Tasarlanacak yapı mümkün olduğunca sağlam monte edilmeli ve kolay erişilebilir olmalıdır.
- Farklı zorlu koşullara dayanıklı, afet senaryolarına hazır ve mümkün olduğunca hafif olmalıdır.
- Tadilat, iyileştirme ve Ar-Ge çalışmalarına uygun olmalıdır.
- Tasarım yapılırken farklı bölgelere ve çalıştığı parçalara uygun olarak tasarlanmalı ve gerekli toleransları içermelidir.
- Değişen performans değerlerine uyumlu olmalı ve yüksek mekanik verim sağlamalıdır.

TUSAŞ tarafından sunulan gereksinimler ve tasarım kriterlerini içeren belge doğrultusunda çalışmalar yapılmıştır. Tasarım süreci ve analiz süreci sırasında araştırma devam edilmiş ve yeni tasarım kriterlerine göre çalışmalar sürdürülmüştür. İncelenen markaların modelleri ve iyi yanları birleştirilerek, gereksinimler doğrultusunda her yönüyle daha iyi bir tasarım ortaya çıkarılması amaçlanmıştır.

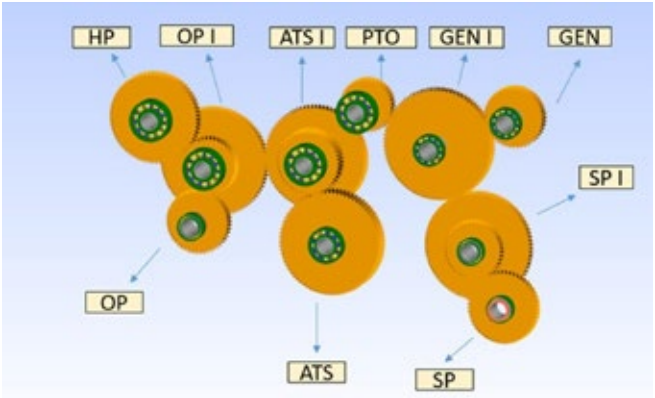
II. GERÇEKLEŞTİRİLEN ARAŞTIRMA FAALİYETLERİ

A. Dişli Tasarımı ve Hesaplamalar

TABLO I. MODÜL HESAPLAMALARI VE DİŞLİ SAYILARI

GEAR	FW	DIRECTION OF ROTATION	
PTO	17	CW	Right
GEN IDLER B	16	CCW	Left
GENERATOR	19	CW	Right
OP1 IDLER B	8	CW	Right
ATS IDLER B	17	CCW	Left
SP IDLER B	8	CW	Left
OIL PUMP 1	8	CCW	Left
SP	8	CCW	Left
ATS	28.5	CW	Right
OP1 IDLER S	36.5	CW	Right
SP IDLER S	8	CW	Left
HP	36.5	CCW	LEFT
ATS IDLER S	28.5		
NORMAL MODULE		2	2.4
TRANSVERSE MODULE		2.172721	2.607265

Bu bölümde verilen verilere göre öncelikle kademe sayısı, dişlilerin diş sayıları, helisel dişlilerin modülleri ve dişli kuvvetleri hesaplanır. İkinci olarak mil yarıçapı ve yatak kuvvetleri hesaplanır. Sonuç olarak dişli kutusu hesaplama sonuçları kullanılarak modellenmiştir.



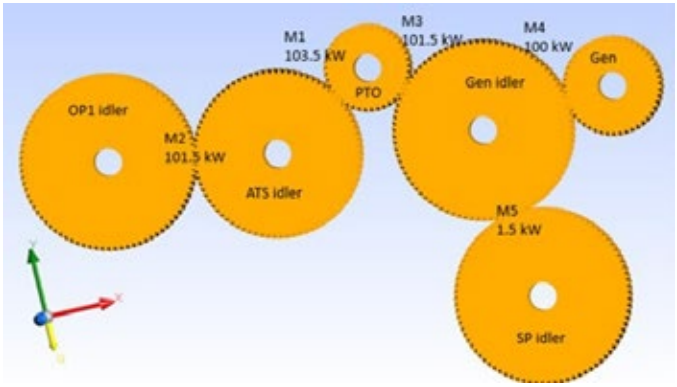
Şekil. 1. Masta Programında Dişli Dizilimi

Masta programı yardımıyla birçok parametreyi hesaplanmıştır. Masta programı dişli hesaplamalarında çok başarılı olduğu için bize en doğru sonuçları vermesin için bu programın kullanılması belirlendi.

TABLO II. EXCELDE HAZIRLANAN FORMÜLLERİN UYGULANMASI

INPUT PARAMETERS											
n1	n2	Power	Top	Mu_p	Mu_g	Ep	Eg	Sa_c	Sa_b	Tpro	Bavel
11000	0	160	5000	0.3	0.3	206000	206000	275	75	1	0.4
SP IDLER S VS SP		COUNTERSHAFT									
N1	N2	mn	beta	add_p	ded_p	C_prime	add_g	ded_g	x1	alpha_n	FW
43	53	2	23	1	-1.25	104.2906	1	-1.25	0	23.5	8
ATS IDLER S VS ATS		COUNTERSHAFT									
N1	N2	mn	beta	add_p	ded_p	C_prime	add_g	ded_g	x1	alpha_n	FW
47	77	2	23	1	-1.25	134.7087	1	-1.25	0	23.5	28.5
OP1 IDLER S VS HP		COUNTERSHAFT									
N1	N2	mn	beta	add_p	ded_p	C_prime	add_g	ded_g	x1	alpha_n	FW
39	67	2.4	23	1.05	-1.3	138.165	1	-1.25	0	23.5	36.5
OP1 IDLER S VS OP1		COUNTERSHAFT									
N1	N2	mn	beta	add_p	ded_p	C_prime	add_g	ded_g	x1	alpha_n	FW
39	49	2.4	23	1	-1.25	114.7197	1	-1.25	0	23.5	8
PTO VS GEN IDLER											
N1	N2	mn	beta	add_p	ded_p	C_prime	add_g	ded_g	x1	alpha_n	FW
41	87	2	23	1	-1.25	139.0541	1	-1.25	0	23.5	16
PTO VS ATS IDLER B											
N1	N2	mn	beta	add_p	ded_p	C_prime	add_g	ded_g	x1	alpha_n	FW
41	81	2	23	1	-1.25	132.536	1	-1.25	0	23.5	17
GEN VS GEN IDLER											
N1	N2	mn	beta	add_p	ded_p	C_prime	add_g	ded_g	x1	alpha_n	FW
47	87	2	23	1	-1.25	145.5723	1	-1.25	0	23.5	12
SP IDLER GEN IDLER											
N1	N2	mn	beta	add_p	ded_p	C_prime	add_g	ded_g	x1	alpha_n	FW
85	87	2	23	1	-1.3	186.854	1	-1.3	0	23.5	8
ATS IDLER B OP1 IDLER B											
N1	N2	mn	beta	add_p	ded_p	C_prime	add_g	ded_g	x1	alpha_n	FW
81	85	2	23	1	-1.25	180.3358	1	-1.25	0	23.5	8

Dişli grupları arasındaki kuvvetler hesaplandı.



Şekil. 2. Masta Programında Kuvvetlerin Hesaplanması

Diş sayısı ve modül seçimi yaparken Kisssoft programı hakkında detaylı bir çalışma yaptık. Seçtiğimiz diş sayısı ve özellikleri bize en doğru optimizasyonu sağladı.

Tasarımlarımızda sadece bilyeli rulman ve silindirik makaralı rulman kullanıldı. Eksenel ve radyal yükleri taşıyabilen rulmanlar seçildi.

B. Yağlama

Bu bölümde yağlama sistemleri üzerine yapılan literatür araştırmalarının ardından yağlamanın amaçları, tasarımın ihtiyacı olan yağlama yöntemi, kullanılan yağ ve pompa çeşitleri ve tüm bunlara ait gerekli hesaplamalar yapılmıştır. Temel amaçları aşınmayı ve ısınmayı önlemek, metaller arasında sızdırmazlığı sağlamak, kirleri toplayarak filtrelere taşımak ve film tabakası oluşturarak dişlileri nem ve oksijenden korumak olan yağlama işlemi, ıslak ve kuru karter olarak ikiye ayrılabilir. Bu projede kuru karter sistem tercih edilmiş olup ıslak karter sistemden en belirgin farkı kullanılacak yağın bir yağ tankı içinde depolanması ayrıca motorda ve aksesuar dişli kutusunda görevini tamamlayan yağın geri emiş pompaları ile yağ tankına geri döndürülmesidir. Pompa seçiminde gerotor tip pompaların kullanımı uygun ve verimli bulunmuştur. Tasarımda tanktaki yağı motor ve dişli kutusuna göndermek için bir pompa ve yağın tanka geri dönüşünü sağlamak için bir geri emiş pompası olmak üzere iki pompa kullanılmıştır. Yağ olarak askeri havacılıkta da sıklıkla tercih edilen MIL-L-23699 sentetik yağı seçilmiş yapılan tüm hesaplamalar bu yağın özelliklerine göre yapılmıştır. Tasarım için seçilen dişli özellik ve ölçülerinin belirlenmesinden sonra yağlama sisteminin bu tasarımı belirlenen sıcaklığın altında tutup, aşınma (ing. Scuffing) riskini kabul edilebilir değerlere çekip çekemeyeceği AGMA- 925'te yer alan formüllerin Matlab vasıtasıyla kodifike edilmesi sonucu hesaplanmıştır. Oluşturulan bu kodda geometrik faktörler, dişli özellikleri, dişli ölçüleri kullanılarak dört farklı diş profili için sistemdeki tüm dişlilerin yuvarlanma açıları, buna bağlı olan yük faktörleri, Hertzian temas bantları, her bir noktadaki film kalınlıkları ve film kalınlığının minimuma düştüğü noktalar, flaş, diş ve temas sıcaklıkları, flaş sıcaklığının maksimuma çıktığı noktalar, son olarak ise tüm bunlar kullanılarak "aşınma" hadisesinin gerçekleşme ihtimali hesaplanmıştır. %10'dan düşük risklerin iyi, %30'dan düşük risklerin ise kabul edilebilir olduğu hesaplamalarda sistem doğru tasarlanması, seçilen yağ, yağ jetleri ile püskürtmenin seçilmesi ve yağ kanalları ile jetlerin doğru konumlandırılması sayesinde istenen risk yüzdesini başarıyla karşılamıştır. Pompa tasarımındaki bir diğer önemli husus olan debi hesaplamasını yapabilmek için yine Matlab aracılığıyla bir kod hazırlanmış olup dişli kesişim noktaları ve rulmanlarda meydana gelen ısı kaybı hesaplanmış böylelikle toplam ısı kaybı, seçilen yağın öz ısısı ve aradaki sıcaklık farkı kullanılarak pompanın basması gereken debi miktarına ulaşılmıştır.

C. Dişli Yuvası ve Malzeme Seçimi

Eklemeli üretim, geleneksel döküm işlemine bir alternatiftir. Seçici lazer eritme yöntemini kullanarak dişliler ve dişli yuvaları tasarlanabilir. 3D baskı olarak da bilinen katmanlı üretim, gerçek bir inovasyon sürücüsüdür ve bir dizi avantaj sunar: ağırlığı azaltmak ve bileşen parça sayısını azaltmak için tasarım kısıtlamalarının üstesinden gelmeye yardımcı olur. Ve parça tasarımı tamamen dijital olduğundan, baskıya kadar prototipleri çok daha hızlı yapabiliriz. Bu yöntem ülkemizde çok az kullanılmasıyla birlikte üzerinde çalışmalar halen devam etmektedir. Hava araçlarında hataya yer vermemek için projemizde geleneksel döküm metodu tercih edilmiştir.

Ağırlığı azaltmak için mümkün olan en hafif malzemeler kullanılır. Yapılan çalışmalarda dişli kutusunun magnezyumdan yapılması kararlaştırılmıştır. Dişliler, mukavemet ve tokluk için korozyona dayanıklı olmayan çeliklerden imal edilmiştir. Aşınmaya karşı çok dayanıklı bir yüzey sağlamak için ısıl işlemlerle sertleştirilmişlerdir ve düzgün dişli geçişi için doğru şekilde taşlanmış dişlere sahiptirler.

Magnezyum zayıf korozyon direncine ve düşük mukavemete sahiptir. Bu özellikler, bu hafif metalin ve eski alaşımlarının, alüminyum, titanyum ve hatta çeliğin daha uygun olduğu birçok savunma uygulamasında geçildiği anlamına gelir. Çoğu magnezyum bileşeninin oldukça aşındırıcı ortamlarda çalıştığı ve korunmadığı takdirde hızla bozulduğu anlamına gelir. Boyalar ve toz boyalar veya sprey bazlı plazma kaplamalar gibi geleneksel ve geleneksel koruma, bakım ve onarım fırsatlarının daha az olduğu savaş alanı ve askeri kampanyaların yoğun koşullarında hayatta kalamayabilir.

TABLO III. MALZEME ÖZELLİKLERİ

Materials	Density ($g/cm3$)	Compressive Strength (MPa)	Tensile Strength (MPa)	Elastic Modulus (GPa)	Melting Point °C	Poisson's Ratio
Magnesium						
Pure Magnesium	1,74	20-115	90-190	45	650	0.35
AZ31 Alloy (Extruded)	1,78	83-97	241-260	45	650	0.35
AZ91D Alloy (Die Cast)	1,81	160	230	45	620	0.35
WE43 Alloy	1,8	157.5	250	44.2	540-640	0.27
Alternative Metals						
Aluminum Alloys	2,7	-	170-560	70	660	0.31-0.34
Stainless Steel	7,9-8,1	-	480-620	189-205	1400-1530	0.265
Cobalt-Chrome Alloys	7,8-9,2	-	450-960	195-230	1330	0.29
Titanium Alloys	4,4-4,5		550-985	100-125	1668	0.31-0.37

Ta ki bu performans eksikliklerinin üstesinden gelmek, magnezyumu korozyondan korumak ve sertliği ve sertliği artırmak için yeni alaşımlar ve yenilikçi yüzey kaplamaları geliştirilene kadar. Yüksek performanslı havacılık magnezyum alaşımlarının faydaları, gövde yapılarında, iç cihazlarda ve uçak motoru çerçevelerinde ağırlığın azaltılmasını içerir. Son derece işlenebilir, çok yönlü magnezyum alaşımları ayrıca yakıt verimliliğini en üst düzeye çıkarmak ve ekstrüde magnezyum dayanıklılığından yararlanmak için dişli kutuları, kapaklar ve bileşenler, helikopter şanzımanları, elektronik muhafazalar, uçuş kontrol sistemleri ve uçak tekerlekleri üretiminde de kullanılır.

Bununla birlikte, son on yıllardaki yüzey kaplama yenilikleri, sert ve esnek kaplamaların geliştirilmesine yol açmıştır. Kaplama yapılırken Plazma Elektrolitik Oksidasyon (PEO) yüzey işleme teknolojisini kullanılabilir. PEO' nun magnezyum ve alaşımları gibi hafif metaller için benzersiz teknolojisi, seramik benzeri bir dubleks kaplama oluşturan üç farklı aşamada bir elektrolit banyosu ve plazma kullanır. Kaplama, substrattan, magnezyum/alaşımdan ve banyonun içeriğinden oluşur ve plazma veya termal sprey kaplama veya boya gibi ek bir katman değildir, bu nedenle bağlanma sorunları yoktur. Bunun yanısıra magnezyum alaşımlarını korozyondan korumak için farklı yüzey koruma şemaları mevcut olsa da, herkese uyan tek bir yaklaşım yeterli değildir. Tek başına reçine emdirmeyi içeren gelişmiş bir yüzey koruma şemasının, magnezyum alaşımlı gövde yüzeyindeki mikro gözenekliliği kapatabildiği gözlemlenmiştir. Ek olarak, işlenmiş yüzeylere yüzey sızdırmazlığı ve astarın uygun şekilde uygulanması ve kasa arayüzünde bir sızdırmazlık maddesi ile hem galvanik hem de aralık korozyonu tamamen önlenebilir.

III. Araştırma Sonuçları ve Çıktılar

Elimizdeki isterler ve AGMA Standartlarından aldığımız formüllerle beraber bazı sonuçlara ulaşıldı. Bu sonuçları Tablo IV ve Tablo V de gösterilmektedir.

Sistemin hata vermeden yağlanmasını sağlamak için ise AGMA-925 kullanılarak formüller Matlab ile kodlanmıştır. Bu kodlar ile elimizdeki verileri birleştirdiğimizde scuffing olayının gerçekleşme yüzdeleri hesaplanmıştır. Yapılan araştırmalarda yüzde %10'dan düşük risklerin iyi, %30'dan düşük risklerin ise kabul edilebilir olduğu gözlemlenmiştir. Sonuç olarak elimizdeki veriler %30 un altında değerler vererek başarılı bir sonuç aldığımız gözlemlendi.

Dişlilerin verilen yüklere dayanabilmesi için yüzeylerinin sertleştirilmesi gerektiği araştırmaların sonucunda gözlemlenmiştir. Bu sertliği sağlamak için ise karbürleme yöntemi ile sertleştirilmesi sağlanması hedeflenmektedir.

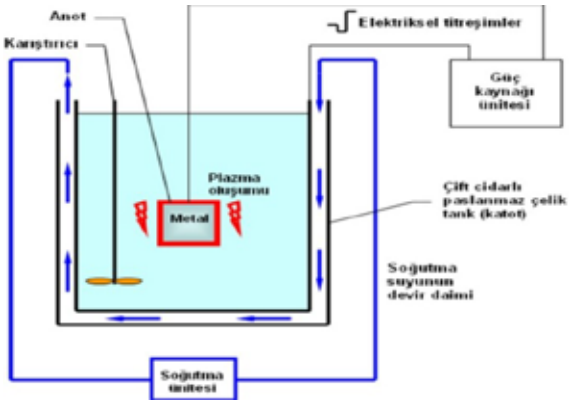
Dişli sistemini taşıyan ve bu sistemi koruyan yuva büyük hacim kaplamaktadır. Burada kullanılacak malzeme tasarımın ağırlığını belirlemede büyük rol oynamaktadır. Bundan dolayı magnezyum kullanılması kararlaştırılmıştır. Magnezyum ve alaşımlarının bazı zayıf özellikleri bulunmaktadır. Bunları engellemek için ise gelişmiş kaplama ve plazma elektrolitik oksitleme yöntemleri kullanarak önüne geçileceği gözlemlenmiştir. Bu yöntem Şekil. 3.'de gösterilmektedir.

TABLO IV. DİŞLİLER ARASINDAKİ BAĞLANTININ HESAPLANMASI

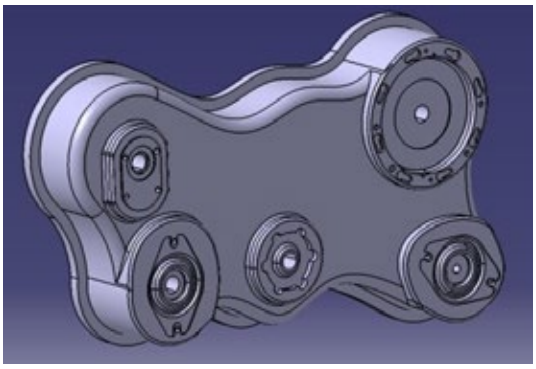
SHAFTS	TEETH NUMBER	RATIO	POWER	MIN RPM	MAX RPM	PITCH DIAMETER
PTO	41.00	1.000	205	13377	18983.000	89.0815509
HP	67.00	0.281	100	3755.895	5329.906409	174.686749
GEN	47.00	0.872	100	11669.298	16559.6383	102.117875
SP	53.00	0.391	1.5	5234.995	7428.863263	115.154200
OP1	49.00	0.384	1.5	5135.612	7287.831212	127.755980
SP IDLER S	43.00	0.482	1.5	6452.435294	9156.505882	93.426992
SP IDLER B	85.00	0.482	1.5	6452.435294	9156.505882	184.681264
ATS	77.00	0.309	2	4132.993266	5865.037839	167.299498
ATS IDLER B	81.00	0.506	variable	6771.074074	9608.679012	175.990381
ATS IDLER S	47.00	0.506	variable	6771.074074	9608.679012	102.117875
GEN IDLER	87.000	0.471	101.5	6304.103448	8946.011494	189.026706
OP IDLER B	85.000	0.482	101.5	6452.435294	9156.505882	184.681264
OP IDLER S	39.000	0.482	101.5	6452.435294	9156.505882	101.683331

TABLO V. DİŞLİLERİN ÜZERİNDEKİ KUVVETLERİN HESAPLANMASI

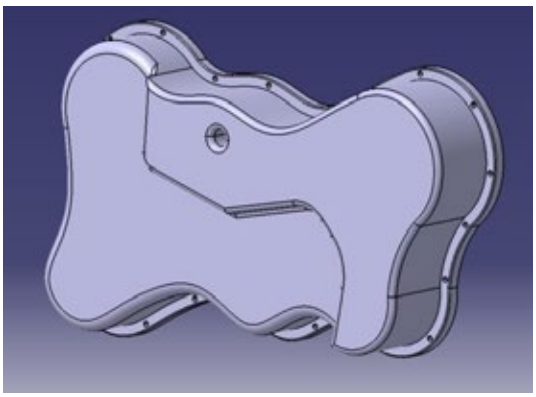
	POWER (kW)	MIN RPM	MAX RPM	Torque (Nm)	Pitch Diameter (mm)	TANGENTIAL LOAD (kN)	RADIAL LOAD	AXIAL LOAD
PTO SHAFT	205	13377	18983	146.3411677	89.08155095	3.286	1.429	1.395
HP SHAFT	100	3755.895171	5329.906409	254.2482191	174.689051	2.911	1.327	1.236
GEN SHAFT	100	11669.29787	16559.6383	81.83265771	102.1178755	1.603	0.697	0.680
SP SHAFT	1.5	5234.994673	7428.863263	2.736190918	115.1542	0.048	0.022	0.020
OP SHAFT 1	1.5	5135.611765	7287.831212	2.789140911	127.7559804	0.044	0.020	0.019
SP IDLER SHAFT							0.000	0.000
B	1.5	6452.435294	9156.505882	2.219928481	184.6812642	0.024	0.010	0.010
S	1.5	6452.435294	9156.505882	2.219928481	93.42699246	0.048	0.022	0.020
ATS SHAFT	101	4132.993266	5865.037839	233.3608823	167.2994981	2.790	1.271	1.184
ATS IDLER SHAFT							0.000	0.000
B	101	6771.074074	9608.679012	142.441058	175.9903811	1.619	0.704	0.687
S	101	6771.074074	9608.679012	142.441058	102.1178755	2.790	1.271	1.184
GEN IDLER SHAFT	101.5	6304.103448	8946.011494	153.7496349	189.0267057	1.627	0.707	0.691
OP1 IDLER SHAFT							0.000	0.000
B	56.5	6452.435294	9156.505882	83.6173061	184.6812642	0.906	0.394	0.384
S	56.5	6452.435294	9156.505882	83.6173061	101.6833313	1.645	0.750	0.698



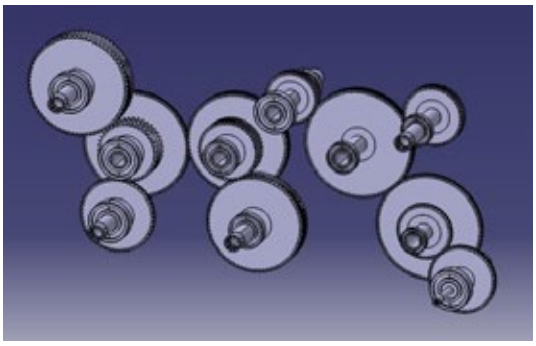
Şekil. 3. Korozyona Karşı Direnç Oluşturma Şeması



Şekil. 4. Aksesuar Yüzü



Şekil. 5. Motor Yüzü



Şekil. 6. Dişli Tasarımı

IV. Proje Ekibinin Kazanımları ve TUSAŞ'a Olası Katkısı

Hacettepe Üniversitesi Makine Mühendisliği son sınıf öğrencilerinin hazırladığı bu projede mühendislik sistematiği konusunda bilgiler edinmiştir. Projenin başından itibaren sistematik çalışmanın ne kadar önemli ve değerli olduğunu kavramıştır. Bir projenin başlangıcından bitişine kadar her adımı deneyimleyen takım arkadaşlarımız mühendislik hayatlarında çıkabilecek sorunlar hakkında nasıl çözüm yolu üretecekleri konularında tecrübe sahibi oldular. Takım arkadaşlarımız bu proje sayesinde kendilerini geliştirmeleri gereken alanlar üzerinde çalışma, araştırma ve geliştirme fırsatı bularak deneyimler edindiler. Ayrıca bulunan yada deneyimlenen bilginin takım üyeleri arasında bilgi aktarımı sayesinde farklı alanlarda tecrübe ve bilgi sahibi olunmuştur.

Tasarımda AGMA standartlarını baz alarak sonuçlar bulunduğundan AGMA standartlarına uygun bir Hava Aracı Aksesuar Dişli Kutusu raporlarda ve çalışmalarda sunulmuştur. Bu çalışmada yapılan deneyimler ve bulgular TUSAŞ ın standartlara uygun bir projede yapacağı araştırmaları kolaylaştırarak zaman ve tasarım süreçleri gibi aşamalardan tasarruf etmesi öngörülmektedir. Projenin kapsamı mühendisliğin çoğu alanını barındırdığı için dişli tasarımı, akışkanlar mekaniği, yağlama, malzeme seçimi gibi alanlarda temel olabilecek araştırmalar ve sonuçlar içermektedir.

V. Öneriler, Alınan Dersler ve Gelecek Çalışmalar

Projede gerekli çalışmalar, araştırmalar ve isterlere uygun çalışmalar yapılsa da gelişen ve büyüyen bir mühendislik alanında olan bir proje için bunlar yeterli diyemeyiz. Projenin içeriğindeki her konu üzerinde iyileştirmeler ve çalıştırmalar yapılmaktadır. Yağlama konusunda sürtünmeden kaynaklı hasarları azaltmak için hem akışkanlar konusunda hem de yüzey sertleştirme konularında ekstra çalışmalar yaparak sistemin sağlıklı çalışması sağlanabilir. Ayrıca malzeme bilimi ve teknolojisi günden güne gelişmektedir. Bundan dolayı sistemin malzeme yapısı yada dış etkenlerden korunması konularında çalışmalar yapılabilir. Böylece sistemin daha dayanıklı ve hafif olması sağlanabilir.

Kaynaklar

[1] AGMA 913-A98 (Method for Specifying the Geometry of Spur and Helical Gears)

[2] AGMA 2001--D04 (Fundamental Rating Factors and Calculation Methods for InvoluteSpur and Helical Gear Teeth)

[3] ANSI AGMA 2004-B89(R2006) (Gear Materials and Heat Treatment Manual)

[4] AGMA 925-A03 (Effect of Lubrication on Gear Surface Distress), American Gear Manufacturers Association, 1500 King Street, Alexandria, Virginia 22314.

[5] Buckingham, Analytical Mechanics of Gears, New York: Dover, 1949

[6] T. A Haris ve M. N. Kotzalas, Essential Concepts of Bearing Technology, New York: Taylor & Francis Group, 2006.

Hava Aracı Aksesuar Dişli Kutusu Tasarımı
Airframe Mounted Accessory Drivetrain

Öğrenci-1
Mehmet Ogün Dingil
İstanbul Teknik Üniversitesi
Makina Mühendisliği
İstanbul, Türkiye
ogn.dngl.98@gmail.com

Öğrenci-2
Kadir Kutlu
İstanbul Teknik Üniversitesi
Makina Mühendisliği
İstanbul, Türkiye
kdrkutlu38@gmail.com

Öğrenci-3
Hasan Görgen
İstanbul Teknik Üniversitesi
Makina Mühendisliği
İstanbul, Türkiye
hasangorgen262@gmail.com

Akademik Danışman
Dr. Öğr. Üyesi Ali İmre Aydeniz
İstanbul Teknik Üniversitesi
Makina Mühendisliği
İstanbul, Türkiye
aydenizal@itu.edu.tr

Sanayi Danışmanı
Orhan Nuri Karaca
Türk Havacılık Uzay Sanayii
Ankara, Türkiye
orhannuri.karaca@tai.com.tr

***Özetçe*—Hava aracındaki aksesuar dişli kutusu (AMAD); hidrolik pompalar, jeneratörler gibi ekipmanların ihtiyaç duyduğu mekanik gücü, talep edilen hız aralıklarında motordan ilgili ekipmanlara iletirler. Bir diğer fonksiyonları da 'Air Turbine Starter (ATS)' veya muadil ekipmanlardan alınan yükü motorun başlatılması için motora iletmektir.**

Verilen güç, hız, mukavemet ve yağlama gereksinimleri doğrultusunda makine elemanlarının tasarlanması ve seçimi, mahfaza tasarımı, yağlama ve soğutma sistemi tasarımı gibi alt başlıklar halinde çalışmalar yürütülmüştür.

Anahtar Kelimeler — hava aracı; dişli kutusu; aksesuar; dişli; gerilme; yağlama.

***Abstract*—The accessory gearbox on the aircraft (AMAD); it transmit the mechanical power needed by equipment such as hydraulic pumps and generators from the engine to the related equipment at the requested speed ranges. Another function is to transmit the load received from the 'Air Turbine Starter (ATS)' or equivalent equipment to the engine for engine starting.**

In line with the given power, speed, strength and lubrication requirements, studies were carried out under sub-titles such as design and selection of machine elements, housing design, lubrication and cooling system design.

Keywords — amad; gearbox; drivetrain; accessory; gear; stress; lubrication.

I. GİRİŞ

Hava araçları son yüzyılda önemini çeşitli alanlarda kanıtlamışlardır. En büyük avantajlarından biri karayolunun aksine hareket kabiliyeti için bir altyapıya (asfalt, stabil yol) gerek duymadan ya da deniz taşıtlarının aksine sadece belirli bir bölgede (denizlerle ve okyanuslarla) kısıtlanmasının aksine operasyonlarını gökyüzünden yürütebilmeleri ve yer kürenin jeolojik çeşitliliklerinden bağımsızca operasyonlarını sürdürebilmeleridir.

Uçaklarda turbojet veya turboprop motorları temel güç kaynağıdır. Turboproplar elde ettikleri enerjiyi bir şaft yardımı ile pervanelere iletmektedirler, geri kalan gücü aksesuar dişli kutusuna yönlendirirler. Helikopterler güçlerini turboşaft motorlardan almaktadırlar. Motordan çıkan şaft gücü ana dişli kutusuna ve aksesuar dişli kutusuna aktarılmaktadır. Ana dişli kutusu ana rotora ve yardımcı rotora giden güçlerden sorumludur. AMAG ise helikopterin alt sistemlerine mekanik güç aktarmakla sorumludur.

II. PROJE AMACI

Projenin amacı, ilgili firma tarafından sağlanan ve diğer bölümlerde açıklanacak olan gereksinimlere sahip bir AMAG tasarlamaktır. Bu dişli kutusu; kapalı bir dişli takımı, yatak, soğutma ve yağlama sistemi ve tüm sistem için muhafaza sağlayan bir gövde ile aksesuarları çalıştıracaktır. Tasarımlar, hesaplamalar, analizler, montaj prosedürleri ve maliyet hesabı projeden sorumlu mühendislere açık bir şekilde sağlanacaktır.

A. Proje Sınırları

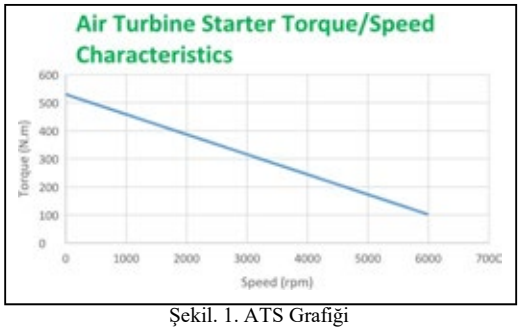
İlgili firma tarafından AMAG için tarafımıza iletilen istekler aşağıda belirtilmiştir.

- Jeneratör için 5000 saatte maksimum 100 kW olmak üzere sürekli güç sağlamalıdır. Jeneratör çıkış milinin devir aralığı 11500-17500 RPM (Revolutions Per Minute) arasında değişebilmektedir.
- Hidrolik pompası için 4000 saatte maksimum 100 kW; 1000 saatte maksimum 150 kW olmak üzere sürekli güç sağlamalıdır. Hidrolik pompası devir aralığı 3600- 5500 RPM arasında değişebilmektedir.
- ATS için ise aşağıdaki şekilde (Şekil. 1) verilen grafiğe göre tasarım yapılacaktır.

AMAG giriş şaftının verileri de ilgili firma tarafından aşağıda tablodaki (TABLO I) gibi verilmiştir.

B. Literatür Özeti

AMAD konusunda literatür araştırması yapıldığında karşımıza farklı tasarımlar çıkmaktadır. Bir güç aktarma sistemi detaylı incelendiğinde çeşitli aksesuarlara güç sağlanan karmaşık bir sistem görülmektedir (Şekil. 2). Sistem, motorun adedine ve büyüklüğüne göre değişmektedir. Ara millere sadece bir tane AMAD bağlanmıştır. Ara miller iki adet rulman ile yataklanıp,

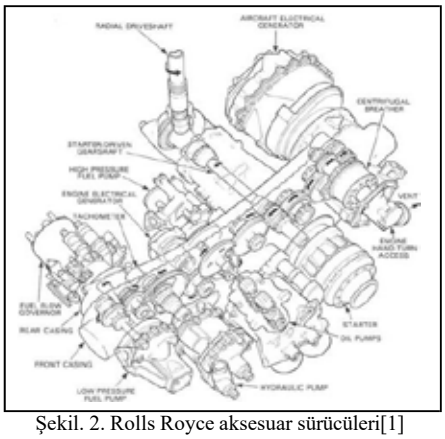


Şekil. 1. ATS Grafiği

TABLO I. Giriş Şaftı RPM değerleri

Dönme Yönü	*Faz*	*PTO Hızı*
CCW (Dişli kutusu üzerinden PTO şaftına bakıldığı zaman)	Cut-out	11187
	Ground Idle	13500
	Flight Idle	13377
	Max A/B	18983
	Max PTO	19023

bir adet tahrik alan ile tahrik eden dişliler ile konumlandırılmıştır. Ara millerin bir çıkışından aksesuarlar tahrik edilmektir. Tek bir dişliden iki adet dişli tahrik edilebilmektedir. Tasarımın böyle planlanması tahrik eden dişliye fazla yük bindirse de sistemin kompaktlığı açısından önem taşımaktadır.



Şekil. 2. Rolls Royce aksesuar sürücüleri[1]

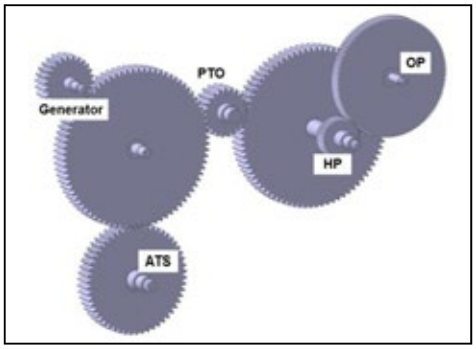
III. OPTİMUM TASARIM

Sistem farklı çalışma koşullarında çalışmaktadır, bu yüzden milleri zorlayan durumlar tespit edilmiş ve millere gelen maksimum zorlanmalar üzerinden makine elemanı seçimleri ve boyutlandırmaları tekrardan yapılmıştır. Kutunun hacmini ve ağırlığını azaltacak şekilde sistemin yapısı düzenlenmiştir. Bu kriterler göz önünde bulundurularak güncel tasarım ortaya çıkmıştır (Şekil. 3).

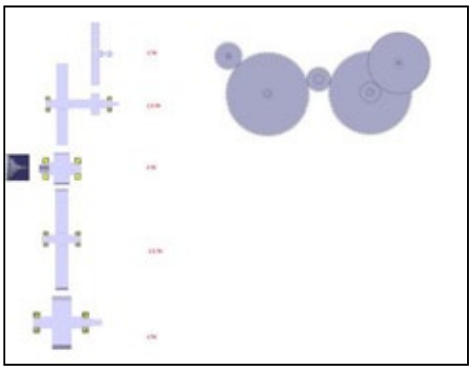
IV. MÜHENDİSLİK HESAPLARI VE ANALİZLER

A. Sistem Tasarımı

Optimum tasarımın moment, RPM ve diş sayıları değerleri aşağıda gösterilmiştir (Şekil. 4). Aksesuarların dönüş yönlerine göre tasarım güncellenmiştir.



Şekil. 3. Optimum Tasarım



Şekil. 4. ATS Olmadan Sistem Tasarımı

Sistem tasarımı için kullanılan temel denklem aşağıda verilmiştir.

$$Moment\,(N.m) = 9550.\frac{Güç\,(kW)}{Hız\,(RPM)} \quad (1)$$

Hava aracının türbinlerden getirdiği enerjiyi PTO ile aktarmadan önce, aracın motorunun verimli çalışması sağlanmalıdır. Bu sebeple jet motorunun kompresörüne önce güç verilmelidir, bu durum için de ATS kullanır. ATS verdiği enerjiyle kompresörü harekete geçirir ve PTO 13500 rpm değerine ulaştığında ATS sisteme tahrik vermeyi bırakır. ATS senaryosunda meydana gelen değişken yüklü durum sistemin ömür hesabı için ayrıca dahil edilmiştir.

B. Modül Hesabı

Evolvent düz dişlilerde oluşan eğilme gerilmesinin hesaplanması için bu zamana kadar farklı yöntemler geliştirilmiştir. ISO 6336 ve DIN 3990 standartları bu yöntemler içerisinde en çok bilinen ikisi olarak karşımıza çıkmaktadır. Modül hesabı diş dibi mukavemetine ve yüzey zorlanmasına göre hesaplanmıştır.

1) Yüzey Zorlanmasına Göre Modül Hesabı

Yüzey zorlanmasına göre modül hesabı ISO 6336-2 standardı göz önüne alınarak düzenlenmiş ve (2) elde edilmiştir.

$$m = \sqrt{K_H . K_A . K_V . K_{H\beta} . K_{H\alpha}} . Z_H . Z_E . Z_\varepsilon . Z_\beta . \sqrt{\frac{2M_d}{\sigma_{Hem}^2 . z_1^2 . b_1} . \frac{i+1}{i}} \quad (2)$$

2) Diş Dibi Mukavemetine Göre Modül Hesabı

Diş dibi mukavemetine göre modül hesabı ISO 6336-3 standardı göz önüne alınarak düzenlenmiş ve (3) elde edilmiştir.

$$m_F = \sqrt{\frac{2M_d}{\sigma_{Fem} \cdot z \cdot b} \cdot K_A \cdot K_V \cdot K_{F\beta} \cdot K_{F\alpha} \cdot Y_F \cdot Y_S \cdot Y_\beta \cdot Y_B \cdot Y_{DT}} \quad (3)$$

3) PTO-Idler Ön boyutlandırma

Gerekli hesaplamalar önceki bölümde yapılmıştır. İlk kademe için dişli çarkların ön boyutlandırması aşağıdaki tabloda verilmiştir (TABLO II). Belirtilmeyen ölçüler mm'dir.

TABLO II. PTO-Idler Kademesi

PTO-Idler Kademesi	*Pinyon*	*Çark*
Diş sayısı (z)	23	80
Modül (m)	4	
Helis açısı (β)	0°	
Taksimat dairesi çapı (d)	92	320
İmalat kavrama açısı (α_n)	20°	
Profil kaydırma miktarı (x)	0	
Diş başı dairesi çapı ($d_a = d + 2.m$)	100	328
Diş dibi dairesi çapı ($d_f = d - (2.4).m$)	82.40	310.40
Temel daire çapı ($d_b = d.\ \alpha_n$)	86.45	300.70
Eksen aralığı ($a = m.(z_1 + z_2)/(2.\cos\beta)$)	206	
Genişlik (b)	50	46

Diğer kademeler için modül hesapları da aynı standartlar gözetilerek yapılmıştır.

C. Mil Kuvvet Hesapları

Örnek hesaplama olarak hidrolik pompanın olduğu milin hesaplamalarının yapılmasına karar verilmiştir. Dişlilerdeki kuvvetlerin tespitinden sonra yatak kuvvetleri bulunmuştur.

$$d_1 = \frac{m.z}{2} = \frac{4.80}{2} = 160\ mm \quad (4)$$

$$F_{t1} = \frac{2.M_d}{d_1} = \frac{2.(369242.8)}{160} = 2307.768\ N \quad (5)$$

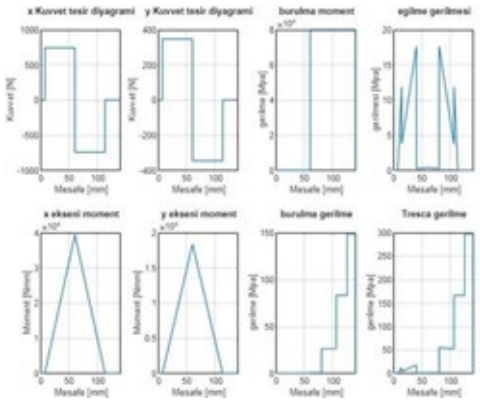
$$F_{r1} = F_{t1}.tan\alpha_n = (2329.83).(tan20) = 839.9587\ N \quad (6)$$

Rulmanlı yataklara etkiyen değişken kuvvet ve dönme hızının belli bir karakteri vardır. ATS ile ilgili olan millerin eşdeğer yatak yükleri ve ortalama dönme sayıları da hesaplanmıştır.

Makine elamanları dinamik zorlanmalar altında çalışırlar ve gerilme değerleri zamanla değişir. Dinamik zorlanmalar, kuvvetin büyüklüğünün değişmesi ile olduğu gibi kuvvetin yönünün değişmesi ile de olur. Değişken zorlanmalar altında makine elemanları akma dayanımlarının altında zaman içinde hasara uğrarlar. Sürekli mukavemet analizi ile sistem emniyetli çıkmıştır.

D. MATLAB İle Eminyet Analizi

Sistemin emniyetine ve kuvvetlerin etki yerlerinin değişken durumuna göre sanayi tarafından MATLAB programı yardımıyla kod yazılması istenmiştir. Bu kod mil çapının değişken olması ve birden fazla farklı kuvvet olması durumunda I_x, I_y, M_x, M_y, $M_{burulma}$, $\sigma_{eğilme}$ ve $\sigma_{burulma}$ parametrelerini hesaplar. Tresca hesabı ile kritik kesitleri belirlemek ve milin karakteristiğini anlamak amacıyla kullanılır [3]. Yazılımdan çıkan 'Generator' için bir görsel aşağıda verilmiştir (Şekil. 5).



Şekil. 5. Generator analizleri @ 19023 RPM

V. RULMAN, KEÇE, SEGMAN VE KAMA

Makine elemanlarının temelini oluşturan rulman, keçe ve kama parçaları bu bölümde incelenecektir.

A. Rulman

Rulmanlar, miller, akslar veya tekerlekler gibi dönen veya salınan makine elemanlarını destekler ve yönlendirir ve makine bileşenleri arasında yükleri aktarır. Yüksek hassasiyet ve düşük sürtünme sağlarlar ve bu nedenle gürültüyü, ısıyı, enerji tüketimini ve aşınmayı azaltırken yüksek dönme hızları sağlarlar.

Çalışma hızı ve ortam koşulları düşünüldüğünde sabit bilyeli rulmanlar kullanılmasına karar verilmiştir. Rulman seçimi SKF [2] sitesi kullanılarak yapışmıştır. Seçilen rulman özellikleri ile ilgili bir çalışma aşağıda verilmiştir (TABLO III).

TABLO III. Rulman Özellikleri

Özellik	*Oil Pump*	*PTO*
Pozisyon	sol	sol
Rulman adı	61802-2Z	7306 ACCBM
Kuvvetin konumu (x,y,z)	(0,0,-35);(0,0,5)	0,0,60
Hız (rpm)	2000	13410
F_x (kN)	(-0,002);(0)	3.95

Özellik	*Oil Pump*	*PTO*
F_y (kN)	(0,004); (-0,1)	1.437
C dinamik (kN)	1.9	39
C_0 statik (kN)	1.1	23.6
Temel rulman ömrü	98900	7940
Skf rulman ömrü	81600	$> 2x10^5$
Gres ömrü	1000000	dış yağlamalı

B. Keçe

Sızdırmazlık elemanları veya contalar, maddelerin bir boşluktan diğerine istemeden geçişini sınırlamaya veya önlemeye yardımcı olan bileşenler veya yapılardır.

Kullanılacak elemanın belirlenmesi için SKF'nin ürünleri tercih edilmiştir. Kullanım koşulları incelendiğinde V-ring conta kullanmanın uygun olduğu tespit edilmiştir. Yalnızca yağ pompasın olduğu milde radyal mil conta kullanılmıştır. Çünkü düşük hızda çalışmaktadır ve montaj kolaylığı açısından daha uygun bulunmuştur. Kullanılan sızdırmazlık elemanları aşağıda maddeler halinde verilmiştir.

- 15X24X7 HMSA10 RG1
- SKF Seal Select 14 VA R
- SKF Seal Select 16 VA R
- SKF Seal Select 25 VA R
- SKF Seal Select 30 VA R

C. Segman

C-klip, Rotor Klipsi, segman veya İsa klipsi olarak da bilinen bir segman ("daire" ve "klip" portmantosu), yarı esnek bir metalden oluşan bir tür tutturma veya tutma halkasıdır.

Segmanlar standart parçalar olmakla birlikte bu projede çelik dış segman kullanılmıştır. DIN 471 çelik dış segmanlar bir mil veya şaft üzerine geçirilerek konumlandırılır. Standart çelik dış rulman kataloğundan dişlilerin bulunduğu mil çapına göre seçilmiştir.

D. Kama

Projede kullanılacak dişlilerin mil ile bağlantısı için DIN 6888 ve DIN 6885 standartları kullanılmaktadır. Yüksek momentlere dayanabilmeleri, yüzey sertleştirme ve ısıl işlem görmüş yüzeylere sahip olmaları özelliklerinden dolayı DIN 6885 Form A kama kullanılmıştır.

C45 çeliği malzeme olarak seçilmiştir. Aşağıdaki denklemler için kesme ve uzunluk emniyet hesapları yapılmıştır ve her bir kama için emniyetli sonucuna ulaşılmıştır.

$$\tau = \frac{2.M_d}{L.b.d_{mil}} \tag{7}$$

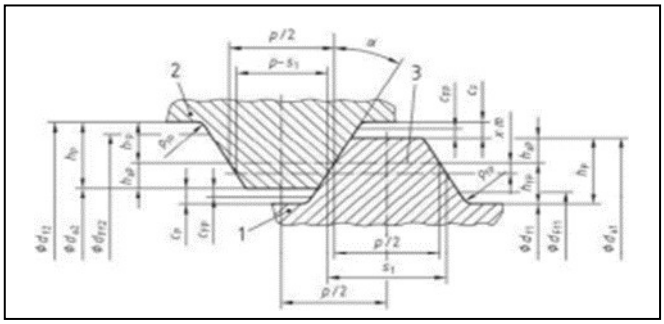
$$L = \frac{2.M_d}{\tau_{em}.b.d_{mil}} \tag{8}$$

VI. SPLINE KAVRAMA

Spline kavrama, dönen iki milin şekil bağlı olarak beraber dönmesini sağlamaktadır. Bu bölümde sanayi tarafından her giriş ve çıkış miline istenilmiş olan bu kavrama türü tasarlanmıştır.

A. Spline Kavrama Türleri

DIN 5472, DIN 5480 ve DIN 5481 olarak üç adet yaygın kullanılan spline kavrama çeşidi vardır. Modülden bağımsız referans çapı belirleme, bilyalı ve makaralı yataklarda adaptasyonu artırma ve üretim için gerekli takım sayısının azaltılması gibi özelliklerinden dolayı DIN 5480 spline kavrama tercih edilmiştir.



Şekil. 6. DIN 5480 Spline Kavrama

DIN 5480 kavraması için ön boyutlandırma yapılarak bir tasarım çıkartılmıştır. Bu boyutlandırmada yan merkezli (flank-centred) bağlantı tercih edilmiştir ve çeşitli parametreler kullanılmıştır. PTO şaftı için tasarlanan kavrama aşağıda gösterilmiştir (TABLO IV).

TABLO IV. PTO Spline Kavrama

Dış (Internal)		*DIN 5480 – Yan Merkezli*		*İç (External)*	
$z_{dış}$	7	$\alpha_{n,spline}$	30	$z_{iç}$	7
d_{f2} (mm)	15	d_B (mm)	14.825	d_{f1}	10.8
d_{a2} (mm)	11.325	$D_{dış}$ (mm)	20	d_{a1}	14.475
h_P (mm)	1.8375	$d_{iç}$ (mm)	0	h_P (mm)	1.8375
d_{spline} (mm)	12.25	m (mm)	1.75	d_{spline} (mm)	12.25
$x_2.m$ (mm)	-0.325	l_{spline} (mm)	27	$x_1.m$ (mm)	0.325
		Tolerans	H11/h11		
		Nominal tork (MPa)	177912		

B. PTO Spline Kavrama Mukavemet Hesapları

Tasarlanan kavramanın emniyetli olup olmadığını anlamak için mil eğilmesi, mil burulması ve dişlere gelen yanal basınç durumlarına göre emniyet hesapları yapılmıştır.

Aşağıdaki denklemlerde formüller uygulanmıştır ve her bir kavrama emniyetli çıkmıştır.

$$\frac{M_{PTO}}{\frac{\pi}{32}\cdot\frac{D_{dış}^{4}-d_{iç}^{4}}{D_{dış}}} \le \sigma_{maks} \quad (9)$$

$$\frac{M_{PTO}}{\frac{\pi}{16}\cdot\frac{D_{dış}^{4}-d_{iç}^{4}}{D_{dış}}} \le \tau_{maks} \quad (10)$$

$$P_{yanal,eş} = \frac{T_{eş}}{r_w \cdot z_{dış}} \cdot \frac{\cos\alpha_w}{l_{spline}\cdot h_w} \cdot k_{\varphi\beta} \cdot k_l \quad (11)$$

$$P_{yanal,yük} = \frac{T_{yük}}{r_w \cdot z_{dış}} \cdot \frac{\cos\alpha_w}{l_{spline}\cdot h_w} \cdot k_{\varphi\beta} \cdot k_l \quad (12)$$

VII. YAĞLAMA VE SOĞUTMA SİSTEMİ

Dişli kutusu içerisinde bulunan dişliler ve yataklar çalıştıkça birbirlerine sürterler. Sürtünme sonucu aşınma meydana gelir. Bu aşınmayı minimize etmek için yağlama sistemi kullanılmaktadır. Bu yağlama sistemi, parçaların birbiri üzerinde çalışan yüzeylerin arasında veya üzerinde dolaşarak;

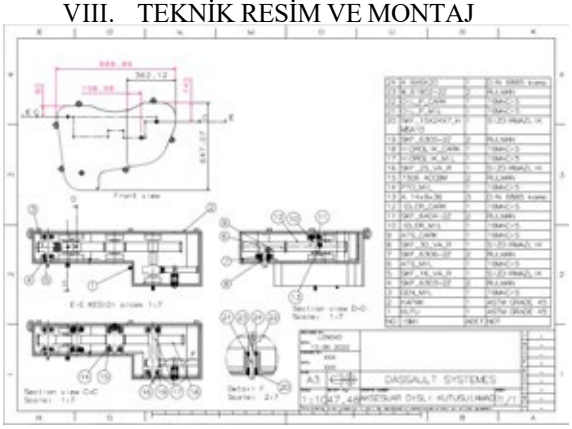
- Yüzeylerin direk temaslarını önlemek,
- Hareketin akışını kolaylaştırmak,
- Çalışan yüzeyleri temizlemek,
- Isınan parçaları soğutmak,
- Korozyon riskini azaltmak,
- Çalışan parçaların ömürlerini uzatmak,

ile görevli sistemdir.

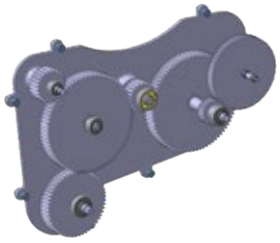
Yağlama yağ püskürtme yöntemi ile yapılır [4]. Yağlama kullanılacak yağın debisi 2.85 L/dk hesaplanmıştır ve 5 barda yağı püskürtmesi gerekmektedir. Bu koşullarda çalışması için 0.5 W güçlü Teral Inc. üretici firmasından TRP – 27A dış dişli yağ pompası seçilmiştir. Yağ nozüllerini her kademede ve giriş şaftındaki yataklarda kullanmaktayız.

Yağ seçiminde en önemli faktörler yağın viskozitesi ve çalışma ortamı sıcaklık değerleridir.

VIII. TEKNİK RESİM VE MONTAJ



Şekil.7. Montaj Resmi



Şekil.8. Kutunun genel hali

Aksesuar yönünden kutu(mahfaza) içi yukarı bakacak şekilde yatırtacaktır. Yağ pompası mili haricinde diğer milleri montaj sırası: sızdırmazlık elemanları yerleştirilir, rulmanlar konumlarına oturtulur. Millerimiz kamaları ve çarklar ile birlikte yerleştirilir. Çarklara eksenel yük gelmediği için punta kaynak ile konumunun tutturulması yeterlidir ve kutu kapatılır.

Yağ pompası mili montajı ilk dış segman bilezik gibi geçirilir rulman mile yerleştirilir. İç segman ile sabitlenir ve mil yerleştirilir. Serbest dış segman sıkılarak rulmanı 4 noktadan sabitlemiş olur. İkinci rulman kutunun altından takılır. İç ve dış segmanlar atılır. Sızdırmazlık elemanını şekildeki gibi yerleştirilir. Çark, kama ile sabitlenince punta kaynak atılır. Ve tüm miller montajlandığında kapak ve kutu cıvatalar yardımıyla birbirine montajlanır.

IX. SONUÇ

Hava Aracı Aksesuar Dişli Kutusu Tasarımı projemiz İstanbul Teknik Üniversitesi makine mühendisliği bitirme tasarım projesi olarak yapılmıştır. Projemiz TÜBİTAK 2209-B- Üniversite Öğrencileri Sanayiye Yönelik Araştırma Projeleri Desteği Programı kapsamında destek almaya hak kazanmıştır.

Aksesuar dişli kutusunun yüksek hızlarda çalıştığı ve değişken yüklere maruz kaldığı öğrenildi ve ömür hesapları buna göre yapıldı. Sistemin tasarımında karşılaşılan ekstrem zorlanmalar için dikkat edilmesi gereken hususlar öğrenilmiştir. Yağlama sistemi ve aksesuarlar hakkında daha fazla bilgi edinildi.

TUSAŞ tarafına ise projenin hazırlanılması ile bir yol haritası çıkarılmış olundu. Standart parçalar seçildi ve kademeli millerin geometrisi oluşturuldu. Sistemin çalışması için uygun modüller belirlendi. Bu yol haritası üzerinden gerekli isterlere göre tasarım yapıldı. Üretim yöntemi ve malzemeler belirlendiği için montajlamaya hazır hale getirildi. Güncellemeye çok uygun hazırlanılmış Excel tabloları ve Matlab kodu ile işlem kolaylığı sağlanıldı.

Kaynaklar

[1]n.d. The jet engine.

[2]SKF,2022.[online]Availableat:<https://www.skf.com/group/products/rolling-bearings/ball-bearings/deep-groove-ball-bearings/productid-6305-2Z> [Accessed 13 June 2022]..

[3]Temiz,V.,2022.Yorulma.[ebook]VedatTemiz.Availableat:<https://web.itu.edu.tr/~temizv/Sunular/Yorulma.pdf>[Accessed 13 June 2022].

[4]SKF,2022.[online]Availableat:<https://www.skf.com/group/products/rolling-bearings/principles-of-rolling-bearing-selection/bearing-selection-process/lubrication/selecting-grease-or-oil> [Accessed 13 June 2022].

Hava Aracı Aksesuar Dişli Kutusu Tasarımı
Airframe Mounted Accessory Gearbox Design

Öğrenci - 1
Noyan Kamakgün
TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi
Makine Mühendisliği
Ankara, Türkiye
noyank52@gmail.com

Öğrenci - 2
Ali Alper Türkarslan
TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi
Makine Mühendisliği
Ankara, Türkiye
alperturkarslanmail@gmail.com

Öğrenci - 3
Mustafa Melih Baş
TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi
Makine Mühendisliği
Ankara, Türkiye
melihbasgfb@gmail.com

Öğrenci - 4
Berkay Kocagil
TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi
Makine Mühendisliği
Ankara, Türkiye
berkaykocagil@gmail.com

Öğrenci - 5
Efe Karabey
TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi
Makine Mühendisliği
Ankara, Türkiye
karabeyefe17@gmail.com

Akademik Danışman
Dr. Öğr. Üyesi Recep Muhammet Görgülüarslan
TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi
Makine Mühendisliği
Ankara, Türkiye
recepga@gmail.com

Sanayi Danışmanı
Orhan Nuri Karaca
Türk Havacılık Uzay Sanayii
Ankara, Türkiye
orhannuri.karaca@tai.com.tr

***Özetçe*— Dişli kutuları, otomotiv gibi ağır sanayi kuruluşlarının yanı sıra ufak ölçekli üretim yapan fabrikalardan asansörlere robotlardan vinç sistemlerine ve otomasyon sistemlerine kadar çok geniş bir yelpazede kullanılan önemli elemanlardır. Kullanım alanı oldukça geniş olan dişli kutuları tüm sistemi içine alan ve yağlama için hazne görevi gören gövde ile gövde içerisinde bulunan dişli çarklar, miller, rulmanlı yataklar ve bağlama elemanlarından oluşmaktadır. Dişli kutuları mekanik sistemlerde torku ve hızı değiştirmek için kullanılır. Bu çalışmada bir 3 kademeli dişli kutusu tasarımı gerçekleştirilmiştir. Dişli kutusu elemanlarının mekanik tasarım süreci detaylı bir şekilde verilmiş olup bu süreçte, gerekli kısımlarda, kullanılan bilimsel yöntemler de açıklanmıştır. Daha sonra dişli kutusu elemanlarının analizleri yapılmıştır. Tasarım süreci teknolojik gelişmelere dikkat edilerek ve maliyet optimum düzeyde tutularak tamamlanmıştır.**

Anahtar Kelimeler —Aksesuar Dişli kutusu,şaft,dişli

***Abstract*— Gear boxes are important elements used in a wide range of industries such as automotive, as well as small-scale factories, elevators, robots, crane systems and automation systems. Gearboxes, which have a very wide usage area, consist of the body, which includes the whole system and serves as a reservoir for lubrication, and the gear wheels, shafts, roller bearings and fasteners in the body. Gearboxes are used in mechanical systems to change torque and speed. In this study, a 3-stage gearbox design is developed. The mechanical design process of the gearbox elements is given in detail and the scientific methods used in this process are also explained Then the analyzes of the gearbox elements are made. The design process is completed by paying attention to technological developments and keeping the cost at an optimum level.**

Keywords —Accessory Gearbox,shaft, gear

I. GİRİŞ

Bir Aksesuar dişli kutusu (AGB), bir uçak motorunun çalışmasında çok önemli bir rol oynar.Aksesuarlarla birlikte AGB önemli miktarda yer kaplar [1].

Aksesuarlar, motor ve uçağa elektrik, yakıt ve hidrolik gereksinimlerini sağlar. Yakıt pompası, Yağ Pompası, Entegre Tahrik Jeneratörü (IDG), Motor Marş Motoru, Hidrolik pompa gibi aksesuarların mümkün olduğunca küçük bir pakette birbirine uyması gerekir. Aksesuarlar, değişen beygir gücü gereksinimleriyle farklı hızlarda ve dönüş yönlerinde (saat yönünde veya saat yönünün tersine) çalıştırılır.

II. PROBLEMİN TANIMI

Hava Aracı Aksesuar Dişli Kutusu" tasarım sürecinde verilen isterler doğrultusunda tasarım yapılmıştır. Bu isterler aksesuarların çalışma hızları, aksesuarların görev süreleri ve oluşturulacak dişli kutusunun boyutlarını kapsamaktadır. Tablo I'de PTO şaftının, jeneratör ve hidrolik pompanın çalışma hız aralıkları verilmiştir.

TABLO I. AKSESUARLARIN ÇALIŞMA HIZLARI

Aksesuar	*Çalışma hızları (dev/dk)*
PTO şaft	13377-19023
Jeneratör	9500-17500
Hidrolik Pompa	3600-5500

Jeneratör ve hidrolik pompanın çalışma ömürleri saat cinsinden Tablo II' de gösterilmiştir.

TABLO II. JENERATÖR VE HİDROLİK POMPANIN GÖREV SÜRESİ

Aksesuar	*Görev Süresi(saat)*
Jeneratör	5000
Hidrolik Pompa	5000

Sistemin boyutsal kısıtlamaları ise sistemin maksimum genişliği 1000 mm, maksimum yatay mesafe 1300 mm, maksimum dikey mesafe 800 mm olarak verilmiştir.

III. GERÇEKLEŞTİRİLEN ARAŞTIRMA FAALİYETLERİ

A. Yöntem

Öncelikle sistemin nasıl çalıştığını, hangi bileşenleri tasarladığımızı öğrenmek için kıyaslama çalışmaları yapılmıştır. Daha sonra düzen ve dişli tasarımına geçilmiştir. Aksesuarların dönüş yönlerine uyması ve paketleme problemlerinin yaşanmaması için minimum parçalardan oluşan bir algoritma geliştirilmiş ve redüktör yerleşimi oluşturulmuştur. Bu projede tasarlanan dişlilerin yüksek hızlarda çalışabilmesi amacıyla ve dişliler üzerinde eksenel kuvvetler oluşmaması nedeniyle düz dişli kullanımı tercih edilmiştir. Düz dişliler ile tasarımı gerçekleştirmek için verilen hız değerlerini sağlayan dişli oranlarını hesaplayacak bir kod oluşturulmuştur. Bu kod sayesinde verilen hız aralıklarında çeşitli dişli oranı kombinasyonları belirlenerek güç hesapları da yapılmıştır. Güç gereksinimini sağlamayan kombinasyonlar elenmiştir. Sonuç olarak, uygun dişli oranları elde edilmiştir. Dişli oranlarının seçiminden sonra, paketleme kısıtlamalarına göre dişli parametreleri belirlenmiş ve her dişli için en düşük hız, en yüksek kritik koşullar altında eğilme gerilimi, temas gerilimi ve sürtünme hesaplanmıştır. Bu hesaplamalar, kullanılan formülasyonlar ilgili referanslardan alınmıştır [2]. Ayrıca bu değerler sonuçları doğrulamak için KISSOFT yazılımı kullanılarak da hesaplanmıştır.

Dişlilerin mekanik özellikleri simüle edildikten sonra, aksesuar dişli kutusu tasarımı için uygun yağlama sistemi ve uygun yağlayıcı referanslarda belirtilen kaynaklar kullanılarak hesaplanmış bu hesaplar neticesinde seçilmiştir. Ayrıca yağ pompası için sistemin toplam güç kaybı ile hesaplanan çalışma koşulları belirlenmiştir. Daha sonra sürtünme riski olasılık değerleri hesaplanmış ve KISSSOFT analizi ile karşılaştırılmıştır.

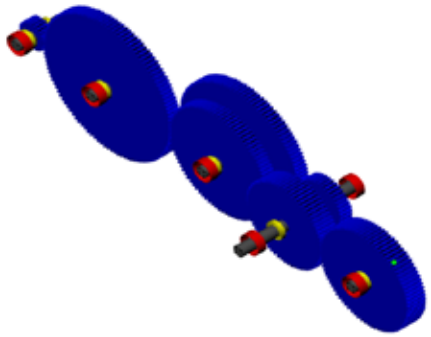
Elde edilen konfigürasyonun çalışma koşullarının doğrulanması amacıyla AGMA 925-A03 standartları kullanılarak yağlayıcı tabaka kalınlığı (film thickness), diş sıcaklığı (tooth temperature), flaş sıcaklığı (flash temperature), sürtünme sıcaklığı (scuffing temperature) ve sürtüne riski (scuffing risk) değerleri elde edilmiştir. Sistem için yüksek hız değerlerinde çalışmaya uygun, düşük viskoziteye yüksek viskozite endeksine sahip, uzun servis ömürlü, askeri gaz türbinli motorlarda tercih edilen MIL-L-23699E yağlayıcının kullanımına karar verilmiştir. Yağlama için düşük hacim avantajından dolayı sabit deplasmanlı gerator pompa tercih edilmiştir [2].

Dişli kutusunun yağlama - soğutma sistemi çalışma koşullarının belirlenmesi için ise dişli ve rulmanlarda toplam güç kaybı hesaplanmış ve gerekli debi hesapları Formül 1'e kullanılarak yapılmıştır [3].

$$\text{Güç Kaybı} = \dot{m}_{yağlayıcı}\, c_{yağlayıcı}\, \Delta T \quad (1)$$

B. Sistem Modellemesi

Şekil I'de sistemin KISSOFT üzerinden modellemesine yer verilmiştir.



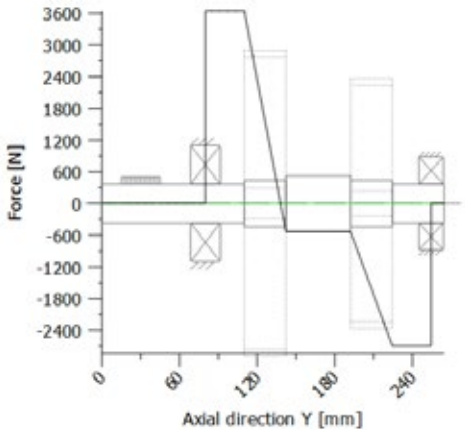
Şekil. 1. Tasarlanan Dişlilerin Sistem Modeli

IV. ARAŞTIRMA SONUÇLARI VE ÇIKTILAR

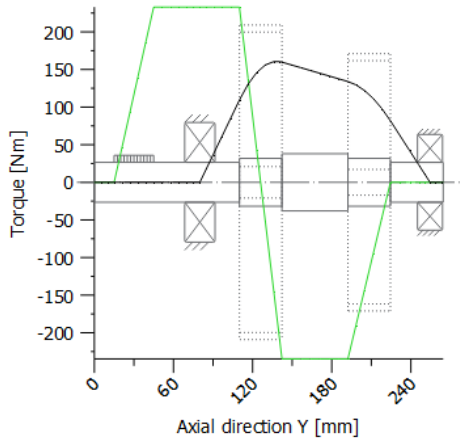
TABLO III. SİSTEMİN KRİTİK ÇALIŞMA DEĞERLERİ

	PTO şaft	ATS şaft	Jeneratör şaft	Hidrolik pompa şaft	Yağ pompası şaft
Hız (dev/dk)	11187	4068	9550.1	3103	6366.74
Çekilen güç (KW)	399.21	99.21	100	100	100
Görev süresi (saat)	5000	5000	5000	5000	5000

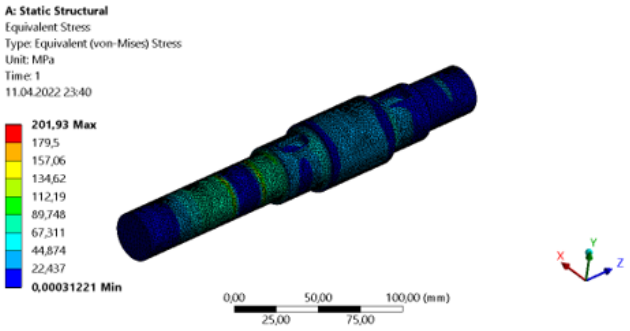
Sistem içerisindeki 5 şaftın çalışma hızları ve çektikleri güçler hesaplanmış ve Tablo III' de gösterilmiştir. Tüm bu hesaplanan değerler verilen isterler doğrultusunda gerçekleştirilmiş olup TUSAŞ tarafından her bir şaft için belirtilen hız kısıtlamalarının içerisinde kalınmıştır.



Şekil. 2. Ats Şaftına Ait Eksenel Yönde Oluşan Kuvvet Değerleri



Şekil. 3. Ats şaftında eksenel yönde oluşan tork değerleri



Şekil. 4. Ats Şaft için Von Misses Gerilme Sonuçları

Şekil II'de ATS şaftına ait eksenel yönde oluşan kuvvet değerleri ve Şekil III'de ATS şaftıan ait eksenel yönde oluşan tork değerleri KISSSOFT yazılımı kullanılarak çizdirilmiştir.

Bu sistematik çalışma diğer tüm şaftlar için de uygulanmıştır.

Şekil IV'te Ats şaftının von misses gerilme analizine yer verilmiştir. Elde edilen gerilme değerlerinin havacılık standartlarına uygun güvenlik katsayılarını karşıladığı belirlenmiştir.

TABLO IV. ŞAFTLARIN KISSOFT VE ANSYS KULLANILARAK ELDE EDİLEN GERİLME VE SEHİM DEĞERLERİ

	MaksimumVon Mises Gerilmesi (MPa)	Maksimum sehim (mm)
ATS Şaft - Ansys	96	0.0434
ATS Şaft- Kissoft	97.2	0.053
PTO Şaft- Ansys	123.9	0.0626
PTO Şaft- Kissoft	125.19	0.027
Jeneratör Şaft- Ansys	41.8	0.0183
Jeneratör Şaft- Kissoft	42	0.0397
Hidrolik Pompa Şaft – Ansys	110.5	0.067
Hidrolik Pompa Şaft – Kissoft	107	0.036
Yağ Pompa Şaft- Ansys	57	0.029
Yağ Pompa Şaft- Kissoft	53.7	0.0253

Tablo IV'te şaftlar üzerinde ANSYS ve KISSSOFT yazılımları ile elde edilen maksimum von misses gerilme değerleri ve maksimum sehim değerleri verilmiştir.

Sistem parametrelerinin belirlenmesinin ardından sistemin MIL-L-23699E yağlayıcı için sürtünme risk durumu Tablo V 'teki gibi belirlenmiştir.

TABLO V. SÜRTÜNME RİSK TABLOSU

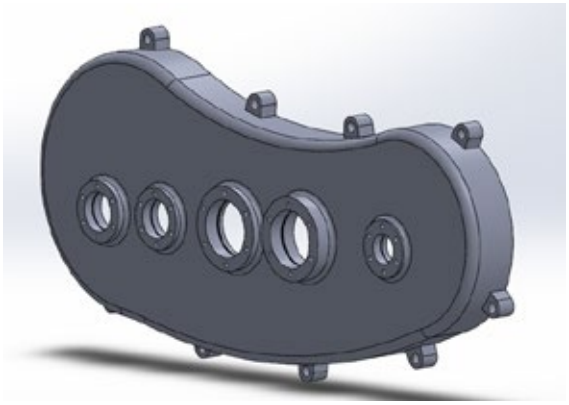
Temas bölgesi	Q (% risk)	Sürtünme olasılığı
Hidrolik Pompa – ATS	0.05	<%10 – daha az
ATS-PTO	0.05	<%10 – daha az
PTO-Jeneratör	0.05	<%10 – daha az
Yağ pompa-Jeneratör	0.05	<%10 -daha az

*ATS: Air Turbine Starter * PTO: Power Take -Off

Sistem için gerekli debinin belirlenmesinin ardından sabit deplasmanlı gerotor pompasının çalışma koşulları Tablo VI'daki gibi hesaplanmıştır.

TABLO VI. GERATOR POMPA ÇALIŞMA KOŞULLARI

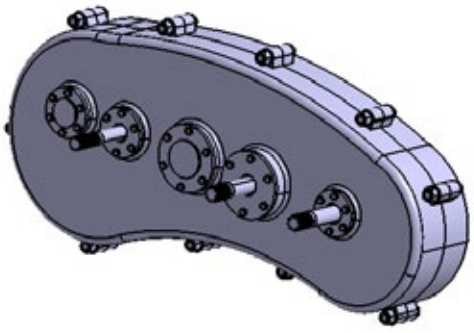
Kütlesel Debi (g/s)	Hacimsel Debi (L/min)	Pompa Devri (rpm)	Deplasman (cm^3/rev)
86.178	6.463	3183	2.03



Şekil. 5. Mahfaza Tasarımı

Mahfaza tasarımı Şekil V'de verilmiştir. Mahfaza tasarımı tüm sistem oluşturulduktan sonra sistemde yer alan şaft ve dişli boyutları göz önüne alınarak yapılmıştır.

Aksesuar dişli kutusunun nihai tasarımı Şekil VI' da gösterilmiştir.



Şekil. 6. Aksesuar Dişli Kutusu Nihai Tasarımı

V. PROJE EKİBİNİN KAZANIMLARI VE TUSAŞ'A OLASI KATKISI

Proje kapsamında ekip üyeleri havacılık standartlarında dişli kutusu tasarımı konusunda önemli bilgi birikimi elde etmiştir. Askeri standartlar baz alınarak geliştirilen bu dişli kutusunda özellikle havacılık malzemeleri ve üretim yöntemleri ile dişli, frezeli mil, yağlama-soğutma sistemi, mahfaza tasarımı gibi sistemler hakkında tecrübe kazanılmıştır. Tasarım süreci boyunca izlenen gerekli adımlar kod çıktısı haline getirilerek farklı mekanik ve alt sistemler için birer tasarım araçları oluşturulmuş ve nihai ürünlerle birlikte TUSAŞ'a altyapı oluşturulması amaçlanmıştır.

VI. ÖNERİLER, ALINAN DERSLER VE ÇALIŞMALAR

"Hava Aracı Aksesuar Dişli Kutusu Tasarımı" projesi özellikle mekanik tasarım ve katı mekaniği temelli konularda araştırmacılara gelişim olanağı sağlamaktadır. Bu noktada projenin "Dişliler için Topoloji Optimizasyonu" konulu TÜBİTAK 2209-B programı projesi ile geliştirilmesi planlanmaktadır. Böylece projenin ürün geliştirme odağının yanı sıra teknoloji geliştirme sürecinin de arttırılması ile ülkemizin savunma sanayii faaliyetlerine olan katkılarının arttırılabileceği öngörülmektedir.

KAYNAKLAR

[1] What is an accessory gearbox? (2016, February 20). Aviation Stack Exchange. https://aviation.stackexchange.com/questions/25437/what-is-an-accessory-gearbox

[2] American Gear Manufacturers Association, "Effect of Lubrication on Gear Surface Distress AGMA 925-A03," vol. 03, no. January, p. 7-25, 2013.

[3] Buckingham, E., "Analytical Mechanics of Gears",Dover Publication, 2011..

Havacılık Sektöründe Kullanılan Alüminyum Alaşımlarının EKAP Yöntemi ile Termomekanik Olarak İyileştirilmesi

Thermomechanical Improvement of Aluminum Alloys Used in Aviation Industry by ECAP Processing

Öğrenci - 1
Mert Doğan
Türk-Alman Üniversitesi
Malzeme Bilimi ve Teknolojileri
İstanbul, Türkiye
mert_dogann@icloud.com

Akademik Danışman
Dr. Öğr. Üyesi Çağatay Elibol
Türk-Alman Üniversitesi
Malzeme Bilimi ve Teknolojileri
İstanbul, Türkiye
elibol@tau.edu.tr

Sanayi Danışmanı
Remzi Ecmel Ece
Türk Havacılık Uzay Sanayii
Ankara, Türkiye
reece@tai.com.tr

***Özetçe* — Bu çalışmada, havacılık sektöründe sıklıkla kullanılan 6061 ve 7075 alaşımlarına EKAP ve ısıl işlem uygulayarak termomekanik bir iyileştirme yapılmıştır. Ardından, bu termomekanik iyileştirmeler sertlik, çekme ve çentik darbe testleri ile mekanik olarak karakterize edilmiştir. Bc ve C rotalarında uygulanan çift paso EKAP işlemi ile birlikte her iki seride de önemli iyileşmeler tespit edilmiştir. Tek eksenli çekme testinde 7075 alaşımı için çözeltiye alınmış numunenin akma dayanımı EKAP sonrası yaklaşık iki katına çıkmıştır. Ardından yapılan ısıl işlem ile beraber akma ve çekme dayananımında iyileşmeler gözlemlenmiştir. Bu artışların yanında süneklik değerleri de ısıl işlem ile beraber artmıştır. Bu iyileşme çentik darbe gibi dinamik yük altında gözlem- lenememiştir. Bu çalışma kapsamında elde edilen sonuçlar ile birlikte, EKAP + ısıl işlem uygulanan alaşımların sünekliğinde azalma olmaksızın akma ve çekme gerilimlerini arttırabileceği görülmektedir.**

Anahtar Kelimeler — Alüminyum Alaşımları, 7075, 6061, Aşırı Plastik Deformasyon, EKAP, Mekanik Karakterizasyon

***Abstract* — In this study, a thermomechanical improvement was made by applying ECAP and heat treatment to 6061 and 7075 alloys, which are frequently used in the aviation industry. Then, these thermomechanical improvements were mechanically characterized by hardness, tensile and notch impact tests. Significant improvements were detected in both series with the double-pass ECAP procedure applied on the Bc and C routes. In the uniaxial tensile test, the yield strength of the sample taken into solution for the 7075 alloy increased approximately twice after ECAP. With the subsequent heat treatment, improvements in yield and tensile strength were observed. In addition to these increases, the ductility values also increased with the heat treatment. This improvement could not be observed under dynamic loading such as notch impact. The results obtained within the scope of this study show that post-ECAP heat treated alloys exhibit increased yield and tensile stresses without reducing their ductility.**

Keywords — Aluminum Alloys, 7075, 6061, Severe Plastic Deformation, ECAP, Mechanical Characterization

I. GİRİŞ

Modern teknolojinin gelişmesiyle birlikte yaşamın her kesimi, özellikle havacılık ve otomotiv endüstrisinde, hafif ve dayanıklı malzeme isteği oluşmaya başlamıştır [1]. Birçok ülke ve işletme, yeni yüksek mukavemetli malzemeler üzerinde derinlemesine araştırma yapmaktadır. Bu sayede çelik gibi geleneksel malzemelerin yerini alacak yeni nesil malzemeler geliştirilmektedir. Malzemelerin mekanik stabilitesini güçlendirip, genel yapı için korozyon direncini korurken ağırlığını minimuma indirmeyi hedeflemektedir [2,3]. Düşük yoğunluk, korozyon direnci ve üretim maliyetlerinden dolayı alüminyum ve alaşımları endüstriyel alanda yoğun olarak kullanılan malzemeler arasında ön sıralarda yer almaktadır. Gelecekte, alüminyumun ticari uçaklardaki rolü kompozit malzemelerin artan kullanımı ile muhtemel bir şekilde aşınacak olsa da yüksek mukavemetli alüminyum alaşımları, önemli bir uçak gövdesi malzemesidir. Halihazırda %20-30 aralığında kompozit malzeme yüzdelerine sahip olan savaş uçaklarında bile alüminyum hala önemli bir rol oynamaktadır.

Alüminyum ve alaşımlarının bu olumlu özelliklerinin yanında mekanik özelliklerinin demir esaslı malzemelere göre düşük olması en büyük dezavantajı oluşturmaktadır. Bu dezavantaj, yaşlandırma ve termomekanik işlemler yardımıyla giderilebilmektedir. Yaşlandırma ısıl işlemi ile yapı içerisinde oluşan ikincil faz partikülleri malzemenin mukavemet-lenmesini sağlar. En sık kullanılan önemli bir diğer metot, termomekanik işlemdir. Bu işlem ile malzemeye plastik deformasyon ve yeniden kristalleşme ısıl işlemleri uygulanarak malzemenin tane boyutu inceltilir ve bunun neticesinde malzemenin dayanımı artar.

Aşırı plastik deformasyon ile malzeme içerisindeki tanelerde oluşturulan dislokasyonlar ile yüksek miktarda gerinim enerjisinin biriktirilir ve belli bir sıcaklık aralığında bu biriken enerji yardımıyla yeniden kristalleşme işlemi için gerekli şartlar sağlanmış olur. Termomekanik işlemler ile alüminyum ve alaşımlarının tane boyutunun 10 µm'nin altına indirilmesinin

zor olduğu bildirilmektedir [4,5]. Fakat bunun yanı sıra son yıllarda ultra ince taneli yapılar, Eş Kanallı Açısal Pres (EKAP) yöntemi ile üretilmeye başlanmıştır. Bu teknik kullanılarak mikron altı 10-1000 nano boyutlu tane yapısının eldesi mümkündür.

EKAP sırasında meydana gelen tane boyutunun küçülmesi, daha geniş bir toplam tane sınırı alanı oluşmasına neden olur. Dolayısıyla aşağıdaki ifadeyle açıklanan Hall-Petch ilişkisine katkıda bulunur:

$$\sigma = \sigma_0 + \frac{k}{\sqrt{d}} \qquad (1)$$

σ malzemenin akma dayanımını, σ_0 malzemenin dislokasyon hareketine karşı gösterdiği direnci, k malzemeye özgü mukavemet sabitini ve d ortalama tane boyutunu ifade etmektedir [6,7]. Bu ilişki neticesinde, genel olarak malzemenin tane boyutunun küçüklmesi (toplam tane sınırı alanının artması) ile birlikte malzemenin akma dayanımının arttığı gözlemlenmektedir.EKAP işlemi, metal ve alaşımların kayma sistemleri ve kesme düzlemlerinden etkilenir. Ayrıca presleme hızı ve kalıp geometrisi (iç kanal açısı), işlem için diğer önemli parametrelerdir. EKAP işlemi çok adımlı tekrarlanan bir işlem olup malzemede basit kayma hareketleri ile aşırı plastik şekil değiştirmeyi oluşturur [8,9].

EKAP yönteminin kurucusu ve geliştiricisi olan V.M. Segal sayesinde haddeleme, tel çekme, ekstrüzyon, dövme gibi geleneksel yöntemlerle üretilmesi mümkün olmayan çok ince taneli ve homojen malzemeler üretilebilmektedir [10]. Bunun yanı sıra EKAP yöntemi, büyük boyutlardaki malzemelerin şekillendirilmesinde kolaylıkla kullanılabilmekte ve ayrıca birçok metal ile alaşıma uygulanabilmektedir. Malzemenin ince taneli olmasının neticesinde; sertlik, termal genleşme, elektik iletkenliği, düşük sıcaklıklarda süper plastiklik, kırılma tokluğu ve mukavemet gibi özelliklerinin de her malzeme için hedeflenen seviyelerde olması sağlanmaktadır [11-13]. Bu sebepler ile birlikte birçok alaşımda çökelti homojenliğini sağlamak ve daha ince taneli yapıya sahip parçalar üretmek amacıyla EKAP yöntemi tercih edilmektedir.

II. MATERYAL VE METOT

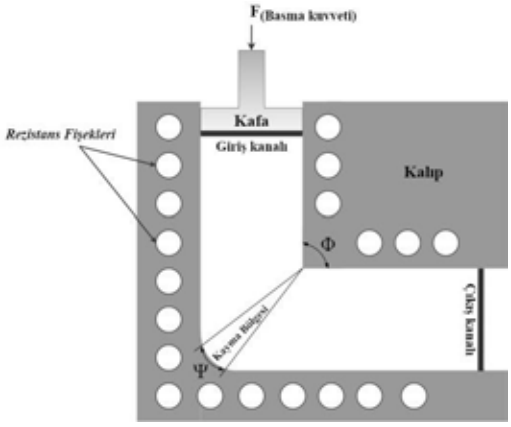
A. 6061 ve 7075 Alaşımları

6061 ve 7075 alaşımları tedarik edildikten sonra referans numune olarak kabul edilebilmesi için 6061 alaşımı 530°C'de 3 saat ve 7075 alaşımı 475°C'de 2,5 saat çözeltiye alındı ve ardından su verildi. Mikro yapıda oluşması muhtemel doğal yaşlanmayı önlemek için her iki tür alaşım da -20°C'de buzdolabında tutuldu.

Tedarik edilen 6061 alaşımının kimyasal bileşimi: %0.42 Fe, %0.65 Si, %0.11 Mn, %0.12 Cr, %0.03 Ti, %0.22 Cu, %1 Mg, %0.7 Zn; 7075 alaşımının kimyasal bileşimi: %0.26 Fe, %0.17 Si, %0.08 Mn, %0.21 Cr, %0.04 Ti, %1.5 Cu, %2.5 Mg, %6 Zn idi.

B. EKAP Prosesi

EKAP, eş kesitli iki kanalın L-şeklinde birleştirilip arasından kütlesel malzemenin geçirilerek, birleşim sonucu oluşan ara kesit boyunca kayma deformasyonunun oluşturduğu ve bu sayede şekil değişiminin gerçekleştiği bir işlemdir. Bu metal akış prosesi ile malzemenin iç yapısında aşırı plastik deformasyon oluşturulur ve bu neticesinde tane boyutu nano boyutlara kadar küçültülebilir [14]. Bu proje önerisinde kullanılacak EKAP kalıpları ve işlem prensibi Şekil I'de gösterilmektedir. İşleme tâbi tutulacak malzeme, öncelikle bir numune hazırlama işleminden geçer. Ardından numune dikey kanala yerleştirilir ve pres yardımıyla yatay kanala doğru itilir. Bu itiş gücü vasıtasıyla numunenin iki kanalın arasından geçişi sırasında malzemeye kayma kuvvetleri etki eder. Burada malzeme aşırı plastik deformasyona uğratılırken giriş ve çıkış kanallarındaki kesit alanlarının eşit olması nedeniyle numunenin boyutunda bir değişiklik olmaksızın kanal içerisinde açısal bir kırılma meydana getirilerek tane yapısı küçültülebilmektedir [15].



Şekil I. Şematik Olarak Tasvir Edilmiş EKAP Kalıbı [15]

İç kanal açısı (Φ) ve kanal dış köşe eğrilik açısı (Ψ), eş kesitli yatay ve dikey kanal arasındaki açılar olarak ifade edilmektedir. Kalıp (dolayısıyla kayma alanı) geometrisi ve uygulanan EKAP paso sayısı (N), malzeme içerisinde meydana gelen toplam efektif deformasyon miktarını belirlemektedir [16],[17]:

$$\varepsilon_N = \frac{N}{\sqrt{3[2\cot\left(\frac{\Phi}{2}+\frac{\Psi}{2}\right)+\Psi cosec\left(\frac{\Phi}{2}+\frac{\Psi}{2}\right)]}} \qquad (2)$$

EKAP testleri, 4 KW motor gücüne sahip 120 ton kapasiteli hidrolik pres (Hidroliksan Halim Usta HD120 Atölye Tipi Pres) içine entegre edilmiş takım çeliği kalıbından oluşan bir düzenekte gerçekleştirilmiştir. Kullanılan EKAP kalıbın iç açısı (Φ) 90°, kanal dış köşe eğrilik açısı (Ψ) 0°'dir. Bu çalışmada Bc(her pasoda saat yönüne 90° çevirme) ve C(her pasoda 180° çevirme) rotalarında 2 paso basılmıştır. İşlem sırasında uygulanan presleme hızı 20 mm/dk'dır. EKAP işleminden önce kalıp 6061 alaşımı için 120°C'ye; 7075 alaşımı için 180 °C'ye ısıtılmıştır. Bu ön ısıtma işlemi numuneler için de ayrı olarak uygulanmış olup 6061 alaşımı için 120°C 5 dakika; 7075 alaşımı için 180° 5 dakikadır. Ayrıca, sürtünmeyi önlemek amacıyla her EKAP işleminden önce kalıba MoS2 yağlayıcı uygulanmıştır.

C. Mekanik Analizler

Sertlik ölçümleri DIN EN ISO 6507-1 standardı dikkate alınarak yapılmıştır. Mikrosertlik ölçümleri, Vickers sertlik cihazı (Mikrobul 1000-DN) ile oda sıcaklığında, her numuneye

20 saniye boyunca 500 g yüklenerek yapılmış olup bir numunede altı ölçümün aritmetik ortalaması alınarak sertlik değerleri hesaplanmıştır. Ayrıca, ölçüm sırasında sertlik izleri arasındaki minimum güvenlik mesafesi korunmuştur.

Tek eksenli, statik çekme testleri, üniversal çekme test makinesinde (Shimadzu AGX-V 100kN) 10-3 1/s deformasyon hızında ve oda sıcaklığında gerçekleştirilmiştir. Çekme testleri DIN EN ISO 6892-1 standardına uyularak yapılmıştır.

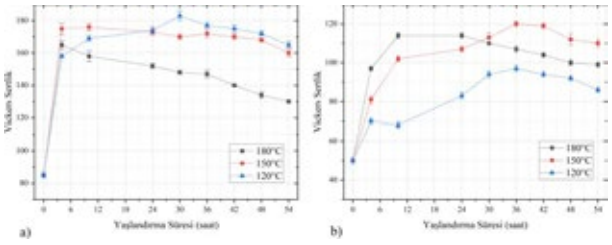
V-Çentik darbe testleri, 103 1/s dinamik deformasyon hızında ve oda sıcaklığında bir sistem (Zwick/Roell RKP 450) kullanılarak gerçekleştirilmiştir. Ayrıca, V-Çentik darbe testi numuneleri DIN EN ISO 148-1'e göre hazırlanmıştır.

III. SONUÇ VE TARTIŞMA

6061 ve 7075 alaşımlarına ait sertlik, çekme ve çentik darbe testlerinin sonuçları aşağıda analiz edilmiştir;

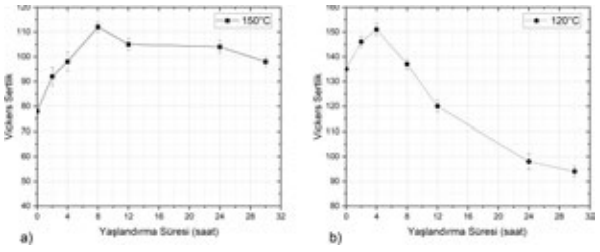
A. Sertlik Testi

EKAP ve çözeltiye alma işlemlerinin akabindeki yaşlandırma işlemi için gerekli sıcaklık ve zaman parametrelerini literatüründe yer alan örnekler göz önünde bulundurularak belirlenmek istenmiştir. Optimal yaşlandırma parametrelerini belirlemek için her numuneye Vickers sertlik testleri yapılmış olup bu testler, 7075 ve 6061 alaşımları için 180, 150, 120 °C'de 0 ile 54 saat arasında 6 saatte bir yapılmıştır. Şekil II.a'da görüldüğü gibi, 7075 alaşımı 120°C 30 saatte en yüksek sertlik değerine ulaşmıştır. Böylece bu parametreler çözeltiye alınmış 7075 numunesi için optimal ısıl işlem parametreleri olarak belirlenmiştir. 150 ve 180°C'de en yüksek değerin daha erken sürelerde tespit edilmiş, belirli bir süreden sonra sertlik değerlerinde sürekli bir düşüş (aşırı yaşlanma) gözlemlenmiştir. Aynı durum, 6061 alaşımı için Şekil II.b'de de görülebilir. 120°C'de yapılan ölçümler diğer iki sıcaklığa göre çok düşük olduğu saptanmıştır. 150°C'de yapılan sertlik testleri sonucunda numunenin optimum yaşlanmasının 36 saatte görüldüğü belirlenmiştir.



Şekil. 2. Çözeltiye alınmış numuneler için yaşlandırma sırasında sertlik ölçümleri a)7075, b)6061

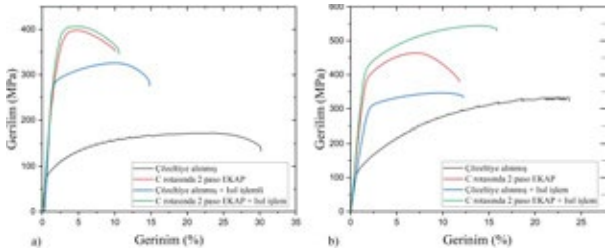
6061 serisi için 150 °C, 7075 serisi için 120 °C olarak belirlenen optimum yaşlandırma sıcaklıkları EKAP işlemine tabii tutulan numuneler için de kullanılmıştır. Şekil III.a'da gösterilen testler sonucunda C rotasında 2 paso basılan 7075 alaşımı 4 saatte, 6061 alaşımı 8 saatte en yüksek değerlerine ulaşmıştır. Optimal yaşlandırma sürelerinin çözeltiye alınmış numunelerine göre aşırı kısa olmasının nedeni, aşırı deformasyon yoğunluğu ve EKAP yöntemi ile üretilen daha ince taneli bir yapının oluşmasıdır [18]. EKAP sırasında oluşan yüksek dislokasyon yoğunluğu ve lokal kayma bantları çökeltilerin oluşumu için gerekli itici gücü azaltır. Daha ince taneli bir yapı ile yapıdaki tane sınırlarının miktarı artar ve homojen çökelti oluşumu için uygun bir ortam oluşturur.



Şekil. 3. EKAP İşlemi Uygulanmış Numuneler için Yaşlandırma Sırasında Sertlik Ölçümleri A)7075, B)6061

B. Çekme Testi

Şekil IV, 6061 ve 7075 alaşımlarının geleneksel ısıl işlem (çözeltiye alma + ısıl işlem) ve kombine termomekanik işlem (çözeltiye alma + EKAP + ısıl işlem) sonrasında oda sıcaklığında ve statik deformasyon hızında tek eksenli çekme yükü altında mühendislik gerilim-gerinim eğrilerini göstermektedir. Akma noktası ve çekme mukavemeti, kopma uzaması vb. gibi karakteristik noktalar şekil III'de belirtilmiştir. 6061 serisi için, çözeltiye alınmış numune diğer numunelere kıyasla en yüksek sünekliği ve en düşük akma gerilmesini göstermiştir. Bununla birlikte, çökeltme ile sertleştirilmiş çözeltiye alınan 6061 alaşımının akma mukavemetinde önemli bir artış gözlemlendi. Bu karakteristiğin yanında toplam uzama değerlerine bakıldığında yaklaşık %50'lik bir azalma görülmektedir. Bu durum aynı zamanda 7075 serisi için de geçerli olmakta, çözeltiye alınmış 7075 numunesinin akma dayanımı neredeyse iki katına çıkmıştır. Toplam uzama yaklaşık yarıya düşerek 6061 serisiyle aynı davranışı gösterdiği saptanmıştır. Mukavemetteki bu büyük artış, oluşan çökeltileri kesen veya etrafından dolanan (Orowan Mekanizması) dislokasyonlar ve hareketli dislokasyonlar arasındaki etkileşime bağlı olarak çökelme sertleşmesine bağlanır [18].



Şekil. 4. Tek Eksenli Çekme Yüklemesi Altında Yaşlandırılmamış ve Optimal Yaşlandırılmış Koşullar İçin Çözeltiye Alınmış Ve EKAP Numunelerinin Mühendislik Gerilme-Gerinim Eğrileri A) 6061, B) 7075

7075 ve 6061 serisi için C rotasında 2 paso EKAP işlemi uygulanmış numuneler diğer numunelere göre önemli ölçüde daha düşük toplam gerinim gösterir. Ancak EKAP işleminden sonra akma ve çekme gerilmelerinde önemli artışlar gözlemlenmektedir. 7075 serisi için EKAP'lı numuneler çözeltiye alınmış numunelere kıyasla yaklaşık 100 MPa'lık önemli bir fark vardır. Bu mukavemet artışı EKAP+ ısıl işlem ile daha da arttırılabilirken, aynı zamanda numuneye süneklik artışı da kazandırılabilir. Örneğin 6061 alaşımının EKAP işlemine tabii tutulan numuneleri için toplam uzama yaklaşık %10 iken, EKAP sonrası ısıl işlem uygulandığında bu değer

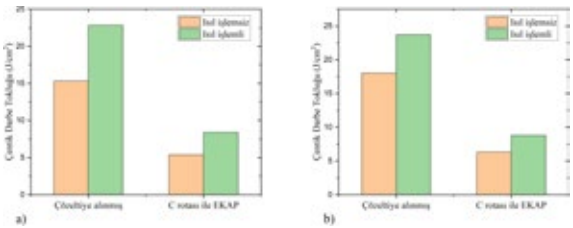
ortalama %16'ya yükselmiştir. Bu artışın sebebi, ısıl işlem ile birlikte malzemede toparlanma mekanizmasının aktifleşmesidir.

EKAP işleminden sonra mukavemetteki artış, iki ana mekanizma ile iyi açıklanabilir. Bunlardan ilki aşırı plastik deformasyondan kaynaklanan tane inceltme mekanizmasıdır. Ayrıca plastik deformasyon sırasında dislokasyon yoğunluğunun artması nedeniyle deformasyon sertleştirme mekanizması da etkilidir.

EKAP işleminden sonra gözlemlenen süneklikteki büyük azalma, deformasyona yol açan aşırı lokal gerilmeler nedeniyle homojen gerinimdeki önemli bir azalmaya bağlanmaktadır. Gerinim lokalizasyonunun, EKAP işlemi sırasında kesme ve matris bantlarının oluşumu yoluyla gerçekleştiği iyi bilinmektedir. EKAP işlemi sırasında oluşan büyük gerinim, kesme bantlarında lokalize olabilir ve bu nedenle malzemenin daha az düzgün uzamasına ve erken çatlak oluşumuna neden olur. EKAP sonrası ısıl işlem ile yapıdaki yoğun dislokasyon miktarı bir miktar azalır ve kayma bantlarında homojen dağılıma sahip çökeltiler oluşur. Bu dinamik süreç sonucunda malzeme mukavemetinde azalma olmadan süneklik kazanabilmektedir [18].

C. Çentik Darbe Testi

7075 serisi için darbe testi sonuçları Şekil V.a'de gösterilmektedir. Bu sonuçlara göre çözeltiye alınmış numunenin darbe dayanımında ısıl işlem sonrası bir artış gözlemlenmiştir. Bu artışın temel nedenlerinden birisi, yapıda optimum büyüklükte ve homojenlikte çökeltilerin oluşmasıdır. Oluşan homojen çökeltiler ile birlikte çökelme sertleştirme mekanizması devreye girer ve mukavemette önemli bir artış sağlar. Bu, malzemenin kırılmadan önce emebileceği enerji miktarını artırabilir. Aynı şekilde, C rotasında 2 paso EKAP işlemi uygulanan numunelerde de ısıl işlem sonrası darbe dayanımında artış gözlemlenmiştir. Ek olarak, 6061 alaşımı, Şekil V.b'de gösterildiği gibi, 7075 alaşımına benzer bir davranış gösterir. Çözeltiye alınmış ve EKAP işlemi uygulanmış numunelerde ısıl işlem ile çentik darbe tokluklarında bir artış gözlemlenmesine rağmen, EKAP işleminden sonra tokluk değerlerinde çözeltiye alınmış değerlere göre önemli azalış görülmektedir. Bu azalmanın temel nedenleri, EKAP işleminin yapıda oluşturduğu lokalizasyon bantları ve aşırı dislokasyon yoğunluğudur. Çentik darbe testi gibi dinamik hızda uygulanan çok yönlü çekme ve basma kuvvetleri dislokasyonların EKAP ile önceden aktifleşmiş kayma bantlarında kilitlenme olasılığını artırır. Böylece plastik deformasyon miktarı azalır ve malzeme gevrek davranışa daha uygun hale gelir [19].



Şekil. 5. V-Çentik Darbe Testi ile Çözeltiye Alınmış ve EKAP İşlemi Uygulanmış Numunelerin Isıl İşlem Öncesi ve Sonrası Çentik Darbe Tokluları A) 7075, B) 6061

IV. SONUÇ

6061 ve 7075 alaşımlarına geleneksel ısıl işlemin (yaşlandırma sertleştirmesi) ve kombine termomekanik işlemin (EKAP ve EKAP sonrası yaşlandırma işlemleri) çökelme davranışı ve mekanik özellikleri üzerindeki etkisi sistematik olarak araştırılmıştır. Sonuçlar şu şekildedir:

- 6061 ve 7075 alaşımları EKAP yöntemi ile Bc ve C rotasında 2 paso numunelerde statik yük altında önemli mekanik iyileşmeler gözlemlenmiştir.
- EKAPlı ve EKAPsız optimum yaşlanma parametreleri belirlenmiştir.
- EKAP yönteminin havacılık sektörüne kazandırılabilmesi için çoklu paso denemeleri ile birlikte sürünme ve yorulma gibi ileri mekanik karakterizasyon testlerinin yapılması tavsiye edilmektedir.

BİLGİLENDİRME

Bu çalışma TÜBİTAK 2209-B Sanayiye Yönelik Lisans Araştırma Projeleri Desteği ile desteklenmiştir.

KAYNAKLAR

[1] Graf, A. 2021. Bölüm 3: Aluminum alloys for lightweight automotive structures. In Materials, Design and Manufacturing for Lightweight Vehicles. Cambridge: Woodhead Publishing, 97–123.

[2] Dursun, T., Soutis, C. 2014. "Recent developments in advanced aircraft aluminium alloys" Mater. Des., 56, 862–871.

[3] Prabhu, T.R. 2015. "An Overview of High-Performance Aircraft Structural Al Alloy-AA7085", ACTA Met. Sin., 28, 909–921.

[4] Furui, M., Kitamura, H., Anada, H., Langdon, T.G. 2007 "Influence of Preliminary Extrusion Conditions on the Superplastic Properties of a Magnesium Alloy Processed by ECAP", Acta Materialia,Cilt 55, 1083–1091.

[5] Málek, P., Cieslar, M., Islamgaliev, R.K. 2004. "The Influence of ECAP Temperature on the Stability of Al–Zn–Mg–Cu Alloy", Journal of Alloys and Compounds, Cilt 378, 237–241.

[6] Hall, E.O., 1951. "The Deformation and Ageing of Mild Steel: II, Characteristics of the Lüders Deformation", Proceedings of the Physical Society, 64, 742-753.

[7] Petch, N.J., 1953. "The Cleavage Strengh of Polycrystals", The Journal of the Iron and Steel Institute, 174, 25- 28.

[8] Valiev, R.Z., Langdon, T.G., 2006. "Principles of EqualChannel Angular Pressing as a Processing Tool for Grain Refinement", Progress in Materials Science, Cilt 51, No 7, 881–981.

[9] Lowe, T., Zhu, Y., 2003. "Commercialism of Nanostructured Metals Produced by Severe Plastic Deformation Processing", Advanced Engineering Materials, Cilt 5, 373-378.

[10] Segal, V., 1977. "The method of material preparation for subsequent working" Patent, USSR Nr. 575892.

[11] Valiev, R.Z., Islamgaliev, R.K., Alexandrov, I.V., 2000. "Bulk nanostructured materials from severe plastic deformation" Progress in Materials Science, 45, 103- 189.

[12] Segal, V.M., Dobatkin, S.V. and Valiev R.Z., 2004. "Equalchannel angular pressing of metallic materials: Achievements and trends." Selection of articles: Part I, Russian Metallurgy, 1, 1-102.

[13] Iwahashi, Y., Wang, J., Horita, Z., Nemoto, M. and Langdon, T.G., 1996. "Principle of equal-channel angular pressing for the processing of ultra-fine grained materials", Scripta Materialia, 35, 143-146.

[14] Iwahashi, Y., Furukawa, M., Horita, Z., Nemoto, M., Langdon, T.G., 1998. "Microstructural characteristics of ultrafine-grained aluminum

produced using equalchannel angular pressing.", Metallurgical and Materials Transactions A, 29, 2245-2252.

[15] Elibol, Ç. 2020. "Eş Kanallı Açısal Pres (EKAP) Yöntemi ile Şekillendirilmiş Ti-6Al-4V Alaşımının Mekanik Özellikleri ve Makroskobik Deformasyon Davranışı Arasındaki İlişki", AKU J. Sci. Eng., 20, 672-682.

[16] Iwahashi, Y., Furukawa, M., Horita, Z., Nemoto, M., Langdon, T.G., 1998. "Microstructural characteristics of ultrafine-grained aluminum produced using equalchannel angular pressing.", Metallurgical and Materials Transactions A, 29, 2245-2252.

[17] Stüwe, H.P., 2003. "Equivalent Strains in Severe Plastic Deformation.", Advanced Engineering Materials, 5, 291-295.

[18] Elibol, C. (2022). Effect of severe plastic deformation on the precipitation kinetics and the properties of CuCoNiBe alloys. Materials Today Communications, 31(106), 103473.
https://doi.org/10.1016/j.mtcomm.2022.103473

[19] Shokuhfar, A. & Nejadseyfi, O. (2014). A comparison of the effects of severe plastic deformation and heat treatment on the tensile properties and impact toughness of aluminum alloy 6061. Materials Science and Engineering A, 594, 140–148.
https://doi.org/10.1016/j.msea.2013.11.067

Havacılıkta Kullanılan Isı Değiştiricilerinde Isı Transferinin ve Basınç Kaybına Etkisinin Had Kodlarıyla Sayısal Olarak İncelenmesi

Numerical Investigation of Heat Transfer and Pressure Loss In Aviation Heat Exchangers with Cfd Code

Öğrenci – 1
Muhammed Talha Çelik
Gazi University
Mechanical Engineering
Ankara,Turkey
mtlhclk@gmail.com

Öğrenci – 2
Hüseyin Utku Mercantaş
Gazi University
Mechanical Engineering
Ankara,Turkey
utkumercantas98@gmail.com

Akademik Danışman
Prof. Dr. Şenol Başkaya
Gazi University
Mechanical Engineering
Ankara,Turkey
baskaya@gazi.edu.tr

Akademik Danışman
Assist. Prof. Dr. Tamer Çalışır
Gazi University
Mechanical Engineering
Ankara,Turkey
tamercalisir@gazi.edu.tr

Sanayi Danışmanı
Dr. İlhan Şen
Turkish Aerospace Industries
Mechanical Engineering
Ankara,Turkey
ilhan.sen@tai.com.tr

Sanayi Danışmanı
Fatih Yılmaz
Turkish Aerospace Industries
Mechanical Engineering
Ankara,Turkey
fyilmaz@tai.com.tr

***Özetçe*— Isı değiştiriciler birçok farklı sektörde farklı tiplerde kullanılmaktadır. Isı değiştiricilerin tasarımı oldukça önemli ve kritik olabilmektedir. Bu doğrultuda bu tez çalışmasında, havacılık özelinde kullanılan, uçak çevre kontrol sisteminde bulunan hava-hava akışkanları ile çalışan ve sınır şartları önceden belirlenen bir ısı değiştiricinin tasarlanması ve sayısal olarak incelenmesi üzerine çalışmalar yürütülmüştür. Çalışmada, öncelik yüksek verimli bir ısı değiştiricisi tasarlanması ve çeşitli HAD analizleri ile tamamlanması olarak belirlenmiştir. Tasarlanan ve sayısal olarak analiz edilen ısı değiştiricisinin maksimum dış boyutları 314mmx153.2mmx100mm ölçülerinde olmuştur. Sınır koşulları olarak sıcak hava giriş sıcaklığı 400°C, sistemden hava çıkış sıcaklığı 70°C olarak belirlenmiştir. Bunun yanı sıra sistem, 70-101 psia basınçları arasında çalışmaktadır. Proje kapsamında söz konusu boyut ve giriş/çıkış sıcaklıklarını sağlayacak ısı değiştirgeci ısı transfer yüzeylerinin boyutları, geometrisi vb. hususlar için tasarlanmış ve analiz edilmiştir. Geliştirilen tasarımın, HAD analizleri, FLOEFD ticari yazılımı yardımıyla tam uyarlamalı ve otomatik bir mesh algoritması kullanılarak yapılmıştır. Proje sonunda ilgili şartların sağlandığı yeni bir ısı değiştiricisi tasarımı elde edilmiştir.**

Anahtar Kelimeler — Isı Değiştiricisi, HAD, Tasarım, Analiz, Havacılık

***Abstract*— Different types of heat exchangers are used in many different sectors. The design of heat exchangers can be very important and critical. In this direction, in this thesis, studies were carried out on the design and numerical analysis of a heat exchanger, which is used in aviation, working with air-to- air fluid in the aircraft environmental control system and whose boundary conditions have been determined. The priority in the study was determined as the design of a high efficient heat exchanger and the completion of various CFD analyzes. The maximum external dimensions of the heat exchanger to be designed and analyzed numerically were 314mmx153.2mmx100mm. The air inlet temperature was set as 400°C and the air outlet temperature from the system as 70°C as the boundary conditions. In addition, the system operates between 70-101 psia pressures. Within the scope of the project, the heat exchanger that will provide the said size and inlet/outlet temperatures, the dimensions, geometry of the heat transfer surfaces, etc. has been designed and analyzed. CFD simulations were carried out by different designs for the issues. CFD analyzes of the developed design were performed using a fully adaptive and automatic mesh algorithm with the help of commercial software FLOEFD. Finally, a new heat exchanger design was made in which the relevant conditions were met.**

Keywords — Heat Exchangers, CFD Analysis, Design, Analysis, Aviation

I. INTRODUCTION

In industry and design, a wide range of heat exchangers are employed. This section serves as a resource for reading in-depth assessments of these heat exchangers. Heat exchangers are defined as devices that are constructed based on the transfer process, the fluids' tiny surface degree, production, planning, and heat transfer. Heat exchangers are discussed, and practical applications have been shown.

A heat exchanger is a device that transfers thermal energy between two or more fluids, a solid surface and a fluid, or solid particles and a fluid, when they are at different temperatures and in thermal contact. There are usually no external heat and work interactions in heat exchangers. Heating or cooling a fluid stream of interest, as well as evaporation or condensation of single- or multicomponent fluid streams, are common applications. In other cases, the goal may be to sterilize, pasteurize, fractionate, distill, concentrate, crystallize, or regulate a process fluid. The fluids exchanging heat are in direct contact in a few heat exchangers. Heat transfer between fluids in most heat exchangers occurs via a separating wall or into and out of a wall. A heat transfer surface separates the fluids in many heat exchangers, ensuring that they do not mix or leak. Direct transfer type exchangers, or simply recuperators, are what they're called. Indirect transfer type, or simply regenerators, exchangers in which there is intermittent heat exchange between the hot and cold fluids—via thermal energy storage and release through the exchanger surface or matrix—are referred to as such. Due to pressure differences and matrix rotation/valve switching, fluid leakage from one fluid stream to the other is common in these exchangers.

In this study, the inlet temperature is 400 degrees and the outlet temperature is 70 degrees. In accordance with the drawings and mass flow rate studies, a value below the desired temperature was determined. The effect of mass flow on temperature and pressure change was observed in this study.

A. Turbulence Model Selection

In this study, a specially modified k-ε turbulence model by FloEFD was used. It employs a modified k-ε two-equation turbulence model that can accurately simulate a wide range of turbulence conditions, as well as pioneering immersed boundary Cartesian meshing techniques that can provide accurate flow field resolution with low cell mesh densities.

Depending on the fluid and flow circumstances, any fluid flow situation can be classified as one of the following:

- Laminar (a flow regime defined by random three-dimensional vorticity and extensive mixing),
- Turbulent (a flow regime characterized by random three-dimensional vorticity and intensive mixing),
- Transitional between laminar and turbulent (an alternation between laminar and turbulent flow regions).

In this study, necessary studies were carried out by choosing a transition between laminar and turbulent flow (a change between laminar and turbulent flow regions).

II. NUMERICAL METHODS AND VALIDATION STUDY

Firstly, a simple drawing was made in the direction of the desired geometry. In Figure 1 the obtained geometry has been shown. In this study, necessary studies were carried out by choosing a transition between laminar and turbulent flow (a change between laminar and turbulent flow regions).

In order to show that the results of the analyzes are independent of the mesh structure, it is important to compare the results by systematically changing the total cell number used in the analysis. For this reason, five separate analyzes were completed by keeping the mass flow rate used in the analyzes constant and changing only the total number of meshes. While the hot air mass flow rate was defined as 0.01 kg/s, the cold air flow rate was set as 0.1 kg/s. The obtained results have been explained in Table 1. In the table, the fluid mass flow rates in the system, the average fluid temperature data in the part where the hot air exits and the total enthalpy values are listed.

As can be seen in the table, mass flow rates were kept constant during this study. According to the data obtained, changes in the average temperatures and total enthalpy values were observed on the surface where the hot air exits, and the mesh refinement 7 seen in the table was determined as the optimum mesh structure for the analysis.

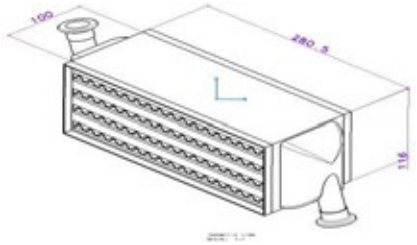


Figure.1 Simple Geometry

TABLE I. Mesh Study Results

	MESH REFINEMENT 7 (CELL NUMBER 4.884.098)		
	Mass Flow Rate (kg/s)	Avg. Temperature Fluid (°C)	Absolute Total Enthalpy Rate (W)
Hot Air Inlet	0,01	400,00	6.917,55
Hot Air Outlet	-0,01	167,06	-4.478,66
Cold Air Inlet	0,10	20,05	29.801,70
Cold Air Outlet	-0,10	30,01	-32.243,43
	MESH REFINEMENT 6 (CELL NUMBER 2.023.658)		
	Mass Flow Rate (kg/s)	Avg. Temperature Fluid (°C)	Absolute Total Enthalpy Rate (W)
Hot Air Inlet	0,01	400,00	6.917,49
Hot Air Outlet	-0,01	177,57	-4.586,18
Cold Air Inlet	0,10	20,05	29.801,70
Cold Air Outlet	-0,10	30,32	-32.134,70
	MESH REFINEMENT 5 (CELL NUMBER 939.603)		
	Mass Flow Rate (kg/s)	Avg. Temperature Fluid (°C)	Absolute Total Enthalpy Rate (W)
Hot Air Inlet	0,01	400,00	6.918,19
Hot Air Outlet	-0,01	193,02	-4.745,76
Cold Air Inlet	0,10	20,05	29.801,70
Cold Air Outlet	-0,10	30,65	-31.990,93
	MESH REFINEMENT 4 (CELL NUMBER 347.394)		
	Mass Flow Rate (kg/s)	Avg. Temperature Fluid (°C)	Absolute Total Enthalpy Rate (W)
Hot Air Inlet	0,01	400,00	6.919,56
Hot Air Outlet	-0,01	207,43	-4.895,55
Cold Air Inlet	0,10	20,05	29.801,70
Cold Air Outlet	-0,10	30,59	-31.822,14
	MESH REFINEMENT 3 (CELL NUMBER 181.623)		
	Mass Flow Rate (kg/s)	Avg. Temperature Fluid (°C)	Absolute Total Enthalpy Rate (W)
Hot Air Inlet	0,01	400,00	6.937,30
Hot Air Outlet	-0,01	211,98	-4.954,58
Cold Air Inlet	0,10	20,05	29.801,70
Cold Air Outlet	-0,10	30,23	-31.780,78

In Figure. 2 the average fluid temperatures at the surface where the hot air exits are shown by comparing them with the total mesh numbers. Here, while the x-axis shows the total mesh number, the temperature data obtained on the y- axis is indicated in °C.

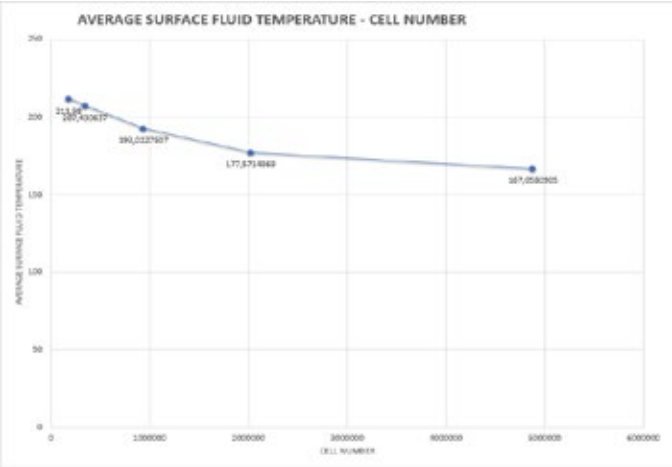


Figure. 2 Average Surface Fluid Temperature- Cell Number Graph

A. Parametric Studies for Initial Geometry

Parametric studies are of great importance in terms of thermal and flow analysis. It is frequently used for factors such as increasing efficiency, interpreting the changes in the results obtained using different variables, and gaining higher performance. In this project, some parametric studies were carried out in order to obtain the most appropriate conditions and design. The most important of these studies was completed by changing the fluid mass flow rates and obtaining the analysis results again. In this context, the results of the analysis, which in the previous chapter were determined as mesh refinement level 7 in the previous chapter, as the hot air fluid mass flow rate of 0.01 kg/s and the cold air mass flow rate as 0.1 kg/s, as shown in Table 2 since it lead to parametric studies. After Table 2, two different parametric study have been explained in different sections. In these parametric studies, mass flow rates will be determined as variables and the effect of different values on the analysis results was examined. Thus, the mass flow rates at which the system will operate at the highest efficiency have been observed.

In Table 2, the hot air mass flow rate was set as 0.01 kg/s, the cold air mass flow rate was used as 0.1 kg/s. These values have been assigned with reference to the studies in the literature. The table summarizes the changes in the average temperature and total enthalpy value of the fluid leaving the system.

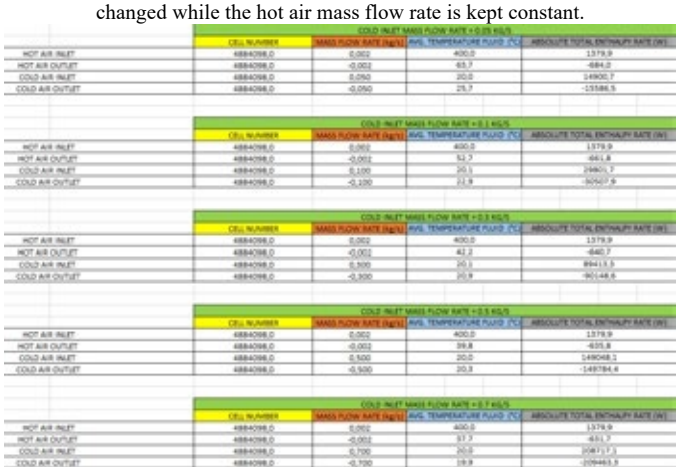
As can be seen from Table 2 the average hot air outlet temperature was observed as 167.06°C, and the average cold air outlet temperature was found as 30°C.

TABLE II. The Results of Mesh Refinement 7 Analysis to Guide Parameter Studies.

	Cold Inlet Mass Flow Rate = 0.1 kg/s - Hot Inlet Mass Flow Rate=0.01 kg/s First Condition			
	CELL NUMBER	MASS FLOW RATE (kg/s)	AVG. TEMPERATURE FLUID (°C)	ABSOLUTE TOTAL ENTHALPY RATE (W)
HOT AIR INLET	4.884.098,000	0,010	400,000	6.917,553
HOT AIR OUTLET	4.884.098,000	-0,010	167,058	-4.478,657
COLD AIR INLET	4.884.098,000	0,100	20,050	29.801,700
COLD AIR OUTLET	4.884.098,000	-0,100	30,008	-32.243,432

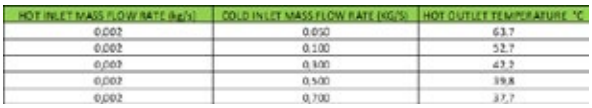
While the hot air inlet mass flow rate was kept constant at 0.002 kg/s, the cold air mass flow rate was assigned as 0.05 kg/s, 0.1 kg/s, 0.3 kg/s, 0.5 kg/s and 0.7 kg/s, respectively. In Table 4, the average fluid temperature and total enthalpy values of the analyzes made as a result of the changes in these flow rates are listed.

TABLE III. The results of the analyzes in which the cold air mass flow rate is changed while the hot air mass flow rate is kept constant.



When the analysis results were examined, the temperature data obtained were measured as 63.7 °C, 52.7 °C, 42.2 °C, 39.8 °C, 37.7 °C, respectively. Conservation was achieved in the total enthalpy change and the analysis results were confirmed.

TABLE IV. Summary of Analysis Results Which Explained in Table 3.

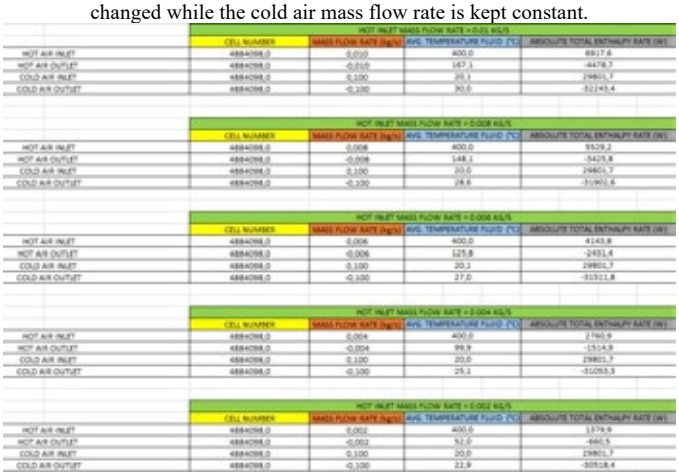


As can be seen in Table 5, the effect of the change in temperature on the fluid outlet temperature was observed by keeping the hot air mass flow rate constant and the change in cold air mass flow rate. In all of the analyzes, the target outlet temperature of 70°C was achieved.

In our second parametric study, it was determined as mass flow rate change. Accordingly, while the hot air inlet

mass flow rate was increased, the cold air inlet mass flow rate was kept constant. In the study, the previously determined mesh structure containing 4,884,008 cells was preferred again like previous study. While the cold air inlet mass flow rate was kept constant at 0.1kg/s, the hot air mass flow rate was assigned as 0.01kg/s, 0.008 kg/s, 0.006kg/s, 0.004kg/s and 0.002 kg/s, respectively. In Table 5, the average fluid temperature and total enthalpy values of the analyzes made as a result of the changes in these flow rates are listed.

TABLE V. The results of the analyzes in which the hot air mass flow rate is changed while the cold air mass flow rate is kept constant.



Afterwards, the cold air mass flow rate was defined as 0.1 kg/s, while the hot air flow rate was determined as variable. After these variable definitions, 167.1 °C, 148.1 °C, 125.8 °C, 99.9 °C, 52.0 °C were obtained in the analysis results, respectively.

TABLE VI. Summary of Analysis Results Which Explained in Table 5.

0,010	0,100	167,1
0,008	0,100	148,1
0,006	0,100	125,8
0,004	0,100	99,9
0,002	0,100	52,0

It was observed that the target of 70°C was achieved when the hot air flow rate was 0.002 kg/s.

In this section, the geometry improved to increase of efficiency. The number of fins has been doubled. Hence, the fin height and width decreased half of the first geometry. In this geometry, the dimensions of the triangular structure used in the channels were determined as 5mm x 4mm. The thickness of the plate used has been used as 1 mm. There is no size or shape change in the outer geometry. By preserving the main structure, the fin dimensions have been reduced and the efficiency has been increased in order to increase the heat transfer surface stability.

B. Parametric Studies for Improved Geometry and Conclusions

In this part of the report, the analysis of the geometry with increased heat transfer surface with the ash flow values obtained by various parametric studies on the first geometry will be examined and some parameter studies will be made. Firstly, in the basic geometry, the optimum cold air inlet mass flow rate was accepted as 0.3 kg/s, while the hot air inlet mass flow rate was determined as 0.004 kg/s. These determined mass flow rates constitute the conditions of our analysis.

Figure 3 shows the improved version of the geometry designed as plate-fin. As a result of the analysis made on the developed geometry, some results were obtained. These results are shown in figure 4 as temperature contour. In addition, the velocity results obtained in the analysis are shown as vector in figure 5.



Figure. 3 Improved Geometry for Analysis

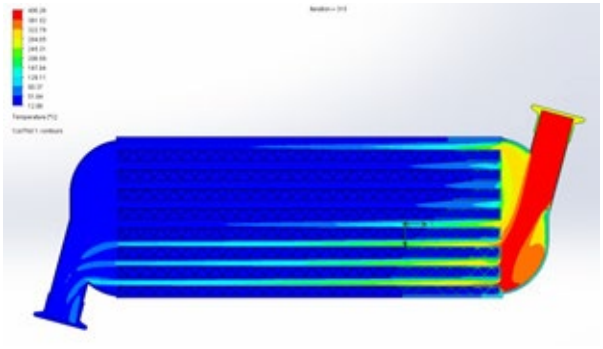


Figure. 4 Temperature Contour from Front View

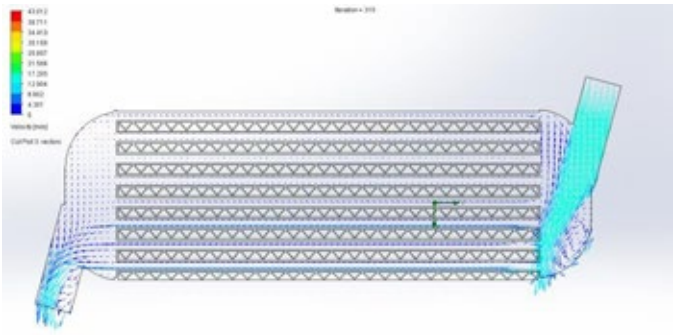


Figure. 5 Velocity Vectors

The design processes were continued by examining every detail and researching previous literature studies. In line with these studies, project outputs were determined and design activities were carried out in this direction. The outputs requested by TAI to reduce the hot air inlet of the system and the air entering the system below 70 °C. Design studies have evolved from simple geometry to more complex structures in order to achieve this goal. In this change process, it has been tried to increase the efficiency by increasing the heat transfer surface area by means of various parametric studies such as hot-cold air flow rate change. Different mass flow rates were examined by keeping various parameters constant and most appropriate conditions for the system were determined. During

the study, such as making it independent from the mesh by trying various mesh structures or the total number of cells, and making it independent from the number of iterations by making analyzes at different iteration numbers have also been carried out. As a result of these validation studies, the accuracy of the analyzes was checked and the other stages were thus continued. In these studies, not only flow rate but also geometry change has been studied. By reducing the fin dimensions, the number of fins increased, hence creating a larger heat transfer surface area. During the geometry studies, the outer geometry was completely preserved and the geometry given by TAI remained unchanged. After parametric studies and geometric diversification studies, the temperature of the hot air entering the system as 400 °C was reduced to 42
°C. All thermal analyzes and validations have also been completed to achieve this result. In addition, with the help of additive manufacturing in terms of research, design and production, it has also contributed to the creation of systems that can be produced and developed later on. The project has been successfully completed in line with the targeted outputs.

REFERENCES

[1] Bououd, M., Hachchadi, O., & Mechaqrane, A. (2018). Plate flat finned tubes heat exchanger: Heat transfer and pressure drop modeling. *IOP Conference Series: Earth and Environmental Science*, *161*, 012001. https://doi.org/10.1088/1755-1315/161/1/012001.

[2] Carozza, A. (2017). *Heat Exchangers in the Aviation Engineering*. IntechOpen.

[3] Brandner, J., Anurjew, E., Bohn, L., Hansjosten, E., Henning, T., Schygulla, U., Wenka, A., & Schubert, K. (2006). Concepts and realization of microstructure heat exchangers for enhanced heat transfer. *Experimental Thermal and Fluid Science*, *30*(8), 801–809. https://doi.org/10.1016/j.expthermflusci.2006.03.009

[4] Dang, T., Teng, J. T., & Chu, J. C. (2010). A study on the simulation and experiment of a microchannel counter- flow heat exchanger. *Applied Thermal Engineering*, *30*(14–15), 2163–2172. https://doi.org/10.1016/j.applthermaleng.2010.05.029

[5] Gao, T., Geer, J., & Sammakia, B. (2014). Nonuniform temperature boundary condition effects on data center cross flow heat exchanger dynamic performance. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, *79*, 1048–1058. https://doi.org/10.1016/j.ijheatmasstransfer.2014.09.011

[6] Hasan, M. I., Rageb, A., Yaghoubi, M., & Homayoni, H. (2009). Influence of channel geometry on the performance of a counter flow microchannel heat exchanger. *International Journal of Thermal Sciences*, *48*(8), 1607–1618. https://doi.org/10.1016/j.ijthermalsci.2009.01.004

[7] Huisseune, H., de Schampheleire, S., Ameel, B., & de Paepe, M. (2015). Comparison of metal foam heat exchangers to a finned heat exchanger for low Reynolds number applications. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, *89*, 1–9. https://doi.org/10.1016/j.ijheatmasstransfer.2015.05.013

[8] Khose, A., Kolhe, S., & Deshmukh, V. N. (2021). Investigations on the effect of graphene coating on thermophysical properties of aluminium and mild steel for cross flow heat exchanger. *Materials Today: Proceedings*. https://doi.org/10.1016/j.matpr.2021.10.166

[9] Li, F., Ma, Q., Xin, G., Zhang, J., & Wang, X. (2020). Heat transfer and flow characteristics of microchannels with solid and porous ribs. *Applied Thermal Engineering*, *178*, 115639. https://doi.org/10.1016/j.applthermaleng.2020.115639

[10] Saltzman, D., Bichnevicius, M., Lynch, S., Simpson, T. W., Reutzel, E. W., Dickman, C., & Martukanitz, R. (2018). Design and evaluation of an additively manufactured aircraft heat exchanger. *Applied Thermal Engineering*, *138*, 254–263. https://doi.org/10.1016/j.applthermaleng.2018.04.032

[11] Schulte-Fischedick, J., Dreißigacker, V., & Tamme, R. (2007). An innovative ceramic high temperature plate-fin heat exchanger for EFCC processes. *Applied Thermal Engineering*, *27*(8–9), 1285–1294. https://doi.org/10.1016/j.applthermaleng.2006.11.007

[12] Shah, R. K., & Sekulic, D. P. (2002). *Fundamentals of Heat Exchanger Design* (1st ed.). Wiley.

[13] Vasilev, M., Abiev, R., & Kumar, R. (2021). Effect of circular pin-fins geometry and their arrangement on heat transfer performance for laminar flow in microchannel heat sink. *International Journal of Thermal Sciences*, *170*, 107177. https://doi.org/10.1016/j.ijthermalsci.2021.107177

[14] Zohuri, B. (2018). *Compact Heat Exchangers: Selection, Application, Design and Evaluation* (Softcover reprint of the original 1st ed. 2017 ed.). Springer.

Helikopter ile Hareketli Gemi Güvertesine Otonom Şekilde İniş

Autonomous Landing on a Moving Ship Deck by Helicopter

Öğrenci - 1
Kardelen Aygün
Gaziantep Üniversitesi
Havacılık ve Uzay Müh. Böl.
Adana, Türkiye
kardelenaygun5@gmail.com

Öğrenci - 2
Şirin Aydıner
Gaziantep Üniversitesi
Havacılık ve Uzay Müh. Böl. & Makina Müh. Böl.
Yozgat, Türkiye
srn_ay@hotmail.com.tr

Akademik Danışman
Dr. Öğr. Üyesi Muhammed Orkun Öğücü
Gaziantep Üniversitesi
Havacılık ve Uzay Müh. Böl.
Gaziantep, Türkiye
oogucu@gantep.edu.tr

Sanayi Danışmanı
Batuhan Temiz
Türk Havacılık Uzay Sanayii
Ankara, Türkiye
batuhan.temiz@tai.com.tr

Sanayi Danışmanı
Hüseyin Şahin
Türk Havacılık Uzay Sanayii
Ankara, Türkiye
huseyin.sahin2@tai.com.tr

***Özetçe*—Bu çalışmada, döner kanatlı hava araçlarına, otonom hareket kabiliyeti kazandırmak için gerekli olan seyrüsefer ve kontrol algoritmalarının geliştirilmesine odaklanılmıştır. Bahsedilen araçların dinamik modellerinin eldesi ise çalışmanın kapsamı ve hedefi dışında bırakılmıştır. Bu amaçla, seyrüsefer ve kontrol algoritmaları MATLAB / Simulink nümerik hesaplama programı kullanılarak oluşturulmuştur. Dinamik sistem modeli ise açık kaynak uçuş simülatörü olan FlightGear ortamında koşturulmuştur. Bu iki program, aralarında sağlanan veri transferi ile koordineli olarak çalıştırılmış ve benzetim sonuçları elde edilmiştir. Seyrüsefer kısmında, bulunulan nokta ile hedef noktaları doğru parçaları veya türevlenebilir eğriler ile birleştiren farklı düzergahlar tayin edilmiş, her iki yaklaşım için katedilen toplam mesafe, ortalama hız, maksimum hız gibi istatistiki veriler ile karşılaştırmalar yapılmıştır. Kontrol kısmında ise, ileri yönlü hız, yanal hız, dönüklük açısı ve irtifa değişkenlerini istenilen değerlerde tutan çok döngülü oransal (P) ve oransal-integral (PI) tipi kompansatörler oluşturulmuştur. Elde edilen algoritmalar, Atatürk Havalimanının 35L - 17R - 17L- 35R pistlerinin başlangıç ve bitiş noktalarının dolaşıldığı ve Marmara Denizinde seyir halinde olan muhrip sınıfı savaş gemisinin helikopter pistine iniş yapıldığı iki ayrı senaryo kullanılarak test edilmiştir.**

Anahtar Kelimeler — Döner Kanatlı Hava Aracı, Helikopter; Otonom Uçuş, Seyrüsefer, Kontrol, Otopilot, MATLAB, Simulink, FlightGear.

***Abstract*— In this study, it is focused on the development of navigation and control algorithms necessary for providing autonomous path tracking ability to rotary wing aircrafts. Obtaining mathematical model for this dynamic system has been excluded from the scope and target of the study. For this purpose, navigation and control algorithms are created by using MATLAB / Simulink numerical computation software. Besides, the dynamic system model of the rotary wing aircraft is run in FlightGear environment, which is an open-source flight simulator. By using co-simulation approach and by providing data exchange between them, these two programs are operated synchronously and simulation results are obtained cooperatively. In the navigation part, different routes connecting the current and target coordinates with line segments or differentiable curves are generated. The traceability of the resulting routes is compared with statistical data such as total distance travelled, average speed, maximum speed. In the control part, multi-loop proportional (P) and proportional-integral (PI) type compensators are implemented that keep the forward speed, lateral speed, heading angle and altitude variables at their desired values. The simulation model is tested by using two different scenarios; touring the path that is formed by using initial and final points of Atatürk Airport's 35L - 17R - 17L - 35R runways; chasing and landing to the destroyer class warship that is underway in the Sea of Marmara.**

Keywords — Rotary Wing Aircraft, Helicopter, Autonomous Flight, Navigation, Control, Autopilot, MATLAB, Simulink, FlightGear.

I. GİRİŞ

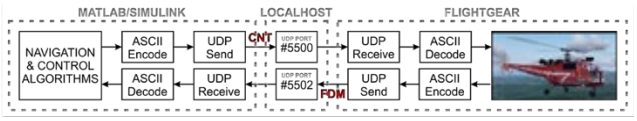
Günümüzde, hem çok değerli insan hayatının tehlikeli durumlar ile karşı karşıya kalmaması, hem de hata olasılığını en aza indirmek için insan faktörünün yerini daha hızlı ve daha hassas işlem yapabilen makinalara bırakması adına otonom uçuş kabiliyetine sahip araçların geliştirilmesi büyük önem arz etmektedir. Gerek statik-dinamik stabilite karakteristiğinin sabit kanatlı uçaklara göre daha düşük olması sebebiyle [1] ve gerekse boylamsal-yanal eksenlerdeki hareketlerin bağdaşık olması nedeniyle [2], döner kanatlı hava araçlarının otonom özellikler kazanması oldukça zaruridir. İlgili literatürde benzer konuda çalışmalar olmakla birlikte, bu araştırmalar ya oldukça basitleştirilmiş bir dinamik model üzerinde yapılmış [3, 4], ya da ölçek-ağırlık bakımından gerçek sistemi temsil edemeyecek boyutlarda bir model üzerinde gerçekleştirilmiştir [5].

Bu çalışmanın odak noktası, döner kanatlı hava aracı ile hareketli bir gemi güvertesine iniş yapılmasını sağlayacak seyrüsefer ve kontrol algoritmalarının geliştirilmesi olacaktır. Bahsedilen hava aracına ilişkin dinamik sistem modelinin eldesi ise çalışmanın kapsamı ve hedefi dışında bırakılmıştır. Bunun yerine, gerçekçi ve doğruluk payı yüksek bir dinamik sistem

modeli üzerinde çalışabilmek adına, açık kaynak uçuş simülatörü kullanılmıştır. Çalışmanın ikinci bölümünde problem tanımana yer verilmiştir. Üçüncü bölümde ise iki farklı başlık altında seyrüsefer ve kontrol algoritmaları detaylandırılmıştır. Çalışmanın dördüncü bölümünde benzetim sonuçları tartışılmış, beşinci ve altıncı bölümlerde ise elde edilen kazanımlar irdelenmiş ve gelecekte yapılması gerekenler ile ilgili bir çerçeve çizilmiştir.

II. Problem Tanımı

Bu çalışmada, özellikle döner kanat hava aracının otonom olarak hareket etmesini sağlayacak seyrüsefer ve kontrol algoritmalarının geliştirilmesine odaklanılmıştır. Hava aracına ilişkin dinamik modelin eldesi ise çalışmanın hedef ve kapsamı dışındadır. Bu sebeple, seyrüsefer ve kontrol algoritmaları, MATLAB/Simulink® nümerik hesaplama programı aracılığı ile oluşturulmuş, kontrol yüzeyleri için elde edilen değerler FlightGear açık kaynak uçuş simülatörüne gönderilmiş ve bu simülatör tarafından çözülen dinamik denklemler sonucunda ortaya çıkan durum değişkenleri tekrar MATLAB/Simulink® ortamına alınarak kontrol döngüsü kapatılmıştır. Aynı bilgisayar üzerinde koşturulan bu iki program arasındaki veri transferi, Şekil 1'de verilen blok diagramında gösterildiği gibi User Datagram Protocol (UDP) kullanılarak gerçekleştirilmiştir.



Şekil. 1. Seyrüsefer ve Kontrol Algoritmalarının Çalıştığı MATLAB/Simulink® Programı ile Dinamik Sistem Denklemlerinin Çözümünün Yapıldığı FlightGear Programı Arasındaki Veri Transferi

İki program arasındaki veri iletişim hızının belirlenmesi için 20, 50 ve 100 [Hz] değerindeki örnekleme frekansları kullanılarak çeşitli denemeler yapılmıştır. 20 [Hz] örnekleme frakansının çok düşük olduğu ve tasarlanan kontrolcüler ile iyi bir stabilizasyon performansı elde edilemediği görülmüştür. 100 [Hz] örnekleme frakansının kullanılan donanım için çok yüksek olduğu ve paket kayıplarının gerçekleştiği gözlenmiştir. Bu sebeple, örnekleme frakansı olarak 50 [Hz] değeri belirlenmiştir.

FlightGear uçuş simülatöründe mevcut olan Eurocopter EC130B4 ve Alouette-III helikopter modelleri ile çeşitli benzetimler yapılmıştır. Bu araçlardan, YASim dinamik modelleme yöntemi ile oluşturulan Eurocopter EC130B4

yerine, JSBSim dinamik modelleme yöntemini kullanan Alouette-III modeli tercih edilmiştir. Şekil 1'de gösterildiği gibi, Alouette-III modelinin kontrol yüzeylerine ilişkin değerleri CNT olarak isimlendirilen veri paketinde, dinamik denklemlerin çözümü sonucunda elde edilen durum değişkenleri ise FDM olarak isimlendirilen veri paketinde saklanmaktadır. Ayrıca, iniş yapılması planlanan Type-45 sınıfı muhrip savaş gemisine ilişkin veriler, yine FlightGear tarafından benzer şekilde MATLAB/Simulink® ortamına gönderilmektedir. Tüm bu veri paketlerinin içerikleri Tablo 1'de özetlenmiştir.

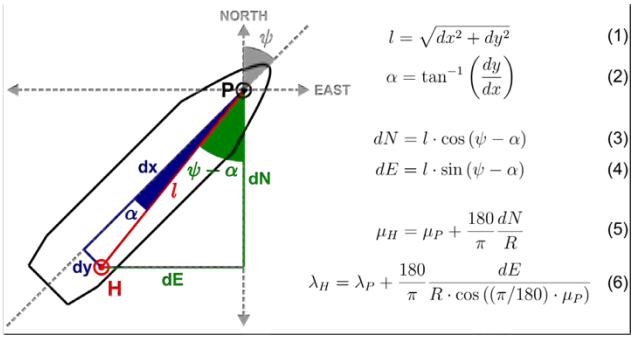
TABLO I. Veri Paketi İçerikleri

CNT (Helikoptere İlişkin Kontrol Yüzeyi Değişkenleri)			
Sıra	***Sembol***	***Açıklama***	***Değer***
1-2	-	Lateral Cyclic Stick & Trim	[-1, +1]
3-4	-	Longitudinal Cyclic Stick & Trim	[-1, +1]
5-6	-	Anti-Torque Pedal & Trim	[-1, +1]
7	-	Collective Lever	[0, +1]
8	-	Park Break	[0] | [1]

FDM (Helikoptere İlişkin Durum Değişkenleri)			
Sıra	***Sembol***	***Açıklama***	***Birim***
1-3	u,v,w	Linear Velocity @ Body Frame	[m/s]
4-6	$\dot{u}$, $\dot{v}$, $\dot{w}$	Linear Acceleration @ Body Frame	[m/s^2]
7-9	p, q, r	Angular Velocity @ Body Frame	[rad/s]
10-12	$\dot{p}$, $\dot{q}$, $\dot{r}$	Angular Acceleration @ Body Frame	[rad/s^2]
13-15	ϕ, θ, ψ	Angular Position @ Inertial Frame	[rad]
16-18	p_x, p_y, p_z	Linear Position @ Flat Earth Axis	[m]
19-21	v_x, v_y, v_z	Linear Velocity @ Flat Earth Axis	[m/s]
22-23	μ, λ	Latitude, Longitude @ Geodetic Axis	[deg]
24	h	Altitude @ Geodetic Axis	[m]

DD1 (Muhrip Sınıfı Savaş Gemisine İlişkin Durum Değişkenleri)			
Sıra	***Sembol***	***Açıklama***	***Birim***
1-2	μ, λ	Latitude, Longitude @ Geodetic Axis	[deg]
3	ψ	Angular Position @ Inertial Frame	[rad]
4	v_x	Linear Velocity @ Inertial Frame	[m/s]

Bu tabloda, muhrip sınıfı savaş gemisi için verilen enlem-boylam koordinatları (μ, λ) Şekil 2'de gösterildiği gibi deniz aracının pruva kısmında yer alan P noktasına aittir. Halbuki, helikopterin, deniz aracının kıç tarafında bulunan H noktasına iniş yapması istenmektedir. Dolayısıyla, verilen bir enlem-boylam koordinatının dx-dy metre ötesindeki bir noktaya ilişkin koordinatların hesaplanması gerekmektedir.



Şekil. 2. Enlem-Boylam Koordinatları Bilinen Bir P Noktasından dx-dy Metre Kadar Ötelenmiş Bir H Noktasının Koordinatlarının Hesaplanması

P ve H noktaları arasındaki öteleme değerleri olan dx ve dy bilinmektedir. Ayrıca geminin pruva açısı (ψ) gönderilen veri paketinde bulunmaktadır. Bu sayede, (1) ve (2) numaralı denklemler kullanılarak, bu iki nokta arasındaki uzaklık (l) ve açı (α) hesaplanabilir. Denklem (3) ve (4) kullanılarak, bu iki nokta arasındaki öteleme miktarının, Kuzey-Doğu eksenine olan izdüşümü bulunabilir. Son olarak, (5) ve (6) numaralı denklemler kullanılarak, istenilen noktanın enlem-boylam koordinatları elde edilebilir. Bu denklemlerde yer alan R

parametresi, dünyanın ortalama yarıçapını ifade etmektedir ve değeri 6378137 [m] olarak alınmıştır.

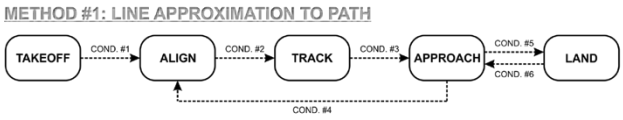
III. SEYRÜSEFER VE KONTROL ALGORİTMALARI

Bu kısımda, Şekil 1'de *Navigation & Control Algorithms* olarak adlandırılan blok ile ilgili detaylara yer verilecektir. Bu blok içerisinde yapılan işlemler temel olarak iki farklı başlık altında incelenebilir; *Seyrüsefer* ve *Kontrol*.

A. Seyrüsefer Algoritmaları

Seyrüsefer problemi, incelenen döner kanat hava aracı özelinde, bulunulan bir noktadan, istenilen bir noktaya ulaşabilmek için gerekli olan ileri yönlü hız (u_{ref}), yanal hız (v_{ref}), dönüklük (sapma, yalpa, yaw) açısı (ψ_{ref}) ve irtifa (h_{ref}) referanslarının üretilmesi olarak tanımlanabilir.

Bu amaç ile iki farklı yöntem geliştirilmiştir. Birinci yöntemde, bulunulan ve hedef olarak alınan noktaları birleştiren doğru parçasının takip edilmesi sağlanmaktadır. Matematiksel olarak ifade etmek gerekirse, dönüklük açısı referansı (ψ_{ref}), helikopterin mevcut enlem-boylam koordinatı ile hedef noktanın enlem-boylam koordinatı arasındaki azimut açısı olarak belirlenmektedir. İleri yönlü hız referansı ise (u_{ref}) hedef noktadan en uzakta iken maksimum ($u_{max} \approx 50$ [m/s]), tam olarak hedef nokta üzerinde iken minimum ($u_{min} = 0$ [m/s]) olacak şekilde uzaklığa bağlı lineer interpolasyon sonucu hesaplanmaktadır. Tüm hareket göz önünde bulundurulduğunda, bu referans değerler Şekil 3'de gösterildiği gibi, helikopterin durumuna bağlı olarak aktif olan faz uyarınca farklı yaklaşımlarla bir amaç doğrultusunda üretilmektedir.



Şekil. 3. Hedef Noktalar Arasını Doğru Parçaları İle Birleştiren Yönteme İlişkin Sonlu Durum Teşekkülleri (State Machine)

Örneğin, kalkış (TAKEOFF) ve iniş (LAND) fazlarında, u_{ref} ve v_{ref} değerleri sıfır olarak belirlenmekte, ψ_{ref} ilk değerinde sabit tutulmakta, h_{ref} ise çalışılan helikopterin maksimum tırmanma hızı olan 2 [m/s] değerini sağlayacak şekilde zamana bağlı olarak interpolasyon sonucu hesaplanmaktadır. Hizalanma (ALIGN) fazı, helikopterin olduğu konumda dikey ekseni etrafında dönerek, bir sonraki hedef noktaya yönelmesi için oluşturulmuştur. Bu amaçla, u_{ref} ve v_{ref} değerleri yine sıfır olarak belirlenmekte, ψ_{ref} değeri, bulunulan koordinat ile hedef noktanın koordinatı arasındaki azimut açısı olarak alınmakta, h_{ref} ise (eğer gerekiyorsa) zamana bağlı interpolasyon ile hesaplanmaktadır. Takip (TRACK) fazı, hedef noktaya doğru hareket edilmesini sağlamak için kurgulanmıştır. Bu amaçla, u_{ref} bulunulan koordinat ile hedef noktanın koordinatı arasındaki mesafeye bağlı olarak interpolasyon ile hesaplanmaktadır. Diğer referans değerler ise ALIGN fazında olduğu gibi belirlenmektedir. Son olarak, yaklaşma (APPROACH) fazı, helikopterin hedef koordinat üzerinde hassas bir şekilde konumlanması için oluşturulmuştur. Bu amaçla, u_{ref} ve v_{ref} değerleri, hedef noktaya olan uzaklığın uzunlamasına ve yanlamasına eksenlerdeki izdüşümleri ile orantılı olacak şekilde hesaplanmakta, ψ_{ref} ve h_{ref} ise ilk değerlerinde sabit olarak tutulmaktadır. Özetle, birinci yöntemde, ardışık hedef noktalar arasında, hızlanma – yavaşlama – hassas konumlama – durma – olduğu yerde sonraki hedef noktaya doğru dönme gibi hareketler gözlenmektedir. Bu yöntem kullanılarak elde edilen sonuçlar, benzetim çalışmalarında detaylı bir şekilde açıklanacaktır. Fakat bu yaklaşımın, yüksek bir maksimum hıza ve düşük bir ortalama hıza sebep olacağı aşikardır.

İkinci yöntemde ise, bulunulan ve hedef olarak alınan noktalar sonsuz defa türevlenebilir eğriler (spline) ile birleştirilmektedir. Bu yaklaşımın en büyük avantajı, hedef noktaya istenilen bir açı ile yaklaşılmasını olanaklı kılmasıdır. Tabiki, düzergah üzerine konulan kısıtlamalara bağlı olarak (örn: maksimum eğrilik yarıçapı veya yaklaşma açısı gibi), çok fazla sayıda ara noktanın üretilmesi gerekliliği söz konusu olabilmektedir ki, bu durum bazı zorlukları da beraberinde getirmektedir. Örneğin, birinci yöntemde hedef nokta hem dönüklük açısı referansını (ψ_{ref}), hem de ileri yönlü hız referansını (u_{ref}) belirlemekte kullanılmaktaydı. İleri yönlü hız referansı, tam olarak hedef nokta üzerinde sıfır olacak şekilde mesafeye bağlı interpolasyon ile hesaplanmaktaydı. Halbuki bu yöntemde üretilen ara noktalar sadece dönüklük açısı referansını belirlemek için kullanılacaktırlar. Ara noktaların bulunduğu koordinatlarda durulmayacağından ileri yönlü hız referansını belirlemek için başka bir metoda ihtiyaç duyulmaktadır. Bu aşamada, bir öngörü (look-ahead) parametresinden bahsedilebilir. Kısaca ifade etmek gerekirse, düzergah üzerinde ileriki bir noktanın eğrilik yarıçapına göre hız artırılır veya azaltılır. Şekil 4'de gösterildiği gibi, helikopterin sarı renkli daire ile gösterilen [40.991823, 28.801848] (deg) enlem-boylam koordinatlarında olduğu farzedilsin. Kırmızı ile gösterilen düzergah üzerinde ds = 900 [m] ileriye bakıldığında, sarı renkli çarpı işareti ile gösterilen [40.996354, 28.807691] (deg) koordinatlarına ulaşılmaktadır. Bu iki koordinatın arasındaki kuş uçuşu mesafe ise yaklaşık $d_L = 703$ [m]'dir. Bu iki uzaklığın oranı d_L/ds öngörü parametresi olarak tanımlanmıştır. Bu oran 1 değerine yaklaştıkça, düzergahın eğrilik yarıçapının küçüldüğü, diğer bir ifade ile neredeyse düz bir çizginin takip edilmesi gerektiği sonucuna varılmaktadır. Bu durumda hız artırılabilir. Fakat bu oran küçüldükçe, dönüşün keskinleşmekte olduğu anlaşılır. Bu durumda hız azaltılmalıdır. Bu hesaplama oldukça basit olmakla birlikte, asıl problem uçuş esanasında kaç metre ileriye bakılması gerektiğinin bilinmemesidir. Bu bir dizayn parametresidir ve maalesef senaryolara göre değiştirilmesi gerekebilmektedir.

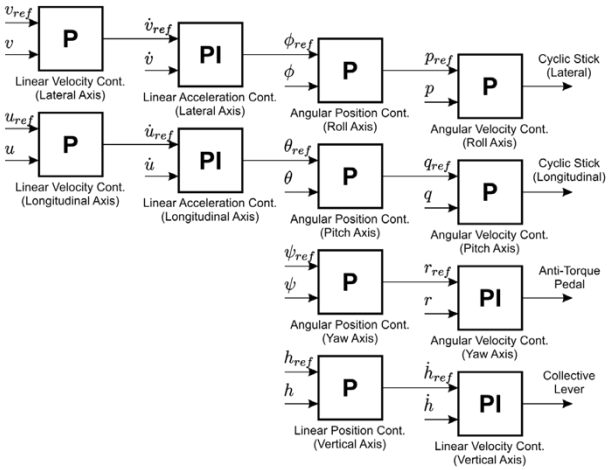


Şekil. 4.Öngörü Parametresi: İki Koordinatı Birleştiren Doğrunun ve Eğrinin Uzunlukları Oranı (d_L / d_S)

B. Kontrol Algoritmaları

Kontrol problemi, seyrüsefer algoritmaları tarafından hesaplanan referans değerlerin takip edilebilmesi için gerekli olan döngüsel (cyclic), anti-tork (anti-torque) ve kollektif (collective) yüzeylerine ilişkin değerlerin elde edilmesi olarak tarif edilebilir. Bu çalışmada, Şekil 5'de gösterilen çok- döngülü

oransal (P) ve oransal-integral (PI) tipi kontrolcü yapıları kullanılmıştır.

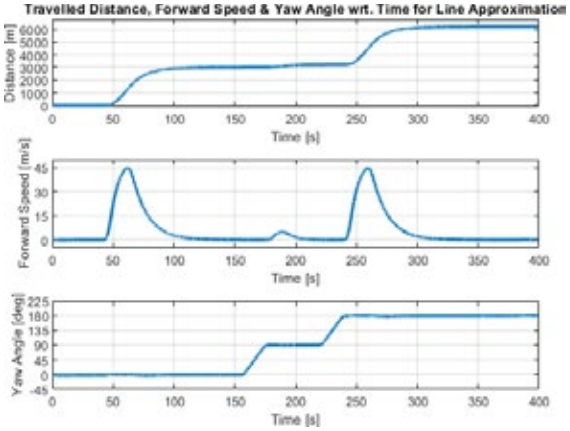


Şekil. 5.Seyrüsefer Algoritması Tarafından Belirlenen u_{ref}, v_{ref}, ψ_{ref} ve h_{ref} Referanslarının Takip Edilebilmesi İçin Gerekli Olan Kontrol Yüzeyleri Değerlerini Hesaplayan Kontrolcü Yapıları

Örneğin, Collective Lever değerini hesaplamak için kullanılan iki-döngülü P+PI yapısı ele alınsın. Dışarıdaki döngüde yer alan ve irtifayı kontrol eden P-tipi kompansatör, içerideki döngüde yer alan ve tırmanma hızını kontrol eden PI-tipi kompensatör için referans değer üretmektedir. Bir diğer ifade ile bu iki kontrolcü birlikte, pozisyon hatası sıfırlanıncaya kadar hız kontrolü yapmaktadırlar. Benzer açıklamalar, diğer kontrolcü yapıları için de tekrarnalabilir.

Pistlerin başlangıç noktalarından geçilen senaryoda, birinci seyrüsefer yaklaşımı için, helikopter toplam 6209 [m] mesafe katetmiş, maksimum 44.6 [m/s] hıza ulaşmıştır. Bu senaryo için ortalama hız değeri ise 8.2 [m/s] olarak hesaplanmıştır. Bu simülasyon kalkış ve iniş fazları dahil toplam 399 [s] sürmüştür.



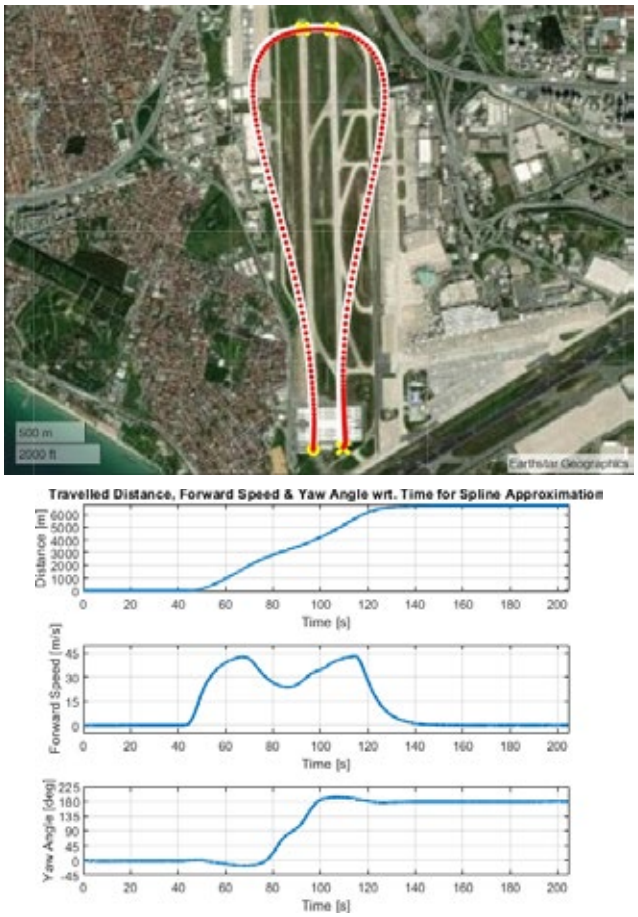


Şekil. 6.LTBA 35L-17R-17L-35R Pistlerinden, Noktalar Arasını Doğru Parçaları İle Birleştiren Seyrüsefer Algoritması İle Geçilmesi



Şekil. 7.LTBA 35L Pistinden Kalkarak, Marmara Denizinde Seyir Halinde Olan Muhrip Sınıfı Savaş Gemisine Yandan ve Karşıdan İniş

Pistlerin başlangıç noktalarından geçilen senaryoda, ikinci seyrüsefer yaklaşımı için, helikopter toplam 6670 [m] mesafe katetmiş, maksimum 43.1 [m/s] hıza ulaşmıştır. Bu senaryo için ortalama hız değeri ise 22.7 [m/s] olarak hesaplanmıştır. Bu simülasyon kalkış ve iniş fazları dahil toplam 204 [s] sürmüştür.



Şekil. 8.LTBA 35L-17R-17L-35R Pistlerinden, Noktalar Arasını Eğriler İle Birleştiren Seyrüsefer Algoritması İle Geçilmesi



Şekil. 9.LTBA 35L Pistinden Kalkarak, Marmara Denizinde Seyir Halinde Olan Muhrip Sınıfı Savaş Gemisine Yandan ve Karşıdan İniş

IV. Benzetim Sonuçları

Oluşturulan benzetim modeli ile iki farklı yaklaşım kullanılarak, iki farklı senaryo için sonuçlar elde edilmiştir. Alouette-III modeli helikopter, Atatürk Havalimanının 35L pist başlangıcında konumlandırılmıştır. Birinci senaryoda, helikopterin 100 [m] irtifaya yükselerek, 17R ve 17L pistlerinin başlangıç noktalarından geçip, 35R pist başlangıç noktasına iniş yapması amaçlanmıştır. Şekil 6'da, hedef noktalar arasını doğru parçaları ile birleştiren seyrüsefer algoritması için alınan sonuçlar, harita üzerinde ve zamana bağlı katedilen mesafe, ileri yönlü hız, dönüklük açısı grafikleri ile gösterilmektedir. Hedef noktalar arasını türevlenebilen eğriler (spline) ile birleştiren seyrüsefer algoritması için elde edilen sonuçlar ise Şekil 8'de verilmektedir. İkinci senaryoda ise, yine 35L pistinde konumlandırılmış helikopterin, Marmara Denizinde 10.29 [m/s] = 20 [knot] hız ile seyir halinde olan Type-45 sınıfı muhrip savaş gemisini yakalaması ve iniş yapması hedeflenmiştir. Bu senaryoda hem yandan, hem de karşıdan yaklaşma durumlarını oluşturmak için, destroyere farklı heading açıları verilerek iki simülasyon gerçekleştirilmiştir. Sonuçlar, birinci seyrüsefer algoritması için Şekil 7'de, ikinci seyrüsefer algoritması için Şekil 9'da gösterilmektedir. Her iki seyrüsefer algoritması da, verilen görevleri başarılı bir şekilde tamamlayabilmiştir. Birinci seyrüsefer algoritması senaryoya göre değiştirilmesi gereken herhangi bir tasarım parametresi içermemektedir. Çok karmaşık, dolaşık ve girift hedef noktalar tanımlansa dahi, birinci seyrüsefer algoritması bu görevi başarı ile tamamlayabilecektir. Bu yöntemin dezavantajı, aynı görev için havada kalma süresinin uzun, ortalama hızın düşük olmasıdır. İkinci seyrüsefer algoritması ise, aynı görevi çok daha yüksek ortalama hız ile çok daha kısa sürede tamamlayabilir. Bu algoritmanın dezavantajı ise, senaryoya bağlı olarak seçilmesi gereken öngörü parametresidir. Doğru seçilen öngörü parametresi ile dahi bu algoritmanın tüm görevleri başarabileceğinin garantisi yoktur.

V. Proje Ekibinin Kazanımları ve Tusaş'a Olası Katkısı

Test ve deney imkanlarının kısıtlı olduğu otonom hava araçları uygulamalarında, çok mühim bir unsur olan gerçekçi dinamik sistem modellerinin benzetimi konusunda önemli bir aracın (Simulink+FlightGear) kullanımı sağlanmıştır.

VI. Öneriler ve Gelecekteki Çalışmalar

Bu çalışmada kullanılan seyrüsefer algoritmaları, verilen hedef noktaları dikkate alarak sadece geçilmesi gereken enlem-boylam-irtifa koordinatlarının hesaplanması için kullanılabilinmiştir (Path Planning Concept). Hız referansının üretilmesi konusunda yetersiz kaldıkları anlaşılmıştır. İleriki çalışmalarda, hesaplanan enlem-boylam-irtifa koordinatından, hangi hız ile geçilmesi gerektiğinin belirlendiği yöntemler üzerine odaklanılacaktır (Trajectory Generation Concept).

Kaynaklar

[1] Ren, B., Ge, S.S., Chen, C., Fua, CH., Lee, T.H., *Stability Analysis for Rotary-Wing Aircraft. In: Modeling, Control and Coordination of Helicopter Systems.* Springer, New York, NY, 2012.

[2] Bramwell, A.R., Done, G., Balmford, D., *Bramwell's Helicopter Dynamics (2nd Edition)*, Butterworth-Heinemann, 2000.

[3] A. Fujimori and K. Miura, "Autonomous flight control system for longitudinal motion of a helicopter," SICE Annual Conference 2007, 2007, pp. 2258-2263.

[4] P. Wu, Z. Shi and P. Yan, "Improved EKF-SLAM Algorithm of Unmanned Helicopter Autonomous Landing on Ship," 2018 37th Chinese Control Conference (CCC), 2018, pp. 5287-5292.

[5] J. Guo, B. Xian, F. Wang and X. Zhang, "Development of a three degree-of-freedom testbed for an unmanned helicopter and attitude control design," Proceedings of the 32nd Chinese Control Conference, 2013, pp. 733-738.

Hesaplamalı Aeroakustik Yoluyla Savaş Uçağı Kanopinin Türbülanslı Sınır Tabakası Gürültüsü

Turbulent Boundary Layer Noise of Fighter Aircraft Canopy via Computational Aeroacoustics

Öğrenci - 1
Muhammed Alperen Kuş
İstanbul Teknik Üniversitesi
Uzay Mühendisliği
İstanbul, Türkiye
kus17@itu.edu.tr

Akademik Danışman
Doç Dr. Baha Zafer
İstanbul Teknik Üniversitesi
Uçak Mühendsiliği
İstanbul, Türkiye
zaferba@itu.edu.tr

Sanayi Danışmanı
Cihad Dikici
Türk Havacılık Uzay Sanayii
Ankara, Türkiye
cihad.dikici@tai.com.tr

***Özetçe*— Proje için Türk Hava Kuvvetleri (HvKK) envanterinde bulunan General Dynamics tarafından geliştirilen F-16 Fighting Falcon (F-16) savaş uçağı seçildi. Seçilen savaş uçağı kanopi geometrisinde gerçek boyutlar kullanılmış olup, detaylı olarak sadeleştirilmiş ve mesh yapısı oluşturmaya uygun hale getirilmiştir. Kanopi geometrisine yapısal olmayan ağ yapısı uygulandı. Hesaplamalar üç farklı Mach değerinde yapıldı. Bu değerler 0.65 Mach, 1.05 Mach ve 1.45 Mach'tır. Her Mach değeri için aerodinamik ve karakteristik özellikler farklı olduğundan hesaplamalar ayrı ayrı yapıldı. Bu hesaplamalar sonucunda üç farklı mesh seçeneği oluşturuldu ve hesaplamalarda her Mach değerine uygun mesh yapısı kullanıldı. Her bir Mach değeri için de üç farklı türbülans modeliyle çözüm gerçekleştirildi. Bu türbülanslı modelleri, Wilcox k-ω, Shear Stress Transform (SST) k-ω Reynolds Average Navier Stokes (RANS) modelleri; ve Deatched-Eddy Simulation (DES) modelidir. Aeroakustik sinyaller için kararsız Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği (HAD) sonuçları kullanıldı. Aeroakustik sonuçlar, Ffowcs Williams-Hawkings (FW-H) ve Fasr-Fourier Transfer (FFT) son işleme yöntemleri kullanılarak elde edildi. Daha sonra aynı noktalar için bu iki farklı son işleme yönteminden elde edilen hesaplama sonuçları karşılaştırıldı.**

Anahtar Kelimeler — HAD, HAA, RANS, DES, k-ω, SST k-ω, Ffowcs Williams-Hawkings, Fast-Fourier Transform, F-16, Kanopi, Türbülans

***Abstract*— F-16 Fighting Falcon (F-16) fighter aircraft developed by General Dynamics , which is in the Turkish Air Force (TAF) inventory, has been selected for the project. Real dimensions are used in the selected fighter aircraft canopy geometry, and it was simplified in detail and made suitable for creating a mesh structure. Unstructural mesh structure is applied on canopy geometry. Computations are performed at three different Mach values. These values are Mach 0.65, Mach 1.05, and Mach 1.45. Since aerodynamic and characteristic properties are different for each Mach value, calculations are made separately. As a result of these calculations, three different mesh types are created and the mesh structure suitable for each Mach value is used in the computations. Three different turbulent models are performed for each Mach value. These turbulent models are Wilcox k-ω, Shear Stress Transport (SST) k-ω Reynold Average Navier Stokes (RANS) models; and Detached-Eddy Simulation (DES) model. Unsteady Computational Fluids Dynamics (CFD) results are used for aeroacoustic signals. Aeroacoustic results are obtained using the Ffowcs Williams-Hawkings (FW-H) and Fast-Fourier Transfer (FFT) post processing methods. Then, the computation results obtained these two different post processing methods for the same points are compared.**

Keywords — CFD, CAA, RANS, DES, k-ω, SST k-ω, Ffowcs Williams-Hawkings, Fast-Fourier Transform, F-16, Canopy, Turbulent

I. GİRİŞ VE AMAÇ

Savaş uçağı kanopinin türbülanslı sınır tabakası gürültüsü, gövde gürültüsü sorununun altında yatan ve savaş uçaklarında pilotun dikkatini dağıtan akış-yapı gürültüsü için ikinci en önemli kaynaktır. Savaş uçağı kanopinin türbülanslı sınır tabakası gürültüsü, daha fazla araştırma ve çalışma gerektiren bir konudur. Projenin motivasyonu, sorunları tanımlamak ve malzeme bilimlerini işe dahil etmek, hem pilot hem de gövde için düşük gürültülü aeroakustik konfigürasyon tasarımların önünü açmaktır. Bu projenin sonucu, küçük geometrik değişiklikler ve farklı malzemelerin kullanımıyla kanopi üzerinde oluşan gürültü seviyelerini düşürmek veya ses yalıtımını iyileştirmek için kullanılabilir ve endüstriyel bir ortamda tasarımlara uygulanabilecek çok sayıda hesaplamanın önünü açmaktır.

Türbülanslı ses kaynakları için akustik gürültü tahmin teorileri geçmişte başarılı olduğunu göstermiştir. Ancak, uygulamaları çoğunlukla temel akış problemleriyle sınırlıydı. Mevcut Hesaplamalı Aeroakustik (HAA) yöntemleri ile çok karmaşık geometriler için bile problemler çözülebilir ve akışın sesin yayılması üzerindeki etkisi dikkate alınarak iyi sonuçlar elde etmek mümkündür.[3]

Bu projede, savaş uçağı kanopinin türbülanslı sınır tabakası gürültüsü için RANS/Detached-Eddy Simulation (DES)/HAA yöntemleri uygulanmıştır. Gürültü tahminlerinde optimum sonuca ulaşmak için farklı türbülans modelleri ve son işleme yöntemleri ile yapılan hesaplamalar karşılaştırılmıştır. Elde edilen kazanımlar, kullanılmak üzere seçilen General Dynamics F-16 Fighting Falcon (F-16) uçağındaki fiili çalışmaya uygulanabilir. Savaş uçağı kanopinin türbülanslı sınır tabakası gürültüsü, çeşitli gürültü durumları için daha ileri çalışmalara yardımcı olmak adına üç akış rejiminde (ses altı, transonik, süpersonik) hesaplandı.

II. MATERYAL METODLARI

Bu bölümde hesaplamaların yapıldığı kanopi geometrisi, hesaplamalar için gerekli uçuş koşulları ve kanopi geometrisine uygulanan mesh yapısı anlatılmaktadır.

A. Geometri

Geometrinin Bilgisayar Destekli Tasarım (CAD) dosyası GrabCAD web sitesinden alınmıştır. F-16 savaş uçaklarının geometrisini hesaplamaya hazır hale getirmek için bazı sadeleştirmeler yapıldı. Kanatlar, yatay kuyruk, dikey kuyruk, bombalar, pitot tüpü, Conformel Yakıt Tankı (CFT), motor ve motor yatağı ortadan kaldırıldı. Bu düzenlemeler CATIA ticari yazılımında yapıldı ve gerçek boyutlu geometri kullanılıdı. Sadeleştirmeler ve son geometri Şekil 1'de verilmiştir.



Şekil 1. F-16 Savaş Uçağı Geonetrisi ve Hesaplamada Kullanılan Geometri

B. Uçuş Koşulları

Operasyonel uçuş koşulu, bir savaş uçağının görev süresinin en uzun bölümünü oluşturan koşuldur. Bu nedenle, ağ oluşturulurken bu koşul dikkate alındı. Operasyonel uçuş koşulları, Tablo 1'de verilmiş olup NASA'nın "Air Viscosity Sutherland's Formula" web sayfasında hesaplandı.

TABLO I. UÇUŞ KOŞULU ÖZELLİKLERİ

Flight Condition	Altitude [m]	Angle of Attack [°]	Atmosphere T_{atm} [K]	Atmosphere P_{atm} [Pa]	Air Density (ρ) [kg/m^3]	Dynamic Viscosity (μ) [Ns/m^2]	Speed of Sound [m/s]
Operational	12000	0	217	19399	0.31237	1.3778×10^{-5}	295.1

C. Ağ Yapısı

Geometriye uygulanan ağ, Pointwise ticari yazılımı kullanılarak oluşturuldu. Ağ oluşturmadaki önemli unsur, hesaplamayı en kısa sürede yapabilmek için geometriyi minimum sayıda elemanla oluşturmaktır. Ayrıca sınır tabaka hız dağılımının en doğru şekilde modellenebilmesi için Pointwise'da "T-Rex" seçeneği etkinleştirilmiş olarak geometri üzerine sınır tabaka mesh yerleştirilir.

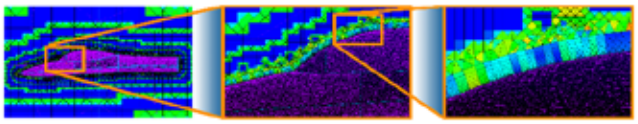
Sınır tabaka, hız gradyanının çok yüksek olduğu ve viskozite etkilerinin baskın olduğu bölgedir. Bu bölge, geometrinin geri kalanından çok daha küçük hücrelere bölünmelidir. Akış tamamen türbülanslı olduğundan, sınır tabaka ağ yapısındaki amaç, eleman boyutunu en küçük girdap boyutuna indirgemektir. Sınır tabaka ağ yapısı, birinci tabaka kalınlığı ve üst üste yığılmış tabakalar ile bir büyüme katsayısı ile modellenmiştir. Sınır tabaka hesaplanırken ilk katmanın kalınlığını bulmak için y^+ değeri kullanılır. Sınır tabaka ağ yapısı Şekil 2'de verilmiştir. Sınır tabaka kalınlığını ve birinci hücrenin uzunluğunu hesaplamak için aşağıdaki denklemler kullanılır.

$$C_f = \frac{0.074}{Re^{1/5}}, \tau_{wall} = \frac{C_f \rho U^2}{2}, U_f = \sqrt{\frac{\tau_{wall}}{\rho}}, \Delta y = \frac{y^+ \mu}{U_f \rho}, \delta = \frac{0.37L}{Re^{1/5}}$$

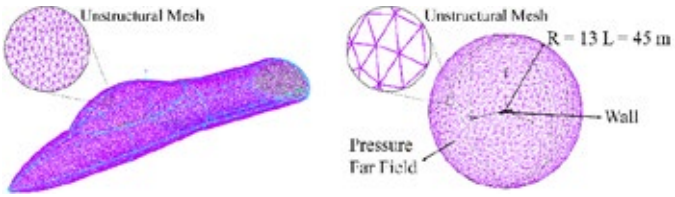
Yukarıdaki formüller takip edilerek geometrinin tüm yüzeylerine yapısal olmayan ağ uygulandı. Geometri için domain belirlendi ve en uygun domain tipi olarak küre seçildi. Bu kürenin yarıçapı 45 metre olarak alınmıştır. Küre alanı yapısal olmayan ağ ile kaplandı. Bu alan ve ağ yapısı Şekil 3'te verilmiştir. Her Mach değeri için sınır tabaka kalınlığı farklı olduğundan, üç farklı ağ yapısı üzerinde hesaplamalar yapılmıştır. Oluşturulan ağ yapılarının özellikleri Tablo 2'de verilmiştir.

TABLO II. AĞ YAPISI ÖZELLİKLERİ

No	Characteristic Length (L) [m]	Mach Number (M)	Reynolds Number (Re)	Velocity (U) [m/s]
1	3.45	0.65	15002584.39	191.82
2		1.05	24245683.01	310
3		1.45	33466822.33	427.9
	y^+	Friction Coefficient (C_f)	Wall Shear Stress (τ_{wall}) [Pa]	Friction Velocity (U_f) [m/s]
1	200	0.00271643	15.6008207	7.069828138
2		0.002467751	37.01600107	10.88928005
3		0.002313709	66.12330702	14.55397755
	Length of First Cell (Δy) [m]	Boundary Layer Thickness (δ) [m]	Time Step Size (Δt) [s]	Courant Number (CFL)
1	0.00125	0.045858416	1×10^{-6}	0.1537
2	0.00081	0.042569058	$\alpha\times10^{-7}$	0.1531
3	0.00061	0.039911488	2.2×10^{-7}	0.1558
	End Time [s]	Maximum Skewness Angle	Computation Time (CPU × Hour)	Number of Cell
1	0.94	0.795	252×18	2470032
2	0.60	0.808	252×45	2689747
3	0.42	0.813	252×81	3118361



Şekil 2. Sınır Tabaka Yapısı



Şekil 3. Ağ Yapısı ve Küre Domain

III. SAYISAL YAKLAŞIM

Hesaplamalar için Wilcox k-ω, SST k-ω RANS türbülans modeli ve DES türbülans modeli ile yoğunluk tabanlı örtük geçici olay çözücü kullanılmıştır. Zaman şeması olarak örtük, ikinci dereceden, geçici, sınırlı ve koşullu kararlı Crank Nicolson sayısal hesaplama yöntemi kullanılmıştır. Gradyan şeması olarak sınırlı Gauss doğrusal yöntemi kullanılmıştır. Ayrıca, diverjans şeması olarak, yerel hücre gradyanına dayalı açık bir düzeltme ile rüzgara karşı enterpolasyon ağırlıkları kullanılarak ikinci dereceden, sınırsız Gauss doğrusal rüzgara karşı yöntemi seçilmiştir.

Hesaplamalarda kullanılan çözüm şemaları daha önceki çalışmalarımızda test edilip gerçekçi sonuçlar verdiği için bu projede de doğruluklarına bağlı olarak kullanılmaktadır. Validasyon vakası olarak kullanılan çalışmanın çıktısı Tablo 3'te verilmiştir. Deneysel veriler Sarlak çalışmasından alınmıştır.[15]

Tüm hesaplamalar açık kaynaklı bir yazılım olan OpenFOAM'da gerçekleştirilir. FW-H son işleme yöntemi ile elde edilen aeroakustik çözümlerde libAcoustics kütüphanesi kullanılmaktadır. Ticari bir yazılım olan ANSYS Fluent, başka bir son işleme yöntemi olan FFT ile elde edilen aeroakustik

çözümler için kullanılır. Bu proje için toplam dokuz hesaplama yapılmıştır.

TABLO III. DOĞRULAMA OLAYININ ÇIKTILARI

Airfoil	NREL S826	Divergence Scheme	Gauss linear Upwind limited
Chord Length [m]	0.1	Time Scheme	CrankNicolson 0
Re	100000	C_d (Calculated)	0.045053
Velocity [m/s]	15	C_d Error Rate [%]	4.1727
Angle of Attack [°]	10	C_l (Calculated)	1.27573
Boundary Conditions	Free Stream	C_d Error Rate [%]	0.4503

A. k-ω Türbülans Modeli

k-ω modelinde iki denklem vardır ve y^+'a duyarsızdır. Bu denklemler taşıma denklemleridir ve akışın türbülanslı özelliklerini temsil ederler. İlk denklem türbülanslı kinetik enerjidir, k. İkinci denklem özgül yayılımdır, ω. ω türbülansın ölçeğini belirlerken, k denklemi türbülanstaki enerjiyi belirler. Aşağıdaki ilk iki denklem, Reynolds ortalamasını kullanan türbülans durumunun kapanma denklemleridir. Türbülansın oluşumunu ve yıkımını temsil ederler. Ayrıca lineer modeller, kurucu bağıntı için Boussinesq varsayımını kullanır.[19, 21]

$$\rho\frac{\partial k}{\partial t}+\rho\Delta.(\bar{u}k)=\tau\Delta\bar{u}-\beta^*\rho k\omega+\rho\Delta[(\nu+\sigma^*\nu_t)\Delta k]$$
$$\rho\frac{\partial \omega}{\partial t}+\rho\Delta.(\bar{u}\omega)=\gamma\frac{\omega}{k}\tau\Delta\bar{u}-\beta\rho\omega^2+\rho\Delta[(\nu+\sigma^*\nu_t)\Delta\omega]$$
$$\Delta=\frac{\partial}{\partial x_j},P=\tau\Delta\bar{u}=\tau_{ij}\frac{\partial u_i}{\partial x_j}$$

Her denklem için sınır koşulları ve başlangıç koşulları tanımı gereklidir. k-ω türbülans modeli duvar fonksiyonunu kullanır ve sınır tabakasını çözer. Ayrıca, duvar yasası, bağımlı değişkenler için sınır koşulunu belirtmek için kullanılır. Her türbülans modeli formülasyonu için farklı duvar fonksiyonu denklemleri vardır. Sınır tabakasının çözümü için duvarlarda aşağıdaki sınır değerleri kullanılabilir. Burada β=0.075'tir ve y ilk hücre merkezinin duvara dik olan mesafesidir.

$$\omega_{wall}=10\frac{6\nu}{\beta y^2},k_{wall}=0$$

Aşağıdaki denklemler uzak alan için sınır değerleri olarak kullanılabilir.[20]

$$\omega_{farfield}=\frac{\rho k}{\mu}\left(\frac{\mu_t}{\mu}\right)^{-1},k_{farfield}=\frac{3}{2}(UI)^2$$

B. Shear Stress Transport (SST) k-ω

Eddy Viskozite Modelleri (EVM) arasında en başarılı olanı Shear Stress Transport (SST) k-ω modelidir. Bu model, harmanlama fonksiyonları, çeşitli kapatma katsayıları ve yardımcı ilişkilerden oluşmaktadır. Bu modelde kullanılan katsayıların çoğu, k-ε ve k-ω türbülans modellerinin ilgili sabitleri arasındaki bir karışım fonksiyonu ile hesaplanır. En verimli ve yaygın olarak kullanılan RANS/Unsteady RANS (URANS) türbülans modelidir ve y^+ duyarsızdır. k-ω modeli gibi SST k-ω türbülans modeli, iki denklemli bir girdap viskozite modelidir. Bu model, k-ω modeliyle hemen hemen aynıdır. Sadece bir sabit σ_{k1} ve türbülanslı girdap viskozitesi ifadesi farklıdır. SST formülasyonu iki modeli birleştirir. Bu modeller k-ω modeli ve k-ε modelidir. Türbülanslı kinetik enerji, k ve özgül yayılım, ω denklemleri sırasıyla aşağıda verilmiştir.[11, 12]

$$\rho\frac{\partial k}{\partial t}+\rho\Delta.(\bar{u}k)=\tau\Delta\bar{u}-\beta^*\rho k\omega+\rho\Delta[(\nu+\sigma_k\nu_t)\Delta k]$$
$$\rho\frac{\partial \omega}{\partial t}+\rho\Delta.(\bar{u}\omega)=\frac{\gamma}{\nu_t}\tau\Delta\bar{u}-\beta\rho\omega^2+\rho\Delta[(\nu+\sigma_w\nu_t)\Delta\omega]+2(1-F_1)\rho\frac{\sigma_{\omega,2}}{\omega}\Delta k\Delta\omega$$

Sınır tabakasının iç bölgesinde k-ω formülasyonunun kullanılması, modelin viskoz alt tabaka boyunca duvara kadar kullanılabilir olmasını sağlar. Ek olarak, model serbest akışta k-ε davranışına geçer ve böylece modelin giriş serbest akış türbülans özelliklerine karşı çok hassas olduğu yaygın k-ω problemini önler. Her denklem, uygun sınır ve başlangıç koşullarının oluşturulmasını gerektirir. Her türbülans modeli formülasyonu için farklı duvar fonksiyonu denklemleri vardır. Sınır tabakasının çözümü için duvarlarda aşağıdaki sınır değerleri kullanılabilir.

$$\omega_{wall}=10\frac{6\nu}{\beta_1 d^2},k_{wall}=0$$

Aşağıdaki denklemler uzak alan için sınır değerleri olarak kullanılabilir. L, belirli bir problem için tanımlayıcı uzunluk ölçeğidir. Bu terimler için sınır koşulu değerlerini tanımlar.

$$\omega_{farfield}=\frac{5U}{L},k_{farfield}=10^{-6}U^2$$

C. Detached Eddy Simulation (DES)

Dış akışlarda duvara yakın bölgelerde (sınır tabakası) ve diğer bölgelerde farklı akış davranışları gözlenir. Bu nedenle sayısal çözümlerde optimum sonuçların alınabilmesi için her bölge için farklı yaklaşımlar kullanılmaktadır. Çözümde aynı anda iki farklı çözüm yöntemi kullanılamayacağı için bu iki yöntemi birleştiren yeni yöntemler ortaya çıkmıştır. Detached Eddy Simulation (DES) bu yöntemlerden biridir. Bu yeni yöntem, duvara yakın RANS çözümlerini ve diğer bölgelerde Large Eddy Simulation (LES) çözümlerini gerçekleştirir.

DES yaklaşımı, tek denklemli Spart-Allmaras (S-A) modelinden türetilmiştir. S-A modelindeki uzaklık fonksiyonu d, yeniden tanımlanmış bir uzaklık fonksiyonu ile elde edilir [10, 17]. Yeniden tanımlanan mesafe fonksiyonu, modelin duvara yakın bölgelerde RANS modeli gibi davranmasını sağlar. DES, uygun tanımlanmış türbülans uzunluğu ölçekli modeli olan herhangi bir türbülans modeli ile kullanılabilir. Bu projede, SST k-ω türbülans modeline DES yaklaşımı uygulanmaktadır.

D. Ffowcs Williams-Hawkings (FW-H) Metodu

Ses için iki alan vardır, bunlar kaynak alan ve yayılma alanıdır. Ancak, kaynak alan yayılma alanından ayrılmıştır. Kaynak alanlar Direct Numerical Simulation (DNS), LES, DES veya RANS kullanılarak hesaplanır. Uzak alanın sesini almak için iki ana yaklaşım vardır. Ffowcs Williams-Hawkings (FW-H), uzak alana yayılan dalgaları hesaplayan ve analitik olarak çözülecek dalga denkleminin kaynağı olarak hizmet eden bir entegrasyon yüzeyi kullanan doğrudan bir yaklaşımdır [9]. Doğrudan yaklaşımlar, değiştirilmiş dalga denklemlerinin veya doğrusallaştırılmış Euler denklemlerinin çözümünü içerir. Akustik benzerlik, ilişkili Green fonksiyonunu kullanarak dalga denklemini çözerek ses alanını analitik olarak yayar. Bu projede FW-H yöntemi kullanılmıştır [13].

Tam çözüm için yüzey ve hacim integralleri kullanılır. Yüzey integralleri tek kutuplu, dipol ve dört kutuplu

kaynaklardan gelen verileri temsil ederken, hacim integralleri kaynakların dışındaki dört kutuplu verileri temsil eder. *f* yüzeyinin cisim üzerine yerleştirildiği ve cismin kendisinin nüfuz edemeyeceği varsayılarak klasik FW-H denklemi elde edilir ve doğrusal olmayan yayılma etkisi dört kutuplu hacim terimi ile açıklanır. Yüzeyi cisimden uzaklaştırmak, bir tür karışık formülasyon verir. Doğrusal olmamanın bir kısmı dört kutuplu hacim terimiyle ve bir kısmı da yüzey integrali ile açıklanır. Yüzey cisimden yeterince uzaktaysa, *f* dışındaki Lighthill gerilme tensörü ihmal edilebilir. İntegral çözüm denklemleri aşağıda verilmiştir.[1, 7, 9]

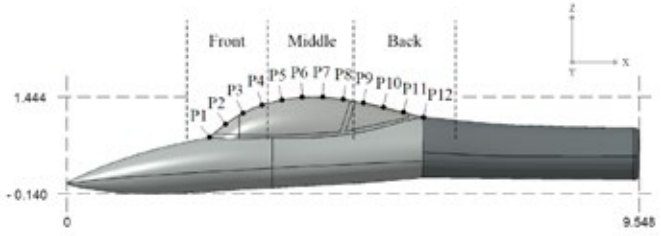
$$4\pi P_T'(x_i,t) = \int_{f=0}\left[\frac{\rho_0(\dot{U}_n+\dot{U}_n)}{r(1-M_r)^2}\right]_{ret} dS + \int_{f=0}\left[\frac{\rho_0 U_n\left(r\dot{M}_r + c(M_r-M^2)\right)}{r^2(1-M_r)^3}\right]_{ret}$$

$$4\pi P_T'(x_i,t) = \frac{1}{c}\int_{f=0}\left[\frac{\dot{L}_r}{r(1-M_r)^2}\right]_{ret} dS + \int_{f=0}\left[\frac{L_r - L_M}{r^2(1-M_r)^2}\right]_{ret} dS + \frac{1}{c}\int_{f=0}\left[\frac{L_r\left(r\dot{M}_r + c(M_r-M^2)\right)}{r^2(1-M_r)^3}\right]_{ret} dS$$

E. Fast-Fuurier Transfer (FFT) Metodu

Bu yöntem akustik hesaplamalarda önemli bir yere sahiptir. Temel olarak bir sinyal dizisini bileşenlere dönüştürür ve sinyalin frekansı hakkında bilgi verir. Sinyalleri zaman alanından frekans alanına veya frekans alanından zaman alanına dönüştürebilir. Bu projede bu dönüşüm için ticari yazılım ANSYS Fluent kullanılmıştır. Hesaplama sonuçlarından elde edilen zaman-basınç değerleri ANSYS Fluent'e yüklenir ve Fast-Fourier Transfer (FFT) bölümündeki "Akustik Analizi" kutusu etkinleştirilerek dönüşüm yapılır. Dönüşüm sonucunda SPL-frekans değerleri elde edilir.

Kanopi üzerinde aynı noktalara on iki mikrofon ve on iki prob yerleştirilmiştir. Yerleştirme noktalarının konumları Şekil 4'te verilmiştir. SPL-frekans verileri mikrofonlardan, zaman-basınç verileri ise problardan elde edilmektedir. Hesaplama çıktılarının daha iyi yorumlanabilmesi için mikrofonlar ve problar kendi aralarında gruplandırılmıştır. P1-P4, ön problar/mikrofonlar, P5-P8 orta problar/mikrofonlar ve P9-P12 arka problar/mikrofonlar olarak gruplandırılmıştır.

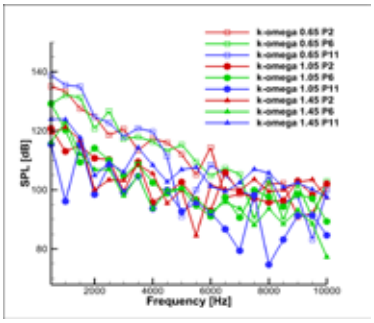


Şekil 4. Prob ve Mikrofon Konumları

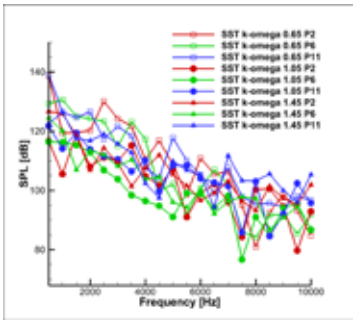
IV. SAYISAL SONUÇLAR

Kanopiye yerleştirilen problardan her bölge için (ön, orta ve arka) birer temsilci seçilir. Bu temsilciler, kanopi üzerindeki eğimin en yüksek (P2 - P11) ve sıfır (P6) olduğu problardır. Türbülans modellerinin sabit kaldığı ve Mach değerlerinin değiştiği ve Mach değerlerinin sabit kaldığı ve türbülans modellerinin değiştiği toplam altı grafik sırasıyla Şekil 5 ve Şekil 6'da verilmiştir.

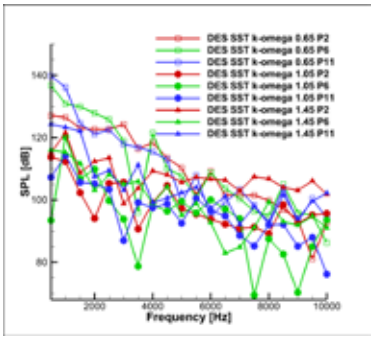
A. Aynı Türbülans Modeli



Şekil 5a. k-ω Türbülans Modeli

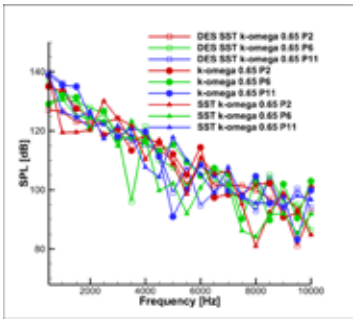


Şekil 5b. SST k-ω Türbülans Modeli

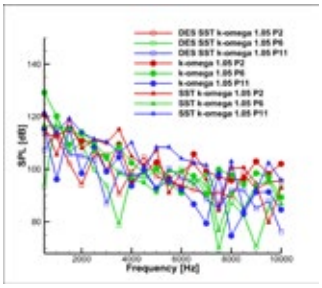


Şekil 5c. DES SST k-ω Türbülans Modeli

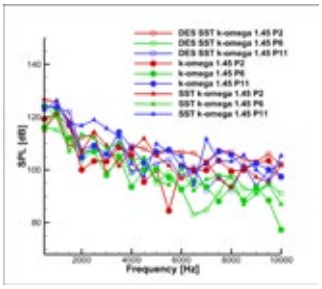
B. Aynı Mach Değeri



Şekil 6a. Mach 0.45



Şekil 6b. Mach 1.05



Şekil 6c. Mach 1.45

V. SONUÇ

Sonuç olarak Mach 0.65 değerinde yapılan hesaplamalarda 500-1500 Hz arasındaki SPL değerlerinin çoğunlukla 120-140 dB arasında değiştiği görülmektedir. Ancak Mach 1.05 ve Mach 1.45 değerlerinde yapılan hesaplamalar incelendiğinde aynı frekans aralığında elde edilen değerlerin çoğunlukla 110-130 dB arasında değiştiği görülmektedir. Bunun sonucunda hız artar, kanopi üzerindeki basınç azalır, dolayısıyla elde edilen SPL değerleri düşer ve kanopi üzerinde daha sessiz bir alan oluşur. Aynı zamanda frekans değerleri arttıkça SPL değerlerinin düştüğü gözlemlenmektedir. Bunun nedeninin yüksek frekans değerlerinde yapılan hesaplamalarda hata payının artması olduğu düşünülmektedir.

Ayrıca Mach 0.65 değeri hesaplama grafiklerinde frekans değerleri arttıkça daha keskin düşüşler gözlenirken, Mach 1.05 değeri ve Mach 1.45 değeri hesaplama grafiklerinde daha yatay geçişler gözlenmektedir. Ayrıca, Mach 1.05'te DES SST k-ω türbülanslı model hesaplamasında en büyük boşluğu olan tüm hesaplamalarda FW-H ve FFT son işleme yöntemleri arasındaki farklılıklar gözlemlenmiştir.

Elde edilen hesaplamaları karşılaştıracak deneysel veri olmadığı için herhangi bir Mach değeri için en iyi hesaplama yöntemini söylemek mümkün değildir. Ancak sektör danışmanımız düşük frekanslardaki SPL değerlerinin gerçek dünya verilerini yansıttığını yorumladı. Bu yoruma dayanarak, gürültü seviyelerini azaltmak için farklı çalışmalar yapılabilir veya bu projenin sonuçları, daha güvenilir sonuçlara ulaşmak için daha ileri deneysel çalışmalarla karşılaştırmak için sayısal bir hesaplama veri havuzu olarak kullanılabilir.

TEŞEKKÜR

Gerekli ek kaynak ve desteği sağlayan üniversite rektörümüz Prof. Dr. İsmail Koyuncu'ya en içten teşekkürlerimi sunarım. Ayrıca akademik danışmanım Doç. Baha Zafer'e ve TUSAŞ Lift Up Bitirme Projesi kapsamında çalışmayı birlikte yürüttüğümüz sektör danışmanım Cihad Dikici'ye teşekkür ederim. Son olarak, çalışma boyunca gösterdikleri destek için arkadaşlarım Mehmet Alim ve Selman Kaplan'a ve çalışmada kullanılan şekillerin hazırlanmasına yardımcı olan Serkan Ulugönül'e teşekkür etmek istiyorum. Ayrıca bu çalışmada kullanılan bilgi işlem kaynakları, Türkiye Ulusal Yüksek Performanslı Bilgi İşlem Merkezi (UHeM) tarafından 1012362022 numaralı hibe kapsamında sağlanmıştır.

KAYNAKLAR

[1] Di Francescantonio, P. (1997). A NEW BOUNDARY INTEGRAL FORMULATION FOR THE PREDICTION OF SOUND RADIATION. Journal of Sound and Vibration, 202(4), 491–509.

[2] El-Samanoudy, R. T. M., \& El-Baz, A. M. R. Considerations of Stress Limiter for the SST Turbulence Model in Dual Throat Nozzle Predictions, 2016.

[3] Ewert, Appel, Dierke, Herr "RANS-CAA Based Prediction of NACA 0012 Broadband Trailing Edge Noise and Experimental Validation", 15th AIAACEAS Aeroacoustics Conference (30th AIAA Aeroacoustics Conference), 2009

[4] F.R. Menter, M. Kuntz, and R. Langtry. Ten years of industrial experience with the SST turbulence model. In Proceedings of the fourth international symposium on turbulence, heat and mass transfer, pages 625–632, Antalya, Turkey, 2003. Begell House.

[5] Huo Y., "Model of F-16 Fighter Aircraft - Equation of Motions", Dept. of electrical Engineering - Systems University of Southern California Los Angeles, CA 90007.

[6] J. E. Ffowcs-Williams and D. L. Hawkings. Sound Generation by Turbulence and Surfaces in Arbitrary Motion. Proc. Roy. Soc. London, A264:321-342, 1969.

[7] K. S. Brentner and F. Farassat. An Analytical Comparison of the Acoustic Analogy and Kirchhoff Formulations for Moving Surfaces. AIAA Journal, 36(8), 1998.

[8] Lockard D.P., "A Comparison of Ffowcs Williams-Hawking;s Solvers for Airframe Noise Applications", 8th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, June 17-19, 2002.

[9] Lyrintzis, A. S. (2003). Surface Integral Methods in Computational Aeroacoustics—From the (CFD) Near-Field to the (Acoustic) Far-Field. International Journal of Aeroacoustics, 2(2), 95–128.

[10] M. Shur, P. R. Spalart, M. Strelets, A. Travin. Detached-Eddy Simulation of an Airfoil at High Angle of Attack. 1999.

[11] Menter, F. R. (1993), "Zonal Two Equation k-ω Turbulence Models for Aerodynamic Flows", AIAA Paper 93-2906.

[12] Menter, F. R. (1994), "Two-Equation Eddy-Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications", AIAA Journal, vol. 32, no 8. pp. 1598-1605.

[13] Menter, F. R., "Improved Two-Equation k-omega Turbulence Models for Aerodynamic Flows," NASA TM 103975, October 1992

[14] Nitzkorski Z. L.,"A novel porous Ffowcs-Williams and Hawkings acoustic methodology for complex geometries", pp 1-2, 2015

[15] Sarlak, H., Mikkelsen, R., Sarmast, S., \& Sørensen, J. N. (2014). Aerodynamic behaviour of NREL S826 airfoil at Re=100,000. Journal of Physics Conference Series, 524, 012027.

[16] Singer, B. A., Lockard, D. P., \& Brentner, K. S. (2000). Computational Aeroacoustic Analysis of Slat Trailing-Edge Flow. AIAA Journal, 38(9), 1558–1564.

[17] Spalart, P. R., Jou, W.-H., Stretlets, M., and Allmaras, S. R. (1997), "Comments on the Feasibility of LES for Wings and on the Hybrid RANS/LES Approach", Advances in DNS/LES, Proceedings of the First AFOSR International Conference on DNS/LES.

[18] Strelets, M. (2001), "Detached Eddy Simulation of Massively Separated Flows", AIAA 2001-0879.

[19] Wilcox, D. C., "Formulation of the k-omega Turbulence Model Revisited," AIAA Journal, Vol. 46, No. 11, 2008, pp. 2823-2838

[20] Wilcox, D. C., Turbulence Modeling for CFD, 3rd edition, DCW Industries, Inc., La Canada CA, 2006.

[21] Wilcox, D.C. (1988), "Re-assessment of the scale-determining equation for advanced turbulence models", AIAA Journal, vol. 26, no. 11, pp. 1299-1310.

Isı Değiştirici Parametrelerinin Isı Transferi ve Basınç Kaybına Etkisinin İncelenmesi ve Optimizasyonu

Investigation and Optimization of Effects of Heat Exchanger Parameters on Heat Transfer and Pressure Loss

Öğrenci – 1
Furkan Kemal Kart
İstanbul Teknik Üniversitesi
Makine Mühendisliği
İstanbul, Türkiye
kart17@itu.edu.tr

Öğrenci – 2
Mehmet Yaşar Tekin
İstanbul Teknik Üniversitesi
Makine Mühendisliği
İstanbul, Türkiye
tekinmehm17@itu.edu.tr

Öğrenci – 3
Faruk Kabakçı
İstanbul Teknik Üniversitesi
Makine Mühendisliği
İstanbul, Türkiye
kabakci17@itu.edu.tr

Akademik Danışman
Doç. Dr. Sertaç Çadırcı
İstanbul Teknik Üniversitesi
Makina Fakültesi
İstanbul, Türkiye
cadircis@itu.edu.tr

Sanayi Danışmanı
Gökmen Kıdık
Türk Havacılık Uzay Sanayii A.Ş.
İstanbul, Türkiye
gokmen.kidik@tai.com.tr

Sanayi Danışmanı
Ömer Akbal
Türk Havacılık Uzay Sanayii A.Ş.
İstanbul, Türkiye
omer.akbal@tai.com.tr

***Özetçe*— Isı transferi, makinelerin, cihazların ve endüstriyel süreçlerin işlevlerini sürdürmeleri ve daha iyi ürün kalitesi elde edilmesi için önemlidir. Bu nedenle, uygulamadaki işlem veya cihaz ısısının uzaklaştırılması ve istenen çalışma sıcaklıklarında kalabilmesi için farklı tipte ısı değiştiricileri kullanılmaktadır. Bununla birlikte, bir ısı değiştiricinin boyutu, makinenin/cihazın veya işleme tesisinin boyutuna karar verdiğinden, herhangi bir işlem veya cihaz türü için önemli bir husustur. Bu çalışma, bir ısı değiştiricinin tasarımını teorik olarak ve ardından performansını optimize etmek için Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği (HAD) ile sayısal olarak incelemeyi amaçlamaktadır. Tasarım amacıyla, çapraz akışlı bir ısı değiştiricisi ele alınmış ve ısı değiştiricisinin boyutları ε-NTU yöntemiyle hesaplanmıştır. Daha sonra aynı ısı değiştiricinin ANSYS Fluent ile bir HAD modeli geliştirilmiş ve optimizasyon amacıyla parametreleri değiştirilerek beş farklı modele genişletilmiştir. Ayrıca bu modeller, ısı değiştiricisi içindeki bütünleşik ısı transferini ve hidrodinamik açıdan basınç düşüşlerini incelemek için kullanılmıştır. Bu çalışmada optimizasyon için plakalı kanatlı tip kompakt ısı değiştiricisi ele alınmıştır. Optimizasyon amacıyla 5 farklı model incelenmiştir. Optimizasyon sürecinde sürtünme ve Colburn faktörlerinin değişimleri gözlemlenmiştir. Genel olarak HAD modellemesi, ısı değiştiricilerinin tasarımı ve optimizasyonu mantıklı ve verimli sonuçlar vermiştir**

Anahtar Kelimeler — radyatör, HAD, plaka tipli ısı değiştiriciler, şekil optimizasyonu.

***Abstract*— Heat transfer is one of the most important aspects for machines, devices and industrial processes to maintain their functions and achieve better product quality. Therefore, different types of heat exchangers are used in these applications in order to remove extra process/device heat to keep them at the desired operating temperatures. However, the size of a heat exchanger is an important consideration for any process or type of device, as it determines the size of the machine/device or processing plant. This work aims to theoretically study the design of a heat exchanger, and then use Computational Fluid Dynamics (CFD) to numerically optimize its performance. For design purposes, a cross-flow heat exchanger was considered and its length was calculated by the ε-NTU method. Then, a computational model of the same heat exchanger was developed with ANSYS Fluent and its parameters were changed for optimization purposes and expanded to five different models. In addition, these models were used to analyze conjugate heat transfer and pressure drops as hydrodynamic indicator inside the heat exchanger. In this study, a plate-finned type compact heat exchanger is considered for optimization. The optimization method was performed for 5 different models. In the optimization process, changes in friction and Colburn factors were observed. In general, CFD modeling, design and optimization of heat exchangers gave the efficient and sensible results.**

Keywords — radiator, CFD, plate fin heat exchangers, shape optimization.

I. GİRİŞ

Isı transferi üç ana şekilde gerçekleşir: iletim, taşınım (serbest veya zorlanmış) ve ışınım. Isı transferi hayatımızdaki ve aynı zamanda modern makine, cihaz ve süreçlerin çoğunda en önemli olgulardan biridir. Birçok uygulamada ısı atmak veya çekmek için çeşitli tipte ısı değiştiricileri yaygın olarak kullanılmaktadır. Isı değiştiricileri, akış düzenlemelerine, örn. paralel akış, karşı akış, çapraz akış, yapılarına örn. s*hell-tube*, *plate*, *plate-fin*, *shell-plate*, yüzey kompaktlığına veya içindeki akışkanların sayısına göre sınıflandırılabilirler.

$$Q=hA(T_s-T_\infty) \quad (1)$$

Denklem 1' de yer alan Newton'un soğutma yasasında yer aldığı gibi ısı transfer hızı (Q), ısı transfer katsayısına (h), ısı transfer yüzey alanına (A) ve sıcaklık farkına bağlıdır [1]. Isı transfer hızını arttırmak için bu öğelerden en az birini artırılması gereklidir. Bu işlemlerden yüzey alanın artırılması en fazla kullanılan yöntemdir. Yüksek yüzey yoğunluğuna sahip olan ısı değiştiriciler kompakt ısı değiştiricileri olarak isimlendirilir. Kompakt ısı değiştiricileri yüksek alan yoğunluğu ile karakterize edilir.

Bu çalışma kapsamında kullanılan akışkan türleri gaz ve sıvıdır. Kompakt ısı değiştiricilerinin ısı transfer yüzey alanı yoğunluğu 500 m^2/m^3 değerinden büyük olması gerekmektedir [2]. Burada β değeri hava tarafının toplam yüzey alanının, ısı değiştiricisinin hava tarafının hacmine bölünerek elde edilmiştir. Tablo I'de çalışma kapsamında kullanılan ve ısı değiştiricisi performansını temsil eden semboller ve birimleri yer almaktadır.

TABLO I. SEMBOLLER

Sembol	Tanımı	Birimi
j	Colburn Faktörü	-
f	Sürtünme Katsayısı	-
ψ	Verimlilik Sayısı	-
h	Isı Transferi (Taşınım) Katsayısı	W/m^2K
β	Isı Transferi Yüzey Alanı Yoğunluğu	m^2/m^3
D_h	Hidrolik Çap	mm
ΔP	Basınç Düşüşü	Pa
Q	Güç	kW

II. PROBLEMİN TANİMİ

İHA'ların kalkış hızları gibi düşük hızlarında radyatör performansı istenilen seviyeye ulaşamaz. Bu sebeple motor sıcaklığı yüksek değerlere ulaşabilir. Bu gibi hızlarda motorun aşırı ısınmasını engellemek amacıyla özel bir radyatör tasarımı yapılmalıdır. Bu çalışmanın amacı, tasarımı yapılan ısı değiştiricisinin, alınan analiz sonuçlarından hareketle geometrik optimizasyonunun gerçekleştirilmesidir. Bu işlem yapılırken ısı değiştirici parametrelerinin ısı transferi ve basınç düşüşüne olan etkisi incelenmiştir. Isı transferi ve basınç düşüşünü bir arada değerlendirmek için nümerik ve teorik yöntemlerle sistem incelenmiştir. Bütün bunların sonucunda optimizasyon çalışması yapılarak nihai sonuca varılmıştır.

III. GERÇEKLEŞTİRİLEN ARAŞTİRMA FAALİYETLERİ

A. Literatür Taraması

Abeykon ve diğ. [3], altı farklı ısı değiştiricisi modelinde analiz ve doğrulama yapmıştır. Bu analizlerinde akış yönlendirici parametrelerin ve tüplerin dizilimlerinin ısı değiştiricisi gücüne etkisinin diğer parametrelere nazaran baskın olduğunu tespit etmiştir. Çalışmalarında, akış yönlendirici kesimi oranının ısı transferini artırırken basınç düşününü de artırdığını gözlemlediler. Analiz sonuçlarının teorik sonuçlarla büyük oranda benzerlik gösterdiğini kanıtladılar.

Wang ve diğ. [4], gaz türbininde soğutma amaçlı kullanılan ısı değiştiricisinin şekil optimizasyonu ile ilgilenmişlerdir. Bunu yaparken Fluent yazılımı içinde bulunan Adjoint Solver'ı kullanmışlardır. Amaç ısı kapasitesini artırırken, basınç kaybını minimumda tutmaktır. Optimizasyon, kanat uzunluğu, genişliği, boyu ile kanatlar arasındaki mesafede yapılmıştır. Sonuç olarak ilgilenilen amaç fonksiyonunda, referans tasarıma göre %50 oranında bir iyileştirme sağlamışlardır.

Kays ve London [2], ısı değiştiricilerindeki basınç düşüşü ve ısı geçişine dair analitik denklemleri incelemişlerdir. Ani genişleme ve daralma bölgelerindeki basınç kayıplarını, sıcaklığa bağlı akışkan özelliklerinin etkisini ve ısı değiştiricilerinin zamana bağlı analizini teorik olarak çalışmışlardır. Son olarak birçok farklı geometri için farklı Reynolds sayılarındaki sürtünme katsayısı ve ısı taşınım katsayısını veren deneysel çalışmalar yapmıştır.

B. Doğrulama

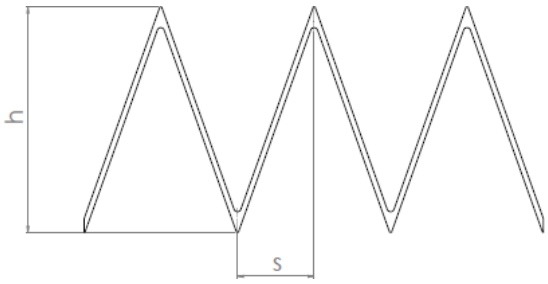
Bir HAD analizinin sonucu hatalar içerebilir. Bu hatayı makul seviyeye indirebilmek için deneysel sonuçlar ile analizden elde edilen sonuçlar arasındaki tutarlılığı göstermeye yönelik çalışmalara doğrulama (validasyon) denir. Hata sıfıra yaklaştıkça HAD analizinin doğruluğu artmaktadır. Simülasyon içerisindeki hatalar, modelleme belirsizlikleri ve nümerik hatalar olarak iki başlıkta incelebilir. Genel olarak problemdeki belirsizlikler geometri, matematiksel denklemler, sınır koşulları ve türbülans modeli ile alakalıdır.

Plaka kanatlı ısı değiştirici, yüksek performanslı kompakt ısı değiştiricilerinden biri olarak havacılıkta yaygın olarak kullanılmaktadır. Isı değiştiricisinin tasarımında, havanın ısı değiştiricisinin iç kısmı boyunca düzgün bir şekilde dağıldığı varsayılmıştır. HAD simülasyon tekniği, büyük ölçekli bir prototip veya pahalı test donanımları oluşturmadan çok çeşitli fiziksel koşullara kolayca uyarlanan hesaplamalı modeller oluşturmak için esneklik sağlayabilir. Bu nedenle HAD, çeşitli tasarım seçeneklerinin test edilebildiği ve nispeten düşük bir maliyetle optimum bir tasarımın belirlenebildiği etkin bir platform sağlayabilir.

Geometri, Kays ve London'nun deneysel olarak çalıştığı 12.00T modeli referans alınarak oluşturulmuştur. Bahsedilen modelinin geometrik boyutları Tablo II'de verilmiştir [2].

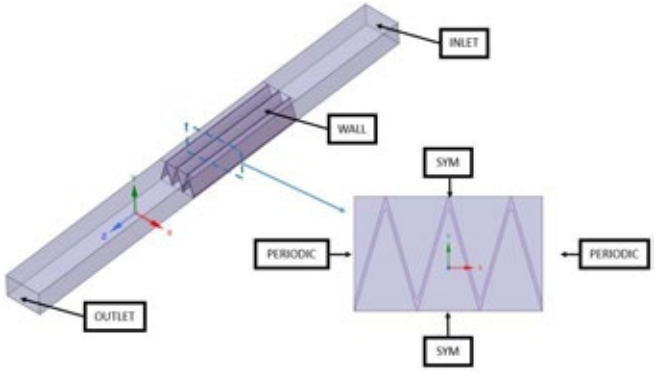
TABLO II. KANAT PARAMETRELERİ

Parametreler	Değerler	Birimi
Plaka Aralığı	6,35	mm
Kanat Sıklığı	12,00	1/inç
Hidrolik Çap (D_h)	2,87	mm
Kanat Kalınlığı (δ)	0,152	mm
Kesintisiz kanatçık akış uzunluğu	63,5	mm
Plakalar arasındaki ısı transfer alanı/hacim (β)	1288,4	m^2/m^3
Kanat alanı/toplam alan	0,773	-



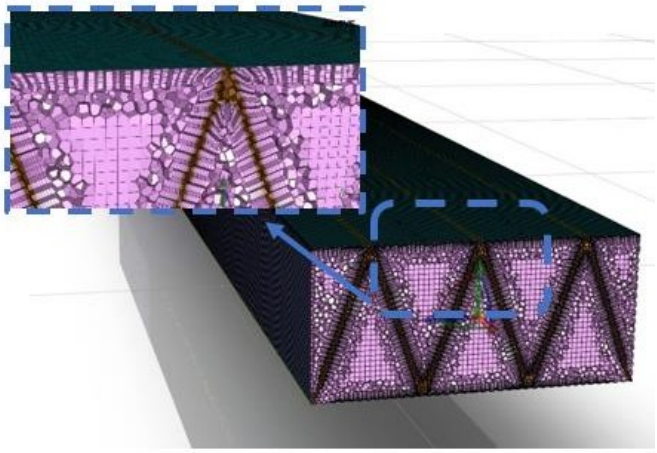
Şekil. 1.Kanat Kesit Görünüşü

Şekil 1'de ikizkenar üçgen kesite sahip kanalın önden görünüşü verilmiştir, burada h yüksekliği, s ise tabanın yarısını ifade etmektedir. Şekil 2'de toplam akış hacmi ve sınır koşulları gösterilmiştir. Kontrol hacminin sol ve sağında yer alan duvarlara periyodiklik tanımlaması yapılmıştır. Periyodik sınır koşulları, ilgilenilen fiziksel geometri ve beklenen akış modeli periyodik olarak tekrar eden bir yapıya sahip olduğunda kullanılır. Bu, hesaplama modelinizdeki iki zıt düzlemdeki akışların aynı olduğu anlamına gelir. Simetri koşulu ise, hidrodinamik açıdan normal hız veya sıfır kayma gerilmesi empoze etmeye eşdeğerdir.



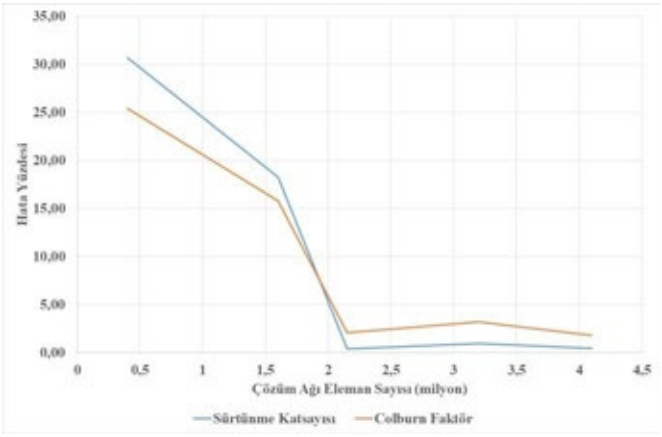
Şekil. 2.Akış Hacmi ve Sınır Koşulları

Çözüm ağını oluşturmak için Fluent Meshing programı kullanılmıştır. Akış hacmi, *polyhexcore* elemanlar ile doldurulmuştur. Burada algoritma, mecbur kalmadıkça *hexahedra* elamanlar oluşturur. Sadece *hexahedra* kullanmanın çözüm ağı (mesh) kalitesini düşürdüğü bölgelerde *poly*-mesh elemanları oluşturur. Sınır tabakadaki hız gradyenlerini doğru bir şekilde hesaplayabilmek için duvar tarafında daha sık bir çözüm ağı yapısı oluşturulmuştur. Yedi katman ve ilk katman kalınlığı 0.02 mm olacak şekilde duvar civarı çözüm ağı oluşturulmuştur. Çözüm ağ yapısı Şekil 3'te gösterilmiştir.



Şekil. 3.Çözüm Ağı Yapısı

Çözüm ağından bağımsızlığı göstermek için zorlanmış taşınım bölgesinde sürtünme katsayısı (f) ve Colburn faktörü (j) hesaplanmıştır ve deneysel sonuçlarla karşılaştırılmıştır. Şekil 4'ten görülebileceği üzere 2.2 milyon eleman sayısından sonra deneysel sonuçlar ile HAD arasındaki bağıl hatanın kabul edilebilir düzeye düştüğü gözlemlenmiştir. Sonraki analizler bu eleman sayısı temel alınarak yürütülmüştür.



Şekil. 4.Çözüm Ağı Bağımsızlığı Analizi

Bu çalışmada simülasyonlar ticari yazılım ANSYS Fluent 2021 üzerinde koşturulmuştur. Hava sıkıştırılamaz mükemmel gaz olarak tanımlanmıştır. Havanın viskozitesinin sıcaklık ile değişimi için Sutherland'ın önerdiği formül kullanılmıştır. Zorlanmış taşınım ile ısı transferi uygulamalardaki geniş kullanım alanından ve başarılı sonuç vermesinden dolayı k-ω SST türbülans modeli kullanılmıştır. Basınç-hız ilişkisi Coupled şeması ile çözdürülmüştür. Basınç, momentum, enerji ve türbülans ayrıklaştırma şemaları olarak 2. mertebeden şemalar kullanılmıştır. Daimi olarak koşturulan analizler, süreklilik, momentum ve türbülans denklemleri yakınsayıncaya kadar devam ettirilmiştir.

IV. ARAŞTİRMA SONUÇLARİ VE ÇİKTİLAR

Bu tasarımda hava tarafı için kullanılan temel kanat geometrisi Kays ve London tarafından yazılmış Compact Heat Exchangers kitabındaki [2] 12.00T kodlu kanat geometrisidir. Kanatın akış doğrultusundaki uzunluğu yer sınırlaması nedeniyle 35 mm olarak alınmıştır. Kanat profilinin boyutsuz sürtünme katsayısı ve Colburn faktör sayıları HAD sonuçlarından elde edilmiştir. Isı değiştiricisi hesapları için MATLAB üzerinden bir çözüm kodu geliştirilmiştir.

Kanadın yükseklik ve sıklık değerlerinin ısı değiştiricisi performansına olan etkisi incelemek amacıyla beş farklı kanat oluşturulmuştur. Bu kanatların geometrik uzunlukları Tablo III'de verilmiştir (bkz. Şekil 1).

TABLO III. KANATLARİN GEOMETRİK UZUNLUKLARİ

Kanat Tipi	h[mm]	s[mm]
1	6,350	2,12
2	6,985	2,12
3	5,715	2,12
4	6,350	1,91
5	6,350	1,70

HAD simülasyonlarından bu kanatların sürtünme ve Colburn faktör değerleri tespit edilmiştir. Bu değerler geliştirilen koda girilerek farklı ısı değiştiricisi tasarımları yapılmıştır. Şekil 5'te kodun akış şeması gösterilmiştir.



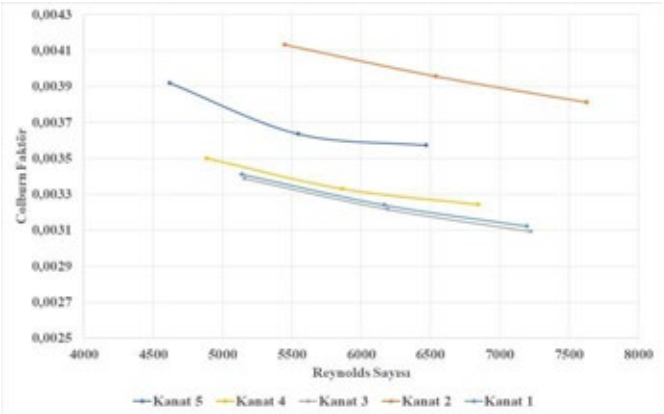
Şekil. 5.Isı Değiştiricisi Performans Kodu Akış Şeması[5]

Ön tasarım kodunun çıktıları Tablo IV'de gösterilmiştir. Burada V giriş hızını temsil etmektedir.

TABLO IV. TASARİM KODUNUN ÇİKTİLARİ

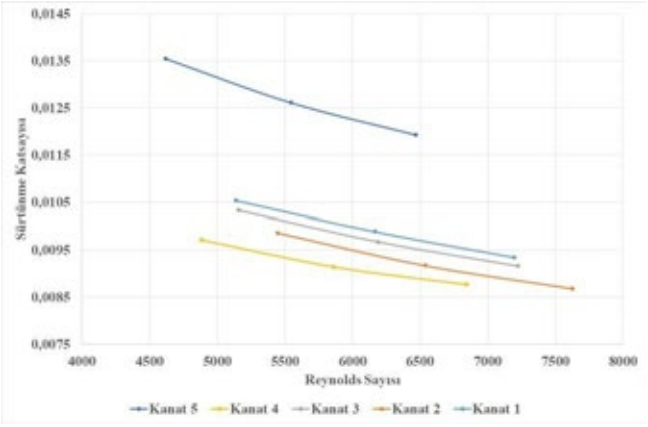
Kanat Tipi	D_h[mm]	β[m^2/m^3]	V[m/s]	ΔP[Pa]	Q[kW]
1	2,979	1246	25	240,26	42,7
			30	325,11	47,7
			35	420,46	52,6
2	3,093	1175	25	230,47	47,8
			30	309,48	53,4
			35	399,74	58,7
3	2,918	1241	25	252,27	42,7
			30	340,74	47,6
			35	440,78	52,6
4	2,740	1309	25	259,60	46,3
			30	325,35	51,6
			35	461,20	57,2
5	2,559	1389	25	389,15	52,6
			30	522,08	57,5
			35	674,85	63,9

Radyatörler aynı giriş hızlarında farklı kanat geometrileri sebebiyle farklı Reynolds sayılarına sahiptir ve çözüm koduna aynı tahmini giriş boyutları girildiğinden oldukça yakın boyutlara sahiptir. Kanat 3 için kullanılan radyatör değerleri ile kanat 1 için kullanılan temel radyatörün değerleri oldukça yakın çıkmıştır. Kanat 4 ve kanat 5 kullanılarak modellenen radyatörlerden görüleceği üzere kanat genişliğini azaltmak, ısı transferini ve basınç düşüşünü artırmaktadır. Kanat 2 kullanılarak modellenen radyatörün ısı taşınım katsayısını temel modele göre oldukça fazla hesaplanmıştır. Bu sebeple daha az ısı transferi alanına sahip olmasına rağmen daha fazla ısı transferi gerçekleştirmesine sebep olmuştur. Ayrıca akışa dik kanat kesit alanının artmasıyla artan kütlesel hava debisi de bu olguyu desteklemiştir. Ayrıca, artan kanat yüksekliği ve dolayısıyla azalan kanat sayısı sebebiyle basınç düşüşünün de temel tasarıma göre daha az olduğu hesaplanmıştır. Kanat yüksekliğini artırmak radyatör performansı açısından oldukça iyi görünse de fazla artırılması aynı tahmini ısı değiştirici boyutlarında ısı transferi alanını çok azaltacağı için ısı transferini de azaltması beklenmelidir.



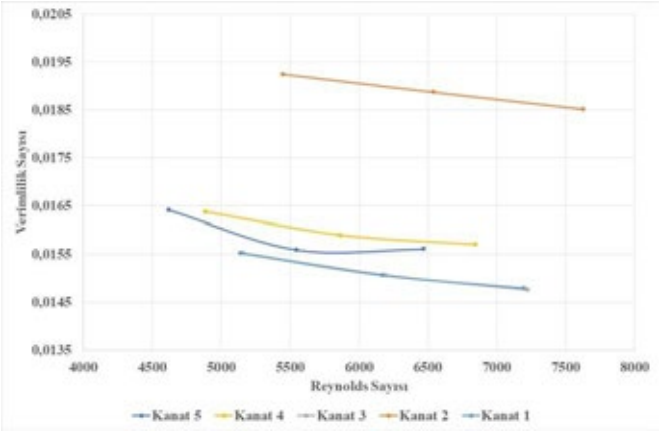
Şekil. 6.Colburn Faktör-Reynolds Sayısı

Şekil 6'dan görüleceği üzere kanat 2 geometrisinin Colburn faktörü diğer geometrilerinkinden fazladır. Bu sebeple hava tarafındaki akışın diğer geometrilerin kullanıldığı radyatörlere göre daha yüksek ısı taşınım katsayısına sahip olması beklenir.



Şekil. 7.Sürtünme Katsayısı-Reynolds Sayısı

Şekil 7'den görüleceği üzere sürtünme katsayısı en yüksek çıkan kanat geometrisi kanat 5'tir. Bu sebeple diğer kanat profillerine göre aynı Reynolds sayısında daha fazla basınç düşüşü gerçekleşir. Bu durum kanat genişliğinin azalmasına da bağlanabilir.



Şekil. 8.Verimlilik Sayısı-Reynolds Sayısı

Verimlilik sayısının tanımı Denklem (2)'de verilmiştir.

$$\psi = j/f^{1/3} \quad (2)$$

Şekil 8'den açıkça görülebileceği üzere en yüksek verimlilik sayısına sahip olan kanat geometrisi 2'dir. Bu kanat geometrisi aynı giriş hızı koşullarında daha fazla hava debisini geçirebileceği için ısı transferi açısından ve yüksek hidrolik çap değeri sebebiyle de düşük basınç düşüşü değeri açısından diğer kanat geometrilerine göre daha avantajlıdır. Bu radyatör boyutlarında bu kanat geometrisinin diğer kanat geometrilerine göre daha efektif olduğu gözlemlenmiştir.

V. PROJE EKİBİNİN KAZANİMLARİ VE PROJENİN TUSAŞ'A OLASİ KATKİSİ

- Radyatör için performans kodu geliştirilmiştir.
- Tüm ısı değiştiricisi yerine kanat (hava) tarafı analiz edilerek daha az çözüm ağıyla analizler yapılmıştır. Bu yöntemle çözüm maliyetleri düşürülmüştür.
- Yükseklikleri ve genişlikleri farklı beş farklı kanat geometrisinin termal ve hidrodinamik yönden performans analizi elde edilmiştir.
- Kanat 2, 4 ve 5 kullanılarak tasarlanan ısı değiştiricileri, firma isterlerini sağlamıştır.

VI. ÖNERİLER, ALİNAN DERSLER VE GELECEKTEKİ ÇALİŞMALAR

- Analiz sayıları artırılarak farklı kanat geometrileri için j ve f değerlerini hesaplayan korelasyonlar türetilebilir. Bu korelasyonlar koda girilerek ısı değiştiricisi kodu geliştirilebilir.
- Kodun tamamen iteratif hale getirilmesiyle, isterlere bağlı teorik tasarım yapan ısı değiştiricisi kodu elde edilebilir.
- Optimizasyon için genetik algoritma yöntemi kullanılabilir.
- Radyatörün kanat kısmı gibi imalat kısıtları içeren geometrilerde optimizasyon yöntemi olarak 'Adjoint' kullanılmasının uygun olmadığı gözlemlenmiştir.

KAYNAKLAR

[1] F.P. Incropera, D.P. Dewitt, T.L. Bergman, and A.S. Lavine, Fundamentals of Heat and Mass Transfer, 6th ed. Hoboken, NJ: John Wiley & Sons, 2007

[2] W.M. Kays and A.L. London, Compact Heat Exchangers, 3rd ed. New York: McGraw-Hill, 1984.

[3] Abeykoon, C. (2020). Compact heat exchangers – Design and optimization with CFD. International Journal of Heat and Mass Transfer, 146, 118766. https://doi.org/10.1016/j.ijheatmasstransfer.2019.118766

[4] Wang, C., Montanari, F., & Hill, D. C. (2015). APPLICATION OF ADJOINT SOLVER TO OPTIMIZATION OF FIN HEAT EXCHANGER. Proceedings of ASME Turbo Expo 2015: Turbine Technical Conference and Exposition, 1–10.

[5] Lee H, Thermal Design, New Jersey: John Wiley & Sons, 2010.

Isı Değiştiricilerinin Uçuş Parametrelerine Göre Optimize Edilmesi ve 1-B Modelinin Geliştirilmesi

Heat Exchanger Optimization and 1-D Model Development According to Flight Parameters

Öğrenci – 1
İbrahim Can Eroğlu
Marmara Üniversitesi
Makine Mühendisliği
İstanbul, Türkiye
icaneroglu42@gmail.com

Öğrenci – 2
Furkan Kaplan
Marmara Üniversitesi
Makine Mühendisliği
İstanbul, Türkiye
furkankaplan71@gmail.com

Akademik Danışman
Dr. Öğr. Üyesi Mehmet Rafet Özdemir
Marmara Üniversitesi
Makine Mühendisliği
İstanbul, Türkiye
mehmet.ozdemir@marmara.edu.tr

Sanayi Danışmanı
Ömer Akbal
Türk Havacılık Uzay Sanayii A.Ş.
İstanbul, Türkiye
omer.akbal@tai.com.tr

***Özetçe*— Bu çalışmada, savaş uçağı iklimlendirme sistemi için çapraz akışlı havadan havaya ısı değiştirici parametrelerinin ısı transferi ve basınç kaybı üzerindeki etkileri incelenmiş olup bir MATLAB uygulaması geliştirilmiştir. Geliştirilen uygulama ile uçuş parametrelerine göre irtifa girişi olan eşanjör parametreleri hesaplanabilmektedir. Basınç, sıcaklık girdileri izentropik sıkıştırılabilir akışkan akışına ve Brayton çevrimine göre hesaplanmaktadır. Bu hesaplamalar esnasında termofiziksel özellikler açık kaynak olarak sunulan CoolProp aracı yardımıyla elde edilmektedir. Tasarlanan ısı değiştiricinin çıkış sıcaklıklarının bilinmemesi nedeni ile Effectiveness – Number of Transfer Unit (e-NTU) metodu kullanılmıştır. Geliştirilen program algoritması etkinliği artırma eğiliminde olduğundan, ilk iterasyon için %70 etkinlik seçilmiştir. Örneğin, algoritma 30 kfeet girdi için %97 etkinliğe sahip bir ısı değiştirici tasarımı oluşturur. Ayrıca, sabit etkinlik ve irtifa ile Mach sayısına göre kütle akışının değişimi incelenir. Beklendiği gibi, etkinliği sabit tutmak için soğuk taraftaki kütle akışı artırılır ve sıcak taraftaki kütle akışı azaltılır. Mach sayısı artışından dolayı eşanjör girişinde de bir sıcaklık farkı göz önünde bulundurulur ve sıcak taraf için kütle akışının azalmasının nedenini gösterir. Hesaplamaların hızlandırılması ve görselleştirilmesi amacıyla bir MATLAB aracı geliştirilmiştir.**

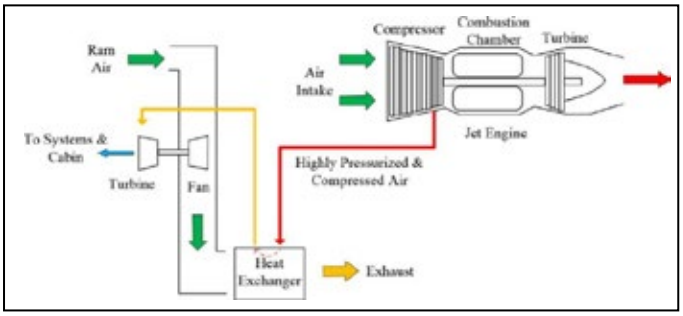
Anahtar Kelimeler — Isı Değiştirici, Basınç Kaybı, Isı Transferi, Açık Kaynak Kodu.

***Abstract*— In this study, the effects of crossflow air-to-air heat exchanger parameters on heat transfer and pressure loss for fighter aircraft air conditioning system were investigated and a MATLAB application was developed. With the application developed, the heat exchanger parameters with altitude input can be calculated according to the flight parameters. The pressure and temperature inputs are calculated according to the isentropic compressible fluid flow and the Brayton cycle. During these calculations, the thermophysical properties are obtained with the help of the CoolProp Tool which is open source. Due to the fact that the output temperatures of the designed heat exchanger are not known, the Effectiveness – Number of Transfer Unit (e-NTU) method was used. Since the developed program algorithm tends to increase the effectiveness, 70% effectiveness was selected for the first iteration. For example, the algorithm generates a heat exchanger design with an efficiency of 97% for 30 kfeet of input altitude. Also, the change of mass flow by the number of Mach with constant efficiency and altitude is studied. As expected, the mass flow on the cold side is increased and the mass flow on the hot side is reduced to keep the efficiency constant. A temperature difference is also taken into account at the heat exchanger inlet due to the increase in the Mach number and indicates the reason for the decrease in mass flow for the hot side. A MATLAB tool has been developed to speed up and visualize calculations.**

Keywords — Heat Exchanger, Pressure Drop, Heat Transfer, Open-Source Software .

I. GİRİŞ

Uçak iklimlendirme sistemi otomotiv endüstrisinde olduğu gibi sadece iklimlendirmeden sorumlu olmayıp kabin basınçlandırma, duman tahliye, hava filtrasyonu, yakıt tankı basınçlandırma, şartlandırılmış hava temini gibi işlemlerden sorumlu olduğu için en önemli sistemlerden biri haline gelmiştir. Genel olarak bu sistem, bazı parametreleri (sıcaklık, basınç, hava akış hızı vb.) kabul edilebilir sınırlar içinde tutarak verilen bir faydalı yük için konforlu bir ortam sağlamakla sorumludur. Uçak endüstrisinde pek çok hava sirkülasyonlu soğutma sistemi kullanılmıştır. Basit bir hava döngüsü şeması Şekil 1'de bulunabilir.



Şekil. 1. Basit bir hava çevrim şeması.[1]

İyi bir uçak ısı değiştiricisi tasarlamak için aşağıdaki gereksinimler dikkate alınmalıdır:

- Yüksek etkinlik oranı
- Hafiflik
- Yangın direnci
- Uzun görev süresi
- Tıkanma direnci
- Küçük Hacim

Bu çalışmada, ısı değiştiricisine giren havanın sıcaklık ve basınç değerleri hesaplanarak elde edilebilmektedir fakat çıkış sıcaklık değerleri bilinmemektedir, bu sebeple ısı değiştiricisi tasarımı için Effectiveness – Number of Transfer Unit (ε-NTU) metodu seçilmiştir. [1] Bu metotla birlikte etkinlik oranının yüksek tutulması hedeflenmiştir. Çalışma sonucunda bir MATLAB aracı geliştirilmiş ve hesaplamalar bu araca gömülmüştür, bu sayede tasarım aşamalarının hızlandırılarak zamandan tasarruf edilmesi düşünülmüştür.

II. PROBLEM TANİMİ

Uçak iklimlendirme sistemi uçuş görevi için kritik bir sistemdir. Sistem arızalanırsa, yetersiz aviyonik soğutma veya kabin basıncı nedeniyle görev iptal edilir. Bu durumda, uçak mümkün olan en kısa sürede inmelidir. Başka bir deyişle, uzun uçuş önerilmez ve pilot iniş alanına ve uçuş süresine derhal karar vermelidir. Sonuç olarak, ısı değiştiricilerinin uçak iklimlendirme sistemlerinde önemli rolleri vardır.

Piyasada kullanılmakta olan 1-B analiz ve modelleme programları hem fiyatları açısından hem de tükettikleri işlemci gücü açısından oldukça maliyetlidir. Ayrıca savunma sanayisinde kullanılacak olan ısı değiştiricisinin parametrelerinin uçuş parametrelerine bağlı olan yerli ve milli açık kaynak kodlu yazılım olması ülke çıkarları için oldukça önemlidir.

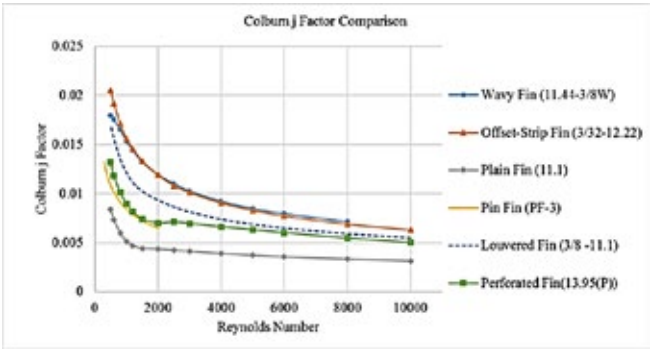
Isı değiştirici tasarımı yaparken dikkat edilmesi gereken hususlardan birisi de kanatçık tipidir. Isı değiştiricide tercih edilen kanatçık tipi, yüzey alanını doğrudan etkilediği için ısı transferi de dolaylı yoldan etkilenmektedir.

Tasarlanan ısı değiştiricisi havacılık sektöründe kullanılacağından dolayı hacim, ağırlık gibi sınır koşullarına dikkat edilmelidir. Tasarım aşamasında belirlenen maksimum hacim göz önünde bulundurulmalıdır.

Yapılan çalışmanın yukarıda bahsi geçen problemlere çözüm olması hedeflenmiştir. Geliştirilen MATLAB aracı ile bütün bu sınır koşulları düşünülerek en uygun ısı değiştiricisi tasarımı elde edilmiştir. Bu araç sayesinde tüketilen işlemci gücünden kazanç elde edilebilmektedir.

III. GERÇEKLEŞTİRİLEN ARAŞTİRMA FALİYETLERİ

Temel olarak bu projede, bazı uçuş parametreleriyle (İrtifa ve seyir hızı) ısı yükünü, uçuş zarfı boyunca sağlayacak bir ısı değiştiricisi tasarlayıp optimize eden MATLAB uygulaması geliştirilmiştir. Uçuş zarfı boyunca, tasarım için gereken termofiziksel özellikler ve kütlesel debiler literatür araştırması sonucunda modellenmiştir. Yüksek ısı iletkenliği ve yüksek erime noktası nedeniyle ısı değiştirici malzemesi inconel (Isı iletkenliği k=18W/mK) olarak varsayılıp ısı iletkenliğine bağlı değiştirilebilecek şekilde algoritma düzenlenmiştir. Yüzey alanını artırmak için kullanılan kanatçık tipi havacılık endüstrisinde kullanılan kanatçıkları [1] (Wavy ve Offset fin tipleri) tercih olarak sunulmuştur. Isı değiştiricisinin çıkış sıcaklıkları bilinmediği için ε-NTU metodu kullanılacaktır. Sıcak taraf hava akışı havacılıkta “bleed air” olarak geçmektedir. Kompresörden alınan havadır. Soğuk taraf hava akışı “ram air” olarak geçmektedir. Dış ortamdan alınacaktır.



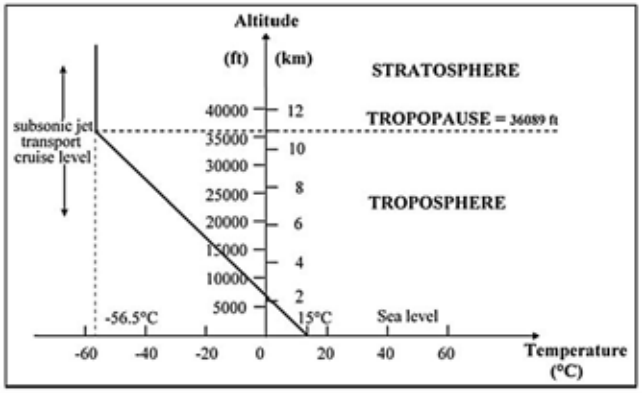
Şekil. 2. Farklı fin tiplerinin Colburn J faktörlerinin karşılaştırılması [1]

A. Fin Tipinin Belirlenmesi

Isı transferi katsayısının doğrudan Colburn J faktörüne bağlı olması sebebiyle wavy ve offset fin tipleri kullanılacaktır.

B. Termofiziksel Özelliklerin Belirlenmesi

Soğuk taraf için International Standard of Atmosphere (ISA)’ya [2] bağlı kalınarak sıcaklık ve basınç parametreleri belirlenmiştir. Şekil 3’te rakıma bağlı sıcaklık değişimi gösterilmiştir.



Şekil. 3. Rakıma bağlı sıcaklık değişimi

Anlaşılırlığın artırılması amacıyla deniz seviyesi 0. durum, istenilen rakım 1. durum, ısı değiştiricisi girişi 2. durum ve ısı değiştiricisi çıkışı 3. durum olarak isimlendirilmiştir.

Deniz seviyesi özellikleri sıcaklık 15°C ve basınç 101325 Pa olarak kabul edilmiştir. [2]

İstenilen rakımdaki özellikler ISA'dan alınan formüllerle bulunmuştur.

$$h(m)$$

$$T_1 = T_0 - 6.5\frac{}{1000} \quad (1)$$

$$P_1 = P_0\left(1 - 0.0065\ \frac{h(m)}{T_0}\right)^{5.2561} \quad (2)$$

Isı değiştiricisinin soğuk taraf girişi izentropik ilişkiler kullanılmıştır.

$$T_2 = \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2\right) T_1 \quad (3)$$

$$P_2 = P_1\left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2\right)^{\gamma/(\gamma-1)} \quad (4)$$

3. ve 4. Denklemlerde kullanılan Mach, TUSAŞ mühendisleri tarafından sağlanan empirik formüllerle bulunmuştur.

$$Mach = f(kfeet)$$
$$Mach = 9E-07x^3 + 4E-05x^2 + 0.0043x + 0.2422 \quad (5)$$

Isı değiştiricisinin sıcak taraf girişi Brayton çevrimi kullanılmıştır.

$$T_3 = \left(\frac{1}{P_3}\right)^{\frac{1-1}{\gamma}} \quad (6)$$

C. Kütlesel Debilerin Belirlenmesi

Soğuk taraf kütlesel debisi 7. Ve 8. denklemlerle bulunmuştur. Kesit alanı değişken kabul edilmiştir.

$$Mach = \frac{u_2}{a_2}$$
$$a_2 = \sqrt{\gamma R T_2} \quad (7)$$

$$\dot{m}_{ram} = \rho_2 u_2 A_c \quad (8)$$

Sıcak taraf kütlesel debisi etkinlik oranını 0.70'lerde tutacak şekilde nümerik olarak çözülmüştür.

D. ε-NTU Metodu

Tüm aşamalardaki sıcaklık ve basınç değerlerinin bulunmuş olmasıyla beraber yoğunluk, öz ısı, Prandtl numarası ve viskozite gibi özellikler CoolProp'tan çekilmiştir.

$$C_{\min,\max} = \dot{m} c_p \quad (9)$$

Kapasite oranı,

$$C^* = \frac{C_{min}}{C_{max}} \quad (10)$$

Maksimum ısı yükü 11. Denklemle bulunmuştur.

$$\dot{Q}_{max} = C_{min}\left(T_{h,i} - T_{c,i}\right) \quad (11)$$

İhtiyaç olunan ısı yükü TUSAŞ mühendisleri tarafından irtifaya bağlı empirik formüllerle sağlanmıştır.

$$Q(kW) = 4E-05x^4 - 0.0054x^3 + 0.2254x^2 - 1.6484x + 16.178 \quad (12)$$

Etkinlik oranı 13. Denklemle bulunmuştur.

$$\varepsilon = \frac{\dot{Q}}{\dot{Q}_{max}} = \frac{C_h\left(T_{h,in} - T_{h,out}\right)}{C_{min}\left(T_{h,in} - T_{c,in}\right)} = \frac{C_c\left(T_{c,out} - T_{c,in}\right)}{C_{min}\left(T_{h,in} - T_{c,in}\right)} \quad (13)$$

11.12.ve 13. Denklemlerin 14. Denkleme yerleştirilmesiyle

NTU bulunur. Isı değiştirici tiplerine göre 14. Denklem çeşitlilik göstermekle beraber tarafımızdan tasarlanan ısı değiştiricisi çapraz akışlı hava-hava tipi olduğu için 14. Denklem kullanılmıştır. [3]

$$\varepsilon = 1 - e^{\frac{NTU^{0.22}\left(e^{-C^* NTU^{0.78}} - 1\right)}{C^*}} \quad (14)$$

Toplam ısı transferi katsayısı 15. Denklemle bulunur.

$$NTU = \frac{UA_s}{C_{min}} \quad (15)$$

$$P_3 = r_c^2 \left(P_2 \right)$$

6. Denklemde kullanılan r_c (Sıkıştırma oranı) algoritmada değişken olarak alınmıştır.

15. Denklemde bulunan toplam ısı transferi katsayısı (UA) algoritmada yaklaşık olarak 0.70 etkinlik oranı sağlayacak şekilde hesaplatılmıştır. [3]'den alınan wavy ve offset fin tipleri parametreleriyle yeni bir UA el ile hesaplanmış olup, 15. Denklemde bulunan UA bir üst UA ya yuvarlanmıştır. Bu da bize 0.90'ların üstünde etkinlik oranı sağlamaktadır.

E. Basınç Kaybı Hesabı

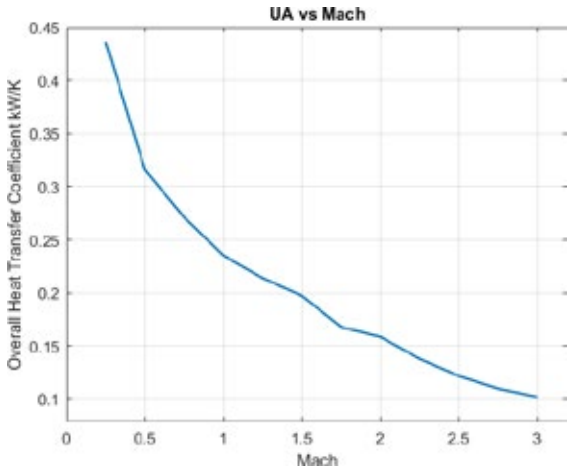
UA'nın elle hesaplanması sürecinde Colburn J ve Fanning F faktörleri tablolardan çekilmiştir. [3]. Bu tablolarda Reynold sayısına bağlı olarak sunulan faktörler algoritmaya gömülüp Reynold'a bağlı çekilmiştir.

$$\Delta P = \frac{2fLG^2}{D_h \rho_{avg}} \qquad (16)$$

16. Denklemde açıkça görüldüğü üzere kütlesel akı (G) doğrudan basınç kaybını etkilemektedir.

IV. Araştirma Sonuçlari ve Çiktilar

Sonuç olarak, ısı değiştirici parametreleri incelenmiş olup kütlesel debinin ısı transferi ve basınç kaybına etkisi gözlemlenmiştir. İhtiyaç olunan toplam ısı transferi katsayısının Mach artıkça azalması yine kütlesel debiye bağlıdır. (Şekil 4). Hazırlanan uygulamanın 30 bin feetteki bir demosu şekil 5'te gösterilmiştir.



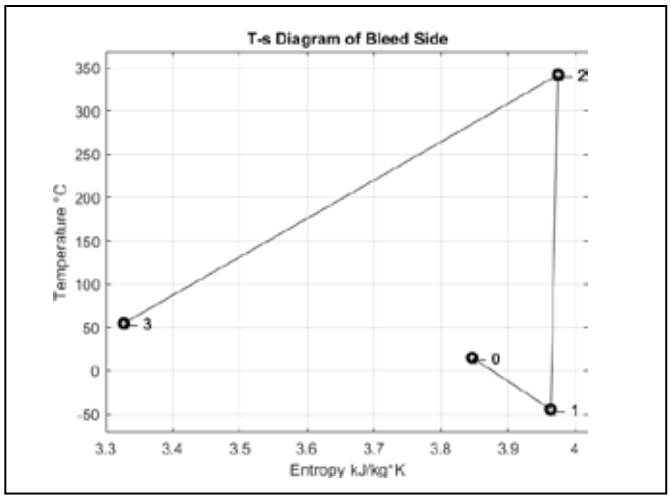
Şekil. 4. Sabit 30 kfeet Rakım; değişken Mach, toplam ısı transferi katsayısı (0.70 etkinlik oranı)



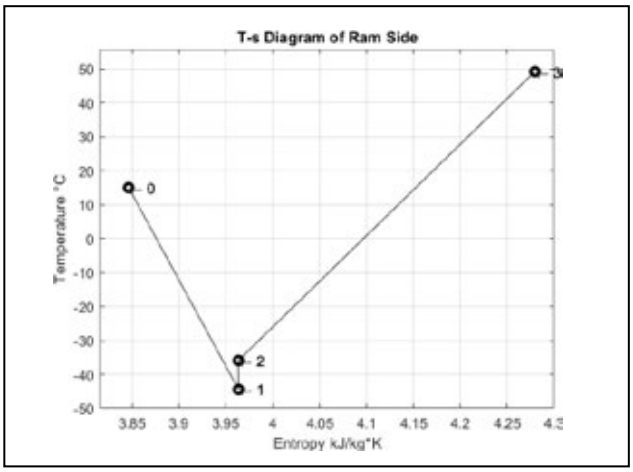
Şekil. 5.MATLAB Uygulaması

MATLAB uygulamasında çıkış parametreleri; etkinlik oranı, çıkış sıcaklıkları, kütlesel debiler ve basınç kayıpları olarak sunulmuştur.

Sıcaklık değişimleri şekil 6 ve 7 de gösterilmiştir.

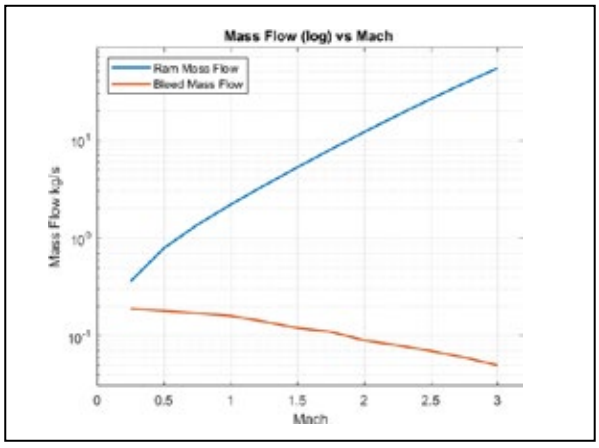


Şekil. 6.Sıcak taraf T-s diyagramı



Şekil. 7.Soğuk taraf T-s diyagramı

Sabit 0.70 etkinlik oranı için kütlesel debi değişimi şekil 8 de sunulmuştur.



Şekil. 8.30 bin feet, Mach, kütlesel debi değişimi

Özetle bu çalışmada,

- Literatür araştırması sonucunda havacılık endüstrisi için en uygun ısı değiştiricisi tipi için çapraz akışlı plate fin tipi kullanılacağı kararlaştırıldı.
- Colburn J faktörü karşılaştırılması sonucunda wavy ve offset fin tipleri kullanıldı.
- Uçuş parametrelerini ısı değiştiricine bağlayan empirik formüller kullanıldı.
- Çıkış sıcaklıkları bilinmediği için ε-NTU metodu kullanıldı.
- Termofiziksel özelliklerin belirlenmesi için izentropik sıkıştırılabilir akışlar ve Brayton çevrimi kuralları kullanıldı. Aşamalardaki sıcaklık ve basıncın bulunmasıyla beraber açık kaynak olarak sunulan CoolProp'tan faydalanıldı.
- Basınç kaybını azaltmak için kütlesel debi mümkün oldukça azaltıldı.
- Hesapların görselleştirilmesi amacıyla MATLAB uygulaması hazırlandı.

V. Proje Ekibinin Kazanımları ve Tusaş'a Katkısı

A. *Proje Ekibinin Kazanımları*

Proje sürecinde araştırma yöntemlerinin etkin bir şekilde kullanılabilmesi ve karşılaşılan problemlere doğru çözüm üretilebilmesi yetkinlikleri kazanılmıştır. Havacılık sektöründe kullanılan bir ısı değiştiricinin tasarım süreci hakkında tecrübe elde edilmiştir. Isı değiştiricisinin uçuş parametrelerine göre 1-B modelinin oluşturulması konusunda ciddi kazanımlar elde edilmiştir. MATLAB yazılımı kullanılarak bir kullanıcı arayüzü oluşturulması da bu proje ile birlikte proje ekibine ciddi katkıda bulunmuştur.

B. *Projenin TUSAŞ'a Katkısı*

Bu proje ile birlikte TUSAŞ tarafından yürütülmekte olan Milli Muharip Uçak, Hürkuş, Anka gibi yerli ve milli projelere katkıda bulunulması hedeflenmektedir. Proje ile elde edilen bilgi birikimi bu platformlarda kullanılacak olan ısı değiştiricisi tasarım sürecinde kullanılabilir. Gerçekleştirilen çalışma sayesinde TUSAŞ'ın karşılaşabileceği potansiyel problemler ve bu problemlere uygulanabilecek çözümler öngörülebilir.

VI. Öneriler, Alınan Dersler ve Gelecek Çalişmalar

Projeden alınan en önemli ders proje planlama sürecinin iyi bir şekilde yapılmasının ve bir proje akış şeması oluşturulmasının önemini anlamak olmuştur. Bunun yanında zaman yönetiminin önemi de açıkça gözlemlenmiştir. Projenin yürütülmesi esnasında karşılaşılan problemlerin çözülebilmesi için proje ekibinde görev dağılımı uygun bir şekilde yapılmasının gerekliliği ortaya konmuştur. Daha önce gerçekleştirilen benzer çalışmalarda karşılaşılan sorunlara nasıl bir çözüm bulunmuş ve bu çözüm nasıl geliştirilebilir yaklaşımı ile incelenmesi gerektiği çıkarımı yapılmıştır.

Isı değiştiricilerin içerisinde bulunan kanatçık profillerinin optimize edilmesi gelecek çalışmalardan birisi olarak düşünülmektedir. Bu sayede ısı değiştiricisinin hacmi minimize edilebilir. Düşünülen diğer bir çalışma ise ram kanalında bulunan havadaki nemin etkisini incelemek olacaktır. Bu çalışmayla birlikte daha gerçekçi sonuçlar elde edilmesi hedeflenebilir. Elde edilen çıktıları piyasada kullanılan ticari yazılımlardan elde edilen çıktılarla karşılaştırarak geliştirilen aracın doğruluğunu kanıtlamak düşünülmektedir. Bu çalışmayı geliştirmek amacıyla araştırmacıların yüksek lisans tezlerinde de aynı konu üzerinde çalışması hedeflenmektedir.

TEŞEKKÜR

Bu çalışma esnasında bizlerden desteğini esirgemeyen akademik danışmanımız sayın Doç. Dr. Mehmed Rafet Özdemir'e; sanayi danışmanımız sayın Ömer Akbal'a; projeyi destekledikleri için TUSAŞ'a ve TÜBİTAK'a sonsuz teşekkürlerimizi sunarız.

BİLGİLENDİRME

Bu çalışma TÜBİTAK 2209-B Sanayiye Yönelik Lisans Araştırma Projeleri Desteği Programı kapsamında desteklenmektedir.

Kaynaklar

[1] Koyuncuoğlu, İ. Ç. Optimization of air-to-air cross flow heat exchanger [M.S.- Master of Science]. Middle East Technical University, Istanbul, 2018

[2] International Organization for Standardization, Standard Atmosphere, ISO 2533:1975, 1975.

[3] W. M. Kays and A. L. London, Compact Heat Exchangers-Third Edition, Florida: McGraw-Hill, Inc., 1998.

Kablo Ekranları, Ekranların Sonlandırılması (tek/çift taraflı) Etkinliğinin Gösterilmesi Amacıyla, Elektromanyetik Demo Test Düzeneğinin Oluşturulması

Establishing the Electromagnetic Demo Test Setup to Demonstrate the Cable Shielding and Effectiveness of Shield Termination (single/double sided)

Öğrenci – 1
Elifnur Dikbaş
İstanbul Ticaret Üniversitesi
Elektrik-Elektronik Mühendisliği
İstanbul, Türkiye
elifnur.dikbas@istanbulticaret.edu.tr

Akademik Danışman
Doç. Dr. Fatih Üstüner
İstanbul Ticaret Üniversitesi
Elektrik-Elektronik Mühendisliği
İstanbul, Türkiye
fustuner@ticaret.edu.tr

Sanayi Danışmanı
Serkan Akyüz
Türk Havacılık Uzay Sanayii
Ankara, Türkiye
sakyuz@tai.com.tr

Sanayi Danışmanı
Tayyar Önal
Türk Havacılık Uzay Sanayii
Ankara, Türkiye
tonal@tai.com.tr

Sanayi Danışmanı
Burcu Güzel
Türk Havacılık Uzay Sanayii
Ankara, Türkiye
burcu.guzel@tai.com.tr

***Özetçe*— Ekranlı kablolar, ekipmanı dış elektromanyetik girişimlerden ve farklı emisyonlardan korumak için kullanılır. Bu kablolardan maksimum performans elde etmek için ekranlamanın bütünlüğü çok önemlidir. Öte yandan, pratik uygulamalarda mantıklı bir açıklaması olmaksızın farklı tipte kablo ekran sonlandırmaları tercih edilmektedir. Bu projenin amacı, elektromanyetik kuplaj altında farklı kablo ekran sonlandırma konfigürasyonlarının performansını ölçmek ve karşılaştırmaktır. Bu amaç doğrultusunda Şerithat (Stripline) tabanlı bir test düzeneği kurulmuştur. Yapılan kurulum simülasyon ve ölçüm ile geçerlenmiştir. Test kurulumunu doğrulamak için altın referans olarak farklı ekran sonlandırmalı RF kablo ve konektör seti kullanılmıştır. RF kabloların ekran sonlandırma testleri sonucunda ve test düzeneğinden beklenen değerler alındıktan sonra askeri tipte bir kablo/konnektör seti ile üzerinde demo testleri yapılmıştır.**

Anahtar Kelimeler — elektromanyetik girişim (EMI), elektromanyetik uyumluluk (EMC), kablo ekran sonlandırması, ekranlama etkinliği, pigtail.

***Abstract*— Shielded cables are used to protect the equipment from outside electromagnetic interference (EMI) and various emissions. The integrity of shielding is of paramount importance to obtain maximum performance from these cables. On the other hand, different types of cable shield terminations are preferred without rationale in practical applications. The aim of this project is to measure and compare the performance of different cable shield termination configurations under electromagnetic field coupling. For this purpose, a Stripline based test setup has been investigated. The setup also has been validated by simulation and measurement. To verify the test setup, an RF cable and connector set comprising of different types of shielding termination is used as a golden reference. After obtaining the expected values from the test setup in accordance with the shielding termination tests of the RF cables, demo tests were carried out on a military type of cable/connector set.**

Keywords — electromagnetic interference (EMI), electromagnetic compatibility (EMC), cable shield termination, shielding effectiveness, pigtail.

I. Problem Tanimi

Cihazları ve sistemleri dış elektromanyetik girişimlerden korumak için ekranlı kablolar kullanılmaktadır. Herhangi bir kablonun ekran sonlandırması yeterince iyi değilse, elektromanyetik alan kuplajından dolayı elektronik cihazların performansında düşme meydana gelebilmektedir. Ayrıca, bu kablolardan maksimum performans elde etmek için ekranın bütünlüğü büyük önem taşımaktadır. Pratik uygulamalarda, mantıklı bir açıklaması olmaksızın pigtail, ekransız ve tek taraflı ekran sonlandırması gibi farklı tipte kablo ekran sonlandırmaları tercih edilebilmektedir. Elektromanyetik girişim ve kablo ekranlamaları hakkında eksik bilgiler, geçmişte elektromanyetik girişim (EMI) kaynaklı birçok kazanın kök sebebi olmuştur. Dolayısıyla bu tür kazaların önüne geçebilmek adına, günümüzde, tüm yeni üretilen cihazlar elektromanyetik uyumluluk (EMC) testlerine tabi tutulmaktadır. Cihazların bu testlerden geçebilmesi için cihaza ait kablolardaki ekranların bütünlüğü çok büyük önem arz

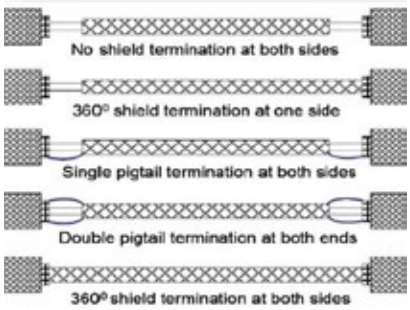
etmektedir. Çünkü kablolar, genellikle bir sistemin en uzun parçaları oldukları için eğer ekranlamaları yeterince iyi değilse, gürültü alan ve/veya ileten verimli antenler olarak çalışabilmektedirler. [2]

II. Gerçekleştirilen Araştirma Faaliyetleri

Çalışmaya başlamadan önce literatür araştırması yapılmıştır. Literatür araştırması tamamlandıktan sonra test düzeneğinde kullanılan Şerithat (Stripline) elektromanyetik kuplaj uygulama yapısının öncelikle bir tam dalga elektromanyetik dalga simülatörü (Ansys HFSS) kullanılarak modellenmesi gerçekleştirilmiş ve benzetimi yapılmıştır. Ayrıca kullanılan Şerithattın pratikte simülasyon sonuçlarıyla benzerlik gösterdiğinden emin olmak için elektrik alan karakterizasyonu yapılmıştır. Elde edilen veriler farklı başlıklar altında aşağıda verilmiştir.

A. Literatür Taraması

1) Kablo Ekranlaması: Elektromanyetik ekranlama, elektronik ekipman ve sistemleri, yıldırım, nükleer elektromanyetik darbe ve elektromanyetik girişim (EMI) etkilerinden korumak için kullanılır[3]. Kablo ekran sonlandırmasında tercih edilen farklı uygulamalar vardır. Daha önce Şekil 1'de de görüleceği üzere çift tarafta da sonlandırması olmayan, tek taraflı 360° sonlandırılmış, her iki tarafta tek pigtail sonlandırmalı, her iki tarafta çift pigtail sonlandırmalı ve her iki tarafta 360° sonlandırmalı kablolar üzerinde GTEM hücresi kullanılarak yapılan bir çalışma mevcuttur[1]. Bu projede benzer bir çalışma farklı bir test yapısı (Şerithat) kullanılarak sonuçların karşılaştırılması ve bu alana katkıda bulunan kişilere raporlanması için gerçekleştirilmiştir. Kablolarda kuplaj mekanizmaları iki sınıfta incelenebilir; (i) Alandan-kabloya kuplaj (field-to-cable coupling) ve (ii) Kablolar arası kuplaj (Crosstalk) [2]. Bu çalışmada sadece alandan-kabloya kuplaj mekanizması üzerinde durulmuştur.



Şekil. 1. Farklı Ekran Sonlandırma Konfigürasyonları



Şekil. 2. Pigtail Sonlandırmasına Sahip Kablo

2) Pigtail Sonlandırması: Pigtail bağlantısı, Şekil 2'de gösterildiği gibi ekranın burulup tek bir kabloya indirildiği ve bir konnektör pimi aracılığıyla toprak noktasına uzatıldığı bağlantıdır. Montaj kolaylığı nedeniyle yaygın olarak veri kablolarının ekranlarını bağlamak için kullanılır. Pigtail endüktansı nedeniyle, yüksek frekanslarda neredeyse hiç sonlandırma olmayan durumlar kadar kötü olabilmektedir. Ortamdaki elektromanyetik alanın ekran üzerinde oluşturduğu ve ekran boyunca akan girişim akımı kablo ekran bağlantısı ile seri halde olan ve birkaç nH'lik bir endüktansa sahip pigtail, bir ortak mod gerilimi oluşturur. Bu gerilim daha sonra kolayca iç iletkenlere kuple olur veya tersi bir prosesle iç iletkenler üzerindeki gürültü gerilimleri dış ekrana kolayca kuple olur [2]. Böyle bir bağlantının eşdeğer yüzey transfer empedansı, artan frekansla, pigtail endüktansı tarafından domine edilene kadar hızla yükselir ve iyi bir ekranlı Yüksek Frekans (HF) kabloyu olumsuz etkiler [2].

3) Şerithat: Şerithattın içerisinde oluşturulabilen enine (transversal) elektromanyetik mod (TEM), EMC testleri yapılabilmesini sağlar [4]. Yüksek alan gücü için düşük enerji gereksinimi bu test düzeneğinin karakteristik bir özelliğidir. Şekil 3'te de gösterildiği üzere şerithat birbirine paralel konumlandırılmış iki metal levhadan oluşur. Test edilecek olan kablolar bu levhaların arasına yerleştirilir. Koaksiyel hattın iç iletkeni üst plakaya, koaksiyel hattın ekranı ise toprak plakasına verilir. Bu levhalar arasında elektrik alan oluşur[4]. İşaret üreteci, güç yükselteci, yönlü kuplör, güç ölçer, spektrum analizör ve şerithat birlikte kablo ekranlaması test düzeneğini oluşturmaktadır.

Şerithat, ışınımla bağışıklık (duyarlılık) testleri için toprak düzleminden hava ile ayrılmış aktif bir iletkenden oluşan bir TEM hücresinin (Transverse Electromagnetic Cell) ekransız (non-shield) versiyonudur. Genellikle 50Ω veya 90Ω karakteristik empedansa sahip olacak şekilde inşa edilmiştir ve empedans seviyesi, aktif iletkenin genişliği ile aktif iletkenin toprak düzleminin üzerindeki yüksekliği arasındaki oran ile belirlenir [5].

Genel olarak, test ekipmanı, 50 Ω'luk bir hat empedansına sahiptir. Bu nedenle, test düzeneğinin çıkış kısmı için 50 Ω'luk bir sonlandırma gereklidir.



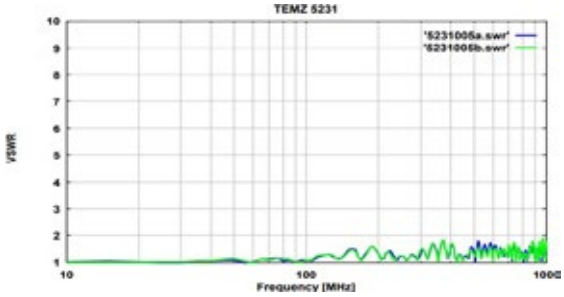
Şekil. 3. Stripline Test Düzeneği

B. Simülasyon, Kalibrasyon ve Karakterizasyon Çalışmaları

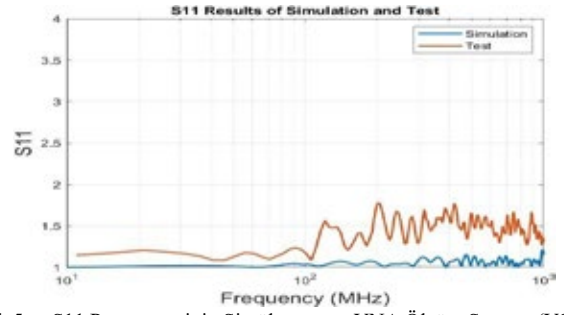
Öncelikle Şerithat, HFSS kullanılarak simüle edilmiştir. Daha sonra bu değerleri karşılaştırabilmek adına Vektör Ağ Analizörü (VNA) kullanılarak şerithat karakterize edilmiş ve S parametreleri ölçülmüştür. Ayrıca, elektrik alan probu kullanılarak elektrik alan kalibrasyonu yapılmıştır. Son olarak,

kullanılan Şerithata ait üretici veri sayfasındaki (datasheet) veriler ile elde edilen sonuçlar karşılaştırılmıştır. [6]

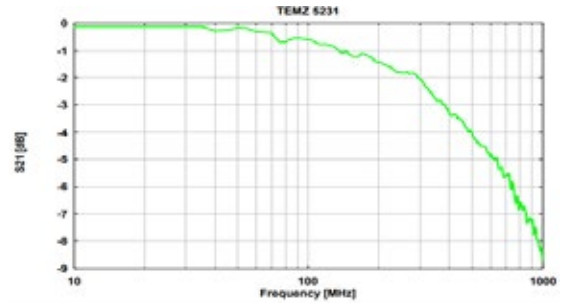
1) Simülasyon: Şerithat, HFSS, elektromanyetik dalga simülatörü kullanılarak simüle edilmiştir. Şerithat yapısı üç boyutlu olarak çizildikten sonra giriş portu ve çıkış portu belirlenmiş ve hat ile yer düzlemine bağlanmıştır. Şerithat geometrisi elde edildikten sonra giriş portuna 1 Volt ve 50Ω empedans değerine sahip gerilim kaynağı bağlanmıştır. Çıkış portuna da 50Ω empedans değerine sahip yük bağlanmıştır. Tüm yapı meshlendikten sonra simülasyon çalıştırılmıştır ve S-parametreleri elde edilmiştir.



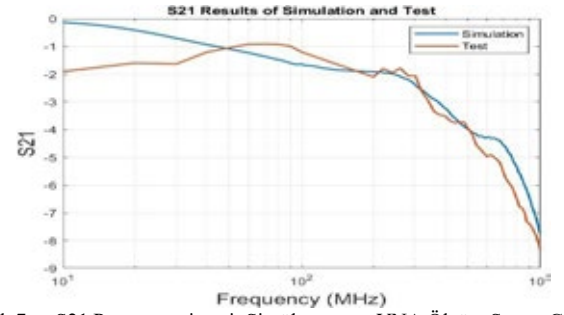
Şekil. 4. Şerithat Üretici Veri Sayfasındaki S11 ve S22 Parametreleri



Şekil. 5. S11 Parametresinin Simülasyon ve VNA Ölçüm Sonucu (VSWR)



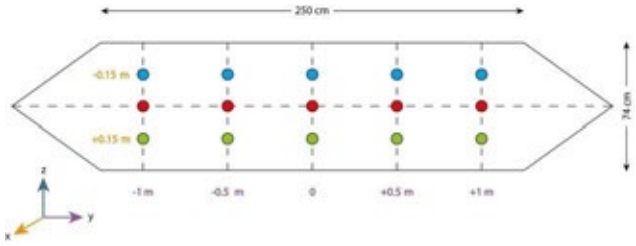
Şekil. 6. Şerithat Veri Sayfasındaki S21 Parametresi



Şekil. 7. S21 Parametresine ait Simülasyon ve VNA Ölçüm Sonuç Grafiği

Veri sayfasından alınan Şekil 4 ile simülasyon verilerine göre MATLAB'da çizdirilmiş Şekil 5 ve yine veri sayfasından alınan Şekil 6 ile Şekil 7 karşılaştırıldığında grafiklerin benzer olduğu görülmektedir. Simülasyondan alınan sonuçlar doğrultusunda test düzeneği geçerleme aşamasına geçilmiştir.

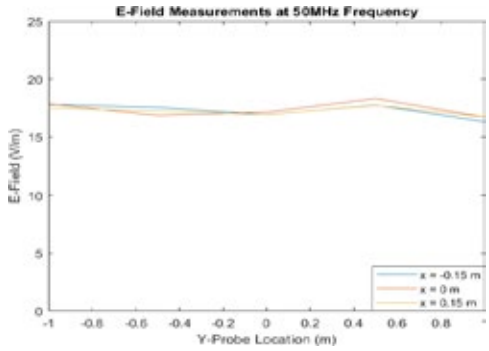
2) Elektrik Alan Ölçümüyle Test Düzeneğinin Geçerlenmesi: Şerithattaki elektrik alan seviyesi, elektrik alan probu kullanılarak 50 MHz, 100 MHz, 200 MHz, 300 MHz, 500 MHz, ve 800 MHz olmak üzere 6 farklı frekans değerinde ölçülmüştür. İlk olarak elektrik alan probu Şerithattın merkezine konumlandırılmıştır ve bu nokta 0 (merkez) noktası olarak belirlenmiştir. Ardından prob x-ekseninde sabit tutulurken y-ekseninde hareket ettirilmiştir. Probun y ekseninde merkez nokta haricinde yerleştirildiği noktalar -1 m, -0.5 m, +0.5 m, ve +1 m'dir. Her nokta için ölçümler ayrı ayrı alınmıştır.



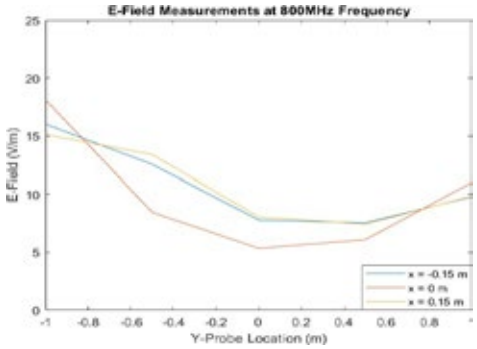
Şekil. 8. Geçerleme Sırasında Elektrik Alan Probunun Konumu

Bu ölçümler x-ekseninde -0.15m ve +0.15m değişimlerle tekrar edilmiştir. Örnek olarak, y=-1m noktası için prob x-ekseninde -0.15m ve +0.15m noktalarına yerleştirilmiştir. Diğer y-ekseni noktaları için de ölçümler bu şekilde alınmıştır. Probun konumunu gösteren, ölçüm alınan noktalar Şekil 8'de gösterilmiştir. Ölçüm ve veri toplama sürecinden sonra bir MATLAB betiği kullanılarak verilerin grafikleri oluşturulmuştur.

Teorik olarak Şerithattın üretmiş olduğu elektrik alanın her noktada aynı olması beklenmektedir. Fakat yapılan elektrik alan kalibrasyonu sonucunda 500 MHz'den sonra farklılaşmaların ortaya çıktığı görülmüştür. Bu farklılaşmalar Şekil 9 ve Şekil 10 karşılaştırıldığında görülmektedir. 500 MHz'e kadar düzgün bir elektrik alan üretimi olduğu için ve yapılacak testlerde kabloların önemli olan ilk üç rezonans bölgesi bu aralıkta olduğu için testler açısından bir problem olmayacağı belirlenmiştir.



Şekil. 9. Probun X-Eksenindeki Konumuna Bağlı Olarak Ölçülen Elektrik Alan Değerleri (50 MHz)



Şekil. 10. Elektrik Alan Probunun X-Eksenindeki Konumuna Bağlı Olarak Ölçülen Elektrik Alan Değerleri (800 MHz)

3) Karakterizasyon: RF alan kuplaj cihazı (şerithat) VNA kullanılarak karakterize edilmiştir. S parametreleri VNA ile ölçülmüş ve kaydedilmiştir. Üretici firma SCHWARZBECK TEMZ 5231 şerithat veri sayfasında bulunan parametrelere ait grafikler ile VNA sonuçlarına göre MATLAB betiği kullanılarak çizdirilen grafikler karşılaştırılmıştır.

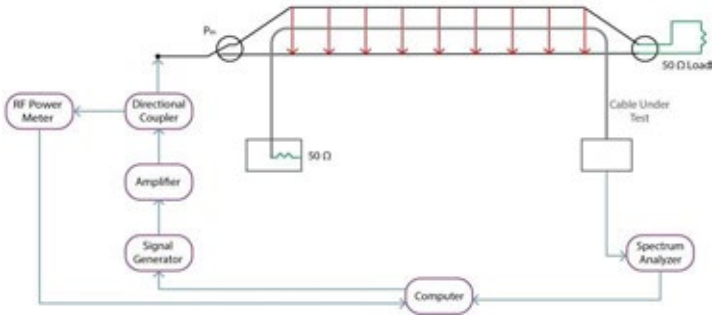
Şekil 6 ile Şekil 7 ve Şekil 4 ile Şekil 5 karşılaştırıldığında simülasyon ve VNA ölçümlerine ait grafiklerin şerithattın veri sayfasındaki grafiklerle benzer olduğu görülmektedir. Bu da şerithattın istenildiği gibi düzgün bir şekilde çalıştığını göstermektedir.

III. ARAŞTİRMA SONUÇLARİ VE ÇİKTİLAR

Kablo ölçümleri için işaret üreteci, güç yükselteci, yönlü kuplör, güç ölçer, spektrum analizörü ve şerithat kullanılmıştır. Test düzeneği şematiği Şekil 11'de verilmiştir.

Kullanılan cihazların otomatik kontrolünü sağlayabilmek için LabVIEW ortamı kullanılarak bir otomasyon programı yazılmıştır. LabVIEW, laboratuvar ekipman kontrolünü otomatikleştiren bir bilgisayar uygulamasıdır. Bu program donanım etkileşimi için basit bir programlama dilini çok sayıda aygıt sürücüsüyle birleştirir. Temelde bir grafik programlama dilidir. Oluşturulan yazılım arayüzü Şekil 12'de verilmiştir. İlk test serisi RG-223 koaksiyel kablosu üzerinde yapılmıştır. Ekran sonlandırması olmayan, her iki tarafta da 360° sonlandırması olan, tek ve çift pigtail sonlandırması olan ve bir tarafta 360° sonlandırması olan ve diğer tarafta da ekran sonlandırması olmayan kablolar kullanılmıştır.

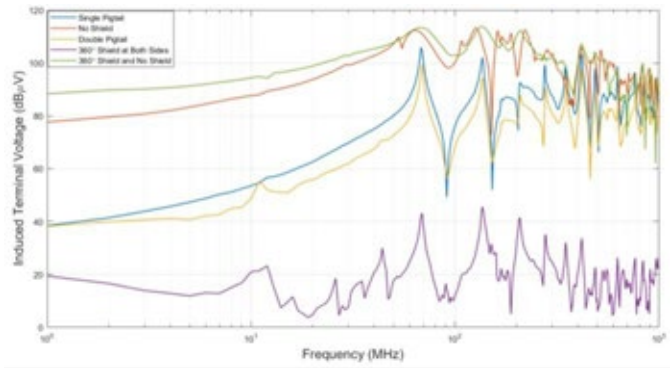
Farklı tip sonlandırmalara sahip RF kablolar üzerinde yapılan testlerin sonucu Şekil 13'te verilmiştir. Şekil 13'e bakıldığında her iki tarafta da 360° ekran sonlandırması olan kablonun beklendiği gibi en iyi performansı gösterdiği görülmektedir. Tek-çift Pigtail sonlandırmasına sahip kablolar her ne kadar alçak frekanslarda iyi performans göstermiş olsalar da yüksek frekanslarda neredeyse ekran sonlandırması olmayan kablolar kadar kötü performans göstermişlerdir. Tek taraftan sonlandırılmış ve ekran sonlandırması olmayan kabloların sonuçları en kötü sonuçlardır.



Şekil. 11. Test Düzeneği



Şekil. 12. Otomasyon Yazılımı Arayüzü

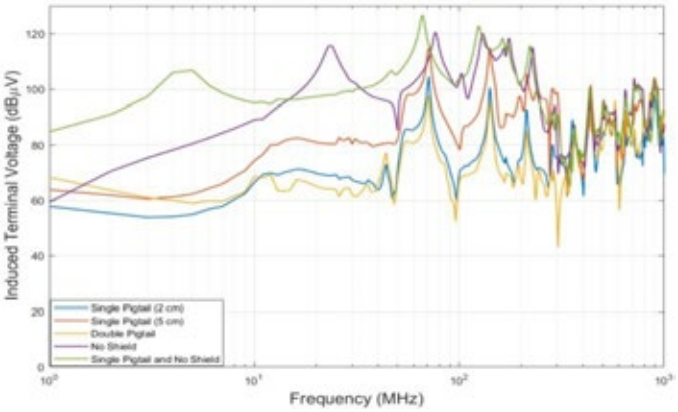


Şekil. 13. Farklı Ekran Sonlandırmaları İçin RG-223 Koaksiyel Kabloya Ait Ölçüm Sonuçları

Askeri tip kablo/konektör seti üzerinde yapılan demo testlere ilişkin sonuçlar Şekil 15'te verilmiştir. Şekil 14'te görüldüğü üzere, kullanılan askeri tipte konnektör yapısından dolayı 360° sonlandırma yapılamamıştır. Bunun yerine ekran sonlandırması olmayan, her iki ucunda da 2 cm ve 5 cm uzunluğunda pigtail sonlandırması olan ve 2 cm'lik çift pigtail sonlandırması olan, bir ucunda ekran sonlandırması olmayan diğer ucunda da 2 cm'lik pigtail sonlandırması olan kablolar kullanılmış ve bu kablolar test edilmiştir. Şekil 15'teki grafiğe bakıldığında beş konfigürasyon arasında en iyi sonuçların 2 cm'lik tek pigtail sonlandırmasına sahip ve 2 cm'lik çift pigtail sonlandırmasına sahip kablolarda olduğu görülmektedir. Çift pigtail bağlantısı tek pigtail bağlantısına göre daha iyi performans göstermiş olsa da aralarında büyük bir fark bulunmamaktadır.



Şekil. 14. MIL-STD-1553B veri yolu ekranlı bükümlü kablo çifti ve askeri tipte konnektör stleri



Şekil. 15. Farklı Ekran Sonlandırmaları İçin MIL-STD-1553B Veri Yolu Ekranlı Bükümlü Kablo Çiftine (MIL-STD-1553B data bus shielded twisted pair cable) Ait Ölçüm Sonuçları

Sonuç olarak bu çalışmada, iki ayrı aviyonik ekipman arasındaki tipik bir kablo bağlantısının farklı tipteki ekran sonlandırmalarının elektromanyetik alan etkisi altındaki performansı, deneysel olarak incelenmiştir. Testler RG-223 koaksiyel kablosu üzerinde yapıldıktan sonra askeri kablolar üzerinde yapılmaya devam etmiştir. Bu testler her iki ucu da 360° ekran sonlandırmasına sahip kabloların önemini göstermiştir. Pigtail bağlantısı alçak frekanslarda iyi etkinlik göstermiş olsa da yüksek frekanslarda ekran sonlandırması olmayan kablolar kadar kötü etkinlik göstermiştir.

IV. Proje Ekibinin Kazanimlari ve TUSAŞ'a Olasi Katkisi

A. *Proje Ekibinin Kazanımları*

Projenin gereksinimleri doğrultusunda şerithat test düzeneği simülasyonu için Ansys HFSS programı kullanımı öğrenildi ve uygulandı. Yapılacak sistem geçerlemesi hakkında genel bilgiler edinildi ve uygulandı. İşaret üreteci, vektör ağ analizörü, güç ölçer ve elektrik alan probu gibi test ekipmanları hakkında araştırmalar yapıldı ve cihazların kullanımları öğrenildi. Test cihazı otomasyonu için gerekli olan yazılım yapabilmek için LabVIEW programı öğrenildi ve bir otomasyon arayüz betiği (script) oluşturuldu. Ekipman kontrollerinin LabVIEW üzerinden kontrolü öğrenildi ve uygulandı. Kablo ekranlama ve sonlandırma çeşitleri üzerine geçmiş araştırmalar incelendi ve bilgi edinildi. Yukarıda bahsedilen teknik kazanımların yanında proje yürütme becerisi, sorumluluk bilinci, planlama ve risk yönetimi gibi kişisel kazanımlar da elde edildi.

B. *TUSAŞ'a Olası Katkısı*

Bu çalışma TUSAŞ tarafından üretilecek yeni cihazlarda bulunan kablolarda ekran sonlandırması ile ilgili temel bir kaynak ve yol gösterici olabilecek niteliktedir. Çalışma sonuçlarında da görüldüğü üzere 360° sonlandırmanın ne kadar etkili olduğu ortaya çıkmıştır. Genelde olan kanının aksine pigtail sonlandırma yerine 360° sonlandırmanın kullanılması elektromanyetik alan kuplajından kaynaklanabilecek problemlere karşı etkili olacaktır. Bunun yanında yapılan elektrik alan ölçüm düzeneği ve otomasyon yazılımı başka alanlar ve testler için de bilgi ve birikim bakımından oldukça faydalı olacaktır.

V. Öneriler, Alinan Dersler ve Gelecek Çalişmalar

Bu çalışmada kullanılan askeri tipte konnektörün yapısı sebebiyle 360° ekran sonlandırma konfigürasyonu ikinci test serisinde kullanılamamıştır. Bu sonlandırma konfigürasyonuna uygun olarak seçilecek bir konnektör ile bu çalışmada kullanılan konfigürasyonlara ek olarak 360° ekran sonlandırmasına sahip kablo da eklenerek testler tekrar yapılabilir.

Bilgilendirme ve Teşekkür

Bu çalışma TÜBİTAK UME Elektromanyetik Laboratuvarı imkânları kullanılarak gerçekleştirilmiştir. Proje boyunca değerli tavsiyeleri ve sürekli desteği için danışman hocam sayın Doç. Dr. Fatih Üstüner'e çok teşekkür ederim. Engin bilgisi ve bol tecrübesi, akademik araştırmalarımda beni hep cesaretlendirdi. Stajım boyunca ve projemi gerçekleştirdiğim süre boyunca desteklerini hiç esirgemeyen ve projemi burada gerçekleştirme imkânı sunan TÜBİTAK UME Elektromanyetik Laboratuvarı çalışanlarına çok teşekkür ederim. Ayrıca TUSAŞ sanayi danışmanlarıma teşekkür ederim.

Kaynaklar

[1] F. Üstüner, N. Tarım, and E. Baran, "Experimental Investigation of the Shield Termination Effect on the Field-to-Cable Coupling Level", Progress In Electromagnetics Research Symposium Proceedings, Kuala Lumpur-MALAYSIA, pp 19-22, 2012.

[2] Fatih Üstüner, EMI/EMC Training Notes, TÜBİTAK BİLGEM, 2010.

[3] Lothar O. Hoeft, "Measured Electromagnetic Shielding Performance of Commonly Used Cables and Connectors" IEEE TRANSACTIONS ON ELECTROMAGNETIC COMPATIBILITY, VOL. 30. NO. 3, AUGUST 1988, pp. 260-275.

[4] Teseq, Datasheet of 50 Ω Stripline.

[5] Huadong Li, "Field Distribution in a Stripline and Its Influence on Immunity Testing", IEEE EMC Magazine, pp. 40-43, 2011.

[6] SCHWARZBECK TEMZ 5231, Datasheet of 50Ω Stripline

Kavite Aktif Akış Kontrolü İçin Aeroakustik Analizler, Boyutlandırma ve Maliyeti de İçeren Sistem Tasarımı

System Design Including Aeroacoustic Analysis, Sizing and Cost for Active Flow Control Inside a Cavity

Öğrenci – 1
Muhammet Üsame Şahin
İstanbul Teknik Üniversitesi
Makina Mühendisliği
İstanbul, Türkiye
sahinmuha17@itu.edu.tr

Öğrenci – 2
Enes Erkam Ateş
İstanbul Teknik Üniversitesi
Makina Mühendisliği
İstanbul, Türkiye
atese17@itu.edu.tr

Akademik Danışman
Doç. Dr. Sertaç Çadırcı
İstanbul Teknik Üniversitesi
Makina Mühendisliği
İstanbul, Türkiye
cadircis@itu.edu.tr

Sanayi Danışmanı
Melih Aydın
Türk Havacılık ve Uzay Sanayii
Ankara, Türkiye
melih.aydin@tai.com.tr

***Özetçe*— Bir hava aracının seyir halindeyken çıkardığı gürültü, birden fazla sebepten dolayı kritik önem arz etmektedir. Bunlardan ilki, hava aracının seyir halinde bulunduğu bölgede oluşturduğu gürültü kirliliğidir. Bir diğeri, stratejik öneme sahip hava araçlarının akustik olarak fark edilebilirliğinin artmasıdır. Ayrıca bu gürültü, basınç dalgalanmaları sebebi ile oluştuğundan, yapısal parçaların üzerindeki yüklerin de dalgalanması anlamına gelir ki yüksek hızlı hava araçları için bu kuvvetler kritik öneme sahiptir. Günümüz hava araçlarının sahip olduğu iniş takımı aksamı ve mühimmatların bulunduğu bölmelerin sahip olduğu kavite geometrisi, özellikle bu bölgelerin açık olduğu durumda yüksek miktarda akış dalgalanmalarına sebep olmaktadır. Bu dalgalanma sebebi ile yüksek miktarda gürültü oluşmaktadır. Bu probleme çözüm olarak öncelikle bu bölgelerdeki akışın fiziği anlaşılmaya çalışılmış ve kontrolsüz kavite akışı analizleri yapılmıştır. Gürültüye sebep olan mekanizma anlaşıldıktan sonra ise aktif akış kontrol sistemi ile gürültünün azaltılması üzerine çalışılmıştır. Yapılan çalışmada, kavite yukarı akım bölgesinden akışkan enjekte ederek gürültü kontrolü sağlayan verimliliğini etkileyen parametreler incelenmiştir. Bu parametreler, kontrol akışı giriş alanının en-boy oranı, kontrol jetinin hızı ve kontrol jetinin çıkış açısıdır. Sıkıştırtılabilir ve zamana bağlı akış için türbülans modeli olarak Detached Eddy Simulation (DES) kullanılarak analizler yapılmıştır. Kavite yukarı akım bölgesine yerleştirilen kavite genişliğinde slot geometrisinin kontrol için en verimli konum ve geometri olduğuna karar verilmiş, bu geometri içerisinden 90 derece açı ve 0.9 hız oranına sahip jetin en verimli kontrolü sağladığı görülmüştür.**

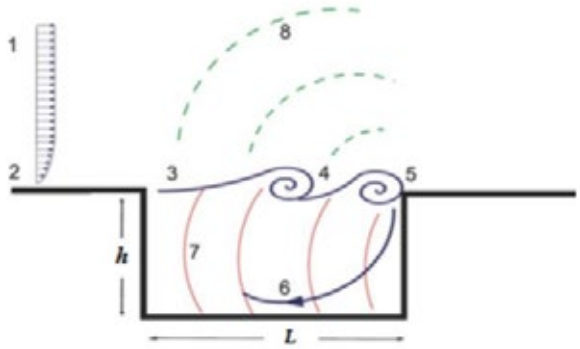
Anahtar Kelimeler — kavite, aktif akış kontrolü, jet enjeksiyonu, gürültü baskılama, DES.

***Abstract*— The noise made by an aircraft while cruising is critical for more than one reason. First one is the noise pollution that the aircraft creates in the area where it is cruising. Another one is the increase in acoustic detectability of strategically important aircraft. Also, since this noise is caused by pressure fluctuations, it means that the loads on the structural parts fluctuate as well, which is critical for high-speed aircrafts. The cavity geometry of the compartments containing the ammunition and the landing gear components of today's aircraft cause flow fluctuations, especially when these areas are open. Due to this fluctuation, undesired noise is generated. As a solution to this problem, firstly, the physics of the flow in these regions was understood and uncontrolled cavity flow analyzes were performed using Computational Fluid Dynamics (CFD). After that, the development of an active noise control system was studied. In the study, parameters affecting the efficiency of noise control by injecting fluid from the cavity upstream region were investigated. These parameters are the aspect ratio of the control flow inlet area, the speed of the control jet and the exit angle of the control jet. In the light of the values obtained as a result of the CFD analyzes, the cavity upstream region is the most suitable region for active control flow. The slot-shaped entrance zone geometry is the most efficient for active control. It has been observed that the jet with 90 degree angle and 0.9 velocity ratio provides the most efficient control.**

Keywords — cavity, active flow control, jet injection, noise reduction, DES.

I. PROBLEM TANIMI

Hava araçlarının çıkardığı sesin birden fazla kaynağı vardır. Bu kaynakları kabaca sınıflandırmak gerekirse, birinci olarak motor ve benzeri parçaların dönmesinden kaynaklanan mekanik hareketli parça kaynaklı sesler, ikinci olarak aerodinamik dalgalanmalardan kaynaklanan sesler, üçüncü olarak da hava aracının yan sistemleri kaynaklı sesler şeklinde sıralanabilirler. Mekanik parça kaynaklı sesler özellikle günümüz hava araçlarında kullanılan yüksek verimli motorlar sayesinde büyük bir problem olmaktan çıkmıştır. Hava aracının kabin havalandırması gibi yan sistemlerinden kaynaklanan gürültünün seviyesi de teknolojik gelişmeler sayesinde azalmış olup, bir hava aracı için gürültü kaynağı olan aerodinamik gürültü, bu üç kaynak arasında birinci sıraya yerleşmiştir. Deneysel çalışmalar göstermektedir ki, hava araçlarının en yüksek ses seviyesine sahip çalışma koşulu yüksek kaldırma ve sürüklemeye sahip olduğu, tüm ekstra kaldırma yüzeyleri ve iniş takımlarının da açık olduğu anlardır [1]. Bu esnada aerodinamik kaynaklı gürültünün en büyük kaynağı iniş takımlarının içerisinden çıktığı boşluklardır. Benzer bir problem savaş uçaklarında da mevcut olmak ile beraber, silah ve mühimmat taşınan alanlarda da aynı etkiye rastlanmaktadır. Buradan çıkan gürültü, hava aracının ses spektrumunu 5-10 dB seviyesinde yukarı çekmektedir. Ticari uçaklarda çevre ve yolcu açısından sıkıntı oluşturan bu durum, savaş uçaklarının görünürlüğünü artırdığı için stratejik bir kusur oluşturmaktadır.



Şekil. 1.Kavite akışı mekanizması [2]

Akışı sınırlayan bir yüzeyde yer alan boşluk yapısı, akışkanda büyük basınç, hız ve yoğunluk dalgalanmaları meydana getirebilmekte ve güçlü akustik dalgaların oluşmasına neden olabilmektedir. Bu noktada akışkanın kavite boşluğuna uyguladığı kuvvetler, yapısal olarak bozulmalara neden olabilir. Bu fenomen literatürde kavite akışı olarak adlandırılır. Şekil 1'de kavite akışına ait yapı görülmektedir. '2' ile gösterilen sınır tabaka, '1' ile gösterilen serbest akışın kavite ön duvarı ile etkileşimi ile şekillenir. Ardından '3' ile gösterilen serbest kayma tabakası kavite ön duvarının hemen arkasında şekillenmeye başlar. Kavite ön duvarından kopmaya başlayan ve '4' ile gösterilen girdaplar '5' ile gösterilen kavite arka duvarı ile etkileşime girerek kavite içerisinde yer alan boşlukta '6' ile gösterilen büyük sirkülasyon bölgelerini meydana getirir. '7' ile gösterilen ve zamanla değişen basınç değişikliği, kavite ön duvarından kopan ve '8' ile gösterilen akustik basınç yayılımına yol açan girdaplar ve ters akış bölgeleri tarafından beslenir [2].

Bu probleme çözüm olarak aktif ve pasif gürültü kontrol yöntemleri geliştirilmiş olmak ile beraber bu çalışmada aktif gürültü kontrol yöntemleri incelenmiştir. Sorunun çözümüne yönelik aktif bir gürültü engelleme yöntemi geliştirilmesi amacı ile öncelikle kavite geometrisi içerisindeki akışın fiziği ile ilgili literatür araştırması yapılmıştır. Literatür araştırmasında ayrıca daha önce denenmiş deneysel ve hesaplamalı yöntemler ile elde edilen çalışmalar da olduğu görülmüştür. Akışın fiziği dikkate alınarak, kavite içerisinde oluşan geri dönüş mekanizmasını engellemenin akıştaki dalgalanmayı dolayısı ile gürültüyü azaltacağı kanısına varılmış, bu amaçla kavitenin belirli bölgelerinde farklı açı ve hızda, farklı geometrilerde deliklerden akışkan girişi sağlanarak ortaya çıkan ses seviyesi değerlendirilmiştir. Burada yapılan değerlendirmede amaç, hangi giriş şeklinin gürültüde maksimum seviyede azalma sağlayacağıdır. Bu kriter baz alınarak çalışmalara yön verilmiş ve ara değerlendirmelerin ışığında ilerlenerek en uygun giriş kombinasyonu bulunmaya çalışılmıştır.

II. GERÇEKLEŞTİRİLEN ARAŞTIRMA FAALİYETLERİ

Yapılan çalışmada, Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği (HAD) kullanılarak, kavite akışı sonucunda oluşan gürültüyü baskılamak üzere kullanılacak olan akış enjeksiyonunun giriş bölgesinin geometrisi, enjekte edilen akışkanın (jet olarak isimlendirilir) hızı ve çıkış açısı parametreleri incelenmiştir. Gürültü seviyesinin belirlenmesi için basınç verisi kullanılmış, bu basınç verisinin HAD analizi ile doğru bir şekilde bulunabilmesi için gerek türbülans modeli, gerekse çözüm ağı yapısının doğruluğu konusunda kapsamlı bir çalışma yürütülmüştür.

A. Türbülans Modeli ve Çözüm Ağı Özellikleri

Akış alanında, akışkanın hareketini tanımlayan yöneten denklemlerin tamamı ancak çok basit durumlar için çözülebilmektedir. Günümüzde sıklıkla karşılaşılan karmaşık akış problemlerinde bu denklemlerin hepsinin çözülmesi mümkün olamadığından, çeşitli türbülans modelleri geliştirilmiştir ve bu modeller kullanılarak türbülans etkileri incelenebilmektedir. Geçmiş dönemlerde yüksek Reynolds sayılarına sahip geçici rejimli akışlar için kullanılan çözüm yöntemleri Large Eddy Simulation (LES) ve Unsteady Reynolds Averaged Navier Stokes (URANS) olmaktaydı [3]. Fakat bu iki modelin kendine has dezavantajları sebebi ile bu yüksek Reynolds sayısına sahip akışlarda kullanımının bazı sakıncaları bulunmaktadır. LES modeli, uygun y^+, türbülans uzunluk ölçeği ve Courant sayısı değerlerinin sağlanabilmesi için çok küçük çözüm ağı elemanlarına ve küçük zaman adımına ihtiyaç duyar [4]. Bu sebeple çözüm maliyeti yüksektir. URANS modelleri ise zaman ortalamalı sonuçlar sebebi ile akıştaki basınç dalgalanmalarını gerekli hassasiyet ile hesaplayamaz. Bu sakıncaları gidermek amacı ile DES hibrit modeli geliştirilmiştir. DES modeli, duvara yakın bölgelerdeki küçük girdapların bulunduğu bölgeleri URANS modeli ile çözerken, duvardan uzak, ayrılmış girdapların bulunduğu bölgeleri ise LES modelini kullanarak çözer [5-6]. Yapılan literatür araştırmasında, k-ω SST DES modelinin akustik

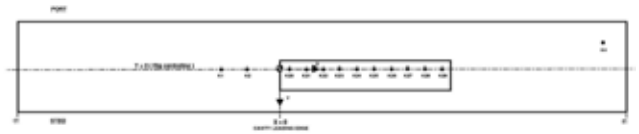
çalışmalarda deneysel veriler ile yakın sonuçlar verdiği görülmüştür [7]. Bu sebeple mevcut çalışmada bu türbülans modeli kullanılmıştır. Bu modelin düzgün çalışması için, duvar yakınındaki bölgeye yerleştirilen elemanların boyutsuz kalınlığı olan y^+ parametresi k-ω SST modeline uygun olacak şekilde seçilmiştir. Duvardan uzak bölgelerde ise türbülans uzunluk ölçeği değeri, LES modelinin çalışmasına uygun olacak şekilde seçilmiştir. Çözüm ağının eleman kalitesi özelliklerinden ise en-boy oranı, çarpıklık ve ortogonallik, OpenFOAM çözücüsünün limitlerinin içinde kalacak şekilde tutulmaya çalışılmıştır.

B. Kullanılan Açık Kaynak Kodlu Çözücü OpenFOAM

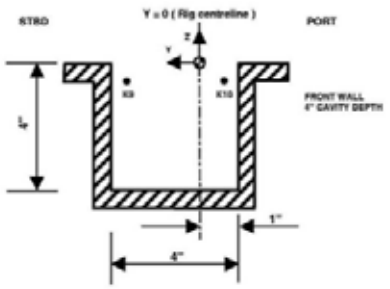
OpenFOAM ilk olarak 1989 yılında Henry Weller tarafından oluşturulan ve 2004 yılında açık kaynak olarak kullanıma sunulan bir HAD çözücüsüdür. Linux ortamında çalışmak üzere tasarlanan ve C++ altyapısını kullanan çözücü, yıllar boyunca elde ettiği ilerleme sayesinde günümüzde kimyasal tepkime, türbülans, ısı geçişi, akustik, katı cisim mekaniği ve elektromanyetik modelleme gibi geniş bir kullanım alanına sahip hale gelmiştir [8]. Mevcut çalışmada aeroakustik basınç çalkantılarının doğru tahmin edilmesi önem arz ettiğinden DES türbülans modeli ile yüksek yoğunluklu çözüm ağı kullanılması gerekmiştir, bu nedenle HAD analizlerinin gerçekleştirilmesi için OpenFOAM çözücüsünün kullanılmasına karar verilmiştir. Bu kararın alınmasındaki önemli parametreler, çözücünün açık kaynak kodlu olması sayesinde lisans problemlerinin yaşanmaması, açık kaynak kodun getirdiği esneklik ve topluluk desteğidir.

C. Probe Konumları ve Değerlendirme Kriteri

Aktif akış kontrolü olmayan durumda doğrulama çalışmalarının yapılabilmesi amacı ile, temel durum (base) için referans alınan çalışmanın prob konumları belirlenerek bu noktalardan basınç verisi toplanmıştır. Ashworth, kavite akışını incelerken basınç verilerini toplamak amacıyla kavite üzerine basınçölçer problar yerleştirmiştir. Yerleştirilen probların geometri üzerindeki konumları Şekil 2 ve Şekil 3'de verilmiştir. Buralardan elde edilen basınç değerlerinin OASPL seviyeleri hesaplanıp, HAD ile kıyaslama için kullanılacak olan deneysel veriler elde edilmiştir [9].



Şekil. 2.Prob konumları üstten görünüş [9]



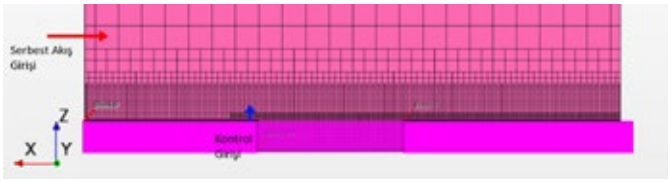
Şekil. 3.Prob konumları kavite içerisinden görünüş [9]

D. Kontrolsüz Durum ve Doğrulama Çalışması

Kontrolsüz durum için, Ashworth'ün yaptığı çalışma temel alınmıştır. Bu çalışmada elde edilen değerler Asworth'ün elde ettiği değerler ile karşılaştırılarak, OpenFOAM kurulumunun doğruluğu, sınır şartlarının doğruluğu, çözüm ağı özelliklerinin yeterliliği test edilmiştir. Ayrıca, çözüm ağı özelliklerinden sınır tabaka içerisindeki eleman sayısı değiştirilerek farklı sayıda elemana sahip çözüm ağları oluşturulmuş, çözüme etkisi incelenmiş ve hesaplama maliyeti açısından uygun görülen çözüm ağı Şekil 4'te gösterildiği gibi yaklaşık 8 milyon eleman içeren çözüm ağı olarak seçilmiştir.

Şekil 5'te kullanılan çözüm ağın yapısının duvar yakınında ve serbest akım bölgesinde nasıl değiştiği görülmektedir. Kartezyen çözüm ağı elemanlarının kullanımı yakınsayan çözüm almada etkili olmuştur.

Şekil. 4.Ağ yapısından bağımsızlık analizi



Şekil. 5.Seçilen ağ yapısı üzerinde akış yönü ve kontrol akışı giriş bölgesi

E. Kontrollü Durum ve Optimizasyon Parametreleri

Kontrolsüz durumda literatürdeki çalışmalar ile doğrulama yapıldıktan ve OpenFOAM kurulumunun doğru olduğundan emin olduktan sonra, yapılan literatür araştırması ile elde edilen verilere dayanarak, kavite yukarı akım bölgesine kavite ile aynı genişlikte slot geometrisine sahip bir aktif akış kontrol bölgesinin eklenmesinin en iyi gürültü baskılama performansı göstereceği görülmüştür. Öncelikle slot bölgesinden serbest akıma göre hız oranı 0.7 olan bir jet akışı sınır şartı olarak verilmiş ve bu akış 90 derece açı ile serbest akışa dik olarak gönderilmiştir. Bu şartlar altında, jet çıkışının sağlandığı aktif akış kontrol bölgesinin ya da slotun en-boy oranı olarak 80, 40 ve 20 değerleri için analizler yapılmıştır. Bu en-boy oranları arasında en uygunu seçilerek, farklı jet hızları denenmiştir. Bu analizler için de hız oranı olarak (VR) 0.7; 0.9 ve 1.1 değerleri kullanılmıştır. Son olarak ise jet açısı analiz edilmiştir. Bu analiz için ise 45, 90 ve 135 derece değerleri kullanılmıştır.

III. ARAŞTIRMA SONUÇLARI VE ÇIKTILAR

A. HAD Analizi Özellikleri

Çalışmada incelenmiş olan akışın türbülanslı sıkıştırılabilir bir akış olduğu ve zamana bağlı çözüm yapılacağı göz önüne alınarak en uygun çözücünün OpenFOAM içerisinde yer alan 'rhoPimpleFoam' olduğuna karar verilmiştir. Türbülans modeli olarak ise k-ω SST DES türbülans modelinin kullanılmasına karar verilmiştir.

Yapılan tüm analizler, gerekli olan verilerin sağlıklı bir şekilde toplanabilmesi için yeterli hesaplama zamanı içinde çözdürülmüştür. OpenFOAM yazılımına dikte edilen zaman adımı $5x10^{-6}$ saniye olarak belirlenmiştir. Bu tespitin yapılmasındaki en önemli ölçüt nümerik çözüm yapıldığı durumlarda gerekli yakınsamanın sağlanması için kontrol edilen Courant sayısının literatürde önerilen değerlere yakın olarak tutulmasının sağlanmasıdır.

Tüm analizler $5x10^{-6}$ saniye zaman adımı kullanılarak 80000 iterasyon boyunca devam ettirilmiş ve toplam analiz süresi her bir analiz için 0.4 saniye olarak tutulmuştur. Gerçekleştirilen her analiz için 8000 iterasyonda bir olacak şekilde toplam 10 adet kayıt alınmış ve bu sayede analiz sonuçlarının görsel üzerinden sağlıklı bir şekilde incelenmesi sağlanmıştır.

Sınır şartlarının belirlenmesinde literatürde yapılan çalışmaların incelenmesine ek olarak kavite mekanizmasına en uygun sınır şartlarının belirlenmesi üzerine yoğunlaşılmıştır. Bu bağlamda serbest akışın giriş bölgesinde hız sınır şartı olarak 'freeStreamVelocity'; çıkış bölgesinde basınç şartı olarak 'waveTransmissive'; tüm sınır bölgelerinde sıcaklık sınır şartı olarak ise 'fixedValue' sınır şartı ile hesaplanan değerler tanımlanmıştır. Bütün analizlerde serbest akışa ait Mach sayısı 0.85 olup akış transoniktir. Kavite bölgesinde kaymazlık sınır şartı kullanılırken geometri ön ve arka bölgelerinde simetri sınır şartı kullanılmıştır. OpenFOAM ortamına sınır şartları aktarılırken işlem kolaylığı sağlamak açısından giriş, çıkış ve üst bölge 'Far-Field' olarak gruplandırılmıştır.

B. Kontrollü Durumların Karşılaştırılması

Farklı akış kontrol konfigürasyonlarına ait analizler tamamlandıktan sonra tanımlanana problardan alınan basınç verileri OASPL verilerine dönüştürülmüş ve her bir prob için elde edilen OASPL değerleri kontrolsüz durumdan elde edilen OASPL değerleri ile karşılaştırılmıştır.

Bu amaçla ilk olarak, jet çıkışının sağlandığı aktif akış kontrol bölgesinin en-boy oranı etkisi analiz edilmiştir. En-boy oranı olarak 80, 40 ve 20 değerlerine sahip jet çıkış alanlarında HAD analizleri yapılmıştır. Bu analizler jet hızının serbest akış hızına oranın (VR) 0.7 olduğu durumda yapılmıştır. Şekil 6'da görüleceği üzere en-boy oranı 40 olduğu zaman kavite içerisindeki bütün problarda OASPL düşmektedir. Bu bağlamda en iyi gürültü baskılamanın en boy oranı 40 olan jet çıkış alanında elde edildiği görülmüştür. Jet çıkış alanı en-boy oranı 80 olması ise kontrolsüz duruma göre belirgin bir üstünlük sağlamamıştır.

Şekil. 6. Jet çıkış alanı en-boy oranının etkisi (VR=0.7)

En uygun en boy oranının 40 olduğu kararlaştırıldıktan sonra, hızın da etkisini incelemek amacı ile hız oranı 0.9 ve 1.1 olan durumlar da analiz edilmiştir. En-boy oranı analizinde hız oranı 0.7 olan analiz ile bu sonuçlar karşılaştırıldığında, en iyi gürültü baskılama performansını Şekil 7'den de görülebileceği üzere 1.1 hız oranına sahip durum vermiştir.

Şekil. 7. Jet hızının serbest akım hızına oranının etkisi (En-Boy Oranı= 40)

En uygun hız oranı seçimi de yapıldıktan sonra, jet akışının slottan çıkış açısı da değerlendirmeye alınmıştır. Bundan önceki analizlerde elde edilen en boy oranı 40 ve hız oranı 1.1 olan analizin çıkış açısı 90 derece olup, 45 derece ve 135 derece açıları analiz edilmiştir. Elde edilen sonuçlar Şekil 8'de verilmiştir. Görüleceği üzere en iyi gürültü baskılama performansını 90 derecelik çıkış açısı ile gelen kontrol akışı sağlamaktadır.

Şekil. 8.Jet akışının çıkış açısının etkisi

Burada yapılan analizlerin sonucu olarak kavite üzerinde aktif gürültü kontrolü için en uygun kombinasyonun en boy oranı 40 olan, jet hızının serbest akım hızına oranı 1.1 ve çıkış açısı 90 derece olan akış kontrolü ile sağlanacağı görülmüştür. Şekil 9 ve Şekil 10'da görülen hız kontürleri, zamana bağlı olarak değişen çözümün 0.4 saniyedeki sonucunu göstermektedir. Burada açıkça görülmektedir ki, jet akışı serbest kayma tabakasını yukarı yönde kaviteden uzaklaştırmakta ve arka duvar ile etkileşimini azaltmaktadır. Bu sayede kavite içinde gerçekleşen geri besleme mekanizması engellenebilmiş ve gürültü seviyesi azaltılmıştır.



Şekil. 9.Kontrolsüz durumda kavite yakınına ait hız kontürü



Şekil. 10. Kontrollü durumda kavite yakınına ait hız kontürü

C. *Maliyet*

Tüm analiz çalışmaları yüksek hesaplama gücü ve zaman gerektirdiğinden İstanbul Teknik Üniversitesi bünyesinde bulunan Ulusal Hesaplama Merkezi'nde (UHeM) yer alan ve paralel işlemlere izin veren süper bilgisayarlar kullanılarak analiz işlemleri gerçekleştirilmiştir.

Bu kapsamda analizler için toplamda 17080 çekirdek-saat kullanılmış, verilerin depolanması için ise 181 GB depolama alanı kullanılmıştır. Kurum tarafından yapılan ücretlendirme çekirdek-saat başına 3.5 Kuruş + KDV ve GB başına 20 Kuruş + KDV olarak belirlenmiştir. Buradan hareketle bu çalışmanın maliyeti 748.12 TL olarak hesaplanmıştır.

IV. PROJE EKİNİNİN KAZANIMLARI VE TUSAŞA OLASI KATKISI

A. *Ekibe Olan Katkısı*

Gerçekleştirilen çalışma sonucunda açık kaynak kodlu bir HAD çözücü olan OpenFOAM kullanımı gerçekleştirildi ve endüstriyel uygulamalardaki başarısı test edilmiş olundu. Günümüzde açık kaynak kodlu yazılım kullanımının ülkemizde ve dünyada gittikçe yaygınlaşması ile birlikte yapılan çalışmanın önemi artmaktadır. Ayrıca ekip olarak gerçek zamanlı bir uygulamanın baştan sona gerçekleştirilmesi ile birlikte mühendislik alanında teorik ve pratik bilgilerin birbiri ile ilişkilendirilmesi sağlanmıştır.

B. *TUSAŞ'a Olası Katkısı*

Teorik olarak incelenen M219 kavitesi esasen savaş uçaklarında yer alan silah yuvalarını ve bu yuvaların yüksek hızdaki akışla olan etkileşiminin temeli olması nedeniyle TUSAŞ açısından bilgi aktarımı sağlanmıştır. Ayrıca kavite akışından kaynaklı gürültünün bastırılması için farklı gürültü bastırma yöntemlerinin karşılaştırılmış olması TUSAŞ bünyesinde gerçekleştirilen gürültü bastırma yöntemleri için bir temel oluşturmuştur.

V. ÖNERİLER, ALINAN DERSLER VE GELECEK ÇALIŞMALAR

Yapılan çalışma ile açık kaynak kodlu HAD çözücülerin çalışma ortamı ve çalışma mantığının nasıl olduğunun incelenme fırsatı yakalanmıştır. Bu sayede açık kaynak kod ortamının sağladığı topluluk desteği ve lisans sorunu olmaması gibi avantajların güncel mühendislik problemlerine uygulanması konusunda tecrübe kazanılmıştır.

Gelecek çalışmalarda güçlü hesaplama kaynaklarının sağlayacağı avantaj kullanılarak ağ yapısının çok daha detaylı yeniden oluşturulması ile birlikte daha hassas sonuçların alınması mümkün hale gelebilir. Ayrıca aktif kontrol yöntemleri ile birlikte pasif kontrol yöntemlerinin hibrit bir şekilde kullanılması ile gürültü bastırılması yöntemlerine yeni bir bakış açısı getirilebilir.

KAYNAKLAR

[1] Scarfe, A. L. (n.d.). Control of cavity resonance using oscillatory blowing (thesis).

[2] Zafer, B.,; Çoşgun, F. (2018). Kavite Akışının Aeroakustik Analizi. Journal of Thermal Science and Technology, 38(2).

[3] Ansys Inc. (2019). Ansys Fluent Theory Guide.

[4] Jousefm. (2020, November 6). What is Y+?, SimScale CAE Forum. Retrieved June 13, 2022, from https://www.simscale.com/forum/t/what-is-y-yplus/82394

[5] Basic course on turbulence and turbulent flow modeling 14: 14.1 overview of hybrid model, 14.2 detached Eddy Simulation(DES), 14.3 very large Eddy Simulation (VLES). Cradle. (n.d.). Retrieved June 13, 2022, from https://www.cradle-cfd.com/media/column/a167

[6] Spalart, P. R. (2009). Detached-eddy simulation. Annual Review of Fluid Mechanics, 41(1), 181–202.

[7] Allen, R., Mendonça, F., & Kirkham, D. (2005). Rans and des turbulence model predictions of noise on the M219 cavity at M=0.85. International Journal of Aeroacoustics, 4(1-2), 135–151.

[8] Turbulence modelling: Openfoam. CFD Direct. (n.d.). Retrieved June 13, 2022, from https://cfd.direct/openfoam/features/turbulence-modelling/

[9] Ashworth, R. M. (2005). Prediction of acoustic resonance phenomena for weapon bays using detached eddy simulation. The Aeronautical Journal, 109(1102), 631–638.

Kimyasal Üretim Alanlarında İlgili Süreçlerin İncelenerek Darboğazların ve Kapasitenin Belirlenmesi Capacity and Bottleneck Analysis of Chemical Production Area of TUSAŞ

Öğrenci – 1
Selin Aygün
Hacettepe Üniversitesi
Endüstri Mühendisliği
Manisa, Türkiye
selin.aygun@yahoo.com

Öğrenci – 2
Hasret Yağmur
Koç Hacettepe Üniversitesi
Endüstri Mühendisliği
Samsun, Türkiye
hyagmurkoc@hotmail.com

Öğrenci – 3
Beyza Karaköse
Hacettepe Üniversitesi
Endüstri Mühendisliği
Ankara, Türkiye
beyzaks67@gmail.com

Akademik Danışman
Dr. Öğr. Üyesi Banu Yüksel Özkaya
Hacettepe Üniversitesi
Endüstri Mühendisliği
Ankara, Türkiye
byuksel@hacettepe.edu.tr

Sanayi Danışmanı
Onur Yılmaz
Türk Havacılık Uzay Sanayii
Ankara, Türkiye
onur.yilmaz@tai.com.tr

Özetçe—Bu çalışma kapsamında kimyasal üretim alanlarında kapasite planlama çalışmaları için bir metodoloji geliştirilmiştir. Geliştirilen metodoloji kapsamında ilgili süreçler incelenerek veriler toplanılmış, toplanılan veriler analiz edilerek simülasyon çalışmasında kullanılmıştır. Yapılan simülasyon çalışması sonucunda ise ilgili alanın çalışma süresi ve darboğazlar belirlenmiştir.

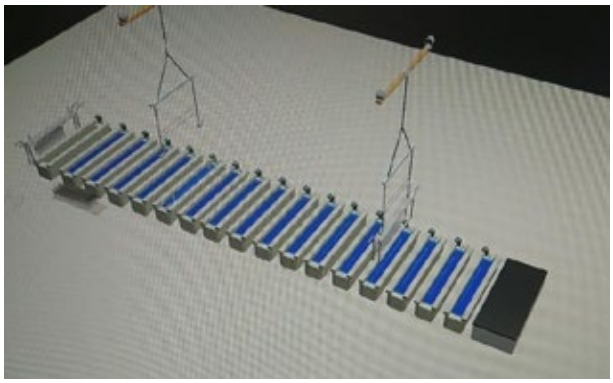
Anahtar Kelimeler — Havacılık, Kimyasal Süreç, Kapasite Analizi, Darboğaz, Kapasite Planlama

Abstract—Within the scope of this study, a methodology has been developed for capacity planning studies of chemical production areas. Within the scope of the developed methodology, data were collected by examining the relevant processes, and the collected data was analyzed and used in the simulation study. As a result of the simulation study, the working time of the relevant area and the bottlenecks were determined.

Keywords — Aviation Industry, Chemical Process, Capacity Analysis, Bottleneck, Capacity Planning

I. GİRİŞ VE PROBLEM TANİMİ

"Kimyasal Üretim Alanlarında İlgili Süreçlerin İncelenerek Darboğazların ve Kapasitenin Belirlenmesi" projesi kapsamında kimyasal üretim alanı incelenmiştir. İncelenen kimyasal işlemler, ürün spesifikasyonu için önemlidir. Proje gereksinimlerine bağlı olarak ürün bu alanda gerekli kimyasal özellikleri elde eder. Kimyasal üretim alanı belirsiz kısıtlamaların, üretim akışının karışıklığının, rota karışıklığının olduğu bir ortam olduğu için, kapasite diğer üretim alanlarının metodolojisi ile doğru bir şekilde analiz edilememektedir.



Şekil 1. İlgili Alan Yerleşimi

Sistem sıralı işlemlerden oluşmaktadır. Kimyasal işlem alanında çeşitli kimyasalları içeren 16 adet tank bulunmaktadır. Kimyasal işlem alanının yerleşim düzeni Şekil 1'de verilmiştir. Tanklardaki her bir kimyasal, farklı işlemlerle ilişkilidir. Bu işlemler şunlardır: alümina, alkali temizleme, durulama, flaş vb., asit temizleme, asit temizleme, durulama, durulama, anotlama, anotlama, durulama, mühürleme, durulama, kimyasal film, durulama ve kimyasal film. İşlenecek ürüne göre farklı iş akışları bulunmaktadır. Reçetelerde yazan bilgilere göre ürün kimyasal tanklarda işlenir. Operatörler tarafından vinçler, işlenmiş ürünün tanktan bir sonraki tanka taşınması için kullanılır. Mevcut durumda iki vinç bulunur. Bu vinçler, kapasite için bir kısıt oluşturur.

İlgili kimyasal işlem alanı karmaşık ürün akışlarına sahiptir ve sistem ayrıca reçeteler, ardışık rotalar ve vinçlerden dolayı net kısıtlamaları olan bir ortam değildir. Tüm bunlara ek olarak, kapasiteyi dolduran son teslim tarihi, ürün reçetesindeki

miktarlar ve aylık teslimat miktarları gibi iş yükleri bulunmaktadır. Bu üç girdi ile birçok makinede kapasite hesaplanır. Ancak kimyasal alandaki akış ve reçete karmaşıklığı gibi nedenlerden dolayı bu kolayca hesaplanamamaktadır. Ek olarak, diğer üretim alanlarında fiili çalışma saatlerinin belirlenmesinde sensörler kullanılmaktadır. Kimyasal alandaki sensör verileri, süreçlerin etkileşimi nedeniyle gerçeği tam olarak yansıtamamaktadır. Bu nedenle sensörler tarafından ölçülen verilerde gerçekçi değerlere ulaşılamamaktadır.

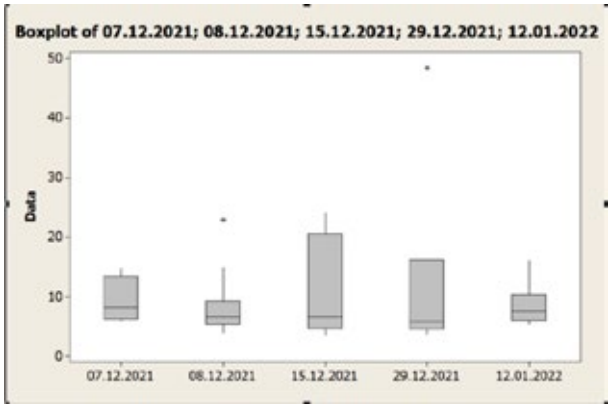
TUSAŞ'ta kimyasal üretim alanındaki yukarıda açıklanan birçok kısıtlama ve karmaşıklık nedeniyle kapasite analizinin tam olarak yapılamaması sorunu, bu nedenle gerçekçi olmayan planlamalara sebep olduğu görülmüştür.

II. Gerşekleştirilen Araştirma Faaliyetleri

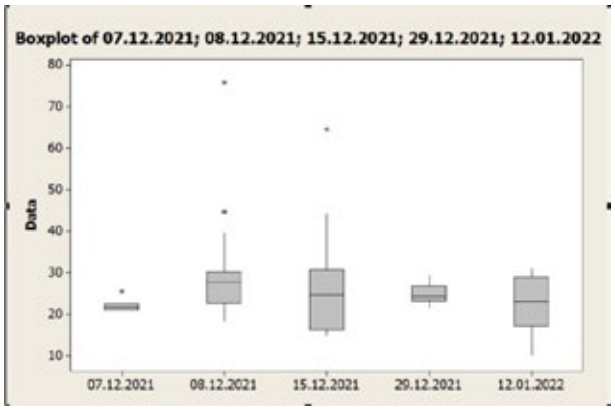
A. *Sistem Analizi*

Sistem Analizi çalışmaları kapsamında sistemdeki koşullar incelenmiş ve sistemin kısıtları belirlenmiştir. Sistemdeki vinç hareketleri operatör tarafından gerçekleştirilir. Operatöre bağlı vinç hareketlerinin değişimi sistemin çalışma saatlerini doğrudan etkilediğinden bu verilerin tutulması önemlidir. Operatörün etkisine bağlı olarak vinç en önemli kısıt haline gelir. Vinç çalışmasını anlamak için iş ölçümü yapılmıştır. Sistemde vincin yaptığı hareketler en küçük birimlere bölünmüştür. Vinç üç ana hareket yapar. Birincisi askıda kalan parçanın tank hizasına getirilmesi hareketidir. İkincisi askıyı kimyasal tanka dikey yönde sokma hareketidir. Üçüncüsü, askıyı kimyasal tanktan dikey yönde çıkarma hareketidir. Çalışma uygulanırken kronometre yardımı ile süreler not edilmiştir. Sürekli yöntem, kronometre zamanlama yöntemlerinden seçilmiştir. Bu yöntemde kronometrenin sürekli çalışmasına izin verilmiş ve her işlemin sonunda saatin okuması not edilerek veriler toplanmıştır.

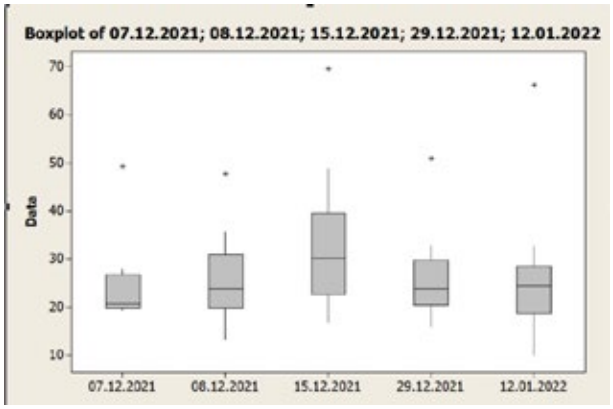
Sistem analizi çalışmalarında toplanılan vinç hareketlerine dair veriler gün bazlı olarak gruplandırılarak Şekil 2, 3 ve 4'te verilen kutu grafikleri oluşturulmuş, kutu grafiklerinden elde edilen aykırı noktalar veri kümesinden çıkarılmıştır. Burada birinci vinç hareketi olan askıda kalan parçanın tank hizasına getirilmesi hareketinde tüm gözlemlerde aynı tank mesafesi olmadığı için özel bir durum oluşmuştur. Sistemin daha doğru analizi için askının hizaya getirilmesi vinç hareketi için mesafeler baz alınmıştır. Birinci hareket için toplanan veriler hareket mesafesine göre sınıflandırılarak analiz edilmiş, sanayi danışmanı görüşü ile elde veri olmayan mesafeler analiz sonucunda elde edilen dağılım yardımıyla tahmin edilmiştir. Bu durum kapsamında bir, iki, üç, dört, beş, altı, dokuz gibi tank mesafelerinde hareket gözlemlenmiştir.



Şekil 2. Bir tank mesafesi birinci vinç hareketi için kutu grafiği



Şekil 3. İkinci vinç hareketi için kutu grafiği



Şekil 4. Üçüncü vinç hareketi için kutu grafiği

B. *Literatür Araştırması*

Literatürde kimyasal proseslerde kapasite analizi araştırıldığında hemen hemen her çalışmada farklı metodoloji ve kapasite birimi gözlemlenmiştir. Kimyasal süreçte bir kapasite analizi problemini çözerken, metodoloji en önemli kısımdır. Kimyasal süreçlerdeki belirsizlik nedeniyle, oluşturulan metodoloji fiili kapasiteyi analiz etmelidir. Literatür taraması, kullanılan metodolojiye göre sınıflandırılmıştır. İhtiyaç olması durumunda proje dönemi boyunca literatür çalışmalarına devam edilmiştir.

Literatürde Simülasyon, DMAIC Modeli, Altı Sigma ve Ağ Akış Modeli gibi metodolojiler yaygın olarak kullanılmaktadır.

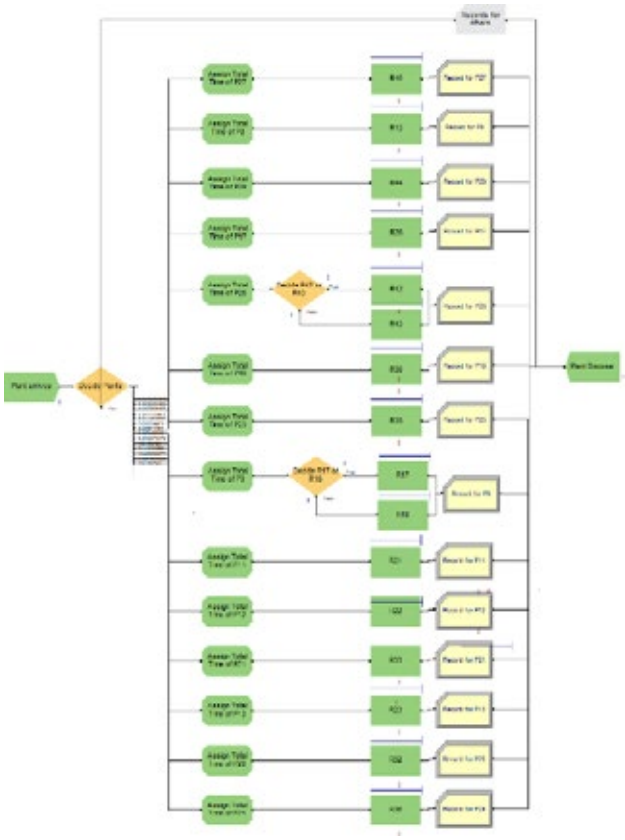
İncelenen makaleler sonucunda simülasyon çalışması içeren bir metodolojiye karar verilmiştir.

C. Kapasite Ölçütünün Belirlenmesi

Kapasite Ölçütlerinin Belirlenmesi çalışmaları kapsamında akademik ve sanayi danışmanı ile görüşülerek sistemin çalışma düzeni göz önüne alınarak kapasite ölçütü incelenen alanda işlem görecek projeler olarak belirlenmiştir. Kapasiteyi etkileyen en önemli faktörün operatörün vinç hareket süreleri üzerindeki etkisi olduğu saptanmıştır.

D. Simülasyon Çalışması

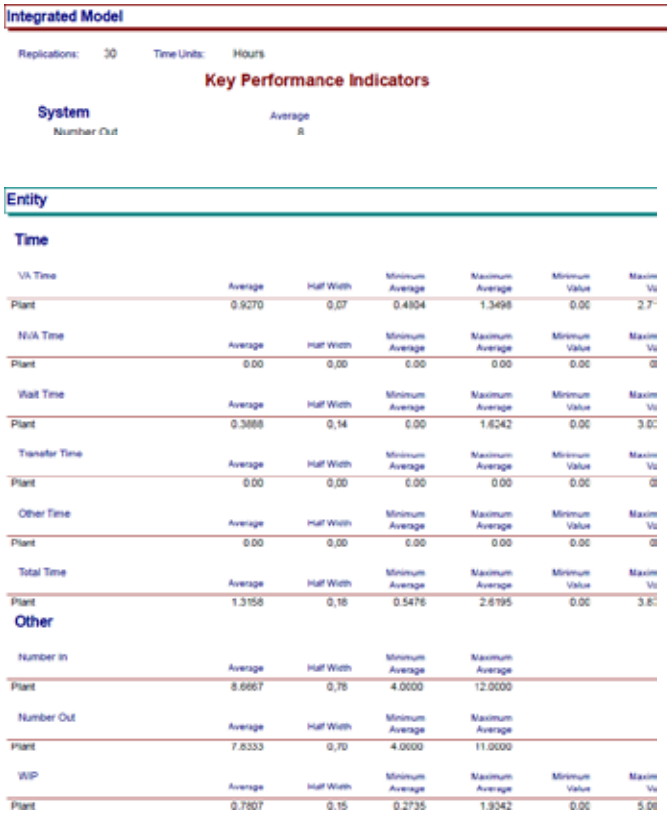
Simülasyon Çalışması kapsamında öncelikle alanda işlem gören projeler sanayi danışmanı yardımıyla belirlenmiş, bu projelere ait reçeteler için konsept modeller ve mantıksal modeller oluşturulmuştur. Oluşturulan konsept ve mantıksal modeller önderliğinde operasyonel modelin oluşturulmasına yönelik çalışılmıştır. Başlangıçta planlanan akışa göre, tüm proje bazlı modeller tek bir modelde toplanacaktı. Arena simülasyon programının sınırlı sürümünün kullanılmasından kaynaklanan sorun nedeniyle entegre bir model oluşturulması planlandı. Bu çalışmalar kapsamında öncelikle proje bazlı operasyonel modeller oluşturulmuş, daha sonra buradan elde edilen çıktılar entegre model için girdi olarak kullanılmıştır. Sanayi danışmanı tarafından sağlanan verilere göre, incelenen alanda işlenen yirmi üç proje bulunmaktadır. Entegre model oluşturulurken projeler "varlık/entity" olarak tanımlanmış, aylık toplam sipariş sayısı kullanılarak gelme olasılığı belirlenmiştir. Daha sonra projelerin sipariş sayısına bakılarak projelere olasılıklar atanarak model çalıştırılmıştır. Buradan elde edilen sonuçlar, reçetelerdeki operasyon süreleri ile karşılaştırılarak entegre modelin geçerlilik ve doğruluğunu saptama çalışmaları gerçekleştirilmiştir. Simülasyon Çalışması kapsamında son olarak Şekil 5'te görülen entegre model çalıştırılarak çıktılar elde edilmiş, bu çıktılar da incelenen alandaki çalışılabilir süreyi göstermektedir.



Şekil 5. Operasyonel Entegre Model

III. ARAŞTİRMA SONUÇLARİ VE ÇİKTİLAR

Entegre model sonucunda aşağıdaki çıkarımlar yapılmıştır.



Integrated Model

Replications: 30 Time Units: Hours

Key Performance Indicators

System

Number Out Average 8

Entity

Time

VA Time	Average	Half Width	Minimum Average	Maximum Average	Minimum Value	Maxim Va
Plant	0.9270	0.07	0.4804	1.3498	0.00	2.7

NVA Time	Average	Half Width	Minimum Average	Maximum Average	Minimum Value	Maxim Va
Plant	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0

Wait Time	Average	Half Width	Minimum Average	Maximum Average	Minimum Value	Maxim Va
Plant	0.3868	0.14	0.00	1.6242	0.00	3.0

Transfer Time	Average	Half Width	Minimum Average	Maximum Average	Minimum Value	Maxim Va
Plant	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0

Other Time	Average	Half Width	Minimum Average	Maximum Average	Minimum Value	Maxim Va
Plant	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0

Total Time	Average	Half Width	Minimum Average	Maximum Average	Minimum Value	Maxim Va
Plant	1.3158	0.18	0.5476	2.6195	0.00	3.8

Other

Number In	Average	Half Width	Minimum Average	Maximum Average
Plant	8.6667	0.78	4.0000	12.0000

Number Out	Average	Half Width	Minimum Average	Maximum Average
Plant	7.8333	0.70	4.0000	11.0000

WIP	Average	Half Width	Minimum Average	Maximum Average	Minimum Value	Maxim Va
Plant	0.7807	0.15	0.2735	1.9342	0.00	5.0

- Arena'dan alınan çıktılara göre toplam süre, 1.3158 olup 0.927 saat VA süresi ve 0.388 saat bekleme süresinden oluşmaktadır.
- Toplamda ortalama 8.67 model sisteme girmiş ancak 7.83 model sistemden çıkmıştır. Bu durumda, modellerin 0.78'i sistemde iş olarak kalmıştır.

Resource

Usage

Instantaneous Utilization	Average	Half Width	Minimum Average	Maximum Average	Minimum Value	Maximum Value
Crane	0.5088	0,06	0.2215	0.7431	0.00	1.00
M1	0.5088	0,06	0.2215	0.7431	0.00	1.00
M10	0.0977	0,04	0.00	0.3311	0.00	1.00
M11	0.1052	0,04	0.00	0.3311	0.00	1.00
M2	0.5088	0,06	0.2215	0.7431	0.00	1.00
M22	0.05887686	0,03	0.00	0.2644	0.00	1.00
M23	0.1547	0,04	0.00	0.4223	0.00	1.00
M24	0.1547	0,04	0.00	0.4223	0.00	1.00
M3	0.5088	0,06	0.2215	0.7431	0.00	1.00
M33	0.04962832	0,03	0.00	0.2319	0.00	1.00
M4	0.2461	0,06	0.01084889	0.5046	0.00	1.00
M5	0.4969	0,06	0.2108	0.7431	0.00	1.00
M6	0.4969	0,06	0.2108	0.7431	0.00	1.00
M7	0.3631	0,05	0.02709895	0.6273	0.00	1.00
M8	0.08765305	0,04	0.00	0.3311	0.00	1.00
M9	0.1266	0,04	0.00	0.3311	0.00	1.00

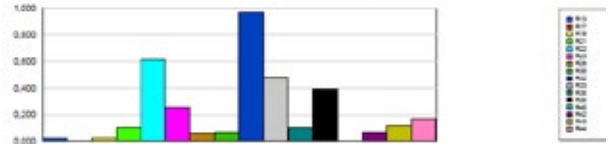
Number Busy	Average	Half Width	Minimum Average	Maximum Average	Minimum Value	Maximum Value
Crane	0.5088	0,06	0.2215	0.7431	0.00	1.00
M1	0.5088	0,06	0.2215	0.7431	0.00	1.00
M10	0.0977	0,04	0.00	0.3311	0.00	1.00
M11	0.1052	0,04	0.00	0.3311	0.00	1.00
M2	0.5088	0,06	0.2215	0.7431	0.00	1.00
M22	0.05887686	0,03	0.00	0.2644	0.00	1.00
M23	0.1547	0,04	0.00	0.4223	0.00	1.00
M24	0.1547	0,04	0.00	0.4223	0.00	1.00
M3	0.5088	0,06	0.2215	0.7431	0.00	1.00
M33	0.04962832	0,03	0.00	0.2319	0.00	1.00
M4	0.2461	0,06	0.01084889	0.5046	0.00	1.00
M5	0.4969	0,06	0.2108	0.7431	0.00	1.00
M6	0.4969	0,06	0.2108	0.7431	0.00	1.00
M7	0.3631	0,05	0.02709895	0.6273	0.00	1.00
M8	0.08765305	0,04	0.00	0.3311	0.00	1.00
M9	0.1266	0,04	0.00	0.3311	0.00	1.00

- Kaynaklar kullanım açısından değerlendirildiğinde en çok kullanılan kaynaklar vinç ve M1, M2 ve M3'tür.

Time per Entity

Total Time Per Entity	Average	Half Width	Minimum Average	Maximum Average	Minimum Value	Maximum Value
R13	0.3203	0,31	0.00	2.9542	0.00	2.95
R17	0.4685	0,36	0.00	2.7109	0.00	2.71
R18	0.4117	0,32	0.00	2.3278	0.00	2.33
R21	0.5888	0,25	0.00	2.5064	0.00	2.58
R22	1.0120	0,39	0.00	3.8730	0.00	3.87
R23	0.6056	0,24	0.00	2.2250	0.00	3.88
R28	0.1715	0,18	0.00	2.1911	0.00	2.19
R30	0.2154	0,13	0.00	1.6951	0.00	1.69
R32	1.0212	0,31	0.00	3.5033	0.00	3.50
R33	0.7988	0,37	0.00	3.3114	0.00	3.31
R35	0.2902	0,25	0.00	3.0005	0.00	3.00
R36	0.8228	0,34	0.00	3.1864	0.00	3.38
R40	0.1244	0,18	0.00	1.8979	0.00	1.89
R42	0.4492	0,36	0.00	3.7967	0.00	3.79
R43	0.3172	0,33	0.00	3.6716	0.00	3.67
R44	0.2370	0,24	0.00	2.6075	0.00	2.61

Accum Wait Time	Average	Half Width	Minimum Average	Maximum Average
R13	0.02138764	0,04	0.00	0.6416
R17	0.00	0,00	0.00	0.00
R18	0.02673913	0,04	0.00	0.4737
R21	0.0973	0,13	0.00	1.7490
R22	0.6139	0,39	0.00	3.8157
R23	0.2549	0,26	0.00	3.0342
R28	0.05467796	0,09	0.00	1.3228
R30	0.06566965	0,09	0.00	1.3285
R32	0.9644	0,55	0.00	5.8887
R33	0.4742	0,41	0.00	4.9970
R35	0.1016	0,14	0.00	2.0006
R36	0.3904	0,26	0.00	2.8020
R40	0.00	0,00	0.00	0.00
R42	0.06770892	0,13	0.00	1.8441
R43	0.1144	0,15	0.00	2.0006
R44	0.1681	0,22	0.00	2.9648



- En çok işlenen reçeteler R32 ve R22 olarak belirlenmiştir, aynı zamanda bu reçetelerin kaynaklarında darboğaz oluştuğu belirlenmiştir.

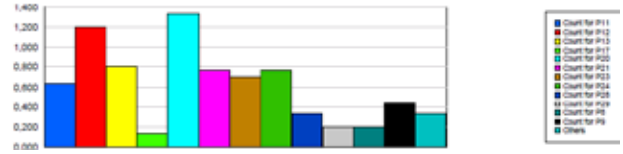
User Specified

Tally

Interval	Average	Half Width	Minimum Average	Maximum Average	Minimum Value	Maximum Value
Time in system for P17	0.1715	0,18	0.00	2.1911	0.00	2.19
Time in system for P19	0.8882	0,42	0.00	2.7109	0.00	2.71
Time in system for P28	0.7664	0,44	0.00	3.7967	0.00	3.79
Time in system for P29	0.2370	0,24	0.00	2.6075	0.00	2.61
Time in system for P8	0.8613	1,01	0.00	14.3301	0.00	14.33
Time in system for R21	0.5888	0,25	0.00	2.5064	0.00	2.58
Time in system for R22	1.0120	0,39	0.00	3.8730	0.00	3.87
Time in system for R23	0.6056	0,24	0.00	2.2250	0.00	3.88
Time in system for R32	1.0212	0,31	0.00	3.5033	0.00	3.50
Time in system for R33	0.7988	0,37	0.00	3.3114	0.00	3.31
Time in system for R35	3.1343	1,72	0.00	14.7730	0.00	14.77
Time in system for R36	4.1609	1,82	0.00	14.9706	0.00	14.97

Counter

Count	Average	Half Width	Minimum Average	Maximum Average
Count for P11	0.6333	0,29	0.00	3.0000
Count for P12	1.2000	0,46	0.00	4.0000
Count for P13	0.8000	0,33	0.00	3.0000
Count for P17	0.1333	0,13	0.00	1.0000
Count for P20	1.3333	0,32	0.00	3.0000
Count for P21	0.7667	0,29	0.00	2.0000
Count for P23	0.7000	0,30	0.00	3.0000
Count for P24	0.7667	0,31	0.00	3.0000
Count for P28	0.3333	0,18	0.00	1.0000
Count for P29	0.2000	0,21	0.00	2.0000
Count for P8	0.2000	0,15	0.00	1.0000
Count for P9	0.4333	0,21	0.00	2.0000
Others	0.3333	0,20	0.00	2.0000



- P12 ve P20 sisteme en çok giren projelerdir. P12, R22'den ve P20, R32'den oluşur. Bu iki reçete zaten en yüksek olasılıklı iki reçetedir.

IV. PROJE EKİBİNİN KAZANİMLARİ VE TUSAŞ'A OLASİ KATKİSİ

A. Proje Ekibinin Kazanımları

Proje ekibi, lisans öğrenimleri boyunca edindikleri teorik altyapıyı; proje dönemi boyunca edindikleri deneyim ve pratik bilgiler ile birleştirmişlerdir. Proje dönemi boyunca sistem analizi, zaman etüdü, girdi analizi ve özellikle bir sistemin gerçeğe en uygun şekilde simüle edilmesi gibi konularda çalışmalar gerçekleştirerek teorik bilgilerini uygulama fırsatı elde etmişlerdir. Akademik kazanımlara ek olarak meslek

hayatında büyük rol oynayan takım çalışması, multidisipliner çalışma gibi yetkinliklerini geliştirmişlerdir. Ek olarak, TUSAŞ'ı düzenli olarak ziyaret ederek ülkemiz için önem taşıyan projeleri yakından gözlemleme şansı elde etmişlerdir.

B. TUSAŞ'a Katkılar

Proje dönemi süresince incelenen üretim alanındaki kaynaklar için zaman etüdü çalışmaları gerçekleştirilmiştir. Daha önceden incelenen kimyasal alanda böyle bir çalışmaya ait veri bulunmadığı için bu veriler TUSAŞ'ın ilerideki çalışmaları için önemli bir kaynak haline gelmiştir. İncelenen üretim alanında işlem gören her bir projeye ait simülasyon modeli oluşturularak bu projeye ait toplam işlem süresi, bekleme süresi, aylık işlem gören ürün sayısı gibi veriler elde edilmiştir, bu veriler TUSAŞ'ın kapasite planlama çalışması için girdi niteliğindedir. Oluşturulan entegre simülasyon modeli ise incelenen alanın bir günde çalışılabilir saatinin elde edilmesinde kullanılmıştır. Entegre model ile simülasyon çalıştırılma süresi boyunca hangi projenin ne kadar sıklıkla alanda işlem gördüğü, işlem görme süresi, işlem esnasında kaynakları ne kadar beklediği gibi veriler elde edilmiştir. Benzer şekilde bu veriler de kapasite planlama ve üretim planlama çalışmaları için girdi niteliği taşımaktadır.

V. ÖNERİLER, ALİNAN DERSLER VE GELECEK ÇALİŞMALAR

Bu çalışma kapsamında gerçekleştirilen şirket ziyaretlerinde yapılan çıkarımlar sonucu şirketin daha iyi işlemesine yardımcı olabilecek iyileştirme önerileri yapılabilir. Bunlardan biri olarak sistemin insana olan bağlılığını azaltmak için çalışmalar yapılabilir. Yapılan gözlemler sonucunda sahanın çalışma saatlerinde operatörün etkisi oldukça fazladır. İşlenecek ürünlerin giriş zamanı kararının operatör tarafından verilmesi bazen sistemin olduğundan daha az verimli kullanılmasına neden olmaktadır. Bir diğer iyileştirme önerisi ise genel sistem arızalarının azaltılması yönünde olacaktır. Sistem incelenirken bazı günlerde sistem arızaları meydana gelmiştir. Bu arızalar proje çalışmasında gözlem eksikliğine neden olduğu gibi sahada zaman kaybına yol açmıştır. Bu durumda sistem kesintileri bir an önce giderilmeli, periyodik bakımları yapılmalı ve sistemi aksatmayacak şekilde ayarlanmalıdır.

Çalışma sonucu yapılan çıkarımlarda alınan ders şudur ki, sistem daha kapsamlı şekilde gözlemlenmeli ve buna göre analiz edilmelidir. Tek bir alanı dahil ederek anlamlı bir veriye ulaşmak güç olabilir. Bu durumda gözlem adına hem daha fazla zaman ayırılmalı hem de daha fazla alan dahil edilerek bir çalışma yapılmalıdır.

Proje kapsamında yapılan gözlemler sonucu görülmüştür ki kimyasal süreç alanı ve ürünleri askılama süreci etkileşimi yüksek iki alandır. Bu durumda, proje bu iki sürecin birlikte incelendiği bir çalışma olarak genişletilebilir. Aynı zamanda, modeli daha gerçekçi kılmak adına kurulum süresi de dahil olmak üzere kimyasal süreç alanına girmeden gerçekleşen bütün aşamalar eklenerek çalışma genişletilebilir.

Diğer bir gelecek çalışması olarak kullanılan ARENA simülasyon programının tam versiyonunun projeye dahil edilmesi olabilir. Versiyon sürümünün profesyonel olmamasından dolayı modele entegre edilirken bazı işlemler ve reçeteler göz ardı edilmiştir. Tüm işlemleri ve reçeteleri dahil eden tek bir simülasyon modeli oluşturulabilir.

VI. TEŞEKKÜR

Proje sürecimiz boyunca bize her konuda destek olan değerli akademik danışmanımız Dr. Banu Yüksel Özkaya ve sanayi danışmanımız Onur Yılmaz'a tüm destekleri için teşekkürlerimizi sunarız.

BİLGİLENDİRME

Bu proje TÜBİTAK tarafından 2209-B Sanayiye Yönelik Lisans Araştırma Projeleri Desteği Programı kapsamında desteklenmektedir.

KAYNAKLAR

[1] W. J. Hopp and M. L. Spearman, "Capacity Management," in Factory Physics, Illinois, Waveland Press, 2011, pp. 648-669.

[2] Z. A. Putra, "Use of Process Simulation for Plant Debottlenecking," *Indonesian Journal of Science & Technology* , vol. 1, pp. 74-81, 2016.

[3] A. M. Aguirre, D. F. Huerga and A. Celma, "Simulation Analysis of a New Semi-Continuous Chemical Facility with Automated Production Lines: An Industrial Case Study," in *International Multidisciplinary Modeling & Simulation Multiconference*, Athens, 2020.

[4] B. Bruns, M. Grünewald and J. Riese, "Analysis of Capacity Potentials in Continuously Operated Chemical Processes," *Chemie Ingenieur Technik,* vol. 92, no. 12, pp. 2005-2015, 2020.

[5] *B.* Sharda and S. J. Bury, "Bottleneck Analysis of a Chemical Plant using Discrete Event Simulation," in Winter Simulation Conference, Baltimore, 2010.

[6] R. Ben-Guang, H. Fang-Yu, A. Kraslawski and L. Nyström, "Study on the Methodology for Retrofitting Chemical Processes," Chemical Engineering & Technology, vol. 23, no. 6, pp. 479-484, 2000.

[7] A. Gerger and A. R. Firuzan, "Use of Six Sigma Method as a Process Improvement Technique: A Case Study in Aerospace Industry," Academic Journal of Science, pp. 191-202, December 2016.

[8] S. Amaran, B. Sharda and S. J. Bury, "Targeted Incremental Debottlenecking of Batch Process Plants," in Winter Simulation Conference, Virginia, 2016.

[9] A. Koulouris, J. Calandranis and D. P. Petrides, "Throughput Analysis and Debottlenecking of Integrated Batch Chemical Processes," Computers and Chemical Engineering, vol. 24, pp. 1387-1394, 2000.

[10] Y.-H. Jiang, L. Wang and Y.-H. Jin, "Bottleneck Analysis for Network Flow Model," Advance in Engineering Software, vol. 34, pp. 641-651, 2003.

Kuş Çarpmasının Bir Savaş Uçağı Kanopisinin Yapısal Bütünlüğüne ve Radar Kesitine Etkisinin İncelenmesi

Investigation of the Effect of the Bird Strike on the Structural Integrity and Radar Section of a Fighter Plane

Öğrenci – 1
Ceyda Altntaş
TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi
Makine Mühendisliği
Ankara, Türkiye
ceydaaltntass@gmail.com

Öğrenci – 2
Arda Günay
TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi
Makine Mühendisliği
Ankara, Türkiye
agunay@etu.edu.tr

Öğrenci – 2
Kaan Sadık Aslan
TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi
Makine Mühendisliği
Ankara, Türkiye
kaslan@etu.edu.tr

Öğrenci – 4
Canan Melis Bulut
TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi
Makine Mühendisliği
Ankara, Türkiye
cananmelisbulut@etu.edu.tr

Akademik Danışman
Prof. Dr. Erdem Acar
TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi
Makine Mühendisliği
Ankara, Türkiye
acar@etu.edu.tr

Sanayi Danışmanı
Aziz Taner Astarlıoğlu
Türk Havacılık Uzay Sanayii
Ankara, Türkiye
aziztaner.astarlioglu@tai.com.tr

***Özetçe*— Bu çalışma, bir savaş uçağının kanopisine kuş çarpmasının yapısal ve radar kesit alanı üzerindeki etkilerini araştırmaktadır. Bu çalışmada, İnterpolasyonlu Parçacık Hidrodinamiği (Smoothed Particle Hydrodynamics, SPH) olarak Türkçe 'ye çevirebileceğimiz sonlu elemanlar yaklaşımı kullanılarak yarı küresel uçlu silindirik geometriye sahip kuş modelleri simüle edilmiş ve çözümlemeler yapılmıştır. Kanopiye kuş çarpması LS-DYNA yazılımı kullanılarak modellenmiş ve sonuçlar literatürde mevcut olan deneysel ve nümerik verilerle karşılaştırılmıştır. Çalışmanın ilerleyen aşamalarında, kanopinin radar kesit alanı CST programı ile simüle edilerek üzerinde hesaplanmıştır. Sonraki adımda, kanopinin mevcut tasarım kriterleri içinde kalarak farklı tasarım seçenekleri değerlendirilmiş ve sonuçlar hem yapısal hasar hem de radar kesit alanı olarak karşılaştırılmıştır. Son olarak, elde edilen veriler neticesinde küçük radar kesit alanına sahip ve geometride en iyileme yapılarak, yapısal olarak en dayanıklı ve radar kesit alanı en küçük geometri belirlenmiştir.**

Anahtar Kelimeler — Radar Kesit Alanı; Kuş Çarpması; Kanopi; Sonlu Elemanlar Analizi.

***Abstract*—The aim of this project is to examine the effect of a bird strike on the structural integrity and radar cross-section of a fighter aircraft canopy. In this study, bird models with hemispherical-ended cylindrical geometry are simulated using the Smooth Particle Hydrodynamics (SPH) finite element approach. Bird strike to the canopy is modeled using LS-DYNA software and the results are compared with experimental and numerical data available in the literature. In the later stages of the study, the radar cross-sectional area of the canopy is calculated using CST software. Then, different design options are evaluated within the current design criteria of the canopy and the results are compared in terms of both structural damage and radar cross-sectional area. Finally, the design option that has the smallest radar cross-sectional area and structurally durable is determined as the optimum canopy design for this study.**

Keywords — Radar Cross Section; Bird Strike; Canopy; Finite Element Analysis.

I. Problem Tanimi

Havada uçak ve kuşların çarpışması uçuş güvenliğini etkileyerek maddi kayıplara ve can kayıplarına neden olur. Uçak ve kuşların çarpışması uçuş güvenliğini etkiler, maddi kayıplara ve can kayıplarına neden olur. Federal Havacılık İdaresi (FAA) ve Avrupa Havacılık Güvenliği Ajansı (EASA) gibi havacılık otoriteleri, kazaların etkilerini azaltmak ve uçuş güvenliğini sağlamak için yönetmelikler yayınlamıştır. Çarpışma raporlarına ve istatistiklere göre kanopi, motor, kanatlar ve kuyruk kuşların zarar verdiği alanlardır [Metz, 2020]. Uçak yapılarının kuş çarpmalarına karşı dayanıklı olmasını sağlamak için darbeden en çok etkilenen uçak yapısal parçaları üzerinde deneysel testler yapılır. Deneysel testlerin tekrarlanması, ön yapının yeniden üretilmesi ve tasarlanan

parçaların geliştirilmesi maliyetli ve zaman alıcı süreçlerdir. Düşük hesaplama maliyetleri ve yüksek doğrulukları nedeniyle kuş çarpması problemini analiz etmek için sayısal simülasyonlar kullanılır.

Kuş çarpması sorununu detaylı olarak inceleyebilmek için kuşun çarpma anındaki davranışı incelenmelidir. Barber ve Wilbeck'in (1975) deneysel çalışmasında, kuşun sert levha üzerindeki etkisi araştırılmıştır. Kuş üzerindeki darbe basınçları belirlendi. Bilgisayarların gelişmesi ve hesaplama maliyetlerinin azalmasıyla birlikte kuş çarpması problemlerinin çözümünde simülasyon temelli çalışmalar yaygın olarak kullanılmaya başlanmıştır. Lavoie (2009), jelatin kuş modelini plaka çarpışma deneyi ile LS-DYNA'da oluşturulan çarpışma modeliyle karşılaştırdı. Ayrıca savaş uçaklarının daha az radar kesit alanına sahip olması bekleniyor. Bu ihtiyacı karşılamak için çeşitli yöntemler kullanılmaktadır. Bu yöntemler arasında en büyük rolü uçağın geometrisi oynamakla birlikte, kullanılan malzemeler radar sinyallerini absorbe ederek radar kesit alanını azaltmaktadır. Uçak gövdelerinde radar sinyallerini absorbe eden boyalar kullanılırken, uçak ön camları gibi şeffaf alanlarda Jaumann absorber adı verilen şeffaf plakalar arasında ince iletken filmler bulunan yapılar kullanılmaktadır.

Uçağın kanopisine (teknik olmayan bir dille ön cam diyebileceğimiz parça) kuş çarpmasının bilgisayar ortamında simülasyonu yapılarak, çarpma durumunda kanopide oluşabilecek hasar ve deformasyonların belirlenmesi amaçlanmaktadır, radar kesit alanı hesaplama yazılımı kullanılarak radar kesit alanı belirlenir ve sonuçlar doğrultusunda gerekli optimizasyon ve iyileştirmelerin yapılması hedeflenir. Önerilen proje ile TUSAŞ'ın 5. nesil savaş uçağı Milli Muharebe Uçağı'nda (MMU) kullanılabilecek kanopi tasarımının TUSAŞ'a kazandırılması hedefleniyor.

II. Ürün Geliştirme Süreci

Kuş Modeli Oluşturma Yöntemi

Proje çalışmaları kapsamında öncelikle kuş çarpmasının önemi ve konuyla ilgili istatistiki bilgiler ile FAA ve EASA tarafından belirlenen raporlar ve yönetmelikler incelenmiştir. Öncelikle analizlerin bilgisayar ortamında modellendiği çarpışma literatürü çalışmaları incelenmiştir. Kullanılacak kuşun geometrik olarak nasıl modellendiğinin analizinde kullanılabilecek durum fonksiyonları gibi kuş parametreleri için malzeme modeli incelenmiş ve probleme en uygun model ve parametreler belirlenmiştir. kuş modelleme literatürü. Düzgünleştirilmiş Parçacık Hidrodinamiği yöntemi tercih edilmiş olup, kuşun çarpacağı kanopi 8 düğümlü katı elemanlardan modellenmiştir. Tüm sonlu eleman analizleri LS-DYNA yazılımı kullanılarak gerçekleştirilmektedir. Kuş modelinin doğrulanması için kuşun sert bir plaka ile çarpışması gerekir. Oluşturulacak LS-DYNA modeli literatürdeki verilerle karşılaştırılır. Kuş modelinin doğrulanmasından sonra TAI malzeme modelinin sağladığı kanopi geometrisi oluşturulur. Son olarak, kuş çarpması tehdidine karşı yapısal performans ve radar kesit alanları karşılaştırılarak farklı geometri ve malzeme tiplerine sahip kanopiler TUSAŞ. Gereksinimleri karşılayan optimum bir kanopi tasarımı gerçekleştirilecektir.

Radar Görünürlük Tasarım Yöntemi

Uçağın radar görünürlüğü, taktik görevlerin tamamlanması için önemli bir husustur. Gizli uçaklar için, uçakların minimum radar görünürlüğüne sahip olması arzu edilir. Radar görünürlüğünü azaltmak için. Kullanılan yöntemler, şekillendirme, radar soğurucu malzemeler kullanarak, pasif iptal ve aktif iptaldir. yöntemlerdir. Proje materyalinde radar görünürlüğünü azalttığı düşünülen kanopinin geometrisi çalışılacaktır. Kanopi geometrisi proxy tabanlı optimizasyon için kanopi üzerinde uygun parametreler uygulanacak ve radar görünürlük fonksiyonu bulunacaktır. Bulunan fonksiyon adım adım regresyon ile geliştirilecektir. Radar görünürlüğü CST Mikrodalga programı kullanılarak simüle edilecektir. Radar görünürlüğünü azaltan tasarım, bir kuş çarpmasından sonra kanopinin yapısal bütünlüğünü korumalıdır. Kırılmazsa tasarım tamamlanacaktır.

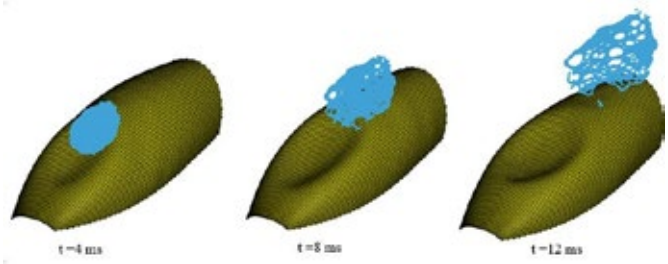
III. Doğrulama Çalişmalari

A. Kuş Modelinin Doğrulanması

Projede kullanılan kuş modelinin validasyon çalışmasında proje akademik danışmanının [Tezel, 2021] önceki çalışması referans alınmıştır. Kuş modeli doğrulamasında Lavoie'nin (2007, 20009) çalışmaları tartışılmıştır. Lavoie (2007), Wilbeck'in (1978) çalışmasıyla 1 kg'lık kuşun 0,5x0,5 m sabit bir levhaya 116 m/s hızla çarpmasını analiz ederek kuş modelini doğrulamak istemiştir. Daha sonra Lavoie (2009) kendi deneyini gerçekleştirmiş ve bu deneyle kuş modelini doğrulamıştır.

B. Canopy Sonlu Eleman Modelinin Oluşturulması ve Kuş Çarpması Simülasyonu ile Doğrulanması

Kanopi modelinin geçerliliği için Siddens, Bayandor ve Abdi'nin (2014) F-16 kanopi konseptine kuş çarpmasının etki olayını inceleyen çalışması seçilmiştir. Bu çalışma, yumuşak darbeye maruz kalan havacılık yapılarında büyük sapmaları ve hasar gelişimini tahmin etmek için sayısal bir yaklaşım sunmaktadır. Açık sonlu eleman kodu LS-DYNA, bir dizi izotropik ve ortotropik malzemede arıza ilerlemesini tahmin edebilen mikromekanik hasar analiz kodu GENOA ile birleştirilmiştir. Brockman ve Held'in (1991) test verilerinde, kanopi merkez hattı boyunca 180 m/s'de kuş çarpması elastik bir tepki ile sonuçlanmıştır. Bu, karşılaştırmalar için etki senaryosu olarak seçilmiştir. Çeşitli zaman adımlarında analizin sonucu Şekil 1'de gösterilmektedir.



Şekil. 1. *Kanopiye Kuş Çarpması Analizi Etki Anları*

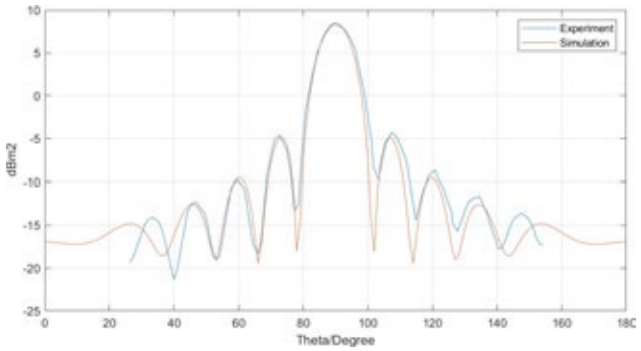
Kanopi merkez hattı profilinin zaman içindeki değişimi deneysel sonuçlarla karşılaştırıldı. Simülasyon sonucunda

deneysel ve sayısal analiz sonuçlarının farklı tepki süreleri için eşleştiği gözlemlenmiştir.

C. *Radar Kesit Simülasyonunun Doğrulanması*

Simülasyonu doğrulamak için bir plaka seçildi. [2] numaralı makaleden kullanılan plaka modellenmiş ve deney simülasyon ortamında aynı girdilerle tekrarlanmıştır.

Simülasyondan elde edilen verilen veriler makalede verilen verilerle karşılaştırılmış ve hata yaklaşık %0.72 olarak bulunmuştur. Karşılaştırma Şekil 2'de verilmiştir.



Şekil. 2. *Literatür Karşılaştırması*

IV. Ürün Mimarisi

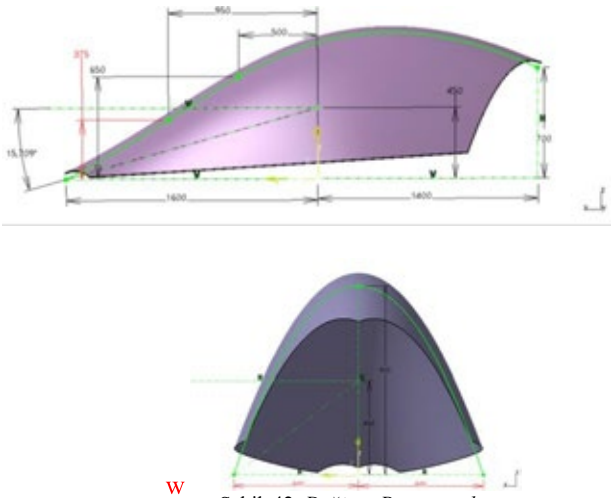
Kanopi geometrisi, TAI tarafından sağlanan 2 boyutlu geometri kullanılarak oluşturulmuştur. Kanopi 5 katmandan oluşmaktadır. Bu katmanların malzemeleri; 2 kat ince film malzemesi, 2 kat Polikarbonat malzeme ve 1 kat TPU malzemesi. Ancak, ince filmler sonlu elemanlar analizinde modellenmez. Bu nedenle sonlu elemanlar analizinde 3 katmanlı olarak modellenmiştir. Kanopi katman kalınlıkları: Birinci kat polikarbonat malzeme için 3,84 mm, ikinci kat TPU malzeme için 1,25 mm, üçüncü kat polikarbonat malzeme için 5,44 mm'dir. Bu çalışmada, TAI tarafından belirlenen gereksinimler doğrultusunda, başarı kriteri olarak çarpma sonrası uçak kanopisinde çatlak olmaması seçilmiştir. Bunun için 15 farklı kanopi geometrisine sonlu elemanlar analizi uygulanmıştır.

Sınır koşulları, çevre konturunun her öteleme ve dönme serbestlik derecesini sabitleyerek tanımlanır. Sınır koşulları Şekil 3'te gösterilmiştir.



Şekil. 31. *Sınır Koşulları*

Bu çalışmada TAI tarafından alternatif bir kavram olarak verilen kısıtlı kanopi geometrisi üzerinde 2 parametre değeri değiştirilmiştir. Bu projede 15 farklı kanopi geometrisi üzerinde sonlu elemanlar analizi ve radar kesit analizi yapılmıştır. Değiştirilen parametreler Şekil 4'te kırmızı ile gösterilen değerlerdir.



Şekil. 42. *Değişen Parametreler*

V. Sonuçlar

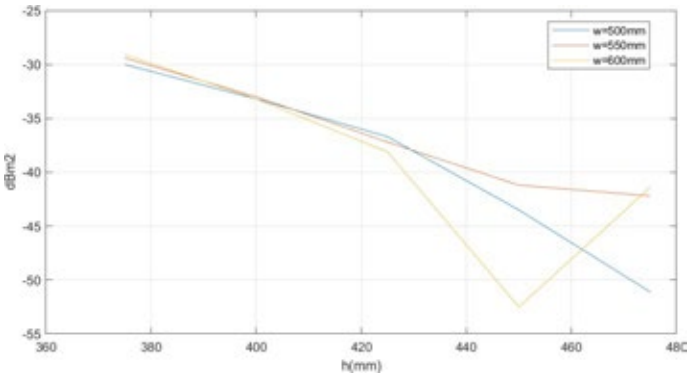
Tablo 1'de en iyi etki performansına sahip kanopi yapılarını ve RCS analiz sonuçlarını göstermektedir. En dayanıklı ve en küçük radar kesitine sahip modeli bulmak için çeşitli kanopi model konfigürasyonları analiz edildi.

Katmanların malzeme ve kalınlık değerleri tüm konfigürasyonlarda sabit tutulmuştur. Kum Saati Enerji/İç Enerji değeri tüm konfigürasyon değerleri için %10'un altındadır. Darbe sonuçlarına göre kanopide herhangi bir yırtılma meydana gelmemiştir. Ayrıca tüm konfigürasyonlarda analizler tamamlandığında kanopinin orijinal durumuna dönme eğilimi gözlemlenmiştir. Kuş çarpması analizi sonucunda Tablo 2'de gösterildiği gibi tüm konfigürasyonlarda yapısal bütünlük korunmuştur.

Her bir geometri için elde edilen sonuçlar Tablo 1 ve Şekil 5'te verilmiştir. Sonuçlar doğrultusunda -29dBm2 ile -52dBm2 arasında değişen değerler bulunmuştur. Bu değerin genellikle h değeri ile ters orantılı olarak azaldığı gözlemlenmiştir.

Tablo. 1. *Konfigürasyonların Radar Kesit Alanı Değerleri*

	w=500mm	w=550mm	w=600mm
h(mm)	Max RCS (dBm2)	Max RCS (dBm2)	Max RCS (dBm2)
375	-30	-29.4	-29.1
400	-33.2	-33	-33.2
425	-36.7	-37.2	-38.1
450	-43.5	-41.2	-52.5
475	-51.1	-42.2	-41.4



Şekil. 5. *Radar Kesit Alanı Sonuçları*

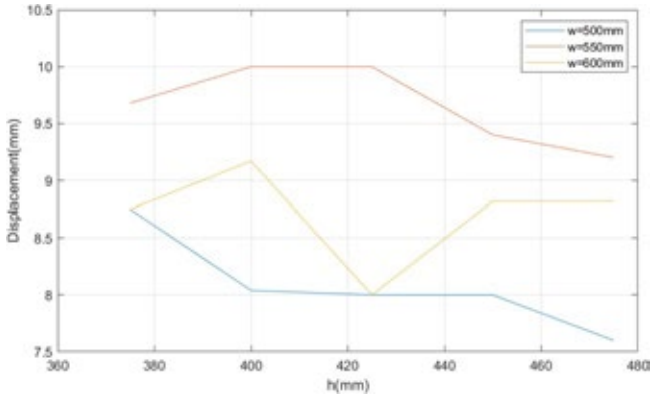
Tablo. 2. *Gereksinimleri Karşılayan Kanopi Yapıları*

Sıra	Alternatif Konfigürasyonlar	Kuş Çarpması Simülasyon Testi	Maksimum Radar Kesit Alanı (dB/m^2)
1		✓	-30
2		✓	-29.4
3		✓	-29.1
4		✓	-33.2
5		✓	-33
6		✓	-33.2
7		✓	-36.7
8		✓	-37.2
9		✓	-38.1
10		✓	-43.5
11		✓	-41.2
12		✓	-52.5
13		✓	-51.1
14		✓	-42.2
15		✓	-41.4

VI. DEĞERLENDİRME

Projenin amacı olan Radar Kesit Alanı küçük ve kuş çarpması sonucu minimum hasarla koruyacak optimal bir kanopi tasarımı için TAI tarafından sağlanan geometrik kısıtlamalar dahilinde 15 farklı geometri tasarlanmıştır. Bu geometriler, bahsedilen simülasyon yazılımı ile mekanik ve elektronik olarak test edilmiştir. Testlerden elde edilen veriler optimal geometriyi belirlemek için kullanılmıştır.

Kuş çarpması simülasyonlarında elde edilen veriler hiçbir geometrinin kırılmadığını ve plastik olarak deforme olmadığını göstermektedir. Her bir geometri için elde edilen maksimum yer değiştirme değerleri Şekil 6'da verilmiştir.



Şekil. 6. *Farklı Konfigürasyonlar için Deformasyon Sonucu Maksimum Yer Değiştirme Değerleri*

Verilere göre h değerinin artması ile yer değiştirme genel olarak azalma eğilimdedir. Bunun sebebi h değeri arttıkça geometri daha yumuşak hatlara sahip olmaktadır ve stres azalmaktadır. Ayrıca w değerindeki artma ile de yer değiştirme değeri artma eğilimdedir. Bunun sebebi ise geometrinin genişlemesidir kuş geometriye tam ortadan çarptığı için geniş bir geometride yer değiştirme fazla olur. Mekanik olarak optimal geometride h değerinin fazla olması, w değerinin de az alması kanopinin kuş çarpmasından minimum düzeyde etkilenmesi için önem arz etmektedir.

Radar Kesit Alanı simülasyonlarından elde edilen verilere göre h değerinin artması genel olarak Radar Kesit Alanı değerini azaltmaktadır. Çünkü h değeri arttıkça geometri daha yumuşak hatlara sahip olur. Yumuşak hatlar örneğin bir küre radar dalgalarının çoğunu kaynaktan başka yerlere yansıtır. Bu sayede Radar Kesit Alanı küçülmüş olur. W değerindeki artış ise hatları yumuşatırken aynı zamanda geometrinin yüzey alanında ciddi artışa sebep olur. Yüzey alanı büyüdükçe daha fazla radar dalgası yansıtır ve bu da Radar Kesit Alanı'nda artmaya sebep olur. Bu yüzden w değerinin etkisi kararlı olarak gözlenememişi ama optimal bir değer elde edilmiştir.

Test edilen 15 geometri içerisinde en büyük Radar Kesit Alanı -29.4 dBm2 değeri ile 2 numaralı geometri olmuştur. En küçük RCS ise -52.5 dBm2 değeri ise 12 numaralı geometri olmuştur.

Yapılan mekanik simülasyon kuş çarpması testleri sonucunda hiçbir geometride kalıcı deformasyon gözlenmediği için optimal geometri seçimi Radar Kesit Alanı verileri üzerinden yapılmıştır ve Radar Kesit Alanı değeri en düşük olan 12 numaralı geometri belirlenmiştir.

KAYNAKLAR

[1] Barber, J. P., Taylor, H. R., & Wilbeck, J. S. (1975). Characterization of Bird Impacts on a Rigid Plate, Air Force Flight Dynamics Laboratory Technical Report. AFFDL-TR-75-5.

[2] Anghileri, M., Castelletti, L. M. L., & Mazza, V. (2005, May). Birdstrike: approaches to the analysis of impacts with penetration. In International Conference on Impact Loading of Lightweight Structures, WIT Transactions on Engineering Sciences (Vol. 49).

[3] Arachchige, B., Ghasemnejad, H., & Yasaee, M. (2020). Effect of bird-strike on sandwich composite aircraft wing leading edge. Advances in Engineering Software, 148, 102839.

[4] Barber, J. P., & Taylor, H. R. dan Wilbeck, JS,(1978), Bird impact force and pressures on rigid and compliant target. Technical Report AFFDL-TR-77-60, Air Force Flight Dynamics Laboratory.

[5] Castelletti, L. M., & Anghileri, M. (2003). Multiple Birdstrike Analysis–A survey of feasible techniques, 30th European Rotorcraft Forum. Marseilles, Frances, September, 14-162003.

[6] CS-23. (2003). EASA Certification Specifications for Normal, Utility, Aerobatic and Commuter Category Aeroplanes, Airworthiness Code. 1-G-1

[7] Lavoie, M. A., Gakwaya, A., Ensan, M. N., & Zimcik, D. G. (2007). Validation of available approaches for numerical bird strike modeling tools. International Review of Mechanical Engineering, 1(4), 380-389.

[8] Lavoie, M. A., Gakwaya, A., Ensan, M. N., Zimcik, D. G., & Nandlall, D. (2009). Bird's substitute tests results and evaluation of available numerical methods. International Journal of Impact Engineering, 36(10-11), 1276-1287.

[9] Tezel M.C., Y. Yamaner, E. Acar, B.A. Çoğuz, Evaluation of Various Design Options for Wing ,Leading Edge Against Bird Strike, 11th Ankara International Aerospace Conference, Turkey, 8-10 .September 2021 (submitted to AIAA Journal)

Kafes Yapılarının Hava Aracı Bileşenlerinin Tasarımını Sağlayan Tasarım Modülü Geliştirilmesi

Developing a Design Module that Enables the Use of Lattice Structures in Aircraft Components

Öğrenci - 1
Ahmet Yavuz Kanyılmaz
Gazi Üniversitesi
Makine Mühendisliği
Ankara, Türkiye
kanyilmazyavuzahmet@gmail.com

Öğrenci – 2
Abdullah Tahir Kuzuoğlu
Gazi Üniversitesi
Makine Mühendisliği
Ankara, Türkiye
atahirkuzuoglu1999@gmail.com

Öğrenci - 3
Cihat Kürşat Kalkan
Yıldırım Beyazıt Üniversitesi
Makine Mühendisliği
Ankara, Türkiye
cihatkalkan1@gmail.com

Akademik Danışman
Prof. Dr. Oğuzhan Yılmaz
Gazi Üniversitesi
Makine Mühendisliği
Ankara, Türkiye
oguzhanyilmaz@gazi.edu.tr

Sanayi Danışmanı
Mert Subran
Türk Havacılık Uzay Sanayii A.Ş.
Ankara, Türkiye
mert.subran@tai.com.tr

***Özetçe*—Bu çalışmada, eklemeli imalat yöntemleri ile üretilmek üzere yapısal parçaların kafes yapıları ile daha hafif şekilde tasarlanmasını sağlayan tasarım modülü geliştirilmesine yönelik çalışma gerçekleştirilmiştir. Kafes yapıları (Lattice) ile yapısal parça tasarımında mevcut tasarım programlarının tasarımda yer alan tüm çubuk elemanlarının tek bir yapı eleman olarak tasarlaması, her bir çubuk elemanının parametrelerinin değiştirilmesine imkân sağlamamaktadır. Gerçekleştirilen çalışma ile TUSAŞ bünyesinde yapılacak optimizasyon çalışmaları için gerekli tasarım verileri oluşturulmaktadır. Elde edilen tasarım verilerinde; kafes yapılarının türleri, kafes yapılarında çubuk elemanlarının çapları, gradyan sıklığı, yazdırma tablası düzlemi ile çubuk elemanlarının yaptığı açı (overhang açısı) müdahale ederek kullanılacak parçaların yükleme tipine uygun şekilde daha hafif kafes yapılı tasarımların elde edilmesi amaçlanmıştır. Çalışmada Siemens NX tasarım programı bünyesinde yer alan SNAP programlama dili kullanılarak, kafes yapılarının tasarımını ve eklemeli imalat destek yapısı olarak kullanılmasını sağlayan tasarım modülü geliştirilmesi yapılmıştır. Çalışma kapsamında kafes yapılarının şeçilmesinde kullanıcıya fikir vermesi ve şeçimi kolaylaştırması amacıyla 7 farklı tipteki kafes yapısı için yapısal analizler gerçekleştirilmiştir. Analizlerde her bir kafes yapısının hacmi eşit olması amacıyla farklı çap değerlerinde tasarlanmıştır. Çalışmamız TÜBİTAK 2209'dan destek almıştır, LIFT UP kapsamında geliştirmiş olduğumuz programdan elde edilen çıktının üretimi sağlayarak mekanik testlerin gerçekleştirilmesi hedeflenmektedir.**

Anahtar Kelimeler — Kafes yapı, Eklemeli İmalat, Tasarım, SNAP

***Abstract*— This study has been carried out to develop a design module that enables the structural parts to be designed with lattice structures in a lighter way to be produced using additive manufacturing methods. The fact that all the strut elements in the design of the current design programs in the design of lattice structures (Lattice) and structural parts are designed as a single structural element does not allow the parameters of each bar element to be changed. With the work carried out, the necessary design data for the optimization studies to be carried out within TAI are created. The design data obtained aims to get lighter lattice structure designs under the loading type of the parts to be used by interfering with the types of lattice structures, the diameters of the strut elements in the lattice structures, the gradient value and overhang angle. In the study, using the SNAP programming language within the Siemens NX design program, a design module was developed that enables the design of cage structures and their use as an additive manufacturing support structure. Within the scope of the study, structural analyzes were carried out for 7 different types of cage structures to give an idea to the user in the selection of cage structures and to facilitate the selection. In the analysis, each cage structure was designed with different diameter values to have equal volume. Our work has received support from TÜBİTAK 2209, it is aimed to carry out mechanical tests by producing the output obtained from the program we have developed within the scope of LIFT UP.**

I. PROBLEM TANIMI

Eklemeli imalat üretim yönteminin, havacılık sektörüne sağladığı avantajlar günden güne artmakta ve buna bağlı olarak yaygın bir kullanım alanı bulmaktadır. Bu avantajlardan en önemlileri geleneksel imalat yöntemleriyle üretimi zor hatta imkânsız olan karmaşık geometrili parçaların üretim imkânı, yapısal parçaların onarımı ve çoklu sayıdaki parçaların tek veya daha az sayıda parça olarak üretilmesi gelmektedir. Karmaşık geometriye sahip kafes yapılarının tasarımı için yazılımlar mevcuttur. Mevcut yazılımlarda

elde edilen tasarım verilerinin çubuk elemanları tek bir geometri içerisinde olduğundan dolayı her bir çubuk elemanının optimize edilmesine imkân sağlamamaktadır. Gerçekleştirilen çalışma ile optimizasyon için gerekli tasarım verileri sağlayan Siemens NX modülü içerisinde kullanılan alt tasarım modülü geliştirilmiştir. Modül içerisinde 7 farklı kafes geometrisi yer almaktadır ve yeni kafes geometrileri içerisine eklenebilmektedir. Kafes geometrisinde yer alan çubuk elemanların tasarım parametreleri kullanıcı tarafından değiştirilebilmektedir. Çalışma kapsamında ek olarak kafes geometrilerinin aynı hacim miktarı için farklı yük koşullarında mekanik davranışları belirlenerek bu alandaki bilgi birikimi elde edilmiştir.

II. GİRİŞ

Eklemeli imalat (Eİ) teknolojisinin gelişmesi, kafes yapılarının tasarımlarda kullanımı büyük oranda arttırmıştır. Fakat aşılması gereken üretim ve tasarım kısıtları hala mevcuttur (Huang, 2020,16). Bu kısıtlara rağmen kafes yapılarının sağladığı birçok faydasından dolayı endüstrinin farklı alanlarında tercih edilmektedir. Kafes yapıları ile yapıda gerekli mukavemeti korurken, daha az malzeme kullanılmasını sağlayan hücresel/kafes yapıların yerleştirilmesiyle daha hafif parçaların üretim potansiyelini artırır (Beyer and Figueroa 2016). Aynı zamanda titreşim, sönümleme, yüzey alanının fazla olmasından dolayı yapıdan ısı atımını kolaylaştırması gibi sağladığı diğer avantajlardan dolayı günümüzde araştırma konularındandır (Tang, Dong et al. 2018). Proje kapsamında geliştirilen tasarım modülü ve arayüz sayesinde kafes yapısını oluşturan her bir çubuk elemanlarının çaplarını ve uzunluklarına, gradyan sıklığı, yazdırma tablası düzlemi ile çubuk elemanlarının yaptığı açı (overhang açısı), yapı içerisindeki kafes konumunun açısına müdahale etme imkânı olacaktır. Bu sayede kafes yapılarının optimizasyonu için geometrik olarak herhangi bir engel olmadan istenilen geometri ve bölgesel müdahaleler yapılabilecektir. Ayrıca modülde yer alan arayüz kullanıcıya farklı yükleme tiplerine göre uygun tipte kafes yapılarını seçme imkânı sağlamaktadır.

III. GERÇEKLEŞTİRİLEN ARAŞTIRMA FAALİYETLERİ

a. Literatür Araştırması

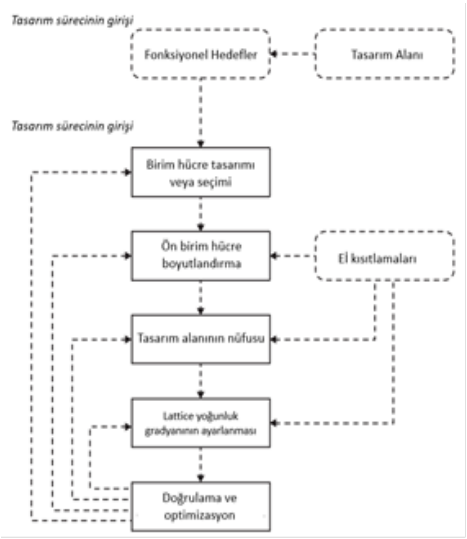
(Tang, Dong et al. 2018), İstenilen baskı kalitesini sağlamak için üretilebilirlik göz önünde bulundurularak kafes yapılar için bir tasarım ve optimizasyon stratejisi önerilmiştir. İmalat kısıtlamalarını elde etmek için deneyler ve yapay sinir ağı ile bir meta model oluşturulmuştur.

(Noh, Park et al. 2021), Bu inceleme, eklemeli olarak üretilmiş Mezo Ölçekli Kafes Yapıların (Mezo Scale Lattice Structure (MSLS)) tasarım sürecine odaklanmaktadır. MSLS'ler boyutları 0,1 ile 10,0 mm arasında değişen, 3B yazdırılmış kafesli birim hücre dizileridir. Bu çalışma, MSLS tasarım sürecinin aşamalarını detaylandırmayı amaçlamaktadır.

(Hadi, Vignat et al. 2015), Bu makale, metalik katkılı imalat parçalarının tasarımında periyodik kafes yapı türlerine odaklanmaktadır. Bu çalışmanın sonucu, kafes yapısını tasarlamak için CAD yardımcı araçlarının ve kitaplıklarının oluşturulmasına yardımcı olacak bir temel ve ön çalışma olarak hizmet edecektir.

b. Kısıtlamalar

Optimizasyon aşamasını sağlıklı bir şekilde gerçekleştirebilmek amacıyla geometri üzerinde değişken parametreler belirlenmiştir. Bu parametreler başlıca çubuk elemanlarının çapları ve uzunlukları, gradyan sıklığı, eklemeli imalatta yazdırma tablası ile parçanın oluşturduğu sarkma açısıdır (overhang açısı). Eklemeli imalat ile üretimde bu parametreler dikkate alınarak üretim gerçekleştirilir. Bu kısıtlamalar üretim metoduna, kafes yapısı ile tasarlanmak istenilen hacime, birim hücre tipi ve seçimine, gelen yükleme tiplerine göre tasarım ve üretim açısından güvenli bir aralıkta olması hedeflenir. Çalışma kapsamında eklemeli imalat üretim parametrelerine uygun olarak kullanıcı tarafından belirlenen parametreler doğrultusunda gerçekleştirilen tasarımlar TUSAŞ bünyesinde gerçekleştirilecek kafes geometrisi optimizasyonuna tasarım verileri sağlamaktadır. Şekil (1)'de optimizasyon öncesi tasarım işlem adımları yer almaktadır.



Şekil 1 Optimizasyon öncesi Kafes yapısı tasarım aşamaları ve Gereksinimleri

Kafes Tipi, Gradyan ve Kafes Konumunun Açısı

Kafes tipi, gradyan ve kafes yapısının konum açısı tamamen gelen yükleme yükleme tipine ve gelen yük miktarına göre belirlenir.

1) **Kafes tipi seçimi:** , Kafes yapıları gerilme baskın ve Bükülme baskın olarak 2 kategoriye ayrılmaktadır. Gerilme Baskın birim hücreler yüksek dayanıma sahip olarak sınıflandırılır (Pan, Chen 2020). Diğer yandan Bükülme baskın hücreler enerji sönümlemeye uygun olarak yüksek dayanıma sahiptirler. Gerilme baskın hücreler ise bükülme baskın hücrelere göre genellikle daha fazla bağlantı noktasına sahiptirler. Çubuk elemanlı kafes yapıları hem bükülme baskın hem de gerilme baskın olarak tasarlanabilmektedir. Bu sayede yapıya

farklı mekanik davranışlar kazandırılabilmektedir (Tamburrino, Graziosi et al. 2018).

2) **Gradyan:** Gradyan formu ile parçaya uygulanan yükleme koşulları altında parçadan istenen mukavemet ve sertliği elde etmek için tasarıma eklenir. Kafes tipi yükleme şekillerine göre değişiklik göstermektedir. Bu nedenle, mukavemet ve rijitliğini artırmak için, dayanımın düşük olduğu bölgelere daha yoğun kafes yapısı yerleştirilir. Sadece az miktarda gerilmenin uygulandığı alanlarda ise daha az yoğun kafes yapılara ihtiyaç duyulur (Hadi, Vignat et al. 2015).
3) **Yazdırma Tablası Düzlemi ile Çubuk Elemanlarının Yaptığı Açı (Overhang Açısı):** Katmanlı imalat yönteminde yatay unsurlar destek geometrileri ile desteklenmelidir. Dikey unsurlarda buna ihtiyaç duyulmaz fakat yataya yaklaşan açılarda makinanın teknolojik kabiliyetine göre destek geometrisi gerekebilir. Bu açıya sarkma açısı denir. Sarkma açısı teorik olarak minimum 30° derece (Verma, Yang et al. 2022), güvenli bölgede kalmak için ise 45° olarak belirlenmiştir. Fakat bu sınırlama çubuk elemanlarının çaplarına ve uzunluğuna göre değişmektedir. Literatür araştırmasına rağmen overhang açısının çubuk elemanın çapına ve uzunluğa göre formüle edilmiş bir matematiksel model bulunamamıştır

Mazur ve arkadaşlarının 2016'da gerçekleştirdikleri çalışmada; 56 adet test parçası ile test çalışması gerçekleştirmiştir, 0,3- 1 (mm) arasında 8 farklı çubuk eleman çapı ve 0°- 60° arasında 7 farklı overhang açısına göre çubuk elemanlarının üretimin sağlıklı gerçekleşip gerçekleşmediğini incelemiştir. Şekil (2)'de görüldüğü üzere ağır kusurlu (L), az Kusurlu (M) ve sağlıklı bir şekilde üretildi (H) olarak sınıflandırılıp tablo haline getirilmiştir (Mazur, Leary et al. 2016).

Tablo 1 Sarkma açısı ve Çubuk Elemanlarının Açısını Bağlı Üretilebilirlik Durumu (İndis: L: ağır kusurlu, M: az kusurlu, H: sağlıklı bir şekilde üretildi)

	ÇUBUK ELEMANI ÇAPI (MM)							
	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	0,9	1
AÇI 0°	L	L	L	L	L	L	L	L
10°	M	M	M	M	M	L	L	L
20°	H	H	H	H	H	H	H	H
30°	H	H	H	H	H	H	H	H
40°	H	H	H	H	H	H	H	H
50°	H	H	H	H	H	H	H	H
60°	H	H	H	H	H	H	H	H

Bu çalışma baz alınarak kafes yapılarının oluşturulmasında minimum çubuk çapı 0,8 mm olarak belirlenerek geliştirilen modülde kullanılmıştır.

IV. ARAŞTIRMA SONUÇLARI VE ÇIKTILAR

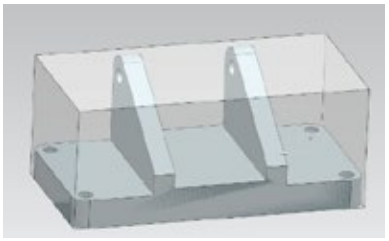
Araştırmada kafes yapılarının hava aracı bileşenlerinin tasarımını ve eklemeli imalat destek yapısı olarak kullanılmasını sağlayan tasarım modülü geliştirilmesi hedeflenmiştir. Bu modül sayesinde optimizasyon için gerekli tasarım verileri oluşturulmaktadır. Elde edilen tasarım verileri ile optimizasyon öncesinde kafes yapılarını oluşturan çubuk elemanlarının türleri, çapları, gradyan sıklığı, yazdırma tablası düzlemi ile çubuk elemanlarının yaptığı açıya (overhang açısı) müdahale ederek kullanılacak parçaların yükleme tipine uygun şekilde hafifletme sağlaması amaçlanmıştır.

Bu çalışma kapsamında araştırılan kafes yapılarının üretilebilirliği, minimum çubuk çapının ne olacağı, yapılan analizlerde bağıl yoğunluğa bağlı olarak hangi kafes yapısının daha uygun olduğu anlaşılacak ve bu bilgilerin Tübitak projesi kapsamında doğrulanacaktır.

a Metot

Arayüz tasarımı NX uygulama programı olan SNAP ile geliştirilmiştir. SNAP; NX'i özelleştirmek veya genişletmek için programlar yazmanıza izin veren bir Uygulama Programlama Arayüzüdür (API). Bunun faydası, bu şekilde oluşturulan küçük uygulamaların genellikle tekrarlayan görevleri hızlandırabilmesi ve önemli tasarım süreci bilgilerini yakalayabilmesidir. Yapılacak tüm kafes yapıları için farklı matematiksel model geliştirilip SNAP yardımıyla arayüze eklenmiştir.

Adım 1: Bir parçaya kafes yapılarını uygulamak için öncelikle parça Siemens NX programına aktarılır. Parçanın uzayda kapladığı hacmi prizma içerisine alınır (Bounding Box).



Şekil 2 Bounding Box Oluşturulması

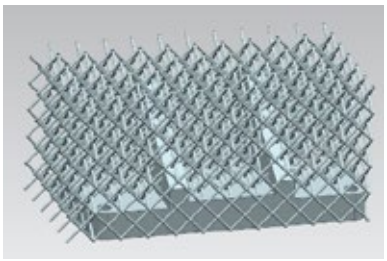
Adım 2: Bu aşamada parçanın geometrik özellikleri belirlenir. Merkezi bilinen parçaya referans noktası ataması yapılır.



Şekil 3 Geometrik Özellikleri Bildirim Penceresi

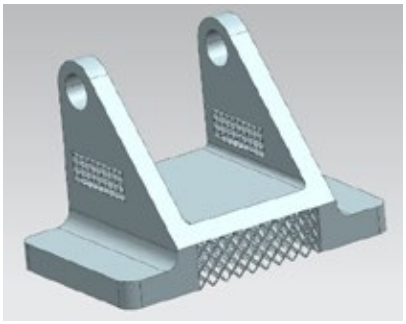
Adım 3: Her bir kafes yapısının merkezi referans alınarak matris oluşturulur ve bu merkezlere noktalar atılır. Kafes

Oluşturulur, oluşturulan noktalar çizgiler veya silindirler ile yapısının matematiksel fonksiyonu ile özel noktaları birleştirilir



Şekil 4 Kafes Yapılarının Bounding Box İçersine Örülmesi

Adım 4: Son olarak tüm kafes yapıları birleştirilerek tek bir parça haline getirilir. Birleştirilen yapı ile asıl parçamızın kesişen yerleri çıkartılır.

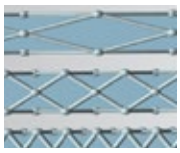


Şekil 5 Kafes Yapılarının Geometri İçerisindeki Görünümü

Optimizasyon aşamasına hazır olan yapı şekil (6)'daki gibidir. Bu yapı yukarıda anlatıldığı üzere nonconformal olarak oluşturulmuştur. Yapılan araştırmalar ve çalışmalar parçaya uyumlu olmayan (nonconformal lattice) yapı üzerinden gerçekleştirilmiştir.

c. Gradyan Değeri

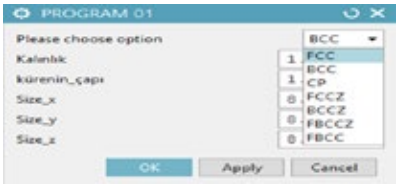
Kafes yapılarını oluşturan her bir çubuk elemanının arasındaki açıyı değiştirilerek gradyan sıklığı ve yapı yoğunluğu da ayarlanabilir.



Şekil 6 Aynı Geometri Üzerinde Farklı Gradyan Değerli Kafes Boyutlandırması

d. Arayüz:

Arayüzde 7 farklı kafes yapısı seçilebilmektedir. İstenen geometrik şekillendirme arayüzde kolaylıkla ayarlanabilmektedir. Ayrıca girilen değerlerin katmanlı imalat yöntemine uygun olmaması veya daha optimize değerlerin verilebilmesi için literatür çalışmaları yapılmış, bu araştırmalara göre elde edilen veriler kullanıcıya geri bildirim olarak verilmesi planlanmıştır.



Şekil 2 Program Arayüzü

Geliştirilen Tasarım modülüne kafes yapılarının arasındaki açıya ve kalınlığına, makinanın kabiliyetlerinde göre en uygun değerler verilerek sarkma açısının optimize etme çalışmaları devam etmektedir.

e. Kafes Tipleri ve Statik Analiz

Programımızın kütüphanesinde 7 farklı kafes yapısı girilmiştir. Kütüphaneye istenilen kafes tipi eklenebilmektedir. Programı kullanan kişinin kafes yapısı seçiminde bir öngörü sağlamak amacıyla ANSYS programı kullanılarak kafes yapıları için sabit yükler altında statik analiz koşturulmuştur. Buradan 21 farklı sınır şartları ile 21 farklı sonuç elde edilmiştir. Kafes yapıları aynı bağıl yoğunluğa sahipken farklı çubuk eleman çaplarına sahiptir. Tablo (1)'de kafes yapılarının tipleri, bağıl yoğunlukları ve çapları paylaşılmıştır. (Bağıl yoğunluk kafes yapısının uzayda kapladığı hacmin, aynı uzunluk, genişlik ve derinliğe sahip küp hacmine oranı).

Tablo 2 Kafes Tipleri ve Çubuk Elemanı Çapları

	Kafes İsmi	Bağıl Yoğunluk	Strut çapı (mm)
	CP	0,08	4
	BCC	0,08	5,27
	FCC	0,08	4,778
	FCCZ	0,08	5,84
	BCCZ	0,08	4,912
	FBCC	0,08	3,92
	FBCCZ	0,08	3,78

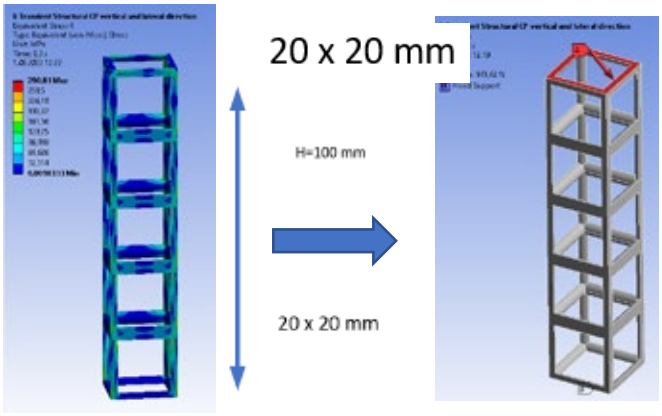
Sınır Şartları:

25-50-75 N için yük durumları olarak yüklemeler parçanın üst kısmında yanal ve bası olarak verilmiştir. Parçanın alt kısmından sabit mesnet (fix support) tanımlaması yapılmıştır. Malzeme olarak Ti6Al4V kullanılmıştır.

f. Tartışma ve Sonuçlar*:*

CP, FCC, BCCZ ve FBCCZ kafes tipleri aynı bağıl yoğunlukta yanal ve bası kuvvetlerine karşı daha yüksek dayanıma sahip olduğu gözlemlenmiştir. Elde edilen bu bulgulara göre bu tarz bir yükleme altında BCCZ diğer kafes tiplerine göre daha uygundur. Bazı kafes tipleri akma dayanımını geçmiştir bunlar

sırasıyla BCC, FCC, FCCZ ve FBCC dir. 7 farklı kafes tipi ve 3 farklı yük durumu için bulunan stres değerleri tablo (5)'de verilmiştir.



Şekil 8 Analiz Modeli



Tablo 3 Yapısal Analiz Sonuçları

2) PROJE EKİBİNİN KAZANIMLARI VE TUSAŞ'A OLASI KATKISI

- Geliştirilen ve iyileştirilecek olan tasarım modülünde kullanıcı tarafından farklı yükleme tiplerine göre uygun tipte kafes yapıları seçilmesi, her bir çubuk elemanına istenen müdahalenin yapılması ve geometrinin içerisinde uygun açıda yerleştirilmesi sayesinde bu konuda yapılan araştırmalara yenilik getirmesi hedeflenmiştir. Yapılan modülü herhangi bir yabancı kaynaktan esinlenilmemiş tamamen proje ekibi ve danışmanları tarafından özgün olarak geliştirilmiştir.
- TUSAŞ firmasının havacılık ve uzay parçalarında kafes yapılarını uygulayabileceği bir yazılım geliştirilmesi ile yapının ağırlığı hafifletilirken dayanımından ödün vermemesi sağlanacaktır. Bu sayede ekonomik ve ticari anlamda firmaya destek sağlanmıştır.

3) ÖNERİLER, ALINAN DERSLER VE GELECEK ÇALIŞMALAR

- Katmanlı imalat teknolojileri geliştiği sürece yapılan arayüzlerin de gelişmesi gereklidir. Çalışması yapılan arayüz neredeyse sınırsız geliştirmeye açıktır. Program bünyesine istenilen tüm kafes yapıları ilave edilebilir. İleriki çalışmalarda kafes yapılarını konformal yapıda yerleştirilmesi hedeflenmektedir.
- Bu çalışma sadece Lisans Bitirme çalışması olarak sınırlandırılmakla kalmayıp, ülkemizin eklemeli imalat alanındaki çalışmalarına sahip çıkabilmesi adına, akademik lisansüstü çalışmalarında ilerleyip yer edinebilecektir.

Beklenen Çıktılar:

- Kafes Yapılarının Eklemeli İmalat yöntemine uygun olarak Havacılık-Uzay Ekipmanları Üzerinde Yüksek Dayanıma ve Düşük Ağırlığa Sahip Olmasını Sağlayan Tasarım Modülü.
- Çeşitli kafes yapıları hakkında detaylı analiz verileri.

4) KAYNAKLAR

[1] Beyer, C. and D. Figueroa (2016). "Design and Analysis of Lattice Structures for Additive Manufacturing." Journal of Manufacturing Science and Engineering **138**.

[2] Hadi, A., F. Vignat and F. Villeneuve (2015). Design Configurations and Creation of Lattice Structures for Metallic Additive Manufacturing. 14ème Colloque National AIP PRIMECA, La Plagne, France.

[3] Mazur, M., M. Leary, S. Sun, M. Vcelka, D. Shidid and M. Brandt (2016). "Deformation and failure behaviour of Ti-6Al-4V lattice structures manufactured by selective laser melting (SLM)." The International Journal of Advanced Manufacturing Technology **84**(5): 1391-1411.

[4] Noh, H., K. Park, K. Park and G. E. Okudan Kremer (2021). Development of a Design for Additive Manufacturing Worksheet for Medical Casts. ASME 2021 International Design Engineering Technical Conferences and Computers and Information in Engineering Conference.

[5] Tamburrino, F., S. Graziosi and M. Bordegoni (2018). "The Design Process of Additively Manufactured Mesoscale Lattice Structures: A Review." Journal of Computing and Information Science in Engineering **18**(4).

[6] Tang, Y., G. Dong, Q. Zhou and Y. F. Zhao (2018). "Lattice Structure Design and Optimization With Additive Manufacturing Constraints." IEEE Transactions on Automation Science and Engineering **15**(4): 1546-1562.

[7] Verma, S., C.-K. Yang, C.-H. Lin and J. Y. Jeng (2022). "Additive manufacturing of lattice structures for high strength mechanical interlocking of metal and resin during injection molding." Additive Manufacturing **49**: 102463.

[8] Huang, R., et al. (2020). "Build orientation optimization for lightweight lattice parts production in selective laser melting by using a multicriteria genetic algorithm." Journal of Materials Research **35**(15): 2046-2054.

Makine Öğrenme ve Yapay Zeka Sistemlerinin Doğrulanması ve Onaylanması

Verification and Validation of Machine Learning and Artificial Intelligence Systems

Öğrenci – 1
Evren Beyza Gençalp
TED Üniversitesi
Elektrik – Elektronik Mühendisliği
Ankara, Türkiye
evrenbeyza99@hotmail.com

Öğrenci – 2
Handan Çalışkan
TED Üniversitesi
Elektrik – Elektronik Mühendisliği
Ankara, Türkiye
handan.caliskannn@gmail.com

Akademik Danışman
Doç. Dr. Hüseyin Uğur Yıldız
TED Üniversitesi
Elektrik – Elektronik Mühendisliği
Ankara, Türkiye
hugur.yildiz@ieee.org

Sanayi Danışmanı
Ercan Ürek
Türk Havacılık Uzay Sanayii
Ankara, Türkiye eurek@tai.com.tr

***Özetçe* — Bu çalışmanın amacı, havacılık sektöründe Makine Öğrenimi ve Yapay Zeka uygulamaları için tamamen güvenilir sonuçlar elde ederek güvenilir bir kullanım alanı oluşturmak olduğundan, bir MÖ&YZ modeli eğitilir, test edilir ve çıktıya göre gerekli gözlem ve analizler yapılır. Eğitimli ve test edilmiş sistem, daha sonra, sinir ağı kurulumunun doğru olup olmadığını kontrol etmek için doğrulamanın kullanıldığı ve nihai ürünün yazılımının ihtiyaçlarını karşılayıp karşılamadığını kontrol etmek amacıyla Doğrulama ve Onaylama için gerekli önermeler yapılır. Bu amaçla veri setinin girdi olarak alınması, nesne tespiti, nesne sınıflandırması, MÖ&YZ modelinin analizleri, doğrulama ve onaylama aşamaları uygulanmaktadır. Proje, güvenlik açısından kritik sistemler için güvenilirlik olasılığını artırmak için gerekli öneriler, veri setine dayalı gözlemler, eğitim ve test seçeneklerini içermektedir. Proje sonucunda, daha az fotoğrafa sahip sınıfın daha düşük algılama olasılığına sahip olduğu, daha fazla sayıda fotoğraf içeren bir veri kümesinin diğer veri kümelerinin tahmin mekanizması üzerinde zararlı bir etkiye sahip olduğu ve veri kümesindeki görüntülerin kalitesinin çok önemli olduğu gözlemlendi. Verilerin farklı çekim ve görüntü işleme özellikleri kullanılarak eğitilmesi, tahmin olasılığını artırmaktadır. Havacılık sektöründe kullanılan kameralar hem gündüz hem de gece çalıştığından, kızılötesi ışık kullanılarak alınan görüntüler termal kameralar söz konusu olduğunda avantajlı olabilir. Farklı sınıf türlerini kapsayan grup fotoğraflarının uygulanması, sistem verideki bu nesneleri öyle olmasa bile tek bir sınıf olarak kabul ettiğinden, eğitimi karıştırabilir. İlgili nesnenin farklı perspektiflerinden nesne görüntülerini içeren sınıflar, daha yüksek nesne algılama ve sınıflandırma olasılık yüzdesine sahip olduğu fark edildi. MÖ&YZ sistemlerini eğitmek ve oluşturmak için en uygun bölme yüzdesi kullanılmalıdır.**

Anahtar Kelimeler — Aviyonik, İnsansız Hava Araçları, Makine Öğrenme, Yapay Zeka, Nesne Algılama, Görüntü Sınıflandırma, Doğrulama, Onaylama.

***Abstract* — Since the goal of the project is to create a reliable field of usage for Machine Learning and Artificial Intelligence applications in the aviation industry by obtaining entirely dependable results, an ML&AI model is trained, tested, and necessary observations and analyses are done according to the output of the trained and tested system, then requisite proposals for Verification and Validation are done where the verification is employed to check whether the path taken is correct and validation is applied to check whether the software of the final product meets its needs. For this purpose, importing dataset, object detection, object classification, analyses of ML&AI model, verification & validation phases applied. As a result of the project, necessary proposals to increase the probability of security for safety critical systems, include observations based on the dataset, training, and testing options. It is discovered that the class with fewer photos has a lower detection probability, a dataset that comprises a larger number of photos has a detrimental influence on the prediction mechanism, and the quality of images in the dataset matters so much. Training the system with district shooting and image processing features increases the probability of prediction. Images taken by utilizing infrared light may be advantageous in the case of thermal cameras since cameras used in the aviation industry, work both day and night. Application of group photos meaning enclosing different types of classes may confuse training since the system considers all of these objects as one class even though they are not. Classes containing object images from different perspectives of the related object have a greater object detection and classification probability percentage. The best-fitted splitting percentage should be used to train and create the ML&AI systems.**

Keywords — Avionics, Unmanned Aerial Vehicles, Machine Learning, Artificial Intelligence, Object Detection, Image Classification, Verification, Validation.

I. GİRİŞ

Bu çalışmada araştırılan sorun; güvenlik açısından kritik sistemlere yönelik yazılımların güvenilirliklerinin, bir standart kullanılarak kanıtlanmadıkça güvenli olmadığıdır. Bununla birlikte; Yapay Zeka ve Makine Öğrenme kullanımı, günümüz

sistemlerinde çok yaygındır ve bunları kullanmak, henüz standartlarda tanımlanmamış ek Doğrulama ve Onaylama (Verification & Validation) faaliyetleri gerektirir. Bu durum büyük bir zorluk teşkil eder. Bu projedeki amaç, yazılım geliştirme yaşam döngüsü boyunca mutlaka Doğrulama ve Onaylama (V&V) faaliyetleri uygulayarak hava sistemleri ve otomotiv endüstrisi için güvenliği sağlamaktır.

Aviyonik sistemlerin geliştirilmesinin arka planında sürekli çalışılan alanlardan biri de Makine Öğrenimi ve Yapay Zekanın bu sistemlere entegrasyonudur. Makine Öğrenimi ve Yapay Zeka, hava sistemlerine [9] ve otomotiv endüstrisine [11] bütünleştirilmeye başladığından beri, bu sistemlerin doğrulanması ve onaylanması bir sorundur; çünkü bu sistemlerde Yapay Zeka kullanmak, henüz standartlarda tanımlanmamış Doğrulama ve Onaylanma tekniklerini gerektirir. Projenin amacı, İnsansız Hava Araçları ve Otonom sürüş sistemleri için Doğrulama ve Doğrulama önerileri geliştirmektir. Bu hedef doğrultusunda proje için ML ve AI sistemleri oluşturulmakta ve bu sistem üzerinden D&O aktiviteleri önerilmektedir.

II. Gerçekleştirilen Araştırma Faaliyetleri

A. Arkaplan Araştırması

Proje süreci boyunca kullanılan literatürlerden ilki DO-178C yani "Hava Sistemleri ve Ekipman Belgelendirmesinde Yazılım Hususları"dır [9]. Bu standart, havadaki sistemler ve ekipman sertifikasyonu için yazılım üretmeyi hedefleyenler için ana kılavuzdur ve yazılım geliştirirken izlenmesi gereken adımları detaylandırır.

Proje kapsamı boyunca kullanılan literatürlerden ikincisi, "Her Otomotiv Güvenliği Bütünlük Seviyesi / ASIL için Yazılım Geliştirme ve Tasarım Gereksinimleri" olan ISO 26262'dir [12]. Bu standart, otomotiv elektrik ve elektronik sistemlerinin güvenliğine odaklanır ve bir sistemin Güvenlik ve Öz Kalite olmak üzere iki yönünü kapsar.

Projemizle ilgilendiğimiz ana kavramlardan biri, güvenlik standartlarını uygulayarak Ulusal savunma güvenliği için Yapay Zekanın işlenmesidir. Projemiz boyunca kullanacağımız üçüncü literatür, bir YZ sisteminin geliştirilmesinin her aşamasında güven oluşturmak için standartların uygulanmasının nasıl kullanılabileceğini araştıran "Ulusal Güvenlik ve Güvenlik Standartları için Yapay Zeka Stratejileri"dir [13].

Kullanılan diğer literatür "Havacılık Siber Güvenliği için Yapay Zeka ve Makine Öğrenimi Yaklaşımları: Genel Bir Bakış"tır [14]. Bu literatürde havacılıkta yaşanan güncel problemlerle başa çıkabilmek için siber güvenlik uygulamalarına ve önermelerine ihtiyaç olduğundan bahsedilmektedir.

Diğer bir literatür ise "Görüntü Sınıflandırma Probleminde Derin Öğrenmeyi Geliştirmek için Veri Büyütme"dir [15]. Bu literatürde Machine Learning için yeterli eğitim verisinin olmaması veya yeterli eğitim verisine rağmen veri setleri içindeki eşit olmayan sınıf dengesi hakkında detaylı çalışmalar bulunmaktadır.

Son olarak, bir diğer literatür ise "Yazılım Doğrulama ve Doğrulama: Genel Bir Bakış"tır. Yaşam döngüsü boyunca doğru bir şekilde uygulanan Doğrulama ve Onaylama, bilindiği üzere Yazılım-Mühendislik için yazılım kısmında kaliteyi sağlayan disiplinlerdir [16].

B. Metodoloji

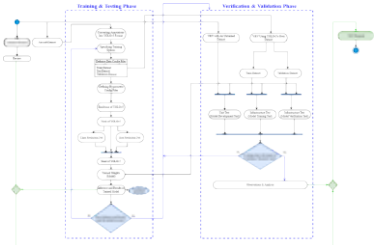
MÖ ve YZ sistemini oluşturmak için kullanılan ortam Visual Studio Code olarak belirlenmiştir. Veri kümesi, veri bilimcileri ve makine öğrenimi meraklıları için çevrimiçi bir topluluk platformu olan Kaggle tarafından alınmıştır. Sistem için seçilen programlama dilinin Python olarak belirlenmesi uygun görülmüştür. Bu projede Python dilini Visual Studio Code ile kullanmak için Miniconda kullanılmıştır. Visual Studio Code (VSC) kurulumu tamamlandıktan sonra Miniconda kurulumu da tamamlanmış olur. MÖ ve YZ sistemleri için kullanılan ve GitHub'dan alınan YOLOv5, VSC'de düzenlenir ve Miniconda ile çalıştırılır.

Projenin eğitim aşamasında, hızlı bir performans gücü ile zamanı verimli kullanmak için NVIDIA Cuda'nın kurulması ve kullanılması uygun görülmektedir. Bu ortamların ayarlanması ve uyumlaştırılmasının sonunda eğitim koşum takımı başlar. Model geliştirilirken W&B geliştirici aracı da kullanılmıştır. Bu çalışmanın bir diğer parçası olan, geliştirilen ve eğitilen modelin Doğrulama ve Onaylama aşaması için Windows Terminaline ihtiyaç duyulmaktadır. Bilgisayarda hazırlanan veri setlerinin test aşamaları için girdi olarak verilmesi sağlanır ve test çalışması yapılır. Oluşturulan MÖ ve YZ sisteminin geçtiği aşamalar ve ortamlar bu şekilde sağlanır. Bu süreçten sonra eğitim sürecinde W&B'den yapılan gözlemler ve eğitim sonucunda elde edilen YOLOv5 grafikleri ve eş zamanlı olarak Google Scholar'dan alınan literatür ve patent araştırmaları sayesinde birleştirilir, ve MÖ ve YZ modeli için D&O önerilerinde bulunulur. Google Patents, TÜRKPATENT ve Espacenet platformları da incelenmiştir. Bu önermeler, proje süreci boyunca Microsoft Office araçları kullanılarak kaydedilir ve incelenir. Proje boyunca hem MÖ ve YZ sisteminin geliştirilmesinde hem de D&O önermelerinin araştırılması ve geliştirilmesinde birçok uygulama, platform, açık kitaplık ve araç kullanılmaktadır.

C. Uygulama

Proje hedefi doğrultusunda bu çalışmada, MÖ ve YZ sistemleri oluşturulmakta ve bu sistem üzerinden D&O aktiviteleri önerilmektedir. Referans [1], günümüzün makine öğrenimi ve yapay zeka sistemlerini anlamak için daha fazla ayrıntı vererek açıklar. Bu projede, projenin amacına uygun olarak askeri uçak tipleri için bir nesneyi algılayan ve sınıflandıran bir MÖ ve YZ sistemi oluşturulmuştur. Nesne algılama ve Nesne sınıflandırma için detaylı açıklamalar ise referans [2] ve [3]'te verilmiştir. Projede çalışılan MÖ ve YZ sistemi, YOLOv5 kullanılarak oluşturulmuştur. Bu yöntemin seçilmesinin nedeni, bu algoritmanın hem açık kaynak olması hem de görüntüleri bir kafes sistemine ayırması ve her kafesin kendi içindeki nesneleri algılamaktan sorumlu olmasıdır. Doğrulama, bir yazılım geliştirme yaşam döngüsünün ara iş ürünlerini değerlendirme sürecidir. Oluşacak nihai ürün için izlenen yolun doğru olup olmadığı kontrol edilir. Onaylama, nihai ürünün yazılımının ihtiyaçlarını karşılayıp karşılamadığını kontrol etmektir. Referans [7], doğrulama ve

onaylama arasındaki farkı özetler ve bu aktivitelerin yapay zeka sistemlerinde uygulanması hakkında kısa bir bilgi verir.



Şekil. 1. Birleşik Modelleme Dilinde Projenin Akış Şeması

D. YOLO Algoritması Çalışma Prensibi ve Proje Kullanımı

MÖ & YZ sistemi oluşturmak amacıyla, nesne algılama ve sınıflandırma yöntemi [4] olan YOLO'nun en son sürümü olması ve önceki nesne algılamaya göre daha hatasız olması nedeniyle projede YOLOv5 ve sınıflandırma algoritmaları kullanılmıştır. YOLO Algoritması, bir giriş görüntüsünü bir ızgara sistemine böler ve ızgaradaki her hücre, kendi içindeki nesneleri algılamaktan sorumlu olur. Bu çalışmada, 5105 adet .jpg dosyası ve .jpg dosyalarıyla aynı ada sahip 5105 .csv dosyası içeren toplam 10210 adet dosyadan oluşan bir veri kümesi kullanılır. Ayrıca, veri seti yaklaşık olarak %80, %10 ve %10'unu içeren sırasıyla öğrenme, doğrulama ve test setlerine bölünerek kullanılır. Daha sonra, ağ eğitimine dahil olan değerler ve bu belirtilen değerleri içeren ilgili kod ayarlanarak ağ eğitim seçenekleri tanımlanır. Ardından, veri ve hipermetrik yapılandırma dosyalarının tanımlanması gerçekleştirilir.

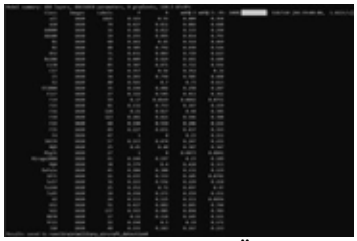
Bu sisteme ait özel bir ağ oluşturmak için; “the backbone”, “the neck”, and “the head” adımları oluşturulur. Nesne algılama modellerinin ağ mimarisi hakkında daha fazla bilgi referans [6]'da verilmiştir. YOLO ağı, kutu tahminleri üretmek için sınırlayıcı kutuları bir dizi "sabit" kutu boyutundan sapmalar olarak tahmin eder.

E. Modelin Eğitimi

Özel ağ oluşturulduktan sonra, train.py dosyasının sonuçları kaydettiği "train.py" kullanılarak veri, cfg, hyp, ad ve ağırlıklar gibi eğitim seçenekleri belirtilerek Şekil 2’de detaylandırıldığı gibi model eğitilir. Eğitim sürecinde bilgisayarımızın performansına göre kod, batch ve epoch boyutları belirlenir, böylece grafik işlem birimi de kontrol edilir. Batch ve epoch değerleri ağ boyutunu, dolayısıyla eğitim süresini azaltmak için yeniden tanımlanır.



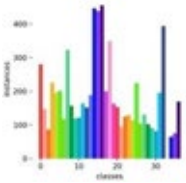
Şekil. 2. Terminal Command That Starts Training



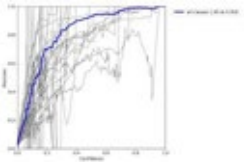
Şekil. 3. Model Özeti

F. Eğitilen Modelden Elde Edilen Grafikler

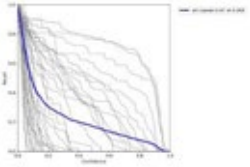
Eğitmek, doğrulamak ve test etmek için kullandığımız veri seti 37 farklı tipte uçak modelini içerir, bu nedenle Şekil 9'da gösterildiği gibi 37 farklı sınıf vardır. Bu sistemi eğitmek için kullanılan tüm görüntüler aynı kalitede çözünürlük, gürültü seviyesi ve diğer dış etkenlerle alınmadığından, bir nesneyi algılamak için giriş görüntülerinin sayısının tek güç olmadığı gözlemlenmiştir.



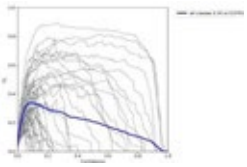
Şekil. 4. Her Sınıfın Eğitim İçin İçerdiği Görsel Sayısı



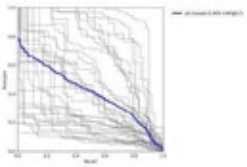
Şekil. 5. Eğitimin Çıktısı Olarak Kesinlik ve Güven Grafiği



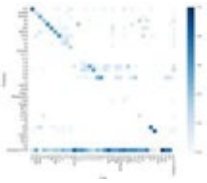
Şekil. 6. Eğitimin Çıktısı Olarak Geri Çağırma vs Güven Grafiği



Şekil. 7. Eğitimin Çıktısı Olarak F1 ve Güven Grafiği



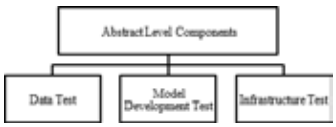
Şekil. 8. Eğitimin Çıktısı Olarak Kesinlik ve Geri Çağırma Grafiği



Şekil. 9. Tüm Sınıfların Gerçek Tahmin Oranları

G. Makine Öğrenimi ve Yapay Zeka İçin Doğrulama ve Onaylama Teknikleri

Makine Öğrenimi Sistemlerinin Test Edilmesi ve Doğrulanması için stratejiler ve prosedürler, bilimsel araştırmalara ve en yaygın olarak kullanılan metodolojilerden bazılarına dayanmaktadır [10]. Makine öğrenimi sistemlerinde sorun giderirken ve hata ayıklarken üç ana bileşen ve bu bileşenlerin alt bileşenleri dikkate alınmalıdır, Bunlar ise; veri, model ve altyapı bileşenleridir [17].



Şekil. 10. Soyut Düzey Bileşenleri

H. Oluşturulan Sisteme Uygulanan Doğrulama ve Onaylama Faaliyetleri

1) Data Test

Veriler ve algoritma, herhangi bir makine öğrenimi sisteminin temel parçaları olduğundan, YOLOv5 algoritması, veri kümesinin eğitime, teste ve geçerli

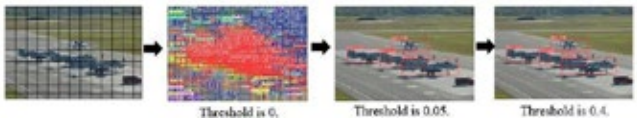
klasörlere dağıtılmasında hem sistemin eğimini dikkate alır hem de sistem sentezlenen verilerle eğitilir.



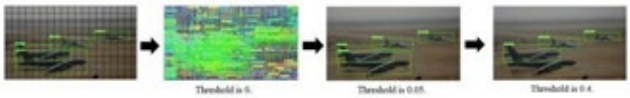
Şekil. 11. Veri Kümesini Sentezleyen Kodun Bir Parçası

2) Alt Yapı Testi

Tasarlanan ve eğitilen Makine Öğrenimi kodu, Model Eğitimi ve Model Doğrulama Testlerini içeren Entegrasyon Testi olan Altyapı Testinin bir alt testi uygulanarak test edilmiştir. 'Eğitme' ve 'Onaylama' klasörlerinden her bir sınıf için 10 adet görüntü alınarak bir veri kümesi oluşturmak için sistemden bağımsız bir Python kodu yazılmıştır. Daha sonra eğitim dosyasından alınan görüntüler terminal kullanılarak sisteme girdi olarak verilir. Başlangıçta eşik değeri 0 olarak seçilmiş ve elde edilen görüntüler 'çalışmalara' kaydedilmiştir. Daha sonra 0.05, 0.076 ve 0.4'e ayarlandı. Kaydedilen koşumlardan alınan örnek çıktılar aşağıdaki şekillerden görülebilir.



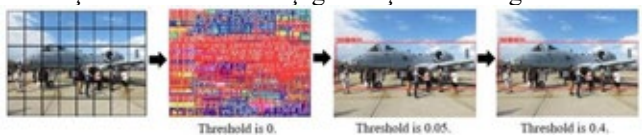
Şekil. 12. A10 Sınıfı için Model Eğitimi Test Çıktısı



Şekil. 13. B52 Sınıfı için Model Doğrulama Testi Çıktısı

3) Model Geliştirme Testi

Testin son aşaması, Model Geliştirme Testinin bir alt başlığı olan Birim Testidir. Bu testte, eğitim sırasında kullanılan büyük veri setinde yer almayan fotoğraflardan bir veri seti oluşturulmuştur. Her Sınıf için 10 adet resim seçilerek sisteme girdi olarak verilmiştir. Burada sistemin öğrendiği nesnelerin farklı açılardan tespit edilmesi amaçlanmıştır. Daha önceki testlerde yapılan işlemler ve eşik değerleri ayarlanıp sırasıyla bu bölümde de tamamlanmıştır. Elde edilen çıktıların örnekleri aşağıdaki şekillerden görülebilir.



Şekil. 14. A10 Sınıfı için Birim Test Çıktısı



Şekil. 15. V22 Sınıfı için Birim Test Çıktısı

III. ARAŞTİRMA SONUÇLARİ VE ÇİKTİLAR

Programlama dili, araçlar, kitaplıklar, görüntü boyutları, uygulanan işleme yöntemleri, görüntü döndürme, filtre adımları ve görüntü yeniden boyutlandırma; nesne algılama yöntemleri ve nasıl uygulandıkları; nesne sınıflandırmasında kullanılan süreçler ve nasıl uygulandıkları; güvenilir bir MÖ ve YZ modelinin oluşturulabilmesi için çok önemlidir. MÖ ve YZ için yeni D&O teklifleri, bulgulara dayalı olarak ve genel olarak kullanılan Yazılım Geliştirme Yaşam Döngüsü D&O faaliyetleri dikkate alınarak geliştirilmelidir [9]. Şekil 7'de görüldüğü gibi F1 ve Güven grafiğinden, F1'in maksimum 0.34 değerine 0.076 Güvende ulaştığını ve güven arttıkça azaldığını görebiliriz. Tasarlanan ML ve AI sisteminden elde edilen bulgular sonucunda veri seti, veri setinin işlenmesi, sistemin nesne tespit ve sınıflandırma yöntemleri, güvenilirliği ve elde edilen çıktılar incelenmiş ve bu önemli noktalar üzerinde önermeler oluşturulmuştur.

- Kapsamlı bir veri kümesi daha başarılı bir sistem sağlar çünkü sistem eğitim yüzü sırasında daha fazla girdiyle karşılaştıkça güven artar.
- Veri setinin, belirli sınıflar için daha fazla sayıda fotoğraf içermesi, tahmin mekanizması üzerinde zararlı bir etkiye sahiptir. Böylece tüm sınıflar aynı miktarda girdi verisi ile eğitildiğinde sistem daha iyi eğitilebilir.
- Veri kümesinin büyüklüğü önemli olduğundan, içindeki görüntülerin kalitesi çok önemlidir. Sistemin bölgesel çekim ve görüntü işleme özellikleri ile eğitilmesinin tahmin olasılığını arttırdığı analiz edilmiştir. Ayrıca, havacılık endüstrisinde kullanılan kameralar hem gündüz hem de gece çalıştığından, kızılötesi ışık kullanılarak çekilen görüntüler termal kameralar söz konusu olduğunda avantajlı olabilir.
- Farklı sınıf türlerini kapsayan grup fotoğraflarının uygulanması, sistem bu nesneleri olmasa da tüm bu nesneleri tek bir sınıf olarak kabul ettiğinden, eğitimi karıştırabilir. Bu durum nedeniyle, tespit olasılığı istenmeyen şekilde azalır.
- İlgili nesnenin farklı perspektiflerinden nesne görüntülerini içeren sınıfların, nesne algılama ve sınıflandırma olasılık yüzdesinin daha yüksek olduğu gözlemlenmiştir. Eğitim aşaması için 3 Boyutlu bir nesne sunumu, tespit yüzdesinin olasılığını artırmak için zorunlu bir çözümdür.
- Veri kümesi belirlendikten sonra, giriş verilerinin eğitme, doğrulama (veya onaylama) kategorilerine bölünmesi ve herhangi bir MÖ ve YZ sistemi oluşumu için test yapılmalıdır. En iyi ayrımı belirlerken dikkate alınması gereken iki önemli faktör vardır; birincisi, daha az eğitim verisi olması durumunda makine öğrenimi modelinin eğitimde büyük farklılıklar göstereceği ve ikinci olarak daha az test verisi olması durumunda model değerlendirme/model performans metriğinin daha fazla varyansa sahip olacağıdır. Projede, olası üç ayırma yüzdesinin tümü YOLOv5 üzerinde denendiğinden ve bu yüzdenin en iyi performansı verdiği görüldüğünden, doğrulama, test ve tren veri setlerini bölmek için %10, %10 ve %80 çalıştırılmıştır. Bu nedenle, ML&AI

sistemlerini oluşturmak için en uygun bölme yüzdesi kullanılmalıdır.

IV. Proje Ekibinin Kazanimlari ve TUSAŞ'a Olasi Katkilar

Proje ekibimiz için, yazılım alanında güncel konular olan MÖ ve YZ hakkında çalışmada bulunmak; proje süresince birçok yeni bilgiyi ve deneyimi yaşamak ve aynı zamanda üretilen bir ürünün Doğrulanma ve Onaylanmasını da gerçekleştirmek kıymetli bir deneyimdi. Projemizin, havacılık sektöründe çalışmalarıyla başarı sağlayan TUSAŞ'a, havacılık standartlarında yer almayan bu faaliyetler ile ilgili çalışmaları için bir başlangıç olacağına inanıyoruz.

V. Öneriler, Alinan Dersler ve Gelecek Çalişmalar

Havacılık endüstrisindeki MÖ ve YZ uygulamaları için tamamen güvenilir sonuçlar elde ederek güvenilir bir kullanım alanı oluşturmak hedef olduğundan model eğitilir, test edilir; ardından çıktılara göre gerekli gözlem ve analizler yapılması zorunlu hale getirilmelidir. Donanım ve eğitmek için kullanılan algoritma seçimi gereksinimler dahilinde yapılmalıdır. Yapay Zeka ve Makine Öğrenme, hayatımızın her alanında var olduğundan Doğrulama ve Onaylama faaliyetlerinin akademik çalışmalarda oldukça çok yer alacağına inanmaktayız.

[1] More, Shreerang. (2022). Shreerang More (2021) Aspects of Artificial Intelligence In Karthikeyan. J, Su- Hie Ting and Yu-Jin Ng (eds), "Learning Outcomes of Classroom Research" p403-408, L' Ordine Nuovo Publication, India. 978-93-92995-15-6

[2] Betke, M., Haritaoglu, E., and Davis, L. 1997. Highway scene analysis in hard real-time. In Proceedings of Intelligent Transportation Systems.

[3] H. Gao, B. Cheng, J. Wang, K. Li, J. Zhao and D. Li, "Object Classification Using CNNBased Fusion of Vision and LIDAR in Autonomous Vehicle Environment," in IEEE Transactions on Industrial Informatics, vol. 14, no. 9, pp. 4224-4231, Sept. 2018, doi: 10.1109/TII.2018.2822828

[4] Jiang, P., Ergu, D., Liu, F., Cai, Y., & Ma, B. (2022). A Review of Yolo Algorithm Developments. Science Direct, 1–8. https://www.sciencedirect.com

[5] Wu, Y.-, & Feng, J.-. (2017). Development and Application of Artificial Neural Network. Springer Science+Business Media, 1–12. https://doi.org/10.1007/s11277-017-5224-x

[6] A. K. Shetty, I. Saha, R. M. Sanghvi, S. A. Save and Y. J. Patel, "A Review: Object Detection Models," 2021 6th International Conference for Convergence in Technology (I2CT), 2021, pp. 1-8, doi: 10.1109/I2CT51068.2021.9417895.

[7] D. R. Wallace and R. U. Fujii, "Software verification and validation: an overview," in IEEE Software, vol. 6, no. 3, pp. 10-17, May 1989.

[8] Kathuria, A. (2022, April 12). How to Train YOLO v5 on a Custom Dataset. Paperspace Blog. https://blog.paperspace.com/train-yolov5-customdata/#train-the-model

[9] Rierson, L. (2013). Developing Safety-Critical Software: A Practical Guide for Aviation Software and DO-178C Compliance (1st ed.).

[10] Industrial-grade Verification and Validation of Evolving Systems. (2020, June). State of the Art on Validation Techniques for ML. Heba Sourkatti, Janne Merilinna, Harri Pölönen, VTT; Zafar Hussain, Lalli Myllyaho, Jukka K. Nurminen, Tommi Mikkonen, University of Helsinki; Tia Nikolic, Almira Pillay, Sogeti; Toni Kajantola, Futurice; Juan Sanchez, Aunia; Mahshid Helali Moghadam, RISE; Marko Koskinen, Rainer Wehkamp, Techila Technologies, Elio Saltalamacchia, David Diaz, Ivan Samaniego, Noemi Merino, Concatel; Jesús Arce, Tomas Miguel Calvo, Jesus López, Keyland; Juan Corral, Manuel Rodicio, Netcheck.

[11] RAJABLI, N., FLAMMINI, F., NARDONE, R., & VITTORINI, V. (2021). Software Verification and Validation of Safe Autonomous Cars: A Systematic Literature Review. IEEE Access, 9, 1–24. https://doi.org/10.1109/ACCESS.2020.3048047

[12] Palin, R., Ward, D., Habli, I., & Rivett, R. (2011). ISO 26262 safety cases: Compliance and assurance.

[13] Blasch, E., Sung, J., Nguyen, T., Daniel, C. P., & Mason, A. P. (2019). Artificial intelligence strategies for national security and safety standards. arXiv preprint arXiv:1911.05727.

[14] Garcia, A. B., Babiceanu, R. F., & Seker, R. (2021, April). Artificial Intelligence and Machine Learning Approaches For Aviation Cybersecurity: An Overview. In 2021 Integrated Communications Navigation and Surveillance Conference (ICNS) (pp. 1-8). IEEE.

[15] Mikołajczyk, A., & Grochowski, M. (2018, May). Data augmentation for improving deep learning in image classification problem. In 2018 international interdisciplinary PhD workshop (IIPhDW) (pp. 117- 122). IEEE.

[16] Wallace, D. R., & Fujii, R. U. (1989). Software verification and validation: an overview. Ieee Software, 6(3), 10-17.

[17] Sourkatti H., Merilinna J., Pölönen H., VTT; Hussain Z., Myllyaho L., Nurminen J. K., Mikkonen T., University of Helsinki; Nikolic T., Pillay A., Sogeti; Kajantola T., Futurice; Sanchez J., Aunia; Moghadam M. H., RISE; Koskinen M., Wehkamp R., Techila Technologies, Saltalamacchia E., Diaz D., Samaniego I., Merino N., Concatel; Arce J, Calvo T. M., López J., Keyland; Corral J., Rodicio M., Netcheck, "D2.1 – State of the Art on Validation Techniques for ML", Labeled in ITEA3, a EUREKA cluster, Call 5, 2020, pp. 1-49.

Eklemeli İmalat ile Üretilen AlSi10Mg Bazlı Ürünlerde Mikroyapı – Mekanik Özellik İlişkisi

Microstructure – Mechanical Property Relationship in Additively Manufactured Products with AlSi10Mg Based Material

Öğrenci-1
Buğrahan Atar
Marmara Üniversitesi
Makine Mühendisliği Bölümü
İstanbul, Türkiye
batar1940@gmail.com

Öğrenci-2
Eren Üyüklü
Marmara Üniversitesi
Makine Mühendisliği Bölümü
İstanbul, Türkiye
erenuyuklu@hotmail.com

Akademik Danışman
Prof. Dr. Paşa Yayla
Marmara Üniversitesi
Makine Mühendisliği Bölümü
İstanbul, Türkiye
pasa.yayla@marmara.edu.tr

Sanayi Danışmanı
Ümit Aytar
Türk Havacılık Uzay Sanayii
Ankara, Türkiye
uaytar@tai.com.tr

***Özetçe*— Bu çalışmada, toz yatakta füzyon yöntemiyle üretilmiş AlSi10Mg alaşımının, mekanik özellik, kırılma mekanizması ve mikroyapı ilişkileri kurulmuştur. Lazer toz yatak füzyon tekniği yenilikçi bir eklemeli imalat yöntemidir. Eklemeli imalat gelecek vadeden üretim tekniği olduğundan dolayı, kullanılan malzemelerin mekanik özelliği, kırılma mekanizması ve mikroyapısı araştırılmaya gereksinim duymaktadır. Bu nitelikler, istenilen parça üretimine karar verirken büyük bir önem arz etmektedir.**

Amacımız için elastisite, plastisite, dayanım, tokluk, gevreklik, süneklik ve darbe özellikleri incelenmiştir. AlSi10Mg numunelerinin bu mekanik özelliklerini ortaya çıkartabilmek için; çekme testi, Charpy darbe testi, sertlik testi ve yoğunluk testi uygulanmıştır. Daha sonra, kırılma mekaniği ve mikroyapı, optik mikroskop ve tarayıcı elektron mikroskobu ile gözlemlenmiştir. En sonunda da bu sonuçlar birbirleriyle ilişkilendirilmiştir.

Sonuç olarak, lazer toz yatak füzyon birleştirme eklemeli imalat metodu ile üretilmiş AlSi10Mg alaşımı, yapılan Çekme testi, Charpy darbe testi ve incelenen kırılma mekanizması neticesinde hem sünek hem de gevrek bir özellik göstermiştir. Öte yandan, Eklemeli imalatla üretilmiş AlSi10Mg, literatürdeki dökümle üretilmiş AlSi10Mg ile kıyaslandığında daha yüksek akma mukavemetine, çekme mukavemetine, mikrosertliğe ve daha az yoğunluğa sahip olduğu belirlenmiştir.

Anahtar Kelimeler — Eklemeli imalat; AlSi10Mg; mekanik özellik; mikroyapı; kırılma mekaniği.

***Abstract*— In this thesis, the mechanical property, fracture mechanism, and microstructure relationship of AlSi10Mg produced by laser powder bed fusion were established. Laser powder bed fusion is an additive manufacturing method that is an innovator technique. Since additive manufacturing is a new technique, utilizing materials requires studies investigating the mechanical properties, fracture mechanism, and microstructure. This is vital because these characteristics are used before choosing the materials to manufacture the desired parts.**

Elasticity, plasticity, strength, toughness, brittleness, ductility, and impact were investigated for this purpose. The tensile test, the Charpy impact test, the hardness test, and the density test were applied to identify the mechanical properties of AlSi10Mg specimens. After that, fracture mechanics and microstructure of the material were observed via an optical microscope and a scanning electron microscope. Finally, these results were related to each other.

As a result of tensile, Charpy impact test results and fracture mechanisms, laser powder bed additively manufactured AlSi10Mg alloy exhibited ductile-brittle transition material. As-built additively manufactured AlSi10Mg demonstrated higher yield strength, ultimate tensile strength, microhardness but less density than as-built cast-produced AlSi10Mg.

Keywords — Additive manufacturing; AlSi10Mg; mechanical property; microstructure, fracture mechanics.

I. GİRİŞ

Eklemeli imalat (Eİ), gelecek vadeden bir üretim yöntemidir. Geleneksel yöntemlerin sahip olmadığı birçok avantajı vardır. Bu avantajlar şu şekilde sıralanabilir: Malzeme ve kalıp tasarrufu (neredeyse sıfır malzeme israfı), hızlı prototipleme, rakipsiz tasarım özgürlüğü ile karmaşık şekillerin üretimi, yüksek geometrik doğruluk, düşük ağırlık ve pahalı aletlerin azaltılması. Bununla birlikte, geleneksel yöntemler malzeme, enerji ve zaman alıcıdır. Ayrıca, Eİ ile üretilebilen geometrik olarak karmaşık parçalar geleneksel yöntemlerle

üretilemeyebilir. Bu nedenlerden dolayı Eİ, havacılık ve otomotiv sektörlerinde yaygın olarak kullanılmaktadır. [1] [2] [3] [4].

ASTM'e göre, Eİ yöntemleri yedi gruba ayrılır: toz yatak füzyonu, yönlendirilmiş enerji biriktirme, tabaka laminasyonu, bağlayıcı püskürtme, malzeme ekstrüzyonu, malzeme püskürtme ve havuz polimerizasyonu. Eİ'nin ana yöntemlerinden biri, lazer, elektron ve ısı gibi farklı kaynaklarla eritme ve sinterleme işlemini içeren toz yatak füzyondur. Bu teknikte malzemeler katmanlar halinde bir platform üzerine yerleştirilir. Her katman, gerekli çizgiler üzerinde bir lazer kaynağı ile kaynaştırılır. Bu prosedür, parçanın son hali elde edilene kadar devam eder.

Alüminyum alaşımları, düşük yoğunluk, hafiflik, yüksek mukavemet, yüksek korozyon direnci, işlenebilirlik, yüksek termal ve elektrik iletkenliği gibi faydalı özelliklere sahip oldukları için Eİ'de oldukça fazla tercih edilir. Özellikle AlSi10Mg alaşımları lazer toz yatak füzyonu ile uyumludur. Ötektik Al-Si mikroyapılarından dolayı bu alaşımlara döküm ve kaynak işlemleri uygulanabilir. Bu özellikler sayesinde AlSi10Mg alaşımları otomotiv ve havacılık sektöründe büyük ölçekte görülürler [2] [4] [5].

Mekanik özellikler, atomlar ve mikroyapı arasındaki bağ kuvvetlerinden etkilenir. Bu nedenle, mikroyapı değişikliği ile mekanik özellikler geliştirilebilir. Elastisite, plastisite, mukavemet, sertlik, tokluk, kırılganlık, süneklik, yorulma, sertlik ve darbe malzemelerin mekanik özelliklerini tanımlar. Mekanik testler bu özelliklerin ortaya çıkarılmasını sağlar.

II. Problem Tanımı

Günümüzde Eİ'nin önemi tasarım sınırlarını ortadan kaldırdığı için artmaktadır ve gelecekte de artmaya devam edecektir. Eİ yenilikçi bir yöntem olduğu için üretilen malzemelerin malzeme karakterizasyonuna ihtiyaç vardır. Bu çalışmada esas alınan problem toz yatakta füzyon yöntemi ile üretilmiş AlSi10Mg alaşımında mekanik özellik ve mikroyapıyı inceleyip birbiriyle ilişkilendirmek ve geleneksel üretim yöntemleriyle üretilmiş malzeme ile karşılaştırmaktır. Bu amaç doğrultusunda, çekme testi, Charpy darbe testi, yoğunluk testi ve sertlik testi ile mekanik özellikler ortaya çıkartılmıştır. Mikroyapı ve kırılma yüzeyleri, optik mikroskop ve tarayıcı elektron mikroskobu ile incelenmiştir.

III. Gerçekleştirilen Araştırma Faaliyetleri

A. Malzeme

Bu çalışmada, belirtilen özelliklerinden dolayı AlSi10Mg alaşımı kullanılmıştır. Tablo 1 AlSi10Mg alaşımının kimyasal bileşenleri göstermektedir.

TABLO I. ALSI10MG TOZUNUN KİMYASAL BİLEŞENLERİ [5]

Al	Si	Fe	Cu	Mn	Mg	Zn	Ti
Balance	9.00-11.00	0.55	0.05	0.45	0.20-0.45	0.10	0.15

Numuneleri çekme testi ve Charpy darbe testi için uygun boyutlara getirmek amacıyla ISO 6892 ve ISO 148 standartlarını takiben tel erozyon ile kesilmiştir.

B. Yöntem

Charpy darbe testi, çekme testi, yoğunluk testi ve sertlik testi ile mekanik özellikler ortaya çıkartılmıştır. Mikroyapı ve kırılma yüzeyleri, optik mikroskop ve tarayıcı elektron mikroskobu ile incelenmiş, malzemede bulunan boşlukların analizi için Enerji Dağılımlı X-Işını kullanılmıştır.

Çekme testi Shimadzu AGS-X 50 kN makinesiyle, Trapezium X yazılımı kullanılarak uygulanmıştır. Gerilme oranı 1 mm/dk olarak ayarlanmıştır ve gerilim ölçümü video ekstansometre ile kaydedilmiştir.

Charpy darbe test numunelerinin boyutları malzeme yetersizliğinden dolayı alt boyut (2.5 mm x 10 mm x 55 mm) olarak alınmıştır. Instron CEAST 9050 Charpy test makinesine bilgisayar bağlanarak CWMain yazılımı aracılığıyla kuvvet – zaman ve enerji – zaman grafikleri elde edilmiştir. V çentiği standartlar göz önünde bulundurularak 2 mm ve 45° olarak oluşturulmuştur. Testler oda sıcaklığında yapılmıştır.

Yoğunluk ölçümü Mettler AJ100 kullanılarak Arşimet prensibi ile yapılmıştır. Ölçüm yapılmadan önce numunelerin çapaklarını almak amacıyla eğeleme işlemi uygulanmıştır. Yoğunluğu 0.8050 g/cm^3 olan etanol ölçüm sıvısı olarak kullanılmıştır.

Vickers mikrosertlik (HV), Future Tech FM-340c ile test edilmiştir. 3 saniye boyunca 200 g kuvvet uygulanmıştır.

Mikroyapıyı incelemek için metalografik numuneler aşağıdaki adımlarla hazırlanmıştır: aşındırıcı kesme makinesi ile numunelerin kesilmesi, bakalit model oluşturulma, 600,800 ve 1000 kumlu aşındırıcı ile aşındırma, parlatma, Keller ayracı (%1 HF, %1,5 HCl, %2,5 HNO3 ve %95 H2O) ile 30 saniye boyunca dağlama.

Mikroyapı incelemesi Nikon Epiphot 300 optik mikroskobu, Zeiss Evo Ma 10 taramalı electron mikroskobu ile yapılmıştır. Kırılma yüzeyleri ise Nikon SMZ1500 optik mikroskobu ve Zeiss Evo Ma 10 taramalı electron mikroskobu ile incelenmiştir.

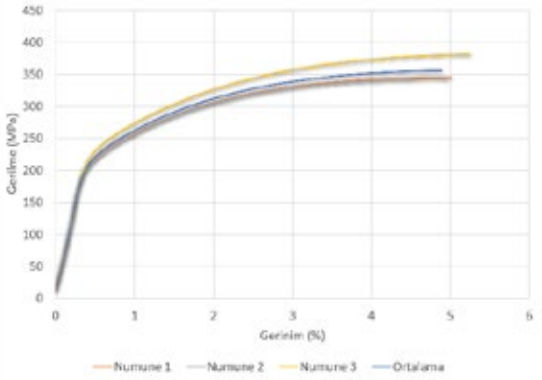
Literatür araştırması yapılırken, eklemeli imalat, toz yatakta füzyon, mekanik testler, mekanik özellikler, kırılma mekaniği ve mikroyapı üzerine toplamda 64 adet referans kullanılmıştır. Bunlardan 18 tanesi internet sitesi, 3 tanesi kitap, 43 tanesi ise bilimsel makaledir.

IV. Araştırma Sonuçları ve Çıktılar

A. Çekme Testi Sonuçları ve Çıktıları

Çekme testi sonucunda elde edilen gerilme – gerinim eğrisi Şekil 1'de görülmektedir. Bu eğri sayesinde, akma gerilimi ve gerinimi, en yüksek çekme gerilimi ve gerinimi, kırılma gerilimi ve gerinimi ve elastisite modülü ortaya çıkartılmıştır. Tablo 2 bu değerlerin ortalamasını ve literatürdeki diğer çalışmaların sonuçlarını göstermektedir. Numuneler çekmeye karşı çok dayanamadıkları için gevrekliğe yakın olduğunu söyleyebiliriz. Diğer yandan, numuneler plastik bölgeye ulaştığında kırılmaya karşı bir direnç göstermiştir. Bu sebeple

malzeme hem sünek hem de gevrek bir özellik göstermiştir. Sonuç olarak, Eİ yöntemlerinden toz yatakta lazer füzyonu ile üretilen AlSi10Mg hem gevrek hem de sünek olarak davranmıştır. Bu sonuçları literatürle karşılaştırdığımızda değerler birbirleriyle uyum sağlamıştır. [6] [7].



Şekil. 1.Gerilme – Gerinim Eğrisi

Bu sonuçları döküm ile üretilmiş AlSi10Mg ile karşılaştırdığımızda, Eİ ile üretilen AlSi10Mg malzemesinin daha yüksek akma gerilimine ve en yüksek çekme gerilimine sahip olduğunu görmekteyiz (Tablo 2). YD, geleneksel yerçekimi dökümünü ve VYBD vakumlu yüksek basınçlı dökümü temsil eder.

TABLO II. ORTALAMA VE LİTERATUR GERİLİM – GERİNİM DEĞERLERİ

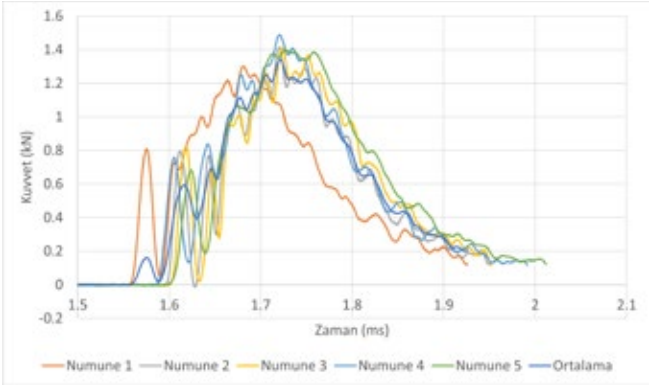
	Ortalama	YD [1]	YD [9]	YD [10]	VYBD [10]
Akma Gerilimi (MPa)	174.83 ± 1.00	112 ± 10	99	115	170
Akma Gerinimi (%)	0.30 ± 0.001	-	-	-	-
En yüksek Çekme Gerilimi (MPa)	356.45 ± 12.37	210 ± 8	193	183	320
En yüksek Çekme Gerinimi (%)	4.978 ± 0.212	-	-	-	-
Kırılma Gerilimi (MPa)	354.42 ± 22.09	-	-	-	-
Kırılma Gerinimi (%)	5.076 ± 0.092	3.9 ± 1.0	6.52	2	8
Elastisite Modülü (GPa)	62.033 ± 1.225	-	114	-	-

B. *Charpy Testi Sonuçları ve Çıktıları*

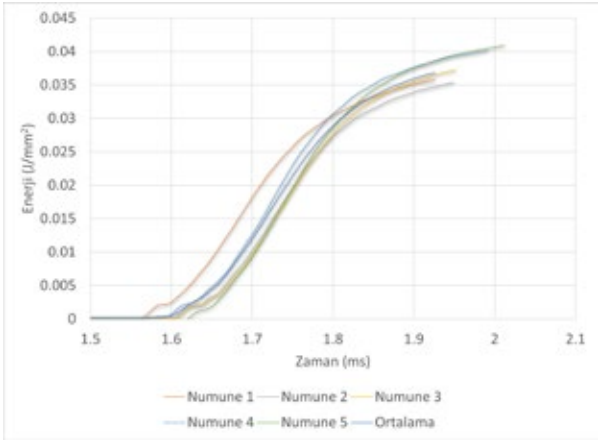
Charpy darbe testine emilen enerji, temel enerji dönüşüm teoreminden hesaplanır ve (1) kullanılır.

$$E=m.g(h-h') \quad (1)$$

Denklemde kullanılan m sarkacın kütlesini, g yer çekimi ivmesini, h sarkacın başlangıçtaki yüksekliğini ve h' sarkacın en son ulaşabildiği maksimum yüksekliği temsil eder. Charpy darbe testi sonucunda, Eİ ile üretilmiş AlSi10Mg alaşımının kuvvet – zaman ve enerji – zaman grafikleri elde edilmiştir. Bu grafikler incelendiğinde beş tane numune için ortalama maksimum yük 1.40 kN, ortalama çatlak başlatma direnci 0.102 J/cm^2, ortalama çatlak yayılma direnci 0.135 J/cm^2, ortalama toplam çatlak direnci 0.237 J/cm^2, ortalama maksimum yer değiştirme 7.46 mm, alan başına ortalama emilen enerji ise 0.038 J/mm^2 olarak bulunmuştur. Bu değerler literatür sonuçları ile uyum sağlamıştır [10] [11]. Maksimum yer değiştirme artarken, emilen enerjinin de artması malzemenin sünek olduğu anlamına gelmektedir. Bazı numuneler için bu özelliği gözlemlenmiştir. Bu sebeple toz yatakta lazer füzyonu yöntemi ile üretilen AlSi10Mg hem sünek hem de gevrek bir malzeme olduğu görülmüştür. Alan başına soğurulan enerjinin ortalama sonuçlarını yerçekimi dökümü sonuçları ile karşılaştırıldığında değerlerin eşit olduğu gözlemlenmiştir [8].



Şekil. 2.Kuvvet – Zaman Eğrisi



Şekil. 3.Enerji – Zaman Eğrisi

C. *Yoğunluk Testi Sonuçları ve Çıktıları*

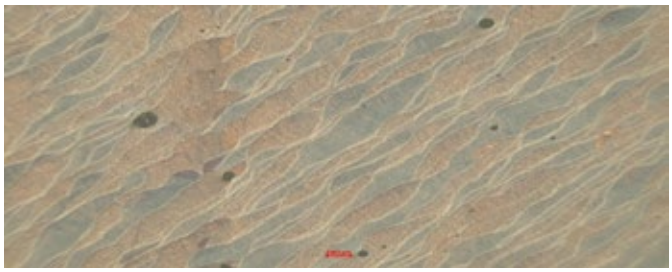
Yoğunluk testi dört numune üzerinde uygulanmış ve ortalama değer 2.6355 g/cm^3 olarak hesaplanmıştır. Yerçekimi dökümü ile üretilmiş aynı malzeme türüyle karşılaştırıldığında, Eİ ile üretilmiş malzemenin daha düşük yoğunluğa sahip olduğu görülmüştür. [1].

D. Sertlik Testi Sonuçları ve Çıktıları

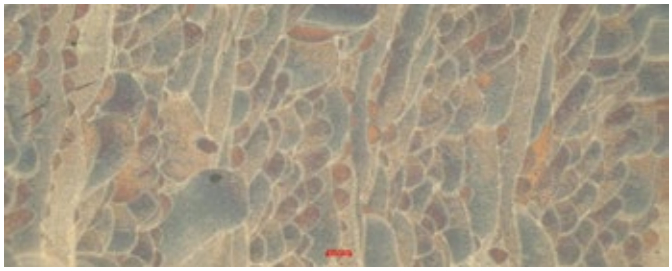
Vickers mikrosertlik testi üç numuneye uygulandıktan sonra ortalama ve standart sapma değerleri elde edilmiştir. Üç numune için sırasıyla ortalama HV 104.10, 105.90 ve 107.61 olduğu gözlemlenmiştir. Standart sapma değerleri ise sırasıyla, 1.91, 1.34 ve 2.21 olarak elde edilmiştir. Bu sonuçlar döküm işlemi uygulanmış AlSi10Mg ile kıyaslandığında, daha yüksek olduğu gözlemlenmiştir. [8] [9].

E. Mikroyapı İncelemeleri ve Çıktıları

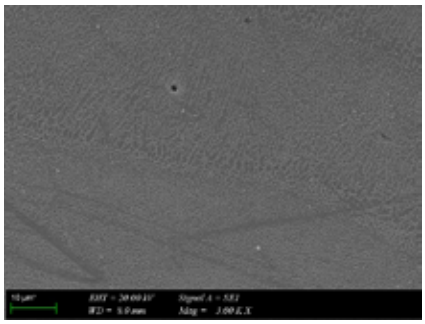
Mikroyapı için optik mikroskop kullanılarak düşük büyütme oranıyla hem üst hem yan görünümde yapılan görüntülemeler şekil 4 ve 5 ile gösterilmiştir. Üstten görünümde, lazer tarama izlerinin elipsoidal şeklinde olduğu ve yandan görünümde yarım silindir şeklinde üst üste binen katmanların diğer adıyla balık puluna benzeyen şeklin, sergilendiği sırasıyla gösterilmiştir. Ayrıca üst görünümde lazer tarama izlerinden açılı bir şekilde tarama yapıldığı anlaşılmaktadır.



Şekil. 4.Lazer Tarama Çizgileri



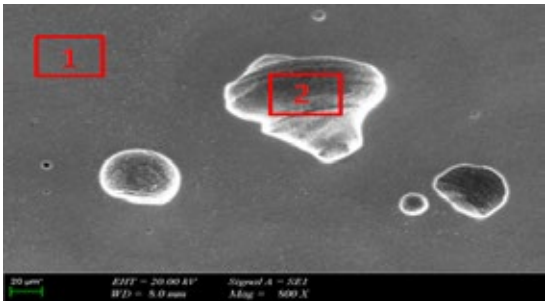
Şekil. 5.Balık Pulu Morfolojisi



Şekil. 6.Taramalı Elektron Mikroskobu Mikroyapı Görüntüsü (3000X)

Optik mikroskopla yapılan incelemelerin yanı sıra, mikroyapı taramalı elektron mikroskobu ile de incelenmiştir. Şekil 6, 3000 kat büyütülmüş haldeki AlSi10Mg'nin heterojen mikroyapısını göstermektedir. Burada, ince tanecikli, kalın tanecikli yapı ve lazer kullanımından dolayı ısıdan etkilenmiş bölge bulunmaktadır.

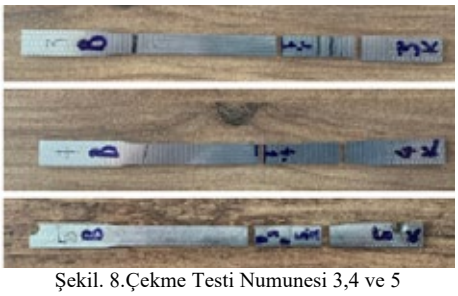
Şekil 6'da küçük gözenekler de gözlenmiştir. Gözeneğin ve malzemenin kimyasal bileşenini araştırmak için Enerji Dağılımlı X-Işını analizleri yapılmıştır. Şekil 7, farklı tipteki gözenek örneklerini göstermektedir. Daire şeklindeki boşluklar AlSi10Mg tozunun içerisinde bulunan hidrojen ya da oksijen gibi gazların sonucunda oluşurken, düzensiz suretteki boşluklar ergime noksanlığı (füzyon eksikliği) kaynaklı oluşmuşlardır. Şekil 7 ile gösterilen 1 ve 2 numaralı bölgelerdeki Enerji Dağılımlı X-Işını Analizlerinin sonucunda, 1 numaralı bölgede yalnızca Al ve Si gözlemlenirken, 2 numaralı bölgede O ve Cu elementleri görülmüştür.



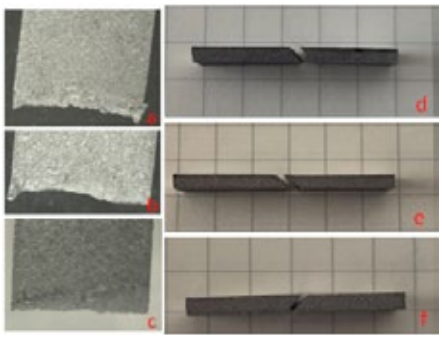
Şekil. 7.Balık Pulu Morfolojisi

F. Kırılma Mekanizması İncelemeleri

Bu bölümde, Eİ ile üretilmiş AlSi10Mg'nin çekme ve Charpy darbe testleri sonucunda oluşan kırılma mekanizmaları incelenmiştir.



Şekil. 8.Çekme Testi Numunesi 3,4 ve 5

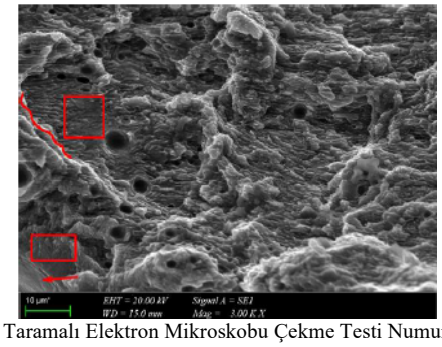


Şekil. 9.Çekme Testi Numunesi 3,4 ve 5

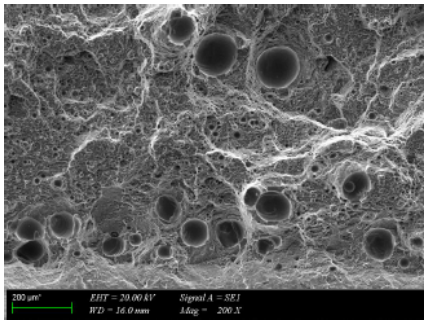
Şekil 8'de çekme numunelerinin kırılma yüzeylerinin kesit alanlarının neredeyse hiç değişmediği gözlenmiştir bu gevrek kırılma mekanizmasında görülebilen bir özelliktir.Bununla birlikte, Şekil 9 a, b ve c'de optik mikroskop ile söz konusu numunelerin üstten görünümleri incelendiğinde, numunelerin kırılmaya karşı direnç gösterdiği görülmektedir. Ancak şekil 9.c, d ve e'ye bakıldığında bu numunelerin kırılma mekanizmalarının yandan görünümleri sünek kırılma

mekanizmasına atfedilebilecek 45 derecelik kırılma yüzeyi sergilemişlerdir

Optik mikroskop ile yapılan gözlemlere ek olarak, şekil 10 ve 11 Charpy ve çekme testi numunelerinin kırılma yüzeylerinin taramalı elektron mikroskobu ile alınmış görüntülerin birer örneğini göstermektedir. Bu şekillerde sünek kırılma mekanizmasında görülen çukurlar, gevrek kırılma mekanizmasında görülen yırtılma sırtları ve yarılma yüzleri görülmüştür. Bu nedenle, çekme ve Charpy test numunelerinin kırılma mekanizmaları gevrek-sünek kırılma mekanizması olarak söylenebilir, bu sonuçlar çekme ve Charpy test sonuçlarını doğrular niteliktedir.



Şekil. 10. Taramalı Elektron Mikroskobu Çekme Testi Numunesi Kırılma Mekanizması Görüntüsü (3000X)



Şekil. 11. Taramalı Elektron Mikroskobu Darbe Testi Numunesi Kırılma Mekanizması Görüntüsü (200X)

V. Proje Ekibinin Kazanımları ve Tusaş'a Olası Katkısı

Bu proje, proje ekibine; yenilikçi ve gelecek vadeden bir üretim metodu olan eklemeli imalat yöntemleri, malzemelerin karakteristiğini ortaya çıkarmak için yapılan çekme testi, darbe testi, sertlik testi ve yoğunluk testi, söz konusu testlerin prosedürleri, mikroyapı ve kırılma mekanizması incelemeleri, Enerji Dağılımlı X-Işını gibi bilimsel kazanımların yanı sıra, okunulan belgelerden öğrenilen bilgileri özümseme, analiz etme, bu bilgileri kullanma, testler ve incelemeler sonunda ortaya çıkan verileri yorumlama gibi değerli yetkinliklerin uygulamalı bir şekilde kazanılmasına yardımcı olmuştur.

TUSAŞ tarafından belirlenmiş parametrelerle sağlanan toz yatakta füzyon eklemeli imalat yöntemi ile üretilmiş AlSi10Mg malzeme numunelerinin yapılan testler sonucunda ortaya çıkarılan mekanik özellikleri, mikroyapı ve kırılma mekanizması incelemeleri, gerekli isterleri sağlaması halinde halihazırda konvansiyonel metotlarla üretilmiş AlSi10Mg yerine kullanılabilecek olması ve/veya çıktıların proses kalifikasyon çalışmalarında öncül veri olarak değerlendirilmesi projenin TUSAŞ'a olası katkısı şeklinde ifade edilebilir.

VI. Öneriler, Alınan Dersler ve Gelecek Çalışmalar

Eİ ile üretilen malzemelerin lazer gücü, tarama hızı, işleme plakasının sıcaklığı, tarama mesafesi, üretilme oryantasyonu gibi proses parametreleri mekanik özellikleri ve dolayısıyla mikroyapıyı etkilediğinden bu parametrelerin değiştirilmesi ve daha fazla numune üretilmesi sonucunda elde edilen veriler optimizasyon işlemleri için kullanılabilir.

Ayrıca T5, T6, gerilim giderme, sıcak dengeli baskılama gibi son işlemler Eİ ile üretilen AlSi10Mg alaşımlarına uygulandıktan sonra mekanik, mikroyapı ve kırılma mekanizması incelenebilir.

Bilgilendirme

Bu çalışmada kullanılan numuneler TUSAŞ tarafından sağlanmıştır. Bu çalışma TÜBİTAK 2209-B Üniversite Öğrencileri Sanayiye Yönelik Lisans Araştırma Projeleri kapsamında desteklenmeye hak kazanmıştır.

Kaynaklar

[1] Girelli L., Tocci, M., Gelfi, M., & Pola, A. (2019). Study of heat treatment parameters for additively manufactured AlSi10Mg in comparison with corresponding cast alloy. Materials Science and Engineering: A, 739, 317-328

[2] Dong, M., Zhou, W., Kamata, K., & Nomura, N. (2020). Microstructure and mechanical property of graphene oxide/AlSi10Mg composites fabricated by laser additive manufacturing. Materials Characterization, 170, 110678.

[3] Ertuğrul, O., Öter, Z. Ç., Yılmaz, M. S., Şahin, E., Coşkun, M., Tarakçı, G., & Koç, E. (2020). Effect of HIP process and subsequent heat treatment on microstructure and mechanical properties of direct metal laser sintered AlSi10Mg alloy. Rapid Prototyping Journal.

[4] Tradowsky, U., White, J., Ward, R. M., Read, N., Reimers, W., & Attallah, M. M. (2016). Selective laser melting of AlSi10Mg: Influence of post-processing on the microstructural and tensile properties development. Materials & Design, 105, 212-222.

[5] Ansari, P., & Salamci, M. U. (2022). On the selective laser melting based additive manufacturing of AlSi10Mg: The process parameter investigation through multiphysics simulation and experimental validation. Journal of Alloys and Compounds, 890, 161873.

[6] Everett, R. K., Duffy, M. E., Storck, S. M., & Zupan, M. (2020). A variogram analysis of build height effects in an additively manufactured AlSi10Mg part. Additive Manufacturing, 35, 101306.

[7] Zhou, Y., Ning, F., Zhang, P., & Sharma, A. (2021). Geometrical, microstructural, and mechanical properties of curved-surface AlSi10Mg parts fabricated by powder bed fusion additive manufacturing. Materials & Design, 198, 109360.

[8] Zyguła, K., Nosek, B., Pasiowiec, H., & Szysiak, N. (2018). Mechanical properties and microstructure of AlSi10Mg alloy obtained by casting and SLM technique. World Scientific News, 104, 456-466.

[9] Zhang, Z., Liu, M. Y., Breton, F., & Chen, X. G. (2018, June). Microstructure and mechanical properties of AlSi10Mg permanent mould and high pressure vacuum die castings. In Proceedings of the 16th International Aluminum Alloys Conference (ICAA16), Montreal, QC, Canada (pp. 17-21).

[10] Girelli, L., Giovagnoli, M., Tocci, M., Pola, A., Fortini, A., Merlin, M., & La Vecchia, G. M. (2019). Evaluation of the impact behaviour of AlSi10Mg alloy produced using laser additive manufacturing. Materials Science and Engineering: A, 748, 38-51.

[11] Giovagnoli, M., Tocci, M., Fortini, A., Merlin, M., Ferroni, M., Migliori, A., & Pola, A. (2021). Effect of different heat-treatment routes on the impact properties of an additively manufactured AlSi10Mg alloy. Materials Science and Engineering: A, 802, 140671.

Elektron Işını Eritilmiş ve Seçici Lazer Eritilmiş "Ti-6Al-4V" Arasındaki Temel ve Kritik Farklar (Mikroyapı ve Gerilme Özellikleri)

Main and Critical Differences (Microstructure and Tensile Properties) Between Electron Beam Melted and Selective Laser Melted "Ti-6Al-4V"

Öğrenci – 1
Erkan Tur
Ankara Yıldırım Beyazıt Üniversitesi
Makine Mühendisliği
Ankara, Türkiye
erkan.tur.ieee@gmail.com

Öğrenci – 2
Andaç Anıl Çoban
Ankara Yıldırım Beyazıt Üniversitesi
Makine Mühendisliği
Ankara, Türkiye
andaccoban@hotmail.com

Akademik Danışman
Dr. Yasin Sarıkavak
Ankara Yıldırım Beyazıt Üniversitesi
Makine Mühendisliği
Ankara, Türkiye
ysarikavak@ybu.edu.tr

Sanayi Danışmanı
Ümit Aytar
Türk Havacılık Uzay Sanayii
Ankara, Türkiye
umitaytar@gmail.com

***Özetçe*— SLM ve EBM Ti–6Al–4V numunelerinin mikroyapıları ve mekanik özellikleri üç parametre kullanılarak incelendi ve Taguchi L6 kullanılarak bir deney tasarımı oluşturuldu. Mikroyapıyı nelerin etkilediği, kusurlar ve çekme özelliklerini nasıl etkilediği açıklığa kavuşturuldu. SLM ve EBM ile üretilen numunelerindeki fazların çoğu sırasıyla α' ve α + β fazlarıydı. SLM ve EBM numunelerindeki birincil kusurlar, tarama teknikleri ve enerji girişi ile yüksek oranda ilişkili olan gözeneklerdi. EBM numunelerine kıyasla, SLM numunelerinin daha yüksek bir gözenekliliği vardı. Hem SLM hem de EBM numunelerinde yüksek mukavemet görülmüştür.**

Anahtar Kelimeler — SLM; EBM; Çekme testi; Mikroyapı İncelemesi.

***Abstract*— SLM and EBM Ti–6Al–4V samples' microstructures and mechanical characteristics have been examined using three parameters and constructing a design of experiment using Taguchi L6. It was clarified what affected the microstructure, flaws, and how they affected the tensile properties. The majority of the phases in the as-fabricated SLM and EBM samples, respectively, were α′ and α + β phases. The primary flaws in SLM and EBM samples were pores, which were highly correlated with scanning techniques and energy input. In comparison to EBM samples, SLM samples had a higher porosity. High strength values were seen in both the SLM and EBM samples.**

Keywords — SLM; EBM; Tensile Test; Microstructre Investigation.

I. GİRİŞ

Hızlı prototipleme olarak da adlandırılan katmanlı imalat (AM: Additive Manufacturing) ve hızlı üretim, tasarlanan nesneleri üretebilmek için kullanılan malzeme ekleme sürecidir. Eksiltici üretim metodolojilerinin aksine 3B model verilerinden elde edilir [1]. Eklemeli imalat, noktasal maddede parçalar oluşturan, gelişmekte olan bir ileri üretim tekniğidir. Hem Seçici Lazer Eritme (SLM) hem de Elektron Işını Eritme (EBM) işleminde, metal tozu her katmanı oluşturmak için seçici olarak eritilir. SLM'de ısı kaynağı bir lazer, EBM'de ise bir elektron ışınıdır. Her iki teknik de hem iç mimariler hem de karmaşık şekiller üzerinde doğru kontrol sağlarken, prototipleri veya son haline getirilmiş parçaları hızlı ve uygun maliyetli bir şekilde üretme avantajları nedeniyle havacılık ve biyomedikal alanlarında giderek artan bir ilgi görmektedir. Paslanmaz çelik 316, kobalt bazlı, titanyum alaşımları ve alüminyum alaşımları gibi birçok malzeme EBM ve SLM teknikleri kullanılarak üretilmiş ve bunların mikroyapısı, mekanik özellikleri ve potansiyel uygulamaları rapor edilmiştir [1-2]. Ti–6Al–4V en yaygın olarak kullanılan α + β çift fazlı titanyum alaşımıdır. Biyomedikal cihazlarda, havacılıkta, denizcilik uygulamalarındaki geniş uygulamaları nedeniyle, bu çalışmada SLM ve EBM tarafından üretilen Ti–6Al–4V parçalar incelenmiştir.

II. PROBLEM TANIMI

Bilgisayar yazılımları kullanılarak ASTM çekme testi standartlarına göre SLM ve EBM eklemeli imalat yöntemleri ile üretilmiş Ti-6Al-4V numunelerinin çekme testleri sonucunda elde edilecek mikroyapılarının, çekme özelliklerinin elde edilmesi ve literatürde karşılaştırmalarının yapılması hava araçlarında kullanılan parçaların üretimi için çok önemli olduğundan ötürü, materyallerin değerlerinin saptanması kritik önem arz etmektedir.

ASTM standartlarına göre çekme testi numunelerinin tasarlanıp, üretilip, çekme testlerinin gerçekleştirilip, sonuçlarda mikroyapı incelemeleri yapılıp mekanik özellikleri belirlenecektir.

III. MATERYAL VE YÖNTEM

A. *Materyal*

Hem EBM hem de SLM ile üretilen numunelerde tıbbi sınıf Ti–6Al–4V ELI tozu kullanılmıştır. Ti-6Al-4V tozları EBM ve SLM için sırasıyla Arcam AB (İsveç) ve LPW Technology (Cheshire, İngiltere), firmalarında üretilmiştir. Tozların morfolojisinin küresel olduğu gözlemlenmiştir. Tozların parçacık boyutunu belirlemek için bir lazer saçılım parçacık boyutu dağılım analizörü kullanılmıştır (HORIBA LA-920). EBM ve SLM için ortalama parçacık boyutu sırasıyla 77 m (d10: 51 m, d50: 72 m, d90: 109 m) ve 35 m (d10: 26 m, d50: 38 m, d90: 51 m) idi. Tablo 1, ıslak kimyasal ve gaz analizi ile belirlenen Ti–6Al–4V tozlarının kimyasal bileşimlerini göstermektedir.

TABLO I. Ti–6AL–4V TOZLARININ KİMYASAL BİLEŞİMLERİ (BİLEŞENLERİN AĞIRLIKLARININ YÜZDESİ OLARAK)

		Ti	Al	V	O
Powders	EBM	Bal.	6.40	4.05	0.13
	SLM	Bal.	6.25	4.04	0.14
As-fabricated	EBM	Bal.	5.97	4.16	0.15
	SLM	Bal.	5.70	3.85	0.20

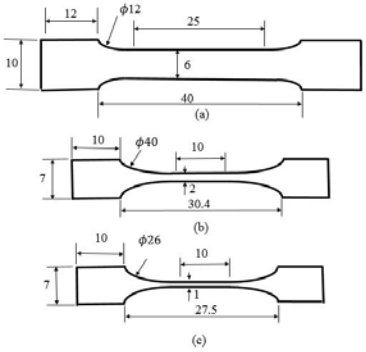
B. *Numunelerin Üretimi*

TAI tesislerinde bulunan EOS M290 ve ARCAM Q20 Plus makinesi kullanılarak Ti–6Al–4V örnekleri üretildi. Üretim işlemi için 60 kV'luk bir voltaj ve 200 m'lik bir elektron demeti boyutu kullanan EBM üretimi sırasında 100 MBar'lık bir vakum korunmuştur. Prosedürdeki ilk adım, tozu eritmeden önce ısıtmaktı. Her katman için 15.000 mm/s hızında ve 30 mA ışın akımında toz yatağını 11 kez tarayan bir ön tarama yapıldı. Toz tabakası böylece 1000 K'ye ısıtıldı. Ön ısıtmadan sonra, 39 hız fonksiyonuna sahip numuneler (19 mA tarama akımı, 1500 mm/s tarama hızı, 0.2 mm tarama aralığı ve 0.05 mm tabaka kalınlığı) oluşturuldu. Numuneler, şu parametrelere sahip bir SLM yöntemi kullanılarak üretildi: 40 mm lazer nokta boyutu, 1000 mm/s tarama hızı, 200 W lazer gücü, 0,1 mm tarama aralığı ve 0,05 katman kalınlığı mm. [3]'te açıklanan teknikle belirlendiği gibi SLM ve EBM için hesaplanan enerji yoğunluğu girişi sırasıyla 40 J/mm3 ve 76 J/mm3'tür. Tarama vektörlerinin katmanlar arasında 90 derece döndürüldüğü alternatif bir tarama yöntemi kullanılarak parçalar üst üste binmeden 3 mm şeritler halinde oluşturulmuştur.

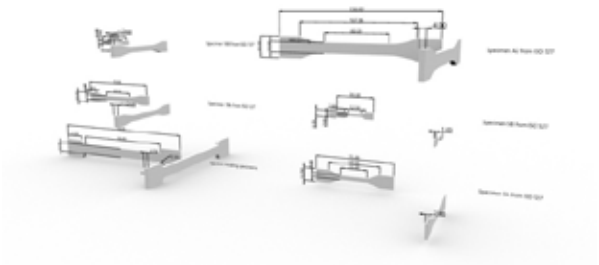
473 K'ye ısıtılmış bir Ti alt katmanı üzerinde parçaların üretimi yapıldı. Hazne, yapım öncesinde oksijen seviyesi 200 ppm'ye ulaşana kadar yüksek saflıkta Ar ile temizlendi. SLM ve EBM, çeşitli yönlerde (Dikey–V, Yatay–H) ve farklı çaplarda (1.2 mm, 4 mm ve 7 mm) Ti–6Al–4V çubukları oluşturmak için kullanıldı ve Tablo 2'de özellikleri ve kısaltmaları verilmiştir. Tablo 1, Ti–6Al–4V SLM ve EBM numunelerinin kimyasal bileşimlerini göstermektedir. SLM ve EBM numunelerinde Al yüzdesindeki azalma ve O yüzdesindeki artış, üretim aşamasında morfolojilerini önemli ölçüde değiştirmemektedir.

Numuneler, Üniversal Test Makinesinin tutamaçlarında belirli bir kavrama aralığına yerleştirildi ve kopma gerçekleşene kadar çekme testleri uygulanmaya devam edildi. ASTM E8 veya E8M-16 için test hızı, malzeme spesifikasyonu veya kopma süresi (1 ila 10 dakika) ile belirlenebilir. Standart test numuneleri için tipik bir test hızı 2 mm/dk'dir. Uzama ve çekme modülü, bir ekstansometre veya gerinim ölçer kullanılarak ölçülür. ASTM Test Çekme Testi Kompozit ASTM E-8 ve E-8M-16 Standart Dokümanına göre, 25 mm genişliğinde ve 250 mm uzunluğunda sabit bir dikdörtgen kesit en yaygın numunedir. Kavrama hasarını en aza indirmek için numunenin her iki ucuna isteğe bağlı tırnakların yapıştırılması önerilmektedir. Şekil 1 ve 2'de E8/E8M-16'ya göre standart çekme testi örnekleri verilmiştir.

Şekil. 1.ASTM E8/E8M-16 Standart Çekme Testi Numunesi



Şekil. 2. Test Numunelerinin Siemens NX Programı Kullanılarak Oluşturulan Çizimleri



C. *Çekme Testleri*

Titanyum alaşımları, havacılık, otomotiv, elektronik ve hatta biyomedikal mesleği dahil olmak üzere çeşitli endüstrilerde kullanılmaktadır. Bu malzemelerin çekiciliği,

olağanüstü mekanik özelliklerinden, düşük yoğunluklarından ve yüksek korozyon direncinden kaynaklanmaktadır. Aynı zamanda, titanyum yarı mamulleri imal etmek için gereken teknolojik süreçlerin sayısı ve karmaşıklığı onları oldukça maliyetli hale getirir. Titanyum alaşımlarının yüksek mukavemeti, işlemeyi zor ve pahalı hale getirir. 970 ila 1020°C sıcaklık aralığında β dönüşümlü (α + β → β) iki fazlı bir alaşım, düşük yoğunluklu ve iyi mekanik ve korozyon direncine sahiptir. Sıcak şekillendirme durumunda bir alaşımın mekanik özelliklerini araştırmanın temel amacı, aşağıdaki ilişkiyi kurmaktır [7]:

$$\sigma = F(\dot{\varepsilon}, \varepsilon, T),$$

Yukarıdaki denklemde, σ akış gerilimi, etkin $\dot{\varepsilon}$ gerinim oranı, T sıcaklık ve ε etkin gerinimdir.
Yukarıdaki denklemi kullanarak, gerinim hızı duyarlılık üssü çok önemlidir ve şu şekilde tanımlanır [7]:

$$m = \frac{\partial \ln(\sigma)}{\partial \ln(\dot{\varepsilon})}$$

Daha yüksek "m" değerleri titanyum alaşımının daha iyi süper elastikiyetini temsil eder ve üretilen son ürünün daha iyi dayanıklılığı ile sonuçlanır. “m” sıcaklığa ve gerinim hızına bağlı olduğundan, çekme testlerinde maksimum “m” değeri karşılık gelen gerinim hızı ve sıcaklık bölgelerine sahip olacaktır. Akma gerilimi formülü genellikle karmaşık olduğundan ve m gerinim oranındaki değişime yüksek oranda bağımlı olduğundan, SLM ve EBM tarafından üretilen Ti-6Al-4V'nin mekanik özelliklerini tanımlamak için, yaygın olarak basitleştirilmiş bir Bekofen denklemi modeli kullanılır [7].

$$\sigma = K\dot{\varepsilon}^{m}\varepsilon^{n}$$

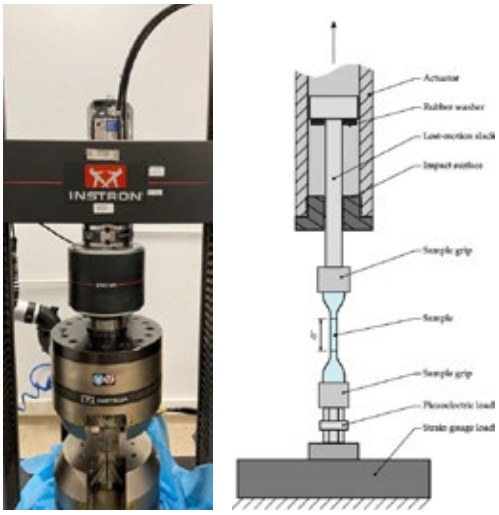
Yukarıda verilen Bekofen denkleminde “σ” ve “n”, verilen sıcaklık değerlerinde malzeme sabitleridir, “m” gerinim oranı duyarlılık üssünü temsil eder. Giuliano, yaptığı çalışmada, Bekofen Denklemi şeklinde yapı denklemlerini elde etmek için 927 °C'de Ti-6Al-4V alaşımına kullanılan serbest şişkinlik testine dayalı malzeme sabitlerini belirlemek için bir teknik önerdi [2]. G.Y. Li ve arkadaşları, SPF işlemlerini modellemek için sonlu elemanlar tekniğini (FEM) kullandılar ve Bekofen Denklemi'nde gerçek hayattaki malzeme sabitlerini elde etmek için ters bir yaklaşım kullandılar.

Bu literatür incelemesinin amacı, çeşitli sıcaklıklarda (725–950 °C) ve gerinim oranlarında (105 – 102) Ti-6V-4Al alaşımı hakkında bilgi toplamak ve incelemektir. Yukarıda belirtilen modeller kullanılarak incelenen işleme haritaları hakkında bilgi vermek ve elde etmekti. Gerilme-gerilme oranı ilişkisi hakkında bilgi edinmek için en uygun olduğu düşünülen çekme testleri [3] yapılmıştır.

1) *Deney Yöntemi*

Deneyde, SLM ve EBM metotları kullanılarak imal edilen Ti-6Al-4V alaşımlı numuneler kullanıldı. Her numune Instron makinesine yerleştirilmeden önce test makinesinin kelepçelerine kenetlendi çekme testi deneyi yapıldı. Deneysel kurulum Şekil 3'te verilmiştir. Oda sıcaklığındaki havada çekme testi yapmak için bir Instron 250 kN makinesi kullanıldı. Ölçü uzunluğu 20 mm idi ve çekme testi numuneleri ASTM'ye göre hazırlandı. 1.3x10-4 s^{-1} gerinme hızında tek eksenli çekme testleri yapılmıştır. Şekil 3'te Çekme Testi çizimi verilmiştir.

Şekil. 3.Instron 250 kN Çekme Test Cihazının Deneysel Kurulumu

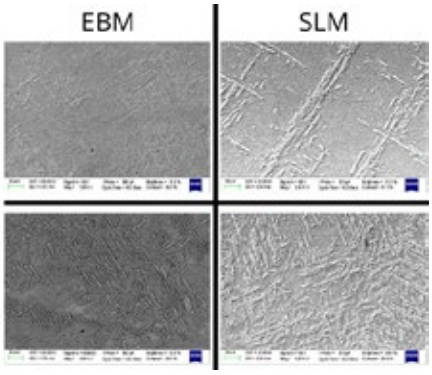


IV. BULGULAR VE DEĞERLENDİRME

A. *Test Numunelerinin Mikroyapı İncelemeleri*

Mikroyapısal analiz çalışmasından önce numuneler 400-1000 SiC levha ile öğütülmüş, 0.25 m'lik süspansiyonlarla elmas ile parlatılmış ve son olarak silika süspansiyon levhası ile parlatılmıştır. EBSD incelemesinin ardından, numuneler Kroll reaktifi adı verilen karışım kullanılarak aşındırılmış ve mikroyapı incelemesi için bir Nikon MA 200 optik mikroskobu (Nikon Metrology, CA, ABD) altında incelenmiştir. Bir EBSD FEI kuantum 3D çift ışınlı alan emisyon tabancası (FEI, OR, ABD) kullanılarak kristalografik yönelimi analiz etmek için taramalı elektron mikroskobu (SEM) kullanıldı. Yüzey daha sonra çift ışınlı bir Quanta 3D FEI üzerinde ikincil elektron görüntüleme kullanılarak analiz edildi. Bu yöntem ile niteliksel bir değerlendirme yapılmış ve yüzey özellikleri incelenmiştir (örn. kusurlar, gözeneklilik) [4].

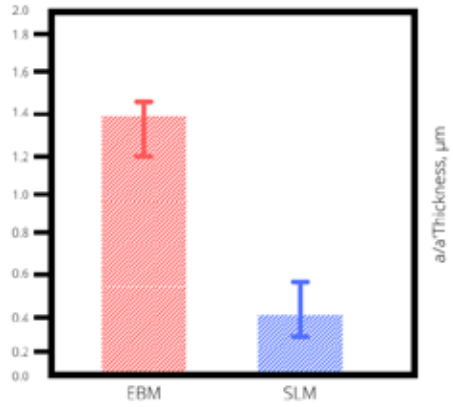
Şekil. 4.EBM Ve SLM Metotları İle Üretilmiş Ti-6Al-4V Numunelerinin Mikroyapılarının Optik Mikrografları



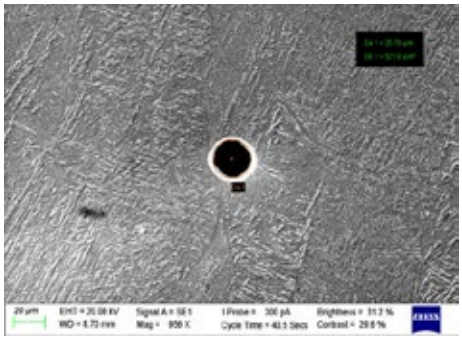
SLM ve EBM numunelerinin optik mikrograflarının görüntüleri Şekil 4’te verilmiştir. EBM numuneleri lamellerden ve küçük bir faz parçasından oluşurken, SLM numuneleri

önemli ölçüde daha ince ve daha uzun olan martensitik çıtalardan oluşur [5]. Artan parça boyutu ile, EBM numunelerindeki lamellerin kalınlığı azalır. Öte yandan SLM numunelerinin mikro yapısı, bileşen boyutundan etkilenmemiş gibi görünmektedir. EBM ve SLM numunelerindeki α/α' lamellerinin kalınlığı, Şekil 5'te gösterildiği gibi hem optik hem de TEM ölçümleri kullanılarak ölçülmüştür. Bu bulgular, EBM numunelerindeki lamellerin, tüm parça boyutları için SLM numunelerindeki α' martensit çıtalarından daha kaba olduğunu ortaya koymaktadır. Ayrıca hem SLM hem de EBM numuneleri için, parça boyutu ile çıtaların kalınlığı azalmaktadır.

Şekil. 5.EBM ve SLM Metotları ile Üretilmiş Ti-6Al-4V Numunelerinin Mikroyapılarının Optik Mikrografları



Şekil. 6.Optik Mikroskop ile Elde Edilmiş Kırılma Yüzeyi



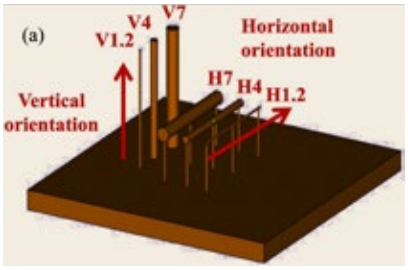
B. *Yüzey Karakteristikleri*

Tarama hızındaki, toz partikül boyutundaki ve katman kalınlığındaki farklılıklar nedeniyle, SLM ve EBM süreçleri kullanılarak üretilen nesnelerin dış yüzeyleri, çeşitli seviyelerde yüzey pürüzlülüğü sergiler. Yüzey durumunun değişkenlik gösterdiği dış görünüşten bellidir. EBM numuneleriyle karşılaştırıldığında, SLM numunelerinin silindirik yüzeyi belirgin şekilde daha pürüzsüzdür. SLM örnekleri, yapı yönüne paralel olan dikey eksen boyunca dalga gibi görünen bir yüzeye sahiptir. Hem SLM hem de EBM numuneleri, arka arkaya yatay olarak yönlendirilmiş merdiven basamakları tarafından üretilen kavisli yüzeylere sahiptir. Kısmen erimiş toz parçacıkları her iki numunenin yüzeyine yapıştırılmıştır. Kısmen erimiş toz parçacıkları her iki numunenin yüzeyine yapıştırılmıştır. EBM ile SLM karşılaştırıldığında, yüzeye yapışan kısmen erimiş parçacıkların boyutunun EBM için önemli ölçüde daha büyük olduğu açıktır. Tablo 2'de ve Şekil 7'de oryantasyon verileri ve çizimleri verilmiştir.

TABLO II. EBM VE SLM PROSESİ İLE ÜRETİLEN NUMUNELERİN ORYANTASYON BİLGİLERİ

Method	EBM		SLM	
Orientation	Vertical-V	Horizontal-H	Vertical-V	Horizontal-H
Size (in mm)	Φ7, Φ4, Φ1.2	Φ7, Φ4, Φ1.2	Φ7, Φ4, Φ1.2	Φ7
Abbreviation	EBM-V7 EBM-V4 EBM-V.12	EBM-H7 EBM-H4 EBM-H1.2	SLM-V7 SLM-V4 SLM-V1.2	SLM-H7 SLM-H4 SLM-H1.2

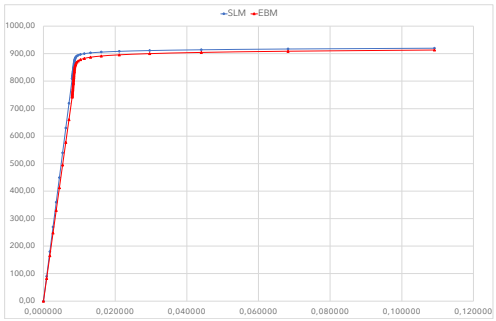
Şekil. 7.EBM ve SLM Üretim Yöntemi Kullanılarak Parçaların Oryantasyonu



C. *Numunelerin Çekme Özellikleri*

EBM ve SLM Ti–6Al–4V numunelerinin çekme özelliklerini göstermektedir. EBM ve SLM numunelerinin akma gerilimi (YS) ve nihai çekme mukavemeti (UTS), ASM El Kitabında verilen dövme alaşımlarınkilerle (YS:850 MPa; UTS:930 MPa) karşılaştırılabilir veya onlardan daha iyidir [4]. SLM numuneleri, üretilen EBM numunelerinden daha yüksek mukavemet değerleri gösterdi. EBM ve SLM numunelerinin mukavemeti dikey yönlendirmede yatay yönlendirmeye göre biraz daha yüksektir. SLM numunelerinde, mukavemet kaybı, EBM numunelerinden önemli ölçüde daha fazladır [5]. Bu aynı zamanda Vayssette'in çalışmasında belirtilmiştir [8].

Şekil. 8.EBM ve SLM Üretim Yöntemi Kullanılarak Üretilmiş Numunelerin Stres Gerinim Eğrileri (mm/mPa)



V. SONUÇLAR

Ti–6Al–4V bileşenlerinin belirlenen parça boyutları ve yönelimleri ile üretilen çekme numunelerinin EBM ve SLM tarafından üretilen mekanik özellikleri ve analiz edilen mikroyapıları incelenmiş ve karşılaştırılmıştır. Instron makinesi kullanılarak deneyler tamamlanmıştır. Aşağıdaki bulgular elde edilmiştir.

EBM ve SLM ile üretilen Ti–6Al–4V numuneleri çoğunlukla sırasıyla α + β ve α' fazındaydı. Dikey olarak

yönlendirilmiş EBM ve SLM Ti–6Al–4V numuneleri, yatay olarak yönlendirilmiş numunelerden daha yüksek nihai çekme mukavemetine, akma mukavemetine sahipti. Daha hızlı soğuma hızı nedeniyle, EBM üretimi sırasında kalınlığı azaldığı gözlemlendi. Bunun mukavemetin artmasına neden olduğu gözlemlendi. Parça boyutunun, SLM numunelerinin mekanik özellikleri üzerinde esasen hiçbir etkisi olmadığı çalışmada belirtilmiştir [6]. Hem EBM hem de SLM numunelerinde gözeneklerde kusurlar tespit edildi. SLM numuneleri, EBM numunelerine kıyasla çok daha büyük gözeneklere sahip olduğu görüldü. Gözenekler, çeşitli tarama teknikleri nedeniyle, SLM numuneleri için tarama şeritlerinin ara yüzünde oluşurken, EBM numunelerinin kenarında dönüm noktasının yakınında meydana geldi.

TABLO III. DENEYSEL GİRDİ VE ÇIKTI DEĞERLERİ

Experimental Run	Tensile Strength Maximum Value (%)	Rate (mm/min)	Orientation	Tensile Strength (MPa)	Modulus of Elasticity (GPa)	%Elongation	Tensile Yield Stress (MPa)
1	5	100	EBM-H7	918.57	103.97214	9.91	850.41513
2	8	200	EBM-H7	886.31	99.34221	8.46	825.50376
3	5	100	EBM-V7	895.85	102.17439	4.80	853.32221
4	8	200	SLM-H7	863.93	99.77228	5.49	818.23857
5	5	100	SLM-H7	899.64	103.29340	7.78	832.41616
6	8	200	SLM-V7	933.71	103.57361	9.48	868.44138

VI. PROJE EKİBİNİN KAZANIMLARI VE PROJENİN TUSAŞ'A OLAN KATKILARI

Gerçekleştirilen projenin amacı son yıllarda popüleritesi artan Eklemeli İmalat metotlarından olan SLM ve EBM olduğu için literatürde son yıllarda yer alan çok geniş teorik ve pratik bir araştırma konusudur. Bu sebepten ötürü çok geniş literatür taraması yapılmıştır. Buna ek olarak üretim metotları ve tarama stratejileri de dahil olmak üzere detaylı bir rapor hazırlanmıştır. Bu proje sayesinde proje ekibine özellikle SLM ve EBM metotları dahil olmak üzere Eklemeli İmalat yöntemleri üzerinde çalışma fırsatı yakalamış ve proje ekibinin bu konularda tecrübe ve bilgi sahibi olmasını sağlamıştır. Proje ekibi bu projeyi lisans bitirme projesi olarak gerçekleştirmiştir.

Bu projenin TUSAŞ'a katkısı ise; eklemeli imalat hava araçlarında kullanılan parçaların üretiminde önemli bir role sahiptir ve her geçen gün kullanımı artmaktadır. Bu çerçevede projenin eklemeli imalat ve SLM-EBM metotları alanında yapılacak çalışmalara destek olması beklenebilir. Üretimi yapılacak yeni parçaların üretim planlamasında projenin sonuçlarının katkı sağlaması beklenebilir.

VII. ÖNERİLER, ALINAN DERSLER VE GELECEK ÇALIŞMALAR

Bu deney, aşağıdaki itirazlarla ele alınan gelecekteki çalışmalarda geliştirilebilir:

• EBM ve SLM'de üretilen numune sayısı artırılarak, EBM için V4-V7 yönelimleri ve SLM için V1.2-H1.2 yönelimleri eklenerek ve toplam numune sayısı artırılabilir. Ve ASTM E8 standartları göz önüne alınarak, farklı boyutlarda farklı numuneler kullanılabilir.

• Araştırmada imalat parametrelerinin ve tarama parametrelerinin etkisinin ve sonuçlarının nasıl sağlam bir şekilde yakalanacağı konusunda daha fazla metodolojik çalışmaya ihtiyaç vardır.

BİLGİLENDİRME

Bu çalışma Ankara Yıldırım Beyazıt Üniversitesi-TUSAŞ LiftUp Projesi 2021-2022 kapsamında desteklenmiş ve geliştirilmiştir.

KAYNAKLAR

[1] Romero-Resendiz, L., et al. "Microstructural, mechanical, electrochemical, and biological studies of an electron beam melted Ti-6Al-4V alloy." Materials Today Communications 31 (2022): 103337.

[2] Giuliano, G. "Constitutive equation for superplastic Ti–6Al–4V alloy." Materials & Design 29.7 (2008): 1330-1333.

[3] Binoj, J. S., et al. "Machinability Investigations on Wire Electrical Discharge Machining of Ti-6Al-4V (Grade 5) by Taguchi Approach." Recent Ad. in Mat. and Modern Man. Springer, 2022. 867-874.

[4] Hrabe, N., & Quinn, T. (2013). Effects of processing on microstructure and mechanical properties of a titanium alloy (Ti–6Al–4V) fabricated using electron beam melting, Part 2: Energy input, orientation, and location. Mat. Sci. and Eng.: A (Vol. 573, pp. 271–277). Elsevier BV.

[5] Murr, L. E., et. al. (2009). Microstructure and mechanical behavior of Ti–6Al–4V produced by rapid-layer manufacturing, for biomedical applications. In Journal of the Mechanical Behavior of Biomedical Materials (Vol. 2, Issue 1, pp. 20–32). Elsevier BV.

[6] Hrabe, A. Antonysamy, Microstructure, Texture and Mechanical Property Evolution During Additive Manufacturing of Ti6Al4V Alloy for Aerospace Applications, University of Manchester, 2012.

[7] Giuliano, G. "Constitutive equation for superplastic Ti–6Al–4V alloy." Materials & Design 29.7 (2008): 1330-1333.

[8] Vayssette, Bastien, et al. "Surface roughness of Ti-6Al-4V parts obtained by SLM and EBM: Effect on the High Cycle Fatigue life." *Procedia engineering* 213 (2018): 89-97.

Elektron Işın Ergitme Yöntemi Üretim Parametreleri ile Ti-6Al-4V Alaşımının Karakterizasyonunun İncelenmesi

Investigation of Electron Beam Melting 3D Printing Parameters for Ti-6Al-4V Alloys

Öğrenci – 1
Alican Boztepe
Yıldız Teknik Üniversitesi
Metalurji ve Malzeme Mühendisliği
İstanbul,Türkiye
alicanboztepe1905@hotmail.com

Öğrenci – 2
Can Salkıç
Yıldız Teknik Üniversitesi
Metalurji ve Malzeme Mühendisliği
İstanbul,Türkiye
cansalkic@gmail.com

Öğrenci – 3
Ser Bülent Sencer Deke
Yıldız Teknik Üniversitesi
Metalurji ve Malzeme Mühendisliği
İstanbul,Türkiye
sbs.deke@gmail.com

Öğrenci – 4
Yusuf Sefa Çiftci
Yıldız Teknik Üniversitesi
Metalurji ve Malzeme Mühendisliği
İstanbul,Türkiye
yusufsefaciftci@gmail.com

Akademik Danışman
Dr. Öğr. Üyesi Hakan Yılmazer
Yıldız Teknik Üniversitesi
Metalurji ve Malzeme Mühendisliği
İstanbul,Türkiye
hakanyil@yildiz.edu.tr

Sanayi Danışmanı
Ümit Aytar
Türk Havacılık Uzay Sanayii
Ankara, Türkiye
uaytar@tai.com.tr

Özetçe— Titanyum ve alaşımlarının havacılık, denizcilik ve diğer mühendislik endüstrilerinde birçok uygulaması vardır. Elektron ışın ergitme (EBM), metallerin eklemeli imalat teknolojilerinden biri olarak yenilikçi bir endüstriyel imalat teknolojisi olarak kabul edilmektedir. EBM teknolojisi için en yaygın uygulamalar teknolojik, hafif, karmaşık parçalar üretmenin etkili bir yolunu sunduğundan, tıp ve havacılık endüstrilerinde bulunabilir. Avantajları arasında, parça tasarımı için yüksek derecede serbestlik ve bu işlemlerle elde edilen Ti-6Al-4V parçalarının artışını açıklayan küçük malzeme kaybı vardır. Katmanlı imalat tekniğine dayalı olarak, üretilen parçalar 3D hesaplamalı tasarım yöntemi kullanılarak bir toz yatak üzerinde üretilebilir. Ergitme işlemi bir vakum ortamında gerçekleştiğinden, EBM teknolojisi, özellikle titanyum alaşımı kullanıldığında, seçici lazer ergitme (SLM) ile karşılaştırıldığında daha yüksek yoğunluklu parçalar üretebilir.

Bu çalışmada EBM tarafından üretilen Ti-6Al-4V alaşımının üretim parametrelerinin (elektron ışınını 5mA 'dan 15mA'ya) numune yüzeyinin metal optik mikroskobu, taramalı elektron mikroskobu, X-ışını kırınımı ve enerji dağılım spektroskopisi (EDS) kullanılarak yüzey pürüzlülüğü, çentik darbe testi yapılarak mikroyapısının etkisini değerlendirmektir.

Anahtar Kelimeler; Ti-6Al-4V, Eklemeli İmalat, EBM, Mikroyapı, Karakterizasyon

***Abstract*— Titanium and its alloys have many applications in the aerospace, marine and other engineering industries. Electron beam melting (EBM) is recognized as an innovative industrial manufacturing technology as one of the additive manufacturing technologies of metals. The medical and aerospace industries are the most common users of EBM technology, as it provides a cost-effective solution to make lightweight, complicated parts. The advantages include a high degree of design freedom and little material loss, which explains why these techniques produce more Ti-6Al-4V parts. The manufactured items can be made on a powder bed utilizing the 3D computational design approach, which is based on the additive manufacturing technology. EBM technology can produce parts with higher density than selective laser melting (SLM), especially when titanium alloy is utilized, because melting takes place in a vacuum environment.**

In this study, the production parameters of the Ti-6Al-4V alloy produced by EBM (electron beam from 5mA to 15mA) of the sample surface were determined by metal optical microscopy, scanning electron microscopy, charpy impact testing, X-ray To evaluate the effect of surface roughness and microstructure using beam diffraction and energy dispersion spectroscopy (EDS).

Keywords —Ti-6Al-4V, Additive Manufacturing, EBM, Microstructure, Characterization

I. GİRİŞ

Titanyum alaşımları, esas olarak üstün mukavemet ağırlık oranları nedeniyle, uçak motorlarındaki ve uzay mekiklerindeki bileşenler gibi havacılık uygulamalarında yaygın olarak kullanılmaktadır. Bu zorlu uygulamalar için bileşenlerin işlevselliği ve güvenilirliği büyük önem taşımaktadır. Bu nedenle, mineral cevherinden nihai ürün parçalarına kadar titanyum bileşenlerin üretimindeki tüm süreçlerin daha iyi bilinmesini ve anlaşılmasını amaçlayan araştırmalar sadece

yeni ve daha güçlü malzemeler geliştirmek amacıyla değil, aynı zamanda mevcut süreçlerin optimizasyonu için de büyük önem taşımaktadır.

En yaygın olarak kullanılan titanyum alaşımı, iki fazlı (α+β) alaşım olan Ti-6Al-4V'dir. α/β dönüşümünün varlığı, alaşımda termomekanik işleme yoluyla çeşitli mikroyapıları ve özellik kombinasyonlarının elde edilebileceği ve böylece özelliklerin belirli uygulamalara uyarlanmasına izin verdiği anlamına gelir.

Eklemeli imalat yöntemlerinden biri olan elektron ışınlı ergitme yöntemi kullanılarak üretilen Ti-6Al-4V alaşımının mikroyapı incelenmesi yapıldıktan sonra elektron ışınının değiştirilerek üretilmesine etkisi hakkında yorumlama yapılıp havacılık endüstrisinde kullanımı irdelenecektir.

II. GERÇEKLEŞTİRİLEN ARAŞTIRMA FAALİYETLERİ

Deneylerde elektron ışınlı ergitme yöntemi ile üretilen 3 adet Ti-6Al-4V numune kullanılmıştır. Ergitme yapılan Ti-6Al-4V tozlarının boyutu 25-50 µm arasındadır. Üç numunede 4000 mm/s ışın hızı kullanılarak ve numune sırasıyla 5mA, 10mA ve 15mA ışın akımı verilerek 0.1 mm Xscan (0.1 mm başına bir tarama) üretilmiştir.

A. Arşimet Yöntemiyle Yoğunluk Ölçümü

Numunelerin havadaki kuru ağırlıkları teker teker hesaplanmıştır. Havadaki kuru ağırlığı hesaplanan numuneler, 22°C saf su içeren ve suyun yoğunluğu 0,9981 g/cm^3 olan ultrasonik banyoya konularak numunelerin içerisindeki gözeneklerdeki hava kabarcıkları giderilmiştir. Tekrardan ölçüm cihazına konularak beher düzeneği yardımıyla suda asılı ağırlıkları ölçülmüştür.

Ti-6Al-4V numunelerinin yoğunlukları Arşimet yöntemiyle yoğunluk ölçüm cihazı ile hesaplanmıştır. Aşağıdaki eşitlik (1) de ρ_D deneysel olarak ölçülen görünür yoğunluğu, m_T titanyum alaşımlarının kuru havadaki ağırlığını (g), m_A titanyum alaşımların su içerisindeki asılı ağırlığını (g), ρ_{H2O} suyun yoğunluğunu vermektedir. Tek ölçüm alınmıştır. Deney verileri aşağıdaki Tablo 1'de gösterilmiştir.

$$\rho_D = m_T / (m_T - m_A) \times \rho_{H2O} \quad (1)$$

TABLO I. ARŞİMET YOĞUNLUK PRENSİBİ İLE NUMUNELERİN YOĞUNLUKLARI

Malzeme	Havadaki Kuru Ağırlık	Sudaki Asılı Ağırlık	Deneysel Yoğunluk
Ti-6Al-4V 5mA	3,1802 g	2,4057 g	4,0995 g/cm^3
Ti-6Al-4V 10mA	3,7627 g	2,9057 g	4,3591 g/cm^3
Ti-6Al-4V 15mA	3,9861 g	3,0832 g	4,4075 g/cm^3

$$P\%_{(total)} = [100 - (\rho_{Numune} / \rho_{Ti6Al4V}) \times 100)] \quad (2)$$

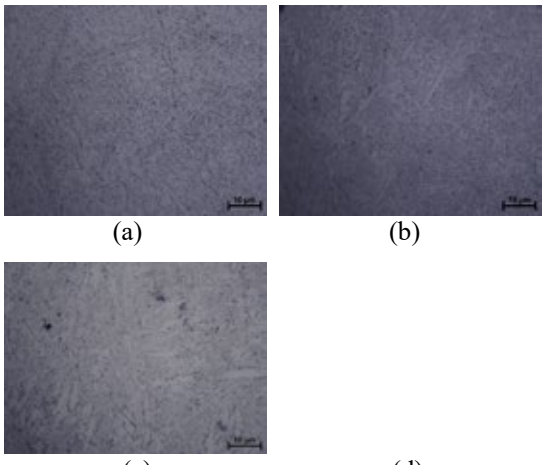
TABLO II. TOTAL POROZİTE HESAPLANMASI

Malzeme	Teorik Yoğunluk	Deneysel Yoğunluk	Total Porozite	Bağıl Yoğunluk
Ti-6Al-4V 5mA	4,43 g/cm^3	4,0995 g/cm^3	%7,46	%92,54
Ti-6Al-4V 10mA	4,43 g/cm^3	4,3591 g/cm^3	%1,61	%98,39
Ti-6Al-4V 15mA	4,43 g/cm^3	4,4075 g/cm^3	%0,51	%99,49

Teorik yoğunluğu 4,43 g/cm^3 olması gereken Ti-6Al-4V alaşımının deneyde farklı yoğunluklarda saptanmıştır. Literatürdeki araştırmalara göre (Spierings ve Schneider) [1] parçaların işleme parametrelerine veya test numunelerini üretmek için kullanılan spesifik enerji girdisine bağlı olarak yoğunlukta artış olacağı saptandı. Kullandıkları malzemelerin bağıl yoğunlukları %90-99 aralığında bulmuşlardır.

B. Optik Mikroskop ile Mikroyapı Görüntüleme

Elektron ışınlı ergitme yöntemi ile üretilen Ti-6Al-4V 5mA, Ti-6Al-4V 10mA ve Ti-6Al-4V 15mA dağlama işlemi sonrasında metal ışık mikroskop ile mikroyapıları incelenmiştir. Oluşan fazların ve görüntüleri literatürdeki araştırmalarla kıyaslanarak yorumlanmıştır.



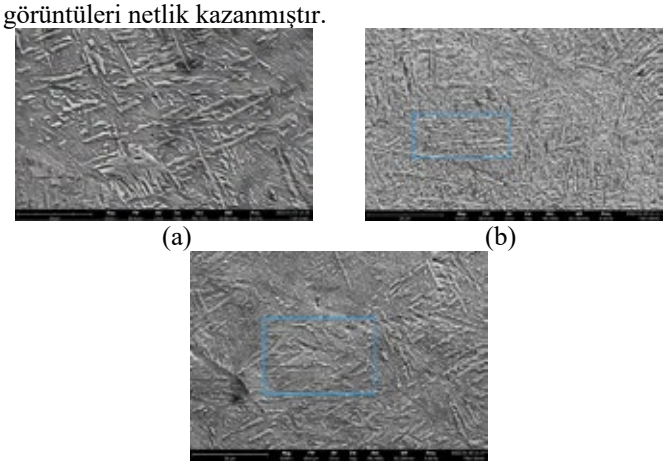
Şekil. 1. Ti-6Al-4V 5mA (a), Ti-6Al-4V 10mA (b) Ti-6Al-4V 15mA'nın (c) ve (d) 1000x büyütmeli optik mikroskop görüntüleri

Galarraga ve arkadaşlarına göre [2] ile Zhao vd. [3] daha yüksek büyütmede, yapı yönüne hem dik hem de paralel düzlemler için birincil β tanelerin içinde α+β katmanlı mikroyapı gözlenir. Lamellerin yapısı çoğunlukla widmanstätten veya ara sıra bir koloni mikro yapısı ile "sepet dalgası" dır. Sütunlu tanelerin boyutu, tane sınırı tanımlamasındaki zorluk nedeniyle ölçülemez.

Çalışmamızda 20 mm boyunda üretilen blok numunelerin orta kısımlarından alınan bölgenin mikroyapısı şekillerde gösterilmiştir. Ti-6Al-4V mikroyapısı incelendiğinde tane sınırları α ve yapraksı α+β yapısından oluştuğu gözlenmektedir. Açık renkli alanlar α fazını gösterirken, koyu renkli alanlar β fazını göstermektedir.

C. *SEM/EDS Analizi*

Thermo Scientific Phenom XL G2 masaüstü SEM cihazıyla görüntü alınmıştır ve EDS analizi yapılmıştır. 6500x büyüklükte görüntü alınan Ti-6Al-4V 5mA, Ti-6Al-4V 10mA ve Ti-6Al-4V 15mA'nın metal ışık mikroskobundaki faz görüntüleri netlik kazanmıştır.



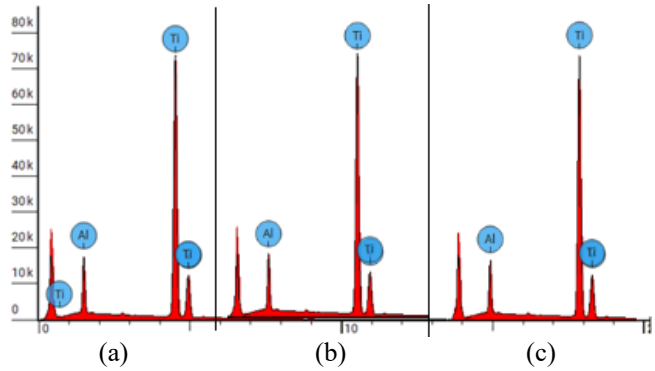
(a) (b) (c)

Şekil. 2. Ti-6Al-4V 5mA (a), Ti-6Al-4V 10mA (b) Ti-6Al-4V 15mA'nın (c) 6500x büyütmeli SEM görüntüleri

Gong ve Manogharan [4] çalışmalarına göre sütunlu birincil β tanecikleri, alttaki katmanların da β-transfer sıcaklığının üzerinde yüksek bir sıcaklığa maruz kaldığı katılaşma sırasında her yeni katmanın neden olduğu EBM yapı oryantasyonu boyunca termal gradyanın doğrudan bir sonucudur. α+β Widmanstätten ve koloni morfolojisi aynı zamanda karmaşık bir soğutma hızının ve ana β fazlarının kristal oryantasyonunun bir sonucudur. Diğer çalışmalar da benzer şekilde, ortalama α çıta genişliğinin basım yüksekliği ile birlikte kademeli olarak arttığını, bunun da yapı oryantasyonu ile birlikte daha düşük mikrosertliğe yol açtığını gözlemlemiştir.

TABLO III. EDS Analizi

Element No.	Element İsmi	Ağırlık Kons. Ti-6Al-4V 5mA	Ağırlık Kons. Ti-6Al-4V 10mA	Ağırlık Kons. Ti-6Al-4V 15mA
13	Aluminyum	9.750	9.590	9.100
22	Titanyum	84.800	85.015	85.500
23	Vanadyum	5.350	5.395	5.400

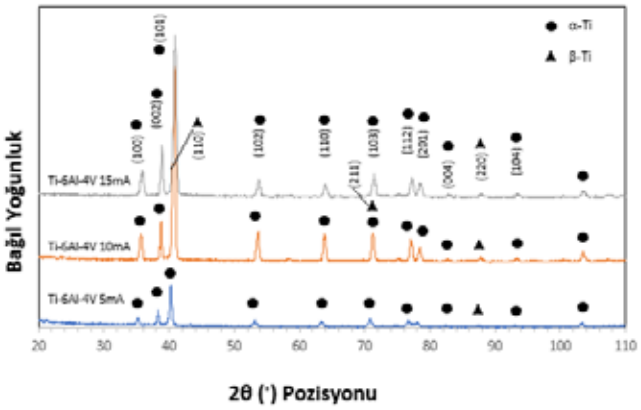


(a) (b) (c)

Şekil. 3. Ti-6Al-4V 5mA (a), Ti-6Al-4V 10mA (b) ve Ti-6Al-4V 5mA (c) numunelerin EDS analiz grafiği

D. *X-Işınları Difraksiyonu Analizi*

Geleneksel simetrik Bragg-Brentano geometrisinde Cu Kα radyasyon (1.5410 Å dalga boyu) kullanan Polikristal XRD PANalytical X'Pert PRO X-Ray difraktometrede 20-110 derece 2θ açısı arasında taratılarak, 40kV'da taranan sürekli x-ray jeneratörü, tarama hızı 0,45°/dk olarak sabitlendi ve X-Ray ölçümleri alındı.



Şekil. 4. Ti-6Al-4V 5mA, Ti-6Al-4V 10mA ve Ti-6Al-4V 15mA'nın XRD profili

Ti-6Al-4V alaşımının desenleri , indeksleme modelimizi alaşımın halihazırda yayınlanmış modelleriyle [5],[6],[7],[8] eşleştirildi. HSP α-Ti veya HMK β-Ti fazına ait XRD taramasında tespit edilen Bragg's pikleri α fazı için (100), (002),(101), (102), (110), (103), (112), (201), (104) ve β fazı için (110), (211), (220)'dir. Ortorombik martensit (α″) gibi diğer fazlar için hiçbir pik gözlemlenmemiştir. Sadece α ve β tepe noktalarının tespit edildiği Ti-6Al-4V numunesinden elde edilen XRD modeli, metal optik mikroskopi ile de gözlemlenen α+β mikroyapısını doğrular. Tarama sonuçlarından Ti-6Al-4V 5mA'daki β fazı, 0.1116 nm'lik düzlemler arası boşluk 'd' ile (200)β yansıması ile karakterize edilmiştir. Ti-6Al-4V 10mA'daki β fazları sırasıyla 0.1324 ve 0.110 nm'lik düzlemler arası boşluk ile (211)β ve (200)β yansıması ile , ve Ti-6Al-4V 15mA'daki β fazları sırasıyla 0.2496 ve 0.1111 nm'lik düzlemler arası boşluk ile (110)β ve (220)β yansıması ile karakterize edilmiştir. Üç numunede de (220)β pik noktası gözlemlenmiştir. Yavaş soğutma sırasında, alaşım elementlerinin difüzyonel yeniden dağılımı, b fazının zenginleşmesine yol açar. Sonuç olarak, oda sıcaklığında az miktarda b fazı stabil kalır.

Kırınım tepelerinin genişliğinin ardındaki teori basittir: Aynı yönelime sahip kafes düzlemleri bir kırınım tepe noktasına ne kadar çok katkıda bulunursa, kırınım deseni o kadar keskin olur. Ti-6Al-4V'nin kırınım tepe noktaları, kristal kafesin bozulduğunu gösteren yüksek açılara kayar. Al ve V elementlerinin atom yarıçapı sırasıyla 0.143 nm ve 0.135 nm'dir. Al ve V atomları, bir yedek katı çözelti oluşturmak için Ti atomlarını değiştirdiğinde, Ti elementinin atom yarıçapından (0.145 nm) daha küçüktür, kafes büzülmesine

neden olur, bu da kırınım zirvesinin yüksek açıya kaymasına neden olur.

E. Sertlik Ölçümleri

Elektron ışınlı ergitme yöntemi ile üretilen numunelere vickers mikrosertlik ölçümü yapıldı. Numunelerin farklı yerlerinden alınan ölçümlerin ortalaması alınarak kgf//mm^2 olarak aşağıdaki tabloda gösterilmiştir.

TABLO IV. VİCKERS SERTLİK DEĞERLERİ

Numune	Vickers Sertlik Değeri (HV)
Ti-6Al-4V 5mA	269,71±14,65
Ti-6Al-4V 10mA	393,05±4,02
Ti-6Al-4V 15mA	413,86±6,16

Hrabe ve Quinn (2013) [9] çalışmalarına göre vickers mikrosertlik değerleri, bulduğumuz değerlerle yaklaşık olarak saptanmıştır.

F. Çentik Darbe Testi

ASTM E23 standardına uygun olarak V-çentikli üretilen numunelere Charpy darbe testi yapıldı. Sarkacın ağırlığı 40 kg ve oda sıcaklığında yapılan darbe işlemlerinin ortalaması alınarak absorbe edilen enerji miktarı ölçüldü ve çentik darbe mukavemeti kj/mm^2 cinsinden değerleri aşağıdaki tabloda gösterilmiştir.

TABLO V. ÇENTİK DARBE MUKAVEMETİ

Numune	Absorbe Edilen Enerji (j)	Çentik Darbe Mukavemeti (kj/m^2)
Ti-6Al-4V 5mA	4,76±0,4	57,36±5,3
Ti-6Al-4V 10mA	13,06±1,3	153,02±15,5
Ti-6Al-4V 15mA	19,19±1,6	235,16±32,7

III. ARAŞTIRMA SONUÇLARI

Elektron ışın ergitme imalat teknolojisi ile üretilen Ti–6Al–4V numunelerinin üretim parametrelerinden biri olan elektron ışınının değiştirilmesinin (5mA, 10mA ve 15 mA) mikroyapıya olan değişimi incelendi.

Arşimed yoğunluk deneyinde Ti-6Al-4V 5mA, Ti-6Al-4V 10mA ve Ti-6Al-4V 15mA'nın yoğunlukları elektron ışınının gücü arttırıldığında sırasıyla artarken porozite oranı azalmıştır. Optik metal mikroskobu görüntülerinde boşluklar gözlemlenmiş, mikroyapı incelendiğinde tane sınırları α ve yapraksı α+β yapısından oluştuğu gözlenmiştir. Açık renkli alanlar α fazını gösterirken, koyu renkli alanlar β fazını göstermektedir. α plaka kalınlıkları elektron ışınının gücü arttırıldığında sırasıyla artış göstermiştir. SEM incelemesinde ise numunelerin birincil β tanelerinin içinde α+β yapısı, α tanelerinin sınırlarında oluşturulmuş çubuk şeklinde β fazlı Widmanstätten α plakalarından oluştuğu incelendi. EDS analizinde element oranları tespit edilmiştir. XRD analizinde pik noktaları ve fazları detaylı açıklanmıştır. α yönelimleri bütün numunelerde ortak gözlenirken, β yönelimleri farklılık göstermiştir. Ti-6Al-4V 5mA'nın pik tepelerinin yüksekliği diğer numunelere göre oldukça düşüktür. Düşük ölçülmesinin nedeni fazlasıyla boşluklu yapısı olması ve fotonların saçılımına etkilemesidir. Son olarak sertlik deneylerinde Ti-6Al-4V 5mA'nın, Ti-6Al-4V 10mA ve Ti-6Al-4V 15mA'ya göre düşük sertlikte çıkmasındaki başlıca neden poroziteden kaynaklanmaktadır. Çentik darbe mukavemeti, yapılan diğer analiz sonuçlarına paralel bir şekilde elektron ışını demetini arttırılarak üretilen numunelerde 15mA'da en yüksek değeri vermiştir.

Genel olarak elektron ışınının 5mA kullanılarak üretilen Ti-6Al-4V 5mA'nın porozlu yapısından ötürü karakteristik özellikleri teorikte olması gerekenden zayıf olarak tespit edilmiştir . 10 mA ile üretilen Ti-6Al-4V 10mA ve 15 mA ile üretilen Ti-6Al-4V 15mA'da farklılıklar ilk numuneye nazaran teorikte olması gereken değerlere yakın değerlerde görülmüştür.

IV. PROJE EKİBİNİN KAZANIMLARI VE TUSAŞ'A OLASI KATKISI

Bu proje sayesinde proje ekibi olarak eklemeli imalat yöntemi olan elektron ışınlı ergitme yoluyla titanyum alaşımının, üretim parametlerinden biri olan elektron ışınının arttırılarak üretilmesi sonrasında karakteristik özelliklerine bakılıp laboratuvar ve araştırma deneyimi kazanılmıştır. Proje sonucunda TUSAŞ'a eklemeli imalat üretim prosesleri karakterizasyonu hakkında kullanılabilecek bazı veriler kazandırılmıştır.

V. ÖNERİLER, ALINAN DERSLER VE GELECEK ÇALIŞMALAR

Bu projede diğer üretim parametreleri değiştirilerek Ti-6Al-4V'nin korozyonu incelenip, farklı ışıl işlem koşulları altında üretilerek veri ve analiz ağı genişletilebilir, daha kapsamlı çalışmalar yapılarak faydalı olacağı düşünülmektedir.

VI. TEŞEKKÜR

TUSAŞ Lift Up Sanayi odaklı bitirme projesi kapsamında bizden desteklerini esirgemeyen akademik danışmanımız Dr. Öğr. Üyesi Hakan Yılmazer ve sanayi danışmanımız sayın Ümit Aytar'a, laboratuvarlarını bizlere kullanıma açan Yıldız Teknik Üniversitesi Merkez Laboratuvarı, Yıldız Teknik Üniversitesi Metalurji ve Malzeme Mühendisliği Bölümü laboratuvarları, TUBİTAK RUTE laboratuvarları çalışanlarına teşekkür ederiz.

KAYNAKÇA

[1] Spierings, A. B., Schneider, M., & Eggenberger, R. (2011). Comparison of density measurement techniques for additive manufactured metallic parts. Rapid Prototyping Journal, 17(5), 380–386

[2] Galarraga, H., Lados, D. A., Dehoff, R. R., Kirka, M. M., & Nandwana, P. (2016). Effects of the microstructure and porosity on properties of Ti-6Al-4V ELI alloy fabricated by electron beam melting (EBM). Additive Manufacturing, 10, 47–57.

[3] Zhao, X., Li, S., Zhang, M., Liu, Y., Sercombe, T. B., Wang, S., … Murr, L. E. (2016). Comparison of the microstructures and mechanical properties of Ti–6Al–4V fabricated by selective laser melting and electron beam melting. Materials & Design, 95, 21–31.

[4] Gong X., Manogharan G., Machining Behavior and Material Properties in Additive Manufacturing Ti-6Al-4V Parts, Conference Paper, September 2020

[5] Wysocki, B., Maj, P., Sitek, R., Buhagiar, J., Kurzydłowski, K., & Święszkowski, W. (2017). Laser and Electron Beam Additive Manufacturing Methods of Fabricating Titanium Bone Implants. Applied Sciences, 7(7), 657.
[6] Guo, C., Ge, W., & Lin, F. (2015). Dual-Material Electron Beam Selective Melting: Hardware Development and Validation Studies. Engineering, 1(1), 124–130.
[7] Panin, A., Kazachenok, M., Kolmakov, A., Chizhik, S., Heifetz, M., & Chugui, Y. (2019). Microstructure and mechanical behaviour of additive manufactured Ti–6Al–4V parts under tension. EPJ Web of Conferences, 221, 01037.
[8] Rotshtein, V. P., & Shulov, V. A. (2011). Surface Modification and Alloying of Aluminum and Titanium Alloys with Low-Energy, High-Current Electron Beams. Journal of Metallurgy, 2011, 1–15
[9] Hrabe, N., & Quinn, T. (2013). Effects of processing on microstructure and mechanical properties of a titanium alloy (Ti–6Al–4V) fabricated using electron beam melting (EBM), Part 2: Energy input, orientation, and location. Materials Science and Engineering: A, 573, 271–277.

Metal Bond Parçalarının Organik ve İnorganik Yüzey Kaplamalarının Parça Yapışmasına ve Kalitesine Etkisi

The Effect of Organic and Inorganic Surface Coatings of Metal Bond Pieces on Part Adhesion and Quality

Öğrenci – 1
Asrın Yılmaz
Ege Üniversitesi
Mühendislik Fakültesi
Kimya Mühendisliği Bölümü
İzmir, Türkiye
asrinyilmaz62@gmail.com

Öğrenci – 2
Gözde Şeleci
Ege Üniversitesi
Mühendislik Fakültesi
Kimya Mühendisliği Bölümü
İzmir, Türkiye
gozdeseleci98@gmail.com

Akademik Danışman
Doç. Dr. Canan Uraz
Ege Üniversitesi
Mühendislik Fakültesi
Kimya Mühendisliği Bölümü
İzmir, Türkiye
canan.uraz@ege.edu.tr

Sanayi Danışmanı
Muhammed Cahit Elik
Türk Havacılık Uzay Sanayii A.Ş.
Ankara, Türkiye
cahit.elik@tai.com.tr

***Özetçe*— Adhesive Primer adı verilen yapıştırma teknolojisinin metal parçaların yapıştırılmasında kullanılması havacılık endüstrisine birçok yönden fayda sağlamaktadır. Düşük maliyetlidir, hafiftir ve yapıştırılan yüzeyler arasında homojen gerilim dağılımına izin vererek korozyona karşı kuvvetli direnç sağlar. Adhesive primer sahip olduğu uygulama süreçleri bakımından geliştirilmeye açıktır. Mevcut projede, adhesive primer etkinliğinin arttırılması ve primer uygulaması sırasında yaşanan sorunların önüne geçilmesi amaçlanmıştır. Ek olarak, bu bildiri metal bond parçalarının yapışma kalitesinin arttırılmasına yönelik yapılan deneysel çalışma yöntemi verilerini ve üretim sahasındaki uygulama süreçlerinin takibini içerir. Elde edilen sonuçlara bağlı olarak iyileştirme önerilerine yer verilmiştir.**

Anahtar Kelimeler — Metal Bond, Parça Yapışması, Adhesive Primer, Korozyon, Yüzey Kaplamaları, Kalite, Anodize.

***Abstract*— The use of the adhesive technology called "Adhesive Primer" for bonding metal parts provides benefits to the aviation industry in many ways. It is low cost, lightweight and provides a strong resistance to corrosion by allowing homogeneous stress distribution between the bonded surfaces. Adhesive primer is open to development in terms of its application processes. In the current project, it is aimed to increase the effectiveness of the adhesive primer and to prevent the problems experienced during primer application. In addition, this paper includes experimental study method data for improving the adhesion quality of metal bond parts and the follow-up of the application processes in the production area. Depending on the results obtained, improvement suggestions are given.**

Keywords — Metal Bond, Part Adhesion, Adhesive Primer, Corrosion, Surface Coatings, Grade, Anodized.

I. GİRİŞ

Mühendislik ve teknolojinin ilerlemesiyle artan gelişim ihtiyacı havacılık endüstrisinde de görülmektedir. Malzeme bilimindeki gelişmelerden en fazla etkilenen sektörlerin başında havacılık gelmektedir. Bu sektörün gelişim süreci 1800'lü yıllara dayansa da günümüzde halen geliştirilmeye açık birçok nokta bulunmaktadır. Bu noktalardan biri de; uçaklarda ve jet uçaklarında bulunan metallerin birbirine yapışmasında etkili olan, "Adhesive Primer" denilen maddenin yapışmasının iyileştirilmesi ihtiyacıdır.

II. PROBLEM TANIMI

Adhesive primer, uçakların kanat, kuyruk, pencere gibi oldukça kritik bölgelerinde metal parçaları yapıştırmak için kullanılan oldukça önemli bir yapıştırıcıdır. Epoksi yapıya sahip bu yapıştırıcı, korozyon önleyici kimliğe sahip bir astar boyadır. 1950'lerde piyasaya sürüldüklerinden bu yana epoksi yapıştırıcılar, yapısal metal yapıştırma alanında giderek daha güçlü bir yer edinmiştir. Artan yakıt maliyetlerinin yanı sıra işletme ve bakım maliyetleri ile çevresel düzenlemeler, havacılık endüstrisinde "daha fazla hafiflik" arayışlarını körüklemektedir. Çünkü uçakların ağırlığının azaltılması, daha düşük yakıt tüketimi sağlayarak hem karbon emisyonlarını hem de işletme maliyetlerini düşürmektedir. Bu noktada sektörün daha fazla hafiflik ihtiyacına, daha az metal kullanımını sağlayan alternatif malzemeler çare olmaktadır. Yapıştırma uygulamaları sırasında bahsedilen astar kullanımı mevcut olsa da yapıştırma işleminin doğru bir şekilde uygulanması oldukça önemlidir ve yapının kullanım ömrü boyunca yapışmaya devam etmesini sağlamak oldukça zorlayıcıdır. Bunun yanında, üretim

tesislerinde gerçekleşen yanlış uygulamalar üretim sürecinde elde edilen kalite verilerinin hedef verilerden daha da uzaklaşmasına neden olmaktadır [1]. Bu sebeple, yapıştırıcı astarın üretim hattı boyunca yapışma etkinliğine etki eden faktörleri tespit etme ve iyileştirme çalışmaları yapma ihtiyacı doğmaktadır.

III. Gerçekleştirilen Araştırma Faaliyetleri

A. *Literatür Taraması*

Bu çalışmada uygulanacak yöntemin belirlenebilmesi için literatür taraması yapılarak başlanmıştır. Literatürde yer alan çalışmaların genellikle matematiksel modellemelere dayalı olduğu anlaşılmıştır [2]. Bu noktada parametrik çalışma yönteminin uygulanmasıyla literatüre yeni bir soluk getirilmesi hedeflenmiştir. Bu projede seçilen 3 temel parametre ise **boya kalınlığı, stok ortamın toz seviyesi ve operatördür.**

Boya kalınlığı için uygulanacak değerlerin seçilebilmesi amacıyla literatür taraması yapılmıştır. 2-5 µm arasındaki astar kaplama kalınlıklarından 8-10 µm üzerindeki kalınlıklara geçerken bazı yapıştırıcıların soyulma performansını neredeyse yarıya indirdiği görülmüştür. Bu nedenle sanılanın aksine kaplama kalınlığını en düşük ve uygun düzeyde tutabilmek kaplamanın yapışma kalitesini arttıracaktır [3]. Buna bağlı olarak, boya kanlığı parametresi, 4, 6, 8 µm olmak üzere üç farklı değer olarak belirlenmiştir.

Proje parametrelerden biri olan stok ortamı toz seviyesinin yapıştırıcı üzerindeki etkisinin gözlemlenmesinin, ancak deney setleriyle mümkün olduğu ve bunun üzerine uluslararası detaylı bir deneysel çalışma yapılmadığı anlaşılmıştır. Tozlu ortamda boyanmış parçaların yüzeyindeki tozu ölçebilen cihaz kabiliyetine hiçbir literatür taramasında rastlanmamaktadır. Parçalar boyandıktan sonra Kraft kağıda sarılıp paketlenerek kullanılmalıdır. Fakat primer uygulandıktan sonraki süreçte bahsedilen paketleme işlemi atlanabilmektedir. Bu işlemin uygulanmadığı parçalara, üzerine toz parçaları nüfuz etmiş şekilde yapışma işlemi uygulanabilmektedir. Bu sebeple stok ortamın toz seviyesinin parametre olarak seçildiği deney setlerinde, parçalardaki yapışma etkinliği paketlenmiş ve paketlenmemiş parçalar karşılaştırılarak incelenmesine karar verilmiştir. Paketleme malzemesi olarak kraf kağıt ve milprf seçilmiştir. Ortamdaki toz ile numune arasındaki teması kesen kraft kağıdın kullanılması birinci parametre değeri, ortamdaki toz ve nemin numune ile temasını kesen milprfnin kraft kağıt ile beraber kullanıması ikinci parametre değeri ve numunenin paketlenmemesi stok ortamı toz seviyesinin son parametre değeri olarak olarak belirlenmiştir.

Üçüncü parametre olarak operatör kişisi seçilmiştir. Üretim tesislerinde yer alan süreçlerde operatör kişisinin sorumlu olduğu manuel hatlarda uygulama hatasına bağlı olarak kalitesizlikler sıklıkla görülmektedir. Doğru teknikler bilinmesine rağmen, geçmişteki ve hatta günümüzdeki proses şartnamelerinin çoğu adhesive yapıştırma uygulamalarında ihlal edilmektedir. Uygulamaların üretim sahasında bilinçli ihlalinin sürdüğü biliniyor [1]. Bu bilgiye dayanarak operatör kişisi bir parametre olarak seçilmiş ve deneysel çalışmalar için 2 operatörün uygulama yapmasına karar verilmiştir.

B. *Deneysel Çalışma*

Bu proje kapsamında takip edilmesi planlanan proje aşamaları, Aralık 2021-Temmuz 2022 tarihleri arasına karşılık gelen 7 aylık bir süreç boyunca TUSAŞ üretim sahasında gerçekleştirilmiş olup; yapışma malzemelerin hazırlanması, fiziksel/kimyasal yüzey işlemleri, metal parçaların üzerine yapıştırıcı astar boya işleminin uygulanması ve adhesive uygulanması adımlarını içermektedir.

Proje kapsamındaki çalışma adımları, farklı deney setleri oluşturularak sonuçlarını analiz etmeye dayalı olup şu şekilde sıralanmıştır;

- Proje için gerekli olan metallerin temini için Sheet Metal atölyeden test panellerinin belirtildiği gibi ASTM D1002 testinin uygulanabileceği 100×175 mm ölçülerde kestirilmesi,
- Bu panellerin kestirilmesiyle elde edilen metal parçaların bir takım fiziksel (taşlama, kumlama vs.) ve kimyasal (kromik asit anodize ve sülfürik asit anodize vs.) yüzey işlemlerine maruz bırakılması,
- Yapışma etkinliğini inceleyeceğimiz Adhesive Primer işleminin belirlediğimiz parametrelere uygun olarak metal parçaların üzerine uygulanması (X/Y operatörleri, 4/6/8 µm boya kalınlıkları). Yapıştırıcı astar boya uygulaması sonrası parametrelere uygun şekilde paketlenmesi (paketsiz bırakma/kraft kağıt/kraft kağıt+milprf),
- Temiz odada metallerin birbirine yapışmasını sağlamak üzere Adhesive uygulaması,
- Parçaların yapışma kabiliyetinin ölçülebilmesi için Autoclave'da bekletilmesi,
- Ve son olarak, parçaların kalite istasyonlarında yapışma kuvvetlerinin test edilmesi.

C. *Kalite Kontrol Testi*

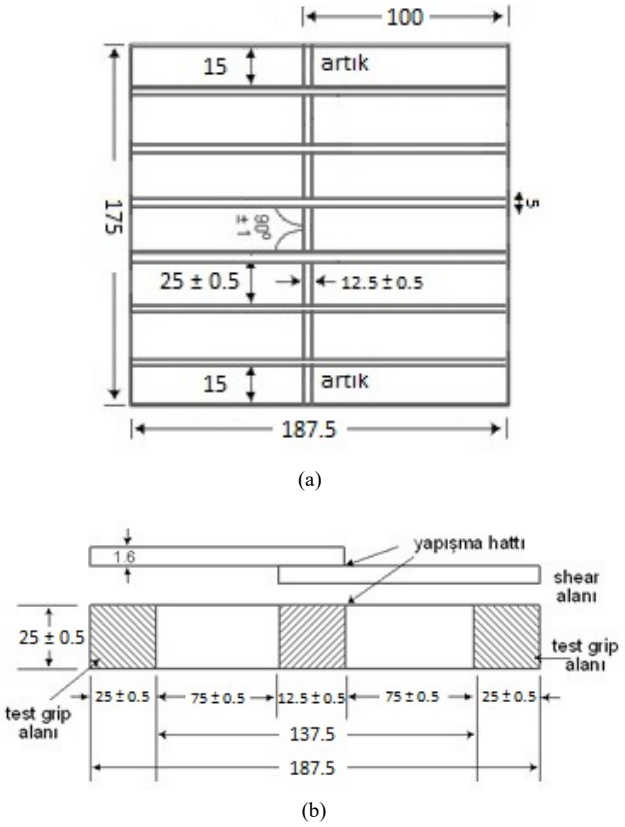
Deneysel çalışma sürecinde, boya uygulamasının tamamlanıp temiz oda işlemlerine geçilmeden önce boya kalınlığı ölçümleri tamamlanması gerekmektedir. Kaplama kalınlığı kalibrasyon aletinin kullanımıyla her bir numunenin boya kalınlıkları tespit edilmiştir. Bunun için, operator kişisinin elde ettiği kalınlık değerleri, referans değerlerle karşılaştırılarak operator performansı değerlendirilmiştir. Bahsi geçen değerlendirmelere "Araştırma Sonuçları ve Çıktılar" bölümünde yer verilmiştir.

Deneysel çalışma sonucunda elde edilen numunelerin öncelikle ASTM D1002 testi şartlarına uygun ölçülerde kesilmesine dikkat edilmiştir. Parçaların Autoclave'da yüksek basınç ve sıcaklık altında yapıştırılmasının ardından kalite testi öncesi tazyikli su ile kesim işlemi yapılmıştır. Şekil 2.a-b'de belirtilen ölçüler referans alınarak bir test kuponu 25×187.5 mm ölçülerinde beş eşdeğer ve 15×187.5 mm ölçülerinde iki atık parça haline getirilmiştir.



Şekil 1. 5 Eksenli su jeti kesim aleti, [4]

Numuneler küçük ölçülere sahip olduğu için ve daha da küçük ölçülerde kesileceği için kesim işleminin oldukça hassas bir şekilde yapılması gerekmektedir. Şekil 1'de gösterildiği gibi 5 eksenli su jeti kesim istasyonu kum ile karıştırılmış ve tazyikli suyla kesim işlemi gerçekleştirmiştir. Bu sayede mükemmel bir hassasiyetle hedef ölçüleri elde edilmiş ve parçanın fiziksel yapısına zarar verilmemiştir. Genellikle kenar parçalar, numunelerin süreç boyunca maruz kaldığı işlemler sebebiyle en çok yıpranan kısımlarıdır. Bu parçalar kalite testlerinde iyi sonuç veremez bu nedenle imha edilmektedir. Dolayısıyla Şekil 2.a'daki gibi uygun ölçülere indirgenen numuneler artık test için hazır hale getirilmiştir.



Şekil 2. Standart metal bond test kuponu ölçüleri

Numunelerdeki yapıştırılmış bağlantıların stress analizine ilişkin sonuçlarını elde etmek için tek veya çift örtüşme test örneği kullanılmıştır. Bu testlerin kolay uygulanabilirliği ve sonuçların yaygın olarak mevcut olması tercih sebebidir [3]. ASTM D1002 Tek Örtüşme Testi ile numunelerin kalite kontrol çalışması sağlanmıştır.

ASTIM D1002 çekme testi makinesi ile proses kalite kontrol süreci gerçekleştirilmiştir. Şekil 2.b'de gösterilen test örneği formunda belirtilen test grip alanları test mekinesi ile ilk temas edenler parça kısımlarıdır. Öncelikle metal bond numunesinin grip alanları Şekil 3.b'de gösterildiği gibi makine bileşenlerine tutturulur. Ardından Şekil 3.a'daki test makinesi numuneye bağlı olduğu test grip alanlarına çekme kuvveti uygular. Metal bond parçası iki ayrı parça haline gelene kadar numune çekme kuvvetine maruz bırakılır.



(a) (b)

Şekil 3. ASTIM D1002 test ekipmani, [4]

Metal bond numunesi iki parça haline geldikten sonra veriler hazır hale gelir. Test çıktısını sağlayan birinci girdiler yapışma hattının genişliği ve uzunluğudur. Genişlik ve uzunluk ölçütleri yapışma hattının alanını belirler. Bu alan alüminyum metal parçalarının bitişik kaldığı kesiti ifade eder. İkinci girdi maksimum yük olarak tanımlanır. Metal bond parçalarının bitişik kalabilme kabiliyeti maksimum yük ile yorumlanır. Bu yük değeri parçaların bitişik kalabildiği en yüksek kuvvet değeri anlamına gelir. Denklem (1)'de gösterildiği gibi belirlenen girdi değerlerine bağlı olarak çekme gerilimi hesaplanmıştır.

$$R=F/L\times W \quad (1)$$

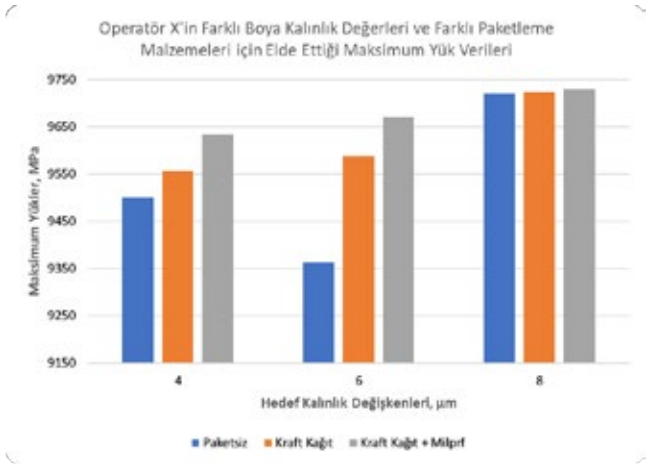
ASTM D1002 Tek Örtüşme test sonuçlarında elde edilen veriler ile operatör performansı, boya kalınlığı ve stok ortamı toz seviyesi değerlendirilir. Söz konusu parametrelerin iyileştirmeye açık olduğu noktalar tespit edilmiştir. Tüm bu değerlendirmelere "Araştırma Sonuçları ve Çıktılar" bölümünde yer verilmiştir.

IV. Araştırma Sonuçları ve Çıktılar

Şekil 4'te birinci operatör kişisi parametresi olan Operatör X'in paketleme tipleri ve boya kalınlıkları için elde ettiği maksimum yük değerleri verilmiştir. Paketleme malzemesi aynı, kalınlık değerleri farklı uygulandığı durumda, metallerin boya kalınlıkları arttıkça maksimum maruz kalabildiği çekme kuvveti değeri artmalıdır. Şekil 4'te kraft kağıt ve kraft kağıt+milprf paketleme yöntemine bağlı olan verilere bakıldığında, 4 µm değerinden 6 µm değeri arasındaki maksimum yük artışının beklenildiğinden az olduğu; paketsiz numunelere bağlı verilere bakıldığında ise, 4 µm ile 6 µm arası artış olması beklenirken bir

düşüş olduğu görülmektedir. Bunun nedeni 4 µm boya kalınlığında olması gereken numunelerin hedef değerden farklı olması veya 6 µm'lik paketsiz bırakılan numunenin stok ortamında daha fazla toza maruz kalmasıdır.

Tesiste kullanılan üretim materyalleri ve ekipmanların büyük bir çoğunluğunun metal olması sebebiyle, ciddi bir korozyon hassasiyeti söz konusudur. Bu sebeple, üretim sahasında sıcaklık, basınç ve nem ölçüm cihazları yaygın olarak kullanılmaktadır. Ayrıca nem parametrik olarak da önem arz etmektedir. Metal bond parçanın kraft kağıt ile paketlenmesi parçanın toz seviyesinin ideal bir seviyeye düşmesini sağlamakta ve buna bağlı olarak, yapışma kalitesi artmaktadır. Milprf düşük su buharı geçirgenliği özelliğine sahiptir. Bunun yanısıra ısıl yapışmalı ve yağa dayanıklılığı ile üst düzey koruma sağlar. Metal bond parçanın milprf+kraft kağıt şeklinde paketlenmesi ile parçanın tozlu ve nemli ortamla etkileşimi kesilmektedir. Bu durumda yapışma kalitesi en üst düzeyde elde edilmektedir. Yapılan testlerde, maksimum yük değeri paketsiz numune için en düşük, kraft kağıtla paketli numune için daha yüksek ve kraft kağıt+milprf şeklinde paketlenen numune için en yüksek olması beklenmektedir. 4 µm boya kalınlık değerinin hedeflendiği numuneler farklı bir kalınlık değerine sahip olsa da kendi içlerinde birbirine oldukça yakın değerlere sahip oldukları için stok ortamı toz seviyesi etkisi şeklinde yorumlanabilir.



Şekil 4. Operatör X tarafından elde edilen veriler

Şekil 4 incelendiğinde, hedeflenen kalınlık değerlerinin tamamı için maksimum yük değerlerinin paketleme yöntemine göre artışı beklenildiği gibi sonuçlanmıştır. 8 µm grubunda diğer gruplardan farklı olarak yük değerlerinin birbirine oldukça yakın olmasının nedeni, deney setleri içerisinde bu gruptaki numunelerin en yüksek primer kalınlık değerlerine sahip olmasıdır. Buna bağlı olarak paketleme yöntemi, kalınlık değerlerinin daha az olduğu diğer grupların aksine daha az fark yaratmıştır.

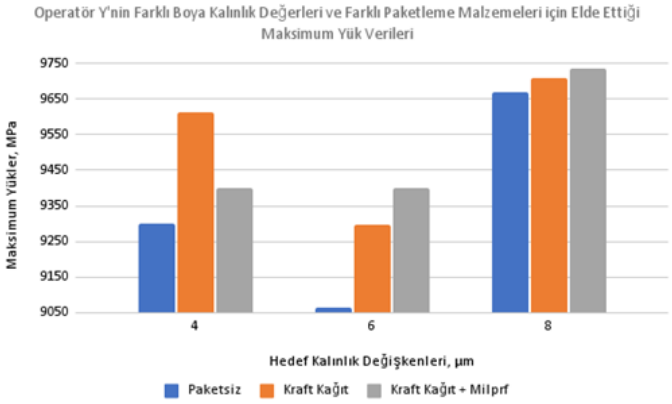
Operatör X'in deneysel çalışma sürecinde elde ettiği kalınlık verileri Tablo 1'de verilmiştir. Tablo 1 incelendiğinde, 4 µm kalınlık değerinde olması hedeflenen metallerin 4.7-7.3 µm aralığında elde edildiği görülmektedir. Bu durumda 4 µm olması hedeflenen metal grubunun çoğunluğunda uygun kalınlık değerinde karakterize edilmediği anlaşılmaktadır. 6 µm ve 8 µm olması hedeflenen metallerin elde edilen kalınlık değerleri kabul edilebilir verilerdir.

Tablo 1. Operatör X'in her bir numune için elde ettiği kalınlık değerleri

No	*Metal Bond Parçası*	*Hedef Astar Kalınlığı (µm)*	*Elde Edilen Astar Kalınlığı (µm)*	*Paketleme Malzemesi*
1	1	4	6.3	-
	2		7.3	
2	1		4.7	Kraft kağıt
	2		4.9	
3	1		6.1	Kraft kağıt+Milprf
	2		6	
4	1	6	6.4	-
	2		5.8	
5	1		4.8	Kraft kağıt
	2		5.6	
6	1		6.5	Kraft kağıt+Milprf
	2		6.2	
7	1	8	8.4	-
	2		7.8	
8	1		7.5	Kraft kağıt
	2		7.1	
9	1		8.1	Kraft kağıt+Milprf
	2		8	

Şekil 5'te verilen grafiğe göre Operatör Y'nin elde ettiği paketleme yöntemine bağlı maksimum yük değerleri uygun sonuçlanmıştır. Y operatörünün metallere eldivensiz teması ve boya tabancasını uygun açı ile kullanmamasına bağlı olarak boya kalınlık değerlerini yanlış elde etmiştir. Bahsi geçen sebepler sonucunda metal yüzeyine toz ve yağ temasının olması elde edilen verileri olumsuz etkilemiştir. Bu sebeple, farklı paketleme yöntemleri ve boya kalınlıkları için maksimum yük değerlerinin sağlıklı bir karşılaştırılması yapılamamıştır.

4 µm kalınlık değeri hedeflenen grupta kraft kağıt ile paketlenmiş numunenin kraft kağıt+milprf şeklinde paketlenen numuneden daha yüksek maksimum yük değerine sahip olduğu gözlemlenmiştir. Maksimum yük değerlerinin, 6 µm grubunda paketsiz ve kraft kağıt ile paketlenmiş numuneler için artışı oldukça fazla olduğu, 8 µm grubunda ise her paketleme yöntemi için beklenilenden çok az olduğu tespit edilmiştir. Doğru açı ile boya uygulanmaması sebebiyle hedeflenen kalınlığa ulaşılamamıştır. Metal yüzeyine eldivensiz temas sebebiyle yüzeyde toz ve yağ konsantrasyonu oluşumuna bağlı olarak yapışma kalitesizliği gözlemlenmiştir.



Şekil 5. Operatör Y Tarafından Elde Edilen Veriler

Operatör Y'nin deneysel çalışma sürecinde elde ettiği kalınlık verileri Tablo 2'de verilmiştir. Tabloda verilen değerlere göre, 4 µm grubundaki metallerin 5.3-8.9 µm, 6 µm grubundaki

metallerin 7.9-8.9 µm ve 8 µm grubundaki metallerin 7.3-9.1 µm aralığında elde edildiği görülmektedir. Bu durumda, numunelerin neredeyse tamamında uygun kalınlık değerinin karakterize edilemediği anlaşılmaktadır.

Tablo 2. Operatör Y'nin her bir numune için elde ettiği kalınlık değerleri

No	*Metal Bond Parçası*	*Hedef Astar Kalınlığı (µm)*	*Elde Edilen Astar Kalınlığı (µm)*	*Paketleme Malzemesi*
10	1	4	5.3	-
	2		6	
11	1		8.4	Kraft kağıt
	2		8.9	
12	1		5.7	Kraft kağıt+Milprf
	2		5.8	
13	1	6	8.6	-
	2		8.9	
14	1		8.2	Kraft kağıt
	2		7.9	
15	1		8.5	Kraft kağıt+Milprf
	2		8.4	
16	1	8	7.5	-
	2		7.3	
17	1		8.6	Kraft kağıt
	2		8.7	
18	1		9	Kraft kağıt+Milprf
	2		9.1	

X ve Y operatörlerinin elde ettiği değerler incelendiğinde, boya kalınlığının hedeflenen değerlerden farklı olması yapışma kalitesinde beklenmeyen gelişmelere yol açmıştır. Kalınlık değeri arttıkça yapışma kalitesinin de artması beklenirken aksi durum meydana gelmiştir. Kraft kağıt+milprf'nin en iyi koruma sağladığı gözlemlenmiş ve ileride meydana gelebilecek büyük maddi hasarlar göz önünde bulundurulduğunda milprf kullanımı kısıtlamasının doğru olmadığı sonucuna varılmıştır. Seçilen 2 operatörün uygulama tekniği ve ekipman kullanımının ciddi farklara sebep olabileceği öngörülmüştür.

Proses süreçlerinin takibi doğrultusunda edinilen bilgilere göre, boya uygulama sürecinde eldiven gibi gerekli ekipmanların eksik kullanılması ve doğru tekniklerin uygulanmaması, operatörlerin sorumlu olduğu proses hakkında yeterli donanıma sahip olmaması vb. nedenler mevcut hatanın sebepleri arasında sayılabilir.

Bu durum endüstride maliyet, ürün kalitesi, müşteri memnuniyeti vb. konularda verimsizliğe neden olmaktadır. Boya kalınlığı parametresinin değeri arttıkça yapışma kalitesinin daima artmasını sağlayacağı düşünülebilir. Fakat bir projenin hedeflerine uygun proses yönetiminin sağlanamaması,

- Belirtilen değerden fazla miktarda malzeme kullanımı sebebiyle maliyet artışı,
- Uygun değerlerin uygunlanmamasına bağlı olarak kalite düşüşü,
- Müşteri siparişinin içeriğinin değiştirilmesi nedeniyle müşteri memnuniyetsizliği,
- Ürünlerin hedeflerden farklı özelliklerde üretilmesi nedeniyle rework işçiliği ihtiyacı sonucu kar kaybı vb.

durumların ortaya çıkmasına neden olacaktır. Belirtilen sonuçların firmaya büyük oranda zarar verecek sonuçlar olacağı düşünülmektedir.

V. Elde Edilen Kazanımlar, TUSAŞ'a Olası Katkısı

LIFT UP Programı çerçevesinde yürütülen proje kapsamında, proje ekibinde yer alan öğrenciler, proje sürecinde pratik, teorik ve sosyal açılardan birçok yetkinlik kazanmıştır. Proje ekibi, proje konusu gereği odaklanılan, imalat ve malzeme bilimi alanlarında kendilerini geliştirmiştir. Proje ekibinin 2209-B Sanayi Odaklı Lisans Bitirme Tezi Destekleme Programı kapsamında 1919B012110275 başvuru numaralı bu projesi TÜBİTAK'dan destek alamaya hak kazanmıştır. Elde edilen bu başarı ile çalışmaların daha da iyileştirilmesi hedeflenmektedir.

Proje verilerinde elde edilen en iyi sonucun; referans aralığındaki en yüksek boya kalınlık değeri uygulaması, kraft kağıt+milprf paketlemesi, uygun ekipman ve proses uygulaması ile bilinçli operatör seçimi olduğu tespit edilmiştir. Bu verilere bağlı olarak ilgili parametrelerin yapışma kalitesine olan ciddi etkileri ortaya konmuş, proje konusuyla ilgili veri mevcudiyeti artırılmış ve TUSAŞ üretim tesislerinde gerçekleşen süreçler için bir referans oluşturulmuştur. Elde edilen iyileştirmeler ile ürün kalitesinin artması, maliyetin düşürülmesi, müşteri memnuniyeti, rework azalmasına bağlı olarak çalışan memnuniyeti vb. kazanımlar elde edileceği tespit edilmiştir. Bu araştırmanın literatüre sağladığı katkının, geleceğe yönelik akademik çalışmalara referans olması ve böylelikle mevcut kaynakların artırılması sağlanmıştır.

VI. Öneriler, Alınan Dersler, Gelecek Çalışmalar

Çalışma sonuçları, incelenen parametrelerin doğru uygulanışının yapışma kalitesi üzerindeki olumlu etkisini ortaya koymuştur. Çalışmanın ilerleyen dönemlerinde proseste yer alan diğer parametreler de eklenerek ve test edilerek en iyi süreç yönetimi sağlanabilir. Ayrıca optimum kalite sağlayan proses kısımları, ilgili başka süreçlere ve kurumlara entegre edilebilir.

Teşekkür

Başta, proje sürecinde bizlere rehberlik eden akademik danışmanımız Doç Dr. Canan URAZ ve sanayi danışmanımız M. Cahit ELİK olmak üzere, Sanayi Odaklı Lisans Bitirme Projeleri kapsamında çalışmalarımızı destekleyen TUSAŞ'a ve tüm çalışanlarına teşekkürlerimizi sunarız.

Kaynaklar

[1] Hart-Smith L., Handbook of Adhesion Technology, Adhesively Bonded Joints in Aircraft Structures, (2018) 1236-1282.

[2] Kwakernaak, A., Hofstede, J., Poulis, J., and Benedictus, R., Welding and Joining of Aerospace Materials, Improvements in Bonding Metals for Aerospace and Other Applications, (2012) 230-270.

[3] Bishopp J., Handbook of Adhesives and Sealants, Aerospace: A Pioneer in Structural Adhesive Bonding, (2005) 216-344.

[4] "www.testresources.net/applications/standards/astm/astm-d1002-lap-shear-testing-for-adhesively-bonded-metals/",10.07.2022

Mikroşerit Anten Tasarımı, Mürekkep Püskürtme Tekniği Kullanılarak Üretimi ve S-parametrelerinin Ölçülmesi

Microstrip Antenna Design, Production Using Inkjet Technique and Measurement of S-parameters

Öğrenci – 1
Zeynep Demir
Yıldız Teknik Üniversitesi
Elektronik ve Haberleşme Mühendisliği Bölümü
İstanbul, Türkiye
demizeyn@gmail.com

Öğrenci – 2
Seda İlayda Çelen
Yıldız Teknik Üniversitesi
Elektronik ve Haberleşme Mühendisliği Bölümü
İstanbul, Türkiye
sedacelen78@gmail.com

Öğrenci – 3
Enes Tarık Küçükgörür
Yıldız Teknik Üniversitesi
Elektronik ve Haberleşme Mühendisliği Bölümü
İstanbul, Türkiye
kucukgorur@gmail.com

Akademik Danışman
Dr. Ramazan Daşbaşı
Yıldız Teknik Üniversitesi
Elektronik ve Haberleşme Mühendisliği Bölümü
İstanbul, Türkiye
rdasbasi@yildiz.edu.tr

Sanayi Danışmanı
Tolga Çiftçi
Türk Havacılık Uzay Sanayii
Ankara, Türkiye
tolga.ciftci@tai.com.tr

***Özetçe*— Mikroşerit yama antenler, sahip oldukları avantajları sebebiyle günümüz sistemlerinde sıkça kullanılan sistem elemanlarından olmuşlardır. Anten tasarım teknolojisinde FR4 ve benzeri diğer dielektrik substratlar gibi kullanılmakta olan mevcut substrat malzemeleri çevre ve kullanıcı dostu değildir. Mürekkep püskürtmeli baskıda avantaj, litografi ve kimyasal yerine daha ucuz bir alternatif de sunarak malzeme israfının ortadan kaldırılmasıdır. Projede hedeflenen seçilen bir frekans veya frekans bandında (RFID, L, S, C veya X) mikro şerit anten tasarımı gerçekleştirmektir. Projede, benzer anteni farklı frekanslarda ve farklı antenleri aynı frekanslarda üreterek çeşitli antenlerin performanslarını kıyaslamak ve bir katalog oluşturmak amaçlanmaktadır.**

Anahtar Kelimeler — Mikrodalga; Işıma Deseni ve S-parametre ölçümü; Mürekkep Püskürtmeli Baskı; Esnek Elektronik Uygulamaları

***Abstract*— Due to their advantages, microstrip patch antennas have become one of the most used system elements in today's systems. Existing antenna design substrate materials, such as FR4 and other similar dielectric substrates, are not environmentally or user-friendly. The advantage of inkjet printing is that it also provides a cheaper alternative to lithography and chemicals, eliminating material waste. Their versatility offers significant benefits for new applications and advanced systems. Most researchers aim to create an environmentally friendly, low-cost, simple, flexible, efficient, and compact-sized antenna for most applications in both the commercial and military sectors. The project's goal is to design a microstrip antenna that operates at a specific frequency or frequency band (RFID, L, S, C, or X). The goal of the project is to compare the performance of different antennas and create a catalog by producing similar antennas at different frequencies and various antennas at the same frequencies**

Keywords — Microwave; Radiation Pattern and S-parameter Measurements; Inkjet Printing; Flexible Electronics Applications.

I. GİRİŞ

Mikroşerit yama antenler, sahip oldukları avantajları sebebiyle günümüz sistemlerinde sıkça kullanılan sistem elemanlarından olmuşlardır. Anten tasarım teknolojisinde FR4 ve benzeri diğer dielektrik substratlar gibi kullanılmakta olan mevcut substrat malzemeleri çevre ve kullanıcı dostu değildir. Mürekkep püskürtmeli baskıda avantaj, litografi ve kimyasal yerine daha ucuz bir alternatif de sunarak malzeme israfının ortadan kaldırılmasıdır. Elektronikteki bu esnek yapıdaki ürünler, yeni kullanım alanları ve gelişmiş sistemler için çok büyük avantajlar sağlamaktadır. Çoğu araştırmacı hem ticari hem de askeri sektörlerdeki uygulamaların çoğu için çevre dostu bir süreçle düşük maliyetli, basit, esnek, verimli ve kompakt boyutlu bir anten tasarlamaya çalışır. Bu antenler sıklıkla mobil radyo iletişim cihazlarına, RFID etiketlerine, kablosuz sensörlere dahil edilirler ve uçak ve uzay aracının dışına monte edilirler. Ayrıca perakende yönetimi, ürün takibi,

biyomedikal algılama ve güç hasadı devrelerinde kullanılabilirler. Projede hedeflenen seçilen bir frekans veya frekans bandında (RFID, L, S, C veya X) mikro şerit anten tasarımı gerçekleştirmektir. Projede, benzer anteni farklı frekanslarda ve farklı antenleri aynı frekanslarda üreterek çeşitli antenlerin performanslarını kıyaslamak ve bir katalog oluşturmak amaçlanmaktadır. Projede yöntem olarak ise teorik yöntemlerle elde edilen sonuçların doğruluğu bilgisayar simülasyonları ile doğrulanarak, bu benzetim programları ile antenlerin tasarımı ve analizi gerçekleştirilecektir. Mürekkep püskürtmeli baskı (Inkjet Baskı Yöntemi), üretimin gerçekleştirilmesi için doğrudan bir tabaka üzerine püskürtülen sıvı damlacıklarını kullanan nispeten yeni bir teknolojidir. Ucuz, çevre dostu ve doğrudan baskının gerçekleştirilebildiği kolay bir yöntemdir. Ayrıca, mürekkep püskürtmeli baskılı antenler; kâğıt, kapton ve silikon gibi esnek malzemeler kullanılarak üretilmeye uygundur. Baskıdan hemen sonra gümüş/bakır vb. mürekkep izlerinin iletkenliğini arttırmak için ısıl işlem uygulanır. Üretilen antenin son halini almasından sonra benzetim sonuçları ile ölçüm sonuçlarının karşılaştırılması adımına geçilecektir. Üretilen antenlerin ölçümleri yansımasız oda içerisinde yapılacaktır. Ölçeceğimiz anten parametreleri: Geri dönüş kaybı (S11), anten ışıma diyagramı ve kazanç ölçümü olacaktır. Ardından uzak alan etkisi dikkate alınarak, ilk olarak referans horn anten ile alıcı anten arasında S21 parametresi ölçülecek, ardından verici yama arasındaki S21 parametresinin ölçülmesiyle elde edilen iki S21 parametresi arasındaki farkı referans horn anten kazancına eklemek suretiyle kazanç hesaplanacaktır. Mürekkep püskürtmeli yazıcı kullanarak önerilen bu teknik, çeşitli uygulamalar için antenlerin kolay ve düşük maliyetli yazdırılmasının önünü açması hedeflenmektedir. Sonuçların, önerilen anten modelinin gelecekte farklı elektronik iletişim, savunma sistemleri ve havacılık uygulamalarında kullanılabileceğini göstermesi amaçlarımız arasındadır.

II. YÖNTEM

A. Inkjet Baskı Yöntemi

Mürekkep püskürtmeli yazıcı, mürekkebi kâğıda püskürterek basılı kopya üreten bir cihaz olarak tanımlanabilir. Tipik bir mürekkep püskürtmeli yazıcı, en az 300 nokta/inç (dpi) çözünürlükte kopya üretebilir. Bazı mürekkep püskürtmeli yazıcılar, 600 dpi veya daha yüksek çözünürlükte tam renkli basılı kopyalar üretebilir. Mürekkep püskürtmeli baskı mekanizmasında, baskı kafası jet olarak da adlandırılan birkaç küçük püskürtme ucuna sahiptir. Kâğıt baskı kafasını geçerken, püskürtme uçları üzerine mürekkep püskürterek karakterleri ve görüntüleri oluşturur. Bir mürekkep püskürtmeli yazıcı, mürekkep kartuşlarının değiştirilmesi gerekmeden önce basılı kopyanın niteliğine bağlı olarak 100 ila birkaç yüz sayfa üretebilir. Genellikle bir siyah mürekkep kartuşu ve birincil pigmentlerde (camgöbeği, macenta ve sarı) mürekkep içeren bir renkli kartuş vardır. Bazı mürekkep püskürtmeli yazıcılar camgöbeği, macenta, sarı ve siyah mürekkepli tek bir kartuş kullanır [1]. Mürekkep püskürtmeli yazıcıların başlıca avantajı çoğunun ucuz olmasıdır. Mürekkep püskürtmeli yazıcılar genellikle bir kişisel bilgisayar veya önemli bir çevre biriminin satın alınmasıyla birlikte bilgisayar süper mağazalarında verilir. En ucuz mürekkep püskürtmeli yazıcılar bile kişisel bilgisayar kullanıcılarının ihtiyaçlarının çoğu için tatmin edicidir. Üst düzey mürekkep püskürtmeli yazıcılar, dijital görüntüleri profesyonel olarak üretilmiş parlak veya mat fotoğraflarla rekabet edebilecek kalitede özel kâğıt üzerinde işleyebilir.Mürekkep püskürtmeli yazıcıların bir başka avantajı da hafif olmaları ve masaüstünde az yer kaplamalarıdır. Güncel pazar uygulamalarında en büyük üreticiler olarak Epson, HP ve Canon dahil olmak üzere çok sayıda şirketten bahsedilebilir [1].



Şekil. 1. Üretimde kullanılan yazıcı ve mürekkep

B. Üretimde Kullanılan Malzemeler

JS-B25P, NoveleTM (mikro gözenekli inkjet alıcı kaplamalı PET) ve fotoğraf kâğıdı gibi alt tabakalar üzerinde devreler oluşturmak için tasarlanmış elektriksel olarak iletken bir mürekkeptir. JS-B25P, Epson masaüstü yazıcılarda ve Dimatix Samba sisteminde kullanılanlar gibi piezo-inkjet yazıcı kafalarıyla uyumluluk ve kararlılık için özel olarak formüle edilmiştir. Gümüşün daha düşük sinterleme sıcaklığı ile bu mürekkepteki nano gümüş parçacıklarının, PET substrat üzerinde kullanılabilecek kadar düşük bir sıcaklıkta sinterlenebilmesi için de idealdir [2].



Şekil. 2. NovaCentrix JS-B25P, NoveleTM

Polietilen tereftalat (PET), polietilennaftalat (PEN), yalıtım için plastik filmler gibi esnek plastik malzemeler, geniş bir uygulama yelpazesi için potansiyel adaylardır. Özellikle yüksek derecede esneklik ve şeffaflık gerektiren uygulamalarda PET çok tercih edilmektedir. Ek olarak, esnek plastik alt tabakalar, diğer bazı esnek malzemelerden daha düşük maliyetli, daha düşük kayıp tanjanta (tan δ=0,005) sahiptir. PET tabanlı malzeme olarak yine firma tarafından sağlanmış olan Novele™ IJ-220 Printed Electronics Substrate kullanılmıştır. Bu malzemeye ait karakteristik özellikler Tablo I.'de sunulmuştur.

TABLO I. Novele™ IJ-220 karakteristik özellikleri

AĞIRLIK	175±10 gsm
KALINLIK	0,14 mm

Kâğıt alt tabakaların özellikleri, yapılarına ve bileşimlerine bağlı olarak değişkenlik gösterebilir. Kâğıt alt tabaka, doğru

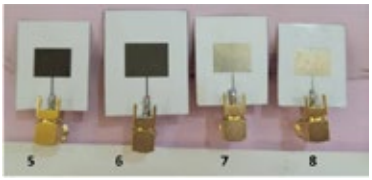
bileşenler ve imalatlarla çok çeşitli özellikler gösterebilir. Kâğıt alt tabakalar genellikle diğer birçok esnek alt tabaka malzemesinden daha yüksek kayba sahiptir. Kâğıt malzemede kalınlığının oldukça düşük olması ve homojen olmaması nedeniyle RF karakterizasyon işleminin yüksek doğrulukla gerçekleştirilmesi zordur. Proje kapsamında kullanılan kâğıt taban malzeme Canon Matte Photo Paper MP-101 ve HP Glossy Photo Paper olarak tercih edilmiştir. Bunun sebebi ise kâğıdın yüzeyinde fazla mürekkebin kalmasını önlemek için mürekkebi yüzeyin derinliklerine hızla emen mikro gözenekli bir kaplamaya sahip oluşlarıdır [3],[4].

III. ÜRETİM

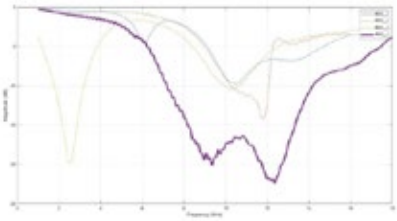
Anten tasarımlarında literatüre sunulan çalışmalarda en yaygın olarak kullanılan simülasyon programlarından biri de CST firması tarafından üretilen CST Microwave Studio'dur. CST MS, anten yapıları için üç boyutlu bir tasarım ve analiz imkânı sunar.

A. Tasarımların Gerçekleştirilmesi ve Dielektrik Sabitinin Tespiti

Dielektrik kat sayısı kâğıt substratı için dış ortam özelliklerin (nem, sıcaklık) oldukça etkilendiğinden literatürde atfedilen sayısal değerler bizim çalışmamızla uyum sağlamamış bu şekilde bir yöntem izlenmesi amacıyla mikroşerit antenler kullanılmıştır.



Şekil. 3. Dielektrik değerinin tespiti için üretilen antenler



Şekil. 4. Üretilen Antenlere ait S11 parametreleri

Antenler literatürde kâğıt için verilen en küçük değerden en üst değere kadar parametrik olarak üretim sağlanmıştır. Üretilen antenlerin en uyumlu sonucu vermiş olduğu değer sonraki üretimler için referans olarak belirlenmiş ve εr değeri 4,08 olarak seçilmiştir.

B. Dairesel Yama Anten Dizisi

Yama antenlerinin basit geometrileri, düzlemsel entegrasyon, kompakt boyut, üretim kolaylığı ve kurulum fizibilitesi sunarken, bunlara rağmen sınırlı kazanç ve bant genişliğine sahiptir. Antenin bant genişliği, genellikle daha düşük kazanç ve verimlilikle ilişkilendirilen slotlar, fraktallar ve monopol geometrileri gibi yapısal modifikasyonlarla iyileştirilebilir. Alternatif olarak, anten kazancı, tipik olarak genişletilmiş boyut nedeniyle kompaktlıktan ödün veren ve sınırlı bant genişliğini tutan parazitik yamalar veya diziler ile yayılan alanı artırarak geliştirilebilir. Bu sebeple inkjet baskılı üretim yönteminin avantajlarını kullanmak üzere bu yapı seçilmiştir.

Burada Syeda Fizzah Jilani ve arkadaşları tarafından sunulan anten, iyi bir empedans bant genişliği boyunca 9 dBi'nin üzerinde oldukça ilgili kazanç elde etmiştir. Bu da model mobil cihazlar ve iç mekân baz istasyonları için uygun bir aday haline getirir.

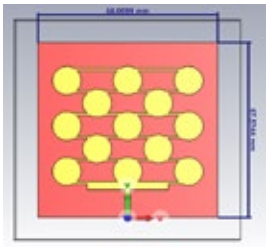
Tek bir yama anteninin anten kazancı, parazitik yamalar kullanılarak yayılan alan artırılarak arttırılır. İyi bir bant genişliği, yapının dikkatli bir şekilde optimize edilmesi yoluyla korunur, böylece bu yaklaşımla ilişkili tipik kompaktlık ve sınırlı bant genişliği tavizlerinden kaçınılır.

50 Ohm'luk bir mikroşerit besleme hattı, bir transformatör aracılığıyla, bir dielektrik alt tabakanın üst tarafındaki birbirine bağlı dairesel parçalardan oluşan kompakt bir ızgara dizilimine bağlanır. Anten on üç dairesel parçadan oluşurken, alt kısım tamamen bir gümüş iletken zemin düzleminden oluşur [Jilani ve arkadaşları]. Referans anten tasarımı için Jilani ve arkadaşları [7] temel alınarak inkjet baskı yöntemine uygun olarak üretilmiştir.

Anten 12 GHz'de çalışır. Bu tasarım esnek kâğıt taban malzeme için seçilen alt tabaka malzemesi ile modellenmiştir. Anten, optimum geri dönüş kaybı değerleriyle tek rezonans frekans bandında çalışacak şekilde optimize edilmiştir. Anten 50-Ω mikroşerit hat ile beslenir.

Yama ve zemin (ground) katmanı, 60-70mΩ/kare tabaka direncine, 3-5 cP viskoziteye ve %25 ağırlık yüzdesine sahip Metalon JS-B25P gümüş parçacık bazlı mürekkeple inkjet baskılı olarak tasarlanmıştır.

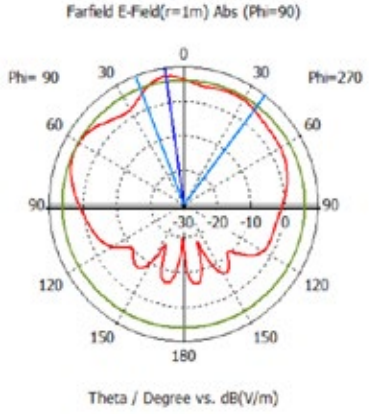
Alt tabaka, dielektrik sabiti εr = 3,66 ve boyutu 68×67× 0,14 mm3 olan Novele IJ-220 PET baskı filmidir. Şekil 3.19'da gösterilen geri dönüş kaybı ve anten kazancı, antenin 12.1-12.4 frekans bandında (S11 < -10 dB), yani 12 GHz'de çalıştığını göstermektedir; bant genişliği 300 MHz'dir; bu çalışma frekanslarında karşılık gelen anten kazancı 8,83 dBi'dir.



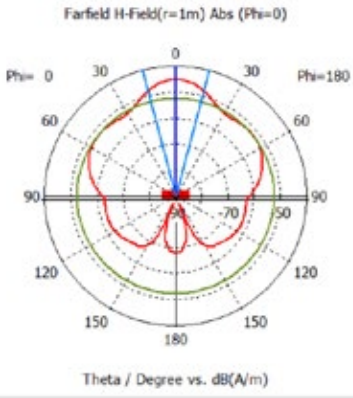
Şekil. 5. Dairesel yama anten dizisi



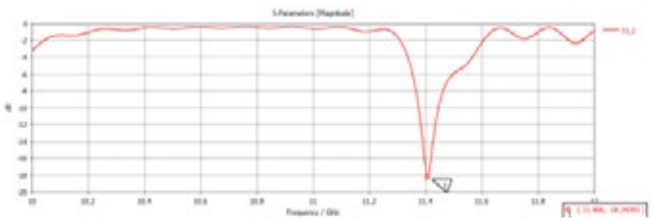
Şekil. 6. Üretilen dairesel yama anten dizisi



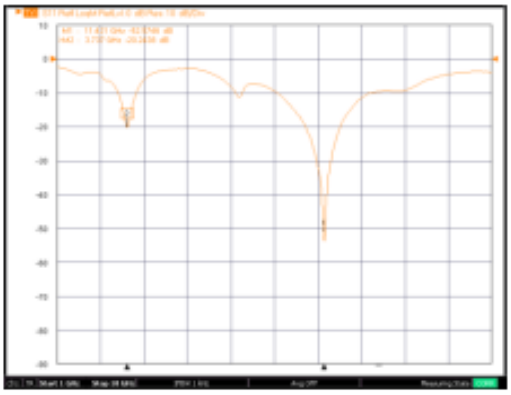
Şekil. 7. Dairesel yama anten dizisi gerçek kazanç grafikleri E-field Φ=90



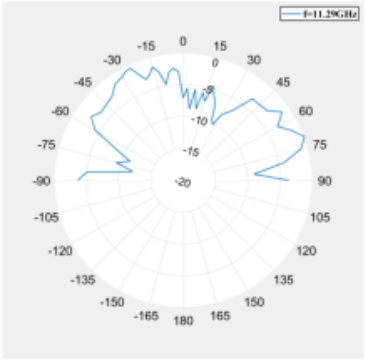
Şekil. 8. Dairesel yama anten dizisi gerçek kazanç grafikleri H-field Φ=0



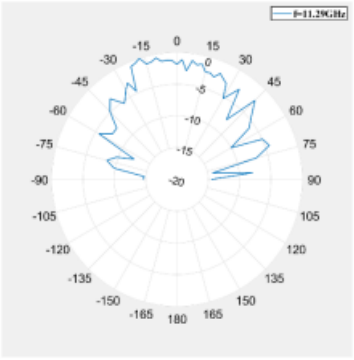
Şekil. 9. Dairesel yama anten dizisi S11 parametreleri



Şekil. 10. Ölçülen dairesel yama anten dizisi S11 parametreleri



Şekil. 11. Ölçülen E-field grafiği (Φ=90)



Şekil. 12. Ölçülen H-field grafiği (Φ=0)

IV. Proje Ekibinin Kazanımları Ve TUSAŞ'a Olası Katkısı

Haberleşme uygulamalarında kullanılmak üzere tasarlanan bu antende birden fazla taban malzeme üzerinden optimizasyon çalışmaları gerçekleştirilmiş ve yansıma desenleri, S11 parametreleri oldukça başarılı bir uyum göstermiştir. Önceki adımlarda izlediğimiz yol ve karşılaştığımız hatalar göz önüne alındığında ideal üretim parametreleri ile üretilecek gelecek antenlerin başarılı olacağı konusunda gelecek çalışmalarımaza bir temel oluşturmuş ve başarıya ulaşmıştır.

V. SONUÇ

Proje kapsamında inkjet baskı yöntemi kullanılarak çevre dostu, esnek ve üretim kolaylığına sahip antenlerin üretimi gerçekleştirilmiştir. Üretimi gerçekleştirilen antenler farklı yalıtkan taban malzemelere uygulanabilmektedir. Tez kapsamında ise hem kâğıda hem de PET materyale baskı işlemi gerçekleştirilmiştir.

Üretilen antenler laboratuvar ortamında referans horn anten yardımıyla network analayzer kullanarak ölçüm işlemi gerçekleştirilmiştir. Yapılan ölçümler doğrultusunda kullanılan yalıtkan taban malzemenin dielektrik katsayısının simülasyonlarda kullanılan değer ile bire bir örtüşmediği gözlemlenmiş ve bunun sebebinin ise kâğıdın boşluklu yapısından kaynaklandığı düşünülmektedir. Bunun sonucunda ölçümü gerçekleştirilmiş olan antenin farklı dielektrik katsayılarına göre yeniden tasarımların gerçekleştirilmesi ve yapılan ölçüm ile karşılaştırmalı olarak ilerlenmesi kararlaştırılmıştır.

Anten üretiminde iletken maddenin (gümüş iletken) kürlenmesi için gereken sıcaklık ve süre sonucu etkilemektedir. Bunun sonucunda kürleme için en uygun pişirme sıcaklığı ve süresi 180°C ve 60 dakika olarak belirlenmiştir. Belirtilen sürede kürlenen antenlerin en iyi şekilde çalıştığı gözlemlenmiştir.

TEŞEKKÜR

Tez çalışmamız sırasında kıymetli bilgi, birikim ve tecrübeleri ile bize yol gösterici ve destek olan değerli danışman hocamız sayın Öğr. Gör. Dr. Ramazan Daşbaşı'na, ilgisini ve önerilerini göstermekten kaçınmayan sanayi danışmanımız Tolga Çiftçi'ye sonsuz teşekkür ve saygılarımı sunarız. Çalışmalarımız sırasında bizi destekleyen TUSAŞ ve TÜBİTAK kurumlarına sonsuz saygı ve teşekkürlerimizi sunarız.

KAYNAKLAR

[1] *Kenyon, R.W. (1996). Chemistry and Technology of Printing and Imaging Systems. Glasgow UK: Blackie Academic & Professional. pp. 114–115, 119–120, 128, 131, 133. ISBN 978-94-010-4265-9. Lee, K.-F., Automatic Speech Recognition: The Development of the SPHINX SYSTEM, Kluwer Academic Publishers, Boston, 1989.*

[2] *"JS-B25P Silver Nanoparticle Ink - NovaCentrix", NovaCentrix, 2022. [Online]. Available: https://www.novacentrix.com/product/js-b25p-silver-nanoparticles/. [Accessed: 27- May- 2022].*

[3] *C. Europe, "Canon Matte Photo Paper MP-101 - A4 - Canon Europe", Canon Europe, 2022. [Online]. Available: https://www.canon-europe.com/printers/inkjet/pixma/photo-paper/mp-101/. [Accessed: 27- May- 2022].*

[4] *"HP Renkli Lazer Kağıdı 120 g/m², 250 yaprak/A4/210 x 297 mm | HP® Türkiye", Hp.com, 2022. [Online]. Available: https://www.hp.com/tr-tr/products/ink-toner/product-details/1817136. [Accessed: 27- May- 2022].*

[5] *Bollström R., Paper for printed electronics and functionality[J], Doctoral Thesis, Laboratory of Paper Coating and Converting, Department of Chemical Engineering, Center for Functional Materials, Finland 2013, ISBN978-952-12-2934-3.*

[6] *Trnovec B, Stanel M, Hahn U, et al., Coated paper for printed electronics[J], Professional Papermaking, 2009, 1(48–51): 104.*

[7] *S. F. Jilani, Q. H. Abbasi and A. Alomainy, "Millimeter-Wave Compact and High-Performance Two-Dimensional Grid Array for 5G Applications," 2019 IEEE International Symposium on Antennas and Propagation and USNC-URSI Radio Science Meeting, Atlanta, GA, USA.*

Milli Ürünlerimiz için Yerlilik Oranı Hesaplama Metodolojisinin Geliştirilmesi

Development of Indigenisation Rate Calculation Methodology for Our National Products

Öğrenci-1
Meltem Er
Gazi Üniversitesi
Endüstri Mühendisliği
Ankara, Türkiye
melteeeemer@gmail.com

Öğrenci-2
Elif Akaydın
Gazi Üniversitesi
Endüstri Mühendisliği
Ankara, Türkiye
elifakaydin@outlook.com.tr

Öğrenci-3
Tolgan Gürler
Gazi Üniversitesi
Endüstri Mühendisliği
Ankara, Türkiye
tolgang@gmail.com

Öğrenci-4
Burak Kuzucu
Gazi Üniversitesi
Endüstri Mühendisliği
Ankara, Türkiye
burak.kuzucu007@gmail.com

Öğrenci-5
Rüveyda Nur Ünal
Gazi Üniversitesi
Endüstri Mühendisliği
Ankara, Türkiye
unalruveydanur@gmail.com

Akademik Danışman
Prof. Dr. Hadi Gökçen
Gazi Üniversitesi
Endüstri Mühendisliği
Ankara, Türkiye
hgokcen@gazi.edu.tr

Sanayi Danışmanı
Mehmet Erdem Çorapçıoğlu
Türk Havacılık Uzay Sanayii
Ankara, Türkiye
mehmeterdem.corapcioglu@tai.com.tr

***Özetçe*— Günümüz rekabet ortamında, ülkelerin en değerli varlığı olan yüksek katma değerli ürünleri ülke içinde üretmesi bir zorunluluk halini almıştır. Yüksek katma değerli ürünler ne kadar çok yurt içerisinde üretilirse, ülke dışına aktarılan döviz de o oranda ülke içerisinde kalır. Günümüzde yaşanan hızlı teknolojik gelişmeler ile sosyo-ekonomik ve politik ortamda yaşanan değişimler sonucu, üretilen sistemlerin ülke içinde uzmanlaşmış firmaların/kurumların bünyesinde üretilmesi gerekliliği ortaya konulmuştur. Malzemenin/sistemin ne kadarının yerli üretildiğini, ne kadarının dışarıdan alındığını ifade etmek için ise "yerlilik oranı" terimi kullanılmaktadır. Bu çalışmada, milli ürünlerimiz için yerlilik oranı hesaplanmasında 2 ana kriter ve 7 alt kriter temel alınmıştır. Kriter ağırlıklarının hesaplanmasında, yöntem olarak Çok Kriterli Karar Verme Yöntemi AHP (Analitik Hiyerarşi Prosesi) ve ANP (Analitik Ağ Prosesi), modelinin kurulması, tüm kriterlerin ikili karşılaştırmalarının yapılması, uzman görüşlerinin ilgili modele aktarılması ve tutarlılık oranı kontrolü için Super Decisions yazılımı kullanılmıştır. Böylece sistemlerin ürün ağacında yer alan malzeme, üretilen sistem, hazır sistem ve karma sistemlerin tüm sisteme etkisi incelenmiş ve önerilen metodoloji ile yerlilik oranı hesaplanması yapılmıştır. Mevcut durum göz önüne alındığında gelecekteki yerlilik oranlarının ne oranda değiştiğinin bulunması amaçlanmaktadır.**

Anahtar Kelimeler — Yerlilik Oranı, Kriter Ağırlıkları, Ürün Ağacı.

***Abstract*— In today's competitive environment, it has become a necessity for countries to produce high value-added products, which are the most valuable assets, within the country. The more high value-added products are produced domestically, the more foreign currency transferred abroad remains within the country. As a result of the rapid technological developments and changes in the socio- economic and political environment today, it has been revealed that the systems produced must be produced within the body of specialized companies/institutions in the country. The term "indigenisation rate" is used to express how much of the material/system is produced locally and how much is imported. In this study, 2 main criteria and 7 sub-criteria are taken as basis in calculating the indigenisation rate for our national products. In the calculation of criteria weights, Multi-Criteria Decision Making Method AHP (Analytical Hierarchy Process) and ANP (Analytical Network Process) were used. Then, Super Decisions software was used to set up the model, make pairwise comparisons of all criteria, transfer expert opinions to the relevant model, and control the consistency ratio. Thus, the effect of the material, produced system, ready system and mixed systems in the product tree of the systems on the whole system was examined and the indigenisation rate was calculated with the proposed methodology. In addition, considering the current situation, it is aimed to find out how much the future indigenisation rates have changed.**

Keywords — Indigenisation Rate, Criteria Weights, Product Tree.

I. GİRİŞ

Savunma sanayi kuruluşlarının, son yıllarda teknolojinin hızla ilerlemesi ile değişen koşullara, teknolojik gelişmelere, bölgesel, askeri ve siyasi değişimlere en hızlı bir zaman diliminde uyum sağlaması gerekmektedir. Yabancı kaynaklara bağımlılığın, üretim sanayisinde önündeki en büyük engel olduğu görülmektedir. Bu durumumdaki bağımlılık ile mücadele için yerlileştirme ve millileştirme çalışmaları hassas önem taşımaktadır. Yerlileştirme çalışmalarının başarıya ulaşabilmesi için ana amaç, ürün imalatında yer alan tüm bileşenlerin gereksinimlerinin karşılanması, eğer mümkün ise alternatif üreticiler tarafından üretilmesi gerekmektedir.

Yerli malı, "ülke içerisinde yetiştirilen ya da üretilen her türlü ürün" olarak basitçe açıklanabilir. Birden fazla bileşenin birleştirilmesiyle üretilen yüksek katma değerli ürünlerin ise her parçası aynı ülkede üretilemeyebilir. Ürünün parçalarının ne kadarının yerli üretildiğini ne kadarının dışarıdan alındığını ifade etmek için "yerlilik oranı" hesaplaması yapılır.

II. PROBLEM TANİMİ

Mevcut kullanılan "yerli katkı oranı hesap cetveli metodolojinin geliştirilerek yenilikçi yerlilik oranının hesaplanması için yerlileştirme çalışmalarının yol haritaları oluşturulması gerekmektedir. Bu projede, büyük ölçekli bir savunma ve havacılık firması olan TUSAŞ'ın temin edilen ekipmanlarına göre farklı bir metodoloji yaklaşımıyla yenilikçi yerlilik oranı hesaplanması amaçlanmıştır.

Çalışma kapsamında mevcut kullanılan yerlilik oranı hesaplaması üzerinde çalışılarak yöntemin eksiklikleri saptanmaya çalışılmıştır. Kullanılan hesaplama cetveli üzerinde sadece maliyet kalemi ele alınmaktadır. Ancak maliyet kaleminin yanında farklı kalemlerin de yerlilik oranı üzerinde etkili olduğu düşünülmektedir. Bu kalemler havacılık ve tedarik kriterlerinden oluşturulmuştur. Elde edilen yeni kriterlerin ağırlıklandırılmasıyla yeni bir metodoloji geliştirmesi hedeflenmiştir.

III. GERÇEKLEŞTİRİLEN ARAŞTİRMA FAALİYETLERİ

Super Decisions yazılımı bağımlılık ve geri bildirimler ile karar vermek için kullanılmaktadır. Analitik Hiyeraşi Sürecini (AHP) ve Analitik Ağ Sürecini (ANP) kullanılan yöntemlerdir. Eğitim amaçlı kullanılan sürümü aşağıdaki konuları içermektedir:

- AHP İkili Karşılaştırma Modelleri
- ANP İkili Karşılaştırma Modelleri
- Derecelendirme Modelleri
- BOCR Modelleri
- Pazar Payı Modelleri
- Optimizasyon

Bu yazılım, AHP ve ANP modellerini oluşturmak ve yönetmek, kararları girmek, sonuçlar almak ve sonuçlar üzerinde hassasiyet analizi yapmak için araçlar sağlamaktadır. Ayrıca karmaşık ve çok seviyeli BOCR modelleri için destekte bulundurmaktadır. (Faydalar – Fırsatlar – Maliyetler – Riskler)



Şekil 1: Metodoloji Mimarisi

Genel olarak yeni metodolojinin mimari yapısı şu adımları izlemektedir:

1. Ürünün içerdiği bileşenlere göre BOM tasarımı oluşturulmaktadır.
2. Super Decision programı üzerinden, belirlenen kriterler için uzman görüşleri kontrolünde anketler yapılarak AHP ve ANP yöntemleriyle önem ağırlığı hesaplanmaktadır.
3. Hammadde maliyetleri ve entegrasyon maliyetlerinin önce toplamı, sonrasında normalizasyon işlemi uygulanarak maliyet ağırlığı elde edilmektedir.
4. Ortalama ağırlık, önem ağırlığı ve maliyet ağırlığının ortalamasıyla oluşturulmaktadır.
5. Hazır sistemler ve malzemeler için yerlilik puanı ile ortalama ağırlık çarpılarak yerlilik oranı elde edilmektedir.
6. Millilik puanının yüzde 40'ı ve patent puanının yüzde 60'ı toplanarak millilik oranı elde edilmektedir.

7. Ambargo, kabiliyet ve sürdürülebilirlik kavramlarına göre yerlileştirme çalışmaları yapılırken öncelik verilmesi gereken daha sistemler açığa çıkartılmaktadır.
8. Gelecekteki kısa – orta – uzun vadede yerlilik oranının nasıl değişeceğini gösterebilmek için projeksiyonlar oluşturarak yerlilik puanları tahmin edilmektedir.

IV. Araştirma Sonuçlari ve Çiktilar

1. Adım: Ürünün BOM seviyenlendirilmesi yapılır. Seviyelendirilen malzemelerin ve sistemlerin içerik bilgileri oluşturulur: hammadde (ayrılabileceği en küçük parçaya kadar ayrılmış) ise malzeme; firmanın kendi ürettiği sistemlere üretilen sistem; dışarıdan temin ettiği sistemlere hazır sistem; üretilen sistem, hazır sistemin ya da malzemelerin birleşmesi ile oluşan sistemlere ise karma sistem adı verilir.
2. Adım: Yerlilik oranının hesaplanması için ilk olarak her bir parçanın ortalama ağırlığının bulunması gerekmektedir. Ortalama ağırlık, önem ağırlığı ve maliyet ağırlığı olmak üzere iki başlık altında oluşmaktadır. Önem ağırlığı, Super Decision programı üzerinden hesaplanmaktadır.
3. Adım: Maliyet ağırlık ise hammadde maliyetleri ve entegrasyon maliyetlerinin (işçilik/montaj vb.) önce toplamı, sonrasında normalizasyon işlemi uygulanarak elde edilmektedir.
4. Adım: Ortalama ağırlık, önem ağırlığı ve maliyet ağırlığının ortalaması alınarak elde edilmektedir. İlk olarak, hazır sistemler ve malzemelerin temin edildiği yer temel alınarak yerli ise 1; yabancı ise 0 şeklinde yerlilik puanı atanır. Sonrasında, hazır sistemler ve malzemeler için yerlilik puanı ile ortalama ağırlık çarpılarak yerlilik oranı elde edilir. Üretilen sistemler ise bir alt seviyesindeki malzemeler veya sistemlerden elde ettiğimiz yerlilik oranı toplanarak yerlilik puanı olarak alınır ve ortalama ağırlık ile çarpılarak yerlilik oranı bulunur.

Ortalama ağırlık	Yerlilik	Yerlilik Puan	Yerlilik Oranı
1,00		0,51	0,51
0,20		0,19	0,04
0,20	Yabancı		0,00
0,13	Yabancı	0,00	0,00
0,12	Yabancı	0,00	0,00
0,10	Yerli	1,00	0,10
0,11	Yabancı	0,00	0,00
0,10	Yabancı	0,00	0,00
0,15		0,58	0,09
0,47	Yerli	1,00	0,47
0,42	Yabancı	0,00	0,00
0,10	Yerli	1,00	0,10
0,09	Yabancı	0,00	0,00
0,17		0,40	0,07
0,12	Yerli	1,00	0,12
0,23	Yabancı	0,00	0,00
0,28	Yerli	1,00	0,28
0,08	Yabancı	0,00	0,00
0,29	Yabancı	0,00	0,00

TABLO 1. *YERLİLİK ORANININ HESAPLANMASI*

V. Proje Ekibinin Kazanimlari ve TUSAŞ'a Olasi Katkisi

Hızlı teknolojik gelişmeler ile sosyo-ekonomik ve politik ortamda yaşanan değişimler ulusal, uluslararası ve yerel düzeydeki ilişki yapılarını değiştirmektedir. İnsanların, malların, bilginin, sermayenin ve teknolojinin akışının kolaylaşmış olması, ülke içindeki üretim imkanlarının ve devlet-sanayii iş birlikleri ile alanlarında uzmanlaşmış firmaların/kurumların oluşmasına neden olmaktadır. Yaşanan bu gelişmeler de yeni ve farklı yaklaşımlar içeren bir metodoloji ortaya koyma gerekliliğini doğurmaktadır.
Bu bilgiler ışığında çalışmada, herhangi bir ürünün ürün ağacında yer alan bileşenlerin seviyeler arası akışları esas alınmış, her seviye bulunduğu basamakta incelendikten sonra üretime girdi sağlayacağı bir sonraki aşamaya parametre olarak veri akışı sağlanmıştır. Yerlilik oran hesaplaması seviye seviye incelendikten sonra nihai üründe toplam yerlilik oranı elde edilmiştir. Yerlilik oranını belirlemek için yapılan çalışmalarda kullanılan uygulamalı yöntem "Yerli Katkı Oranı Hesap Cetveli" nden oluşmakta olup tabloya girdi parametreleri olarak maliyet kalemleri üzerinden oran hesaplaması yapılmaktadır.
Projenin TUSAŞ'a olan katkısı üretilecek olan modelin Türkiye'nin "Yerlilik Oranı" kavramına bir temel olmasının yanında sisteme parça sağlayan en alt basamaktaki yüklenici firmadan başlayarak, nihai ürün montajının yapıldığı ve testleri gerçekleştiren ana firmaya kadar tüm paydaşların ortak bir zeminde buluşması ümit edilmektedir.

VI. Öneriler, Alinan Dersler ve Gelecek Çalişmalar

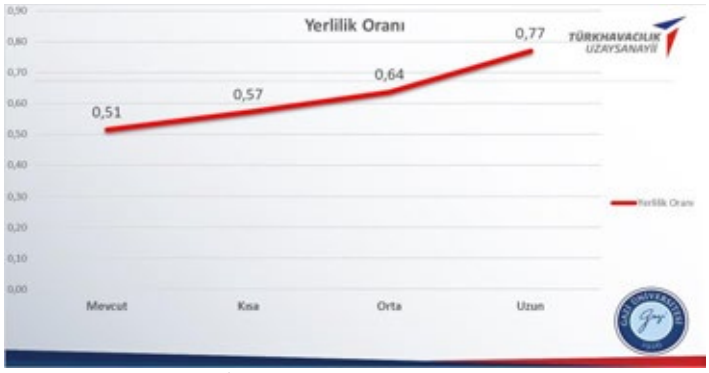
Yerlileştirme çalışmaları yapılırken öncelik verilmesi gereken daha sistemler ve malzemelerin seçilmesi üç başlık altında ele alınmıştır. İlki ambargodur, ambargo varlığı üretilen sistemi sıkıntıya sokacağı için önemli bir etkendir. Ambargo var ise 1, yok ise 0 değerini alır. İkincisi kabiliyettir, sistemin/malzemenin yerli olarak üretilebilme kabiliyeti var ise 1, yok ise 0 değerini alır. Üçüncü ve sonuncusu sürdürülebilirliktir, Sürdürülebilirlik yerli olarak üretilebilen sistemin/ malzemenin üretilebilme süresi kısa-orta-uzun vadede incelenmektedir. Sürdürülebilirlik kısa vadede 0,33; orta vadede 0,66; uzun vadede 1 ve sürdürülebilirlik yoksa 0 değerini alır. Öncelik puanı ambargo ve kabiliyeti toplanıp sonuçtan sürdürülebilirlik çıkarılarak elde edilir
Kısa – orta – uzun vadede yerlilik oranının nasıl değişeceğini gösterebilmek için projeksiyonlar oluşturarak yerlilik puanları tahmin edilir. Oluşturulan yerlilik puanları ortalama ağırlık ile çarpılarak kısa-orta-uzun vade için yerlilik oranları hesaplanır.

Ambargo (Var/Yok)	Kabiliyet (Var/Yok)	Sürdürülebilirlik	Öncelik Puanı
0,54	0,42	0,17	0,79
1,00	0,00	0,00	1,00
1,00	1,00	0,00	2,00
0,00	0,00	0,00	0,00
0,00	1,00	0,33	0,67
1,00	0,00	0,00	1,00
0,00	0,00	0,66	-0,66
0,33	0,33	0,33	0,33
0,00	1,00	1,00	0,00
1,00	0,00	0,00	1,00
0,00	0,00	0,00	0,00
1,00	1,00	0,00	2,00
0,60	0,20	0,46	0,34
0,00	0,00	0,66	-0,66
1,00	0,00	0,00	1,00
0,00	0,00	0,66	-0,66
1,00	1,00	1,00	1,00
1,00	0,00	0,00	1,00

TABLO 2. ÖNCELİK PUANI

Kısa Vade Yerlilik Puanı (1-3 Ay)	Kısa Vade Yerlilik Oranı	Orta Vade Yerlilik Puanı (3-12 Ay)	Orta Vade Yerlilik Oranı	Uzun Vade Yerlilik Puanı (1-5 Yıl)	Uzun Vade Yerlilik Oranı
0,57	0,57	0,64	0,64	0,77	0,77
0,25	0,05	0,46	0,09	0,68	0,14
0,00	0,00	1,00	0,20	1,00	0,20
0,00	0,00	0,00	0,00	1,00	0,13
0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00
1,00	0,10	1,00	0,10	1,00	0,10
0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00
0,00	0,00	0,00	0,00	1,00	0,10
1,00	0,15	1,00	0,15	1,00	0,15
1,00	0,47	1,00	0,47	1,00	0,47
1,00	0,42	1,00	0,42	1,00	0,42
1,00	0,10	1,00	0,10	1,00	0,10
0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00
0,48	0,08	0,48	0,08	0,71	0,12
1,00	0,12	1,00	0,12	1,00	0,12
0,00	0,00	0,00	0,00	1,00	0,23
1,00	0,28	1,00	0,28	1,00	0,28
1,00	0,08	1,00	0,08	1,00	0,08
0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00

TABLO 3. *GELECEK İÇİN TAHMİN EDİLEN YERLİLİLİK ORANLARI*



Şekil 2. Gelecek İçin Tahmin Edilen Yerlilik Oranları Grafiği

Sürdürülebilirlik ve projeksiyonlar penceresi de sisteme dahil edilmiştir. Metodoloji, birbirini tamamlayıcı olduğu sistemleri teorik zemine oturtmaktadır. Böylece, merkezden "dikey" ilişkilerin yanı sıra diğer parametrelerle "yatay" ilişkiler de çalışmaya dahil edilerek daha bütüncül bir tablo ortaya konmaktadır.

Çalışmaya bütüncül bir bakış açısıyla yaklaşıldığından ileriki yıllarda benzer çalışmalara öncülük edecek bir model geliştirildiği düşünülmektedir. Kuramın oluşturduğu kademeli yaklaşım sayesinde bileşenlerin birbiriyle ilişkilerini ortaya konmaktadır. Sistemlerin oluşturduğu gruplar belirlenebilmekte, ağırlıklar, düğümler ve roller de açığa çıkarılabilmektedir.

KAYNAKLAR

Aktepe, A., Ersöz, S. (2012). AHP-VIKOR ve MOORA Yöntemlerinin Depo Yeri Seçim Probleminde Uygulanması, Endüstri Mühendisliği Dergisi, 25 (1), 2-15.

Arslan, R. (2018). Çok Kriterli Karar Verme Yöntemlerinin Karşılaştırılması ve Bütünleştirilmesi: Oecd Verileri Üzerine Bir Uygulama. Doktora Tezi. Cumhuriyet Üniversitesi, Sosyal Bilimler Enstitüsü, Sivas.

Baran, T. (2018). Türkiye'de Savunma Sanayi Sektörünün İncelenmesi ve Savunma Sanayi Sektörü Harcamalarının Ekonomi Üzerindeki Etkilerinin Değerlendirilmesi. Uluslararası İktisadi ve İdari Bilimler Dergisi, 58-81.

Bertrand, J.W.M., Zuıjderwıjk M., Hegge, H.M.H. (2000).Using hierarchical pseudo bills of material for customer orderacceptance and optimal material replenishment in assemble to ordermanufacturing of non-modular products. International Journal of Production Economics, 171-184.

Chatras C., Giard V. ve Sali M. (2017). High variety impacts on Bill of Materials Structure: Carmakers case study. Linking Product Variety to Order Fulfillment Strategies, Interfaces. Pil, F.K. et Holweg, M.(Eds), 394 – 403.

Chen, C. T. (2000). Extensions of the TOPSIS for group decision-making under fuzzy environment. Fuzzy Setss and Systems, 114(1), 1-9.

Dinçer, H. ve Görener, A.(2011). Analitik Hiyerarşi Süreci ve VIKOR Tekniği ile Dinamik Performans Analizi: Bankacılık Sektöründe Bir Uygulama. İstanbul Ticaret Üniversitesi Sosyal Bilimler Dergisi, 10(19), 109-127.

Ervural, B.C., Zaim S., Demirel O. F., Aydin F., Delen D. (2018). An ANP and fuzzy TOPSIS-based SWOT analysis for Turkey's energy planning. Renewable and Sustainable Energy Reviews, 82(1), 1538-1550.

Gülüm T., Köksal M.A. (2021). Genel Kamu Lisansı Çerçevesinde Yazılımlarda Yerlilik Oranı. İstanbul Sabahattin Zaim Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Dergisi, (3), 193-196.

Ho, W. ve Ma, H. (2018). The state-of-the-art integrations and applications of the analytic hierarchy process. European Journal of Operational Research, 267(2), 399-414.

Karaarslan N., Gundogar E. (2009). An application for modular capability-based ERP software selection using AHP method. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 42(9).

Karateke, T. (2016). Bir Tekstil Firmasında Analitik Hiyerarşi Süreci ile Kurumsal Kaynak Planlaması Yazılımı Seçimi. Yüksek Lisans Tezi. Gazi Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü, Ankara.

Khasnabis, S., Alsaidi, E., Liu, L. ve Ellis, R. D. (2002). Comparative study of two techniques of transit performance assessment: AHP and GA. Journal of Transportation Engineering, 128(6), 499-508.

Kheybari, K., Rezaie, F. M. ve Farazmand, H. (2020). Analytic network process: An overview of applications. Applied Mathematics and Computation, 367.

Opricovic, S. ve Tzeng, G.H. (2004). Compromise solution by MCDM methods: VA comparative analysis of VIKOR and TOPSIS. European Journal of Operational Research, 156(2), 445-455.

Orlicky, J.A., Plossl, G.W. ve Wight, O.W. (2003). Structuring the bill of material for MRP. Oper.
Önder, G. ve Önder, E. (2015). Çok Kriterli Karar Verme Yöntemleri. Dora Yayıncılık, 21-65.

Saaty, T. L. (2001). Decision-making with the AHP: Why is the principal eigenvector necessary. Berne, Switzerland: Proc., ISAHP.

Saaty, T.L. (1986). Axiomatic Foundations Of The Analytic Hierarchy Process. Management Science, 32(7), 841-855.

Saaty, T.L. (1996). Decision Making with Dependence and Feedback: The Analytic Network Process. Pittsburgh, Pennsylvania: RWS Publications.

Saaty, T.L.(1980). The Analytic Hierarchy Process. New York: McGraw-Hill.

Sarıçalı, G. ve Kundakcı N. (2016). AHP ve COPRAS Yöntemleri İle Otel Alternatiflerinin Değerlendirilmesi. International Rewiew Of Economics And Management, 4(1), 45-46.

Tekkol, N. (2020). Ürün Ağacı ve Konfigürasyon Yönetimi. Yüksek Lisans Tezi. Ege Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, İzmir.

Temiz, D. (2012). Ekonominin Önemli Bir Parçası: Savunma Sanayi. Sosyal Bilimler Dergisi, 1-18.

Tsai, W.S., Chou Y. W., Lee, K. C., Lin W., Hwang E. T.Y. (2012). Combining Decision Making Trial and Evaluation Laboratory with Analytic Network Process to Perform An Investigation of IT Auditing and Risk Control. Systems Research and Behavioral Science, 30, 176-193.

TUSAŞ, (2020). https://www.tusas.com/kurumsal/hakkimizda, Erişim Tarihi (Aralık 2020)

TUSAŞ, (2021). https://www.tusas.com/kurumsal/vizyon-misyon, Erişim Tarihi (Aralık 2021)

Urfalıoğlu, F. ve Genç, T. (2013). Çok Kriterli Karar Verme Teknikleri ile Türkiye'nin Ekonomik Performansının Avrupa Birliği Üye Ülkeleri İle Karşılaştırılması. Marmara Üniversitesi İ.İ.B.F. Dergisi, 2(35), 329-360.

Wan, J.J., Ying Y.Y., Zhang, C., Zhao, J.(2009). Review on multi-criteria decision analysis aid in sustainable energy decision-making. Renewable and Sustainable Energy Reviews, 13(9): 2263-2278.

Yazgan, H.R., Boran, S. Göztepe , K. (2009). An ERP software selection process with using artificial neural network based on analytic network process approach. Expert Systems with Applications, 36(5), 9214-9222.

Zeeger, C. V. ve Rizenbergs, R. L., (1979). Priority programming for highway reconstruction. Transportation Research Record. 698, 15-23.

Milli Ürünlerimizin Üretiminde Yer Alan Firmaların Veri Tabanın Oluşturulmasına Yönelik Veri Modellemesi ve Analizi

Data Modeling and Analysis for Creating the Database of Firms Taking Part in the Production of Our National Products

Öğrenci – 1
Betül Meçli
Hacettepe Üniversitesi
Endüstri Mühendisliği
Ankara, Türkiye
betulmecli@gmail.com

Öğrenci – 2
Bora Dedeoğlu
Hacettepe Üniversitesi
Endüstri Mühendisliği
Ankara, Türkiye
bora_7161@windowslive.com

Öğrenci – 3
Funda Kocaloğ
Hacettepe Üniversitesi
Endüstri Mühendisliği
Ankara, Türkiye
fundakocalog@gmail.com

Öğrenci – 4
Selin Figen
Hacettepe Üniversitesi
Endüstri Mühendisliği
Ankara, Türkiye
seliin.figen@gmail.com

Akademik Danışman
Doç. Dr. Ceren Tuncer Şakar
Hacettepe Üniversitesi
Endüstri Mühendisliği
Ankara, Türkiye
cerentuncersakar@gmail.com

Sanayi Danışmanı
Kaan Bodur
Türk Havacılık Uzay Sanayii
Ankara, Türkiye
kaan.bodur@tai.com.tr

***Özetçe*— Bu projede temel amaç, Türk Havacılık ve Uzay Sanayii A.Ş. (TUSAŞ) için etkili ve kullanışlı bir veri tabanı yapısı tasarlamaktır. Bir diğer amaç ise belirli kriterler göz önüne alınarak gerekli sistem, malzeme veya hizmet için en ideal tedarikçiyi seçmektir. Bunun bir Karar Destek Sistemi (KDS) yardımıyla yapılması planlanmıştır. KDS'nin bir modelleme olarak gösterilmesi hedeflenmektedir. KDS'de bir Çok Kriterli Karar Verme (ÇKKV) yöntemi yer alacaktır. TUSAŞ'ın ek talebi doğrultusunda, veri toplama ve toplanan veriyi veri tabanına aktarma işlemlerini yapabilen bir sistem tasarlanmıştır.**

Anahtar Kelimeler — Veri modelleme, Veri tabanı, Tedarikçi seçimi, Karar Destek Sistemi, Çok Kriterli Karar Verme, Python, PostgreSQL

***Abstract*— The main aim of this project is to create an effective and useful database structure for Turkish Aerospace Industries, Inc (TAI). The secondary aim is to select the most suitable supplier for the required system/subsystem, material, and service, considering the specific criteria in the database. This is planned to be done with the help of a Decision Support System (DSS). A Multi-Criteria Decision Making method will be included in the DSS. Upon the additional request of TAI, a system has been designed that can perform data collection and transfer of the collected data to the database.**

Keywords — Data modeling, Database, Supplier selection, Decision Support System, Multi-criteria Decision-Making, Python, PostgreSQL

I. PROBLEM TANIMI

Bu proje, Türk Havacılık ve Uzay Sanayii A.Ş. (TUSAŞ) için bir veri tabanı tasarlamak üzere veri modelleme ve analiz çalışmalarını içermektedir. Uygun bir tedarikçi seçimi TUSAŞ için oldukça önemlidir. Kurumda yürütülen birçok proje olduğu için tedarikçi seçimi işlemi sıklıkla tekrarlanmaktadır. Çalışılan çok sayıda tedarikçi bulunmakta ve doğru tedarikçiler ile ekipman/malzeme/hizmetlerin eşleştirilmesi ihtiyacı ortaya çıkmaktadır. Eşleştirme süreci, bu şirketler ve yetenekleri hakkında gerekli bilgileri tutan yapılandırılmış bir veri tabanı olmadan her zaman doğru olmayabilir.

Doğru olmayan bir eşleştirme yapılması TUSAŞ için çeşitli olumsuz etkilere sahiptir. Savunma ve havacılıkta oldukça kritik bir özellik olan kalitenin es geçilmesi olasıdır. Bu da sonuçları hayati olabilecek birçok olumsuzluğu doğurabilir. Ek olarak, daha uygun fiyatlı bir tedarikçiyle çalışma imkanının görülememesi, TUSAŞ için ekstra bir maliyet olacaktır. Güncel olarak kullanılmakta olan veri tabanı çok sayıda lüzumsuz bilgi içermekte, bu da işlemlerin yavaşlamasına ve aksamasına neden olmaktadır. Ayrıca hali hazırda var olan veri tabanına yeni tedarikçi eklenmesi için kullanıcı dostu bir sisteme ihtiyaç vardır.

II. GERÇEKLEŞTİRİLEN ARAŞTIRMA FAALİYETLERİ

Belirlenmiş problemlere çözüm getirirken çeşitli kaynakların incelenmesi yapılarak fikir edinilmiştir. Öncelikle

havacılık ve savunma sanayii firmalarının tedarikçi seçiminde en çok dikkate aldığı nitelikler belirlenmiştir.

Havacılık sektöründe, tedarikçilerin genel olarak aşağıdaki özellikleri karşılaması beklenmektedir:

• Bir Kalite Yönetim Sistemini sürdürmek (örneğin, Yalın üretim ve ACE yöntemleri).

• Kısa ve anlamlı devir süreleri

• Finansta istikrar ve metriklerde iyileştirmeler

• Uygun ürün ve hizmetlerin zamanında sağlanması

• Havacılık ve uzay kalite spesifikasyonlarını karşılamak

• Çevre, sağlık ve güvenlik üzerinde olumlu etkilere sahip olmak

Ayrıca bu sektörde en çok önem verilen uluslararası standartlar araştırılmıştır. Özellikle havacılık ve savunma sanayii firmalarında kaliteye dair bir standart olan AS9100 sertifikasyonuna sahip olmanın ne derece önem taşıdığı görülmüştür. Standardı uygulamanın faydaları ve zorlukları görülmüştür. Standart, çalışanlar arasında kalite bilincini artırıp çalışanların daha donanımlı olmasını sağlamaktadır. Öte yandan çalışan eğitimlerinin verimliliğini ölçümü, süreçlerin izlenmesi ve analiz edilmesi gibi konularda zorlukları bulunmaktadır. Sonuç olarak bu standarda veri tabanında mutlaka yer verilmesi planlanmıştır.

Veri tabanı tasarımları konusunda çeşitli incelemeler yapılmıştır. İlk olarak Arizona havacılık ve savunma endüstrisi için tasarlanmış bir tedarikçi veri tabanı incelenmiştir. İncelemede, tedarikçilere ait bilgilerin gruplar halinde yer aldığı görülmüştür. Süreçlerde olan değişikliklerin veri tabanını etkilemesi durumunda burada da değişiklikler kaydedilmektedir. İkinci bir örnek ise Agercy isimli firmanın tedarikçi veri tabanı olmuştur. Bu veri tabanı, Tedarikçi ve Alt Yüklenici Listeleme, Tedarikçi Kategorizasyonu bölümü olan tedarikçi ana sayfası, Performans Değerlendirmeleri, Tasarruf ve Değer Yakalama Raporları ve Değer Yakalama Raporları gibi unsurlardan oluşmaktadır. Ekranlardan birinde, ürünlerin karmaşıklığı ve kritikliği bazında 0 ile 2 arasında onay süreci seviyelerini gösterilmektedir. Ayrıca performans değerlendirme ekranında 10 kriter bulunmaktadır. Bu 10 kriterin 4 ölçekte puanlanmaktadır: kabul edilmeyen, istenmeyen, kabul edilebilir ve mükemmel. Edinilmiş bu bilgiler, tasarladığımız veri tabanı ve karar destek sisteminde doğrudan fikir kaynağı olmuştur.

Tedarikçi seçimi, ürünlerin kalitesi yükselirken aynı zamanda firmaların maliyetlerinin ve üretim sürelerinin azalmasında oldukça önemlidir. Nicel ve nitel birçok kriterin bulunduğu karmaşık bir ÇKKV problemi olarak ele alınabilir. Her firma, bulunduğu sektörün stratejik hedefleri doğrultusunda kriterlerini belirler. Kullanım amaçları doğrultusunda çok sayıda ÇKKV metodu bulunmaktadır. Her yöntemin güçlü ve zayıf yönleri vardır. Çalışmada, savunma ve havacılık sektöründe tedarikçi seçimi için en çok kullanılan metotlar araştırılmıştır. Metotlar tek başına kullanılabildiği gibi, birden fazla metotun hibrit olarak kullanıldığı da görülmüştür. Görece daha karmaşık olan problemlerde hibrit bir model ihtiyacı doğmuştur. Hibrit modellerin amacı içinde bulundurduğu metotların güçlü yanlarını kullanarak daha etkili bir çözüm sunmaktır. Güçlü yanlarına rağmen tek başına kullanılan metotların hibrit modellere göre daha sık kullanıldığı görülmüştür.

KDS'de en uygun tedarikçi seçiminde kullanılmak üzere yöntem araştırmaları yapılmıştır. Veri kümeleri gürültü içerir ve dengesizdir. Bununla birlikte, çeşitli özelliklere sahip sekiz veri seti test edildiğinde, Karşılıklı Sıralama metodunun performans ve kararlılık açısından diğer yöntemlerden daha iyi performans gösterdiği çıkarımı yapılabilmektedir. Karşılıklı Sıralama'nın, etkili ve uygulaması karmaşık olmayan bir yöntem olması nedeniyle çalışmamıza dahil edilmesi planlanmıştır.

Son olarak, tasarlanacak olan kullanıcı dostu bir KDS arayüzü tasarlama üzerine araştırmalar yapılmıştır. Kimya sektöründe tedarikçi seçiminde kullanılmış bir KDS tasarımı incelenmiştir. Sonuç olarak, geliştirilen KDS'nin, satın alma işlemleri için istenen gereksinimleri karşılayacak uygun stratejiler sağladığını ve karar verme sürecini hızlandırdığını görülmüştür.

III. ARAŞTIRMA SONUCU VE ÇIKTILAR

A. Metodoloji

Yapılan araştırmalar doğrultusunda, veri tabanı modeli oluşturulması için Varlık-İlişki (ER) Modeli kullanılmasına karar verilmiştir. Havacılık ve savunma endüstrisi için uygun olan varlık ve nitelikler literatür taramalarından faydalanılarak belirlenmiştir. Bir sonraki adım olarak TUSAŞ'ın isterlere uygun tedarikçiyi seçmesine destek olması için bir Karar Destek Sistemi oluşturulmasına karar verilmiştir.

1) Veri Tabanı Tasarımı

Veri tabanı tasarımı, belirli bir uygulama için veri tabanı şeması geliştirme sürecidir. ER Modeli, var olan ve diğer nesnelerden ayırt edilebilen nesneler olan varlıklardan (entity) oluşmaktadır. Tedarikçinin bazı nitelikleri (attributes), birincil anahtarlar (primary keys) gibi benzersizdir, bu nedenle sorgular için kullanılmıştır. Ayrıca, varlıklar arasında ilişki vardır.

Modelde farklı varlıklar bulunmaktadır ve bu varlıkların aralarında ilişki vardır. Ayrıca her tablonun farklı özellikleri vardır. Bu ilişkileri göstermek için yabancı anahtarlar kullanılmıştır. Modelde PostgreSQL'in içerdiği veri türleri kullanılmıştır. Nitelikler de hataları önleyecek şekilde değiştirilebilmektedir. Örnek olarak, veri oluşturulan modelde sıkça kullanılan evet veya hayır durumları için bir BOOLEAN veri türü kullanılmıştır.

2) Karar Destek Sistemi

Tedarikçi seçimi için uygun olan ÇKKV metoduna karar vermek için yapılan literatür taraması doğrultusunda, Karşılıklı Sıralama Metodunun (Rank Reciprocal Method (RR Metodu)) ve Ağırlıklı Hareketli Ortalama Metodunun kullanılmasına karar verilmiştir.

Tedarikçi seçiminde kullanılacak 8 genel kriter, Veri tabanı modelindeki Performans Değerlendirme Tablosundaki

niteliklere göre belirlenmiştir. Tablo 1'de, belirlenen kriterler gösterilmektedir.

TABLO I. BELİRLENEN KRİTERLER

Sağlık, Güvenlik ve Çevre
Zaman Planlama
İsteklere Cevap Verebilirlik
Mühendislik
Teknik Uygulama ve Yeterlilik
Kalite Güvence ve Kontrol
Belgeleme
Kurulum ve İşletmeye Alma
Garanti

Ürün veya hizmeti teslim alan sipariş tamamlandıktan sonra ilgili ürün veya hizmet karar verici tarafından, belirlenen 8 kritere göre puanlanır. Her bir kriter yetkili bir kişi tarafından 1 ile 10 arasında bir puanla değerlendirilir. Bu puanlar veri tabanında tutulur. Yeni bir sipariş verirken, tedarikçi seçim aşamasında önceki puanların ağırlıklı hareketli ortalaması hesaplanarak tedarikçinin performansı bulunur. KDS akış seması Şekil 1'de gösterilmektedir.



Şekil. 1.Karar Destek Sistemi Akış Şeması

Bazı ürün veya hizmetler için belirli kriterler isteniyorsa (örneğin, Kalite Güvence & Kontrol), bu kritere sahip olmayanlar veri tabanında filtreleme yöntemi ile elenecektir.

Filtreleme sürecinin ardından karar verici, ayırt edici kriterleri seçer, önem sırasına göre sıralar ve seçilen kriterlere RR Metodu ile ağırlıklar atar.

$$W_j(RR) = \frac{1/r_j}{\sum_{k=1}^{N}(1/r_k)}$$

$$W_j(RR) = \text{RR Metodu ile } j.\text{sıranın ağırlığı}$$

$$r_j = j \text{ sırasının derecesi}$$

$$r_k = k \text{ sırasının derecesi}$$

Seçilen bu kriterler için tedarikçilerin son 6 performans değerlendirme puanı getirilir. Daha bilimsel bir temele sahip olmak için son 6 siparişin ağırlıkları RR Metodu ile belirlenir

Son 6 sipariş için her bir kriterin ağırlıklı hareketli ortalaması hesaplanır. Daha sonra Her bir kriterin ilgili kriter ağırlıkları ile hareketli ağırlıklı ortalamasının ağırlıklı toplamı hesaplanır. En güncel puanlama, seçilen tedarikçinin performans davranışını daha iyi temsil ettiğinden, daha yeni siparişlerin puanlanması daha fazla ağırlığa sahip olmalıdır. Ağırlıklı Hareketli Ortalama (WMA), en güncel verilere daha fazla, geçmişteki verilere daha az ağırlık veren teknik bir göstergedir. Bu nedenle WMA'nın problem için faydalı bir yöntem olduğuna karar verilmiştir.

$$\text{Genel Skor} = WS = \sum_{i=1}^{N} Wc_i * WMA_i$$

$$WMAi = \text{Kriter i'nin Hareketli Ağırlıklı Ortalaması}$$

$$Wc_i = \text{Kriter i'nin ağırlığı}$$

Ağırlıklı Toplam hesaplandıktan sonra uygun tedarikçiler azalan puan sırasına göre listelenir.

3) Veri Aktarma Algoritması

Tedarikçi veri tabanına yeni veri girişi için bir sistem tasarlama ihtiyacı duyulmuştur. Şekil 2'de veri aktarma akış şeması gösterilmektedir.



Şekil. 2.Veri Aktarma Akış Şeması

Kullanım kolaylığı ve erişilebilirlik açısından verilerin toplanmasında Google Formlar tercih edilmiştir. Gerekli Google formları hazırlanır. Bu formlardaki cevaplar Excel dosyaları olarak dışa aktarılır. Python'da daha kolay kullanım için Excel dosyalarında bazı küçük değişiklikler yapılır ve Excel dosyası Python'da kullanıma hazır hale gelir.

Python'da Excel dosyalarını DataFrame olarak okumak için pandas kitaplığının read_excel() yöntemi kullanılır. Veriler okunduktan sonra PostgreSQL veritabanına bağlanmak ve okunan verileri mevcut tablolara aktarmak için SQLAlchemy kütüphanesinin create_engine() yöntemi kullanılır.

B. Çıktılar

1) ER Modeli

Tedarikçiler hakkında gerekli bilgileri içeren ER Modeli literatürdeki kaynaklar ve TUSAŞ'ın ihtiyaçları doğrultusunda oluşturulmuştur. ER modelindeki birincil anahtarları ve yabancı anahtarları (foreign keys) varlıkların ilişkisi göz önünde bulundurarak belirlenmiştir. Son olarak niteliklerin veri tipleri belirlenerek ER Modeli tamamlanmıştır. Şekil 3 ve Şekil 4'te ER Modeli gösterilmektedir.



Şekil. 3.Tedarikçi Veri Tabanı ER Modeli Bölüm 1



Şekil. 4.Tedarikçi Veri Tabanı ER Modeli Bölüm 2

2) *PostgreSQL'deki Sorgular*

ER Modelinin pratikte nasıl çalıştığını bir pilot çalışma ile değerlendirilmesine karar verilmiştir. Model PostgreSQL'e entegre edilmiştir. Bu aşamada sadece gerekli görülen tablolar ve özellikler kullanılmıştır. Kullanılan veriler gerçek değildir. Modelin nasıl çalıştığını anlamamıza yardımcı olması için yapılmıştır.

Modelin testi için yaptığımız örnek sorgu Şekil 5'te göstermektedir. Tablo 2 ise bu sorgunun çıktısıdır. TAI, ürünlerinin millileştirilmesi için genellikle yerli üreticilerle çalışmayı tercih etmektedir. Örnek sorgu, Türkiye'de bir firma olup olmadığını görmemizi sağlayan SQL kodlarını içermektedir. Havacılık ve uzay sanayinde kalite standartlarını karşılamak için ISO 9001 belgesi büyük önem taşımaktadır. Bu nedenle bu örnekte Türkiye'de hangi firmaların ISO 9001:2015 belgesine sahip olduğunu gösterilmektedir.



Şekil. 5.Sorgu Girdisi

TABLO II. SORGUNUN SONUÇ ALTERNATİFLERİ

Data Output | Explain | Messages | Notifications

	SupplierID character varying (6)	Company Name text	Country text	Quality Certification Name character varying
1	012345	A Group A.S	Turkey	ISO 9001:2015
2	112345	B Holding A.S	Turkey	ISO 9001:2015
3	512345	CEEL	Turkey	ISO 9001:2015
4	131234	1234A	Turkey	ISO 9001:2015
5	151234	12345	Turkey	ISO 9001:2015
6	181234	NBN A.S.	Turkey	ISO 9001:2015
7	191234	BNNBN	Turkey	ISO 9001:2015
8	231234	B12	Turkey	ISO 9001:2015
9	291234	BM	Turkey	ISO 9001:2015

Kullanıcılar PostgreSQL üzerinde ürün tipi, gerekli sertifikalar vb. sorgular yapar. Sorguya göre kullanıcılar alternatif tedarikçiler listesini alır ve bu listeyi Microsoft Excel dosyası olarak dışarıya aktarır. Buradaki amacımız, potansiyel tedarikçilere sahip olmaktır. Karar Destek Sistemi (DSS), potansiyel tedarikçileri TUSAŞ'a en uygun olandan başlayarak sıralayacaktır. Bu motivasyonla PostgreSQL'de sorgular sonucunda alternatif tedarikçiler elde edilerek bu modelin doğru çalıştığından emin olunmuştur.

3) *Verileri PostgreSQL'e Aktarma*

Verilerin veri tabanına aktarılması için şirketin verileri sistematik olarak toplamasını sağlayan bir araca ihtiyacı vardır. Bu aracı modellemek tercih edilmiştir. Online bir anket yönetimi uygulamasının ile faydalı olacağını düşünülmüştür. Google Formlar bu uygulama için yaygın olarak kullanılmaktadır.

Tedarikçilerden veri toplamak için "Tedarikçi Bilgi Formu", "Performans Değerlendirme Formu" ve "Ürün/Hizmetler/Ekipman" adlı 4 Google Formu oluşturulmuştur. Şekil 6 tedarikçilerle ilgili verilerin toplandığı formu göstermektedir. Formlar aracılığıyla toplanan cevaplar Excel dosyası olarak dışa aktarılır. Şekil 7 "Yetenekler" Excel dosyasına kaydedilen Google Formlar yanıtlarını göstermektedir.



Şekil. 6.Tedarikçi Bilgileri Formu

SupplierID	Material Type-Aluminum	Material Type-Steel	Material Type-Other	Manufacturing Type-Mass Production	Manufacturing Type-Prototype Production
999990	Yes	No		Yes	No
999991	Yes	No		Yes	No
999992	Yes	Yes		No	Yes
999993	Yes	No		No	Yes
999994	Yes	No		Yes	Yes
999995	Yes	Yes		Yes	Yes
999996	No	Yes		Yes	No
999997	No	Yes		Yes	No
999998	No	Yes		Yes	No
999999	Yes	No		Yes	Yes

Şekil. 7.Yetenekler Excel Dosyası

Şekil 8, toplanan verinin veri tabanına aktarılmasını sağlayan Python kaynak kodunu göstermektedir. Bu kodla okuma ve veri tabanına aktarma sonucunda oluşan veri tabanındaki "Yetenekler" tablosunu Şekil 9 göstermektedir.



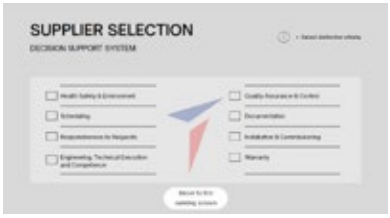
Şekil. 8.Python Kaynak Kodu



Şekil. 9.Yetenekler Veri Tablosu

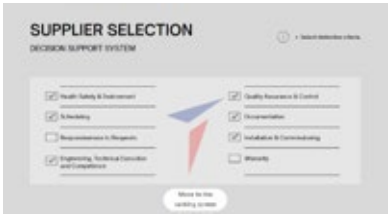
4) Karar Destek Sistemi Ara Yüz Tasarımı ve Çalışma Prensibi

Oluşturulan veri tabanı modeline göre DSS modeli tasarlanmıştır. Şekil 10 "Kriter Seçim" ekranını göstermektedir. Bu ekranda kullanıcılar istedikleri kriterleri seçebilir.



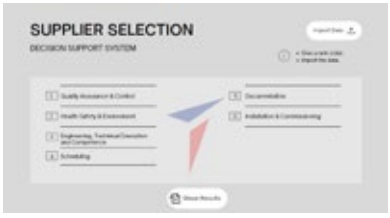
Şekil. 10. Kriter Seçme Ekranı

Şekil 11, seçilen kriterleri göstermektedir. Kriterleri seçtikten sonra kullanıcılar "Sıralama ekranına geç" butonuna tıklayarak bir sonraki ekrana geçebilir.



Şekil. 11. Kriter Seçim Ekranında Seçilen Kriterler

Şekil 12, "Sıralama Kriterleri Ekranını" göstermektedir. Bu ekranda kullanıcılar, seçilen kriterleri sıralamanın önemine göre sıralar.



Şekil. 12. Kriter Sıralama Ekranı

Seçilen kriterleri sıraladıktan sonra "Sıralama Kriterleri Ekranında" kullanıcılar, "Veri Al" butonu ile sorgulardan elde ettikleri Excel dosyasını içe aktarır ve "Sonuçları Göster" butonu ile bir sonraki ekrana geçer.

Şekil 13, genel puanların en yüksekten en düşüğe doğru olan tedarikçi listesini göstermektedir. Genel puanlar Çok kriterli karar verme metotları kullanılarak hesaplanmaktadır. Ayrıca kullanıcılar, tedarikçinin şirket telefon numarası, posta adresi, ürün fiyatı, tahmini teslimat süresi gibi ana bilgilerini ⓘ simgesine tıklayarak görebilir.



Şekil. 13. Sonuç Ekranı

IV. Proje Ekibinin Kazanımları ve TUSAŞ'a Olası Katkısı

Bu proje kapsamında oluşturulmuş olan ER diyagramı, TUSAŞ'ın oluşturmayı planladığı tedarikçi veri tabanında kullanılmaya uygundur. Bu veri modeli, TUSAŞ'ın tercihleri doğrultusunda firmalara ait yeni özellikleri kapsayacak şekilde geliştirilmeye müsaittir. Tasarladığımız karar destek sisteminin tedarikçi veri tabanına entegre olacak şekilde çalıştırılması durumunda TUSAŞ'a tedarikçi firma seçiminde yardımcı olabileceği ve bu sayede tedarik edilecek ürünler için en uygun tedarikçilerin seçilerek kaynakların daha verimli bir şekilde kullanılabileceği öngörülmüştür.

Bu proje sayesinde, proje ekibi havacılık ve uzay sanayisinde tedarikçi seçimi için önemli olan kriterler hakkında bilgi sahibi olmuştur. Öğrenmiş oldukları akademik bilgileri uygulamaya geçirme imkanı bulmuştur. Multidisipliner bir ortamda çalışma deneyimi edinmiştir.

V. Öneriler, Alınan Dersler ve Gelecek Çalışmalar

Bu proje kapsamında yapılmış olan çalışmalarda bazı olası problemler ve eksiklikler tespit edilmiştir. Karar destek sisteminde uzmanların hangi kriterleri kullanacağını seçmesi uzun sürebileceğinden dolayı zaman kaybı yaşanabilmektedir. Karar destek sisteminin ara yüzünün birden fazla ekrandan oluşuyor olmasının pratik olmadığı düşünülmektedir. Python'da doğrudan aktarım metodu kullanıldığı için Excel dosyalarının yapılarının veri tabanındaki tablolar ile birebir aynı olması gerekmektedir. Yazım yanlışlarının kodun çalışmamasına sebep olabileceği saptanmıştır. Bu projede tasarlanan sistemlerde veri tabanındaki tablolarda kullanılmak üzere ID numarası (kimlik numarası) verme sistemi eklenmemiştir. Eğer bu proje kapsamında geliştirilen sistemler kullanılmak isteniyorsa ID numarası üretme metotları sistemlere eklenmelidir.

KAYNAKÇA

[1] L. N. Ivan KOBLEN, "Selected Aspects of the Supply Chain Management in the Aerospace Industry," 2013. [Online]. Available: https://bulletin.incas.ro/files/koblen__niznikova__full.pdf. [Accessed

20 November 2021].

[2] B. Tomic, V. Spasojevic-Brkic and M. Klarin, “Quality Management System for the Aerospace Industry,” *Journal of Engineering Management and Competitiveness (JEMC),* vol. 2, no. 1, p. 5, 2012.

[3] G. Weheba, A. Mahmassani and D. Malzahn, “As9100 Registration Difficulties and Organizational Benefits: A Supplier Satisfaction Survey,” *Journal of Aerospace,* vol. 115, p. 9, 2006.

[4] G. R. Waiss and J. E. D. M. Humble, “Competitiveness of Small- and Medium Enterprises of the Arizona Aerospace and Defense Supply Chain,” *Journal of Logistics Management,* pp. 15-25, 2013.

[5] E. Haaland, “A study of Acergy`s supplier database,” University of Stavanger, Norway, 2011.

[6] P. Pitchipoo, P. Venkumar and . S. Rajakarunakaran, “Modeling and development of a decision support system for supplier selection in the process industry,” *Journal of Industrial Engineering International,* pp. 9-23, 2013.

[7] N. F. Aziz, S. Sorooshian and F. Mahmud, “MCDM-AHP METHOD IN DECISION MAKINGS,” June 2016. [Online]. Available: https://www.arpnjournals.org/jeas/research_papers/rp_2016/jeas_0616_4416.pdf.

[8] K. Govindan, S. Rajendran, J. Sarkis and P. Murugesan, “Multi criteria decision making approaches for green supplier,” *Cleaner Production,* no. 98, pp. 66-83, 2015.

[9] D. Effrosynidis and A. Arampatzis, “An evaluation of feature selection methods for environmental data,” 2021. [Online]. Available: https://reader.elsevier.com/reader/sd/pii/S1574954121000157?token=3346B9998CB0F4A241F7836835C213EA27DF0AA6FF3D942F1D34F2589CEDBF27929D97112EC0B8A99EB2266D6EA304E6&originRegion=eu-west-1&originCreation=20220408133245.

[10] “Technische Universität München,” [Online]. Available: https://db.in.tum.de/~grust/teaching/ss06/DBfA/db1-04.pdf.

[11] “PostgreSQL,” [Online]. Available: https://www.postgresql.org/docs/9.5/datatype-boolean.html.

[12] M. B. Perry, “The Weighted Moving Average Technique,” in *Wiley Encyclopedia of Operations Research and Management Science*, 2010.

[13] “Savunma Sanayii Dergilik,” 27 08 2020. [Online]. Available: https://www.savunmasanayiidergilik.com/tr/HaberDergilik/Savunma-sanayiinde-gizlilik-ve-guvenlik.

[14] P. C. Jamess Rodger, “Enterprise Architecture Ontology for Supply Chain Maintenance and Restoration of the Sikorsky's UH-60 Helicopter,” January 2014. [Online]. Available: https://www.researchgate.net/publication/267684106_Enterprise_Architecture_Ontology_for_Supply_Chain_Maintenance_and_Restoration_of_the_Sikorsky's_UH-60_Helicopter. [Accessed 21 November 2021].

[15] W. J. L. Adams and R. Saaty, 1999/2003. [Online]. Available: https://superdecisions.com/sd_resources/v28_man01.pdf.

[16] K. N. Demir, “BİR SAVUNMA SANAYİİ FİRMASINDA TEDARİKÇİ SEÇİMİ ÇALIŞMASI,” August 2018. [Online]. Available: http://earsiv.etu.edu.tr/bitstream/handle/20.500.11851/2237/521397.pdf?sequence=1&isAllowed=y.

[17] Ö. Demirtaş and A. A. Akdoğan, “BULANIK ORTAMDA TEDARİKÇİ SEÇİMİ:,” 2014. [Online]. Available: https://dergipark.org.tr/tr/download/article-file/66617.

[18] A. Aksoy and N. Öztürk, “Supplier selection and performance evaluation in just-in-time production environments,” *Expert Systems with Applications,* vol. 38, no. 5, pp. 6351-6359, 2011.

[19] F. Tahancı, “Tahancı Hukuk Bürosu,” 21 08 2021. [Online]. Available: https://www.tahanci.av.tr/kisi-guvenlik-belgesi/.

[20] “Turkish Aerospace Approved Supplier List,” Turkish Aerospace , November 2021. [Online]. Available: https://www.tusas.com/content/files/uploads/1757/TASLWEBNOV21.pdf. [Accessed 29 December 2021].

[21] Turkish Aerospace, “Turkish Aerospace - About Us,” Turkish Aerospace, 2021. [Online]. Available: https://www.tusas.com/en/corporate/about-us. [Accessed 29 December 2021].

[22] D. Effrosynidis and A. Arampatzis, “An evaluation of feature selection methods for environmental data,” 2021. [Online]. Available: https://reader.elsevier.com/reader/sd/pii/S1574954121000157?token=3346B9998CB0F4A241F7836835C213EA27DF0AA6FF3D942F1D34F2589CEDBF27929D97112EC0B8A99EB2266D6EA304E6&originRegion=eu-west-1&originCreation=20220408133245.

Tedarikçi Performansı Değerlendirme ve İzleme için İş Zekası Araçlarına Dayalı bir Veri Modeli

A Data Model Based on Business Intelligence (BI) Tools for Supplier Performance Evaluation and Monitoring

Öğrenci – 1
Beyza Nur Aydın
Necmettin Erbakan Üniversitesi
Endüstri Mühendisliği
Konya, Türkiye
17010151017@ogr.konya.edu.tr

Öğrenci – 2
Merve Albayrak
Necmettin Erbakan Üniversitesi
Endüstri Mühendisliği
Konya, Türkiye
17010151013@ogr.konya.edu.tr

Öğrenci – 3
Emine Can
Necmettin Erbakan Üniversitesi
Endüstri Mühendisliği
Konya, Türkiye
16010151037@ogr.konya.edu.tr

Akademik Danışman
Dr. Öğr. Üyesi Bilal Ervural
Necmettin Erbakan Üniversitesi
Endüstri Mühendisliği Bölümü
Konya, Türkiye
bervural@erbakan.edu.tr

Sanayi Danışmanı
Kaan Bodur
Türk Havacılık Uzay Sanayii
Ankara, Türkiye
kaan.bodur@tai.com.tr

Sanayi Danışmanı
Gül Beyza Kocamış
Türk Havacılık Uzay Sanayii
Ankara, Türkiye
gulbeyza.kocamis1@tai.com.tr

Sanayi Danışmanı
Nisa Yağmur Bilgi
Türk Havacılık Uzay Sanayii
Ankara, Türkiye
nisayagmur.bilgi@tai.com.tr

***Özetçe*—Firma kabiliyetlerinin kayıt altına alınması, verimli bir şekilde yönetilmesi/takibi ve hayata geçirilecek projelerde doğru eşleştirmelerin yapılabilmesi işletmeler için büyük önem arz etmektedir. Bu çalışmada tedarikçi performansı değerlendirme ve izleme süreci için bütünleşik bir yaklaşım sunulmaktadır. Çalışmanın ilk aşamasında tedarikçi kabiliyetlerini doğru analiz etmek amacıyla kriter kümeleri oluşturulmuş ve En iyi – En kötü (BWM) yöntemi ile önem seviyeleri belirlenmiştir. Ardından TODIM yöntemi ile firmaların performansları analiz edilmiştir. İkinci aşamada ise iş zekası araçları ile farklı senaryolar altında tedarikçi performansının takibi için bir veri modeli sunulmuştur.**

Anahtar Kelimeler — tedarikçi değerlendirme; veri modeli; iş zekası; power BI.

***Abstract*— It is significant for businesses to record the supplier's capabilities, manage/monitor them efficiently, and make the correct matches in the projects to be implemented. This study presents an integrated approach to the supplier performance evaluation and monitoring process. In the first stage of the study, criteria sets were created to analyze the supplier capabilities correctly, and their importance levels were determined using the Best Worst (BWM) method. Then, the performances of the suppliers were analyzed with the TODIM method. In the second stage, a data model is introduced to monitor supplier performance under different scenarios using business intelligence (BI) tools.**

Keywords — supplier evaluation; data model; power BI.

I. GİRİŞ

Savunma sanayi kapsamında ihtiyaçların yerli kaynaklardan sağlanması tedarik güvenliği açısından kritik öneme sahiptir. Savunma sanayi alanında işbirliği yapılan tedarikçi sayısı oldukça fazladır. Bu kapsamda tedarikçilerin seçilmesi, yetkinliklerinin/yeteneklerinin değerlendirilmesi ve tedarik zincirine yeni tedarikçilerin eklenmesi gerekmektedir. Savunma sanayinde yerlileştirme çalışmaları kapsamında tedarikçi yönetiminin daha etkin ve kolay hale getirilmesini amaçlamaktadır. Tedarikçilerin yetkinliklerinin ve yeteneklerinin değerlendirilmesinde birden fazla kriter göz önünde bulundurulmalıdır. Bu kapsamda tedarikçilerin yetenekleri kayıt altına alınarak bir veri modeli oluşturulması hedeflenmiştir. Bu veri modeli sayesinde mevcut ve gelecekteki projeler için tedarikçi projesinin eleştirilmesi istenmektedir.

Bu çalışma, heterojen bir karar modeli ile birçok tedarikçi ve alt yüklenicinin yetkinliklerini analiz ederek bir veri modeli sunmaktadır. Bu kapsamda en doğru değerlendirme ve seçimi yapabilmek için, firmanın performans ve yetenekleri objektif ve sübjektif değerlendirmeler olarak ele alınacaktır. Karar modelinde kullanılacak ana ve alt kriterler belirlenirken Uluslararası Uzay ve Havacılık Kalite Grubu (The International Aerospace Quality Group – IAQG) tarafından geliştirilen anketteki alanlar, boyutlar ve sorular dikkate alınmıştır. Böylelikle firma bünyesinde kullanılmakta olan alt yüklenici değerlendirme anketinden de faydalanarak veri bütünlüğü

sağlanması düşünülmüştür. Ardından mevcut kriter ağırlıklarının hesaplanması için uzman görüşleri BWM metodu ile analiz edilmektedir. Elde edilen kriter önem seviyeleri ve tedarikçi performans skorları TODIM ve SAW yöntemleri kullanılarak değerlendirilmekte ve tedarikçi seçimine ilişkin sıralamalar sunulmaktadır.

Çalışmanın ikinci aşamasında önerilen metodoloji ve Power BI iş zekası aracı kullanılarak entegre bir tedarikçi performans yönetim sistemi tasarlamıştır. Power BI kullanılarak oluşturulan yönetim paneli şirketin tedarikçi performans değerlerini daha iyi izlemesine yardımcı olması düşünülmektedir. Power BI veri görselleştirmedeki gücü ve mevcut MS Excel çalışma sayfalarıyla çalışabilmesi nedeniyle tercih edilmiştir.

II. GERÇEKLEŞTİRİLEN ARAŞTIRMA FAALİYETLERİ

A. Yöntemler

Bu bölümde gerçekleştirilen literatür araştırması sonucunda kriterlerin ağırlıklandırılması için BWM metodu ve firmaların değerlendirilebilmesi için kullanılan TODIM metoduna dair ayrıntılar verilmiştir.

1) En iyi – En kötü yöntemi (BWM)

BWM, kriter ağırlıklarını hesaplamak için geliştirilen yeni bir çok kriterli karar verme yöntemidir [1-2]. Yöntemin uygulanmasında izlenecek adımlar şu şekildedir:

Adım 1: Karar kriterleri belirlenmelidir. Çalışmanın ilk aşamasında, sonlu sayıda karar kriteri alınacak ve n ana kriter olarak belirlenecektir.

Adım 2: Ana ve alt kriterler arasından en iyi (en önemli, en çok istenen) ve en kötü (en az istenen, en az önemli) kriterler tanımlanır.

Adım 3: 1-9 ölçeği kullanılarak en iyi kriterin diğer kriterlere göre tercihi belirlenir. Burada eşit derecede önemli olan 1. kriter, mutlak önem kriteri 9 ile ölçeklendirilir. En iyi kritere göre diğer kriter vektörü: $A_B = (a_{B1} + a_{B2} + \cdots + a_{Bn})$. Burada a_{Bj}, j. kriterdeki en iyi kriter B'nin seçimini temsil eder. Bu durumda, $a_{BB} = 1$.

Adım 4: Benzer şekilde 1-9 arası bir skala kullanılarak en kötü kriter diğer tüm kriterlerle karşılaştırılır. En kötü kriterin diğer kriter ile karşılaştırılmasından elde edilen vektör $A_W = (a_{1W} + a_{2W} + \cdots + a_{nW})^T$ olarak gösterilir. Burada a_{jW}, j. kriterin en kötü kritere göre tercihini temsil eder, W. Bu durumda, $a_{WW} = 1$.

Adım 5: Bu adımda tüm kriterlerin ağırlıkları optimize edilir $(w_1^*, w_2^*, \ldots, w_n^*)$.

Kriter ağırlıklarını hesaplamanın amaç fonksiyonu, tüm kriterler için en büyük mutlak farkların minimizasyonudur.

$$\left\{\left|\frac{w_B}{w_j} - a_{Bj}\right|, \left|\frac{w_j}{w_W} - a_{jW}\right|\right\}.$$

Ağırlıkların toplam kısıtı ve negatif olmayan kısıt eklendiğinde aşağıdaki minimax modeli ortaya çıkar.

$$minmax\left\{\left|W_B - a_{BJ}W_J\right|, \left|W_J - a_{JW}W_W\right|\right\}$$

$$\sum_j w_j = 1 \qquad (1)$$
$$w_j \geq 0 \quad \forall j, j = 1,2, \ldots n$$

Yukarıda verilen model (1), aşağıdaki gibi doğrusal bir biçimde temsil edilerek de çözülebilir:

$$min\varepsilon^l$$
$$\left|W_B - a_{BJ}W_J\right| \leq \varepsilon^l \quad \forall j, j = 1,2, \ldots n$$
$$\left|W_J - a_{JW}W_W\right| \leq \varepsilon^l \quad \forall j, j = 1,2, \ldots n \qquad (2)$$
$$\sum_j w_j = 1$$
$$w_j \geq 0\,, \quad \forall j, j = 1,2, \ldots n$$

2) TODIM yöntemi

Çok kriterli karar verme yöntemlerinden biri olan TODIM, beklenti teorisine dayalı olarak geliştirilmiştir. Seçenekler arasından doğru değerlendirmeyi yapmak ve ideal kararı vermek için kullanılır. Bu yöntem, mevcut kullanımdaki kriterlere bağlı olarak alt kriterlerin karşılaştırılarak her bir alt kriterin diğerine göre üstünlüğünün ölçülmesine dayanmaktadır. Tüm işlemlerden sonra, karar vericinin kaynak olarak belirlediği kriterleri seçmesi, alt kriterlerin kendi aralarındaki üstünlük değeri ile birlikte bir sıralama elde edilir ve yöntem için gerekli adımlar tamamlanır [3]. Tüm alt kriterleri değerlendirmek için bir matris oluşturulmalıdır. Tüm bileşenlerin sıfır ile bir arasında olduğu ve her sütunun toplamının bire eşit olduğu bir matris elde edilir. P_{ij} matrisi Tablo 2'de gösterilmektedir.

$$P = [P_{ij}] = \begin{bmatrix} P_{11} & P_{12} & \cdots & P_{1j} & \cdots & P_{1m} \\ P_{21} & P_{22} & \cdots & P_{2j} & \cdots & P_{2m} \\ \cdots & \cdots & \cdots & \cdots & \cdots & \cdots \\ P_{j1} & P_{i2} & \cdots & P_{ij} & \cdots & P_{im} \\ \cdots & \cdots & \cdots & \cdots & \cdots & \cdots \\ P_{n1} & P_{n2} & \cdots & P_{nj} & \cdots & P_{nm} \end{bmatrix}$$

Adım 1: Kriterlerin bağıl ağırlıkları Denklem (3) kullanılarak hesaplanır.

$$w_{cr}\frac{w_c}{w_r}(c = 1,2,3, \ldots . n) \qquad (3)$$

Burada max $w_r = max\{w_c$ |c = 1,2, … , n} referans kriter ağırlığını, w_{cr} göreli kriter ağırlığını, w_c kriter ağırlığını gösterir.

Adım 2: Denklem (4), C_c kriterlerini dikkate alarak A_i alternatifinin A_j alternatifine göre üstünlüğünü hesaplamak için kullanılır.

$$\Phi_c(A_iA_j) = \left\{ \begin{array}{c} \sqrt{\frac{w_{cr}(P_{ic} - P_{jc})}{\sum_{c=1}^{m}(w_{cr})}} \\ 0 \\ \frac{-1}{\theta}\sqrt{\frac{\sum_{c=1}^{m}(w_{cr})(P_{ic} - P_{jc})}{(w_{cr})}} \end{array} \right\} \qquad (4)$$

θ, kayıpları azaltmak için kullanılır.

Adım 3: Denklem (5), A_i alternatifinin A_j alternatifine göre tüm C_c kriterleri için hesaplanan üstünlük derecelerini toplamak için kullanılır.

$$\delta(A_iA_j) = \sum_{c=1}^{m}\Phi_c(A_iA_j) \qquad (5)$$

Adım 4: I. Alternatifin global değeri için normalizasyon formülü olarak Denklem (6) kullanılır.

$$\xi = \frac{\sum_{j=1}^{n} \delta(A_i A_j) - min_i(\sum_{j=1}^{n} \delta(A_i A_j))}{max_i(\sum_{j=1}^{n} \delta(A_i A_j) - min_i(\sum_{j=1}^{n} \delta(A_i A_j)} \quad (6)$$

Hesaplanacak tüm alternatif değerler hesaplanır ve alternatif değerler büyükten küçüğe sıralanır. Bu sıralama sonucunda mevcut alternatif değerler arasında ilişkisel bir bağlantı kurulur ve sonuca ulaşılır. Buna göre hesaplanan alternatif değer yüksekse mevcut sıralamasında iyidir [4].

B. Uygulama

Bu bölümde yöntemin aşamalarını uygulamak ve etkinliğini göstermek amacıyla örnek bir uygulama gerçekleştirilmiştir. Kriterlerin belirlenmesi ve ağırlıklandırılmasının ardından mevcut altı tedarikçi firmaya ait yetkinlik değerleri analiz edilerek Power BI yazılımı ile örnek bir uygulama gerçekleştirilmiştir.

1) Kriterlerin belirlenmesi

Ana ve alt kriterler belirlenirken Uluslararası Uzay ve Havacılık Kalite Grubu (The International Aerospace Quality Group - IAQG) tarafından geliştirilen ve TUSAŞ tarafından firmaya adapte edilen anketten faydalanılmıştır [5-6]. IAQG anketinde şirketlerin yetkinliklerinin değerlendirilmesi amacıyla kullanılan 11 alan Tablo 1'de ikinci sütunda verilmiştir. 11 yetkinlik sınıfı ve literatürde bulunan tedarikçi değerlendirme kriterleri ile uzman görüşlerinden de yararlanılarak 6 ana kriter altında toplam 21 kriter Tablo 1'de gösterildiği gibi belirlenmiştir.

TABLO I. DEĞERLENDİRME KRİTERLERİ

Ana kriterler / IAQG		Alt kriterler
C1 - Sipariş Yönetimi	1- Satış, Planlama ve Sıralama 2- Sözleşme Gereksinimleri 6-Sipariş Yönetimi	C1.1. Fiyat C1.2. Ürün Kalitesi/Güvenilirliği C1.3. Teslimat taahhüdünü/süresini karşılama yeteneği C1.4. Finansal kapasite ve firma itibarı C1.5. Sipariş Süreci boyunca gereksinimlere karşı duyarlılık –Tutum C1.6. Tedarikçinin yakınlığı/coğrafi konumu
C2 - Tasarım ve Geliştirme	3-Tasarım ve Geliştirme	C2.1. Teknolojik yeterlilik / Ar-Ge yeteneği C2.2. Standartlara Uygunluk ve Analiz C2.3. Ürün geliştirme- ürün yelpazesinin genişliği/ürün tedarik etme yeteneği
C3 - Alt Tedarikçi Yönetimi	4-Tedarikçi Seçimi ve Onaylanması 8-Tedarikçi Yönetimi	C3.1. Tedarikçi seçim sürecinde müşteri gereksinimlerinin önemi C3.2. Tedarik süreçlerinin planlaması ve takibi C3.3. Tedarikçi denetim ve yönetimi
C4 - Süreç Yönetimi	5-Ürün Gerçekleştirme Planlaması 11-İş Süreçleri Performansı	C4.1. Üretim Tesisi ve Kapasitesi C4.2. Kaynak Planlama ve süreç yönetimi C4.3. BT standartlarının/iletişim sisteminin varlığı
C5 - Üretim Yönetimi	7-Üretim ve Denetim 9-Uyumsuzluğun Kontrolü	C5.1. Üretim, Proses ve Kalite Kontrolü C5.2. Ekipman ve araçların performans ölçümü/ Bakım planlama yeteneği C5.3. Çevresel üretim yeteneği
C6 - Hizmet Yönetimi	10-Müşteri Desteği	C6.1. Teknik Servis Desteği C6.2. İletişime açıklık C6.3. Yedek Parça, Malzeme Temini

2) Kriterlerin ağırlıklandırılması

Bu bölümde, dört farklı uzmandan toplanan görüşler BWM yönteminin adımları izlenerek değerlendirilmiş ve altı ana kriter ve 21 alt kriter için ağırlıklandırma yapılmıştır. Denklem (2)'de verilen model kullanılarak öncelikle ana kriterler ağırlıklandırılmıştır (Tablo 2). Ardından her bir alt kriter kümesi kendi içinde ağırlıklandırılarak yerel kriter ağırlıkları elde edilmiştir. Son olarak ana kriter ağırlıkları ile yerel kriter ağırlıklarının çarpılmasıyla global kriter ağırlıkları Tablo 3'te verildiği şekilde elde edilmiştir.

TABLO II. ANA KRİTER AĞIRLIKLARI

C1 - Sipariş Yönetimi	C2 - Tasarım ve Geliştirme	C3 - Alt Tedarikçi Yönetimi	C4 - Süreç Yönetimi	C5 - Üretim Yönetimi	C6 -Hizmet Yönetimi
0,30	0,29	0,11	0,11	0,12	0,07

TABLO III. GLOBAL KRİTER AĞIRLIKLARI

C1.1	% 4,6	C2.2	% 11,5	C4.3	% 1,3
C1.2	% 9,4	C2.3	% 3,3	C5.1	% 7,9
C1.3	% 7,3	C3.1	% 5,2	C5.2	% 2,8
C1.4	% 3,0	C3.2	% 1,9	C5.3	% 1,2
C1.5	% 4,3	C3.3	% 4,2	C6.1	% 1,0
C1.6	% 1,4	C4.1	% 5,3	C6.2	% 4,1
C2.1	% 14,1	C4.2	% 4,1	C6.3	% 2,3

3) Performans değerlendirme

Bir önceki bölümde elde edilen ağırlıklar ve firmadan alınan uzman değerlendirmeleri TODIM yöntemi ile işlenerek firmaların nihai performans puanları elde edilmiştir. Tablo 4'te TODIM yöntemi sonucu elde edilen firma skorları ve sıralamaları verilmiştir.

TABLO IV. PERFORMANS DEĞERLENDİRME

	Firma A	Firma B	Firma C	Firma D	Firma E	Firma F
Firma A	0	-39,94	-24,74	-17,04	-47,84	-46,23
Firma B	-19,05	0	-7,78	-16,36	-36,20	-21,42
Firma C	-21,60	-24,45	0	-25,77	-42,86	-32,24
Firma D	-21,00	-31,41	-27,07	0	-46,41	-41,54
Firma E	-17,52	-6,28	-3,46	-8,25	0	-4,20
Firma F	-24,92	-16,90	-14,35	-17,57	-24,10	0
Puan	0,78	0,65	1,00	0,94	0,00	0,43
Sıra	3	4	1	2	6	5

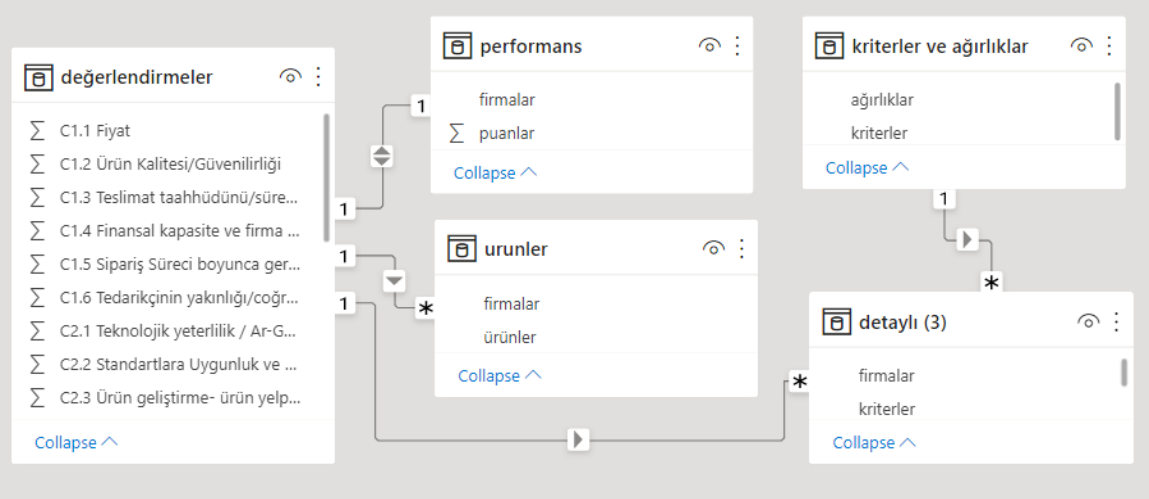
Sonuçların karşılaştırılması amacıyla performans değerlendirme için basit ağırlıklı toplam (Simple Additive Weighting - SAW) yöntemi kullanılmıştır. Tablo 5'te SAW yöntemi ile elde edilen sonuçlar sunulmuştur.

TABLO V. PERFORMANS DEĞERLENDİRME

	Firma A	Firma B	Firma C	Firma D	Firma E	Firma F
Puan	0,72	0,59	0,76	0,66	0,57	0,41
Sıra	2	4	1	3	5	6

4) İş zekası araçları ile veri modeli ve analizi

Genel karar süreci ile ilgili adımlar tamamlandıktan sonra, bir sonraki adım gerekli süreç bilgilerini Power BI modeline aktarmaktır. Uygulamanın ana amacı, entegre bir tedarikçi veri modeli oluşturmaktır. Bu amaçla bir önceki adımda elde edilen (kriterler, ağırlıklar, değerlendirmeler, sonuçlar, ürünler vb.) tablolardan yararlanılmıştır. Bu beş tablo Excel dokümanı olarak gruplandırılmıştır.



Şekil. 1.Power BI'da Veri Modeline Genel Bakış

Şekil 1, veri modelinin genel görünümünü göstermektedir. Birden çok tablo ile çalışırken sonuçların düzgün şekilde hesaplanması ve raporların doğru bilgileri göstermesi için tablolar arasında ilişki oluşturulması gerekir. Mevcut beş tablo anahtar sütunlar ile birbiri ile Şekil 1'de görüldüğü gibi ilişkilendirilmiştir.

Power BI aracı kullanılarak oluşturulan genel tedarikçi yönetim paneli Şekil 2'de sunulmuştur. Bu panel tedarikçi yetkinliklerini ve yeteneklerini analiz etmek ve izlemek için tasarlanmıştır. Yönetim panelinde birbiri ile ilişkili 7 alandan oluşmaktadır. İlk bölümde kriterler ve ağırlıklarının bir pasta grafikle sunulmuştur. İkinci bölümde tüm kriterler dikkate alındığında elde edilen genel tedarikçi skorları bar grafikle verilmiştir. Üçüncü bölümde ise seçilen ürün(ler), kriter(ler) ve belirlenen en düşük tedarikçi skorunun üzerinde kalan firmaları ve seçilen kriterler bazında değerlendirme skorlarını analiz etmek için bir bar grafik panele konumlandırılmıştır.

Power BI görselleştirmesindeki kullanıcı dostu özelliklerden biri, aynı filtre kümesiyle aynı temel sorguyu kullanarak birden çok grafiği filtrelemek için kullanabileceğimiz "veri dilimleyici" özelliğidir. Panelde 4 farklı veri dilimleyiciden yararlanılmıştır. Bu veri dilimleyiciler şunlardır:

i. Tedarikçi skorunu filtrelemek için bir veri dilimleyici (slicer) kullanılmıştır. Bu sayede kullanıcı beklenti düzeyini belirleyerek bu değerin altında kalan firmaları filtreleyecektir.

ii. Kriter kümesi içerisinde karar vericinin analize dahil etmek ya da çıkarmak istediği kriterleri belirleyebilmesi için bir filtre tasarlanmıştır.

iii. Tedarikçi firmaları faaliyet gösterdikleri alana (ürün/malzeme/ekipman vb.) göre kısıtlayarak analizi daha yalın hale getirmek amacıyla ürün-firma veri dilimleyicisi tasarlanmıştır.

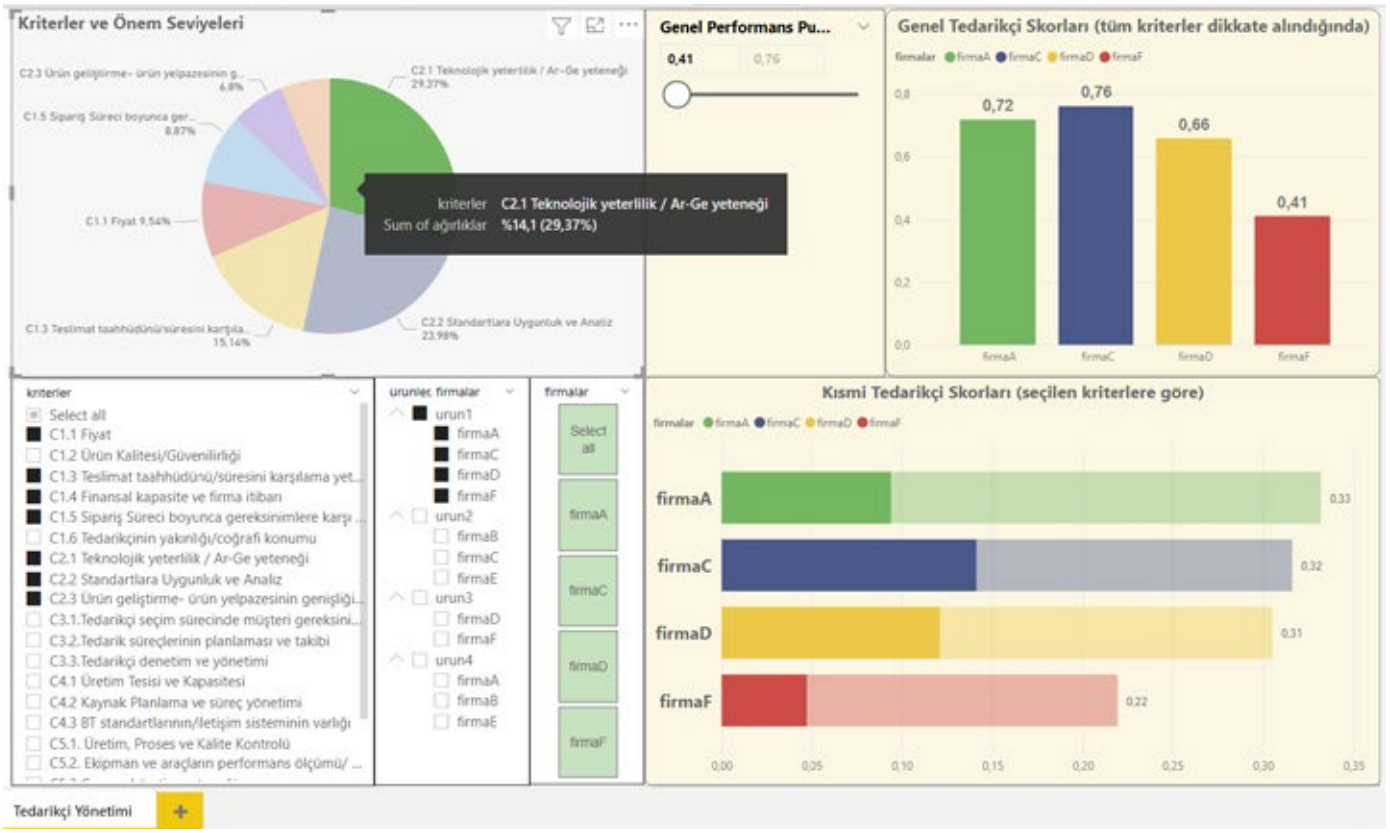
iv. Son olarak firma bazından analiz gerçekleştirmek amacıyla firma filtresi eklenmiştir.

Şekil 2'de sunulan açıklayıcı örnekte belirlenen 7 kriter (C1.1, C1.3, C1.4, C1.5, C2.1, C2.2, C2.3) ve Urun_1 için genel tedarikçi skoru yüzde 41'in üzerinde kalan firmalar gösterilmiştir. Seçilen kriterlere göre Firma A 0,33, Firma C 0,32, Firma D 0,31 ve Firma E 0,22 puan almıştır. Ayrıca ilk grafikte (pasta grafik) seçilen kriter C2.1 in bu 7 kriter için elde edilen skor içerisindeki payı da son grafikte gösterilmektedir. Genel olarak yorumlamak gerekirse genel tedarikçi skoru daha yüksek olan Firma C (%76), seçilen 7 kriter bazında değerlendirildiğine Firma A'nın gerisine düşmektedir.

III. Araştırma Sonuçları

Çalışma kapsamında tedarikçi ve alt yüklenicilerin kabiliyetlerinin kayıt altına alınıp verimli bir veri tabanı oluşturulmasına yönelik bir veri modeli ve analiz çalışmaları gerçekleştirilmiştir. Çalışmada öncelikle kriter yeteneklerinin doğru şekilde değerlendirilmesi amacıyla kriter kümeleri oluşturulmuştur. Ardından mevcut kriter ağırlıklarının hesaplanması için uzman görüşleri BWM metodu ile incelenmiştir. Elde edilen ağırlıklar ve performans skorları TODIM ve SAW yöntemleri ile analiz edilerek tedarikçi seçimine ilişkin sıralamalar sunulmuştur.

Son olarak, önerilen metodoloji ve Power BI kullanılarak entegre bir tedarikçi performans yönetim sistemi tasarlamıştır. Power BI kullanılarak oluşturulan yönetim paneli şirketin tedarikçi performans değerlerini daha iyi izlemesine yardımcı olacaktır. Power BI veri görselleştirmedeki gücü ve mevcut excel çalışma sayfalarıyla çalışabilmesi nedeniyle tercih edilmiştir.



Şekil. 2.Geliştirilen Tedarikçi Yönetim Paneli

IV. Proje Ekibinin Kazanımları ve TUSAŞ'a Olası Katkısı

A. TUSAŞ'a Olası Katkısı

TUSAŞ'ın yerleştirme faaliyetlerinde kapsamında tedarikçi seçim ve yönetimi sürecinde; firma yeteneklerinin analitik bir şekilde elde edilmesi, değerlendirilmesi, analizi ve takibi için bütünleşik bir yöntem ortaya konulmuştur. Uzman görüşleri ile ortaya konulan değerlendirme yaklaşımı Power BI iş zekası aracı kullanılarak bir veri yönetim modeline dönüştürülmüştür.

B. Proje Ekibinin Kazanımları

Proje ekibi bu proje ile savunma sanayinin öncü firmalarından TUSAŞ bünyesinde var olan gerçek bir problemin çözümü konusunda teorik bilgilerini kullanarak problem çözme deneyimine sahip olmuştur. Bunun yanında proje oluşturma, sunum yapma becerilerini kazanmıştır. Bu kazanımların yanında problemlerin analiz edilmesi gerekli çözüm yöntemlerinin belirlenmesi, çok kriterli karar verme yöntemleri, veri modeli ve analizi çalışmaları hakkında detaylı bilgi sahibi olunmuştur.

V. Öneriler, Alınan Dersler ve Gelecek Çalışmalar

Gerçekleştirilen proje kapsamında tedarikçi seçimi, değerlendirilmesi ve takibi için bir karar metodolojisi önerilmiştir. Gelecek çalışmalar kapsamında, firma yeteneklerinin takibi için ele alınan kriter kümesi genişletilebilir, firmanın faaliyet alanlarına göre özelleştirilmiş veriler kayıt altına alınabilir. Veri tabanı firmanın halihazırda kullandığı platformlarla entegre ve dinamik olarak çalışır hale getirilebilir ve Power BI yazılımı ile ortaya konulan yönetim sistemi ek analizler ve modüller ile geliştirilebilir.

Kaynaklar

[1] J. Rezaei, "Best-worst multi-criteria decision-making method", Omega (United Kingdom), c. 53, ss. 49–57, 2015.

[2] J. Rezaei, "Best-worst multi-criteria decision-making method: Some properties and a linear model", Omega (United Kingdom), c. 64, ss. 126–130, 2016.

[3] Luiz FlávioAutran Monteiro Gomes, "An application of the TODIM method to the multicriteria rental evaluation of residential properties," Eur. J. Oper. Res., vol. 193, no. 1, pp. 204–211, 2009.

[4] V. A. P. Salomon and L. A. D. Rangel, "Comparing Rankings from Using TODIM and a Fuzzy Expert System," Procedia Comput. Sci., vol. 55, pp. 126–138, Jan. 2015.

[5] N. Y. Bilgi, E. Apan, ve M. E. Çorapçıoğlu, "Alt Yüklenicilerin Değerlendirilmesi için Analitik Çözüm Önerisi: Savunma ve Havacılık Sanayi için bir Anket Uygulaması", içinde 8. ULUSAL HAVACILIK VE UZAY KONFERANSI, 2020, ss. 1–9.

[6] International Aerospace Quality Group., "Supplier Selection and Capability Assessment 'Maturity Model' Communication Kit & User Guide.", 2014.

Montaj Alanlarında Hat Dengeleme ve Karar Destek Sistemi Tasarımı

Assembly Line Balancing and Design of Decision Support System

Öğrenci – 1
Nagehan Köroğlu
Gazi Üniversitesi
Endüstri Mühendisliği
Ankara,Türkiye
nagehankoroglu@gmail.com

Öğrenci – 2
Şeymanur Aydın
Gazi Üniversitesi
Endüstri & Bilgisayar Mühendisliği
Ankara,Türkiye
sseymanuraydinn@gmail.com

Öğrenci – 3
Uğur Çoksoyluer
Gazi Üniversitesi
Bilgisayar & Endüstri Mühendisliği
Ankara,Türkiye
cksylr@gmail.com

Öğrenci – 4
Bahattin Aksoy
Gazi Üniversitesi
Bilgisayar Mühendisliği
Ankara,Türkiye
bahattinaksoy123@gmail.com

Akademik Danışman
Prof. Dr. Cevriye Gencer
Gazi Üniversitesi
Endüstri Mühendisliği
Ankara,Türkiye
cevriyegencer@gmail.com

Akademik Danışman
Prof. Dr. Şeref Sağıroğlu
Gazi Üniversitesi
Bilgisayar Mühendisliği
Ankara,Türkiye
ss@gazi.edu.tr

Sanayi Danışmanı
Atilla Erman Alparslan
Türk Havacılık Uzay Sanayii
Ankara, Türkiye
atillaerman.alparslan@tai.com.tr

Sanayi Danışmanı
Metin Mustafa Karasazoğlu
Türk Havacılık Uzay Sanayii
Ankara, Türkiye
metin.karasazoglu@tai.com.tr

***Özetçe*— Montaj hattı dengeleme problemi(MHDP); çevrim süresini eniyilemek, kaynak kullanım oranını arttırmak, boş süreleri ve bekleme zamanlarını minimum seviyeye indirmek ve bu sebepten oluşabilecek maliyetleri eniyilemek amacıyla çözülmektedir. Problemin çözümü için Kritik Yol Metodu (CPM), Greedy ve Breadth First Search(BFS) yöntemleri kullanılarak sezgisel bir algoritma geliştirilmiş ve Python programlama diliyle kodlanıp kullanıcı dostu bir ara yüze aktarılmıştır. Tasarlanan program ile; çevrim süresi eniyilenmiş, bekleme süreleri azaltılmış ve yetenek matrisi entegre edilmiştir. Elde edilen çıktıda; operatörlerin vardiya atamaları, çalışanların doluluk oranları, operasyonların hangi sırada, hangi çalışanlar tarafından gerçekleştirileceği ve hem üretim günü hem de takvim günü olarak toplam iş süresi bilgileri yer almaktadır. Geliştirilen karar destek sistemi ile, çalışanların doluluk oranları yaklaşık %90'a ulaşılmış ve bir vardiya için 7 saatlik iş süresinde yaklaşık %6 oranında iyileştirme sağlanmıştır.**

Anahtar Kelimeler — Montaj Hattı Dengeleme, CPM, Sezgisel Algoritma

***Abstract*—Assembly line balancing problems are solved to optimize the cycle time, increase the resource utilization rate, to minimize the null times and waiting times, and to optimize the costs that may arise because of this reason. For the solution of project, a heuristic algorithm was created with the Critical Path Method (CPM), Greedy and Breadth First Search(BFS) methods. It is coded with Python programming language and transferred to a user-friendly interface. Thanks to the program designed, the cycle time is optimized, waiting times are reduced and a skill-based matrix is integrated. In the output obtained; the shift assignments of the operators, the occupancy rates of the workers, the order of operations, identities of workers and the total work time, both manufacturing and calendar days. As a result, the occupancy rate of the workers has reached approximately %90 and approximately 6% improvement in the work time for one shift(7 hours).**

Keywords — Assembly Line Balancing, CPM, Heuristic Algorithm

I. GİRİŞ

Şirketler rekabetçi pazar ortamında var olabilmek için en az maliyet ile üretim yapmayı amaçlamaktadır. Bu amaca, kaynakların en verimli şekilde kullanılması ile ulaşılabilmektedir. Üretim prosesinde karşılaşılan en temel problemlerden biri MHDP'dir. Montaj hattı üzerinde bulunan istasyonlara eşit ve verimli şekilde operasyonların atanması; bant dengesi, maliyet ve adaletli çalışma koşulları açısından önemlidir. Bu problem, verilen bir üretim hedefi için montaj hattındaki istasyon ve işçi sayılarının belirlenmesi ve montaj operasyonlarının öncelik ilişkilerini göz önüne alınarak istasyonlara atanmasını kapsamaktadır.

II. PROBLEMİN TANIMI

Problem, kurumun hava araçları ve parçaları üretiminde yaşanan operasyon iş akışı ve atama problemlerindeki karışıklıktan dolayı ortaya çıkmıştır. Bu aşamada birçok kez sanayi danışmanları ve akademik danışmanlar ile görüşmeler

yapılmış ve problem tanımı net olarak oluşturulmuştur. Problem; öncül-ardıl ilişkilerinin korunmak istenmesi, bir operasyonda gerçekleştirilecek minimum ve maksimum işçi sayısı kısıtlarının olması ve operasyon başlama koşullarının takip edilebilmesi gibi konu başlıklarından oluşmaktadır. Firma; proje tipi üretim yapılan, sabit pozisyonlu tesis yerleşime sahiptir. İşçiler bir istasyondan diğerine yürüyerek ulaşıp görevlerini gerçekleştirmektedir. Problemde; bir istasyonda aynı anda çalışabilecek minimum ve maksimum işçi sayısı, istasyon sayısı ve işlerin öncül-ardıl ilişkileri bellidir. Buradan hareketle; montaj üretim alanlarında hattın dengelenerek üretimin çizelgelenmesi, çevrim süresi eniyilemesi ve istasyonlara optimum sayıda işçi atanmasına yönelik bir karar destek sistemi geliştirilmiştir. Montaj hattı dengeleme işleminin kısa sürede sonuçlanabilmesi için sezgisel bir algoritma oluşturulmuş ve Python dili ile kodlanmıştır. Bir ara yüz ve Excel dosyası ile kullanıcıdan gerekli bilgileri alması ve çıktıların kullanıcıya görsel bir şekilde sunulması sağlanmıştır.

Projenin isterleri doğrultusunda, aşamalı ve test edilebilir bir çözüm elde etmek amacıyla programın fazlara ayrılmasına karar verilmiştir. Bu sebeple proje, Faz 1 ve Faz 2 olmak üzere 2 versiyondan oluşmaktadır.

III. Gerçekleştirilen Araştırma Faaliyetleri

MHDP ile ilgili literatür taraması sonucunda farklı kurum ve kuruluşlarda ve dolayısıyla akademik çalışmalarda bu problemin varlığına ve çeşitli çözüm yaklaşımlarına sıkça rastlanmıştır. Yöntemler incelenerek çözüm yolları geliştirilmiştir.

A. Literatür Taraması

Montaj hatlarının tarihçesi 1915'li yıllara kadar dayanmaktadır. Montaj hatları ilk olarak Henry Ford tarafından geliştirilmiş ve ABD'de Ford firmasında uygulanmıştır [1].

Montaj hatları, hattın yerleşim biçimine göre 3'e ayrılmaktadır. Geleneksel hatlar, istasyonların yan yana düz bir hat oluşturduğu ve operatörlerin tek bir istasyonda çalıştığı hatlardır. Montaj hattı düz bir şekildedir ve istasyonlar arası malzeme-yarı ürün transferi konveyörler ve taşıma bantları ile gerçekleşmektedir. U tipi hatlar, yerleşim şekli açısından U harfine benzer konumlanmıştır. Üretimde esnekliği artırmak amacıyla, istasyonlar arasında iletişimin ve istasyonlar arası operatör hareketinin kolay bir şekilde sağlanması istenmektedir. Operatörler bant yapısı gereği birden fazla istasyonda operasyon gerçekleştirmektedir. Genellikle grup teknolojisi ve tam zamanında üretim yaklaşımlarının olduğu firmalarda kullanılmaktadır. Paralel hatlar ise iki veya daha fazla seri hattan meydana gelen hatlardır. Firmalarda verimlilik ve esneklik arttırılarak sistemin kayıplarını azaltmak istenebilir. Bu hatlarda ortak istasyonlardaki operatörler her iki hat için de çalışmaktadır [2].

Programda verilen çıktılarda kullanılan çizelgeleme tekniği Yamazumi ile ilgili Leung'un 2004 yılında yapmış olduğu çalışmadan faydalanılmıştır. Çizelgeleme; işletmelerde, işlerin hangi zaman aralığında, hangi kaynakta ve hangi sırayla gerçekleştirileceğine karar verme sürecidir. Çizelgeleme problemlerinde, aktiviteler bir veya daha fazla performans ölçütünü optimize etmek amacıyla sınırlı kaynaklara bölüştürülür [3]. Yapılacak olan işlerin işlem sıraları, çeşitli kısıtları ve makinelerdeki kapasiteleri çizelgeleme problemlerinin önemli kavramlarından olup sıralama ve atama işlemlerinden oluşmaktadır.

Programın tanımı olan KDS ile ilgili yapılan araştırmalar neticesinde KDS, yönetici konumundaki karar vericilerin karar vermelerinde yardımcı olan sistemler olarak tanımlanmıştır. Temel olarak KDS, karar vericinin karar vermesini gerektiren durumla, ilgili olarak istediği, ihtiyaç duyduğu bilgileri derleyip, dilediğince değerlendirdiği ve daha bilgili olarak karar verebilmesi imkanının ortaya çıktığı bir ortam oluşturur. KDS, yöneticilerin kendi kararlarının kalitesini geliştirebilmeleri için bilgi eksikliğinin kapatılmasında da yardımcı olurlar [4].

B. Yöntem

Projede kullanılan yöntemler gözlemlenmiş ve çözüm aşamasında bulunması gereken tüm yöntemler için ayrıca literatür araştırması yapılmıştır.

Kullanılan başlıca yöntem olan CPM, projeye ait kritik yolun tespit edilmesi ve proje tamamlanma süresi tespit edilerek istenilen zamanda ürünün oluşmasını sağlamayı amaçlayan bir yaklaşımdır. Faaliyetlerin belirlenmesi, öncül ve ardıl faaliyetlerin belirlenmesi, sürelerin atanması ve aktiveler arası mantıksal bağlantıların kurulması CPM yaklaşımının en önemli adımlarındandır. Mantıksal ilişkiler kurulduktan sonra, projeye ait şebeke diyagramı oluşturularak kritik veya en uzun yörünge hesaplanmalıdır [5].

Arama ağacı algoritmaları Sezgisel ve Sezgisel olmayan arama ağaçları diye 2'ye ayrılır. BFS sezgisel olmayan bir arama ağacı algoritmasıdır. BFS, Genişlik Öncelikli Arama algoritması olarak geçer. Ağaca yeni eklenenler kuyruğun en sonuna yerleştirilir. Soldan sağa doğru genişleyerek ilerler. Tekrarlanan bir durum varsa takip edilmez. Öncelikli genişlik arama algoritmasında her seviyedeki düğüme bakılır.

IV. Araştırma Sonuçları ve Çıktılar

Yapılan araştırmalar ve incelemeler sonucunda ilgili yöntemler temel alınarak iş ve işçi atamasını optimale en yakın şekilde yapabilen sezgisel bir algoritma oluşturulmuş ve Python diliyle kodlanmıştır. Tasarlanan sistem, kullanımı ve çıktıları gösterilmiştir.

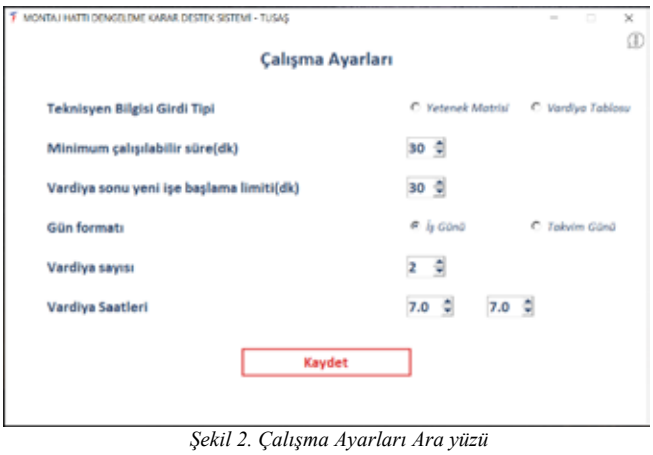
A. Arayüz Tasarımı ve Tanıtımı

Programa doğru formatta bilgiler içeren bir excel dosyası sürüklendikten sonra kullanıcı Şekil 1'deki ara yüz ile karşılaşmaktadır.



Şekil 1. Program Ara yüzü

Çalışma ayarları butonuna basıldığında Şekil 2'de görülen ara yüz sayesinde minimum çalışılabilir süre, vardiya sonu yeni işe başlama limiti (dakika), çıktıda istenen gün formatı, vardiya sayısı ve vardiya saatleri kullanıcı tarafından ayarlanabilmektedir. Günümüzde üretim hattında oluşabilecek hızlı değişikliklere cevap verebilmek için girdileri değişkenlik gösterebilen bir program hazırlanması hedeflenmiştir.



Şekil 2. Çalışma Ayarları Ara yüzü

Şekil 3'te görülen ara yüzdeki uygulama ayarları ile dosya yolu değiştirilebilmektedir. Kullanıcı, html veya log cinsinden bir çıktı isterse uzantı seçeneğini değiştirir. LOG dosya uzantısı birden çok program ve işletim sistemleri tarafından kullanılan bir günlük dosyası için kullanılmaktadır. Her yapılan aktivite için bilgisayar programları tarafından tutulan kayıtlar olarak hareket eder (Wikipedi, 2016). HTML (Hypertext Markup Language), internet tabanlı bir betik dilidir. HTML genel olarak internet sitelerinin görünümünü ve işlevini yapılandırmak için kullanılır (Wikipedi, 2015).



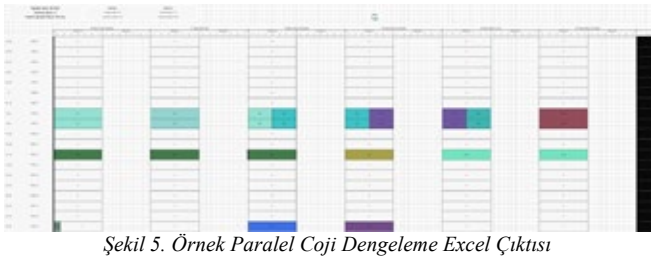
Şekil 3. Uygulama Ayarları Arayüzü

İstenen versiyonun butonuna basıldıktan sonra Excel çıktısı arka planda belirli bir süre çalışarak programdaki gerekli hesaplamaları yapar. Oluşan dosya kaydedilebilir.

Rate Cojili butonuna basıldığında; üretim alanında aynı operasyonları gerçekleştirebilen paralel cojiler olması durumunda, Şekil 4'teki gibi bu bilgileri içeren girdi programa yüklenerek Şekil 5'teki gibi optimal iş ve işçi atamaları yapılmaktadır.



Şekil 4. Örnek Paralel Coji Girdisi



Şekil 5. Örnek Paralel Coji Dengeleme Excel Çıktısı

Yetenek matrisinin entegre edilmesi sonucunda sol sütunda çalışan isimleri yer almakta ve cday (takvim günü) seçeneği ile kullanıcıdan bir başlangıç tarihi alınarak tarihler ve mesai dışı günler gösterilebilmektedir. Ayrıca, Şekil 6'da görüldüğü üzere aynı özelliklere sahip Html çıktısı da elde edilebilmektedir. Operasyonların üzerine fare ile gelindiğinde operasyon ismi, çalışan ismi, tarih bilgisi, vardiya bilgisi pop-up pencere özelliği ile görülebilmektedir.

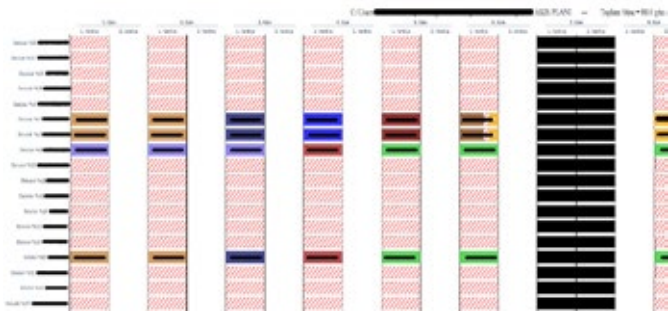


Şekil 6. Örnek HTML Çıktısı

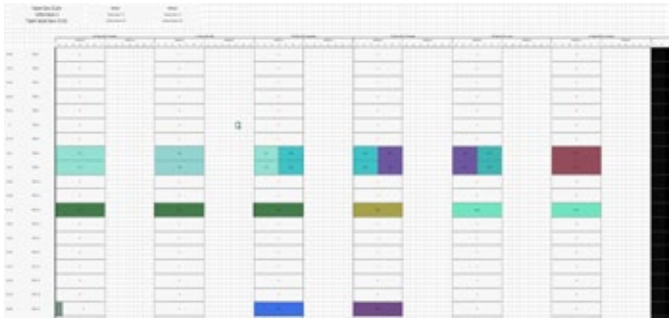
B. Elde Edilen Bulguların Yorumlanması

Mevcut veri setleri doğrultusunda MHDP, sezgisel bir algoritma ile çözülmüştür. Tasarlanan program Python programlama dili ile kodlanmıştır. Uygun veriler programda çalıştırıldığında kurumun belirlemiş olduğu problem kısıtları da dikkate alınarak hem iş hem takvim günü cinsinden en uygun çizelgeyi oluşturmaktadır. Ek olarak, hattın ve kaynakların doğru, verimli kullanılabilmesi için yapılan araştırmalar sonucunda işlem sayısının fazla ve müşteri talebi hızının yüksek olması sebebiyle iş istasyonları arasındaki bekleme sürelerinin en aza indirgenmesi hedeflenmiştir. İşlemlerin en kısa sürede tamamlanması, maliyetin minimum seviyede tutulması, iş istasyonlarındaki insan gücünün optimize edilmesi ve problemde mevcut olan kısıtların düzgün bir biçimde dağıtılması sağlanmıştır. İstasyonlara farklı kalifikasyonlara sahip işçiler atanarak iş gecikmelerinin önüne geçilmeye çalışılmış ve sonuç olarak hat dengelenmiştir. Hedeflenen isterler sağlanmış ve farklı özelliklere sahip üretim hatlarına ait çeşitli çıktılar elde edilmiştir.

C. Mevcut Sistem İle Tasarlanan Sistemin Karşılaştırılması



Şekil 7. Mevcut Sistem Çıktısı



Şekil 8. Tasarlanan Sistem Çıktısı

Şekil 7 ve Şekil 8'de görüldüğü üzere, yapılan pilot çalışma sonucunda örnek bir iş için çevrim süresinin 88-82=6 takvim günü azaldığı görülmektedir. Bunun yanı sıra, mevcut sistemdeki çizelgelemedeki personel doluluk oranının arttığı gözlemlenmiştir. Kaynaklar daha etkin kullanılmıştır.

Mevcut sistemdeki çıktıda, başlangıç tarihi seçilebilir olmadığından çıktıda tarih ve günler görülememektedir. Tasarlanan sistem, başlangıç tarihine göre tüm tarihleri göstermektedir.

Örnek çıktıları verilen işin mevcut ve tasarlanan sistemdeki çevrim süreleri dikkate alındığında; mevcut sistemde 140 vardiya = 140*7 = 980 saat çalışma; tasarlanan sistemde 131 vardiya = 131* 7 = 917 saat çalışma öngörülmektedir. Bu durumda her bir vardiya için gerekli çalışma süresi 917/140 = 6.55 saat olmaktadır. 1 vardiya için tasarruf edilen çalışma süresi 27 dakikadır. Bir vardiya 7*60 = 420 dakika olduğundan 27/420= %6.5 iş gücü tasarrufu sağlanmıştır.

İş paketinin çevrim süresinin 917 saat olduğu göz önüne alınırsa, geliştirilen sistem her 1 gün = 2 vardiya için aynı kaynaklarla (27*2)/(917*60) = 0.001 adet ekstra iş çıkarılabilmesini mümkün kılmaktadır. Yılda ortalama 250 iş günü olduğu göz önüne alınırsa, yapılan dengeleme ile bir yılda 250*0.001 = 0.25 adet fazladan üretim sağlanabilmektedir.

V. PROJE EKİBİNİN KAZANIMLARI VE TUSAŞ'A OLASI KATKISI

A. Proje Ekibinin Kazanımları

Karar destek sistemi tasarımı ile proje ekibi; montaj hattı dengeleme problemlerinin kısıtları ve çözüm yaklaşımları ile ilgili çeşitli yöntemleri inceleyerek sezgisel bir algoritma geliştirme konusunda kendilerini geliştirme fırsatı bulmuştur. Aynı zamanda teorik olarak bilinen çeşitli algoritmaların somut bir çıktıya dönüştürülmesi, pratik bilgilerini geliştirmiş olup tasarlanan sistemin kurumda kullanılması ve mevcut durumu iyileştirmesi, montaj hatları konusundaki bilgilerini de geliştirmiştir.

B. TUSAŞ'a Olası Katkısı

Tasarlanan program ile yönetici seviyesindeki çalışanlar ve sahadaki mühendisler;

- Mevcut kaynaklar ve yetkinlik seviyeleri göz önüne alınarak bir ürünün kaç günde bitebileceğini öngörebilir.
- Vardiya ve işçilerin çeşitli özellikleri değiştiğinde çevrim süresinde oluşabilecek değişimleri gözlemleyebilir.
- Paralel cojilerden bazılarının devre dışı bırakılması veya devreye alınması durumunda; çevrim süresi, işçi sayısı ve üretim miktarında meydana gelebilecek değişimleri gözlemleyerek, hangi koşullar altında

hedeflenen üretim miktarına ulaşabildiğini tespit edebilir.

- Hedeflenen ve gerçekleşen üretimi karşılaştırarak ilerleme oranlarını görebilir ve buna bağlı olarak aksiyon adımları oluşturabilir.

Oluşturulan karar destek sistemi sayesinde; üretim sahası simule edilmiş, sahanın mevcut kısıtlar ve koşullar altında nasıl davranacağı optimal haliyle ortaya koyulmuştur.

Çevrim zamanının minimize edilmesi, maliyetlerin azaltılması, personel doluluk oranlarının arttırılması, işçilerin ve operasyonların çizelgelenmesi, hattın ve kaynakların etkin bir şekilde kullanılması sağlanmıştır. Firmada kullanılan mevcut sistem ile tasarlanan sistem arasındaki farklar, yapılan iyileştirmeler ve firmaya sağlanan faydalar örnek çıktılar ile açıklanmıştır.

Gerçekleştirilen projenin sonucunda, firmanın üretim sahasında kullanabileceği bir program oluşturulmuştur. Kullanıcı dostu, anlaşılır bir ara yüze sahip olan program kuruma iletilmiş ve sistem otomatik bir hale getirilmiştir. Kısıtlar dahilinde geliştirilen algoritmalar, teknoloji ile entegre hale getirilmiştir.

VI. Öneriler, Alınan Dersler ve Gelecek Çalışmalar

Gerçekleştirilen çalışma ile sadece bir ürün ile değil kurumun tüm ürünlerine etki etmesi ve her ürün için kullanılabilmesi planlanmaktadır. Projenin sürdürülebilir ve geliştirilebilir olmasına önem verilmiştir.

VII. Bilgilendirme

Bu problemin çözüm aşamasında kullanılan yöntem ve yaklaşım doğrultusunda patent başvurusu yapılması uygun görülmüştür. Gerekli evraklar proje ekibi tarafından kuruma iletilmiştir.

Kaynaklar

[1] Erel, E. & Sarin, S.C. (1998). *A survey of the assembly line balancing procedures.*

[2] Kellegöz, T. & Toklu, B. (2012). *An efficient branch and bound algorithm for assembly line balancing problems with parallel multi-manned workstations. Computers & Operations Research*, 39(12), 3344-3360.

[3] Leung, J. Y. 2004. *Handbook of scheduling: algorithms, models, and performance analysis*, Chapmann & Hall/CRC Press.

[4] Gökçen, H.,(2011). *Yönetim Bilgi Sistemleri*, Ankara: Alemdar Kırtasiye

[5] Karahan, Y. D., ve Ezin, Ö. G. (2014). *PERT-CPM Tekniğiyle Bir İnşaatın Yapım Süresi ve Maliyetlerinin Optimizasyonu.* Bartın Üniversitesi İ.İ.B.F. Dergisi, 10(5), s. 73-88.

Müşteri Memnuniyeti Çalışması
Customer Satisfaction Study

Öğrenci – 1
Tuba Nur Arıkan
Gazi Üniversitesi
Endüstri Mühendisliği
Ankara,Türkiye
tubanur9803@gmail.com

Öğrenci – 2
Bahar Başak Eğlence
Gazi Üniversitesi
Endüstri Mühendisliği
Ankara,Türkiye
eglencebahar@gmail.com

Öğrenci – 3
Begüm Altıntaş
Gazi Üniversitesi
Endüstri Mühendisliği
Ankara,Türkiye
begumaltntas15@gmail.com

Akademik Danışman
Dr. Öğr. Üyesi Fatma Yeşim Kalender Öksüz
Gazi Üniversitesi
Endüstri Mühendisliği
Ankara,Türkiye
fyesim@gazi.edu.tr

Sanayi Danışmanı
Muammer Aydınlı
Türk Havacılık Uzay Sanayii
Ankara, Türkiye
maydinli@tai.com.tr

***Özetçe*—Bu makalede Türk Havacılık ve Uzay Sanayii LIFT UP Sanayi Odaklı Bitirme Projeleri Programı kapsamında yürütülen, Müşteri Memnuniyeti Çalışması hakkında bilgiler yer almaktadır. Çalışmanın ilk kısmında problem tanımı yapılmıştır ve izlenecek adımlar açıklanmıştır. Havacılık ve savunma sektöründeki müşteri memnuniyetine yönelik literatür çalışmaları araştırılmış ve açıklanmıştır. Bu problemin çözümü için kullanılan bazı ölçüm yöntemleri incelenmiştir. Sonrasında havacılık ve savunma sektöründeki yerli ve yabancı firmaların müşteri memnuniyeti ile ilgili yaptıkları çalışmalar detaylı olarak açıklanmıştır. Yapılan araştırmalar sonucunda Analitik Hiyerarşi Prosesi (AHP) yöntemi metrik ağırlıkları bulmada kullanılmıştır. Çıkan sonuçlar incelenmiş ve son olarak da firmaya bazı öneriler sunulmuştur. Çalışma, Gazi Üniversitesi öğrencileri tarafından, TUSAŞ sanayi danışmanları ile yürütülmüştür.**

Anahtar Kelimeler —müşteri memnuniyeti, AHP, metrik ağırlığı.

***Abstract*— This article contains information about the Customer Satisfaction Study conducted within the scope of the Turkish Aerospace Industry LIFT UP Industry-Oriented Finishing Projects Program. In the first part of the study, the problem definition was made and the steps to be followed were explained. The literature studies on customer satisfaction in the aviation and defense sector have been researched and explained. Some measurement methods used to solve this problem have been studied. After that, the studies of domestic and foreign companies in the aerospace and defense sector related to customer satisfaction were explained in detail. As a result of the research conducted, the Analytical Hierarchy Process (AHP) method was used to find metric weights. The results obtained were examined and finally some suggestions were presented to the company. The study was conducted by Gazi University students under the supervision of TUSAŞ mentors.**

Keywords —customer satisfaction, AHP, metric weight.

I. GİRİŞ VE PROBLEM TANIMI

Savunma ve havacılık sanayisi ürünleri, algılayıcı sistemler, silah, haberleşme, komuta kontrol sistemleri, taşıyıcı platformları (tank, gemi, uçak vb.) gibi ana, tali parçalar ve alt sistemlerin birleşmesinden oluşan karmaşık bir yapıdadır. Genel olarak tüm dünyada savunma ve havacılık sanayisi katma değeri yüksek olan, teknolojik gelişmelerin çok yaşandığı bir sektördür. Türkiye'de savunma ve havacılık sanayisinde son dönemde sistem entegrasyonu kabiliyetine ulaşılmış ve ürünlerin yerli üretildiği aşamaya gelinmiştir. Bu sayede dışa bağımlılık oranını azaltmayı hedefleyerek Türk savunma sanayisinin geliştirilmesi amaçlanmıştır. Bu amaç doğrultusunda firmalar Ar-Ge, nitelikli iş gücü, yüksek teknoloji alt yapılarla çalışmalar yapmaktadırlar. Savunma ve havacılık sektörünün önde gelen yabancı ve yerli firmaları Locheed Martin, Thales, Boeing, Airbus, Aselsan, Roketsan, Türk Havacılık ve Uzay Sanayi olarak sayılabilir. Bu çalışmanın yapıldığı firmada Türkiye'nin önde gelen savunma ve havacılık firmalarından Türk Havacılık ve Uzay Sanayi'dir. Aynı zamanda bu firma sektörün lokomotifi durumundadır.

Firmaların yaptıkları çalışmaların sürdürülebilir olması için müşterilerinin beklentilerini karşılayarak onları memnun etmesi gerekmektedir ve bu memnuniyet düzeyini somut olarak ölçmesi gerekmektedir. Bu çalışmanın da konusu olan Müşteri Memnuniyeti çalışmasında bu kısmın detaylı olarak incelenmesi amaçlanmaktadır.

Her işletme için müşteriyi memnun etme en önce gelen sorunlardan biridir. İşletmenin çalışmaya devam edebilmesi ve uzun soluklu işler yapabilmesi için müşteriyi memnun edip güvenini kazanmak işletmenin en önemli hedefidir. Müşteri, ihtiyaçlarının karşılanmasını ve verilen sözlerin yerine getirilmesini talep eder. Bu talepleri karşılayıp müşteriyi memnun etmek ise işletmenin sorumluluğundadır. Doğru adımlar izlendiğinde ve müşteri odaklı çalışmalar yürütüldüğünde müşteri memnuniyeti de sağlanmış olur. Bu memnuniyetin incelenmesi için bazı uygulamalar mevcuttur. Müşteri memnuniyeti probleminin incelenmesi ve ölçülmesi adına TUSAŞ firması ile birlikte bu çalışmanın yapılması amaçlanmaktadır.

II. ARAŞTIRMA YÖNTEMLERİ

A. Literatür Taraması

Müşteri memnuniyeti konusunda yapılan literatür araştırmalarına bakıldığında müşteri memnuniyeti ölçümü hakkında birçok farklı yöntem kullanıldığı görülmüştür. Bu yöntemlerden bazıları Müşteri ilişkileri yönetimi sistemi, çok kriterleri karar verme yöntemleri, hizmet kalitesi ölçüm yöntemleri gibi başlıklar altında sıralanabilir.

B. Firma Araştırması

Öncelikli olarak firma araştırması için TUSAŞ'ın bulunduğu sektör incelenmiştir. Sonrasında sektörün önde gelen firmalarının müşteri memnuniyeti ile ilgili yaptıkları faaliyetler detaylı olarak araştırılmıştır.

Araştırmalar sonucunda bulunan faaliyetler şunlardır: Müşteri destek merkezi, müşteri destek portalları, müşteri için web siteler, memnuniyet anketleri.

III. UYGULAMA

Araştırmalar sonucunda uygulamada AHP yöntemi seçilmiştir. Uygulamada amaçlanan memnuniyet skorunun daha analitik olarak hesaplanması için müşteri memnuniyeti anketinde kullanılan metrik ağırlıklarının belirlenmesi için kullanılmaktadır.

Çalışmada belirlenen metrikler Tablo I, Tablo II ve Tablo III'de gösterilmiştir.

TABLO I. MEMNUNİYET METRİKLERİ

Yapısal Ürün Memnuniyet Metrikleri	Özgün Ürün Memnuniyet Metrikleri
Kalite	Kalite
Teslimat	Teslimat
Satış Sonrası Hizmet	Satış Sonrası Hizmet
Mühendislik ve Tasarım	Mühendislik ve Tasarım
Bağlılık	Güvenilirlik
Güvenilirlik	İletişim
İletişim	

TABLO II. YAPISAL VE ÖZGÜN ÜRÜNLERİN GENEL MÜŞTERİ MEMNUNİYETİ SKORUNA ETKİ EDEN KRİTERLER

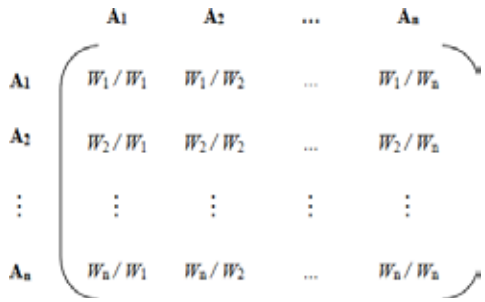
Yapısal Ürünlerin Genel Müşteri Memnuniyet Skoruna Etki Eden Kriterler	Özgün Ürünlerin Genel Müşteri Memnuniyet Skoruna Etki Eden Kriterler
Müşteri Değerlendirme Raporu Puanı	Kalite Puanı
Kalite Puanı	Müşteri Memnuniyet Anketi Puanı
Müşteri Memnuniyet Anketi Puanı	Teslimat Puanı
Teslimat Puanı	

TABLO III. GENEL MÜŞTERİ MEMNUNİYETİ SKORUNA ETKİ EDEN KRİTERLER

Genel Müşteri Memnuniyeti Skoruna Etki Eden Kriterler
Yapısal Projeleri Genel Müşteri Memnuniyeti Puanı
Ürün Projeleri Genel Müşteri Memnuniyeti Puanı

Bu metrikler için aşağıda belirtilen AHP yöntemi uygulanmıştır.

Metrikler oluşturulduktan sonra Şekil 1'de gösterilen ikili karşılaştırma matrisleri oluşturulmuştur. Bu matrisler için Tablo IV'de belirtilen önem değerleri kullanılmıştır.



Şekil 1. İkili Karşılaştırma Matrisi

TABLO IV. KARŞILAŞTIRMA ÖRNEĞİ (COMPARISON EXAMPLE)

Önem Derecesi	Tanım	Açıklama
1	Eşit derecede önem	İki faaliyet amaca eşit düzeyde katkıda bulunuyor.
3	Orta derecede önem	Tecrübe ve yargı bir faaliyeti diğerine orta derecede tercih ettiriyor.
5	Kuvvetli derecede önem	Tecrübe ve yargı bir faaliyeti diğerine kuvvetli bir şekilde tercih ettiriyor.
7	Çok kuvvetli derecede önem	Bir faaliyet güçlü bir şekilde tercih ediliyor ve baskınlığı uygulamada rahatlıkla görülüyor.
9	Mutlak derecede önem	Bir faaliyetin diğerine tercih edilmesine ilişkin kanıtlar büyük güvenilirliğe sahip.
2, 4, 6, 8	Ara değerler	Uzlaşma gerektiğinde kullanılmak üzere iki ardışık yargı arasındaki değerler.

İkili karşılaştırma matrislerinin tutarlılıkları kontrol edilir. Bunun için Eşitlik (1) kullanılarak tutarlılık indeksi hesaplanır.

$$CI = \frac{\lambda_{max} - n}{n - 1} \quad (1)$$

Bu oranın hesaplanabilmesi için alternatiflerin sayısına karşılık gelen RI Tablo V'de değeri bulunur. Daha sonra Eşitlik 2 yardımıyla tutarlılık oranı hesaplanır.

TABLO V. RASSAL İNDEX (RANDOM INDEX)

n	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15
RI	0	0	0,58	0,90	1,12	1,24	1,32	1,41	1,45	1,49	1,51	1,48	1,56	1,57	1,59

$$CR = \frac{CI}{RI} \quad (2)$$

CR<0,1 ise karar matrisi tutarlıdır. CR>0,1 ise matris tekrar gözden geçirilip tutarlı hale getirilmesi sağlanır.

Tüm elemanlarının öncelikleri hesaplandıktan sonra bu değerlerin sentezi gerçekleştirilir. Önceliklerin bulunması için matristeki her satırın toplamı bulunur ve her toplam satırların toplamına bölünür. Negatif kriter ise çarpmaya göre tersi alınıp

hesaplanır. Değerlendirilen kriterlerin öncelikleri alternatiflerin öncelikleriyle çarpılıp toplanarak birleştirilir. Elde edilen sonuçlardan en yüksek değer alternatif seçilir

IV. SONUÇ

Bu çalışmada ilk olarak problem tanımı ve izlenecek adımlar açıklanmıştır. Literatür taraması ile havacılık sektöründe müşteri memnuniyeti ile ilgili çalışmalar incelenmiştir. Literatür taramasının ardından havacılık sektöründe önde gelen bazı firmaların müşteri memnuniyeti ile ilgili yaptıkları çalışmalar detaylı olarak incelenmiştir. Çalışmanın asıl amacı olan memnuniyet metriklerinin ağırlıklandırılması için kullanılacak olan çok kriterli karar verme yöntemleri detaylı olarak açıklanmış ve bunlardan AHP yöntemi seçilmiştir.

Çalışmada uygulanan AHP yöntemi sonucu olarak sırası ile yapısal ürünler için oluşturulan metriklerde kalitenin en önemli metrik olduğu görülmüştür. Ardından mühendislik ve tasarım, teslimat, güvenilirlik, satış sonrası hizmet, iletişim ve bağlılık metriklerinin geldiği gözlemlenmiştir.

Özgün ürünler için oluşturulan metriklerde ise mühendislik ve tasarım ile satış sonrası hizmetin eşit derecede ve en yüksek öneme sahip olduğu görülmüştür. Sonrasında kalite, güvenilirlik, iletişim, teslimat metriklerinin geldiği gözlemlenmiştir.

Müşteri memnuniyeti anketi metriklerinin ağırlıklandırılmasının ardından yapısal ve özgün ürünlerin genel memnuniyet skoruna etki eden metrikler için de bir AHP uygulaması yapılmıştır. Bu metrikler müşteri değerlendirme raporu puanı, kalite puanı, müşteri memnuniyeti anketi puanı ve teslimat puanıdır. Bu dört metrik yapısal ürünler için incelendiğinde müşteri değerlendirme raporu puanının en yüksek öneme sahip olduğu görülmüştür. Ardından müşteri memnuniyeti anketi puanı, kalite puanı ve teslimat puanı gelmektedir.

Özgün ürünler için ise müşteri değerlendirme raporu puanı harici diğer üç metrik incelenmiştir. Bunlardan en yüksek öneme sahip olanı müşteri memnuniyeti anketi puanıdır. Sonrasında kalite puanı ve teslimat puanı gelmektedir.

Son olarak uygulanan AHP çalışmasında ise genel müşteri memnuniyet skoruna etki eden iki metrik incelenmiştir. Bunlar yapısal projeleri genel müşteri memnuniyeti puanı ve özgün ürün projeleri genel müşteri memnuniyeti puanıdır. Bunların ağırlıkları eşit olarak belirlenmiştir.

Yapılan bütün hesaplamalar sonucunda da metriklerin ikili karşılaştırılmalarının tutarlı olduğu gözlemlenmiştir.

Çalışmanın sürdürülebilir olması amacıyla AHP uygulaması Excel aracılığıyla yapılmıştır. Firma herhangi bir metriği değiştirdiğinde izleyeceği adımlar kulanım kılavuzunda açıklanmıştır ve metrik ağırlıkları formüller sayesinde otomatik olarak hesaplanmaktadır.

V. PROJENİN TUSAŞ'A VE PROJE EKİBİNE KATKISI

TUSAŞ'ın bu çalışmayla yapılan uygulamayı kullanması sonucunda müşteri memnuniyet skoru daha doğru hesaplanabilmektedir. Çalışmanın sürdürülebilir özelliği sayesinde firma bünyesinde olası değişimlere karşı uyum sağlayabilmektedir.

Bitirme projesi sürecinde Müşteri Memnuniyeti Çalışması konulu proje için birçok farklı makale ve firmalar incelenmiştir. Bu incelemeler sonucu müşteri memnuniyetinin önemi kavranmıştır. Proje ekibimiz bu süreçte ekip çalışması, araştırma ve analiz ve proje yürütme yeteneklerini geliştirmiştir.

VI. ÖNERİLER

Çalışma sırasında incelenen literatür taraması ve havacılık sektöründeki firmaların müşteri memnuniyeti ile ilgili yaptıkları faaliyetler sonuncunda TUSAŞ firmasına yapılabilecek öneriler aşağıdaki gibidir:

İlk olarak firma bünyesinde müşteri ilişkilerinin kontrolü, müşteri memnuniyeti için yapılan faaliyetlerin sürdürülmesi ve sistemli bir şekilde yapılabilmesi için müşteri ilişkileri birimi adı altında bir departman kurulabilir. Bu birim sayesinde yapılan faaliyetlerin raporlanması ve bu raporların sonucunun ilgili birimlere iletilmesi kolaylaşacaktır. Alınan raporlara göre birimlerin izleyeceği yollar ve yapılacak planlar daha sistematik yürütülebilir. Müşteriler, ilgili Müşteri Hizmetleri uzmanlarıyla iletişim kurarak ürün tesliminde ve kullanımında operasyona hazır olmaları için, müşterilere Malzemeler ve Araçlar, Eğitim, Bakım ve Uçuş Operasyonları kılavuzları ve Uçuş Operasyonları hazırlıkları konusunda yardım alabilirler.

Müşteri memnuniyeti ölçmek için kullanılan anket yönteminin zaman alıcı olmasından dolayı alternatif bir yöntem olarak alınan hizmet ya da ürün sonrası alıcı firmadaki ilgili kişiye giden kısa bir mesaj ya da arama ile alınan hizmet veya üründen memnun olup olmadığı hakkında genel ve hızlı bir izlenim elde edilebilir.

Firmada eğer müşteri ilişkileri birimi kurulması uygun bulunmaz ise müşteri destek uzmanı olarak bir uzman atanabilir. Bu uzmanın müşteri ilişkilerinin sağlanması, memnuniyet ölçmek için düzenli aralıklarla müşteri ile yüz yüze veya online olarak çalıştay düzenlenmesi gibi görevleri olabilir. Aynı zamanda bu çalışan direk olarak müşteriye giderek bu çalışmaları yapabilir. Bu çalışmalar sayesinde müşterinin istek ve ihtiyaçları dinlenerek firmaya olan güveni ve bağlılığı da artırılabilir.

Firmada uygulanan anket için değerlendirmede kullanılan 10'lu ölçek yerine bu sayı azaltılarak örneğin 5'li Likert Ölçeği kullanılabilir. Bu sayede anketi cevaplayan kişinin karar vermesi kolaylaşabilir ve anket doldurma oranları da artabilir.

Müşteri destek portalı geliştirilerek müşterilerin ürün kullanımı sırasında yaşadığı sorunları ve şikayetleri belirteceği bir imkan sağlanabilir. Bu sayede elde edilen sonuçlar incelenerek bunlara yönelik detaylı ve iyileştirici çalışmalar yapılabilir.

Müşterilere özel bir forum oluşturularak, müşterilerin fikirlerini ve ürün ile ilgili deneyimlerini paylaşabilecekleri bir imkan sağlanabilir. Alınan sonuçlar ile iyileştirmeler yapılabilir. Bu forumda ayrıca müşterilerin hızlı bilgi alabileceği operasyonel ve teknik bilgilerin yer aldığı bir alan olabilir. Aynı zamanda sıkça sorulan sorular bölümü eklenerek müşterilerin sorularına hızlı bir şekilde cevap bulması sağlanabilir.

KAYNAKLAR

[1] Uludağ, A. S., Doğan, H. (2016). *Çok Kriterli Karar Verme Yöntemlerinin Karşılaştırılmasına Odaklı Bir Hizmet Kalitesi Uygulaması.*

[2] Arslan, R. (2018). *Çok Kriterli Karar Verme Yöntemlerinin Karşılaştırılması Ve Bütünleştirilmesi: Oecd Verileri Üzerine Bir Uyg*ulama.

[3] Agarwal, I., & Gowda, K. R. (2020). The effect of airline service quality on customer satisfaction and loyalty in India.

[4] Batouei, A., Iranmanesh, M., Mustafa, H., Nikbin, D., & Ping, T. A. (2020). Components of airport experience and their roles in eliciting passengers' satisfaction and behavioural intentions.

[5] Gambo, M. K. (2016). Servıce Qualıty And Customer Satısfactıon Among Domestıc Aır Passengers In Nıgerıa Musa Kasuwar Kuka Gambo Kano State Polytechni.

[6] Gupta, A., Arif, M., & Williams, A. (2013). Customer Ser omer Service in A vice in Aviation Industr viation Industry – An Explor y – An Exploratory Analysis y Analysis of UAE Airports.

[7] Gupta, R. K., Belkadi, F., Buergy, C., & Bitte, F. (2017). Gathering, evaluating and managing customer feedback during aircraft production.

[8] Gümüş, C. (2014). Müşteri Memnuniyeti Ve Müşteriyi Elde Tutmanın Müşteri Sadakatine Etkisi: Bir Araştırma, Afyon Kocatepe Üniversitesi, Sosyal Bilimler Enstitüsü İşletme Anabilim Dalı, Yüksek Lisans Tezi.

Radar Sinyallerini Absorbe Eden Malzemelerin Elektromanyetik Karakterizasyonu İçin Sistem Tasarımı ve Matemetiksel Modeli

A Study on Electromagnetic Characterization System Design of Radar Absorbing Materials and Mathematical Modeling

Öğrenci – 1
Ömer Mert Akça
Gazi Üniversitesi
Elektrik – Elektronik Mühendisliği
Ankara, Türkiye
omertakca@gmail.com

Öğrenci – 2
Pakize Sakallı
Gazi Üniversitesi
Elektrik – Elektronik Mühendisliği
Ankara, Türkiye
pakizesakalli.1998@gmail.com

Öğrenci – 3
Ceren Oçak
Gazi Üniversitesi
Elektrik – Elektronik Mühendisliği
Ankara, Türkiye
ockceren@gmail.com

Akademik Danışman
Dr. Öğr. Üyesi Yaser Dalveren
Atılım Üniversitesi
Elektrik – Elektronik Mühendisliği
Ankara, Türkiye
yaser.dalveren@atilim.edu.tr

Akademik Danışman
Prof. Dr. Ali Kara
Gazi Üniversitesi
Elektrik – Elektronik Mühendisliği
Ankara, Türkiye
akara@gazi.edu.tr

Sanayi Danışmanı
Aziz Taner Astarlıoğlu
Türk Havacılık Uzay Sanayii
Ankara, Türkiye
aziztaner.astarlioglu@tai.com.tr

***Özetçe*— Bu çalışma temel olarak, hedeflerin radarlar tarafından tespit edilebilme olasılığını düşürme amacıyla kullanılan nanomalzemelerin elektromanyetik iletim ve yansıma karakteristiği ölçümünün düşük maliyetli ve hızlı bir şekilde sonuç alınmasını sağlayan bir ölçüm sistem tasarlanmıştır. Tasarlanan ölçüm sisteminin doğrulanması için dalga kılavuzu yöntemi ile vektör network analizörü kullanılarak çeşitli nanomalzeme numunelerinin saçılma parametreleri ölçülmüştür. Ayrıca tasarlanan ölçüm sistemi, çeşitli elektromanyetik dalga yayılım yöntemleri kullanılarak matematiksel olarak modellenmiş ve tasarımın boyutsal parametreleri belirlenmiştir.**

Anahtar Kelimeler — nanomalzeme; dalga kılavuzu; vektör network analizörü; saçılma parametreleri.

***Abstract*— This study aims to provide a system that measures the electromagnetic reflection and transmission characeristics of radar absorbing nanomaterials in a quick and inexpensive manner. In the study, the designed system was validated by measuring scattering parameters by vector network analyzer with the waveguide method. Besides, the measurement system was mathematicially modelled by electromagnetic wave propagation methods to specify dimensional parameters of designed measurement system.**

Keywords — nanomaterial; waveguide; vector network analyzer; scattering parameters.

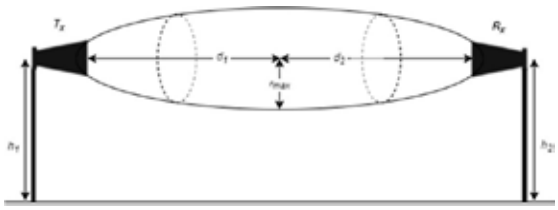
I. Problem Tanimi

Elektronik harp sistemlerinin önemli bir parçası olan radarların gelişimine bağlı olarak, radar menziline giren hedefler çeşitli yöntemlerle tespit edilebilmektedir. Buna karşın, radar menzili içerisindeki bir hedefin görünürlüğünü en aza indirebilmek için çeşitli nanomalzemeler kullanılmaktadır. Bu nanomalzemelerin en temel özelliği, elektromanyetik sinyalleri soğurma karakteristiğinin yüksek ve yansıtma karakteristiğinin düşük olmasıdır. Bu nanomalzemelerin iletim ve yansıma karakteristiklerini belirlemek için yüksek teknolojili ve hassas ölçüm sistemleri kullanılmaktadır. Ayrıca bu sistemler, yüksek maliyetli olmakla birlikte kullanılabilmeleri için özel olarak tasarlanmış ortamlar gerektirmektedir. Bu sebeple, herhangi bir malzemenin elektromanyetik geçirgenlik testlerinin hızlı, sürdürülebilir, uygulanabilir ve pratik bir şekilde gerçekleştirilebilmesi için düşük maliyetli yeni bir ölçüm sistemine ihtiyaç duyulmaktadır.

II. Gerçekleşirilen Araştirma Faaliyetleri

A. *Fresnel Alanı*

Alıcı ve verici antenler arasında sorunsuz bir iletim sağlanması için belirli bir hacmin her türlü engelden arınmış olması gerekir. Eğer bu hacim sağlanmazsa ileri yönde iletilen elektromanyetik dalgalar ile herhangi bir engel üzerinden yansıyan dalgalar arasında etkileşim oluşur [2].



Şekil 1 : Fresnel Alanı

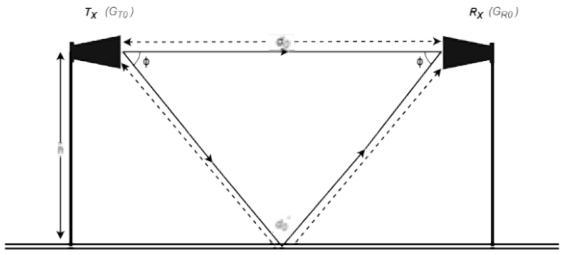
Fresnel bölgesi Şekil 1'de görüldüğü üzere, alıcı ve verici antenlerin odak noktasında bulunduğu bir dönel elipsoit hacimdir. Bu elipsoit hacmin maksimum yarıçapı *r* olmak üzere;

$$r = \sqrt{n \frac{\lambda d_1 d_2}{d_1 + d_2}} \quad (1)$$

eşitliği ile bulunur [7].

B. Street Canyon Modeli

Street Canyon modeli; belirli bir yol üzerinde, yolun her iki tarafında yer alan engeller üzerinden gerçekleşen elektromanyetik yayılımı modellemek için kullanılır [5]. Gerçekleşen bu elektromanyetik yayılım, kararlı ışın izleme modeli ile karakterize edilir [1].



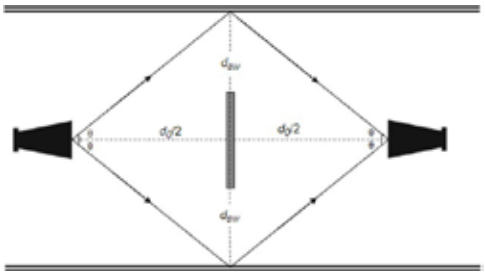
Şekil 2 : Çift Işınımlı Street Canyon Modeli

Street Canyon modeli, en temel haliyle Şekil 2'de görüldüğü gibi doğrudan iletilen ve yansıyan bir ışın modeli ile eşitlik 2'deki gibi ifade edilebilir. d doğrudan iletilen ışın yolu uzaklığı ve d' yansıyan ışın yolu uzaklığı olmak üzere;

$$E_0 = \sqrt{(G_{T0} G_{R0})} \frac{\lambda}{4\pi} \left(\frac{\exp(-j2\pi d_0/\lambda)}{d_0} + \Gamma \frac{exp(-j2\pi d_0'/\lambda)}{d_0'} \right) \quad (2)$$

eşitliği ile bulunur [9].

Dört ışınımlı Street Canyon modelinde çift ışınım modelindeki doğrudan iletilen ve zeminden yansıyan ışınlara ek olarak, yolun her iki tarafından da yansıyan ışınları göz önünde bulundurmak gerekmektedir.

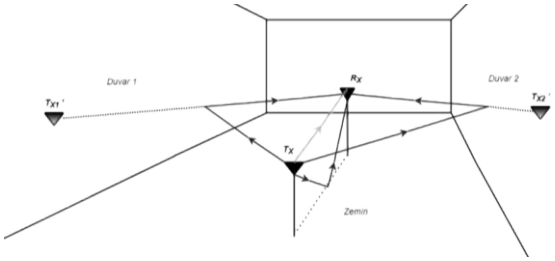


Şekil 3 : Dört Işınımlı Street Canyon Modeli Yatay Eksen Işınları

Şekil 3'te, doğrudan iletilen, zeminden ve her iki duvardan yansıyan ışınlar gösterilmektedir. Dolayısıyla alıcı antendeki toplam elektrik alan;

$$E_{four\text{-}ray} = E_0 + \sum_{i=1}^{2} \sqrt{(G_{Ti} G_{Ri})} \frac{\lambda}{4\pi} \left(\frac{exp(-j2\pi d_i/\lambda)}{d_i} \right) \quad (3)$$

olarak ifade edilir [9].

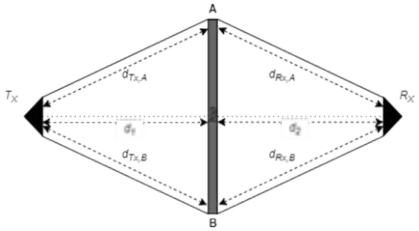


Şekil 4 : Dört Işınımlı Street Canyon Modeli

C. Multiple Knife Edge Diffraction Modeli

Fresnel bölgesi içerisinde elektromanyetik yayılımı etkileyecek bir engel olduğu durumlarda oluşacak kayıpları saptamak için Multiple Knife Diffraction Edge Modeli kullanılabilir [8].

MKED modelinde oluşan kırınımlar, Fresnel bölge içerisindeki cisim basit geometrik yapılar kullanılarak yaklaşık olarak hesaplanabilir [6]. Bu modelde, hesaplamaları kolaylaştırmak için öncelikle cismin yüksekliği dikey eksende sonsuz kabul edilmiştir.



Şekil 5 : Nanomalzeme Numunesinin Üst Görünümü

Şekil 5'teki iletimi etkileyen engel göz önünde bulundurularak yarı düzlem dikkate alındığında alıcı antendeki elektrik alan;

$$E = \frac{1+}{2} \left\{ \left(\frac{1}{2} - C(v) \right) - j \left(\frac{1}{2} - S(v) \right) \right\} E' \quad (4)$$

$$C(v) + S(v) = \int_0^v \exp\left(\frac{j\pi t}{2} \right) dt \quad (5)$$

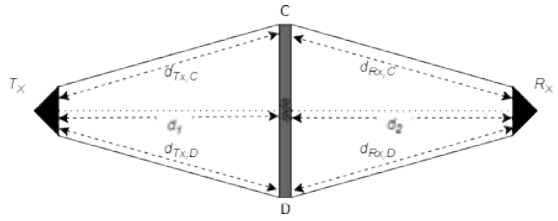
$$v = -h \sqrt{2 \left(\frac{1}{\lambda} + \frac{1}{d_1} \right)} \quad (6)$$

$$E' = \frac{\lambda}{4\pi(d_1 + d_2)} e^{(-j2\pi f \frac{d_1 + d_2}{c})} \quad (7)$$

$$E_{MKED,h} = E_A e^{(-j2\pi f \frac{\Delta d_A}{c})} + E_B e^{(-j2\pi f \frac{\Delta d_B}{c})} \quad (8)$$

eşitlikleri ile bulunur [9].

Cisim yatayda sonsuz uzunlukta kabul edildiğinde ise;



Şekil 6 : Nanomalzeme Numunesinin Yan Görünümü

$$E_{MKED,v} = E_C e^{(-j2\pi f \frac{\Delta d_C}{c})} + E_D e^{(-j2\pi f \frac{\Delta d_D}{c})} \quad (9)$$

olmak üzere toplam elektrik alan;

$$E_{MKED} = E_{MKED,h} + E_{MKED,v} \quad (10)$$

eşitliği ile ifade edilir [9].

D. Ortam Değiştiren Elektromanyetik Dalganın İletim Modeli

Elektromanyetik özellikleri bakımından homojen olan bir ortama gelen elektromanyetik dalganın bir kısmı malzeme ile ortam arasındaki ayırıcı yüzey üzerinden yansımaya uğrarken bir kısmı da iletilir. Burada, k dalga sayısı olmak üzere uzayda x yönünde yayılan bir elektromanyetik dalga;

$$E(x,t) = E_0 e^{j(kx-\omega t)} \quad (11)$$

denklemi ile gösterilir. Burada boş uzayın dalga numarası k_0,

$$k_0 = \frac{2\pi f}{c} \quad (12)$$

olmak üzere, α ve β ise dalga sayısı bileşenleri olmak üzere dalga numarası k;

$$k = k_0(\beta + j\alpha) \quad (13)$$

eşitliği ile bulunur [4].

Burada $\varepsilon' = \kappa'\varepsilon_0$ ve $\varepsilon'' = \kappa''\varepsilon_0$ olmak üzere dalga sayısı bileşenleri;

$$\beta = \kappa' \sqrt{\frac{1+\left(\frac{\kappa''}{\kappa'}\right)^2 + 1}{2}} \quad (14)$$

$$\alpha = k_0 \sqrt{\frac{1+\left(\frac{\kappa''}{\kappa'}\right)^2 - 1}{2}} \quad (15)$$

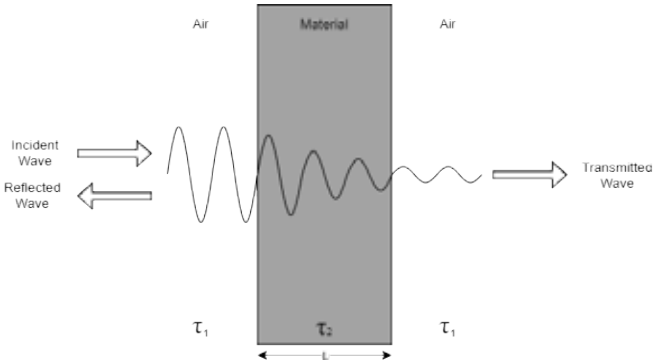
Bir ortamdan, başka bir ortama geçen elektromanyetik dalganın iletim katsayısı;

$$\tau = \left\{ \frac{\beta_1^2+\beta_1\beta_2+\alpha_1\alpha_2+\alpha^2}{(\beta_1+\beta_2)^2+(\alpha_1+\alpha_2)^2} + j \frac{\beta_2\alpha_1-\beta_1\alpha_2}{(\beta_1+\beta_2)^2+(\alpha_1+\alpha_2)^2} \right\} \quad (16)$$

eşitliği ile bulunur. Dolayısıyla, bir ortamdan başka bir ortama geçen elektromanyetik dalga;

$$E(x,t) = E_0 \tau e^{j(k_0\beta x-\omega t)} e^{-k_0\alpha x} \quad (17)$$

denklemi ile tanımlanır [4].



Şekil 7 : Bir dielektrik ortam içerisinden geçen elektromanyetik dalga

Bir malzeme içerisinden geçen elektromanyetik dalga ise, L malzeme kalınlığı $\tau_{1,2}$ ve $\tau_{2,1}$ ortamlar arası iletim katsayıları olmak üzere;

$$E(x,t) = E_0 \tau_{1,2} * \tau_{2,1} * e^{j(k_0\beta_1 x + k_0\beta_2 L - wt)} * e^{-k_0\alpha_2 L} \quad (18)$$

denklemi ile tanımlanır [4].

III. Araştirma Sonuçlari ve Çiktilar

A. Önerilen Model

Tasarlanan ölçüm sisteminin matematiksel olarak modellenebilmesi için Street Canyon Modelin ile MKED Modeli ve Ortam Değiştiren Elektromanyetik Dalganın İletim Modeli bütünleştirilerek yeni bir modelin kullanılması önerilmiştir. Dolayısıyla;

$$E_{int\,four\text{-}ray} = E_0' + \sum_{i=1}^{2} \sqrt{(G_{Ti}G_{Ri})} \frac{\lambda}{4\pi} \left(\frac{exp(-j2\pi d_i/\lambda)}{d_i} \right) \quad (19)$$

olmak üzere alıcı antendeki toplam elektrik alan,

$$E_{toplam} = E_{int\,four\text{-}ray} + E_{MKED} \quad (20)$$

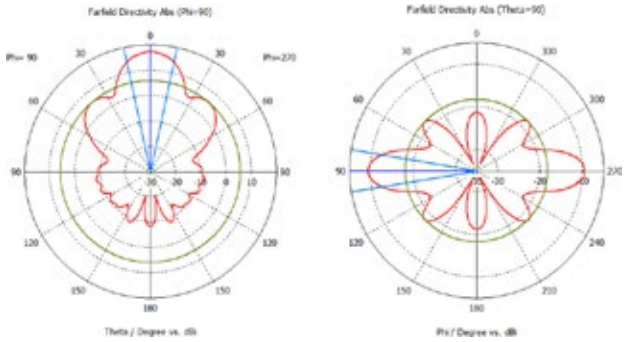
eşitliği ile bulunur.

eşitlikleri ile bulunur [4].

B. Matematiksel Model ve Çıktılar

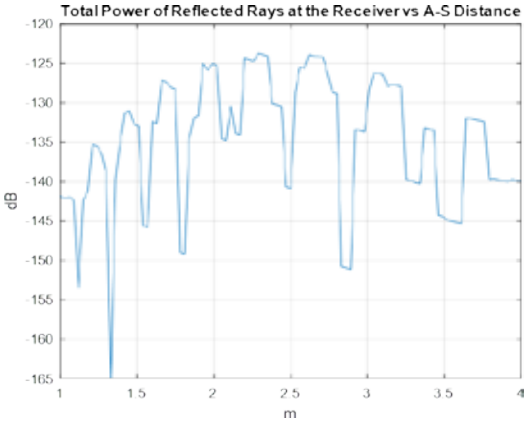
Ölçüm sisteminde anten ve malzeme arası mesafenin, antenin yerden yüksekliğinin, duvardan ve yerden yansımanın mümkün olduğu kadar az olması için gereken açı ve uzaklıkların en optimal şekilde belirlenmesi amacıyla sistemin MATLAB modellemesi yapıldı.

Kullanılacak anten CST Microwave Studio programı üzerinden modellendi. Modellenen antenin örüntüleri elde edilip MATLAB modelinde kullanılmak üzere MATLAB'a aktarıldı.



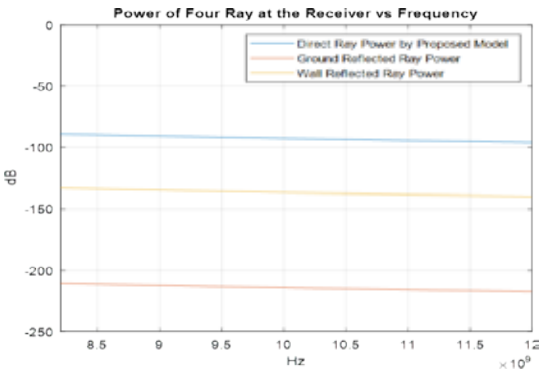
Şekil 8 : Huni Anten E Field ve H Field Işıma Örüntüsü

Oluşturulan ölçüm modelinde doğru sonuçlar elde edebilmek için yansıma ışınlarının minimum düzeyde olması gerekmektedir. Bu nedenle, alıcı ve verici antenler arasında bulunan nanomalzeme numunesinin her bir antene olan uzaklığı belirlenirken bu durum dikkate alınmıştır.



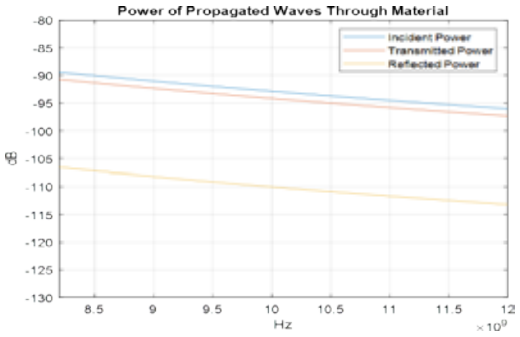
Şekil 9 : Yansıma Işınlarının Mesafeye Göre Alıcıdaki Antendeki Toplam Gücü

Ölçüm sisteminin kurulacağı laboratuvar koşulları göz önünde bulundurulduğunda tasarımın diğer parametreleri belirlenmiştir. Bunun sonucunda direkt ışının, zeminden ve duvardan yansıyan ışınlar ile olan ilişkisi Şekil 10'da gösterildiği gibi elde edilmiştir.



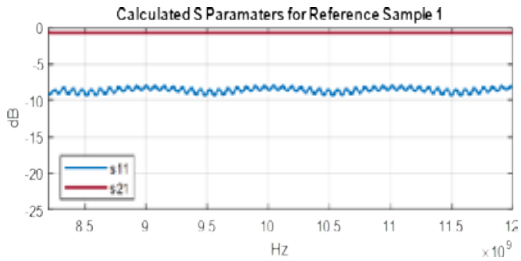
Şekil 10 : Malzeme Numunesi Üzerine Etki Eden ve Yansıyan Elektromanyetik Dalgaların Alıcı Antendeki Gücü

Buna ek olarak, nanomalzeme numunelerinin matematiksel olarak modellenmesi sonucu, nanomalzeme numunesi üzerine etki eden elektromanyetik dalganın saçılımı Şekil 11'de yer alan grafikte görülmektedir.



Şekil 11 : Malzeme Numunesi Gelen, Yansıyan ve Alıcı Antene Ulaşan Elektromanyetik Dalgaların Gücü

Nanomalzeme numunesi üzerine etki eden elektromanyetik dalganın iletilen ve yansıyan bileşenlerinden yola çıkarak, iletim ve yansıma katsayıları hesaplanmış ve nanomalzeme numunesinin S_{11} ve S_{21} parametreleri hesaplanarak iletim ve yansıma karakteristiği belirlenmiştir.

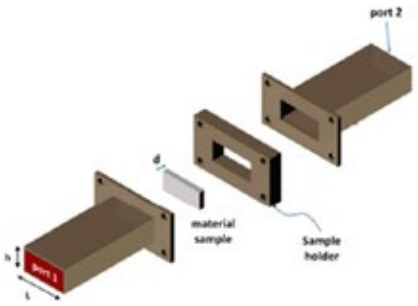


Şekil 12 : Matematiksel Model ile Hesaplanan S Paramaterleri

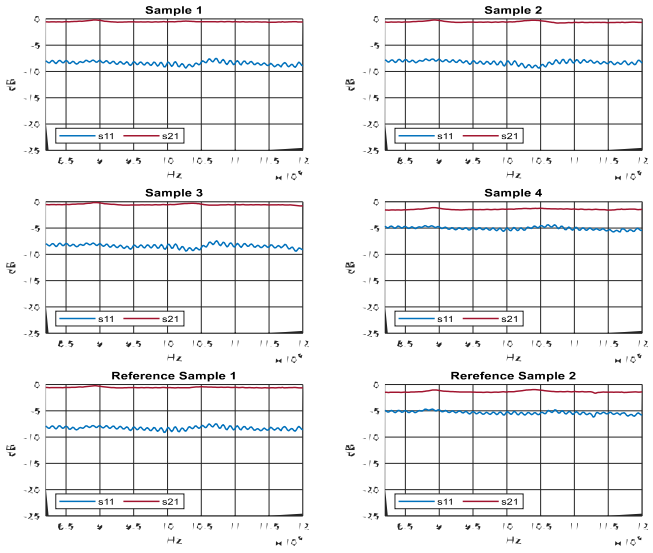
C. Referans Ölçümleri

Dalga kılavuzu metodu, çeşitli materyallerin elektromanyetik karakterizasyonunu ölçmek için en sık kullanılan yöntemlerden biridir. Bu metot alıcı ve verici ölçüm düzeneğine dayanmaktadır. d malzeme kalınlığı olmak üzere,

iki portlu dalga kılavuzu arasına yerleştirilen test malzemesinin iletim ve yansıma karakteristikleri vektör network analizörü ile Şekil 13'te görüldüğü gibi ölçülür [3].



Şekil 13 : Dalga Kılavuzu Yöntemi ile Karakterize Edilecek Malzeme Numunesi [3]



IV. Proje Ekibinin Kazanimlari ve Tusaş'a Olan Katkisi

A. *Proje Ekibinin Kazanımları*

Nanomalzemelerin elektromanyetik geçirgenlik testinin yapılacağı sistem tasarımı projesi için sistem tasarımı ve test sürecine yönelik detaylı bir literatür araştırılması yapılmıştır. RF labratuvar ortamında yapılan test sürecinde saçılma parametrelerinin ölçümü için kullanılan vektör network analizörünün kalibrasyon yöntemleri ve kullanımı detaylı araştırmalar ile incelenmiş, öğrenilmiş ve edinilen bilgiler doğrultusunda kullanılmıştır. Bununla beraber dalga kılavuzu ve horn antenin kullanıma yönelik araştırılmalar yapılmıştır. Proje sonunda anten veya dalga kılavuzu kullanarak vektör network analizörü aracılığı ile saçılma parametrelerinin ölçmesi konusunda yetkinlik sahibi olunmuştur.

Ekip üyeleri anten kazancının belirlenmesi için kullanılan CST ve sistem modellemesi için kullanılan MATLAB programlarında kendilerini geliştirme fırsatı bulmuştur. Proje sürecinde ekip üyeleri takım çalışması, doğru literatür araştırması, hızlı karar alabilme ve proje yürütme yeteneklerini geliştirmişlerdir.

B. *Projenin TUSAŞ'a Olan Katkısı*

TUSAŞ'ın uçakların radara görünürlüğünü azaltmak için kullanılan nanomalzemelerin ölçümü için tasarlanan sistemi kullanması ve bu sistemin geliştirilmesi ile, ölçüm için yüksek maliyet değerlerine sahip ve özel ortama ihtiyaç duyulan sistemler yerine sıradan bir RF labrotuvarından daha uygun maliyetle kurulan sistem ile hızlı ve sürdürülebilir sonuçlar elde edilinebilecektir.

V. Öneriler, Alinan Dersler ve Gelecek Çalişmalar

Yapılan çalışmalarda bazı kısıtlar kullanılmış ve kabuller yapılmıştır. Daha geniş bir laboratuvar ortamında çalışmalar yapılarak bu kısıtlar azaltılabilir. Bu şekilde minimum hata marjına sahip bir sistem elde edilebilir. Numune sayısı arttırılarak ölçümler yapılarak sistemin iyileştirilmesi yapılabilir.

Proje süresince; literatür araştırmasının nasıl yapılacağı, vektör network analizörünün kalibrasyonu ve kullanımı, MATLAB üzerinde denklem kurmanın ve modelleme yapmanın yolları, koordineli ekip çalışmasının gereklilikleri, karşılaşılan sorunlara nasıl çözüm bulunacağı gibi kabiliyetler öğrenilmiştir.

Projenin devamında gerekli iyileştirmeler üzerine çalışmalar yapılarak yüksek lisans tezi yazılabilir. Bunun sonucunda proje makale olarak yayımlanabilir.

Kaynaklar

[1] A. Di Simone and A. Iodice, "Modal Expansion Approach for Electromagnetic Propagation in Street Canyons," in IEEE Transactions on Antennas and Propagation, vol. 67, no. 4, pp. 2103-2117, April 2019, doi: 10.1109/TAP.2018.2883683.

[2] A. F. Molisch, "Diffraction by a Single Screen or Wedge," in Wireless Communications, Weinheim: Wiley, 2011.

[3] F. Costa, M. Borgese, M. Degiorgi, and A. Monorchio, "Electromagnetic Characterisation of Materials by Using Transmission/Reflection (T/R) Devices," Electronics, vol. 6, no. 4, p. 95, Nov. 2017.

[4] G. Brodie, "Energy transfer from electromagnetic fields to materials," Electromagnetic Fields and Waves, May 2019.

[5] H. L. Bertoni, ''Two-ray model for propagation above a flat earth ,'' in Radio Propagation for Modern Wireless Systems, 1st ed. London, U.K.: Prentice-Hall, 2000, ch. 4, sec. 3, pp. 96–103.

[6] P. I. Lazaridis, S. Kasampalis, Z. D. Zaharis, J. P. Cosmas, L. Paunovska and I. A. Glover, "Longley-Rice model precision in case of multiple diffracting obstacles," 2015 1st URSI Atlantic Radio Science Conference (URSI AT-RASC), 2015, pp. 1-1, doi: 10.1109/URSI-AT-RASC.2015.7303083.

[7] T. S. Rappaport, "Diffraction," in Wireless Communications: Principles and practice, Noida: Pearson India Education Services, 2010, ch. 3, sec. 7 pp. 91–97.

[8] Y. Dalveren, A. H. Alabish and A. Kara, "A Simplified Model for Characterizing the Effects of Scattering Objects and Human Body Blocking Indoor Links at 28 GHz," in IEEE Access, vol. 7, pp. 69687-69691, 2019, doi: 10.1109/ACCESS.2019.2919546.

[9] Y. Dalveren, G. Karatas, M. Derawi, and A. Kara, "A Simple Propagation Model to Characterize the Effects of Multiple Human Bodies Blocking Indoor Short-Range Links at 28 GHz," Electronics, vol. 10, no. 3, p. 305, Jan. 2021

Otonom Hava Muharebelerinde Bulanık Metodlar Kullanılarak Karar Verme Algoritmalarının Gerçeklenmesi ve Analizi

Realization and Analysis of Decision-Making Algorithms Using Fuzzy Methods in Autonomous Air Combat

Öğrenci – 1
Ayça Gürler
Gaziantep Üniversitesi
Havacılık ve Uzay Mühendisliği
Gaziantep, Türkiye
aycagrlr@gmail.com

Öğrenci – 2
Kubilay İnel
Gaziantep Üniversitesi
Havacılık ve Uzay Mühendisliği
Gaziantep, Türkiye
kublayinel@gmail.com

Öğrenci – 3
Mert Enes Fidan
Gaziantep Üniversitesi
Havacılık ve Uzay Mühendisliği
Gaziantep, Türkiye
mertenesfidan@gmail.com

Akademik Danışman
Dr. Öğr. Üyesi Muhammed Orkun Öğücü
Gaziantep Üniversitesi
Havacılık ve Uzay Mühendisliği
Gaziantep, Türkiye
oogucu@gantep.edu.tr

Sanayi Danışmanı
Zeynep Seda Mor
Türk Havacılık Uzay Sanayii
Ankara, Türkiye
zsmor@tai.com.tr

Sanayi Danışmanı
Emre Baş
Türk Havacılık Uzay Sanayii
Ankara, Türkiye
emre.bas@tai.com.tr

***Özetçe*— Hava muharebelerinde otonominin giderek yaygınlaşmasıyla birlikte görevleri yüksek başarı oranlarıyla gerçekleştirecek uçuş algoritmalarının önemi her geçen gün artmaktadır. Bu çalışmada ise bulanık mantık destekli karar verme algoritmaları ile otonom hava muharebelerinde meydana gelebilecek durumlar için bulanık mantık kural tabanı ile MATLAB kullanılarak uçuş senaryolarının simülasyon ortamında gerçeklenmesi amaçlanmıştır. Uçakların it dalaşındaki etkinliği değerlendirilmektedir. Algoritma, hedef uçak hareketine bağlı olarak bulanık mantık kural tabanına göre uygun referans değerlerini üreterek saldırı manevraları gerçekleştirmektedir.**

Anahtar Kelimeler — otonom hava muharebeleri, bulanık mantık, karar verme algoritmaları, it dalaşı.

***Abstract*— With the increasing prevalence of autonomy in air combat, the importance of flight algorithms that will perform tasks with high success rates is increasing with each passing day. In this study; for situations that can occur in fuzzy logic-assisted decision-making algorithms and autonomous air combat, the fuzzy logic rule base is intended to be realized in the simulation environment using MATLAB. The effectiveness of aircraft in dogfights is being evaluated. The algorithm performs attack maneuvers by generating the appropriate reference values according to the fuzzy logic rule base depending on the movement of the target aircraft.**

Keywords — autonomous air combat, fuzzy logic, decision-making algorithms, dogfights.

I. GİRİŞ

Hava Muharebe Manevrası, bir savaş uçağının başka bir uçağa saldırı yapılabileceği bir pozisyon elde etmek için manevra yapma sanatıdır. Havadaki bir rakibe karşı avantaj elde etmek için saldırı ve savunma temel avcı manevralarına dayanır. Otonom hava muharebeleri algoritmaları, karar verme ve uygulama adımlarının hızlı ve tutarlı şekilde gerçekleştirilmesine olanak tanır. Gelişmekte olan savunma sanayi teknolojileri ile uçuş kontrol manevraları hava muharebeleri için vazgeçilmez bir hale gelmiştir. Bu çalışmayla birlikte hava muharebelerinde kullanılacak bulanık mantık temelli bir algoritma geliştirilmiştir ve MATLAB simülasyon ortamında senaryolar ile test edilmiştir. JSBSIM kullanılarak simülasyon ortamı için F-16 Block-32 Fighting Falcon savaş uçağının uçuş dinamiklerinin modellenmesi sağlanmıştır.

Hava muharebelerinde literatüre geçmiş mevcut ve değerlendirilmesi yapılmış it dalaşı için birçok manevra bulunmaktadır [1]. Uçağın durum tabanlı olasılık fonksiyonlarını kullanarak takip manevrası tipini belirlemek amacıyla algoritma geliştirmesi için; oyun teorisi (zero-sum game kullanılarak) ile karar verme algoritmalarının oluşturulması [2], it dalaşı manevralarını optimize etmek için dinamik programlama yaklaşımının kullanılması [3,4], bire-bir (it dalaşı) otonom hava muharebelerinde bulanık mantık kontrolcüsünün kulla- nılması [5,6] gibi yöntemler mevcuttur. Bulanık çıkarım ta- banlı saldırı algoritmasının etkinliğinin PID tabanlı algoritma- ya göre eylemde daha başarılı sonuçlar vermektedir [7]. Hava aracının uçuş dinamiklerini modelleme aşamasında yazılım kütüphaneleri incelenmiştir [8]. Ayrıca seçilen uçağın kararlı durum uçuş koşullarının ve trim durumlarının belirlenmesine [9] dikkat edilerek çalışmanın tamamlanması amaçlanmıştır.

II. HAVA ARACİ MODELİ, SİMÜLASYON VE KONTROL ORTAMİ

Gerçekleşecek olan hava muharebelerinde uçak modeli olarak F-16 Block-32 Fighting Falcon uçağı seçilmiştir. Uçak hareket denklemleri için gerekli olan matematiksel modelleme JSBSım tarafından sağlanmıştır. JSBSim, uçuş dinamiklerini modellemeyi amaçlayan, doğrusal olmayan ve altı serbestlik dereceli (6DoF) olan açık kaynak kodlu bir simülasyon yazılımıdır. Türetilen hareket ve uçuş dinamiği denklemleri ile C ++ programlama dilinde yazılmış olsa da genişletilebilir biçimlendirme dili (XML) biçiminde yazılmış bir model belirtimine dayanarak çeşitli uçakların simülasyonlarını gerçekleştirebilir.

Hava aracı modeline ilişkin algoritmalar JSBSim ortamında, kontrol algoritmaları ise MATLAB® ortamında çalıştırılmıştır. Temel olarak; MATLAB® kontrol girdilerini JSBSim'e gönderir; JSBSim uçakların bir sonraki durumunu hesaplar ve sonuçları MATLAB®'e geri gönderir. JSBSim ile MATLAB® arasında bir ara katman oluşturmak için Python ortamında JSBSim.py fonksiyonu yazılmıştır.

III. BULANİK MANTİK SİSTEMİ VE KONTROLCÜ TASARİMİ

A. BULANIK-PID

Bu çalışmada kontrolün sağlaması için PID kontrolcüsü seçilmiştir. Bir PID kontrol cihazının amacı, istenen sinyal ile gerçek sinyal arasındaki fark olan sinyalin hata farkını mümkün olduğunca küçük yaparak sıfıra indirgemektir. Fakat PID denetleyicisi bazı durumlarda çok iyi çalışmayabilir. Bu durum için; uzun gecikme süreleri olan sistemler, hafif kademeli salınım modlarına sahip sistemler, büyük belirsizlikler veya farklılıklar içeren sistemler, yüksek oranda bağlı çok girişli, çok çıkışlı sistemler örnek verilebilir. Kontrolcüyü daha iyi hale getirmek ve bu olası sorunların üstesinden gelmek için uygulanabilir tabanlı veya bilgi tabanlı denetleyiciler gibi daha karmaşık kontrol yöntemlerinin kullanılması gerekir. Bulanık mantık denetleyicisi gibi bilgiye dayalı denetleyiciler bu sınırlamaların üstesinden gelmek için kullanılabilir. Bu çalışmada da PID kontrolcüsünü daha iyileştirmek adına bulanık mantık denetleyicisi kullanılmıştır. Bulanık mantık denetleyicisini PID denetleyicisiyle birleştirerek daha yüksek statik hassasiyet ve daha hızlı dinamik yanıt elde edilebilir.

Avcı uçağın hedef uçağa karşı avantaj durumunun daha kolay sağlanabilmesi amacıyla kontrol yüzeyleri üzerinde limit sınırlaması getirilerek kontrol sağlanmıştır. Avcı uçağın kontrol yüzeylerinin minimum veya maksimum değere ulaşması 0.25 saniye sürerken hedef uçağın maksimum veya minimum değere ulaşması 0.50 saniye sürmektedir. Kontrol yüzeyleri maksimum değere ulaşmış ise Fuzzy-PID fonksiyonumuz wind-up durumu tespit eder ve buna yönelik integral etkisinin daha da artmasını engellemek amacıyla anti wind-up yöntemi kullanılır. Kısacası; anti wind-up özelliğine sahip bir kontrolcü tasarlanmıştır. Hata integrali trapezoidal kuralı ile hesaplanmakta olup, hata türevi ise Euler kuralı ile hesaplanmaktadır.

B. Yöntem

Bulanık mantık tabanlı denetleyici, avcı uçak ve hedef uçak arasındaki göreli mesafe ve göreli hız bilgilerini aynı anda kullanabilmeyi mümkün kılar. Bu yaklaşım, başarılı ve etkili bir saldırı başlatmak için takip eden uçağın her zaman hedefin arkasında veya yanında belirli bir mesafede kalması gerektiğini istemektedir. Avcı uçağın hedef uçağa karşı konumlanması gereken bu nokta hedef nokta olarak tanımlanmıştır. Bu takip noktasına göre avcı uçağın takip manevrası belirlemesi gerekmektedir.

Bu isterlere göre; hedef uçağının arkasından dx metre kadar mesafe ve yanından dy metre kadar mesafede olacak olan hedef noktanın enlem ve boylam koordinatlarını hesaplamak gerekmektedir. Hedef ve hedef uçağının ve hedeflenen noktanın farklı enlem / boylam koordinatlarına sahip olduğu açıktır. Bu yüzden, dx, dy, dN (atalet çerçevesinde hedef uçakları ile kuzey ekseni boyunca hedeflenen nokta arasındaki uzaklık), dE (atalet çerçevesindeki doğu ekseni boyunca hedef uçakları ile hedeflenen nokta arasındaki uzaklık), dlat (atalet çerçevesindeki enlem ekseni boyunca hedef uçakları ile hedeflenen nokta arasındaki uzaklık), dlon (atalet çerçevesinde hedef uçağı ile uzunlamasına eksen boyunca hedeflenen nokta arasındaki uzaklık) parametreleri farklı karelerde ve farklı birimlerde hedef uçakları ile hedeflenen nokta arasındaki uzaklık değerleridir. Bu değerler kullanılarak hedeflenen noktanın enlem ve boylam koordinatları hesaplanmıştır.

Takip manevrasını belirlemek amacıyla; avcı-hedef uçak arasındaki mesafenin hesaplanması, hedef uçağa göre ileri yönlü hızın hesaplanması ve avcı uçağın hedef uçağa karşı uçağın esas yön açısının hesaplanması için ölçüm açıları (Azimuth, bearing-yön) ve uçağın esas yön açısı kullanılır. Yön açısı, avcı uçağın yönü ile avcı-hedef azimutu arasındaki farktır. Başka bir deyişle, hedefin takipçinin bakış açısından görüş açısıdır. Avcı uçağı doğrudan hedef uçağa çevirmek için, uçağın esas yön açısı farkı en aza indirilmelidir. Farkı bulmak için, hedef uçağın dünya eksenindeki avcı uçağa göre göreceli konum vektörü kullanılır. Mesafe ve ileri yönlü hız hesaplanmasının yapılması için ise hedeflenen noktanın koodinatları kullanılır. Gerekli hesaplamalar için kullanılacak olan azimut ve bearing açıları iki kez hesaplanmaktadır.

- Bu hesaplamalar MATLAB fonksiyonları kullanılarak gerçekleştirilmiş olup, Azimuth değer aralığı [0,360] bearing açısının değer aralığı ise [-180,+180] olarak tanımlanmıştır.

C. Bulanık Çıkarım Sistemi (FIS)

Bu çalışmada kullanılacak olan bulanık kurallar Mamdani tipindedir. Aynı zamanda maksimum-minimum denetleyicileri olarak da adlandırılır ve değişkenleri iki girdi ve bir çıktıdır. (Şekil. 1.)



Şekil. 1. Bulanık Mantık Denetleyicisi Şeması

Kontrol verimliliği ve hesaplama yükü açısından, kabul edilen üyelik fonksiyonları, her bulanık mantık denetleyicisindeki her giriş ve çıkış değişkeni için yedi veya beş üçgen fonksiyondur. Her değişken, pozitif büyük (PB), pozitif orta (PM), pozitif küçük (PS), sıfır (ZO), negatif küçük (NS), negatif orta (NM) ve negatif büyük (NB) olarak tanımlanan bulanık dil kümesi içerir.

Hedef uçak önceden belirlenmiş senaryo ile hareketini tamamlarken avcı uçak oluşturulan bulanık mantık veri tabanındaki kuralları uygulayarak hedef uçağı yakalamaya çalışmaktadır.

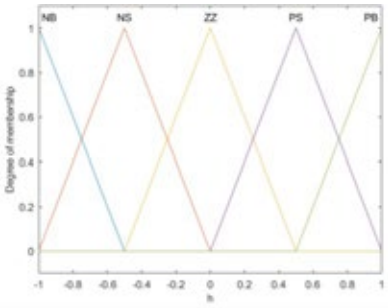
İrtifa denetleyicisi için girdiler irtifa farkı ve irtifa farkı değişimi (tırmanma oranı, pozitif veya negatif irtifa değişim oranı) çıktı ise irtifa değişimi (atalet çerçevesindeki enlem ekseni boyunca hedef uçakları ile hedeflenen nokta arasındaki uzaklık)'dir. Bu denetleyici için 25 adet bulanık kural tabanı vardır.

Kural tablosu Tablo.1.'de verilmiştir. Bu denetleyici için 5 üyelik fonksiyonu kullanılmıştır.

Tablo. 1. Kural Tablosu

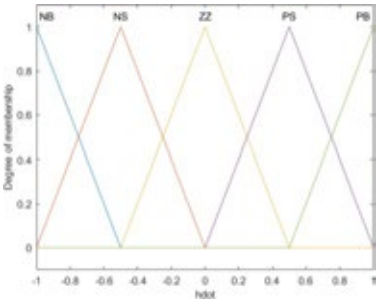
$\dot{h}$ \ h	NB	NS	Z	PS	PB
NB	#1 NB	#6 NB	#11 NM	#16 NS	#21 Z
NS	#2 NM	#7 NM	#12 NS	#17 Z	#22 PS
Z	#3 NM	#8 NS	#13 Z	#18 PS	#23 PM
PS	#4 NS	#9 Z	#14 PS	#19 PM	#24 PB
PB	#5 Z	#10 PS	#15 PM	#20 PM	#25 PB

Geçerli kural tablosu referans alınarak (girdi 1 için) İrtifa farkı parametresi üyelik fonksiyonu;



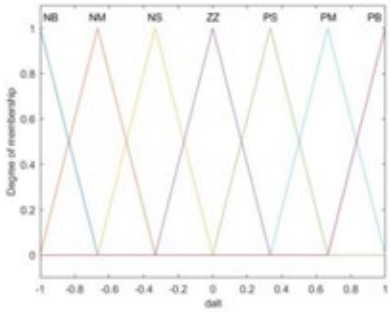
Şekil. 2. Girdi 1 İçin Üyelik Fonksiyonu

Geçerli kural tablosu referans alınarak (girdi 2 için) irtifa farkı değişimi parametresi üyelik fonksiyonu;



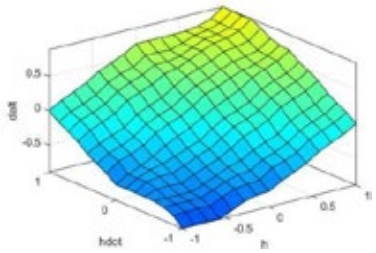
Şekil. 3. Girdi 2 için Üyelik Fonksiyonu

Geçerli kural tablosu referans alınarak (çıktı için) irtifa değişimi parametresi üyelik fonksiyonu;



Şekil 4. Çıktı için üyelik fonksiyonu

İrtifa denetleyicisi için, bulanık sistem kuralları sonucu ortaya çıkan yüzey görüntüleyici (MATLAB surfview fonksiyonu);



Şekil. 5. Çıktı Yüzey Görüntüleyici

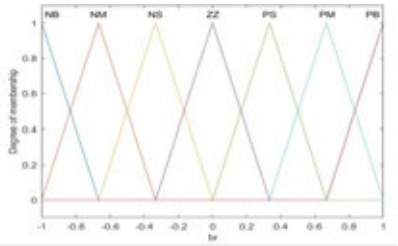
Uçağın esas yön açısı denetleyicisi için girdiler yön açısı (bearing angle) ve yön açısı değişimi çıktı ise uçağın esas yön açısı değişimidir. Bu denetleyici için 49 adet bulanık kural tabanı vardır.

Kural tablosu Tablo.2.'de verilmiştir. Bu denetleyici için 7 üyelik fonksiyonu kullanılmıştır.

Tablo. 2. Genişletilmiş Kural Tablosu

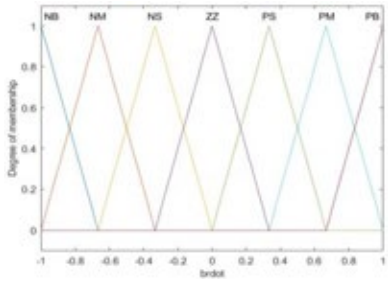
$\dot{br}$ \ br	NB	NM	NS	Z	PS	PM	PB
NB	#1 NB	#8 NB	#15 NB	#22 NB	#29 NM	#36 NS	#43 Z
NM	#2 NB	#9 NB	#16 NB	#23 NM	#30 NS	#37 Z	#44 PS
NS	#3 NB	#10 NB	#17 NM	#24 NS	#31 Z	#38 PS	#45 PM
Z	#4 NB	#11 NM	#18 NS	#25 Z	#32 PS	#39 PM	#46 PB
PS	#5 NM	#12 NS	#19 Z	#26 PS	#33 PM	#40 PB	#47 PB
PM	#6 NS	#13 Z	#20 PS	#27 PM	#34 PB	#41 PB	#48 PB
PB	#7 Z	#14 PS	#21 PM	#28 PB	#35 PB	#42 PB	#49 PB

Geçerli kural tablosu referans alınarak (girdi 1 için) yön açısı parametresi üyelik fonksiyonu;



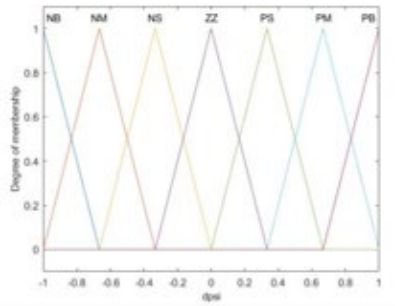
Şekil 6. Girdi 1 İçin Üyelik Fonksiyonu

Geçerli kural tablosu referans alınarak (girdi 2 için) yön açısı değişimi parametresi üyelik fonksiyonu;



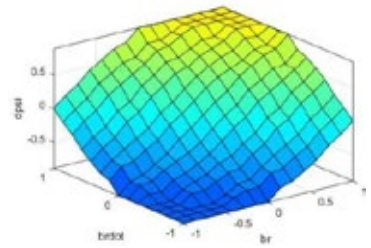
Şekil. 7. Girdi 2 İçin Üyelik Fonksiyonu

Geçerli kural tablosu referans alınarak (çıktı için) uçağın esas yön açısı değişimi parametresi üyelik fonksiyonu;



Şekil. 8. Çıktı İçin Üyelik Fonksiyonu

Uçağın esas yön açısı denetleyicisi için, bulanık sistem kuralları sonucu ortaya çıkan yüzey görüntüleyici (MATLAB surfview fonksiyonu);



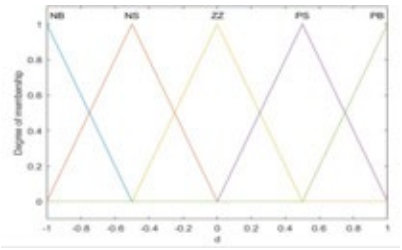
Şekil. 9. Çıktı Yüzey Görüntüleyici

İleri yönlü hız denetleyicisi için girdiler uzaklık, uzaklık değişimi çıktı ise gaz pedalı değişimidir. Bu denetleyici için 25 adet bulanık kural tabanı vardır.
Kural tablosu aşağıda verilmiştir. Bu denetleyici için 5 üyelik fonksiyonu kullanılmıştır.

Tablo. 3. Kural Tablosu

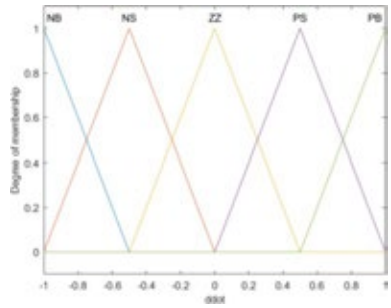
$\dot{d}$ \ d	NB	NS	Z	PS	PB
NB	#1 NB	#6 NB	#11 NM	#16 NS	#21 Z
NS	#2 NM	#7 NM	#12 NS	#17 Z	#22 PS
Z	#3 NM	#8 NS	#13 Z	#18 PS	#23 PM
PS	#4 NS	#9 Z	#14 PS	#19 PM	#24 PB
PB	#5 Z	#10 PS	#15 PM	#20 PM	#25 PB

Geçerli kural tablosu referans alınarak (girdi 1 için) uzaklık parametresi üyelik fonksiyonu;



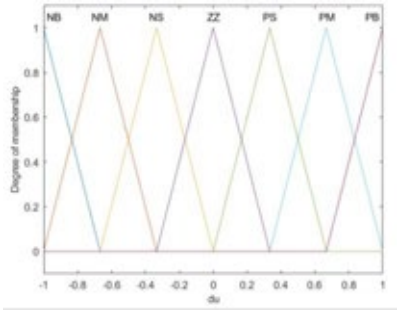
Şekil. 10. Girdi 1 İçin Üyelik Fonksiyonu

Geçerli kural tablosu referans alınarak (girdi 2 için) uzaklık değişimi parametresi üyelik fonksiyonu;



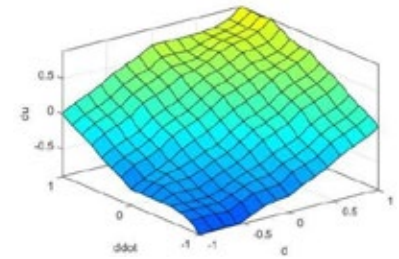
Şekil. 11. Girdi 2 İçin Üyelik Fonksiyonu

Geçerli kural tablosu referans alınarak (çıktı için) gaz pedalı değişimi parametresi üyelik fonksiyonu;



Şekil. 12. Çıktı İçin üyelik fonksiyonu

İleri yönlü hız denetleyicisi için, bulanık sistem kuralları sonucu ortaya çıkan yüzey görüntüleyici (MATLAB surfview fonksiyonu);



Şekil 13. Çıktı Yüzey Görüntüleyici

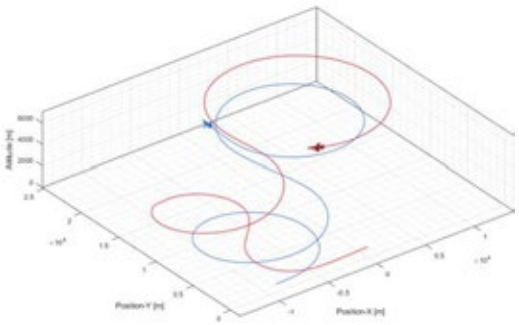
IV. SİMÜLASYON SONUÇLARİ VE ANİMASYON

Otonom hava muharebelerinde it dalaşını görselleştirerek uçakların her açıdan değerlendirilmesini sağlamak ve simülasyon sonuçlarını daha iyi analiz etmek için 7 farklı animasyon ortamı oluşturulmuştur. Aşağıda verilen örnek senaryolar 4 numaralı animasyon ile yorumlanmıştır. Animasyonlarda

avcı(kırmızı) ve hedef(mavi) olmak üzere iki özdeş uçak modeli kullanılmıştır. Kural tabanının performansını değerlendirmek için iki farklı senaryo üzerinde çalışılmıştır.

A. Senaryo-1 ve Simülasyon Sonuçları:

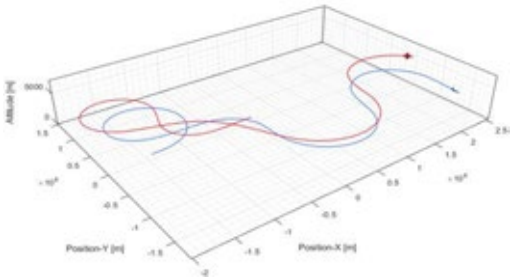
Avcı ve hedefin birbirine doğru burunlarla başladığı ve temel uçuş manevralarından olan yatay dairesel hareketini temel alan senaryoda hedef uçak şekilde gösterildiği gibi iki kere dairesel kaçış manevrası uygulamaktadır. Bu süreçte avcı uçak hedef uçağa yaklaşmak adına bulanık mantık kural tabanı sayesinde oluşturduğu hız,irtifa ve yaw referansları ile kontrolcü girdileri sağlar ve elverişli bir rota oluşturarak hedef uçağı takip etmektedir. Avcı uçağın hedef ile kendisi arasındaki mesafeyi en aza indirdiği ve kendisini hedef uçağın arkasına konumlandırdığı kolaylıkla fark edilmektedir. Simülasyon boyunca avcı uçak hedefi yakından takip etmektedir.



Şekil. 14. Senaryo 1 Simülasyon Sonucu

B. Senaryo-2 ve Simülasyon Sonuçları:

Düz makas manevrası, iki rakibin birbirlerinin arkasına geçerek saldırgan bir avantaj elde etmeye çalıştığı bir durumdur. Her iki rakip de aynı sonucu denediğinden, sonuçta ortaya çıkan manevra akışı, bir dizi uçuş yolu tersine çevrilmesine benziyordur. Bu manevrada hedef uçak, diğer uçağa göre en küçük dönüş yarıçapını üretmek için minimum hızda uçmaya ve avcı uçağın öne geçmesine engel olduğu durumları ifade eder. Dairesel manevra ile başlayan senaryo düz makas manevralarıyla devam etmektedir. Bu manevra bulanık veri tabanında üretilen referansların ani manevra hareketlerinde nasıl çalıştığının test edilmesi amacıyla oluşturulmuştur. Şekilde görüldüğü gibi avcı uçak bulanık mantık veri tabanı ile oluşturulan referanslar doğrultusunda avantajlı duruma geçmeye çalışmaktadır.



Şekil. 15. Senaryo 2 Simülasyon Sonucu

Algoritma, başarılı bir saldırı gerçekleştirmek için avcının, önceden belirlenmiş mesafe ile hedefin arkasında kalması gerektiği varsayımına dayanmaktadır. Bulanık mantık veri tabanlı referans komutu üretimi durumunda avcı uçağın hedefe göre mesafesini en uygun şekilde en aza indirdiği şekillerden görülmektedir. Yapılan çalışma, simülasyonlar ile oluşturulacak senaryolar için avcı uçağın optimum değerler ile takip rotası izlediği ve başarılı şekilde hedef uçağı yakalayabildiği sonuçlar elde edilmiştir.

V. Proje Ekibinin Kazanimlari ve TUSAŞ'a Olasi Katkisi

Bu çalışma ile proje ekibi otonom hava muharebelerinde uçuş kontrol uygulamaları üzerine bilgi ve deneyim sahibi olmuştur. Kullanılan simülasyon ortamları ve yazılımlar ile proje isterlerinde yer alan askeri standartlara uygun bir algoritma oluşturulması mühendislik deneyimi açısından önemli bir detaydır. Teorik bilgi birikiminin uygulamaya geçirilmesi ve karşılaşılan problemlerin çözülmesi, çalışma ekibinin yetkinliklerini kullanabilme ve geliştirebilmelerine olanak sağlamıştır.

Hava muharebelerinde uçuş algoritmalarının önemi artmaktadır. Bu çalışma uçuş dinamikleri üzerine inşa edilen stabil çalışan sistemler sayesinde kural tabanlı algoritma ile daha verimli bir karar verme dinamiği oluşturmuştur. Kullanılan otonom hava muharebesi algoritmasının, askeri otonomi altyapısının gelişimi noktasında oluşacak fikirler güçlendirilmesi ve kolaylıklar sağlanması beklenmektedir.

Kaynaklar

[1] Robert L. Shaw, ``Fighter Combat: Tactics and Manoeuvring", *Naval Institute Press;*, 0870210599, 1985.

[2] Nelson Ramírez López, Rafał Żbikowsk. "Effectiveness of Autonomous Decision Making for Unmanned Combat Aerial Vehicles in Dogfight" *JOURNAL OF GUIDANCE, CONTROL, AND DYNAMICS, Vol. 41, No. 4, April 2018*

[3] McGrew, James S. et al. "Air-Combat Strategy Using Approximate Dynamic Programming." *Journal of Guidance, Control, and Dynamics 33, 2010*

[4] Zhencai Hu, Peng Gao, Fei Wang, "Research on Autonomous Maneuvering Decision of UCAV Based on Approximate Dynamic Programming", *Proceedings of the SPIE, Volume 11321, id., 2019*

[5] İşci, H., Günel, G.Ö. "Fuzzy logic based air-to-air combat algorithm for unmanned air vehicles" *Int. J. Dynam. Control 10, 230–242, 2022*

[6] Nicholas Ernest, David Carroll, C. Schumacher, M. Clark, Kelly Cohen, Gene Lee, "Genetic Fuzzy based Artificial Intelligence for Unmanned Combat Aerial Vehicle Control in Simulated Air Combat Missions", *Journal of Defense Management, 2016*

[7] *Akabari, S., Menhaj, M.B., Nikravesh, S.K. "Fuzzy Modeling of Offensive Maneuvers in an Air-to-Air Combat." Advances in Soft Computing, vol 33. Springer, 2005.*

[8] *Jon S. Berndt, "JSBSim Reference Manual v1.0" Copyright © 2011*

[9] Agostino De Marco, Eugene Duke, Jon Berndt "A General Solution to the Aircraft Trim Problem", *AIAA Modeling and Simulation Technolo- gies Conference and Exhibit (MST), 2007.*

Ozon Gazının Jet Türbinli Motorlarda Yanma Verimliliğine Etkisi ve Ozonu Absorbe Edecek Malzemelerin Araştırılması

The Effect of Ozone Gas on Combustion Efficiency in Jet Turbine Engines and Investigation of Ozone Absorbing Materials

Öğrenci – 1
Furkan Çetinkaya
Gazi Üniversitesi
Makine Mühendisliği
Ankara, Türkiye
cetinkayafurkan578@gmail.com

Öğrenci – 2
Ümit Koca
Gazi Üniversite
Makine Mühendisliği
Ankara, Türkiye
umitkoca843@gmail.com

Akademik Danışman
Doç. Dr. Mustafa Zeki Yılmazoğlu
Gazi Üniversitesi
Makine Mühendisliği
Ankara, Türkiye
zekiyilmazoglu@gmail.com

Sanayi Danışmanı
Tarık Türkistanlı
Türk Havacılık Uzay Sanayii
Ankara, Türkiye
tarik.turkistanli@tai.com.tr

***Özetçe*— Bu çalışma iki ana başlık altında ele alınmıştır. Bunlardan ilki ozonun yanma sürecine olan etkilerinin incelenmesidir. İkincisi ise ozonu absorbe edebilecek malzeme araştırmalarıdır. Ozon ilaveli yanma ile ilgili şimdiye kadar yapılan çalışmalar, ozonun tutuşmayı hızlandırma, alev yayılımını ve alev stabilizasyonunu geliştirme, emisyonları ve yakıtın reaktivite özelliklerini değiştirmek için yakıtı işleme ve belirli kirletici oluşumunu azaltma yeteneğine sahip olduğu göstermiştir. Bu kapsamda, ozonun jet türbinli motorlarda yanma olayına etkisi ANSYS Fluent ticari yazılımı kullanılarak farklı koşullar altında incelenmiştir. İkinci olarak, son yıllarda uçaklar yakıt sarfiyatını azaltmak için 13.716 km gibi yüksek irtifalarda uçuş yapmaya başlamışlardır. Yüksek irtifalarda ozonun fazla olması ve uçağın iklimlendirme sistemine giriş yapması sebebi ile pilot ve yolcularda sağlık sorunlarına neden olmaktadır. Ozonun ayrışması için yapılan çalışmalar absorbsiyon, termal bozunma ve kataliz yöntemlerini içermektedir. Ozonun ayrışması için en çok kullanılan yöntem ise ozonun aktif karbon ile adsorbe edilip değerli metallerin veya metal oksitlerin yardımı ile katalize edilmesidir. Çalışma kapsamında ise TiO_2/AC filtresi tasarlanmış ve uçuşun gerçekleştiği ortam göz önüne alınarak ozonun ayrışmasını etkileyecek faktörler incelenmiştir.**

Anahtar Kelimeler — Ozon Filtreleme, Gaz Türbini, Ozon, Yanma Verimi

***Abstract*—This study is discussed under two main headings. The first of these is the examination of the effects of ozone on the combustion process. The second is the research of materials that can absorb ozone. Studies so far on ozone-added combustion have shown that ozone has the ability to accelerate ignition, improve flame propagation and flame stabilization, treat fuel to change emissions and reactivity properties of the fuel, and reduce the formation of certain pollutants. In this context, the effect of ozone on combustion in jet turbine engines was investigated under different conditions using ANSYS Fluent commercial software. Secondly, in recent years, airplanes have started to fly at high altitudes such as 13,716 km in order to reduce fuel consumption. Due to the fact that ozone is too high at high altitudes and it enters the air conditioning system of the aircraft, it causes health problems for the pilot and passengers. Studies for the decomposition of ozone include absorption, thermal decomposition and catalysis methods. The most widely used method for ozone decomposition is to adsorb ozone with activated carbon and catalyze it with the help of precious metals or metal oxides. Within the scope of the study, the TiO2/AC filter was designed and the factors affecting the decomposition of ozone were examined considering the environment in which the flight takes place.**

Keywords —Ozone Filtration, Gas Turbine, Ozone, Combustion efficiency

I. Problem Tanımı

30,000-33,000 feet irtifada ozon tabakası bulunmaktadır. Ozon tabakası hem pilot ve yolcular hem de motor için sağlığı ve yanma verimini etkileyen bir gazdır. Bu çalışmada ozonu absorbe edecek filtrelerin araştırmasının yapılması ve yanma verimine olan etkisi incelenmiştir.

II. Giriş

Ozon, hemen hemen tüm yanma sistemlerinin oksitleyicisi olan oksijen molekülüne ek olarak bir oksijen atomundan

oluşmaktadır. Bu durum, ozonu daha reaktif hale getirmektedir. Bilim insanları tarafından ozon destekli yanma çalışmalarına başlanmadan önce ozonun yüksek düzeyde oksitleyici olmasından dolayı yanma olayını desteklemesini öngörmüştür.

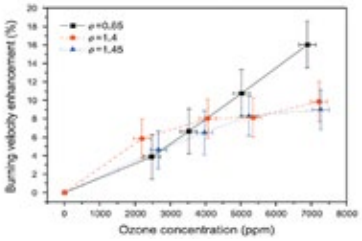
Uçakların çoğu, havadaki ozon konsantrasyonunun düşük olduğu yaklaşık 25,000-35,000 feet (7.62-10.668 km) seyir irtifalarında işletilir. Ancak, uçak firmaları yakıt tüketimini azaltmak için ozon yoğunluğunun nispeten fazla olduğu 45,000 feet (13.716 km) yüksek irtifalarda düzenli olarak uçuş yapmaya başlamışlardır. Yüksek irtifalarda ozonun daha fazla olması ve uçağın hava çevrimi (air cycle- reverse Brayton) ile iklimlendirme sistemine giriş yapması sebebiyle pilot ve yolcular üzerinde negatif etkilere neden olmaktadır [1].

Ortamdaki ozon konsantrasyonu 0,214 mg/m^3 değerinden fazla olduğunda insanlarda baş ağrısı, göz tahrişi, burun tahrişi, boğaz tahrişi ve göğüs ağrısı gibi etkilere neden olmaktadır [2]. Bu yüzden Birleşik Milletler ve Dünya Sağlık Örgütü (WHO) havadaki ozon konsantrasyonunun kısıtlamasına ilişkin bir yasa (WHO, 2000) çıkarmışlardır. Çıkarılan yasa gereğince 8 saatlik maruziyet için ortamdaki ozon konsantrasyonunun en yüksek değeri 0,24 mg/m^3 ve ortalama değeri 0,12 mg/m^3 ile sınırlandırılmalıdır [3].

III. LİTERATÜR ARAŞTIRMASI

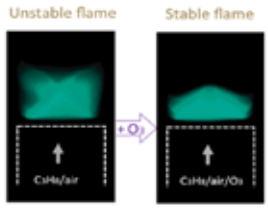
A. Ozonun Yanma Verimine Etkisi

Ozon destekli yanma üzerine pek çok çalışma yapılmıştır. Gerçekleştirilen ilk çalışmalarda ozonun tutuşmaya olan etkisine odaklanılmıştır. Ozonun fotolizi sonucunda ortaya çıkan serbest atomik oksijenden dolayı tutuşmayı hızlandırması ön görülmüştür. Gerçekleştirilen deneyler sonucunda ozonun ayrışması sonucunda ortaya çıkan radikal oksijenin ortamda bulunan türler ile son derece reaktif halde olduğu gözlenmiştir [4]. Bu radikallerin kimyasal reaksiyonlara girmesi sonucu sıcaklık artmaktadır ve artan sıcaklığın tutuşmanın başlayabilmesi için olumlu bir özellik olduğu anlaşılmıştır. İlerleyen zamanlarda ozonun laminer alev üzerindeki etkisi üzerine pek çok çalışma yapılmıştır. Ozon ilavesinin yanıcı karışımın entalpisinde bir artışa neden olduğu için alev yayılım hızını arttırması öngörülmüştür. Ehn, metan/hava karışımının oluşturacağı alev için adyabatik koşullarda ozon ilaveli ve ilavesiz için alev hızlarını hesaplamıştır [5]. Ozon ilavesininin adyabatik koşullardaki alevlerin hızlarını önemli ölçüde artırabildiğini gözlemlemiştir. Wang, 3730 ppm O_3 ilavesinin stokiyometrik koşullarda CH_4/hava için laminer alev hızını %3,5 arttırdığını ve 7000 ppm'in ise %9 arttırdığını göstermiştir (Şekil. 1.) [6].

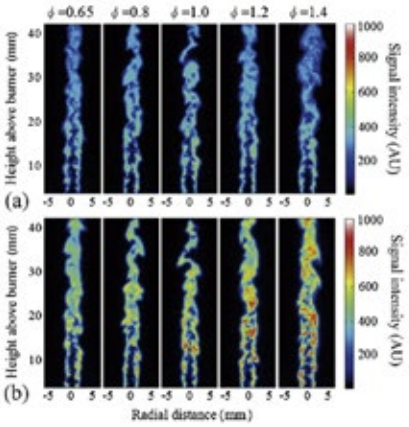


Şekil. 1. CH_4 /hava için alev hızındaki artışın O_3 konsantrasyonuyla değişimi, Φ eşdeğerlik oranını ifade etmektedir. Φ>1 olduğu durum yakıt-hava oranının zengin olduğu durumu ifade etmektedir.

Aynı zamanda alev stabilizasyonuna etkisi üzerine de çalışmalar yapılmıştır. Ozon ilavesi, laminer alevlerin alev stabilitesini de iyileştirebilmektedir. Başlangıçta kararsız bir halde olan alevin ozon ilavesiyle stabilize edilebileceği gözlemlenmiştir (Şekil. 2.) [7]. Aynı süre zarfında ozon ilavesinin türbülanslı alevlere olan etkisi üzerine de çalışmalar yapılmıştır. Weng, ozon ilaveli ve ilavesiz türbülanslı metan/hava karışımının alevinde CH_2O konsantrasyonunu ölçmüştür [8]. Ozon ilaveli alevde CH_2O konsantrasyonunun daha fazla olduğu görülmüştür (Şekil. 3.).

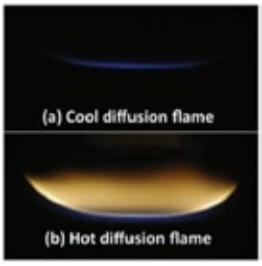


Şekil. 2. Atmosferik basınçta ve oda sıcaklığında gerçekleştirilen bir C_3H_8/hava alevinin stabilitesinin O_3 ile arttırılması.



Şekil. 3. CH_4/hava karışımının alevi için CH_2O PLIF görüntüleri. (a) O_3 ilavesiz (b) O_3 ilaveli. Φ eşdeğerlik oranını ifade etmektedir.

Ozon, soğuk alevlerin oluşumunu sağlamak için de kullanılmıştır. Won, ortamda ozon bulunurken yakıtı ısıtmıştır ve hafifçe ısıtılan yakıt ozon ayrışmasını desteklemiştir [9]. Ozon ayrışmasıyla birlikte ortaya çıkan serbest oksijenler ilk yakıt oksidasyonunu desteklemiştir ve soğuk alevler gözlemlenmiştir (Şekil. 4.).



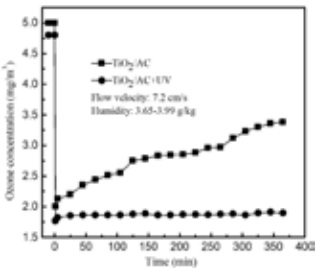
Şekil. 4. CH_4/hava karışımının alevi için CH_2O PLIF görüntüleri. (a) O_3 ilavesiz (b) O_3 ilaveli. Φ eşdeğerlik oranını ifade etmektedir.

B. TiO_2/AC – Titanyum Dioksit Katkılanmış Aktif Karbon Katalizörü

Fotokatalizör, ışıktaki enerji aracılığı ile yüzeyinde güçlü oksidasyonun meydana geldiği bir yarı iletkendir. Tıpkı fotosentezdeki klorofil gibidir. TiO_2 bilinen en güçlü ve ucuz fotokatalizördür. Fotokataltik tepkime bir yüzey tepkimesi

olduğundan, kirletici maddeler katalizör yüzeyine aktarılır, katalizörle temas eder ve daha sonra ayrıştırılırlar. Ana havadaki kirleticilerin konsantrasyonu genellikle düşüktür ve kirletici maddelerin TiO_2 üzerine absorpsiyonu da zayıftır; bu nedenle aktif karbon gibi absorbanlar kirleticileri yüzeyde tutmak için destek eleman olarak kullanılmaktadır [10-11].

1) UV ışığın etkisi

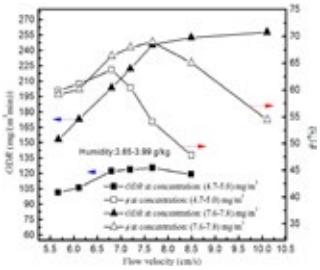


Şekil. 5. UV ışık kaynağı varlığında ve yokluğunda ozon konsantrasyonunun zamanla değişimini

UV ışık kaynağı varlığında ve yokluğunda ozon konsantrasyonunun zamanla değişimini gösterilmiştir (Şekil. 5.). UV ışık yokluğunda ozon konsantrasyonu doğrusal olarak artmaktadır, fakat UV ışık sisteme eklenince ozon konsantrasyonunun neredeyse değişmediği gözlemlenmiştir. Sonuçlar ozonun UV ışık yardımı ile TiO_2 üzerinde etkili bir şekilde ayrıştığını göstermektedir.

2) Akış hızının etkisi

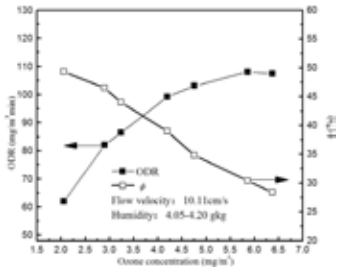
İki farklı ozon konsantrasyonunda akış hızının ozon ayrışma oranı (ODR) ve ozon ayrışma verimi (Φ) üzerindeki etkisi gösterilmiştir (Şekil. 6.). Akış hızının artması ile katalizör yüzeyinden geçen ozon sayısı artmaktadır ve foto-indüklenmiş elektronlar ozonu daha etkili bir şekilde yakalayabilmektedir. Bu yüzden 4,7-5mg/m^3 başlangıç konsantrasyonunda ozon ayrışma oranı akış hızının 6,78cm/s olduğu noktaya kadar akış hızı ile birlikte artmıştır. Aynı deney başlangıç ozon konsantrasyonunun 7,6-7,8mg/m^3 olduğu durumda yapılmıştır ve ilk deneydeki grafiğe benzer grafik elde edilmiştir. Belirli bir hızdan sonra foto-indüklenmiş elektronlar ve deliklerin doymuş olmasından ötürü ozon ayrışma veriminin düştüğü sonucunda varılmıştır.



Şekil. 6. İki farklı ozon konsantrasyonunda akış hızının ozon ayrışma oranı ve ozon ayrışma verimi üzerindeki etkisi

3) Başlangıç konsantrasyonunun etkisi

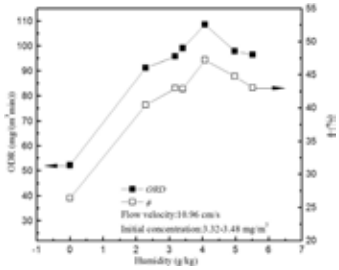
Başlangıç ozon konsantrasyonunun, ozon ayrışma oranı (ODR) ve ozon ayrışma verimi (Φ) üzerindeki etkisini gösterilmiştir (Şekil. 7.). Ozon konsantrasyonunun artması ile ozon ayrışma oranı artış göstermiştir, fakat aynı durum ozon ayrışma verimi için geçerli değildir. Çünkü başlangıç ozon konsantrasyonundaki artış, reaktör girişindeki ozon miktarında bir artışa neden olmuştur, ancak ozonun ayrışma miktarı sınırlı olduğundan ozonun ayrışma veriminde azalma olmuştur.



Şekil. 7. Başlangıç ozon konsantrasyonunun, ozon ayrışma oranı (ODR) ve ozon ayrışma verimi (Φ) üzerindeki etkisi

4) Nemin etkisi

Fotokatalik tepkime mekanizmasından görüleceği üzere su molekülü tepkimeye hidroksil sağladığı için ozonun fotokatalik ayrışmasında vazgeçilmezdir.

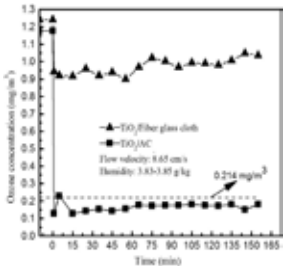


Şekil. 8. Nemin ozon ayrışması üzerine etkisi

Nemin ozon ayrışması üzerine etkisini gösterilmiştir (Şekil. 8.). Ozon ayrışma oranı optimal değerine ulaşana kadar ortamdaki nemin artması ile birlikte artış göstermektedir. Optimal değerden sonra nemin artırılması ozon ayrışma oranında azalmaya neden olmaktadır. Bununla birlikte, bir uçak seyir irtifasında uçarken, yolcu kabinine giden besleme havası neredeyse tamamen kuru havadır; bu, uçaklarda ozonun fotokatalitik ayrışması uygulaması için bir dezavantaj olacaktır.

5) Ozonun daha düşük başlangıç konsantrasyonunda fotokatalik ayrışması

Yukarıdaki sonuçların tümü, normalde uçak kabinlerinde meydana gelenlerden daha yüksek olan 3,2mg/m^3 değerinin üzerindeki ozon konsantrasyonlarında elde edilmiştir. Aynı deneyler daha düşük konsantrasyonlarda gerçekleştirildiğinde de TiO_2/AC'nin WHO tarafından belirlenen ozon konsantrasyonu değerinin altında bir etkinlik gösterdiği gözlemlenmiştir (Şekil. 9.).

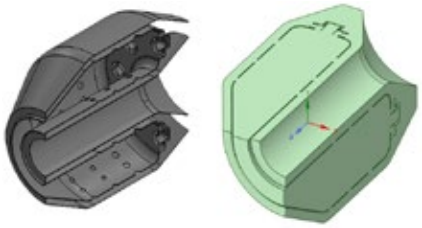


Şekil. 9. Ozonun fotokatalik ayrışmasının yüksek irtifa koşullarında iki farklı tipteki TiO_2 katalizörü ile zamanla değişiminin karşılaştırılmasını

Ancak ozonun fotokatalik ayrışması için gereken optimal akış hızı 1-2m/s mertebelerinde olup çok düşüktür. Bu yüzden ozonun fotokatalizi için tasarlanan sistemlerde akış hızı, nem ve katalizörün yerleştirileceği bölge dikkate alınmalıdır.

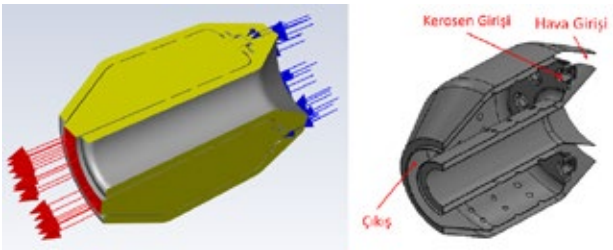
IV. GERÇEKLEŞTİRİLEN ÇALIŞMALAR

Ozonun yanma verimine olan etkisi ANSYS Fluent ticari yazılımı kullanılarak sayısal olarak araştırılmıştır. Ozonun yanmaya olan veriminin kıyaslanabilmesi için öncelikle sadece oksijenin bulunduğu yanma olayı analiz edilmiştir. Analiz edilecek geometri simetrik olduğu için 4 eşit parçaya bölünerek analiz süresi kısaltılmıştır. Analizi yapılan yanma odası geometrisi ve akış hacmi gösterilmiştir (Şekil. 10.).



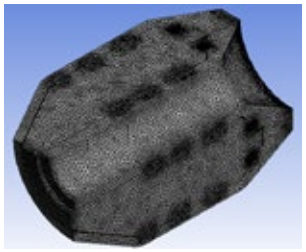
Şekil. 10. Yanma Odası Geometrisi ve Kontrol Hacmi

Geometride toplam 8 adet yakıt enjektörü bulunmakla beraber analize sadece 2 enjektör tabi tutulmaktadır. Akış hacminin sahip olduğu giriş, çıkış ve simetri eksenlerinin bulunduğu görsel verilmiştir (Şekil. 11.). Burada mavi oklar akışın giriş yaptığı bölgeleri, kırmızı oklar akışın çıkış yaptığı ve sarı yüzeyler simetri yüzeylerini göstermektedir.



Şekil. 11. Yanma Odasına Ait Giriş, Çıkış ve Simetri Yüzeyleri

Yanma analizi için ilk olarak çözüm ağından bağımsızlaştırma amaçlanmıştır. Bu bağlamda, akış hacmine üç farklı sayıda çözüm ağı yapısı oluşturulmuştur. Çözüm ağında yapılar oluşturulurken kritik bölgelerde yüz boyutlandırması, iç kanal boyutlandırması ile geometride analiz için önemli olan kısımlara çözüm ağı yapısı yoğunlaştırılmıştır. Örnek olarak orta kalitedeki çözüm ağı yapısı verilmiştir (Şekil. 12.).



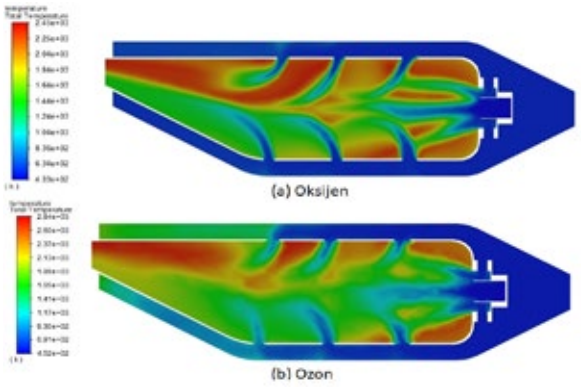
Şekil. 12. Orta Yoğunluktaki Çözüm Ağı Yapısı

Çözüm ağı yapılarını oluşturma işleminden sonra, geometrinin sahip olduğu çözüm ağı yapısının yeterli olup olmadığını kaliteli çözüm ağı yapısında dikkate alınan kriterler olan Aspect Ratio, Orthogonal Quality ve Skewness değerleri göz önüne alınarak gerekli mukayeseler yapılmıştır. Değerler incelendiğinde çözüm ağı yapısındaki kalitenin artmasıyla birlikte yukarıda bahsedilen değerlerde de iyileşmeler olmuştur. Çözüm ağı yapıları oluşturulduktan sonra oksijenle yanma analizi gerçekleştirilmiştir. Yanma olayları için sınır koşulları verilmiştir (Tablo I).

TABLO I. YANMA OLAYLARI İÇİN SINIR KOŞULLARI [12-13]

	Giriş	Çıkış	Yakıt Girişi
Hız (m/s)	26m/s	-	2,6m/s
Sıcaklık (K)	540K	300K	453K
Hidrolik Çap (m)	0,04m	0,0303m	0,01166m
O_2 Miktarı	0,21	0	0
O_3 Miktarı	0,05	0	0
$C_{12}H_{23}$ Miktarı	0	0	1
H_2O Miktarı	0	0,2816	0
CO_2 Miktarı	0	0,7184	0

Düşük kalitedeki, orta kalitedeki ve son olarak yüksek kalitedeki çözüm ağı yapısında gerçekleştirilen analiz sonuçları incelendiğinde oldukça düşük farklılıklar olduğu görülmüştür. Buradan, çözüm ağından bağımsızlaştırma işleminin başarılı olduğu sonucuna varılmaktadır. Daha sonra yanma odasına ozon ilavesi çalışması çözüm ağı yapısından bağımsızlaştırma işlemi başarılı olduğu için CPU zamanından kazanmak amacıyla en düşük kalitedeki çözüm ağı yapısı kullanılmıştır. Analizlerin ardından sıcaklık kontürleri incelenmiştir (Şekil. 13.)



Şekil. 13. Yanma Olayı Sıcaklık Kontürleri; (a) Oksijen (b) Ozon

V. SONUÇLAR

Yapılan analiz sonuçları incelendiğinde yanma odasına ozon ilave edilmesiyle birlikte yanma reaksiyonunda artış görülmüştür. Yanma eyleminin artmasından kaynaklı olarak ozon ilaveli yanmada oksijenli yanmaya göre, yanma odasındaki basıncın %13, çıkış hızının %17, sıcaklığın %14, karbondioksit miktarının %15, buhar miktarının %15 arttığı gözlemlenmiştir (Tablo II). Yapılan literatür araştırmasıyla tutarlı olarak, güçlü bir oksitleyici olan ozon gazının yanma odasına ilavesiyle birlikte yanma reaksiyonunda artış olduğu gözlemlenmiştir. Yukarıda belirtilen etkilerin

gerçekleşmesiyle birlikte yanma odasında kullanılacak olan malzemenin artan sıcaklığa, basınca dayanımının arttırılması gerektiği sonucuna ulaşılmıştır. Aynı zamanda yakıt tüketiminin arttığına da dikkat edilmesi gerekmektedir. Sayısal analizler yüksek irtifada uçmanın hava aracına olan etkisi sonucunda daha düşük irtifalarda uçuş ve motor tasarımında iyileştirilme yapılması gibi çalışma konularına olanak vermektedir.

TABLO II. ANALİZ SONUÇLARI

Ortalama Değerler	Oksijen			Ozon
	Düşük Kalite	*Orta Kalite*	*Yüksek Kalite*	*Düşük Kalite*
Basınç (Pa)	2630	2540	2560	3040
Hız (m/s)	102	110	114	122
Sıcaklık (K)	1430	1430	1410	1620
$C_{12}H_{23}$ Miktarı	0,5	0,5	0,5	0,5
O_2 Miktarı	0,105	0,105	0,105	0,105
O_3 Miktarı	-	-	-	0,0251
CO_2 Miktarı	0,0918	0,0917	0,0917	0,108
H_2O Miktarı	0,036	0,036	0,036	0,0423

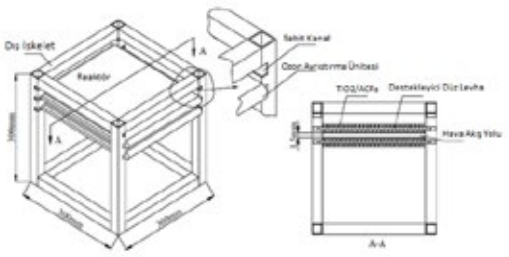
VI. PROJE EKİBİNİN KAZANIMLARI VE TUSAŞ'A OLASI KATKISI

Ozon gazı hakkında detaylı olarak bilgi edindikten sonra ozon gazının jet türbinli motorlarda yanma verimliliğine etkisi incelenmiştir. Bu süre zarfında ozon gazının absorbe edecek malzemeler üzerine çalışma yürütülmüştür. Bu sayede hem yanma verimliliğine olan katkısı hem de absorbe edilmesi üzerine bilgiler edinilmiştir. İlerleyen süreçte ozon gazının yanma verimliliğine olan etkisi hesaplamalı akışkanlar dinamiği yöntemi ile detaylı incelenerek kullanılan programda yetkinlik kazanılmış ve konu hakkında daha fazla bilgi edinilmiştir.

Milli Muharip Uçak projesinde de ilerleyen zamanlarda değerlendirebilmek adına ozon gazının motor yanma verimliliğine etkisinin sayısal yöntemlerle gösterilmesi MMU için tasarım iyileştirilmesi konusuna olanak sağlamaktadır. Aynı zamanda ozon gazı zehirli bir gaz olduğundan bu gazı filtreleyecek malzemelerin kullanılması ile pilota etkisinin minimuma indirilmesi sağlanmaktadır.

VII. GELECEK ÇALIŞMALAR

Test etmek üzere TiO_2/AC filtresinin imali gerçekleştirilecektir. Daha sonra elektron mikroskopu ile katalizör numunelerinin fotoğraflanması ve değerlendirilmesi yapılacaktır. Ardından kaynak yöntemi ile katalizörlerin yerleştirileceği metal iskeletin imalatı yapılacak olup, filtreleme sisteminin prototipi yapılacaktır (Şekil. 14.).



Şekil. 14. Ozon Filtreleme Sisteminin Şematik Diyagramı [14]

Son olarak filtreleme sistemi testlerin yapılması ve analiz sonuçlarının değerlendirilmesi için ilgili şirketlere teslim edilecektir.

BİLGİLENDİRME

Bu çalışma Lift-UP Sanayi Odaklı Lisans Bitirme Projeleri Desteği kapsamında TUSAŞ ve 2209-B Üniversite Öğrencileri Sanayiye Yönelik Araştırma Projeleri Desteği Programı kapsamında TÜBİTAK tarafından desteklenmektedir.

KAYNAKLAR

[1] Lu, Y., Zhao, X., Wang, M., Yang, Z., Zhang, X. J., & Yang, C. (2014). Feasibility analysis on photocatalytic removal of gaseous ozone in aircraft cabins. Building and Environment, 81, 42–50.

[2] Tashkin, D. P., Coulson, A. H., Simmons, M. S., & Spivey, G. H. (1983). Respiratory symptoms of flight attendants during high-altitude flight: Possible relation to cabin ozone exposure. International Archives of Occupational and Environmental Health, 52(2), 117–137.

[3] Yu, Q., Pan, H., Zhao, M., Liu, Z., Wang, J., Chen, Y., & Gong, M. (2009). Influence of calcination temperature on the performance of Pd–Mn/SiO2–Al2O3 catalysts for ozone decomposition. Journal of Hazardous Materials, 172(2–3), 631–634.

[4] Lucas, D., Dunn-Rankin, D., Hom, K., & Brown, N. J. (1987). Ignition by excimer laser photolysis of ozone. Combustion and Flame, 69(2), 171–184.

[5] Ehn, A., Zhu, J. J., Petersson, P., Li, Z. S., Aldén, M., Fureby, C., Hurtig, T., Zettervall, N., Larsson, A., & Larfeldt, J. (2015). Plasma assisted combustion: Effects of O3 on large scale turbulent combustion studied with laser diagnostics and large Eddy Simulations. Proceedings of the Combustion Institute, 35(3), 3487–3495.

[6] Wang, Z. H., Yang, L., Li, B., Li, Z. S., Sun, Z. W., Aldén, M., Cen, K. F., & Konnov, A. A. (2012). Investigation of combustion enhancement by ozone additive in CH4/air flames using direct laminar burning velocity measurements and kinetic simulations. Combustion and Flame, 159(1), 120–129.

[7] Vu, T. M., Won, S. H., Ombrello, T., & Cha, M. S. (2014). Stability enhancement of ozone-assisted laminar premixed Bunsen Flames in nitrogen co-flow. Combustion and Flame, 161(4), 917–926.

[8] Weng, W., Nilsson, E., Ehn, A., Zhu, J., Zhou, Y., Wang, Z., Li, Z., Aldén, M., & Cen, K. (2015). Investigation of formaldehyde enhancement by ozone addition in CH4/air premixed flames. Combustion and Flame, 162(4), 1284–1293.

[9] Won, S. H., Jiang, B., Diévart, P., Sohn, C. H., & Ju, Y. (2015). Self-sustaining n -heptane cool diffusion flames activated by ozone. Proceedings of the Combustion Institute, 35(1), 881–888.

[10] Ao, C., & Lee, S. (2003). Enhancement effect of TiO2 immobilized on activated carbon filter for the photodegradation of pollutants at typical indoor air level. Applied Catalysis B: Environmental, 44(3), 191–205.

[11] Ao, C., & Lee, S. (2004). Combination effect of activated carbon with TiO2 for the photodegradation of binary pollutants at typical indoor air level. Journal of Photochemistry and Photobiology A: Chemistry, 161(2–3), 131–140.

[12] Monterossi, M. P. (2019). Energy Saving Through An Innovative Aircraft Turbine Thermal Control.

[13] Keeling, R. F., Najjar, R. P., Bender, M. L., & Tans, P. P. (1993). What atmospheric oxygen measurements can tell us about the global carbon cycle. Global Biogeochemical Cycles, 7(1), 37–67.

[14] Wu, F., Lu, Y., Wang, M., Zhang, X., & Yang, C. (2019). Catalytic removal of ozone by PD/ACFS and optimal design of ozone converter for Air Purification in Aircraft Cabin. Civil Engineering Journal, 5(8), 1656–1671.

Piezo-Elektrik Kompozitlerin Havacılık Uygulamalarında Kullanılması

Usage of Piezo-Electric Composites in Aviation Applications

Öğrenci – 1
Aleyna Göker
İstanbul Üniversitesi-Cerrahpaşa
Metalurji ve Malzeme Mühendisliği
İstanbul, Türkiye
aleyna.gkrr@gmail.com

Öğrenci – 2
Umut Can Cingöz
İstanbul Üniversitesi-Cerrahpaşa
Metalurji ve Malzeme Mühendisliği
İstanbul, Türkiye
umutcancingoz88@gmail.com

Akademik Danışman
Prof. Dr. Suat Yılmaz
İstanbul Üniversitesi-Cerrahpaşa
Metalurji ve Malzeme Mühendisliği
İstanbul, Türkiye
syilmaz@iuc.edu.tr

Sanayi Danışmanı
Erhan Gül
Türk Havacılık Uzay Sanayii
Ankara, Türkiye
eg.erhangul@gmail.com

***Özetçe*— Bu projede piezoelektrik kompozit aktüatörlerin değişen çevresel faktörlere cevap vermesinden faydalanarak havacılık alanındaki uygulanabilirliğini araştırmak ve hazırda bulunan uygulamayı geliştirmek hedeflenmiştir. Seyir esnasındaki uçak kanadında oluşan titreşimin azaltılması, sönümlenmesi piezoelektrik aktüatör kullanarak gerçekleştirilmesi hedeflenmiştir. Aşırı titreşim sonucu parçada oluşan yorulma, uçakta sarsıntıya sebep olur ve bu da ciddi bir problem teşkil etmektedir. Oluşan bu sarsıntı, Sonlu Elemanlar Yöntemine dayalı modellenmiştir. ANSYS Modal Analizi kullanılarak uçak kanadı ve aktüatörden oluşan geometrik modeli üzerinde toplam gerilme ve deformasyon (stree/strain) dağılımları hesaplanmıştır. Elde edilen analiz sonuçlarıyla piezoelektrik kompozitlerden yapılmış aktüatörlerin havacılık uygulamalarındaki fizibilitesi ve analiz sonuçları değerlendirilmiştir.**

Anahtar Kelimeler — Havacılık; Piezoelektrik Kompozit; Aktüatör; Titreşim; Deformasyon; Analiz

Abstract*— In this project , piezoelectric composite It is aimed to investigate the applicability of the actuators in the field of aviation and to improve the existing application by taking advantage of the response of the actuators to the changing environmental factors. Reducing and damping the vibration of the aircraft wing during cruise is piezoelectric . It is aimed to be realized using an actuator . Fatigue in the part as a result of excessive vibration causes vibration in the aircraft and this poses a serious problem. This shaking is modeled based on the Finite Element Method. By using ANSYS Modal Analysis, the total stress and deformation (stree / strain) distributions were calculated on the geometric model consisting of aircraft wing and actuator . With the analysis results obtained, piezoelectric The feasibility and analysis results of actuators made of composites in aerospace applications were evaluated.*

Keywords — Aviation; Piezoelectric Composite; Actuator; Vibration; Deformation; Analysis

I. GİRİŞ VE PROBLEM TANİMİ

Akıllı mühendislik yapıları sınıfında olan piezoelektrik malzemeler, havacılıkta pasif yapılara entegre edilebilen yapılardır. Bu malzemeler, geometrik ve yapısal özellikleri bakımından sonuç vermesi beklenen ve kullanılacak göreve uygun değiştirilebilen malzemelerdir. Günümüzde de kullanım alanları oldukça genişleyen piezoelektrik malzemelerin kristal kafes yapılarının bu avantajından faydalanılır, elektriksel alana maruz kaldıklarında boyutlarında değişiklikler olmakta yani herhangi bir elektriksel alan altında mekanik olarak şekil değiştirebilmektedir (elektromekanik etki) ve tersi durumda da boyutsal şekil değişikliklerine zorlandıklarında da elektrik sinyali üretebilmektedir (mekanoelektrik etki). Aktüatör olarak kullanılan eyleyiciler sayesinde havacılıkta istenmeyen titreşim, gürültü, şekil değiştirme gibi etkiler kolaylıkla yok edilebilmektedir. Uçuş esnasında sürekli değişen koşullar sonucunda yapıda oluşabilecek deformasyonlar ve titreşimin meydana getirdiği yorulmaya bağlı hasarlar meydana gelmektedir. Bu tip sorunlara önlem almak için piezoelektrik aktüatörlerden faydalanılmaktadır. Aynı zamanda titreşimlerin sönümlenmesinde de piezoelektrik kompozit aktüatörler kullanılmaktadır.

II. GERÇEKLEŞTİRİLEN ARAŞTİRMA FAALİYETLERİ

Piezoelektrik malzemelerden yararlanarak uçuş anında meydana gelen titreşimlerin kontrolünü sağlamak, titreşimleri sönümlemek amacıyla kullanılabilirliği araştırılmıştır. Piezoelektrik aktüatörler titreşim alanında pasif, aktif ve yarı aktif olarak işlev görebilmektedir. Kontrol sistemlerinden yarı aktif yöntemler, pasif titreşim kontrolünün kontrol performansının parametrelerdeki değişikliklere karşı hassasiyetini atlatır. Yarı aktif yöntemler aynı zamanda aktif yöntemlerle karşılaştırılabilir kontrol performansı ve sağlamlık sağlar ve sistemlerin uygulanması çok basittir. Bu nedenlerden dolayı uygulamalarda genellikle yarı aktif kontrol yöntemleri tercih edilmektedir. İlk olarak piezoelektrik aktüatör olarak kullanılacak eyleyicilerin havacılık alanında hangi malzemelerin tercih edildiği avantaj ve dezavantajları ile birlikte detaylı bir literatür çalışması yapılmış ve aktüatörlerde kullanılacak olan eyleyici için en uygun malzemenin seçimi gerçekleştirilmiştir. Bu malzemeler incelendiğinde 2 ana grupta toplandığı görülmüştür; Kristal yapı gösteren ve seramik şeklinde olanlar (PZT) ve piezoelektrik etki gösteren polimerlerdir (PVDF). Araştırmalar bu malzemeler üzerinden gerçekleştirilmiştir. Ardından havacılıkta kanatlar için modal analiz gerçekleştirilmiş ve titreşim sonucu meydana gelen total

deformasyonlar incelenmiştir. Kanat özelinde piezoelektrik kompozit bir aktüatör kullanılarak titreşim sönümlemeleri incelenmiş ve kanatta sönümlenen titreşim karşılığındaki total deformasyonlar karşılaştırılmıştır. Titreşim dağılımının genliği, yapılacak olan analiz ve simülasyon için önemli parametrelerden biridir. Tasarımı gerçekleştirilen kanat ve aktüatörün ANSYS programı üzerinden analizleri gerçekleştirilmiştir.

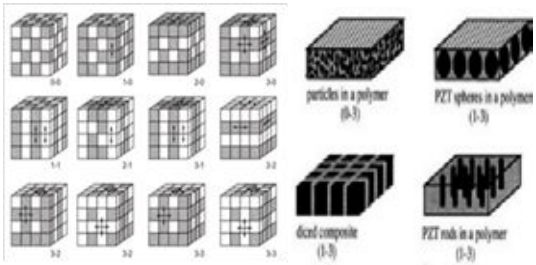
A. Literatür Araştırması

Tablo. 1. Literatür Taraması

Yıl	Araştırmacı	Piezokompozit
1971	Kitayama (NTT, Japan)	PZT Powder, PVDF
1973	Powell (Gould)	PZT Powder, Poly Urethane
1976	Furukawa (Riken, Japan)	Spherical Model
1978	Newnham (Penn State)	Coral Replica PZT: Silicone
1978	Seo (Mitsubishi Chemical, Japan)	PZT Powder, Poly Acetal
1980	Harrison (Honeywell)	PZT Powder: Silicone Rubber
1980	Newnham (Penn State)	1-3, 3-1, 3-2 Type
1983	Banno (NTK, Japan)	PT: Polymer 0-3 Type
1990	Uchino (Sophia Univ, Japan)	PZT: Carbon: Polymer Piezo-Damper
1990	Newnham (Penn State)	Moonie/Cymbal
2000	Uchino (Penn State)	PZT: Terfenol Magnetoelectric Composite
2004	Uchino (Penn State)	Composite Harvesting

B. Piezoelektrik Kompozit:

Seramik esaslı piezoelektrik malzemelerin ve polimer esaslı piezoelektrik malzemelerin avantajlı yönlerinden faydalanmak için kompozit yapılı daha üstün özellikli piezoelektrik malzemeler geliştirilebilir. Piezokompozit malzeme üretmenin amacı elektriksel, mekanik, kimyasal, fiziksel ve diğer özellikleri yönünden hem seramik hem de polimer malzemelerden daha üstün bir malzemeler elde etmektir. Piezo seramik türleri sert oldukları için esnek ve karmaşık uygulamalarda yeni seramik arayışları başlamıştır. Aynı zamanda polimerler için gerekli dayanıklılık elde edilemediğinden. Bu problemi çözebilmek için piezokompozit seramikler üretilmiştir. Piezokompozit seramikler, PZT ve PVDF seramiklerin farklı oranlarda birleştirilmesiyle meydana gelmişlerdir. PZT ve PVDF seramiklerin birleşme oranına bağlı olarak, oluşan malzemenin sertliği ve esnekliği değişiklik gösterir. Kompozit piezoelektrik malzemelerden mükemmel özellikler elde etmek için kompozitin kurucu unsurların kombinasyonu ve kompozitlerin elektromekanik olarak bağlanması kritik önem taşır. Piezokompozit bir piezoelektrik seramikten ve bir polimerden oluşur ve mükemmel özellikleri nedeniyle önemli malzemelerdir. İki fazlı kompozitlerin geometrisi şekilde gösterildiği üzere bağlantı modelleri (0-0, 1-0, 2-0, 3-0, 1-1, 2- 1, 3-1, 2-2, 3-2 ve 3-3), şeklindedir. Bu bağlantı modellerinde, ilk numara aktif faz (seramik) ve ikinci sayı pasif fazı (polimer) ifade eder. Bu bağlantı modellerine dayanarak, çeşitli piezoelektrik seramik-polimer kompozitler tasarlanmış kompozitlerin faydalı bir özellikleri geliştirilmiş ve performansı arttırılmıştır. Özellikle, 1-3 piezokompozit veya PZT-çubuk/polimer-matris kompozit, piezokompozitler arasında en kullanışlılarıdır. Bu kompozitin avantajları, yüksek bağlantı faktörleri, düşük akustik empedans, su veya insan dokusuna iyi uyum, mekanik esneklik, düşük mekanik kalite faktörü ile birlikte geniş bant aralığı ve elektrotları basitçe modelleyerek dizilenmemiş diziler yapma olasılığıdır.



Şekil. 1. Piezoelektrik Kompozit Yönlenmeleri

Yapılan araştırmalar sonucunda, araştırmamızda kullanacağımız olan PZT kompozitlerin havacılık alanında uygulanabilirliği ve üretim yöntemleri araştırıldı. Bunun sonucunda alana en uygun kullanılan aktüatörün ekonomik ve üretim kolaylığı açısından değerlendirildiğinde üç çeşit üretim yöntemi mevcuttur. Kısaca bu üretim yöntemleri şöyledir:

1) Dice- Fill Yöntemi:

Çeşitli bağlantı modellerini elde etmek için sinterlenmiş piezoelektrik blok kesilir ve ardından doldurulur ve son olarak cilalanır. Çubuklu kompozitler (1-3 piezokompozit) 25 μm'lik kerflerle ayrılmış 50 μm'lik genişlikler bu şekilde üretilmektedir.

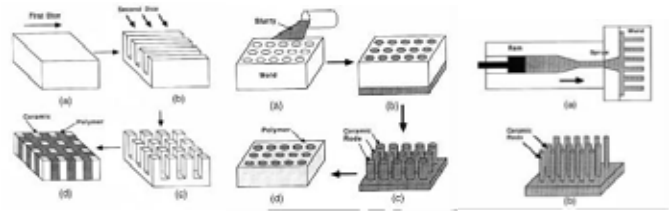
2) Lost Mold (Kayıp Kalıp Yöntemi):

Bu imalat yöntemini geliştirmeye yönelik öncü çalışma Rittenmyer ve diğerleri ve Siemens tarafından yapılmıştır. 50 μm çapında, 400 μm yüksekliğinde ve 50 μm aralıklı altıgen çubukların imalatının fizibilitesi bu işlem kullanılarak başarıyla gerçekleşebilmektedir. 10 μm et kalınlığında sinterlenmiş petek yapılar da bu yöntemle yapılabilmektedir. LIGA işlemi iyi sonuçlar vermesine rağmen, aynı zamanda pahalı ve zaman alıcıdır.

3) Injection Molding (Enjeksiyon Kalıplama Yöntemi):

Kompozitler bu yöntemle kolaylıkla üretilebilir. Bu teknikten, 25 μm kadar ince (2-2) sinterlenmiş levha kompozitler ve 30 ila 40 μm çapa kadar ince (1-3) PZT çubuklarla preformların üretimi yapılmaktadır. Enjeksiyon kalıplamanın

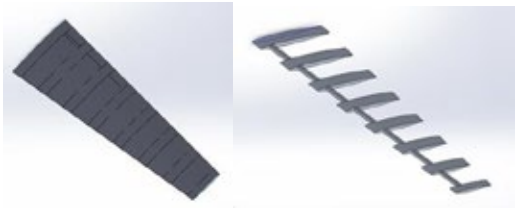
avantajlarından bazıları hızlı sonuç, düşük malzeme israfı, dönüştürücü tasarımına göre esneklik ve parça başına düşük maliyetli olmasıdır. Bu avantajların aksine kalıp yapımı zaman alan ve maliyetli bir süreçtir. Bu sorunu çözmek için Lost Mold (kayıp kalıp yöntemi) gibi teknikler kullanılır.



Şekil. 2. Üretim Yötenlemleri Şematik Gösterimi

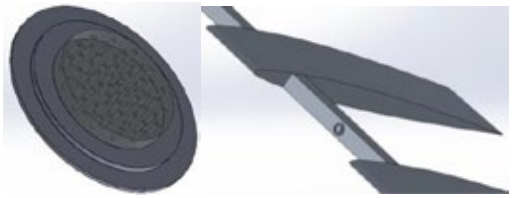
A. Ön Tasarım

Yapılan araştırma sonucunda malzemeye karar verildikten sonra uçağın kullanılacak kısmında tasarım yapılması gerekmektedir. Kullanılacak olan çizim programı sayesinde aktüatör tasarımına da uygun bir kanat modellemesi gerçekleştirilmiştir. Kullanılan program, bilgisayar destekli 3 boyutlu çizimlerin katı bir modellemesi ve tasarımının yapıldığı çizim programıdır. Aynı şekilde kullanılacak olan aktüatörün de yine aynı çizim programı üzerinden kanat tasarımına uygun olabilecek şekilde modellemesi yapılmıştır. Yapılan tüm literatür çalışmalarının ardından bir kanat modeli tasarlanmış, daha sonra kanada entegre edilecek olan ve asıl konumuz olan aktüatör tasarımı gerçekleştirilmiştir. Yapılan tasarım için airfoiltools sitesinden uygun koordinat sistemleri alınmış ve koordinatlar üzerinden kanat tasarımı gerçekleştirilmiştir. Kanat içerisine spar çizimi de yapılmış olup ribler ayrılmıştır.



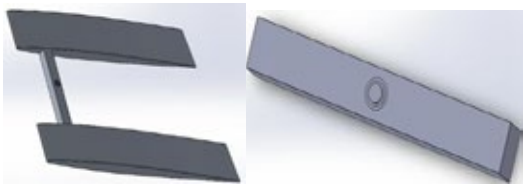
Şekil. 3. Kanat Ön Tasarımı

Spar üzerine entegresi yapılacak aktüatörün tasarımı gerekli literatür çalışması yapıldıktan sonra katmanlı olmasına ve yuvarlak kesite sahip olmasına karar verilmiştir. Ana olarak 3 katmandan oluşan ve toplamda 7 katmana sahip olan aktüatör tasarlanmıştır. Seçilmiş olan PZT kompozit aktüatör en üst konuma konumlandırıldı, üst ve alt kısmına elektrodlar tasarlandı ve 7 katman oluşturuldu. Tasarlanan aktüatör yapısı yine tasarlanan kanat yapısının yüzeyine yapıştırılmakta (bonded) ya da yapıya gömülmektedir (embedded). Kanat üzerine yapıştırılarak (bonded) entegresi tercih edilmiştir. Pasif yapıya entegresi gerçekte de bu şekilde gerçekleştiğinden, analiz programına da bu şekilde uyarlanacaktır.



Şekil. 4. Piezoelektrik Aktüatör Tasarımı ve Entegrasyonu

Kanat üzerinde aktüatörün etkisini daha net görebilmek için iki rib arasından bir kesit tasarımı daha yapılmıştır. Ayrıca ribler dışında sadece spar kısmındaki etkisini daha net görebilmek için sadece sparın olduğu bir tasarım daha gerçekleştirilmiştir.



Şekil. 5. Tasarım İçinden Analiz İçin Alınan Tasarımlar

B. Malzeme Seçimi

Malzeme seçimleri literatür taramasından çıkarılan sonuçlarla en uygun olarak seçilecektir. Kanat malzemesi Alüminyum 7050-T7451 seçilmiştir. Kanat tasarımında kullanılan Alüminyum 7050-T7451 sebebi havacılık alanında mümkün mertebe ağırlığın minimum olmasının gerekliliğidir. Alüminyum yoğunluğu düşük, hafif ve sünek bir malzeme olmasından ötürü havacılık alanında kullanımı en uygun malzeme türlerindendir. Bu durum minimum yakıt sarfiyatı da sağlamaktadır. Çok yüksek mekanik özelliklere ve yüksek kırılma tokluğuna sahip ısıl işlem görebilen bir alaşımdır. Alüminyum 7050, sıfırın altındaki sıcaklıklarda da iyi stres ve korozyon çatlama direnci ve yüksek mukavemet gösterir. Piezoelektrik kompozit bir aktüatör tasarlanmıştır. PZT, polimer matrisli bir kompozit malzeme uygun görülmüştür. Aktüatördeki malzeme katmanları ise genel olarak üç katmandan oluşur. Bunlar pasif silikon katman, yapıştırıcı katman ve en üstte de hareketi oluşturan PZT-5A piezoelektrik aktüatör. Aktüatörde bulunan katmanların etkisi göz önüne alınarak seçilmiştir. Piezoelektrik katmana uygulanacak kuvvetten dolayı meydana gelen yer değiştirme elastik olan silikon katmana aktarılır. Silikon sayesinde alt hazneye alınıp oradan da diğer bölgeye pompalanır. Piezoelektrik kompozitin alt ve üstüne dielektrik etkiyi etkin kullanılabilmesi için elektrod ile örtülmesi gerekmektedir bu doğrultuda en uygun olabilecek şekilde gümüş malzemesi seçilmiştir. Her katmanda bulunan malzemeler, malzeme özellikleri ve ölçülerinin detayı aşağıdaki tabloda gösterilmiştir.

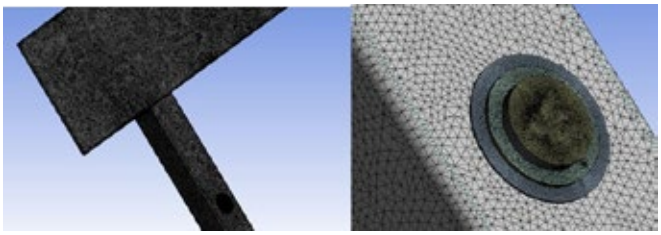
Tablo. 2. Piezoelektrik Kompozitte Kullanılan Malzemeler ve Özellikleri

Katmanlar	Yarıçap(mm)	Kalınlık(µm)	Poisson Oran	Young Modülü(GPa)	Yoğunluk (Kg/m^3)
Silikon	12,5	100	0,22	20	2329
Pirinç	7	140	0,27	110	8730

Gümüş	5	10	0,35	40	10490
PZT	5	400	0,3	75,09	7750
Epoksi	7	10	0,3	5.17	1000

C. Sonlu Elemanlar Analizi

Yapılan analiz ve simülasyon için ANSYS programı kullanılmıştır. ANSYS programı üzerinden sonlu elemanlar analizi ile gerekli olan koşullar ve malzeme değerleri girilmiş ve mesh sıklığı fazla tutularak gerçeğe uygun bir analiz ve simülasyon çalışması yapılmıştır. Gerekli koşullar belirlenip modal analiz ile titreşim ve titreşimin sebep olduğu yorulma statik olarak incelenmiştir. Yapıda serbest şekilde frekans etkisiyle meydana gelen total deformasyon değerleri pasif yapı olan kanatta hem aktüatörlü hem de aktüatörsüz olarak analiz edilmiş ve titreşim değerlerine bağlı toplam deformasyon yorumlanmıştır. Hedeflenen aktüatörlü yapıda frekans değerinin azalması ve buna bağlı olarak toplam deformasyon değerlerinin azalmasıdır. Analiz, 2 farklı yapı üzerinde gerçekleştirilmiştir. Hem kanadın bir kesitinin üzerinde hem de sadece spar üzerinde gerçekleştirilmiş ve sonuçlar karşılaştırılmıştır. İki yapı analizinde de aktüatörlü yapılardaki doğal titreşim frekanslarında azalma ve buna bağlı olarak toplam deformasyon değerlerinde azalma gözlemlenmiştir. Yapılan analizlerde mesh sıklıkları element boyutu küçük tutularak daha net ve kesin sonuçlar almak hedeflenmiştir.



Şekil. 6. Analiz Öncesi Yapılan Mesh Görüntüsü

Kullanılan malzemelere ait; yoğunluk, Poisson's oranı, elastik modül gibi değerleri Ansys sistemine tanımlanmış olup malzeme kütüphanesi oluşturulmuştur. Analiz çıktıları incelendiğinde, kirişin serbest şekilde yaptığı salınım titreşiminden meydana gelen total deformasyonlar ve titreşim frekans çıktıları, kiriş üzerine piezoelektrik kompozit aktüatör montaj edildikten sonraki analiz çıktıları ile karşılaştırılmıştır. Analizler sonucunda, piezoelektirk kompozit aktüatör monte edilmiş kirişte frekansta azalma gözlemlenmiş, titreşim ve salınımın azalmasıyla titreşimin sebebiyet verdiği total deformasyonda da azalma meydana geldiği görülmüştür. Ayrıca elde edilen frekans değerleri ile de yapının hangi titreşim değerlerinde rezonansa girdiği tespit edilmiştir. Yapılan literatür taraması analiz ve simülasyonlarla desteklenmiştir.

D. Modal Analiz

Sistemlerin doğal durumlarında hiçbir ön yükleme ve zorlama olmaksızın doğal frekanslarını ve buna bağlı olarak titreşim cevaplarının total deformasyon başlığı altında kontrol etmek oldukça önem arz etmektedir. Çünkü yukarıda titreşim başlığı altında bahsedilen ve oldukça tehlikeli bir durum olan rezonans durumunda sistemin çalışma hızının kritik hızla çakışmasıdır. Sistemlerin doğal frekanslarını ve titreşim cevaplarını kontrol etmek oldukça önemlidir. Çünkü, makinanın çalışma hızının kritik hızla çakıştığı rezonans durumunda genlikler sonsuza gider, gürültü ve gerilmeler artar ve sistem tahrip olmaya başlar. Bu sebeple sistemin doğal frekansını analiz etmek önem arz etmektedir. Burada tasarlanan kiriş üzerine aktüatör montajlanarak, frekans değerlerindeki değişim ve bununla bağlı değişen total deformasyonlar incelenmiştir. Mesh sıklığı 0,05 mm alınmıştır. Kiriş tek bir taraftan sabitlenmiştir. Kirişin serbest modal analizi 6 modda gerçekleştirilmiştir. Elde edilen frekans değerleri aşağıdaki gibidir. Bu değerler, sistemin rezonansa girdiği değerler çıktısıdır. Kiriş üzerine 7 katmanlı aktüatör montajlandığında tekrar aynı parametreler girildiğinde frekans değerleri incelenmiştir. Bu sefer gerçekleştirilen analizde, titreşim değerlerinde gözle görülür bir frekans azalması meydana gelmiştir. Bu durum, yapılan araştırmaları destekleyen bir çıktıdır. Sonrasında her frekans değeriyle total deformasyon çıktısı oluşturulur. Her mod için meydana gelen total deformasyonları ve deformasyon dağılımları incelenir. Bu deformasyonların hangi kuvvetler etkisinde olduğu da yapılan simülasyon ile görülmüştür. Aşağıda bu dağılımlar verilmiştir. Renk dağılımlarından görüldüğü üzere maviden kırmızıya doğru total deformasyonda artış meydana gelmektedir. Tüm parametreler aynı tutularak analiz kanat kesiti için tekrarlanmıştır. Önceki analizde gerçekleşen gözle görülür şekilde frekansta azalma gerçekleşmiştir.

Tabular Data

	Mode	Frequency [Hz]
1	1.	93,359
2	2.	118,55
3	3.	276,2
4	4.	594,98
5	5.	1698,8
6	6.	1789,3

Tabular Data

	Mode	Frequency [Hz]
1	1.	0.
2	2.	3,0263e-002
3	3.	6,8743e-002
4	4.	0,26461
5	5.	88,952
6	6.	112,43

Şekil. 7. Rib-Spar Birleşimli Frekans Çıktıları

	Mode	Frequency [Hz]
1	1.	1859,1
2	2.	1859,1
3	3.	10741
4	4.	10741
5	5.	11837
6	6.	21066

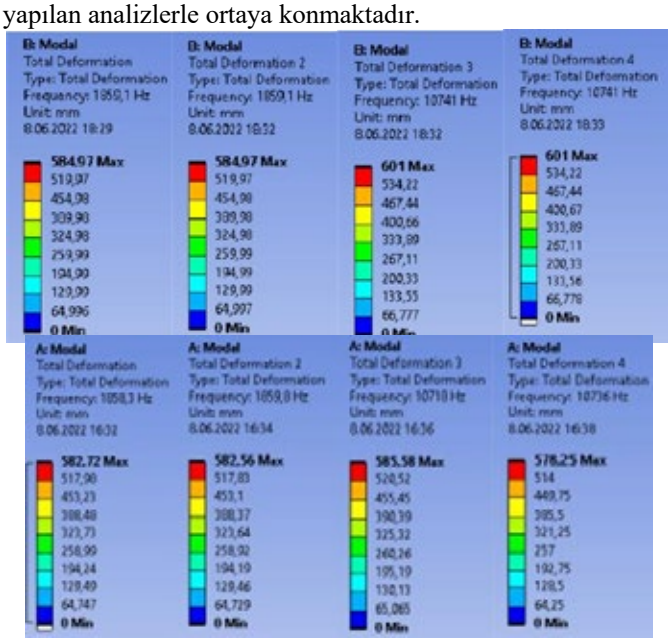
	Mode	Frequency [Hz]
1	1.	1858,3
2	2.	1859,8
3	3.	10718
4	4.	10736
5	5.	11835
6	6.	21049

Şekil. 8. Sadece Spar Üzerinden Elde Edilen Frekans Çıktıları

III. ARAŞTİRMA SONUÇLARİ VE ÇİKTİLARİ

Geliştirilen piezoelektrik kompozit aktüatör sayesinde kanatta oluşan istenmeyen frekans değerlerinde azalma olduğu gözlemlenmiştir. Azalan frekans değerlerine karşılık titreşimin sebebiyet verdiği yorulma ile meydana gelen deformasyon değerlerinde azalma görülmüştür. Azalan frekans ile kanatta daha az titreşim ve buna bağlı olarak yorulma meydana gelmiştir. Yorulma miktarındaki azalma total deformasyon değerlerinde gözle görülür bir düşüş meydana getirmiştir. Elde edilen bu çıktı yapılan araştırmaları ve hedefi desteklemektedir. Kullanılan aktüatör, boyut ve ağırlık olarak küçük ve hafif olduğundan toplam tasarımda bir ağırlığa sebep olmamış, piezoelektrik kompozit bir malzemeden yapılmış olmasıyla da hem hafif hem de piezoelektrik malzemelerin kristal kafes yapı özelliklerinden faydalanarak tasarlanan eyleyici sınıfındaki aktüatör ile istenmeyen titreşim

frekanslarının ciddi derece azaldığı buna bağlı olarak deformasyon değerlerinde de azalma meydana geldiği görülmüştür. Frekans azalmasıyla ve buna bağlı olarak yorulma azaldığından, aktüatör kullanılmasıyla total deformasyon değerlerinde azalma görülmüştür. Sonuç olarak tasarlanan piezoelektrik kompozit aktüatörün amaca uygun olarak çalıştığı yapılan analizlerle ortaya konmaktadır.



Şekil. 10. Spar Aktüatörlü Toplam Deformasyon Çıktıları

IV. PROJE EKİBİNİN KAZANİMLARİ VE TUSAŞ'A OLAN KATKİSİ

Proje sonunda kanatta doğal olarak meydana gelen frekansın oluşturduğu titreşimin piezoelektrik bir aktüatör kullanılarak azaltıldığını ve aktüatör için seçilen malzemelerin amaca uygunluğu görülmüştür. Aynı zamanda aktüatörün kanat gibi pasif bir yapıdaki fizibilitesi de değerlendirilmiş ve entegresi gerçekleştirilmiştir. Araştırma sonunda gerçekleşen çalışmanın sektördeki firmalara sunularak geliştirilmesinin teklif edilmesi ve teknoloji hazırlık seviyelerini yapılan araştırma ve çalışmalarla tamamlayarak nihai ürün olabilmesi hedeflenmektedir. Özellikle ülkemiz için de önem arz eden Muharip hava araçlarında kullanılabileceği öngörülen bu proje için Milli Muharip Uçak Projesi odaklı geliştirilmesi amacıyla çalışılmaktadır.

V. ÖNERİLER, ALİNAN DERSLER VE GELECEK ÇALİŞMALAR

Yapılan bu çalışmada mesh sıklığı çok düşük tutulduğundan analiz sırasında sorunlarla karşılaşılmıştır. Mesh oranının düşük olması daha doğru sonuç vermekte fakat analiz süresini uzatmakta ve meshlenen yüzeylerde hataya sebebiyet vermektedir. Kanat üzerinde keskin bir yapının olması meshleme esnasında hata almamıza sebep olmuştur. Ayrıca kanat yapısına oranla mesh sıklığının düşük tutulması sebebiyle tüm kanatta analizi gerçekleştiremeyip kanat kesiti üzerinden tüm durum yorumlanmıştır. Alınan kesitin yanı sıra spar üzerinde de modal analiz gerçekleştirilmesi ile yapının titreşimi sönümlediği tekrar görülmüştür ve aktüatör işlevselliğinin sağlaması yapılmıştır.

Yapılacak olan çalışmalarda tüm kanat üzerine odaklanmak yerine yine bir kesit üzerinden analizler yapılabilir, eğer ki tüm kanat işleme girecekse tasarımda iyileştirmeler yapılması gerekmektedir. PZT boyutları çok küçük olduğundan tüm meshlerin aktüatör tasarımını dolayısı ile PZT malzemeleri kaplaması gerektiğinden mesh oranı düşük tutulmak zorunda kalınmıştır. Piezoelektrik kompozitler gibi akıllı malzemelerin havacılık ve savunma sanayii içerisinde ihtiyaç duyulması yıllar geçtikçe artmaya başlamıştır. Günümüzde hali hazırda kullanılan ve yetersiz olduğu görülen metot ve hazır ekipmanların yerine geliştirilen bu akıllı malzeme bulunduran ekipmanların gelecekte hava araçlarında kullanılacağı öngörülmektedir. Bu sebeple Milli Teknoloji Hamlesi doğrultusunda bu projede araştırılan kritik sistem parametrelerinin projelendirilerek tüm detaylarıyla teknik ve akademik altyapı oluşturulması ve bu alanda daha önce çalışmış insan gücünün artırılması planlanmıştır.

Araştırma sonunda gerçekleşen çalışmanın sektördeki firmalara sunularak geliştirilmesinin teklif edilmesi ve teknoloji hazırlık seviyelerini yapılan araştırma ve çalışmalarla tamamlayarak nihai ürün olabilmesi hedeflenmektedir.

VI. TEŞEKKÜR

Sanayi odaklı bitirme projemizin gerçekleşmesine olanak sağlayan akademik danışmanımız sayın Prof. Dr. Suat YILMAZ hocamıza ve Sanayi danışmanımız Erhan GÜL'e, TUSAŞ'a ve 2209-B desteği için TÜBİTAK'a teşekkür ederiz.

KAYNAKLAR

[1] *Yavuz Yaman, "Akıllı Mühendislik Yapıları ve Havacılıktaki Uygulamaları", Uzay Havacılık ve Savunma Teknolojilerinin Öncelikleri Sempozyumu Hava Harp Okulu, Havacılık Mühendisliği Bölümü O.D.T.Ü, 1999.*

[2] *Habibe Tuğba TAN, "Vıbratıon Analysıs and Shape Control Of A Beam Wıth Pıezoelectrıc Patches", İstanbul Technıcal Unıversıty Institute Of Scıence And Technology, 2011.*

[3] *Deniz Sofu, "Akıllı Çubuk Titreşimlerinin Piezoelektrik Eyleyiciler ile Aktif Kontrolü", Yıldız Teknik Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Makine Mühendisliği Anabilim Dalı, 2017.*

[4] *Jinhao Qiu and Hongli Ji, "The Application of Piezoelectric Materials in Smart Structures in China", Int'l J. of Aeronautical & Space Sci. 11(4), 266–284, 2010.*

[5] *Eugene I. Rivin, "Passive Vibration Isolation", ASME Press, 14-16, 2003.*

[6] *Hassan Elahi etc., "A Review on Applications of Piezoelectric Materials in Aerospace Industry", Integrated Ferroelectrics, 211:1, 25-44, 2020*

[7] *Kerim Gökhan Aktaş, "Piezoelektrik Sensör Ve Eyleyici Entegre Edilmiş Akıllı Kiriş Ve Plakaların Aktif Titreşim Kontrolü, Statik Ve Dinamik Analizi", Karabük Üniversitesi Lisansüstü Eğitim Enstitüsü Makine Mühendisliği Anabilim Dalı, 2021.*

[8] *J. F. Tressler, S. Alkoy, and R. E. Newnham, "Piezoelectric Sensors and Sensor Materials," 1998.*

[9] "Piezoelectric composites: design, fabrication and performance analysis", doi: 10.6100/IR760468.

[10] *A. Jain, K. J. Prashanth, A. K. Sharma, A. Jain, and R. P.n, "Dielectric and piezoelectric properties of PVDF/PZT composites: A review," Polymer Engineering and Science, 2015.*

Piezoelektrik Kompozitlerin Havacılık Uygulamalarında Kullanılması

Use of Piezoelectric Composites in Aviation Applications

Öğrenci
Asel Sağlam
İstanbul Üniversitesi- Cerrahpaşa
Makine Mühendisliği
İstanbul, Türkiye
143aselsaglam@gmail.com

Akademik Danışman
Prof. Dr. M. Hüsnü Dirikolu
İstanbul Üniversitesi- Cerrahpaşa
Makine Mühendisliği
İstanbul, Türkiye
dirikolumh@iuc.edu.tr

Sanayi Danışmanı
Erhan Gül
Türk Havacılık Uzay Sanayii
Ankara, Türkiye
erhan.gul1@tai.com.tr

***Özetçe*— Bu projede, havacılık ve uzay sanayisi teknolojilerinde yeni çözümler geliştirmek üzere piezoelektrik ve polimer esaslı kompozitler bir araya getirilmek istenmektedir. Bu bağlamda, özellikle mekanik sistemlerin çatlak kontrolünde piezoelektrik malzemeler kullanılacaktır. Çalışmada, insanlı veya insansız hava araçlarının kompozit kanatlarına yerleştirilecek dayanıklı piezoelektrik filmler yardımıyla, deformasyonlara bağlı oluşacak elektrik alan değişimlerinin incelenmesi ile çatlakların varlıklarının ve bazı karakteristiklerinin tespit edilmesi amaçlanmaktadır.**

Anahtar Kelimeler — Piezoelektrik, Çatlak tespiti, PZT

***Abstract*— In this project, merging piezoelectric and polymer based composites is intended to developed new solution for aviation and aerospace technologies. In this context, piezoelectric materials are used especially to control cracks of the mechanical systems. In the study, define existance and some characteristics of the cracks by investigation of deformation related changes on electrical fields with help of durable piezoelectric films which are placed on manned and unmanned aerial vehicles is aimed.**

Keywords — Piezoelectric, PZT, Crack detection.

I. GİRİŞ

Bu çalışmada Piezoelektrik kompozitlerin havacılık uygulamalarında kullanması için çözüm önerisi bulunacaktır. Bilinen akıllı malzemelerden biri olan piezoelektrik malzemeler ise mekanik strese maruz kaldıklarında elektrik alan oluşturan aynı zamanda tersinir yönde elektrik alan içerisinde mekanik gerinim oluşturabilen malzemelerdir. Piezoelektrik malzemeler, yaygın olarak algılayıcı ve eyleyici olarak kullanılmaktadır. Bununla birlikte, farklı sektörlerde kullanım alanları teknolojinin gelişimiyle doğru orantılı olarak artmaktadır. Havacılık ve uzay sektöründe üstün mekanik özelliklere sahip kompozitlerin kullanıldığı bilinen bir gerçektir.

Bu projede, dayanıklı piezoelektrik filmleriyle deformasyonlardan oluşacak elektrik alanlarının incelenmesiyle, kritik boyutlara ulaşan çatlakların tespitinin yapılması amaçlanmaktadır. Bu husus dahilinde yapılan teorik çalışmaların yanı sıra, sonlu elemanlar yöntemi temellerine dayanan paket programlar ile analizler gerçekleştirilecektir. Proje sonunda, ülkenin savunma sanayisinde aktif olarak kullanılabilecek yeni bir ürün çıkartılması ve böylece ülkemizde hem çatlak kontrolü hem de enerji hasadı için piezoelektrik kullanan kompozit teknolojisinin geliştirilmesi hedeflenmiştir.

Projenin amacı dikkate alındığında yapılmak istenen tahribatsız hasar analizi ile tekrar eden vakaların önüne geçebilmek için önleyici tedbirler sunması bakımından önem arz etmektedir. Bir sistemin dinamikleri, güvenliği ve güvenilirliği çatlakların varlığından önemli ölçüde etkilenebilir. Büyük çatlakların tespitinde modal parametre varyasyonu yaygın olarak kullanılmaktadır. Ancak küçük çatlakların tespitinde, ölçümün daha zor olmasından kaynaklanan nedenlerle problem yaşanmaktadır. C-Scanning, X- ışını, Elektrik Potansiyel CT vb. geleneksel yöntemler geniş olarak bu anlamda kullanılıyorsa da bu yaklaşımların çeşitli limitleri vardır [1]. Projenin, bu problemin çözümü niteliğinde olması beklenmektedir. Proje sonunda çatlak kontrolü için piezoelektrik teknolojisi geliştirilerek, ülkenin savunma sanayisinde de aktif olarak kullanılabilecek yeni bir tahribatsız hasar analizi yöntemi ortaya çıkacaktır.

II. PROBLEMİN TANIMI

Çatlakların tespiti için kullanılan mevcut yöntemlerin yanı sıra genel manada Piezoelektrik malzeme ile bunun yapılıp yapılamayacağının araştırılması gerekmektedir. Büyük boyutlardaki çatlakların tespiti genelde zor olmasa da boyut küçüldükçe çatlak tespiti zorlaşmaktadır. İleri teknolojilerle üretilen insanlı veya insansız hava araçlarında çatlak tespiti içinde ileri bir teknoloji kullanmanın daha doğru olacağı düşünülmektedir. Bu hususta gelişen teknolojiyle birlikte akıllı malzemelerin etkinliğinin artması ile piezoelektrik malzemelerin bu çatlak tespitinde kullanması kontrol edilmelidir.

III. GERÇEKLEŞTİRİLEN ARAŞTIRMA FAALİYETLERİ

Araştırma süreci boyunca öncelikle yapılan literatür taraması; piezoelektrik kavramının nerden geldiğini

araştırmakla başlayıp probleme nasıl çözüm olacağını bulmakla devam etmiştir.

A. Literatür Taraması

Çatlaklar çeşitli yaklaşımlar kullanılarak modellenebilir.[2] Bir yapıda bir çatlağın varlığı, doğal frekanslar ve mod şekilleri gibi dinamik özelliklerini etkileyecektir. Bu nedenle, yapının doğal frekansları ve mod şekilleri, çatlak(lar)ın varlığı, konumu ve boyutu hakkında bilgi içerir. Piezoelektrik ile çatlak tespitinin harmonik analiz kullanılarak yapılabilmektedir.[3]

Kullanılacak alüminyum ve piezoelektrik özellikleri önem arz etmektedir. Pieozoelektrik malzeme olarak en yaygın olarak kullanılan piezoseramik kurşun-zirkonat-titanat(PZT) seçilmiştir. PZT'lerden de PZT-5H kullanılmıştır. Malzeme özellikleri Tablo I ve Tablo II de gösterilmiştir.

TABLO I. ALÜMİNYUM VE EPOKSİ MALZEME ÖZELLİKLERİ[4]

Parametreler	**Semboller**	**Malzeme**	**Değerler**	**Birim**
Yoğunluk	ρ	Alüminyum Epoksi	2715 1000	kg/m^3
Poisson Oranı	v	Alüminyum Epoksi	0.3 0.4	kg/m^3
Young Modülü	$\overline{\gamma^E}$	Alüminyum Epoksi	68.95 5.1	$10^9\ N/m^2$
Rayleigh Damping	β	Alüminyum Epoksi	1×10^{-9} 6×10^{-9}	$10^9\ N/m^2$

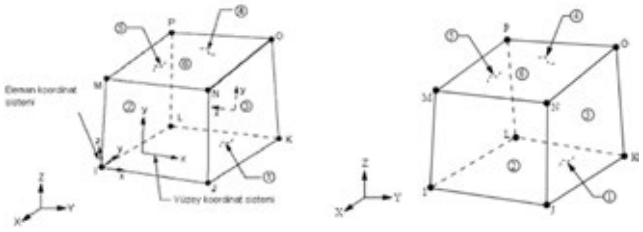
TABLO II. PİEZOELEKTRİK MALZEME ÖZELLİKLERİ [18]

Parametreler	Semboller	Değerler	Birim
Yoğunluk	ρ	7800	Kg/m^3
Dielektrik Kayıp Faktörü	tanδ	0.02	$10^{-12}\ m^2/N$
Compliance	S_{11}	15.0	
	$S_{22}=S_{33}$	19.0	
	$S_{12}=S_{21}$	-4.50	
	$S_{13}=S_{31}$	-5.70	
	$S_{23}=S_{32}$	-5.7	
	$S_{44}=S_{55}$	39.0	
	S_{66}	49.4	
Elektrik Geçirgenliği		1.75	10^{-8} F/m
		1.75	
		2.12	
Piezoelektrik Matris	d_{31}	-2.10	10^{-10} m/V
	d_{32}	-2.10	
	d_{33}	5.0	
	d_{24}	5.80	
	d_{15}	5.80	

B. Yöntem

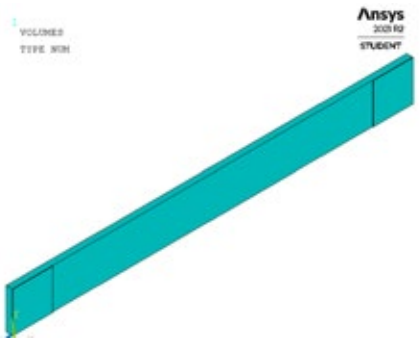
Sonlu elemanlar yöntemi kullanılarak çeşitli analizler yapılmış ve bu analizlerin çıktıları yorumlanmıştır. AutoDesk Inventor programında tasarlanan alüminyum plaka ANSYS Mechanical APDL ortamına aktarılmıştır. Alüminyum plakanın üzerine Piezoelektrik yamalar yapıştırılmıştır.

ANSYS'te PZT Yama ve Alüminyum Plakanın Modellenmesi yapılırken en önemli nokta doğru eleman tipini seçebilmektir. PZT yaması, Solid 5 öğesiyle modellenmiştir. Bunun nedeni, Solid 5 öğesinin, çoklu yapı etkileşimlerini modellemede daha uygun olan daha az düğüme sahip olmasıdır. Solid 5 elemanı, altı serbestlik derecesine (ux, uy, uz, VOLT, TEMP ve MAG DOF) sahip sekiz düğümlü bir elemandır. Piezoelektrik analiz için sadece dört serbestlik derecesine (ux, uy, uz, VOLT) kullanılmalıdır. Hem bağlayıcı tabaka hem de alüminyum plaka için kullanılan eleman tipi, her bir düğümde üç serbestlik derecesine sahip sekiz düğümlü katı yapıların modellenmesi için belirtilen Solid 45'tir. Aynı zamanda ANSYS önerisine göre Alüminyum yapıların modellenmesinde Solid 45 Eleman tipinin kullanılmalıdır.

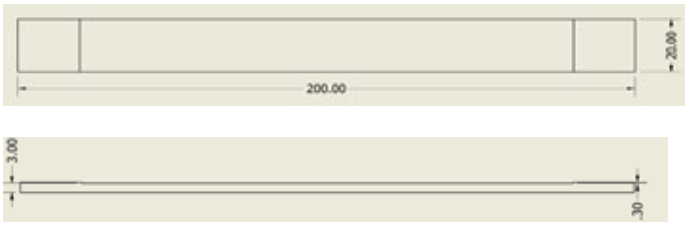


Şekil 1 Solid45 elaman yapısı ve solid 5 eleman yapısı

Eleman tipi oluştuğunda sekil 2'deki gibi bir görüntü oluşur ve malzeme özellikleri girilir. Alüminyum plaka ve PZT yamanın ölçüleri Şekil 3'te gösterilmiştir.



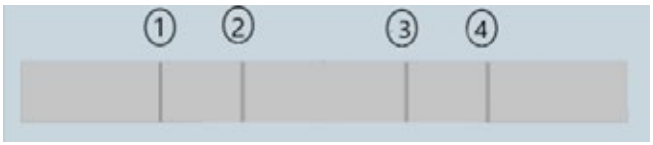
Şekil 2 Alüminyum plaka ve PZT yamanın modellenmiş görüntüsü



Şekil 3 Modelin Teknik Ölçüleri

Çatlak tespiti için alüminyum plaka üzerinde çatlaklı modeller tasarlanmıştır. Bu çatlaklı modeller üzerinden yapılacak analizler Tablo III'te gösterildiği gibi boyut, şekil ve

konuma göre isimlendirilmiştir. Yapılan analizler karşılaştırma yöntemi ile sonuçlandırılacaktır.



Şekil 4 Çatlak Konumlarının Numaralandırılması

TABLO III. ANALIZLERI İÇIN MODEL ADLANDIRMALARI

Adlandırma	Şekil	Boyut	Konum Göre
KUB	Kare	Büyük	KUB1, KUB2, KUB3, KUB4
KUK	Kare	Orta	KUK1, KUK2, KUK3, KUK4
KUKK	Kare	Küçük	KUKK1, KUKK2, KUKK3, KUKK4
UUK	Üçgen	Orta	UUK1, UUK2, UUK3UUK4

Çatlakların adlandırılan boyutlarına göre kenar uzunları kenar uzunlukları Tablo IV'de verilmiştir.

TABLO IV. ÇATLAK MODELLERİNİN ÖLÇÜLERİ

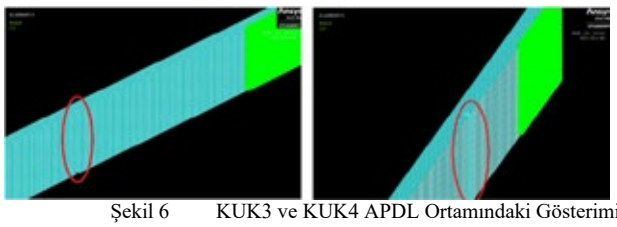
Çatlak Şekli	Büyük	Orta	Küçük
a Eşkenar Üçgen	1 mm	0.5 mm	0.25mm
a Kare	1 mm	0.5 mm	0.25mm

Orta boyutlu (kenar uzunluğu 0.5 mm) kare çatlak için ayrı ayrı 1,2, 3 ve 4 numaralı konumlarda analizler yapılmıştır. Modeller Autodesk Inventor programında tasarlanıp İGES formatında kaydedilip ANSYS APDL ortamına aktarılmıştır. Bütün analizlerde olduğu gibi alüminyum plakanın iki ucunda olmak üzere PZT yamalar yerleştirilmiştir. Gerekli malzeme bilgileri Tablo I ve Tablo II'de Verilmiştir. Bu analizler 70000-100000 hz aralığında çalıştırılmış olup 50 adımda çözdürülmüştür.

Bu analiz sonuçlarının tamamında sonuçlarının karşılaştırılmasının tutarlı olması açısından 1 numaralı düğümden sonuçlar okunmuştur. Okunan sonuçların gerçek ,sanal, genlik(amplitude) ve faz açısı değerleri ansys üzerinden EXCEL'e aktarılmış ve karşılaştırma sonuçları IV numaralı bölümde belirtilmiştir.



Şekil 5 KUK1 ve KUK2 APDL Ortamında Gösterimi



Şekil 6 KUK3 ve KUK4 APDL Ortamındaki Gösterimi

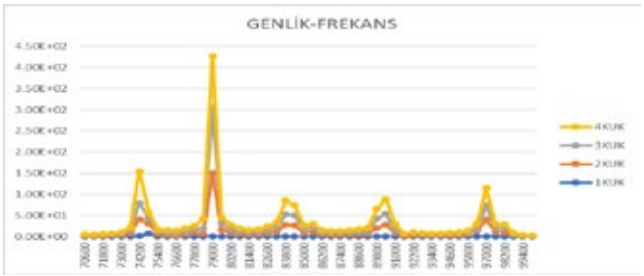
Aynı aşamalar takip edilerek büyük boyutlu (kenar uzunluğu 1mm) kare çatlak için farklı konumlarda analizler yapılmıştır. Sonuçlar 1 numaralı düğüm noktasından okunup Excel'e aktarılmıştır. Şekil 5 ve 6'da gösterilen APDL ortamındaki görüntüler diğer analizler içinde benzerdir.

Küçük boyutlu (kenar uzunluğu 0.25mm) kare çatlak için farklı konumlarda analizler yapılmıştır. Kare geometriye sahip 0.5 mm kenarlı çatla model ile aynı konumlardaki şekle bağlı analiz karşılaştırılması için 0.5 kenarlı eşkenar üçgen geometride analizler yapılmıştır. Sonuçlar 1 numaralı düğüm noktasından okunup Excel'e aktarılmıştır.

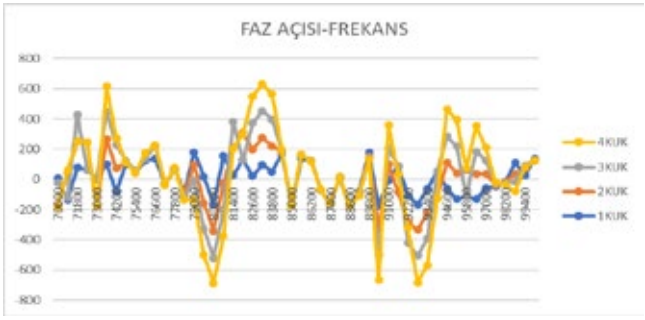
IV. ARAŞTIRMA SONUÇLARI VE ÇIKTILARI

Analiz sonuçlarını doğru yorumlayabilmek için karşılaştırmaları grafikler verilmiştir. ANSYS APDL ortamında yapılan bu analizlerde 1 numaralı düğüm noktaları üzerinden okunan volt değerleri TimeHist PostPro sekmesinden variable viewer ekranına girip veriler Excel dosyasına tablo olarak aktarılmış ve grafikler Excel üzerinden oluşturulmuştur. 50 adımda çözülen analizlerin bulguları karşılaştırılmıştır.

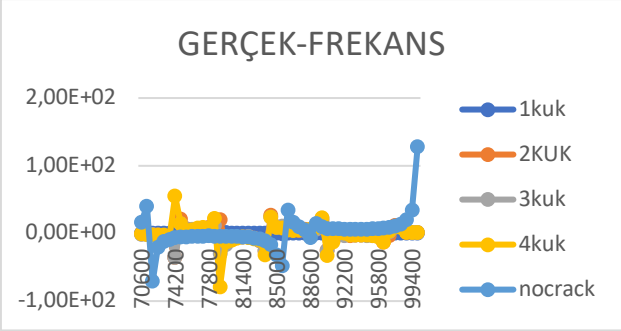
Karşılaştırmalara geçmeden önce KUK analizlerinin bulguları ile anlamlı yorumlar yapılabilecek grafik türüne karar verilmiştir. Aşağıdaki grafiklere bakıldığında gerçek-frekans ve sanal-frekans grafiklerinde dağınık sonuçlar gözlemlenirken genlik-frekans ve faz açısı-frekans grafiklerinde konuma bağlı olarak düzenli bir değişim gözlemlenmektedir. Bu yüzden buradan sonraki analiz bulguları genlik üzerinden gösterilmiştir.



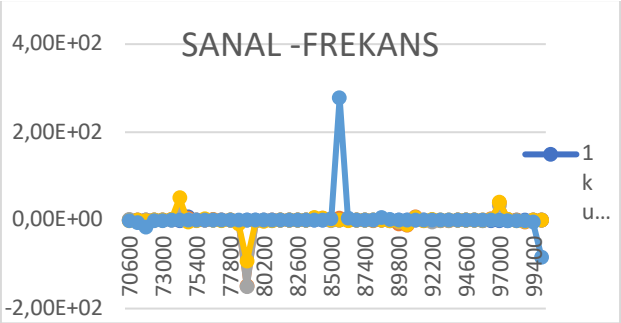
Şekil 7 KUK Genlik -Frekans Grafiği



Şekil 8 KUK Faz Açısı-Frekans Grafiği

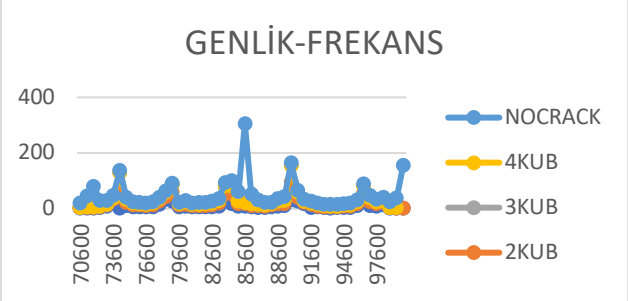


Şekil 9 KUK Gerçek-frekans Grafiği

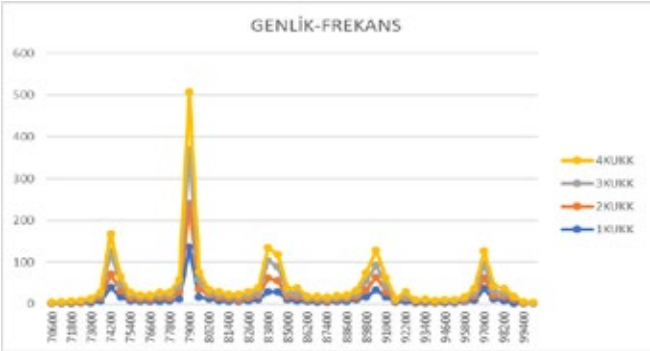


Şekil 10 KUK Sanal-Frekans Grafiği

KUB, KUK, KUKK analizlerinin konumlarına bağlı olarak karşılaştırma grafikler sırasıyla şekil 11, 12 ve 13'te gösterilmiştir.

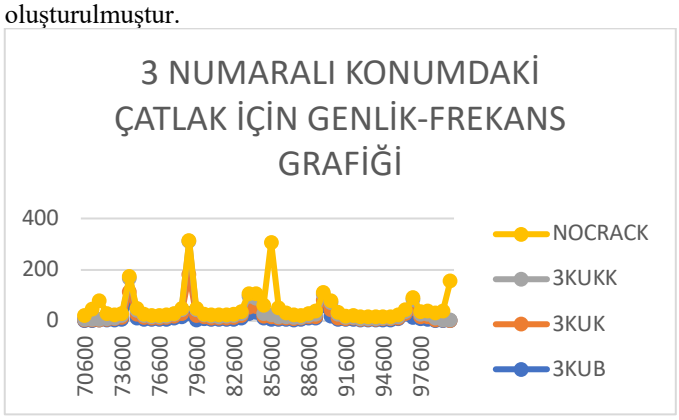


Şekil 11 Kare ve 1mm'lik kenar uzunluğundaki geometriye sahip çatlak modelinin plakadaki konumuna göre karşılaştırılması



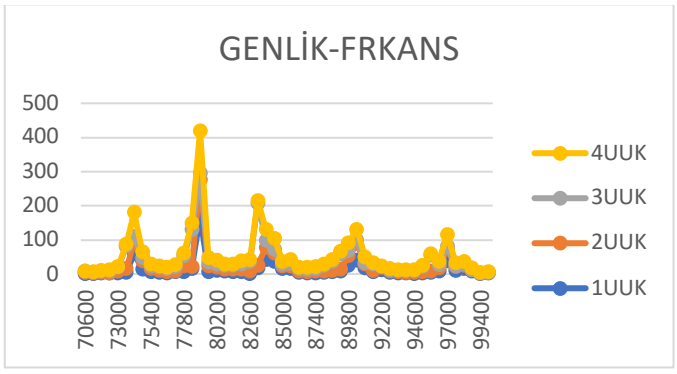
Şekil 12 Kare ve 0.25mm'lik kenar uzunluğundaki geometriye sahip çatlak modelinin plakadaki konumuna göre karşılaştırılması

Aynı konumlarda aynı geometriye sahip çatlakların boyutlara göre karşılaştırılması birbirini takip eden grafiklerde verilmiştir. Grafikler 3 numaralı konumdan yapılan analizlerle oluşturulmuştur.



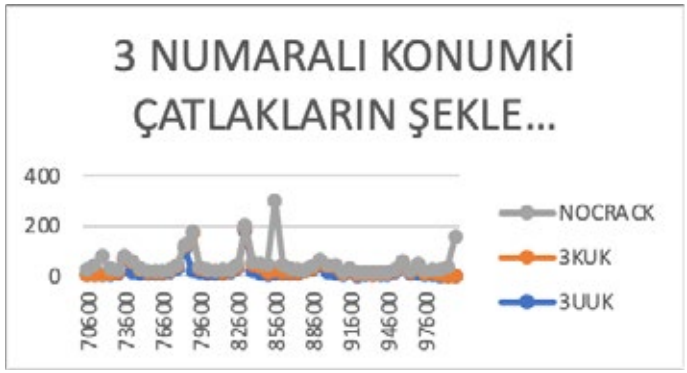
Şekil 13 Kare geometride ancak farklı kenar uzunluklarına sahip modellerin 3 numaralı konumda karşılaştırılması

UUK analizin konumlarına bağlı olarak karşılaştırma grafiği şekil 15'te gösterilmiştir.



Şekil 14 Üçgen geometriye sahip çatlak modelinin plakadaki konumuna göre karşılaştırılması

Aynı konum ve boyutta ancak farklı geometrilere göre karşılaştırılması birbirini takip eden grafiklerde verilmiştir. Grafikler 3 numaralı konumdan yapılan analizlerle oluşturulmuştur.



Şekil 15 Kare ve üçgen geometriye sahip çatlakların 3 numaralı konumdaki karşılaştırmaları

Çalışma esnasında farklı konum, geometri ve büyüklüğe sahip birçok analiz koşturulmuş sonuçları karşılaştırılmalı olarak gösteren grafikler paylaşılmıştır. Grafikler toplu şekilde irdelendiğinde, özellikle frekansa bağlı genliği veren sonuçlara dayanarak, şu çıkarımları yapmak mümkündür:

- Farklı profillere sahip çatlaklar alıcı piezoelektrik yama tarafından algılanabilir. Kare ve Üçgen profilli çatlakların verdiği sonuçlar irdelendiğinde kare profilli çatlakların her konumda üçgen profilli çatlaklardan daha düşük genliğe sahip etki yaptığı açıkça görülmektedir. Bunun nedeni, dalga yayılımı esnasında çatlağa denk gelen dalgaların, kare profilin görece kesin geometrisinden etkilenmesi olarak düşünülebilir.
- Aynı profile sahip çatlaklar çatlak boyutuna bağlı olarak alıcı piezoelektrik yama tarafından algılanabilir. Kare profilli çatlakların, analizin koşturulduğu her konumda çatlak boyutuna bağlı sonuçlar verdiği görülmüştür. Buradan çatlak boyutu arttıkça yayılan dalgaların genlikleri azalmaktadır çıkartımı yapılabilir.
- Farklı konumlardaki çatlaklar alıcı piezoelektrik yama tarafından algılanabilir. Gerek kare, gerekse de üçgen profillere sahip çatlakların kendi içinde konuma bağlı olarak farklı sonuçlar gösterdiği analiz sonuçlarından açıkça görülmektedir. Bu sonuçlara dayanarak çatlak, titreşim kaynağına ne kadar yakınsa, diğer bir deyişle alıcı tarafa ne kadar uzaksa, yayılan dalgaların yaptığı etkinin genliği o kadar düşmektedir denilebilir. Yani dalgaların yayılım esnasında ne kadar erken bir çatlakla karşılaşırlarsa etkileri o kadar azalmaktadır.

V. Proje Ekibinin Kazanımları ve TUSAŞ'a Olası Katkısı

Öncelikle akıllı malzemeler sınıfında yer alan piezoelektrik malzemelerin mekanik davranışları incelenmiş ve bilgisayar ortamında nasıl modelleneceği öğrenilmiştir. Piezoelektrik malzemenin şerit şeklinde havacılık parçaları üzerine montajıyla hasar tespitinin gerçekleştirilebileceği konusunun TUSAŞ nezdinde ilgi ile karşılandığı görülmüştür.

Bu süreçte piezoelektrik malzemenin daha sofistike bir şekilde malzemeye akuplesinin hasar tespitinde erken uyarının daha verimli hale gelebileceği anlaşılmıştır.

Proje sonunda tasarımlarda her malzemenin kendine has malzeme modeli ile modellenmesi gerektiği de öğrenilmiştir.

VI. Öneriler, Alınan Dersler ve Gelecek Çalışmalar

Analiz sonuçlarına bağlı yapılan bu çıkarımlar dalga yayılımının doğası ile birlikte düşünüldüğünde tutarlı ve ideale yakın durumlar için çatlağın yapısının tespiti için başarılı olmakla beraber, gerçek çatlak oluşumlarının sonuçlarının irdelenmesi bakımında yetersiz kalabilir. Gerçek durumlarda çatlak profilleri, yayılımları ve boyutları çok düzgün olmayacaktır ve benzer sonuçlar verebilecek farklı çatlak formasyonları ile karşılaşma ihtimali mevcuttur. Tez çalışmasının süre, yazılımsal ve donanımsal imkanlar gibi kısıtlara sahip oluşu nedeni ile bahsi geçen formasyonlar için analizler genişletilememiştir. Bu nedenle bu tez çalışmasında yapılan analizlerin farklı konum, profil, boyut ve yayılımlar için çeşitlendirilmesi ve sonuçların irdelenmesi, daha yüksek bir doğrulukla çatlak oluşumunun yapısının tahmin edilmesi açısından faydalı olacaktır.

Mayıs 2023'e kadar süresi olan Tübitak 2209-B Sanayi Destekli Bitirme Projeleri program için analiz sayısı, çatlak geometrisi çeşidi arttırılıp sonuçları irdelenmelidir. İmkân halinde fiziksel bir deney ortamı oluşturup gerçek çatlaklar hakkında yorum yapılması sağlanabilir.

Kaynaklar

[1] S. Kubo, Inverse Problems Related to the Mechanics and Fracture of Solids andStructures, JSME International Journal, Series I, 31 (1988) 157

[2] Kuan Yew Cheong, Allen Apblett,2020, Sustainable Materials for Next Generation Energy Devices: Challenges and Opportunities

[3] Khoa Viet Nguyen, "Mode shapes analysis of a cracked beam and its application for crack detection," Journal of Sound and Vibration, Volume 333, Issue 3, 2014, Pages 848-872

[4] PI Ceramic (2010), Product Information Catalogue, Lindenstrabe, Germany, http://www.piceramic.de

[5] Chrıstos A, Francesco C, Embedded Pıezoelectrıc Transducers In Carbon Fıbre Composıtes For Nonlınear Ultrasonıc Applıcatıons: Structural Health Monitoring 2017

[6] Tressler, J. F., Alkoy, S., Newham, R. E., (1995), "Piezoelectric Sensors and Sensor Materials", Journal of Electroceramics 2:4, 277-272.

[7] Sevgi, H. E., 2009. Piezoelektrik Yamalı Katmanlı Kompozit Bir Kirişin Titreşim Analizi Ve Kontrolü , Yüksek Lisans Tezi, İTÜ, İstanbul, Türkiye

[8] ANSYS Inc., ANSYS 2021 R2 Kullanım Kılavuzu

AL-7075 Alaşımının Talaşlı İşlenmesinde Titreşim Parametrelerinin Yapısal Sağlık İzleme ile Takibi

Monitoring of Vibration Parameters During AL-7075 Alloy Machining with Structural Health Monitoring Technique

Öğrenci – 1
Umut Çoban
Eskişehir Osmangazi Üniversitesi
Makina Mühendisliği Bölümü
Eskişehir, Türkiye

Öğrenci – 2
Aytuğ Parlaktaş
Eskişehir Osmangazi Üniversitesi
Makina Mühendisliği Bölümü
Eskişehir, Türkiye

Öğrenci – 3
Emine Sanduvaç
Eskişehir Osmangazi Üniversitesi
Makina Mühendisliği Bölümü
Eskişehir, Türkiye

Öğrenci – 4
Hüseyin Anamaslı
Eskişehir Osmangazi Üniversitesi
Makina Mühendisliği Bölümü
Eskişehir, Türkiye

Öğrenci – 5
Yelvin Ragimov
Eskişehir Osmangazi Üniversitesi
Makina Mühendisliği Bölüm
Eskişehir, Türkiye

Akademik Danışman
Doç. Dr. M. Alper Sofuoğlu
Eskişehir Osmangazi Üniversitesi
Makina Mühendisliği Bölüm
Eskişehir, Türkiye
asofuoglu @ogu.edu.tr

Sanayi Danışmanı
Erhan Gül
Türk Havacılık Uzay Sanayii
Ankara, Türkiye
erhan.gul1@tai.com.tr

***Özetçe*—Yapısal sağlık izleme (YSİ) yöntemi yapıdaki değişimleri, yapı üzerine eklenen sensörler ile bütünleşerek veri iletimi sayesinde algılayabilen bir tekniktir. Elektromekanik Empedans Spektroskopi (EMES) tekniği, yapısal sağlık izleme için yeni bir yöntemdir. Bu kapsamda literatürdeki çalışmaları incelendiğinde malzemeler üzerindeki termal ve mekanik etkilerin EMES yöntemi ile incelendiği görülmüştür. Ayrıca EMES yönteminin son yıllarda imalat sektörüne uygulanabilirliği araştırılmaya başlanmıştır. İmalat operasyonlarında EMES yönteminin titreşim analizlerinde de kullanılabileceği şu aşamada çalışılmamıştır ve incelenmesi gereken bir başlıktır.**

Bu çalışmada gerçekleştirilen frezeleme işleminde Al-7075 T6 malzemesi işlenmiştir. Alüminyum alaşımları düşük yoğunlukları, düşük süneklik değerleri, yüksek dayanım özellikleri ve iyi korozyon direncine sahip malzemelerdir. Bu nedenlerden dolayı otomotiv, savunma, uzay ve havacılık gibi önemli endüstri alanlarında alüminyum alaşımları sıklıkla tercih edilmektedir. Al7xxx serisi alüminyum alaşımları sahip oldukları üstün özelliklerden dolayı endüstrinin birçok önemli alanında yaygın olarak kullanılmaktadır. Frezeleme işleminde kesme derinliği 0.5 mm, ilerleme hızı 50-70 mm/dk aralığında ve takımın dönme hızı 4300 d/dk olarak belirlenmiştir. Frezeleme sırasında özel mikrofon ile anlık titreşim datası (Hızlı Fourier dönüşümü ile hesaplanan genlikler) alınırken aynı zamanda sensör ile empedans verileri alınmıştır. Ölçümlerde normal sensör kullanılmıştır. Elde edilen empedans grafikleri ile Hızlı Fourier dönüşümü grafikleri frekans grafikleri açısından kıyaslanmıştır. Yaklaşık olarak aynı frekans aralıklarında tepe değerlerinin oluştuğu görülmüştür. Bu çalışma ile frezeleme sürecinin titreşim açısından anlık olarak kontrolü amaçlanmaktadır.

Anahtar Kelimeler — Piezoelektrik; Empedans; EMES; Frezeleme; Al-7075

Abstract— Using data transmission and sensors attached to a structure, structural health monitoring can detect changes in a structure. Electromechanical Impedance Spectroscopy (EMES) technique is a new method for structural health monitoring. Studies in the literature indicate that thermal and mechanical effects on the materials are examined by the EMES method. The application of the EMES method to the manufacturing sector has also been studied in recent years. At this stage, the EMES method has not been studied for vibration analysis in manufacturing operations, so it is a topic that needs to be explored.

The milling process used in this study involved Al-7075 T6 material. Aluminum alloys have low densities, low ductility, high strength properties, and good corrosion resistance. Due to these reasons, aluminum alloys are often preferred in important industrial fields such as automotive, defense, and aerospace. Al7xxx aluminum alloys are widely used in many important areas of the industry due to their superior properties. Milling was performed with a depth of cut of 0.5 mm, a feed rate of 70 mm/min, and a rotational speed of 4300 rpm. During milling,

vibration data (amplitudes calculated by Fast Fourier transform) was acquired with a special microphone, while impedance data was acquired with the sensor. Normal sensors were used for the measurements. In terms of frequency graphs, the impedance graph and the Fast Fourier Transform graph were compared. Peak values have been observed to occur within the same frequency ranges. By carrying out this study, it is intended to control the milling process on an instantaneous basis in terms of vibration.

Keywords — Piezoelectric; Impedance; EMES; Milling; Al-7075.

I. PROBLEM TANIMI

Yükleme ve çevresel etkiler nedeniyle herhangi bir inşaat, mekanik, uzay ve havacılık yapısının inşa edilmesinden sonra mukavemetinde sürekli bozulma oluşur. Aşırı yük, değişen çevresel koşullar veya yorulma gibi belirli nedenlerden ötürü bu farklılık, eşik sınırının üstünde artarsa hasara neden olabilir. Yapıda meydana gelen çökme, kaza gibi beklenmeyen durumları önlemek için bölgesel hasar tespitinin zamanında yapılması gerekir [1]. Bu sebeple yapısal sağlık izleme yöntemlerine ihtiyaç duyulmaktadır.

Yapısal sağlık izleme (YSİ), hasarın oluşmasından sonra hasarın tespitini, konumunu, büyüklüğünü ve yapının kalan ömrünü belirlemek için belirli stratejilerin uygulandığı bir süreçtir. YSİ ile yapısal sistemin veya bileşenlerinin değişen yükleme ve/veya çevresel şartlarda tepkisi sürekli olarak ölçülür. YSİ genellikle yapının veya bileşenlerinin; beklenmedik durumlar sırasında ve sonrasında durumunu, hasardan dolayı sonraki süreçte çalışma durumunu ve anormallikleri izlemek ve değerlendirmek için kullanılır [2]. Hasar tespiti YSİ'nin temel hedefidir. YSİ, sensörler yardımıyla sistemin dinamik tepkisinin düzenli aralıklarla gözlemlenmesini ve istatistiksel analizler yardımıyla yapının mevcut durumunun belirlenmesini içerir. Uzun vadede bu sürecin çıktıları, yapının önceden belirlenen fonksiyonlarını yerine getirip getirmediği hakkında bilgi sağlaması için düzenli olarak güncellenir. Depremler ya da darbe yüklemesi gibi önceden belirlenemeyen olaylardan sonra, YSİ, hızlı durum taraması için kullanılır ve gerçek zamanlı olarak yapının bütünlüğü ile ilgili güvenilir bilgileri sağlamayı amaçlar [3]. Uygun YSİ yöntemleri ile telafisi mümkün olmayan durumlar azaltılabilir, yapı işlevini yerine getiremez duruma gelmeden önce meydana gelen hasar veya çatlaklar erken safhalarda belirlenirse uygun önlemler alınabilir.

Elektromekanik Empedans Spektroskopi (EMES) yönteminin diğer yöntemlere göre birçok farklı avantajı bulunmaktadır. Yapışkan bağlantılar için kullanılan geleneksel hasarsız muayene teknolojileri zaman alıcıdır bunun aksine EMES yöntemi daha pratik bir yöntemdir. Bunlara ek olarak EMES yönteminde hem çevrimiçi hem de çevrimdışı olarak yapı sağlığının izlemesinde gerekli veriler elde edilebilmektedir. Bu izleme tekniğinde kullanılan dönüştürücülerin hafif olması, ucuz olması ve yapının performansının olumsuz etkilemeden uygulanabilmesi gibi avantajları vardır. Kullanılan yüksek frekanslar, gerçek uygulamalarda yaygın olarak bulunan ortam gürültüsüne ve titreşimlere karşı bağışıktır ve geniş bir frekans spektrumu ile küçük hasar odakları tespit edebilir. Dolayısıyla bu yöntem karmaşık yapılar için kullanılabilecek en uygun yöntemlerden biridir.

Literatürde EMES yöntemi konusundaki çalışmalar incelendiğinde, bu yöntemin imalat süreçlerinde uygulanabilirliği son yıllarda araştırılmaya başlandığı görülmüştür. Bu kısımda imalat süreçlerinin EMES yöntemi ile incelenmesi konusunda yapılan çalışmalar kısaca özetlenmiştir. Junior vd. [4] takım aşınmasını tahmin etmek için EMES yöntemi kullanarak başarılı sonuçlar elde etmişlerdir. Ferreira vd. [5] taşlama sürecinde işlem parametrelerinin etkisini EMES yöntemi ile 20-120 KHz frekans aralığında incelemişlerdir. Yaptıkları çalışmalar sonucunda işlem parametrelerinin, mikro sertlik ve yüzey pürüzlülüğü değerlerinin empedans değerleriyle ilişkili olduğunu tespit etmişlerdir. Hübner vd. [6] taşlama sürecinde işlem parametrelerinin yüzey bütünlüğüne etkisini EMES yöntemi ile 20-120 kHz frekans aralığında incelemişlerdir. RMSD hasar metriğini kullanarak sonuçları karşılaştırmışlardır. Yaptıkları çalışmaların sonucunda EMES yönteminin yüzey bütünlüğünü değerlendirmede kullanılabileceğini tespit etmişlerdir. İmalat operasyonlarında EMES yönteminin titreşim analizlerinde de kullanılabileceği şu aşamada çalışılmamıştır ve incelenmesi gereken bir başlık olarak görülmektedir.

Bu çalışmada Al-7075 T6 malzemesinin frezeleme işlemi gerçekleştirilmiştir. Frezeleme sırasında özel mikrofon ile anlık titreşim datası (Hızlı Fourier dönüşümü (FFT) ile hesaplanan genlikler) alınırken aynı zamanda sensör ile empedans verileri alınmıştır. Elde edilen empedans grafikleri ile Hızlı Fourier dönüşümü grafikleri frekans açısından kıyaslanmıştır. Havacılık alanında yaygın olarak kullanılan Al-7075 T6 malzemesi üzerinde gerçekleştirilen çalışmalar ile anlık olarak titreşimin kontrolü ve işlenmiş malzeme özelliklerinin tespit edilmesi amaçlanmıştır. Talaşlı imalatta titreşimin kontrol altında tutulması önem taşır. Çalışma bu kapsamda YSİ tekniklerinden EMES yöntemi ile bu konuların incelenmesini içermektedir. Bu şekilde frezeleme sürecinin titreşim açısından anlık olarak kontrolü amaçlanmaktadır.

II. GERÇEKLEŞTİRİLEN ARAŞTIRMA FAALİYETLERİ

Alüminyum alaşımları; düşük yoğnluklu, süneklik değerleri düşük, dayanım özellikleri yüksek ve iyi korozyon direncine sahip malzemelerdir. Bu özelliklerinden dolayı otomotiv, savunma, uzay ve havacılık gibi önemli endüstri alanlarında sıklıkla tercih edilmektedir. Al7xxx serisi alüminyum alaşımları sahip oldukları üstün özelliklerden dolayı endüstrinin birçok önemli alanında yaygın olarak kullanılmaktadır [7]. Bu çalışmada, üstün mukavemet özelliği ve iyi işlenebilirlik özelliklerine sahip olan Al-7075 T6 malzemesi frezeleme işleminde iş parçası olarak kullanılmıştır. Kullanılan Al-7075 T6 malzemesinin kimyasal kompozisyonu Tablo 1'de verilmiştir.

TABLO I. AL-7075 T6 MALZEMESININ KIMYASAL KOMPOZISYONU

Kimyasal Kompozisyon	**% Değer**
Silisyum (Si)	0.00 - 0.40
Krom (Cr)	0.18 – 0.28
Mangan (Mn)	0.00 – 0.030
Magnezyum (Mg)	2.10 – 2.90
Bakır (Cu)	1.20 – 2.00
Titanyum (Ti)	0.00 – 0.20
Demir (Fe)	0.00 – 0.50
Çinko (Zn)	5.10 – 6.10
Alüminyum (Al)	Denge

Deney düzeneği hazırlanırken ilk olarak iş parçasına (100x100x10mm) sensörün kurulumu gerçekleştirilmiştir. Numune yağ temizleyicilerle temizlenmiş ve daha sonrasında belirlenen noktalarda nötralizasyon işlemi uygulanmıştır. Daha sonrasında kullanılacak olan sensör yapıştırıcı yardımıyla malzemeye sabitlenmiştir ve sıkı birleşmenin sağlanması için 60 saniye süresince basınç uygulanmıştır. Empedans ölçümlerine başlamadan önce yapıştırıcı ile yapı arasındaki bağlantının tam sağlanabilesi için 24 saat beklenmiştir. Daha sonra empedans ölçümleri (R (ohm)-frekans (Hz)) Keysight E4990A analizörü kullanılarak gerçekleştirilmiştir. Ölçümler 0-2000 Hz ölçüm aralığında 1000 veri elde edilecek şekilde gerçekleştirilmiştir. Empedans; fiziksel veya kimyasal özelliklerin akım ve voltaj ile nasıl etkileşime girdiği anlamına gelir. Empedans, akıma karşı direnç olarak tanımlanır. Empedans analizörü ise alternatif akım sistemlerinde akıma karşı direnci ölçen bir cihazdır.

Frezeleme sırasında malzemede oluşacak titreşimlerin kaydını özel bir mikrofon aracılığıyla aldıktan sonra Labview 7.1 yazılımında daha önce hazırlanan program ile genlik-frekans grafikleri Hızlı Fourier dönüşümü aracılığı ile elde edilmiştir. Kullanılan mikrofonun ölçüm aralığı 40-18000 Hz ve güç gereksinimi 11-52 V aralığındadır. Ölçümler 0-2000 Hz. aralığında gerçekleştirilmiştir.

Deneysel çalışmalar Eskişehir Osmangazi Üniversitesi bünyesinde olan freze tezgahında (Proxon FF 500) gerçekleştirilmiştir. Karbür parmak freze takımı (DORMER S904) kullanılmıştır. Çapı 10 mm ve toplam uzunluğu 72 mm'dir. Frezeleme işleminde ilerleme hızı 50-70 m/dk, dönme hızı 4300 d/dk ve kesme derinliği 0.5 mm olarak çalışılan tezgahın kapasitesi ölçüsünde seçilmiştir. Frezeleme işlemi sırasında anlık olarak empedans analizörü ve mikrofon/bilgisayar ile veriler kaydedilmiştir. Deneysel kurulum Şekil 1'de gösterilmektedir.



Şekil 1. Deneysel kurulum

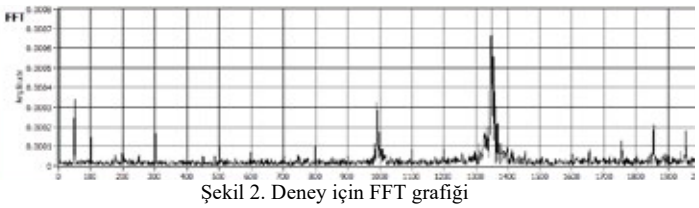
III. ARAŞTIRMA SONUÇLARI VE ÇIKTILAR

Tablo 2'de deney sonucu verilmiştir. Tabloda FFT ile R grafikleri karşılaştırılmıştır. Deney sonuçları karşılaştırıldığında tepe R değerlerinin frekans seviyesi ile maksimum genlik değerlerinin frekans seviyelerinin birbirine yakın olduğu görülmektedir.

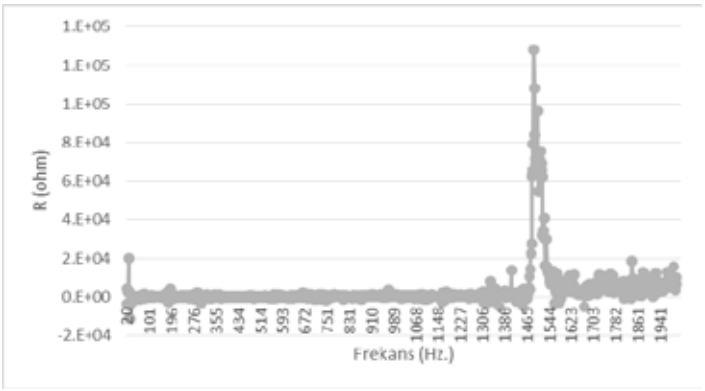
TABLO II. DENEY SONUÇLARI

Deney no	Kesme derinliği (mm)	İlerleme hızı (mm/dk)	Dönme hızı (d/dk)	Frekans seviyesi (Hz.) (FFT)	Frekans seviyesi (Hz.) (R grafiği)
1	0.5	70	4300	1362	1470
2	0.5	60	4300	755	723
3	0.5	50	4300	911	925

Şekil 2-3'te sırasıyla 1 numaralı deney için FFT grafiği ve R(ohm)-frekans grafiği verilmiştir. İki grafik karşılaştırılırsa 1380-1480 frekans seviyesi aralığında tepe değeri meydana geldiği görülmektedir. Bu kapsamda iki grafiğin uyumlu olduğu görülmektedir.



Şekil 2. Deney için FFT grafiği



Şekil 3. 1 numaralı deney için R (ohm)-frekans (Hz.) grafiği

Piezolektrik sensörün elektriksel / mekanik özellikleri sabit kaldığında ve yapıştırıcı katmanın neden olduğu enerji kaybı olmadığı durum için yapıya etki eden dış etmenin mekanik empedans üzerinde bir etki oluşturacağı aşikardır [8]. Empedansının modal kütleye (m), katılığa (k), sönüm katsayısına (c) ve tahrik frekansına (ω) bağlı olduğu bilinmektedir. Bu ilişki ışığında yapının titreşim karakteristiklerinin empedans ile ilişkili olacağı görülmektedir. Bu kapsamda FFT sonuçlarının empedans sonuçlarıyla yakın olması sonuçların uyumlu olduğunu desteklemektedir [9]-[10].

Niyet mektubunda ve ara raporda belirtilen mikrosertlik ölçümü ile empedans ilişkisi arasında anlamlı bir ilişki bulunamamıştır, bu kapsamda bu sonuçlar rapora ilave edilmemiştir. Ayrıca hata metrikleri ile frekans genliklerinin karşılaştırılmasının anlamlı olmayacağı düşünülerek sadece frekans değerlerinin kıyaslanması uygun görülmüştür.

Gerçekleştirilen bu çalışma 3. Uluslararası İstanbul Modern Bilimsel Araştırmalar kongresinde (06-08 Mayıs 2022) sunulmuştur. Çalışma bildiri kitabında basılmıştır.

IV. PROJE EKİBİNİN KAZANIMLARI VE TUSAŞ'A OLASI KATKISI

Bu çalışma ile TUSAŞ'ta gerçekleşecek imalat proseslerinin sağlıklı bir şekilde yürütülmesi ve sürecin kontrolü sağlanacaktır. Ayrıca ilerleyen aşamada TUSAŞ'ta yapısal parçaların da bu yöntem ile kontrolü mümkün olup bu proje ile buna yönelik bilgi birikimi sağlanmıştır. Proje ekibinde yer alan öğrenciler bilimsel çalışmaların ve projelerin gerçekleştirilmesindeki süreçlerin nasıl yönetildiği anlamında birikimler kazanmışlardır. Proje aşamasında konferansa ve TUSAŞ'a gerçekleştirilen teknik geziler öğrencilerin bilgi birikimini arttırmıştır.

V. ÖNERİLER, ALINAN DERSLER VE GELECEK ÇALIŞMALAR

Talaşlı imalatta titreşimin kontrol altında tutulması oldukça önemlidir. Bu kapsamda frezeleme sürecinin titreşim

açısından anlık olarak kontrolünün EMES yöntemi ile gerçekleştirilebilirliği araştırılmıştır. Bu çalışmada Al-7075 T6 malzemesinin frezeleme işlemi sırasında; özel mikrofon ile anlık titreşim verisi alınırken aynı zamanda sensör ile empedans verileri alınmıştır. Elde edilen empedans grafikleri ile Hızlı Fourier dönüşümü grafikleri frekans açısından kıyaslanmıştır. Yaklaşık olarak aynı frekans aralıklarında tepe değerlerinin oluştuğu tespit edilmiştir. Bu sonuçlar EMES yönteminin frezeleme sürecinin anlık olarak kontrolünde kullanılabileceğini göstermektedir. Daha sonraki çalışmalarda; tornalama, delik delme gibi operasyonlarda EMES yönteminin kullanılabilirliğinin araştırılması tavsiye edilmektedir.

KAYNAKLAR

[1] Shankar R., "An integrated approach for structural health monitoring" Doktora tezi, Indian Institute of Technology Delhi, Department of Civil Engineering, India, 2009.

[2] Aktan, AE., Helmicki, AJ., & Hunt, VJ., "Issues in health monitoring for intelligent infrastructure" *Smart Materials and Structures*, 7(5), 674,1998.

[3] Doebling, S. W., Farrar, C. R., Prime, MB., "A summary review of vibration-based damage identification methods" *The Shock and Vibration Digest,* 30(2), 91-105, 1998.

[4] Junior, PO., Aguiar, P., Ruzzi, R., Conte, S., Viera, M., Alexandre, F., Baptista, F., "Tool Condition Monitoring in Grinding Operation Using Piezoelectric Impedance and Wavelet Transform" *Multidisciplinary Digital Publishing Institute Proceedings,* 2019.

[5] Ferreira, FI., de Aguiar, PR., da Silva, RB., Jackson, MJ., de Souza Ruzzi, R., Baptista, FG., Bianchi, EC., "Electromechanical impedance (EMI) measurements to infer features from the grinding process" The *International Journal of Advanced Manufacturing Technology,* 106(5-6), 2035-2048, 2019.

[6] Hübner, HB., da Silva, RB., Duarte, MAV., da Silva, MB., Ferreira, FI., de Aguiar, PR., Baptista, FG., "A comparative study of two indirect methods to monitor surface integrity of ground components" *Structural Health Monitoring,*1-15, 2020.

[7] Kabakçı, M., "Tavlama İşleminin Al7075-T6 Sac Malzemesinin Mekanik Özellikleri ve Bükme ile Şekillendirilebilirliğine Etkisinin Deneysel Araştırılması" *KMÜ Mühendislik ve Doğa Bilimleri Dergisi*, 1(1), 108-119, 2019.

[8] Ai, D., Luo, H., Wang, C., Zhu, H., "Monitoring of the load-induced RC beam structural tension/compression stress and damage using piezoelectric transducers" *Engineering Structures,* 154, 38-51, 2018.

[9] Liang, C., Sun FP, Rogers, CA., "Coupled electro-mechanical analysis of adaptive material systems-determination of the actuator power consumption and system energy transfer" *J Intell Mater Syst Struct,* 5,12–20, 1994.

[10] Liang, C., Sun, F., Rogers, CA., "Electro-mechanical impedance modeling of active material systems" *Smart Materials and Structures,* 5(2), 171, 1996.

Pilot Kurtarma (Fırlatma) Anında Polikarbonat Malzemeyi Kesme Yöntemlerinin İncelenmesi

Investigation of the Shattering Methods of Polycarbonate at the Moment of Pilot Ejection

Öğrenci – 1
Koray Bartu Varışlı
TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi
Malzeme Bilimi ve Nanoteknoloji Mühendisliği
Ankara, Türkiye
koraybrtu@gmail.com

Öğrenci – 2
Kaan Demiralay
TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi
Malzeme Bilimi ve Nanoteknoloji Mühendisliği
Ankara, Türkiye
kaandemiralay98@gmail.com

Öğrenci – 3
Ahmet Serdar Tan
TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi
Malzeme Bilimi ve Nanoteknoloji Mühendisliği
Ankara, Türkiye
serdar_2582@hotmail.com

Öğrenci – 4
Elif Nihal Eren
TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi
Malzeme Bilimi ve Nanoteknoloji Mühendisliği
Ankara, Türkiye
e.nihaleren@gmail.com

Öğrenci – 5
Eren Demir
TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi
Malzeme Bilimi ve Nanoteknoloji Mühendisliği
Ankara, Türkiye
erendemir1595@gmail.com

Akademik Danışman
Dr. Öğr. Üyesi Zeynep Obalı Tutumlu
TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi
Malzeme Bilimi ve Nanoteknoloji Mühendisliği
Ankara, Türkiye
zobali@etu.edu.tr

Sanayi Danışmanı
Tarık Türkistanlı
Türk Havacılık Uzay Sanayii
Ankara, Türkiye
tarik.turkistanli@tai.com.tr

***Özetçe*— Günümüzde uçaklar çok çeşitli ve farklı sistemlerin birleşmesi ile çalışır. Bu sistemlerde oluşabilecek en küçük hata bile uçağın işleyişini tehlikeye sokabilir. Bazen bu tehlikeler uçaklar kalkışa geçmeden önce tespit edilip önlenebilir veya pilot uçuş esnasında tehlikeyi önlemeye çalışabilir. Ancak oluşacak muhtemel bir tehlike, uçağı tamamen etkisiz hale getirecek seviyedeyse ve bu nedenle de pilotun hayatı tehlikeye giriyorsa, pilotun uçaktan olabildiğince hızlı ve zararsız bir şekilde çıkarılması gerekir. Bu çalışmada polikarbonat kokpit kanopisini kesebilme potansiyeline sahip yöntemler detaylıca araştırılmış ve bahsi geçen bu yöntemlerin arasından patlayan tel yöntemi, yenilikçi yönü ve vaadettiği avantajlar nedeniyle detaylı şekilde incelenmiştir. Öncelikle nümerik modellemeler yardımıyla yöntemin çalışma fenomeninin analizi yapılmıştır. Sonrasında, işbu projenin hedeflerine uygun olarak deney süreci tasarlanmış ve çeşitli varyasyonlarda testler gerçekleştirilmiştir.**

Anahtar Kelimeler — kanopi, polikarbonat malzeme, nümerik yöntemler, patlayan tel.

***Abstract*— Today, airplanes operate with the combination of a wide variety of different systems. Even the slightest error that may occur in these systems can endanger the operation of the aircraft. Sometimes these hazards can be detected and avoided before the aircraft takes off, or the pilot may try to avoid the hazard during flight. However, if the potential hazard is such that the aircraft is completely ineffective and therefore the life of the pilot is endangered, the pilot should be ejected from the aircraft as quickly and harmlessly as possible. In this study, the methods that have the potential to shatter the polycarbonate cockpit canopy were investigated in detail, and among these methods, the exploding wire method was chosen to examine in depth due to its innovative aspect and the benefits. First of all, the working phenomenon of the method was analyzed with numerical models. Followingly, the experimental procedure was designed and tests were carried out in different variations.**

Keywords — canopy, policarbonate material, numeric methods, exploding wire .

I. GİRİŞ

Günümüzde uçakların en önemli bölümlerinden biri pilotun bulunduğu kokpittir. Kokpit kanopi bölümünde aranan temel özellikler, pilota uçuş esnasında temiz ve pürüzsüz bir görüş sağlaması ve aynı zamanda kuş çarpması gibi her türlü darbeye karşı dayanıklı olmasıdır. Endüstride, bu özellikleri sağlamak için genellikle başta polikarbonat olmak üzere birçok farklı polimer veya işbu malzemelerin farklı varyasyonlarda laminasyonları kullanılmaktadır. Ancak hava aracının uçuşa elverişliliğini kaybettiği durumlarda, pilotun uçaktan hızlı ve güvenli bir şekilde tahliye edilmesi gerekir. Bu durumda ise, kanopinin bilinçli olarak kesilmesi (parçalanması) gerekmektedir. Kesilemeyen bir kanopi, uçağı tahliye anında ortaya çıkan enerjiyle birlikte, pilotun, boyun kırılması başta olmak üzere ölümcül yaralar almasına sebep olacaktır.

Günümüz uçaklarında, heksanitrostilben veya pentaeritritol tetranitrat (PETN) bazlı lineer şekillendirilmiş plastik patlayıcılar kanopi kesme işlemi için kullanılmaktadır. Kanopi üzerine Şekil 1'de görüldüğü gibi sinüs dalga formunda

yerleştirilen sistemin çalışma prensibi ise, patlayıcının tetiklenmesiyle oluşan şok dalgasının kanopiyi kırma mekanizmasına dayanmaktadır. [1,2]



Şekil 1. Lineer Şekillendirilmiş Plastik Patlayıcıların Uçak Üzeri Gösterimi[2]

Yeni nesil uçaklarda kullanılan kanopiler ise her geçen gün daha yüksek mekanik özelliklere sahip olmaktadır. Bunun neticesinde, halihazırda var olan kesme yöntemlerinin yetersiz kaldığı ve yakın gelecekte daha da yetersiz olacağı açık bir gerçektir [3]. İşbu projede ise, polikarbonat kokpit kanopilerinin kesilebilmesi için yeni yöntemlerin incelenmesi ve geliştirilmesi amaçlanmıştır. Buna göre geniş literatür taraması yapılmış ve takip eden süreçte nümerik ve deneysel çalışmalar yürütülmüştür.

II. Problemin Tanimi

Bahsedildiği gibi, pilot kurtarma anında kanopinin kırılması için konvansiyonel olarak enerjik sistemler (plastik patlayıcılı) kullanılmaktadır. Bu sistemler ne kadar yaygın olarak kullanılıyor olsada, bazı dezavantajlarıda beraberinde getirmektedir. Son yıllarda, kanopiler, kuş çarpması vb. ani şoklara dayanıklı olması için, daha kalın olarak imal edilmektedir. Bu durumda ise ağırlık artmakta olup, plastik patlayıcı içeren kesme sistemlerinin yarattığı şok etkisi limit süre içerisinde, kanopiyi kesmede yeterli olmamaya başlamıştır [1]. Ek olarak, enerjik madde bazlı sistemlerin, görece ilk kurulum maliyetinin yüksekliği, bakım ve depolama koşullarının zorluğuda bir diğer dikkat çekici noktadır.

III. Gerçekleştirilen Araştirma Faliyetleri

A. Literatür Taraması

Polikarbonat Tablo 1'de görülebileceği gibi, görece yüksek mekanik mukavemete sahip, termoplastik bir malzemedir [4].

TABLO 1. POLİKARBONAT MEKANİK ÖZELLİKLERİ [4]

Young modülü (GPa)	2.0–2.4
Çekme Dayanımı (Mpa)	55–75
Poisson Oranı	0.37
Sertlik-Rockwell	M70
İzod Darbe Dayanımı (J/m)	600–850

İşbu projenin konusu olan polikarbonat malzemenin kesilmesi ile alakalı literatür bilgisi oldukça dardır. Çoğu uygulama havacılık veya savunma sanayii çatısı altında yapıldığından ilgili makalelelere bilgi gizliliği kapsamında ulaşılamamaktadır. Bununla birlikte yapılan araştırmalar ve çıkarımlar neticesinde 2 adet yöntemin polikarbonatı kesmede etkili olabileceği düşünülmüştür.

Bunlar polikarbonat malzemeyi kimyasal bozunma ile eritmek ve polikarbonat malzemeyi elektriksel patlayan tel kullanarak parçalamaktır.

Polikarbonatın kimyasal yapısı ve moleküler karakteristiği derinlemesine incelendiğinde ise kimyasal bozunma yönteminin, proje gereksinimlerine uygun olmadığı anlaşılmıştır. Polikarbonat yapısında birçok karbon-ester bağı içermekle beraber aynı zamanda kristal özellikli bir mikroyapıya sahiptir [4]. Bahsi geçen bu iki özellik ise, malzemeye yüksek derecede kimyasal dayanıklılık vermektedir. Bu nedenledir ki, proje gereksinimi olan "polikarbonatın hızlı kesilmesi" kimyasal bozunma yöntemi ile yapılamamaktadır.

Patlayıcı tel (Eng. Exploding Wire) yöntemi ise bahsi geçen 2 yöntem arasında, en olası ve en yenilikçi yöntem olarak yerini almaktadır. Bu yöntem, yaklaşık 1mm çapında bir iletken telden, mikro saniyeler içerisinde yüksek miktarlarda akım geçirilmesi prensibine dayanmaktadır. Yüksek akım sayesinde tel, plazma fazına ani geçiş yapmaktadır. Bu geçiş ise şok dalgası ve aynı zamanda ısı yayılımına sebep olup işbu dış etkenler ile polikarbonatın kesilebilmesi hedeflenmektedir.

Bu yeni yönteme göre plastik patlayıcılar elektromanyetik olarak kontrol edilebilen lineer patlayıcı tellerle değiştirilecek. Bu teller ya kanopiye entegre edilecek ya da yüzeye yapıştırılacaktır.

Ek olarak, ön araştırmalar sonucu görülmüştür ki patlayan tel yöntemi, halihazırda kullanılan plastik patlayıcılara kıyasla çeşitli avantajlara sahiptir. Plastik patlayıcılar ortalama olarak mili saniye aralığında çalışırlarken, patlayan tel yöntemi mikro saniye aralığında çalışabilmektedir.

B. Yöntem

Patlayıcı tel yöntemi daha önce böylesine büyük çaplı bir uygulamada tecrübe edilmediğinden yapılacak bir deney için mevcut bilgiler yetersiz kalmıştır. Bu nedenle, tüm sistem dinamiklerini simüle edebilmek için öncelikle sayısal yöntemler kullanılmasına karar verilmiştir. Buna göre, MATLAB temelli olarak RLC devre modellemesi, tel üzerinde plazma oluşum fenomeni, JWL parametrelerinin belirlenmesi gibi temel parametreler bulunmuştur.

Genel olarak kurulum basit bir RLC devresi üzerinden hazırlanmıştır. Kurulan devre üzerindeki deşarj denklemleri Kirchhoff yasalarına göre yeniden düzenlenmiştir. Denklem (1)'de görüldüğü gibi devreden zamanla boşalan enerji miktarı, direnç, endüktans ve dolaylı kapasitans arasındaki ilişki gözlenmiştir [5].

$$\frac{d^2Q}{dt^2} + \frac{R}{L}\frac{dQ}{dt} + \frac{1}{LC}Q = 0 \qquad (1)$$

Denklem (1) yardımıyla tüm RLC devresinin deşarj olayı, modellenmiştir. Böylece deney sisteminde istenilen emniyet katsayılarına göre bir mekanizma hazırlanmıştır ve sistem henüz tasarım aşamasındayken deney sırasında oluşabilecek yetersiz enerji ve güvenlik sorunları dikkate alınmış ve deney sırasında bu tür problemlerin önüne geçilmiştir.

Daha sonrasında patlama simülasyonunu gözlemleyebilmek adına bir patlayıcının ihtiyaç duyduğu patlama parameterelerinin elde edilmesi gerekmektedir. Bu deneyde, teli patlatmak için bir elektrik akımı kullanılacaktır. Telin polikarbonat üzerindeki etkisi plastik patlayıcılarla aynı olacaktır. Plastik patlayıcı yönteminde polikarbonat malzeme basınç, hacim ve sıcaklık sayesinde patlar ve bu nedenle kullanılacak patlayıcının özelliklerinin bilinmesi gerekir.

Patlayıcı teller de plastik patlayıcılara benzer şekilde çalıştığından, sıcaklık, hacim ve basınç arasındaki ilişki önemlidir. Bu amaçla durum denklemi (EOS) kullanılır. Birçok farklı EOS türü vardır. Bunlar arasında Jones-Wilkins-Lee (JWL) EOS, bir patlayıcının patlama parametrelerini tahmin etmek için en yaygın olarak kullanılandır [6,7].

Patlama parametrelerini edindikten sonra Denklem (2)'deki dönüşüm denklemlerinde yerlerine koyarak istenilen JWL parametreleri elde edilmiştir [6].

$$\rho_o D^2 = AR_1 e^{-R_1 V_{CJ}} + BR_2 e^{-R_2 V_{CJ}} + C(\omega+1)V_{CJ}^{-(\omega+2)}$$

$$E_o + \frac{1}{2}P_{CJ}(1-V_{CJ}) = \frac{A}{R_1}e^{-R_1 V_{CJ}} + \frac{B}{R_2}e^{-R_2 V_{CJ}} + \frac{C}{\omega}V_{CJ}^{-\omega}CJ \quad (2)$$

$$P_{CJ} = Ae^{-R_1 V_{CJ}} + Be^{-R_2 V_{CJ}} + CV_{CJ}^{-(\omega+1)}$$

C. Deney Düzeneği

Patlayan tel fenomeni, nanoparçacıkların üretimi ve yüksek yoğunluklu ışık kaynağı gibi birçok farklı alanda kullanılmasına rağmen bahsi geçen işlerde rol alan hiçbir ticari sistem bu projenin gereksinimlerini karşılamamaktadır [8]. Bu nedenledir ki deneyin tüm bölümleri sıfırdan tasarlanmıştır. Öncelikle telin plazma fazına geçişi için gerekli enerji miktarı hesaplanmıştır. Ardından, bu enerjiyi sağlayabilecek kapasitör hesaplamaları yapılmış ve ticari olarak bulunabilen kapasitörler arasından seçim yapılmıştır.

Telin plazma fazına geçişinde temel faz dönüşüm aşamalarından yararlanmıştır. Bunlar sırasıyla;
i. Oda Sıcaklığı → Erime Sıcaklığı
ii. Katı Faz → Sıvı Faz (Erime)
iii. Erime sıcaklığı → Kaynama sıcaklığı
iv. Sıvı Faz → Gaz Fazı (Buharlaşma)

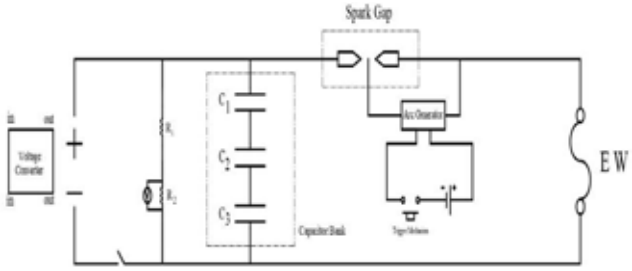
Gaz fazından plazma fazına geçiş ise hesaba katılmamıştır. Plazma fazı denklemlerinin oldukça karmaşık çözüm yöntemleri geretirmesine karşın, gerekli enerji hesabına gözardı edilebilecek seviyede katkı yaptığı literatür destekli olarak görülmüştür. İlgili tüm hesaplar iteratif çalışılabilmesi adına MathCAD üzerinde modellenmiştir.

Takip eden süreçte, kondansatör hesaplamaları yapılmıştır. Tüm bu hesaplamalar neticesinde 3 adet Kendeil K01-350103 ürün kodlu 10000 uF kapasiteli ve 350V çalışma voltajına sahip kapasitörlerin birbirlerine seri bağlı olarak kullanılmasına karar verilmiştir. Böylece sistemin kapasitansı yaklaşık 3333 uF iken, çalışma voltajı ise 1050V olmuştur. Kapasitör setinin, deşarjın ilk 500 mikrosaniyesinde (pilot kurtarmanın gerçekleşeceği tahmini süre aralığı) boşaltabildiği enerji miktarının ise 1709 J olduğu görülmüştür.



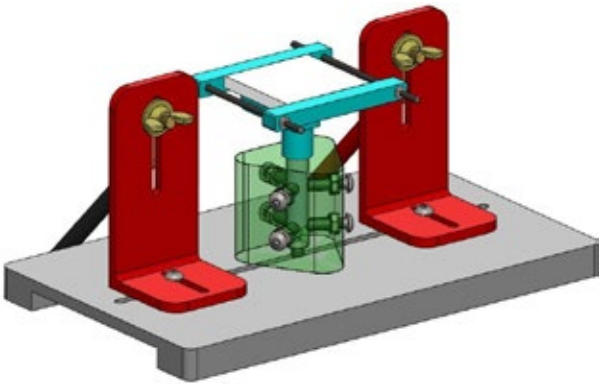
Şekil 2. Kendeil K01-350103 Kapasitörler

Ardından AutoCAD ortamında Şekil 3'te görülen devre şeması hazırlanarak hem şarj hem de deşarj sistemi birbirlerine entegre edilmişlerdir. İşbu devre şemasında, voltaj dönüştürücü gelen şebeke akımını kapasitörleri şarj edecek voltaja yükseltmektedir. Kapasitör bankası ise deneyin temel enerji kaynağını oluşturmaktadır. Kıvılcım aralığı (Eng. spark gap) güvenli sistem tetiklemesi ve aynı zamanda sistem kapalı iken kaçak akım oluşmaması için anahtar vazifesi görmektedir. Ark jeneratörü ise kıvılcım aralığına başlama komutunu vermek için kullanılmaktadır.



Şekil 3. Şarj ve Deşarj Devre Şeması

Son olarak SolidWorks ortamında polikarbonat malzemenin bulunacağı ve akımın geçeceği deney düzeneği birçok farklı varyasyonda modellenmiştir. Şekil 4'te klemp mekanizmalı fikstür tasarımı görülmektedir. Bunun yanında Şekil 5'te ise tabla mekanizmalı fikstür verilmiştir. Deney düzeneği, TOBB ETÜ bünyesinde bulunan 3D yazıcı ile PLA filament kullanılarak basılmıştır.



Şekil 4. Deney Düzeneğinin Katı Model Görüntüsü



Şekil 5. Deney Düzeneğinin Katı Model Görüntüsü

IV. ARAŞTİRMA SONUÇLARİ VE ÇİKTİLAR

Bu tezin sonuçları iki bölümde özetlenmiştir. İlk bölüm sayısal analize, ikinci bölüm ise deneysel sonuçlara ayrılmıştır.

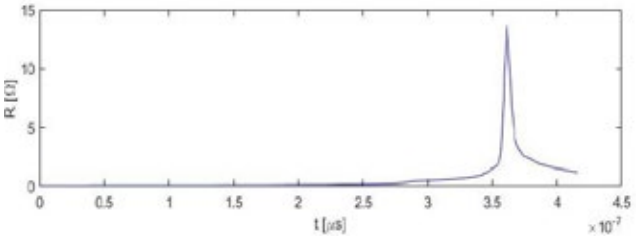
A. Sayısal Analiz Sonuçları

MATLAB temelli olarak gerçekleştirilen sayısal analizler, deney süreçlerinin tasarımı ve numune boyutunun belirlenmesinde etkili olmuştur. Buna göre, yapılan iteratif çalışmalar neticesinde deneylerde kullanılacak tel numune uzunluğunun sabit 150mm olmasına karar verilmiştir. Aynı zamanda, çelik, bakır, altın gibi birçok farklı telin faz geçiş enerjileri hesaplanmıştır. Tüm bunların sonucunda ise, 0.7 mm çapında çelik tel, 0.5 mm çapında bakır yine aynı çapta çelik tel olmak üzere 3 farklı numune ile çalışılmasına karar verilmiştir. Tel boyutları ve malzemesi seçilirken ticari olarak bulunabilirliğide göz önünde bulundurulmuştur. Böylece proje bütçesi daha efektif şekilde kullanılabildiği gibi zamandanda tasarruf edilmiştir

Sonuç olarak ise, telin plazma fazına geçişi ortalama olarak 0.35-0.4 mikrosaniye aralığında gerçekleşmektedir. MATLAB ile oluşturulan Şekil 6'daki grafikte ilgili süre aralığı görülebilmektedir. Grafik teorik olarak çalışılan numune verilerinin ortalaması alınarak çizdirilmiştir.

Bunun yanında, nümerik olarak yapılan kapasitör deşarj ve deformasyon analizleri neticesinde, kapasitör deşarj hızı ile polikarbonat üzerindeki deformasyon miktarı lineer bir ilişkiye sahip olduğu tespit edilmiştir.

Tel çapı arttıkça, telin katı halden plazma fazına geçişi için gerekli enerji miktarıda artmaktadır. Kapasitörler üzerinden birim zamanda sabit enerji temin edilebildiğide hesaba katılırsa plasma oluşumunun daha yavaş gerçekleşmesi beklenmektedir. Bu durumun ise, üretilen şok dalgasının büyüklüğünün düşmesine sebep olduğu sayısal olarak analiz edilmiştir.



Şekil 6. Eşdeğer Direnç / Zaman Grafiği

B. Deneysel Sonuçlar

Farklı çap ve malzemeye sahip tellerle yapılan tüm denemeler sonucunda telin katı fazdan plazma fazına aktarılması başarıyla tamamlanmıştır.

Plazma oluşturma sürecinde;

i. Tel, ohmik ısıtma nedeniyle hızlı bir şekilde ısınır ve sıvı faza geçer.

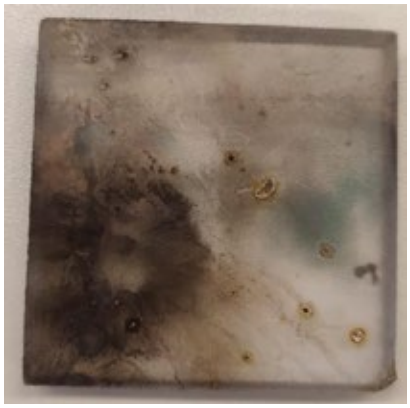
ii. Ardından tel üzerinden geçen akım, teli ısıtmaya devam eder ve gaz fazına buharlaştırır. Gaz fazının doğası gereği oluşan elektrik arkı ise plazma oluşumunu hızlandırmaktadır. (Ark oluşumu karakterizasyon ekipmanlarının eksikliğinden dolayı sayısal olarak tespit edilememiş fakat bu aşamada görülen parlak ışığın ark kaynaklı olduğu bilindiğinden var olduğu anlaşılmıştır.)

iii. Ark oluşumundan madde plazma fazına geçiş sağlamaktadır. Plazmanın genleşme fenomeni ve elektromanyetik radyasyon salınımının etkisi ile de şok dalgası üretilmiştir

İlk testler AISI302 çeliğinden yapılmış 0.5 mm ve 0.7 mm tellerle yapılmıştır. Beklendiği gibi tel kalınlığı arttıkça telin emdiği enerji artmış ve plazmaya geçiş yavaşlamıştır. Plazma fazına geçişin hızını ölçecek bir alet olmamasına rağmen, hız ve şok dalgası ters orantılı olduğu için hız geçişleri göreceli olarak izlenebilmiştir.

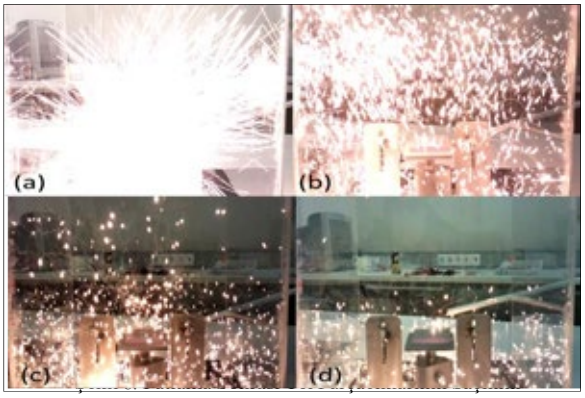
Aynı çaptaki bakır ve çelik tellerle deneyler yapıldığında bakır telin plazma fazına daha hızlı geçtiği ve daha güçlü bir şok dalgası oluşturduğu gözlemlenmiştir. Bu duruma malzemeler arasındaki direnç farkından dolayı ohmik ısıtma hızlarının birbirinden farklı olması neden olmuştur. Şekil 7'de 0.5mm bakır tel ile yapılan deney sonrası polikarbonat malzemede oluşan etki gözlenebilir.

Plazmanın başarılı oluşumuna rağmen polikarbonat numune kesilememiştir. 5 mm kalınlığındaki polikarbonat numune çok sert bir yapıya sahiptir. Ayrıca, şok dalgasının yetersizliği ve yönsüz doğası, numunenin parçalanma olasılığını azaltmıştır. Öte yandan, numunede yanık deseni dışında görülen siyah alanlar, telin patlaması sırasında saçılan parçalardan meydana gelmiştir.



Şekil 7. Deney Sonrası Polikarbonat Malzeme

Bakır telin plazma dönüşüm aşamaları ise Şekil 8'de verilmiştir. Her aşama arasında 0.01 saniye mevcuttur. Görüldüğü gibi, tel üzerinden geçen yüksek akım telin patlaması ve şok dalgası oluşturmasına sebep olmaktadır. Yüksek çözünürlüklü kamera ve şok dalgasını ölçmek için gerekli karakterizasyon ekipmanlarının varlığında Şekil 8'de verilen aşamaların daha detaylı şekilde elde edilmesi beklenmektedir.



V. Proje Ekibinin Kazanimlari ve TUSAŞ'a Olan Katkisi

A. *Proje Ekibinin Kazanımları*

Yapılan bu çalışmada, polikarbonatın kimyası ve mekanik özellikleri hakkında detaylı bilgiler edinilmiştir. Bunun yanında, üzerinden dinamik olarak akım geçen bir iletken telin davranışı katı hal fiziği temellerine dayandırılarak öğrenilmiştir. MATLAB ve SolidWorks gibi programlar üzerinde çalışma tecrübesine sahip olunmuştur. Bunun yanında konvansiyonel olarak var olan pilot kurtarma sistemlerinin dezavantajlı olduğu kısımlar tespit edilmiş ve yeni çözüm yöntemleri oluşturulmaya çalışılmıştır. Bu süreçte, problem çözme yöntemleri ve proje yönetim süreçleri tecrübe edilmiştir.

B. *TUSAŞ'a Olası Katkısı*

Proje kapsamında yapılan araştırmalar ve ortaya koyulan deney sonuçları ile TUSAŞ'ın pilot kurtarma anında polikarbonatı kesmek üzerine farklı yöntemler ve bilgi birikimi edinilmesi sağlanmıştır.

VI. Öneriler, Alinan Dersler ve Gelecek Çalişmalar

. Pilot kurtarma ve kanopi kesme sistemlerinin bir hava aracı için ne kadar önemli olduğu işbu proje sayesinde öğrenilmiştir. Bunun yanında, projenin farklı boy ve malzemelerde teller ile tekrarlanması ile daha tutarlı sonuçlar elde edilmesi planlanmaktadır.

Kaynaklar

[1] Blachowski Tom, Hilden Lynn, Ostrowski Peter, (2003). Canopy Fragilization Test Methodology: A Joint Approach, 39th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conferance and Exhibit, Huntsville, Alabama, USA, 20-23 July 2003.

[2] Quora, (2021). *What are the lines on a plane's canopy called (the strips of metal that divide the windshields)?*. [online] Available at: https://www.quora.com/What-are-the-lines-on-a-plane-s-canopy-called-the-strips-of-metal-that-divide-the-windshields [Accessed April 2022].

[3] Downs P.R. Fahey D., Marston P., Novac B.M, Smith I.R., (2005), Cockpit Canopy Shattering Using Exploding Wire Techniques, Pulsed Power Symposium, Basingstoke, UK, 8 September 2005.

[4] Bendler John T., LeGrand Donald G., (2000). Handbook of Polycarbonate Science and Technology, (First Edition), Chapter 2, page 11, ISBN 0-8247-9915-1

[5] Barnes, G., & Dannenberg, R. E. (1980). Transient solution for megajoule energy release in a lumped-parameter series RLC circuit. In Journal of Applied Physics (Vol. 51, Issue 1, pp. 750–753). AIP Publishing.

[6] Cui Hao, Gu Xiao-Hui, Guo Rui, Jiang Lin, Song Pu, Xing Bo-Yang, Zhou Hao, (2020). Determination of the JWL Parameters of Detonation Products Using Adaptive Genetic Algorithm, National Naturel Science Foundation of China, China, Grant numbers: 119721197, 21875109.

[7] Gokcen, N. A., and R. G. Reddy. (1996). "*The First Law of Thermodynamics BT - Thermodynamics*." Pp. 37–69 in, edited by N. A. Gokcen and R. G. Reddy. Boston, MA: Springer US.

[8] Mathur, Sanjay; Sing, Mrityunjay (2010). "Nanostructured Materials and Nanotechology III". *Ceramic Engineering and Science Proceedings*. 30 (7): 92. ISBN 9780470584361.

Pilot Otorotasyon Yardımcısı Modülü
Pilot Autorotation Assistant Module

Öğrenci – 1
Muhammed Ali Tekçe
İstanbul Teknik Üniversitesi
Uçak Mühendisliği Bölümü
İstanbul, Türkiye
tekce15@itu.edu.tr

Öğrenci – 2
Barış Odabaşı
İstanbul Teknik Üniversitesi
Uçak Mühendisliği Bölümü
İstanbul, Türkiye
odabasib17@itu.edu.tr

Öğrenci – 3
İbrahim Yıldırım
İstanbul Teknik Üniversitesi
Uçak Mühendisliği Bölümü
İstanbul, Türkiye
yildirimib17@itu.edu.tr

Öğrenci – 4
Çağla Berat İrkin
İstanbul Teknik Üniversitesi
Uçak Mühendisliği Bölümü
İstanbul, Türkiye
irkin19@itu.edu.tr

Öğrenci – 5
Gülru Turgut
İstanbul Teknik Üniversitesi
Uzay Mühendisliği Bölümü
İstanbul, Türkiye
turgutg17@itu.edu.tr

Akademik Danışman
Dr. Öğr. Üyesi Özge Özdemir
İstanbul Teknik Üniversitesi
Uçak-Uzay Bilimleri Fakültesi
İstanbul, Türkiye
ozdemirozg@itu.edu.tr

Akademik Danışman
Dr. Öğr. Üyesi İsmail Bayezit
İstanbul Teknik Üniversitesi
Uçak-Uzay Bilimleri Fakültesi
İstanbul, Türkiye
bayezit@itu.edu.tr

Sanayi Danışmanı
İlker Uysal
Türk Havacılık Uzay Sanayii
Ankara, Türkiye
uysalilker@gmail.com

***Özetçe*— Helikopterler, uçaklara nazaran daha az verimlilikte çalışan ve daha yavaş hareket eden hava araçlarıdır ancak bunun yanında; havada sağ-sol, yukarı-aşağı gibi hareketleri yapabilme, havada belli bir noktada kalabilme ve dikey iniş-kalkış yapabilme özelliklerine sahiplerdir. Helikopterlerin sahip olduğu bir diğer özellik ise motor durduktan sonra belli bir süre daha havada kalabilmeleridir. Bu özelliği kullanarak helikopterlerin güvenli iniş yapabilmesine otorotasyon denir. Otorotasyon sırasında pilotun kontrol etmesi gereken çok sayıda parametre olmasından ötürü, pilotlar için otorotasyonu kolaylaştıracak bir modülün gereksinimi öngörülmüştür. Hedeflenen nokta ise, verileri bilinen bir helikopterin simülasyon ortamında "Pilot Otorotasyon Yardımcısı Modülü" yardımıyla en uygun yönergeleri vererek pilota güvenli inişi sağlamasıdır.**

Anahtar Kelimeler — helikopter; otorotasyon; rotor sistemi; flare; X-Plane; Simulink.

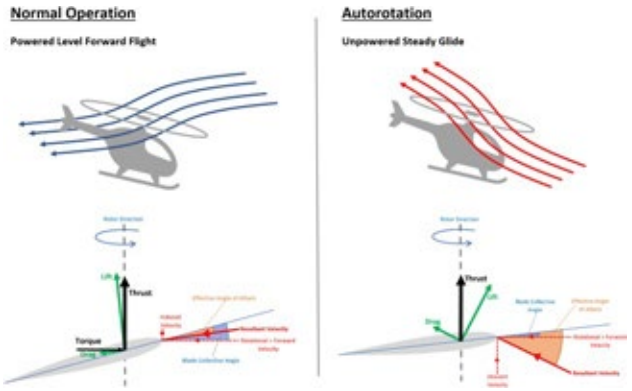
***Abstract*— Helicopters are aircraft that operate less efficiently and move slower than aircraft, but besides; They have the ability to make movements such as right-left, up-down in the air, staying at a certain point in the air and vertical take-off and landing. Another feature of helicopters is that they can stay in the air for a certain time after the engine stops. The ability of helicopters to land safely using this feature is called autorotation. Since there are many parameters that the pilot must control during autorotation, the need for a module that will facilitate autorotation for pilots has been envisaged. The aim is to provide the pilot with the most appropriate instructions with the help of the "Pilot Autorotation Assistant Module" in the simulation environment of a helicopter with known data.**

Keywords — helicopter; autorotation; rotor system; flare; X-Plane; simulink.

I. GİRİŞ

Uçuş sırasında motor arızası, uçaklar için hayati bir sorundur. Bu durum sabit kanatlı uçakların düşmesine neden olurken, döner kanatlı uçaklar rotor sayesinde bir kazayı önleme yeteneğine sahiptir. Otorotasyon, motor arızası, şanzıman sorunları veya kuyruk rotoru kaybı sırasında helikopterler tarafından gerçekleştirilen bir kurtarma manevrasıdır.

Hava, motorlu uçuş sırasında ana rotor sistemine yukarıdan çekilir ve aşağı doğru atılır, ancak otorotasyon sırasında, helikopter alçaldıkça hava rotor sistemine aşağıdan hareket eder ve motor kapatılsa bile ana rotorun dönmeye devam etmesine izin verir, rotor hızını koruyan aerodinamik kuvvetlerin yanı sıra. Tüm motorları arızalandığında bir helikopterin güvenli bir şekilde inebileceği yöntemdir.



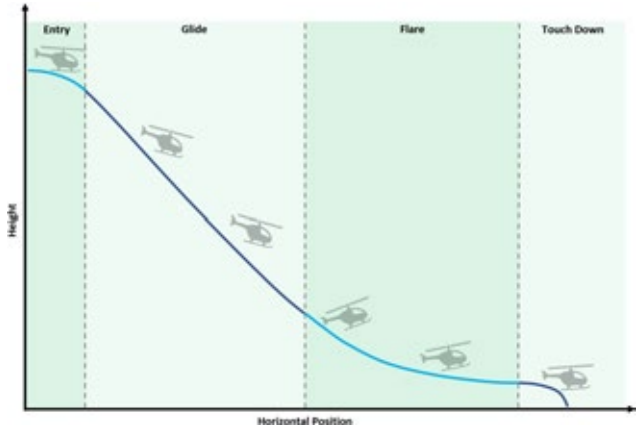
Şekil. 1. Otorotasyonda Üretilen Kuvvetler

Manevranın birincil amacı, uçağın kalan enerjisini uçağı güvenli bir şekilde yere indirmek için kullanmaktır. Otorotasyon manevraları ile birçok helikopter, kaza olaylarını

ve ekiplerine zarar gelmesini önlemeyi başarabilir. Bu manevrayı gerçekleştirmek için motor arızası meydana gelir gelmez pilotun otorotasyon manevrasını başlatmak için harekete geçmesi gerekir. Ancak, otorotasyondan başarılı bir şekilde çıkmak için üstün pilotaj yeteneklerine ihtiyaç vardır. Helikopterlerin otorotasyon mekaniği, bir daldan akçaağaç tohumlarının düşmesine benzetilebilir. Bu tohumlar yavaşça yere iner ve yere düşerken sahip oldukları potansiyel enerjiyi dönme enerjisine dönüştürür. Helikopterde uçak kontrollü ve hızlı bir şekilde irtifasını düşürmeye çalışır ve bu iniş sırasında hava akımı sayesinde motorun gücünün kesilmesini sağlar.

II. OTOROTASYON

Bu çalışmada helikopter trimden sonra motorlar kapatılarak otorotasyon manevrasına geçilmiştir. Bu manevra kendi içinde farklı aşamalara ayrılmıştır. Literatürde otorotasyonun dört aşaması vardır.



Şekil. 2. Otorotasyon Evreleri

A. *Otorotasyona Giriş*

Otorotasyona giriş, motor gücü kaybından sonra gerçekleştirilir. Pilot, motor gücündeki kaybı fark eder etmez, kanatlar ile motor arasındaki bağlantıyı keser. Ani güç kaybı belirtileri, rotor hızının düşmesi ve trimin bozulmasıdır. Helikopter yüksek toplu ayarlardayken RPM azaltma oranı hızlıdır. Çoğu helikopterde, RPM'nin güvenli aralığın altına ulaşması yalnızca saniyeler alır. Pilotlar, aşırı RPM düşüşünü önlemek için hızlı tepki vermeli ve toplu kontrolü en aza indirmelidir. Minimum seviyeye getirildiğinde helikopter alçalmaya başlar ve RPM zamanla güvenli çalışma hızını koruyan bir değere ulaşır.

B. *Kararlı Durum Alçalması*

Kararlı durum inişi olarak da bilinen bu aşamada iniş hızı sabit tutulur. Hava akışı, iniş nedeniyle rotor disklerinden yukarı doğrudur. Değişen hava akışı, kanatların açısı değişmese de daha büyük bir hücum açısı yaratır. Toplam aerodinamik kuvvet artar ve öne doğru eğilir, böylece denge kurulur. İniş hızı ve RPM sabittir ve helikopter sabit bir açıyla alçalmaya başlar. İniş açısı, hava hızına, yoğunluk irtifasına, rüzgâra, helikopter tasarımına ve diğer değişkenlere bağlı olarak normalde 17 derece ile 20 derece arasındadır.

C. *Flare*

Otorotasyonel bir inişi başarılı bir şekilde gerçekleştirmek için pilot, inişten hemen önce hava hızını ve alçalma oranını azaltmalıdır. Bu eylemlerin her ikisi de kısmen döngüsel kontrolü geri hareket ettirerek ve ayrıca rotor diskinin bağıl rüzgâra göre konumunu değiştirerek gerçekleştirilebilir. Tutumdaki değişiklik, rotor diskinin toplam kuvvetini geriye doğru yatırır ve ileri hızı yavaşlatır. Ayrıca hava akışını değiştirerek tüm kanatlardaki hücum açısını arttırır. Sonuç olarak, genel rotor kaldırma artar ve alçalma hızı azalır. Toplam aerodinamik kuvvet vektörü büyüdükçe RPM de artar, böylece konmayı yumuşatmak için kanatların kullanabileceği kinetik enerji artar.

D. *Yere İniş*

İleri hız güvenli iniş hızına düşürüldükten sonra helikopter iniş pozisyonuna alınır.

III. SİKORSKY S-76

Sikorsky S-76, Amerika Birleşik Devletleri'nde Sikorsky Aircraft Corporation tarafından üretilen orta ölçekli bir ticari genel amaçlı helikopterdir. İkiz turbo şaft motordan oluşan S-76, kuyruk bomunun iskele tarafında dört kanatlı, tamamen mafsallı bir ana rotora ve iskele tarafında dört kanatlı bir anti-tork rotoruna sahiptir.

Bu helikopterin tercih edilme sebepleri, TAI ürünü olan Gökbey ile geometrik benzerlik ve helikopterin sertifikasyonudur. Federal Havacılık İdaresi (FAA) Tip Sertifika numarası H1NE ve EASA Tip Sertifikası CS-29'a sahiptir. Ayrıca Gökbey ile benzer otorotasyon özelliklerine sahiptir.



Şekil. 3. Sikorsky S-76

TABLO I. SİKORSKY S-76 TEKNİK ÖZELLİKLER

Teknik Özellikler	Sikorsky S-76	
	Değer	***Birim***
Ana Rotor Çapı	44	fit
Uzunluk	52.5	fit
Kalkış Ağırlığı	7800	lb
Brüt ağırlık	11700	lb
Maksimum Hız ve Seyir Hızı	155	kn
Menzil	411	nmi

IV. LİTERATÜR İNCELEMESİ

Helikopterler, benzersiz özelliklere sahip bir hava aracıdır. Helikopterlerin havada asılı kalma, geri ve yanal uçma ve yeraltı operasyonları yürütme gibi yetenekleri, bu benzersiz hava araçlarını; arama ve kurtarma görevlerinden savaş bölgelerinde asker taşımacılığına kadar farklı görevler için yaygın olarak kullanılmasını sağlar. Bu yeteneklere sahip bir hava aracında da acil durumlar oluşmaktadır. Geçmişe göre daha güvenilir olsa da helikopter pilotlarının dikkat etmesi gereken en önemli acil durumlardan biri de otorotasyon manevrasıdır [1].

Pratikte otorotasyon; bir motor arızası, şanzıman sorunları veya kuyruk rotorunun kaybı durumunda helikopteri yere geri döndürmek için kullanılan bir manevradır [2]. Pilotun güvenli bir iniş için düzeltici önlemleri almaması halinde, böyle bir acil durum hem mürettebat hem de helikopter için ölümcül olabilir.

Otorotasyondaki ana düşünce, potansiyel enerjinin rotor için enerji kaynağı olarak kullanılmasıdır. Bu güç gereken kaldırma kuvvetini sağlamak için rotor dönüş hızını tehlikeli sınırın üstünde tutmak için harcanır. Bununla birlikte, her bir helikopterin tasarım parametreleri birbirinden farklı olmasına rağmen otorotasyon başarısı pilotun yeteneklerine büyük ölçüde bağlıdır [3].

Araştırmacılar ve helikopter firmaları, helikopterlerdeki Deadman's Curve diye kullanılan Hız ve İrtifaya Bağlı Güvenli İniş Yapabilme Eğrisini ve pilota kalan iş yükünü azaltmak için bir sürü çalışmalar yapmışlardır. Debuse ve Reid'ın [4] 1983 yılında yaptıkları çalışmasında helikopterlerin otorotasyona devam edebilmesi için gereken alçalma hızı üzerine formülizasyon yapmıştır.

Lee'nin [5] 1985 yılında yazmış olduğu birtakım varsayımlar ile basitleştirdiği tezinde helikopteri noktasal kütle olarak modellemiş ve kurmuş olduğu maliyet fonksiyonlarının çözümlemesinde de Miele'nin [6] geliştirdiği SGRA (Sequential Gradient Restoration Algorithm)'i kullanmıştır.

Son yıllarda otorotasyonu tamamlamak için bulanık mantık mekanizması ile çalışan kontrolcüler üzerinde çalışmalar yapılmaya başlanmıştır. Sunberg ve Rogers'ın [7] 2013 yılında paylaşmış oldukları bildiride irtifaya bağlı olarak bir bulanık mantık kontrolcüsü tasarlayıp, pahalı optimizasyon denklemlerinden kurtulmayı hedeflemişlerdir.

V. YÖNTEM

Helikopterin modellenmesine gerek kalmadan X-plane uçuş simülatöründen bir model kullanılmasına karar verilmiştir. Kullanıcı Veri Protokolü (UDP), X-düzlemi ve Simulink arasında giriş ve çıkışların akışını sağlamak için kullanılır. Simülasyondaki S76 helikopteri, Simulink'te tasarlanan PID kontrolörleri ile kontrol edilmektedir. Helikopter, otorotasyon manevrasına başlamadan önce bir trim noktasına yerleştirilir. Helikopterin matematiksel modeli bilinmediği için analitik kontrol teorisi yöntemi kullanılmamaktadır. Trimming, dinamik trimleme adı verilen PID kontrolörleri tarafından verilen girişlerin çıkışları gözlemlenerek gerçekleştirilir.

VI. OTOPİLOT TASARİMİ

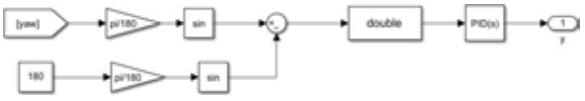
Otorotasyon manevrasına başlamadan önce otorotasyon manevrasının hangi koşullarda başlatılacağına karar vermek esastır çünkü otorotasyon sırasında manevranın her aşaması için gerekli dikey hız, belirtilen hava hızı, pervane devri vb. Açıkça, bu parametreler, otorotasyonun başlatıldığı belirli trim durumuna göre hesaplanır. Bu parametreler irtifa ve belirtilen hava hızıdır. İlk olarak, verilen gerekli uçuş zarfını mümkün olduğunca mükemmel bir şekilde gerçekleştirmek için helikopterin bu trim koşuluna alınması gerekmektedir. Bir Simulink otopilot modeli, helikopterin irtifa ve belirtilen hava hızına inmesi ve inmesi için tasarlanmıştır. Bu görevi gerçekleştirmek için, hava hızını ve irtifasını aynı anda kontrol etmek veya hava hızını kontrol ederken toplu yunuslama açısını sabitlemek gibi çeşitli otopilot tasarım konseptleri geliştirilmiştir. Tüm kavramların temel olarak PID kontrolörlerine dayandığına dikkat edilmelidir. Tüm kontrol yüzeyleri, sabit kazançlı PID kontrolörler tarafından kontrol edilir. Kazançlar tamamen simülasyon üzerinde gözlemler yapılarak PID bloklarına atanır. Daha sonra, bu bölümün devamında test edilen ve başarısız olduğu düşünülen tasarlanmış otopilot modelleri incelenmiştir.

MATLAB/Simulink arasındaki iletişim probleminden dolayı pedala giriş verilemediğini belirtmekte fayda var. Bu nedenle, kuyruk topluluğu, herhangi bir SAS müdahalesi olmadan doğrudan kontrol edilir.

A. İlk Yöntem

1) Baş Açısı Kontrolü

Geri besleme olarak PID kontrolörüne bir sapma açısı değeri verilir. Kalkışta fazla çaba gerektirmeyecek şekilde havalimanına göre seçilmektedir. Bir tam dönüşün hemen ardından 360°'den sonra baş açısının 0° değerini alması, helikopterin referans açısına ulaşmak için kendi etrafında dönmesine neden olduğu için kontrolörün arızalanmasına neden olur. Bu nedenle referans olarak 180° ve civarı tercih edilmektedir. Sapma açısı referansı tek başına oldukça iyi çalışır, ancak diğer yöntemlerde, kontrolörün pervane tarafından üretilen anti-tork değişimine karşı proaktif davranması için toplu yunuslama açısı değişim oranı eklenerek geliştirilecektir.



Şekil. 4. Baş Açısı Kontrolü İçin Referans Diagramı

2) Yuvarlanma Kontrolü

Geri besleme olarak PID kontrolöre bir dönüş açısı değeri verilir. Sabit uçuş sırasında yuvarlanma açısının sıfır derece olmayacağı açıkça bilinmektedir. Bu nedenle, daha sonra ayarlamak için referans olarak negatif bir yuvarlanma açısı alınır. Bu yöntemle kırpma işlemi işe yaramadığı için uygun yuvarlanma açısının bulunduğunu söyleyemeyiz.



Şekil. 5. Yuvarlanma Kontrolü İçin Referans Diagramı

3) Yunuslama Kontrolü

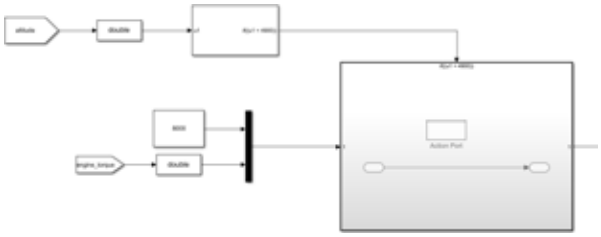
Yapılan gözlemler dikkate alınarak, kontrolöre trim durumunu belirlemesi mümkün olan bir referans hatve açısı verilir. Fikir, sonunda helikopterin bir trim durumunu çözeceğidir. Ardından istenilen irtifa ve hava hızına ulaşmak için ayarlanabilir. Helikopterin yüksek düzeyde bağlantılı dinamiği nedeniyle, herhangi bir salınım olmadan bir trimin ayarlanması mümkün değildir.



Şekil. 6. Yunuslama Kontrolü İçin Referans Diagramı

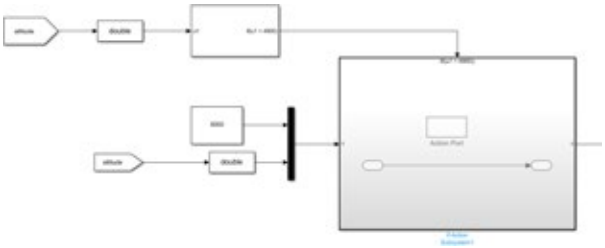
4) İrtifa Kontrolü

Uçuş başlangıcında, irtifayı referans olarak kullanmak, PID bloğunun aldığı hata aralığı sabit kazançlı bir kontrolörden iyi bir performans beklemek için çok yüksek olduğundan, kontrolörün kazançlarını ayarlamayı çok zorlaştırır. Rakım referans olarak kullanıldığında hata değeri 5000 ile başlar. Helikopter 5000 fite yaklaşırken, hata sıfıra yaklaşır. Uçuşun başlangıcındaki hata ile karşılaştırıldığında, aşırı yüksek. Bu nedenle, kontrolörün yaklaşık 5000 fit kazancının uçuşun başlangıcından daha büyük olması beklenir. Bu sorunu çözmek için, performans gözlenerek belirlenen bir irtifaya kadar, pervane tarafından üretilen bir referans tork referans olarak kullanılır. Bu yöntemde aşağıdaki şekilde görüldüğü gibi 8000 ft.lb olarak seçilmiştir. Bu şema, helikopter 4800 fit'e ulaşana kadar çalışır.



Şekil. 7. Tork Değerine Göre Kollektif Kontrol Blokları

Bu noktadan sonra aşağıdaki şekilde görüldüğü gibi yükseklik değeri referans olarak kullanılır.

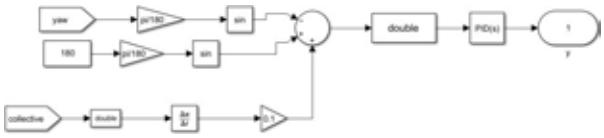


Şekil. 8. İrtifa Değerine Göre Kollektif Kontrol Blokları

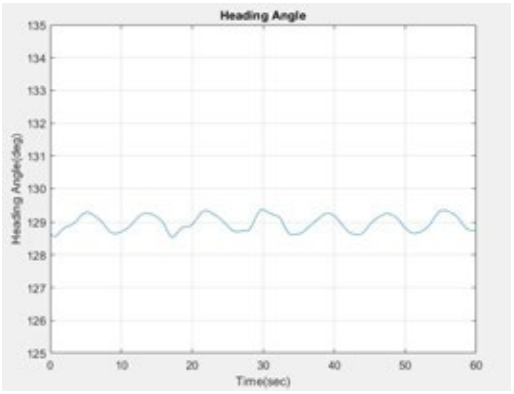
B. İkinci Yöntem

1) Baş Açısı Kontrolü

İlk yöntemle aynı konsept uygulanır. Sapma açısı referansına ek olarak, kontrolöre toplu yunuslama açısı oranı değişimi iletilir. Sonuç ve Simulink kontrolör blokları aşağıdaki şekilde gösterilmiştir.



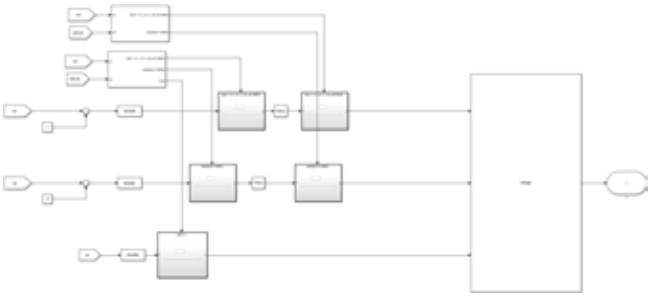
Şekil. 9. Baş Açısı Kontrolü İçin Referans Diagramı



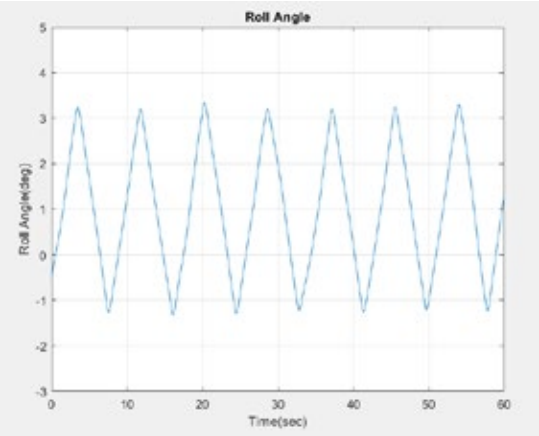
Şekil. 10. Baş Açısının Zamana Göre Değişimi

2) Yuvarlanma Kontrolü

Daha önce de belirtildiği gibi, helikopterler yüksek düzeyde bağlantılı uçaklardır. Farklı eksenlerdeki tutum değişiklikleri birbirini önemli ölçüde etkiler. Bu nedenle trimleme sırasında hem toplu hatve hem de boyuna çevrim kullanıldığından helikopterin yuvarlanma açısı sabit bir değer yerine bir aralıkta tutulur. Helikopter trim koşullarına yaklaştıkça bir değere oturması beklenir.



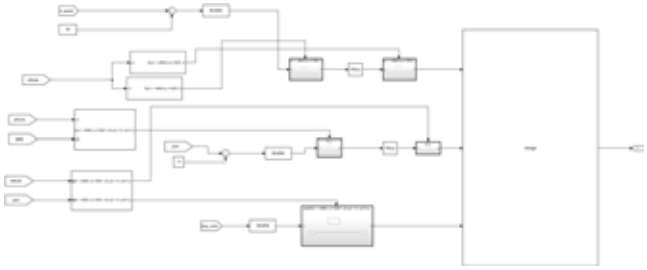
Şekil. 11. Yuvarlanma Açısı Kontrol Blokları



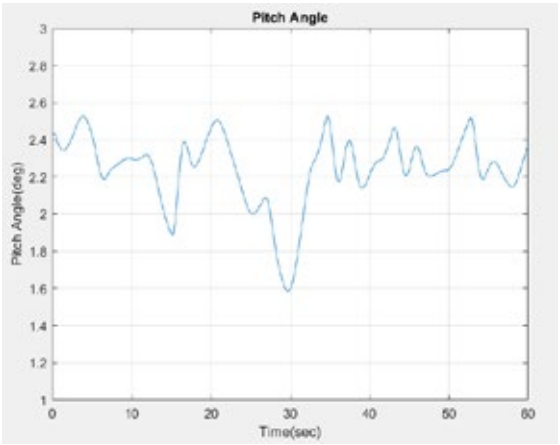
Şekil. 12. Yuvarlanma Açısının Zamana Göre Değişimi

3) *Yunuslama Kontrolü*

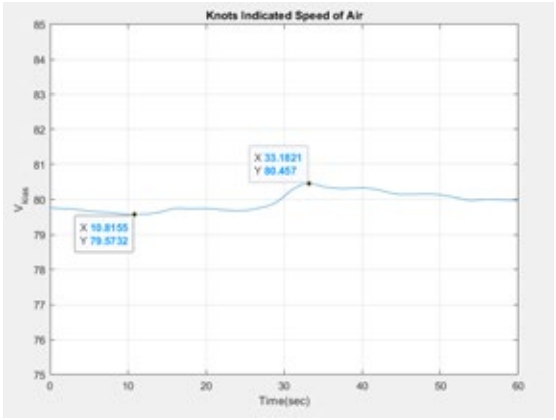
Bu yöntemde, helikopterin mevcut yunuslama açısını ayarlayarak helikopterin belirtilen hava hızını kontrol etmek için uzunlamasına çevrim kullanılır. Uçuşun başlangıcından itibaren hava hızını kontrol etmeye çalışmak uygun olmayacağından hedef irtifa civarında bir aralıkta devreye girmelidir. Rakım aralığı ±5 fit olarak yaklaşık 5000 fit olarak seçilmiştir. Bu aralıkta, hava hızını kontrol etmek için uzunlamasına döngü kullanılır. Bu aralığın dışında, takım o aralığa girerken ve çıkarken takım tarafından boylamsal döngüsel değer açısından yumuşak bir geçiş istendiğinden, adım açısı 2 ve 3 derece değerleri içinde kalır. Aksi takdirde, bir adım salınımına neden olur.



Şekil. 13. Yunuslama Açısı Kontrol Blokları



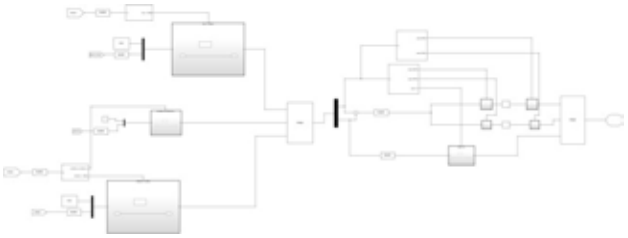
Şekil. 14. Yunuslama Açısının Zamana Göre Değişimi



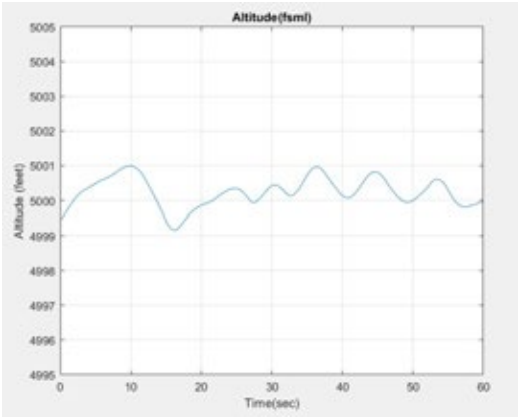
Şekil. 15. İşarî Hava Hızını Zamana Göre Değişimi

4) *İrtifa Kontrolü*

İlk yöntemle aynı konsept uygulanır. Tek fark, toplam yunuslama açısının yaklaşık 5000 fit civarında belirlenen aralıkta sabit tutulmasıdır. Bu sabit değer, yükseklik aralığına girmeden önce aldığı son toplu değerdir. Bu yolun tercih edilmesinin nedeni, irtifa ve yunuslama açısında değişikliklere neden olan kontrol yüzeyi girdilerinin karşılıklı etkilerini sınırlamaktır. Bu nedenle hava hızının bu şekilde kolaylıkla ayarlanabileceği öngörülmektedir.



Şekil. 16. İrtifa Kontrol Blokları



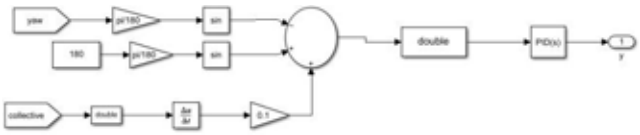
Şekil. 17. İrtifanın Zamana Göre Değişimi

C. *Üçüncü Yöntem*

1) *Baş Açısı Kontrolü*

Bu yöntem baş açısı kontrolü bakımından 2. yönteme benzerdir. Aynı şekilde baş açısı geri besleme olarak verilir ve yine 0 veya 180 referans açı olarak tercih edilir. Tek fark

kollektif değişimi de geri besleme olarak verilerek daha stabil bir kalkış sağlanır. Aslında kayma (sideslip) açısı için de bir ekleme yapılmaya çalışıldı fakat istenilen sonuca ulaşılamadı.



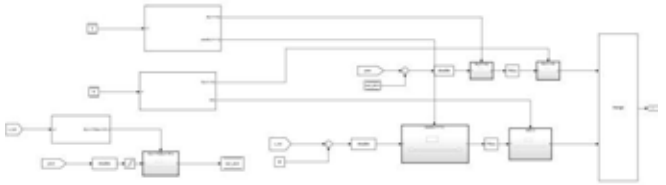
Şekil. 18. Baş Açısı Kontrolü İçin Referans Diagramı

2) *Yuvarlanma Kontrolü*

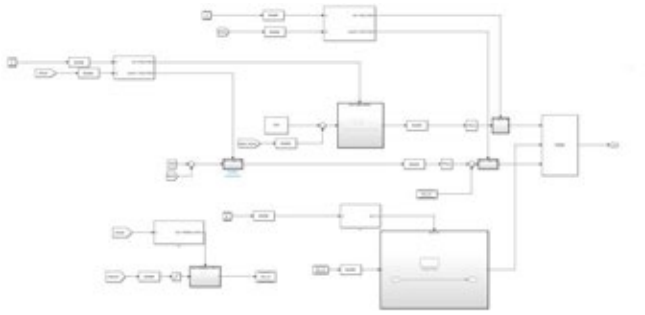
Yuvarlanma açısı kontrolü için ikinci yöntemde kullanılan diyagram yeterli bulunmuştur. Önceki yöntemde kullanılan diyagramın aynısı kullanılmıştır.

3) *Yunuslama ve İrtifa Kontrolü*

Bu yöntemde kritik olarak yunuslama açısı ve irtifa kontrolünde değişiklik yapılmıştır. İlk olarak kalkış anından itibaren yunuslama belirlenen aralıkta tutulmaya çalışılır ve kollektif kontrol edilir. Sonrasında trim koşulu sağlanana kadar sırasıyla aralıkta tutulur veya trim değerine ulaşması için kontrol edilir.



Şekil. 19. Yunuslama Açısın Kontrol Blokları



Şekil. 20. İrtifa Kontrol Blokları

VII. SONUÇ

Sikorsky helikopterinin uçuş esnasında motor kapatımı gerçekleştirilerek otorotasyon manevrasının gerçekleştirmesi hedeflenmiştir. Manevraya girmeden önce belirlenen trim koşullarına ulaşmak otorotasyon için ciddi önem taşımaktadır. Bu koşullara ulaşmak için simulink üzerinden PID kontrolcüler kullanılmıştır. Bu hedefe ulaşmak için bildiride belirtildiği üzere farklı yöntemler kullanılmıştır. Helikopter dinamiğinin oldukça bağlantılı olan kontrol mekanizması nedeniyle bu hedefe ulaşılamamıştır.

Kontrol yüzeylerinin birbirinin hakimiyetini önemli ölçüde etkilemesinden dolayı yüksek sayıda test yapılmasına ve teorik bilgiye ihtiyaç duyulmuştur. Bu testler için gerekli fizibiliteye sahip olmadığımız için bu proje gerçekleştirilememiştir.

Bu çalışmanın ileride simülasyon ortamında otorotasyon manevrasını gerçekleştirmek isteyen geleceğin araştırmacılarına yol göstereceğini umuyoruz.

KAYNAKLAR

[1] *K. Kopşa, Reinforcement Learning Control For Autorotation of A Simple Point-Mass Helicopter Model, Ankara, 2018.*

[2] *J. G. Leishman, Principles of Helicopter Aerodynamics, Cambridge: Cambridge University Press, 2006, p. 91.*

[3] *K. Şansal, Control of A Helicopter During Autorotation, 2018.*

[4] *A. W. Debuse ve D. C. Reid, «Autorotation - Theory and Practice,» %1 içinde Ninth European Rotorcraft Forum, Stresa, 1983.*

[5] *A. Y.-N. Lee, Optimal Landing of A Helicopter in Autorotation, 1985.*

[6] *J. N. J. R. J. L. A. ve D. C. Miele, «Sequential Gradient-Restoration Algorithm for Optimal Control Problems with Non-differential Constraints,» Journal of Optimization Theory and Applications, no. 13, 1974.*

[7] *Z. Sunberg ve J. Rogers, «A Fuzzy Logic-Based Controller for Helicopter Autorotation,» %1 içinde 51st AIAA Aerospace Sciences Meeting, Texas, 2013.*

PMSM Senkron Motor Kontrolcü Tasarımı (FOC ile)
PMSM Synchronous Motor Controller Design (with FOC)

Öğrenci – 1
Emine Fidan
Gazi Üniversitesi
Elektrik-Elektronik Mühendisliği
Ankara, Türkiye
emine.fidaann@gmail.com

Öğrenci – 2
Hazal Kahyaoğlu
Gazi Üniversitesi
Elektrik-Elektronik Mühendisliği
Ankara, Türkiye
hazal.kahyaoglu1@gmail.com

Öğrenci – 3
Hikmet Can Kara
Gazi Üniversitesi
Elektrik-Elektronik Mühendisliği
Ankara, Türkiye
hcank.99@gmail.com

Akademik Danışman
Doç. Dr. Tuğba Selcen Navruz
Gazi Üniversitesi
Elektrik-Elektronik Mühendisliği
Ankara, Türkiye
selcen@gazi.edu.tr

Sanayi Danışmanı
Batuhan Temiz
Türk Havacılık Uzay Sanayii
Ankara, Türkiye
batuhan.temiz@tai.com

***Özetçe*—Bu çalışmada sabit mıknatıslı senkron motorlar (PMSM) için daha önceden belirlenmiş tasarım kısıtlarına ve havacılık standartlarına uygun bir alan yönelimli kontrolcü (FOC) tasarımı için Ar-Ge altyapısının oluşturulması adına araştırmalar ve uygulamalar gerçekleştirilmiştir. Belirlenen tasarımla birlikte bir test ortamı oluşturulması ve tasarım gereksinimleri göz önüne alınarak uygun model belirlenmesi hedeflenmiştir. Tasarım bir hava aracı için yapılacağından havacılık donanım tasarım standardı olan DO-254 dikkate alınmıştır. Bunun için MIL-STD-4761, MIL-STD-4753, MIL-STD-7080, MIL-STD-7082, MIL-STD202G, MIL-PRF-15733J, MIL-STD-889C, MIL-STD-704E standartları belirlenmiştir. 28VDC ve 1000 RPM kısıtları belirlenmiş ve buna uygun MATLAB modeli seçilmiştir. Benzetim modeli ve uygun motor üzerinde çeşitli testler gerçekleştirilmiştir. Hata ağacı içerisindeki tek hata durumlarının önüne geçilmesi için çalışılmıştır.**

Anahtar Kelimeler — PMSM, FOC, Motor kontrolcü

***Abstract*— In this study, researches and applications were carried out to establish the R&D basis for the design of a field-oriented controller (FOC) for permanent magnet synchronous motors (PMSM) in accordance with the previously determined design constraints and aviation standards. It is aimed to create a test environment with the determined design and to specify appropriate model considering the design requirements. Since the design will be made for an aircraft, DO-254, which is the aviation hardware design standard, has been taken into consideration. For this, MIL-STD-4761, MIL-STD-4753, MIL-STD-7080, MIL-STD-7082, MIL-STD202G, MIL-PRF-15733J, MIL-STD-889C, MIL-STD-704E standards have been considered. 28VDC and 1000 RPM constraints were determined and the MATLAB model was chosen accordingly. Some tests were done on the simulated model and the appropriate engine. To avoid single error situtations in the error tree, studies were realized.**

Keywords — PMSM, FOC, Motor Controller

I. GİRİŞ

Çalışmalar sonucunda geleneksel tasarımlara yeni özellikler kazandırılarak klasik senkron motorun rotoruna, sargıların görevini görecek olan sabit mıknatıslı malzemeler uygun formlarda yerleştirilmiş ve PMSM'ler geliştirilmiştir [1]. Piyasada var olan motor kontrolcüler havacılık standartlarına uygun değildir. Bu sebeple bu kontrolcünün bir hava aracında kullanılabilmesi için DO-254 havacılık donanım tasarımı standartlarına uygun olması gerekmektedir. DO-254 Sistem Uygulama V Şematiği'ne uygun olacak şekilde model belirlenmiştir. Bu sistem için analiz, belirli bir gereksinimin karşılandığını göstermek için belirli donanım öğesi özelliklerinin değerlendirilmesine yönelik ayrıntılı, tekrarlanabilir, analitik bir yöntemdir.

II. PROBLEM TANIMI

Oldukça yaygın kullanım alanı bulunan elektrik motorlarının kara araçlarında kullanım popülerliği artmaya devam etmekte olup yakın zamanda hava araçlarında da kullanımının yaygınlaşması beklenmektedir. Türk Havacılık ve Uzay Sanayii'nde (TUSAŞ) bir elektrikli hava aracı yapılması planlanmıştır. Araçta kullanılacak motor kontrolcünün havacılık standartlarına uygun olması gerekmektedir. Projenin yapılmasındaki ihtiyaç, hali hazırda TUSAŞ'ın kullanacağı böyle bir motor sürücü modeli bulunmaması ve bunun için Ar-Ge altyapısı eksikliğidir.

III. PROJENİN HEDEFİ

Projenin hedefi havacılık standartlarına uygun motor kontrolcü tasarımı için Ar-Ge altyapısı oluşturmak ve proje ile ilgili havacılık standartlarının analizini yapmaktır.

IV. GERÇEKLEŞTİRİLEN ARAŞTIRMA FAALİYETLERİ

A. *Literatür Taraması*

İç rotorlu radyal akılı yüzey montajlı kalıcı mıknatıslı yüksek hızlı senkron makinanın analitik ve bilgisayar destekli sonlu elemanlar yöntemi ile tasarımının gerçekleşmesi için çalışmalar yapmıştır [2].

Yüzeye monte mıknatıslı yüksek güç yoğunluklu PMSM'in tasarımı ve optimizasyonu, pod tahrik sistemi için çeşitli çalışmalar gerçekleştirilmiştir [3].

Tasarımda PMSM'in boyutları, kabul edilebilir maksimum akım yoğunluğu ve doyurulamayan çalışma koşulları ile ilgili bazı kısıtlamalar göz önünde bulundurulmuştur. Daha sonra PMSM, sonlu elemanlar yöntemi ile analiz edilmiş ve yüksek verim ve güç faktörü, doyumsuz çalışma, düşük akım yoğunluğu, vuruntu torku ve tork dalgalanmasına sahip olduğu görülmüştür. Algoritma oluşturularak parametre tahmini yapmak için yeni bir yöntem sunulmuştur. Motor parametrelerinin tork ve hız aralığındaki performansı göz önünde bulundurularak karakterizasyonu sağlanmıştır. Algoritma, PMSM kullanılarak doğrulanmıştır [4].

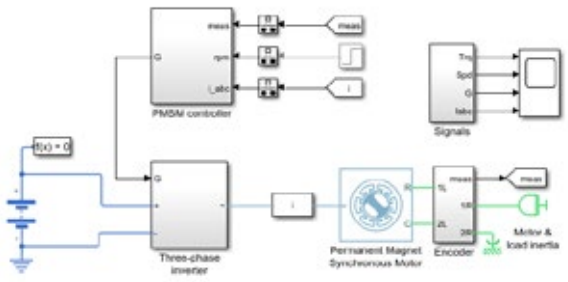
Oluşturulan benzetim ile hall sensörünün kurulum hatası tarafından bozulan yüksek dereceli harmonikleri ortadan kaldırdığı gösterilmiştir. Sonrasında deneysel sonuçlar, önerilen yöntemi akım yoluyla doğrulamıştır ve denetleyicinin geleneksel yönteme göre daha kararlı bir yöne sahip olduğu görülmüştür [5].

Vektör kontrollü bir PMSM sürücüsü, Elektrik Destekli Direksiyona sadece düşük maliyetli Hall etkisi sensörleri kullanan sistem sayesinde başarıyla uygulanmıştır. Geliştirmek için Hall-Sensor açı tahmincisi uygulanmıştır. Sistemin tepkisi, özellikle dinamik olarak değişen tork komutu incelenmiştir [6].

Üç fazlı hall konum sensörü kullanılarak PMSM'nin hız ve rotor konumu tahminini gerçekleştirmek için ortalama hız yöntemi ve konum vektörü gözlemci yöntemi derinlemesine analiz edilmiştir [7].

B. *Araştırmaların Projede Uygulanması*

1) Benzetim modeli: Araştırmalar ve hedefler doğrultusunda Seviye 0, Seviye 1 ve Seviye 2 tasarımları yapılmıştır. Bu tasarımların ışığında proje hedefine ve kısıtlarına uygun mimaride Şekil 1'de gösterilen MATLAB/Simulink benzetim modeli belirlenmiştir.



Şekil. 1. Matlab Benzetim Test Modeli

İçerisinde PMSM Kontrolcüsü, 3-fazlı evirici, PMSM ve enkoderden oluşan alt birimler bulunmaktadır. Kontrolcünün davranışları tasarım dahilinde bulunan sanal MOSFET sürücü ve motor ile simüle edilerek gözlemlenmiştir [8].

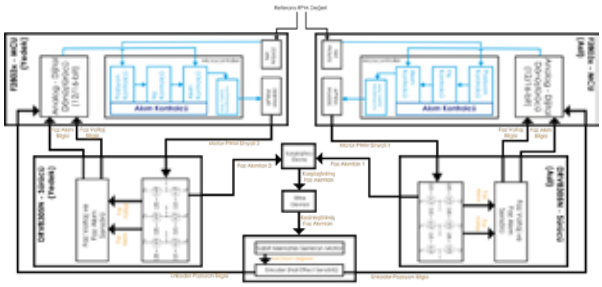
PMSM Konrolcüsü içerisinde bulunan FOC bloğu, referans voltaj, RPM ve ölçülen akım değerlerini giriş olarak almaktadır. Referans alınan girişlere bağlı olarak motor kontrolü sağlanmaktadır.

PMSM Kontrolcüsü bloğu tarafından üretilen PWM sinyali MOSFET kapı sürücüleri ile motora aktarılmaktadır. Gelen PWM sinyalinin MOSFET sürücüleri anahtarlaması sonucunda motorun dönmesini sağlamaktadır. Böylece her bir sinyal periyodunda motor, kontrolcünün yönlendirmesine bağlı olarak dönmektedir. Enkoder bloğu motor RPM değerini doğrudan kontrolcüye aktarmaktadır. Burada gerçek zamanlı çalışan bir sistem ve enkoder bulunmadığı için enkoder verisi doğrudan RPM olarak alınmaktadır. Benzetimin gerçekleştirildiği periyot boyunca depolanan giriş & çıkış verileri Sinyal bloğu vasıtasıyla gözlemlenmektedir. Böylece kontrolcünün çalışma performansı istenilen referanslara göre optimize edilir.

Model üzerinde testlerin yapılması, modelin ve test sonuçlarının havacılık standartlarına uygun olup olmadığının anlaşılması amacıyla havacılık standartlar üzerinde çalışmalar yapılmıştır.

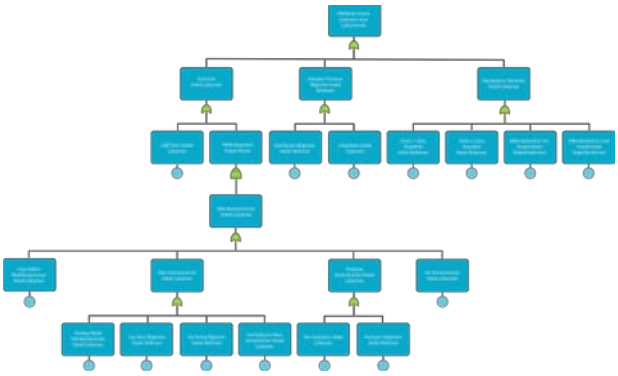
2) Standartlar: DO-254 bir süreç analiz dokümanıdır. Bu belge, fikir aşamasından ilk sertifikasyona ve müteakip sertifikasyon sonrası ürün iyileştirmelerine kadar havadaki elektronik donanımın tasarım güvencesi için rehberlik sağlar. Sistem güvenlik değerlendirmesi (System Safety Assessment-SSA) ve doğrulama dahil olmak üzere sistem yaşam döngüsünün tam bir açıklaması ve hava aracı sertifika süreci açıklanmıştır. Bu sistem için analiz, belirli bir gereksinimin karşılandığını göstermek için belirli donanım öğesi özelliklerinin değerlendirilmesine yönelik ayrıntılı, tekrarlanabilir, analitik bir yöntemdir.

Standarda göre değerlendirmeler ilk olarak bölgesel daha sonra da sistemsel olarak değerlendirilebilir. Ana standart olarak belirtilen DO-254 kapsamındaki süreç yönetim politikaları izlenerek MIL-STD-7080 ile montaj kısıtı, MIL-STD-7082 ile güç devresinin değer ve kısıtları, MIL-STD-202G'ye göre malzeme seçimi, MIL-PRF-15733J ile filtre devresinin kısıtları, MIL-STD-889C ile seçilen elemanların birbirine ve bir hava aracına olan uygunluğu ve en sonda MIL-STD-704E'ye göre güç kartının kısıtları belirlenmiş ve kısıtlar kapsamında sitem 28 VDC ile oluşturulmuştur. Bu kısıt seçilen motorla beraber sağlanmıştır. Sistemde malzemeler arası uyum ve manyetik alan oluşumu dikkate alınarak hava taşıtlarında bu motor türünün RPM değeri olarak 1000 RPM'in altında çalışması gerektiği sonucuna varılmıştır. Oluşturulan sistemin bütün elemanları yalıtılmıştır. Ayrıca sistemde oluşturulan sinyalin denetlenerek hatalı sinyalden dolayı motorun hasar almasını önlemek amacı ile iki karşılaştırma devresi oluşturulmuş ve bu kıyastan sonra sinyali stabil hale getirmek için filtre devresine sokulması gerektiği konusunda gerekli ürün emniyeti bakış açısı Şekil 2'de gösterilen mimari üzerinde konulmuştur.



Şekil. 2. FTA Sistem Mimarisi

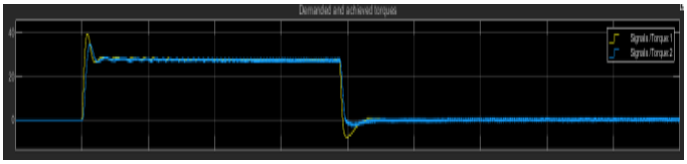
Sistem mimarisinin analizi sonucu oluşturulan bir hata ağacıdır. Bu ağaçta amaç motor kaybına neden olabilecek hata durumlarını analiz etmek ve tek hata durumu oluşup olmadığını incelenmiştir. Bunun sonucunda sinyal çiftlenmiş ve kıyaslayıcı bir yapı oluşturulmuştur. Sistemin hata durumu Şekil 3'te görüldüğü üzere DAL A olarak belirlenmiştir.



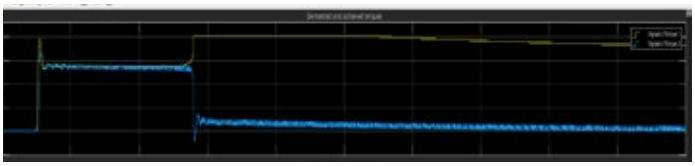
Şekil. 3. Hata Ağacı Tasarımı

3) Testler: Araştırmalar, benzetim ve standartlar çerçevesindeki çalışmalar sonucunda hem MATLAB/Simulink'te benzetim modeli testi hem de elde edilebilen malzemeler ile prototip üzerinde testler gerçekleştirilmiştir.

Benzetim modeli üzerinde yapılan ilk test RPM'e Bağlı Tork Değişimi Testi'dir. 100, 250, 500, 800 ve 1000 RPM ve 28 VDC için elde edilen tork değişimi incelenmiştir.



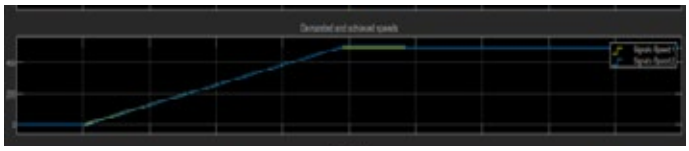
Şekil. 4. 28VDC ve 500 RPM giriş için olması gereken (sarı) ve benzetim sonucunda ortaya çıkan (mavi) tork



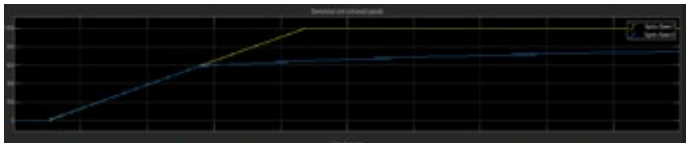
Şekil. 5. 28VDC ve 800 RPM giriş için olması gereken (sarı) ve benzetim sonucunda ortaya çıkan (mavi) tork

100, 250, 500 RPM için tork değerleri beklendiği gibi olup 800 ve 1000 RPM'e yükseltildiğinde ise bozulma meydana geldiği gözlemlenmiştir. Şekil 4 ve 5'te de 500 RPM'den 800 RPM'e geçişi ile ortaya çıkan bozulma gösterilmektedir. İstenilen ve elde edilen değer 800 RPM ve üzerinde farklıdır.

Benzetim modeli üzerinde yapılan ikinci test RPM'e Bağlı Hız Değişimi Testi'dir. 100, 250, 500, 800 ve 1000 RPM ve 28 VDC için elde edilen hız değişimi incelenmiştir.



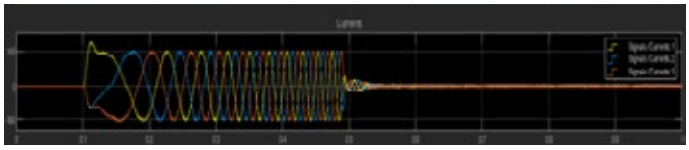
Şekil. 6. 28VDC ve 500 RPM giriş için olması gereken (sarı) ve benzetim sonucunda ortaya çıkan (mavi) hız



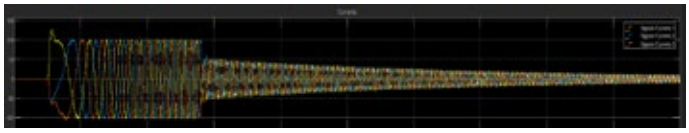
Şekil. 7. 28VDC ve 500 RPM giriş için olması gereken (sarı) ve benzetim sonucunda ortaya çıkan (mavi) hız

100, 250, 500 RPM için hız değerleri beklendiği gibi olup 800 ve 1000 RPM'e yükseltildiğinde ise bozulma meydana geldiği gözlemlenmiştir. Şekil 6 v 7'de da 500 RPM'den 800 RPM'e geçişi ile ortaya çıkan bozulma gösterilmektedir. İstenilen ve elde edilen değer 800 RPM ve üzerinde farklıdır.

Benzetim modeli üzerinde gerçekleştirilen son test RPM'e Bağlı Akım Değişimi Testi'dir. 100, 250, 500, 800 ve 1000 RPM ve 28 VDC için elde edilen akım değişimi gözlemlenmiştir.



Şekil. 8. 28VDC ve 500 RPM giriş için olması gereken (sarı) ve benzetim sonucunda ortaya çıkan (mavi) akım



Şekil. 9 28VDC ve 500 RPM giriş için olması gereken (sarı) ve benzetim sonucunda ortaya çıkan (mavi) akım

100, 250, 500 RPM için akım değerleri beklendiği gibi olup 800 ve 1000 RPM'e yükseltildiğinde ise bozulma meydana geldiği gözlemlenmiştir. Şekil 8 ve 9'da de giriş RPM değeri 800'e çıkartıldığında sistemin çalışmasının değiştiği, benzetim ile çalışması gereken hız değerlerinin farklı seviyelerde olduğu gözlemlenmiştir.

RPM'e bağlı tork, hız ve akım testlerinin sonuçları değerlendirildiğinde, 800 RPM ve üzeri giriş hızı verilen test senaryolarında, olması gereken çıkış değerleri ile gözlemlenen

çıkış değerlerinin uyuşmadığı tespit edilmiştir. Bu nedenle sürücü benzetim modelinin maksimum 800 RPM'e kadar performans kriterlerine uygun çalışabileceği sonucuna varılmıştır. Proje standartları üzerinde araştırmalar sonucunda, PMSM sürücüler için RPM'i maximum 1000 RPM tercih edildiği görülmüştür. Test değerlendirmesi sonucunda ortaya koyulan çalışma bu koşulu sağlamaktadır.

PMSM üzerinde (prototip) LCR Osiloskop ile gerçekleştirilen testler Yıldız – Delta Bağlantı Doğrulama ve LR Ölçüm Testi'dir. Yıldız mı üçgen mi bağlandığı bilinmeyen bir motor ilk olarak Şekil 10'da görüldüğü gibi normal şekilde sonrasında da Şekil 11'de görüldüğü gibi iki ucu kısa devre yapılarak direnç oranı hesaplanıp sonrasında ölçüldüğünde bağlanma şekli bulunabilmiştir. LCR osiloskop ile eş zamanlı olarak L ve R değeri ölçülebilmiştir.



Şekil. 10. Normal Ölçüm



Şekil. 11. İki Ucu Kısa Devre Yapılarak Alınan Ölçüm

Prototip ile hall etki sensörlü enkoder üzerinde Pozisyon Ölçüm Testi yapılmıştır. Hall etkisi sensörü, uygulanan manyetik alanın gücüne göre çıkış voltajını değiştirir. Hall etkisi sensörü, hall tespit etmek ve bulgularını elektronik verilere dönüştürmek, bir devreyi açıp kapatmak ve değişen bir manyetik alanın ölçümü sağlamak için gömülü bir bilgisayar tarafından işlenir veya bir arayüzde görüntülenebilmektedir.

Şekil. 12. Sırasıyla, Hall A, B, C Ölçüm Değerleri

Şekil 12'de pozisyon ölçüm testi gösterilmektedir. Sisteme 5V verilmiş olup hall A, B ve C 'den her biri için ölçüm yapılırken diğer ikisi kapatılmıştır.

A hall'ünün 50mV tepe tepe değeri değişimi, B hall'ünün 200mV tepe tepe değeri değişimi, C hall'ünün 500mV tepe tepe değeri değişimi motor döndüğü senaryoda yaşanmıştır. Yapılan testler esnasında test parametreleri Tablo 1'de gösterilmiştir.

TABLO I. TEST PARAMETRELERİ

Girişler	Değerleri	Açıklama
Voltaj	**28 VDC**	• Motorun çalışma voltajını temsil etmektedir. • DO-254 standartına göre optimum çalışma voltaj seviyesidir.
RPM	**100, 250, 500, 800, 1000**	• Kontrolcünün optimum ve maksimum dönüş performansının tespiti için belirlenen referans değerlerdir. • Test değerleri, DO-254 standartına uygun olarak belirlenmiştir.
Motor İç Direnci	**20.45 mΩ**	• Yapılan testler PROMETHOD IPM PMSM'den ölçülen değerler ile gerçekleştirilmiştir.
Motor İç İndüktansı	**13.9 µH**	

V. ARAŞTIRMA SONUÇLARI VE ÇIKTILAR

PMSM kontrolü için uygun benzetim modeli belirlenmiş ve havacılık standartları üzerine çalışmalar yapılıp emniyet gereksinimleri belirlenmiştir. Bu doğrultuda benzetim modeli ve prototip motor üzerinde testler yapılmıştır. MATLAB/Simulink ortamında benzetim modeli üzerinde yapılan testlerde modelin havacılık standartlarına uygun çıktılar verdiği gözlemlenmiştir. Prototip motor üzerinde yapılan testler ile motorun bilinmeyen parametreleri ölçülmüş olup pozisyon verisi okuma işlemi gerçekleştirilmiştir

VI. Proje Ekibinin Kazanımları ve TUSAŞ'a Olası Katkısı

Proje ekibinin araştırma aşamasında elde edilen farklı benzetim modeller ile modeller arasında avantaj ve dezavantaj analizi yapılabilmesine olanak sağlanmıştır. Belirlenen modelin havacılık standartlarına uygunluğu araştırılırken DO-254 başta olmak üzere birçok alt standart araştırılmış ve böylece proje ekibinin emniyet gereksinimleri belirleme konusundaki hakimiyeti artmıştır. Böylece projenin yapılabilirliği kanıtlanmıştır. Yapılan bu çalışmalar sayesinde PMSM Senkron Motor Kontrolcü Tasarımı (FOC ile) konusunda TUSAŞ'a Ar-Ge altyapısı oluşturulmuştur.

VII. Öneriler, Alınan Dersler ve Gelecek Çalışmalar

Proje sayesinde havacılık standartlarına uygun bir PMSM kontrolcü tasarımı yapılabileceği sonucuna varılmıştır. Bu alanda çalışmaya devam edecek araştırmacılara tavsiye olarak havacılık standartlarının iyi bir şekilde analiz edilmesini ve prototip testlerinin daha ileri boyutlara taşınabilmesi için doğru malzeme seçiminin itina ile yapılmasıdır.

Kaynaklar

[1] Özçıra, S., "Sabit Mıknatıslı Senkron Motorun Kontrol Yöntemleri ve Endüstriyel Uygulamaları", Yıldız Teknik Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü, Yüksek Lisans Tezi, İstanbul, 2007.

[2] Arslan, S., "Yüksek Hızlı Kalıcı Mıknatıslı Generatör Tasarımı ve Analizi", Gazi Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü, Yüksek Lisans Tezi, Ankara, 2014.

[3] Chasiotis, I. D. and Karnavas, Y. L. "A Study on Design and Optimization of High Power Density PMSM for Pod Propulsion System," *2018 XIII International Conference on Electrical Machines (ICEM)*, *IEEE,* 2018.

[4] Candelo-Zuluaga, C., Riba, J., & Garcia, A. "PMSM Parameter Estimation for Sensorless FOC Based on Differential Power Factor", *IEEE Transactions On Instrumentation And Measurement*, 70, 1-12, 2021.

[5] Lim, J., Park, S., Hyon, B., Park, J., Kim, J. and Choi, J., "Study on PMSM Rotor Position Compensation Method for Hall-Effect Sensor Installation Error Using WBG- Based Inverter", *2021 24Th International Conference On Electrical Machines And Systems (ICEMS)* 2021

[6] Sorial, R., Soliman, M., Hasanien, H. and Talaat, H. "A Vector Controlled Drive System for Electrically Power Assisted Steering Using Hall-Effect Sensors", *IEEE Access*, 9, 116485-116499, 2021.

[7] An, Q., Chen, C., Zhao, M., Ma, T. and Ge, K. "Research on Rotor Position Estimation of PMSM Based on Hall Position Sensor", *2021 IEEE 16th Conference On Industrial Electronics And Applications (ICIEA), IEEE, 2021.*

[8] İnternet: Three-Phase PMSM Drive Simulink Model Design URL: https://www.mathworks.com/help/physmod/sps/ug/three-phase-pmsm-drive.html, Son Erişim Tarihi: 03.01.2022

Hava Araçlarında Kullanılacak Yüksek Basınçlı Hava Kurutma Sistemi Geliştirilmesi

Development Of High Pressure Air Drying System To Be Used In Aircraft

Öğrenci – 1
Ali Özkaya
Trakya Üniversitesi
Makine Mühendisliği
Edirne, Türkiye
aliozzkaya@gmail.com

Öğrenci – 2
Ertuğrul Köybaşı
Trakya Üniversitesi
Makine Mühendisliği
Edirne, Türkiye
koybasiertugrul@gmail.com

Akademik Danışman
Prof. Dr. Hilmi Kuşçu
Trakya Üniversitesi
Makine Mühendisliği
Edirne, Türkiye
hilmi@trakya.edu.tr

Sanayi Danışmanı
Tarık Türkistanlı
Türk Havacılık Uzay Sanayii
Ankara, Türkiye
tarik.turkistanli@tai.com.tr

***Özetçe*— Pnömatik sistemlerde, kullanılan havanın sistem elemanlarına kuru bir şekilde gelmesi oldukça önemlidir. Özellikle hava araçlarında kullanılacak pnömatik sistemlerde kullanılan nemli hava, sistem parçalarını aşındırarak ömrünü kısaltmanın yanında buzlanma oluşmasına neden olarak pnömatik elemanları çalışmaz hale getirebilmekte ve korozyonu arttırmaktadır. Bu çalışmada, havadaki nemi hava araçlarındaki pnömatik sistemlerde kullanılmaya uygun olacak kuruluğa ulaştıracak bir sistem üzerine çalışılmıştır. Geliştirilen sistem yoğuşan suyu tutacak olan seperatör ve adsorbsiyonlu kurutucudan (silika jel filtresi) oluşmaktadır. Seperatörün havadaki nemi ayrıştırmadaki performansı analiz edilerek iyileştirme ve geliştirmeler yapılmıştır. Adsorbsiyonlu kurutucu olan silika jel filtre ise bir deney düzeneğinde sensörler yardımıyla test edilmiş ve performans grafiği elde edilmiştir. Ayrıca sistemdeki ara elemanlar konusunda araştırma ve seçim çalışmaları yapılmıştır.**

Anahtar Kelimeler — Yüksek Basınçlı Hava Kurutma, Hava Araçlarında Hava Kurutma, Seperatör, Adsorbsiyonlu Kurutucu, Hava Akış Analizi, Filtre, Silika Jel, Nem Alma, Havacılık.

***Abstract* — In pneumatic systems, it is very important that the air used comes dry to the system elements. Humid air, especially used in pneumatic systems to be used in aircraft, erodes system parts and shortens their life, causing icing to form, rendering pneumatic elements inoperable and increasing corrosion. In this study, a system that will bring the humidity in the air to a dryness suitable for use in pneumatic systems in aircraft has been studied. The developed system consists of a separator and an adsorption dryer (silica gel filter) that will retain the condensed water. Improvements and improvements were made by analysing the performance of the separator in separating moisture from the air. The silica gel filter, which is an adsorption dryer, was tested in an experimental setup with the help of sensors and a performance graph was obtained. In addition, research and selection studies were carried out on intermediate elements in the system.**

Keywords — High Pressure Air Drying, Air Vehicle Air Drying, Separator, Adsorption Dryer, Air Flow Analysis, Filter, Silica Gel, Dehumidification, Aviation.

I. GİRİŞ

Havacılık sektörü; teknolojinin ilerlemesi, yakıtların daha da değerlenmesi ve diğer sektörlere göre maliyetli olması bakımından birçok Ar-Ge çalışmasının yürütücülüğünü yapmaktadır. Bu nedenle çalışmada yüksek basınç, düşük hacim ve enerji kısıtlamalarında çalışacak şekilde geliştirilen pnömatik hava kurutma sisteminin geliştirilmesi yapılmıştır. 300 Bar gibi yüksek bir basınçta çalışacak ve havayı 1. kalite kuruluğa ulaştıracak şekilde tasarlanan bu sistem temelde santrifüj etkisi oluşturacak yüksek basınç seperatörü ve mekanik nem alma ile havayı kurutacak silika jel filtresi içermektedir. Seperatörün verimliliği, akış çizgileri ve su damlalarının hareketi CFD yazılımı ANSYS Fluent 2019 ile analiz edilmiştir. Silika jel filtrenin performansı ise yapılan deneyden elde edilen veriler yardımıyla tespit edilmiştir. Ayrıca literatüre katkı yapmayı amaçlayan bu sistemin geliştirilebilecek yanları bulunmaktadır.

II. PROBLEM TANIMI

Hava araçlarında kullanılacak olan sistemler havacılık endüstrisinin ağırlık, hacim, maliyet ve enerji kullanımı bakımından birçok kısıtlamalara tabi tutulmaktadır. Bu bakımdan kullanılması muhtemel bir pnömatik sistemin kullanım amacına bağlı olarak birden fazla sınırlandırma ile çalışması beklenmektedir. Bu kısıtlamalar düşünüldüğünde ilk akla gelenlerden biri sisteme girecek olan havanın kalitesidir.

Kısıtlamalar sonrası kullanıcının genel talepleri arasında 1. kalite hava (maksimum 1 mg/m^3 toz ve 0.003 g/m^3 su buharı) yer almaktadır. Bu kalitenin tanımı da DIN ISO 8573-1 Hava Kalitesi Standartları'na göre yapılmaktadır.[1]

Yüksek kalitede çalışacak olan pnömatik sistemlerde bir başka zorluk ise sisteme sağlanacak olan enerjidir. Elektrik ve/veya ısı enerjisi kullanılmadan yapılabilecek olan bir kurutma işlemi için uçakların enerji ve kütle sınırlamaları düşünüldüğünde herhangi bir hava aracında tercih edilme ihtimali de artacaktır.

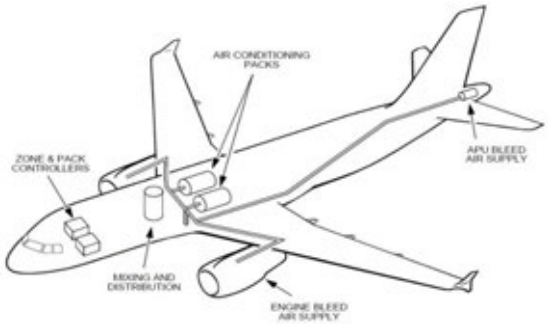
Enerji kısıtlaması göz önünde bulundurulduğunda *soğutucu akışkanla havayı soğutarak nem alma* yönteminin verimli olmasına karşın enerji ve ağırlık kısıtlamaları nedeniyle elenebileceği görülmektedir. Bir başka hava kurutma yöntemi olan *kimyasal kurutma* yönteminde ise nem tutucu tanecikler emilen su buharı nedeniyle mukavemetlerini yitirerek ve yumuşayarak dağılma eğilimine girmektedir. Bu dağılma ise daha hızlı nem çeken bir filtre oluşmasına karşın sürdürülebilir olmadığı ve kısa vadeli olduğu için kullanılabilir olmayacaktır. 3. ve son hava kurutma yöntemi olan *fiziksel kurutma* yöntemi gerek ek enerjiye ihtiyaç duymaması gerekse deforme süresinin oluşma ihtimalinin düşük olması bakımından oluşabilecek her türlü kısıtlama göz önüne alındığında kullanılabilecek en doğru sistemdir. Sistemde kullanılacak olan nem tutucu maddeler deforme olmasa dahi doygunluğa ulaştıktan sonra uygun şartlarda kurutulması gerekmektedir. [3]

Tüm bu değerlendirmeler yapıldıktan sonra uygulamaya geçirilebilecek bir hava kurutma (nem alma) sistemi için belirlenen sistem özellikleri şu şekildedir:

- 300 bar sistem basıncı.
- 0,02 gr/m^3 kurulukta hava elde edilmesi.
- 10 µm ve üzeri tüm partikülleri tutabilecek bir toz filtresi.
- Piyasada kullanılan çoğu kompresörün üretebileceği 10 lt/dk'lık hacimsel debi.
- Maksimum 50 °C derecede ve %100 e yakın bağıl nem de çalışabilecek hava kurutucu.
- Kurutulan havanın depolanacağı 0,5 litre hacminde ve 300 bar minimum dayanımlı bir basınçlı kap.

III. GERÇEKLEŞTİRİLEN ARAŞTIRMA FAALİYETLERİ VE SİSTEM TANIMLAMASI

Hidrolik sistemlere göre avantajları doğrultusunda günümüzde sıklıkla kullanılan pnömatik sistemlerin yaygın kullanılışı 2-16 bar aralığında, standart kompresörlerin de uyum sağlayabileceği şekildedir. Ancak havacılık sektründeki başta ağırlık ve hacim olmak üzere bazı kısıtlamalar dolayısıyla basıncı yükselen sistemler onlarca yıldır uçaklarda farklı alanlarda kullanılmaktadır. Günümüzde 400-500 bar gibi yüksek basınçlara ulaşan bu sistemler uçak içi konforun



Şekil 1. Uçaklarda Kullanılan Bazı Pnömatik Sistemler.[2]

iyileştirilmesinden motor stabilitesinin sağlanmasına kadar birçok alanda kullanılmaktadır.

Sistem isterlerinden biri olan -50°C – 50°C arasında ve %100'e yakın bağıl nemde çalışacak sisteme girecek olan maksimum nem 83 g/m^3 olarak değerlendirilmektedir. Aynı zamanda sistem çıkışında oluşturulması istenen havanın 0,02 g/m^3 nem ve 0,1 mg/m^3 kirliliğe sahip 1. kalite hava olması gerekmektedir. [1]

Gerçekleştirilen araştırmalar sonucu sistemde bulunan nemin ve toz taneciklerinin havadan ayrıştırılabilmesi için kurulacak sistemde hava alığından itibaren kompresör, seperatör (su ayrıştırıcı), toz filtresi ve silika jel filtresi (adsorbsiyonlu su ayırıcı) ile kurulacak bir sistemin gerekli kuruluk ve temizliği sağlayacağı değerlendirilmiştir.

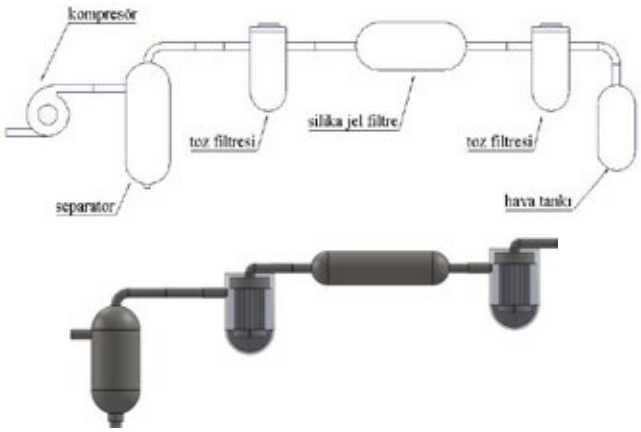
Sistem girişindeki hava alığına yerleştirilecek olan *kompresör* 10 lt/dk hacimsel debide ve 300 bar basınçta havayı sisteme alarak yeterli süre ve akış hızında sistem içerisinde dolaşmasını daha sonra ise depolanağı pnömatik tüp içerisinde depolanmasını sağlayacaktır.

Basınçlandırılarak şartlandırılmış olan hava *Seperatör* adı verilen su ayrıştırıcıya girerek santrifüj etkisi kazanmakta, seperatör iç çeperlerine çarparak içerdiği su buharı ve toz taneciklerinin boytlara bağlı olarak büyük bir kısmını bırakmaktadır.

Sistemde adsorbsiyonlu kurutucu olarak kullanılan *silika jel filtresi* ise seperatör ve toz filtresi sonrası havada kalan nemin tamamını emmek amacıyla geliştirilmiştir. Filtre içerisinde kullanılan ve yüzey aktif bir madde olan silika jel, nanometrelik yüzey kıvrımları ile havayı yüzeyinde tutmaktadır. Diğer nem alıcı maddelerden dağılmaması ve süreç boyunca daha istikrarlı nem almasıyla öne çıkmaktadır.

Sistemde kullanılacak *Toz filtresinde* sistem özellkilerini karşılayacak şekilde 2 aşamadan oluşturulması kararlaştırılmıştır. İlk aşamada 50 mikrometrelik(µm) bir HEPA filtre kağıdı, ikinci aşamada ise daha ince tanecikleri ve ihmal edilecek miktarda su buharını tutması için 10 µm'lik bir HEPA filtre kağıdı kullanılacaktır.

Proje çalışmalarında bu sistemin oluşturulması öncesinde açık kaynaklı araştırmalar, ürünler ve projeler incelenerek ulaşılan veriler sonucu farklı sistem varyasyonları oluşturulmuştur. Oluşturulan varyasyonlar tasarım, analiz programları kullanılarak kıyaslanarak geliştirmeler ve iyileştirmeler yapılmıştır.

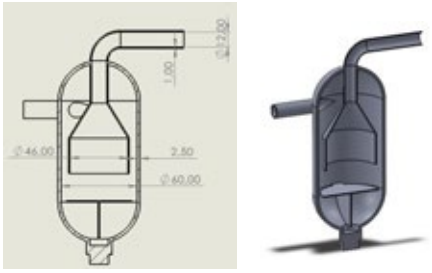


Şekil 2. Genel Sistem Şeması ve Geliştirilen Sistemin Açık Montaj Görüntüsü.

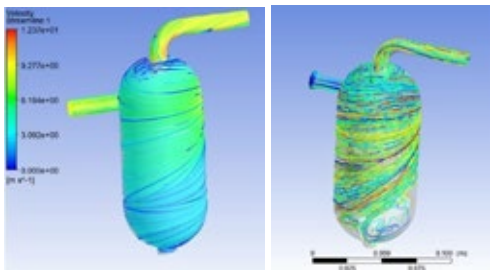
IV. ARAŞTIRMA SONUÇLARI VE ÇIKTILAR

Sistemde kullanılacak hava tankının 300 bar ve 0,5 litre kapasitede olacağı bilinmektedir. Bu değerlerden yola çıkılarak tankta depolanacak maksimum havanın 150 litre olacağı ve 10 lt/dk hacimsel debi ile 15 dakika içinde tam olarak doldurulabileceği hesaplanmıştır. 1 metreküp havadaki maksimum nem miktarı (83 g/m^3) göz önünde bulundurulursa bu sistemde en çok 12,45 gram su buharı olabileceği de hesaplanabilmektedir. Basınç ve giren hacim lineer bir şekilde artacağı için yoğuşan havanın bu değerin yarısı yani 6,22 gram olduğu anlaşılmaktadır. Bu değer sisteme giren suyun yaklaşık yarısı olduğu ve seperatörlerin 10 µm boyutunun üzerindeki (yoğuşmuş) su taneciklerinin %98'ini yakalayabildiği bilinmektedir. Bu nedenle seperatörün sisteme giren suyun yaklaşık %50'sini sistemden atması mümkündür.

Seperatörün dış yapısı yapılan mukavemet analizleri ve farklı denemeler sonucu 300 bar basınca dayanacak şekilde tasarlanmıştır. Seperatörün malzemesi olarak mukavemeti yüksek olan ve buhar konstrüksiyon parçalarında kullanıldığı bilinen (DIN) X10Cr13 paslanmaz çeliği kullanılmıştır. [4]



Şekil 3. Seperatör Tasarımı ve Ölçüleri.



Şekil 4. Seperatör Akış Analizi ve Tanecik Yörüngeleri

Dış yapısı belirlenen tasarım, akış analizleri ile havanın istenilen şekilde dönmesini sağlayacak şekilde geliştirilmiştir. Yeterince düzgün bir akış elde edildikten sonra havadaki buhar taneciklerinin havadan ayrılmasını analiz etme aşamasına geçilmiştir. Mikron boyutundaki taneciklerin analizi ayrık faz modeli (discrete phase model) ile oluşturulmuştur. Bu yöntem ile taneciklerin hareketi net bir şekilde izlenebilmiştir.



Şekil 5. 30 Mikrometre Çapındaki Su Taneciklerinin Hareketi.

Tanecik hareketleri doğrultusunda seperatörün alt tarafında havadan ayrılarak yoğuşan suyu tutacak kısım geliştirilmiştir. Bu kısım analiz verileri girilirken trap olarak ayarlanmış ve bu yüzeye gelen parçacıkların yakalanması sağlanmıştır. Bu komut sayesinde gönderilen taneciklerin ne kadarının seperatör tarafından yakalandığı analiz sonucunda görülebilmiş ve verimlilik hesaplanabilmiştir. Farklı tanecik boyutlarında seperatörün verimliliğinin değiştiğinin görülmesi sonucunda farklı tanecik boyutlarında analizler yapılarak veriler elde edilmiştir.

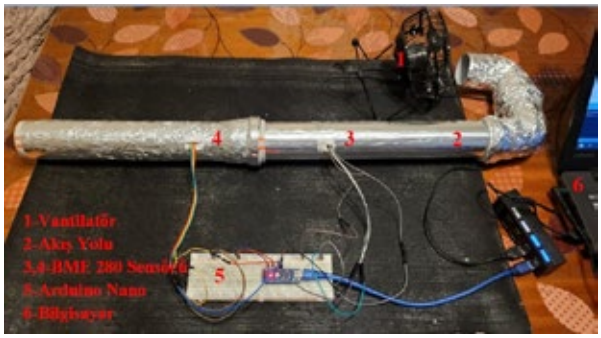
Tablo 1. Analizde Kullanılan Taneciklerin Boyutu ve Seperatörün Yakalama Yüzdesi.

Tanecik Boyutu (mikrometre)	Verim (%)
0,5	15,2
5	19,3
10	42,95
20	63,54
30	85
40	96,3
50	99,9

Sisteme gönderilen taneciklerin hareketlerinin incelenmesi sonucunda %90 verimliliğin üzerinde bir seperatör tasarlanabilmiştir. Seperatörün %90 verimliliğe sahip olduğunu kabul edersek basınçla birlikte lineer bir şekilde artan yoğuşan

buhar miktarı düşünüldüğünde sisteme giren suyun %45'inin seperatör tarafından yakalanarak atılacağı söylenebilmektedir.

10 mikrometre altındaki su buharı tanecikleri için yapılan analiz sonucunda ortalama yaklaşık %25 olduğu görülmektedir. Seperatörün üst kısmında oluşan anafor konusunda bir çözüm üretildiği taktirde seperatör havadaki buhar taneciklerini de oldukça iyi bir verimle alabilme potansiyeli görülmüştür.

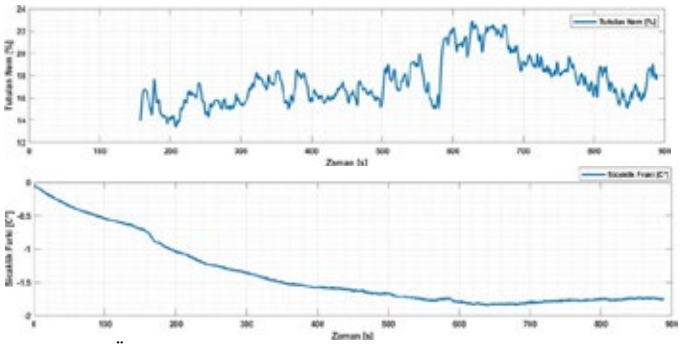


Şekil 6. Silika Jel Test Düzeneği.

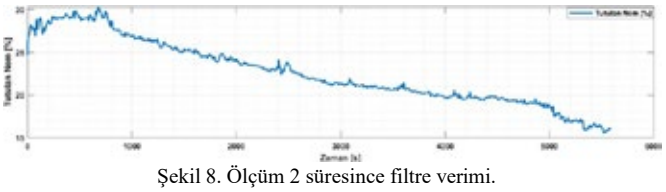
Seperatör çıkışındaki havanın toz filtresinden geçtikten sonraki durağı silika jel filtresidir. Filtreye giren hava büyüklüğü 2 ile 5 mm arasında değişen indikatörlü silika jellerin arasından geçerek tuttuğu nem taneciklerini silika jel yüzeylerine bırakır. Bu süreç hakkında sağlıklı bilgiye ulaşılamadığı için bir test düzeneği (Şekil 7.) kurularak çıktılar grafikler üzerinde incelenmiştir.

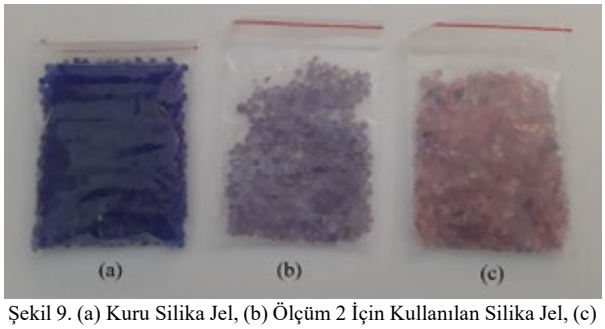
Oluşturulan test düzeneğinde 10 lt/dk hacimsel debi sağlayan masaüstü USB'li fanı, 2 adet BME-280 (Nem, sıcaklık ve basınç) sensör, Arduino Nano ve işlemler için laptop bulunmaktadır. Arduino kodu hazırlanan düzenek ile 2 Hertz de (saniyede 2 ölçüm alınarak) 3 farklı ölçüm yapılmış bu ölçümlerden sıcaklık, basınç, nem verilerinin yanında sistem hesaplamasıyla yaklaşık olarak irtifa ve hacimsel debi ölçümleri de alınmıştır. Yapılan ölçümlerde Silika jel taneciklerinin yoğun nem çekmeleri durumunda sıcaklıklarında artma oluştuğu gözlenmiştir.

Yapılan 1. ölçümde 10lt/dak da 15mm'lik filtre kullanılmış ve iki sensör arasında oluşan farkların grafikleri Matlab da çizdirilmiştir.


Şekil 7. Ölçüm 1'de Çıkışta Oluşan Bağıl Nem ve Sıcaklık Farkları.

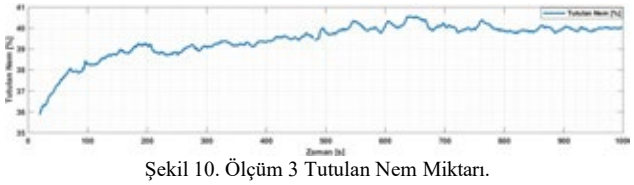
Yapılan 2. ölçümde 10mm'lik filtre kullanılarak silika jelin uzun vadede ulaşacağı doyum noktasının ölçümü yapılmış olup verim düşüşü ve renk değişimi gözlenmiştir. 2 saat 30 dakikalık ölçüm sonucu verimin %30'dan %15'e düştüğü gözlenmiştir. Toplamda 150 dakikada belirtilen hacimsel debide 1500 litre havayı 1 barlık atmosfer basıncında %22,5 oranında kurutabileceğini söylemek mümkündür.


Şekil 8. Ölçüm 2 süresince filtre verimi.



Şekil 9. (a) Kuru Silika Jel, (b) Ölçüm 2 İçin Kullanılan Silika Jel, (c) Doygun Silika Jel.

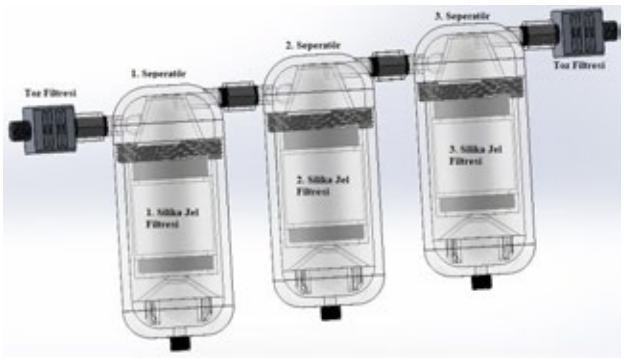
3. ve son yapılan 80mm'lik filtre ölçümünde ise %40 düzeyinde uzun vadeli verim elde edilmiştir.


Şekil 10. Ölçüm 3 Tutulan Nem Miktarı.

Geliştirilen Pnömatik hava kurutma sisteminde kullanılacak olan silika jelin miktarının arttıkça veriminin arttığı ve 80 mm'lik kalınlıkta %40 verimde olduğu belirlenmiştir. %25'i seperatör tarafından kurutulan havanın kalan %75'lik kısmı için 16 mm uzunluğunda (veya denk hacimde) silika jel filtre kullanılma kararı alınmıştır. Yapılan hesaplama ve analizler sonucu geliştirilen sistemin bakıma girmeden 10 uçuşa elverişli olduğu bulunmuştur. İndikatörlü (doygunluğa ulaşınca renk değiştiren) silika jelin ise yenilenmek istendiğinde rengine bakılarak yenilenme zamanının gelip gelmediği görülebilecektir. Geliştirilen bu sistem hacim, ağırlık, enerji kullanımı, verim, maliyet vb. birçok açıdan muadillerine göre uygun bir sistemdir. Yüzey aktif maddeler üzerine literatüre de katkı sağlamakta olan bu çalışmanın geliştirilebilecek birçok yanı bulunmaktadır.

Yüksek basınçta çalışma, üretim için altyapı gereksinimi, sızdırmazlık problemleri ve sistem güvenliği gibi birçok nedenden dolayı ön hazırlık ve planlama aşamasına gerek duyan ana sisteme ek olarak planlanan bu sistem farklı koşullar ve ihtiyaçlar için de kullanılabilme potansiyeline sahiptir. Ana sistemde ayrı olarak çalışan seperatör ve silika jel filtresini birleşik olarak kullanmayı hedefleyen alternatif sistem aynı zamanda 1 bar da yani atmosfer basıncında çalışarak güvenlik problemlerini de ortadan kaldırabilecek şekilde geliştirilmiştir.

Üretim kolaylığı olması açısından 3 boyutlu yazıcılarda sık kullanılan ve filament halinde de bulunan bir tür plastik malzeme olan ABS kullanılmıştır. Seperatör ve nem tutucu silika jel filtresini aynı gövdede bulunduran bu sistem bileşeni nemin %100'ünü tutabilmek adına aynı sistemde 3 adet (1 filtre %40 nem tutmaktadır.) kullanılmaktadır.



Şekil 11. 1 Bar Basınçta Çalışan Alternatif Hava Kurutma Sistemi.

Ana sistemle aynı mantıkta seperatör içeren sistemde orta kısımlarda bulunan silika jel filtreleri nemin santrifüj etkisinden arta kalanını tutmak amacıyla yerleştirilmiştir. Silika jellerin tanecik çaplarının 2 ila 5 mm arasında olması ve silika jel konulacak alanın hacminin $1{,}7x10^{-3}$ m^3 olması dahilinde küresel tanecikler arası boşluklar da hesaplanarak sistemin 3 filtre toplamında 1,5 ila 2 kg arasında silika jel kullanabileceği hesaplanmaktadır. Sistemin bağlantı elemanları da dahil edildiğinde boş ve kuru ağırlığı 4831 gramdır. Sistemde tek seferde kullanılabilecek minimum ağırlıkta silika jel baz alınarak sistemin toplam hazır ağırlığı 6631 gram olarak belirlenmektedir.

V. Proje Ekibinin Kazanimlari ve TUSAŞ'a Olasi Katkisi

Makine Mühendisliği eğitiminin sonlarına yaklaşmakta iken Lift-Up bünyesinde bir Ar-Ge projesi yapma fırsatı bulan proje ekibimiz mühendis olma yolunda TUSAŞ mühendisleri desteği ile oldukça faydalı bir tecrübe edinmiştir. Gerçekleştirilen proje ile hali hazırda bulunmayan bir sistem kurulmuş ve yerli imkanlarla üretilebilecek şekilde sunulmuştur. Proje süresince tasarım, analiz, üretim vb. birçok ürün geliştirme süreci düşünülerek ve defalarca iyileştirme yapılarak oluşturulmuş bu sistem birçok yönden proje ekibindeki öğrencilere katkı sağlamıştır. Projenin geliştirilme sürecinin devam etmesi durumunda proje ekibi çalışmalara destek olabilecek bilgi birikime ulaşmıştır. Bu bağlamda geliştirilen sistem nispeten daha hızlı iyileştirilmeye müsait hale gelmektedir.

Geliştirilen bu sistem mevcut hali veya geliştirilecek üst versiyonlarıyla havacılık alanında ülkemizin öncüsü konumunda olan TUSAŞ'a farklı platform ve ihtiyaçlara yönelik katkıda bulunabilecek potansiyeldedir.

VI. Öneriler, Alinan Dersler ve Gelecek Çalişmalar

Proje kapsamında yapılan çalışmalar doğrultusunda farklı basınç ve sıcaklıklarda farklı sonuçlar alındığı için sistemin kullanılacağı platformdaki yerleşimi önem arz etmektedir. Sistemde ve kullanılan kompresörde yapılan basınç farklılıklarına göre sistemin boyutu, ağırlığı, verimi vb. önemli parametreler değişecektir. Aynı doğrultuda sistemin kullanılacağı platformda soğuk olması veya aksi şekilde sıcak olması gereken yerlerde farklı verimler oluşabileceği için mümkün olduğunca serin bölgelerde tutulması sistem verimini arttıracaktır. Sistemin hava alığının nerede ve hangi açıyla hava alacağının farklı seçenekler için farklı sonuçlar vereceği öngörülmektedir.

Proje kapsamında yapılan analizler doğrultusunda seperatör veriminin uzunluklarla doğru orantılı olmadığı görülmüştür. Seperatör boyunun fazla uzatılması durumunda santrifüj etkisinin kaybolduğu ve akışın laminer olma yönünde eğilim gösterdiği analizlerle belirlenmiştir.

Proje sonuçlarıyla bağlantılı olarak seperatör ve/veya silika jel filtrelerinin malzeme, boyut, verim, üretim ve maliyet gibi farklı alt alanlarında araştırmalar ve tezler yapılabilir olduğu düşünülmektedir.

Kaynaklar

[1] https://www.engineeringtoolbox.com/maximum-moisture-content-air-d_1403.html

[2] https://aviation.stackexchange.com/questions/15520/why-there-is-apu-bleed-air-supply

[3] Moir, I., & Seabridge, A. (2013). Aircraft Pneumatic Subsystems. Encyclopedia of Aerospace Engineering, 1–18.

[4] Long Chen, Xingjuan Zhang, Chao Wang and Chunxin Yang, "Analysis on High-Pressure Water Separator", 9th International Symposium on Heating, Ventilation and Air Conditioning, Procedia Engineering 121, 2015.

[5] Özkaya A., Köybaşı E., 2022, Havacılıkta Yüksek Basınçta Kullanılacak Hava Kurutma Sistemi Önerisi, Lisans Bitirme Tezi, Danışman: Prof. Dr. Hilmi Kuşçu, Trakya Üniversitesi Makine Mühendisliği, Edirne.

Radomun Elektromanyetik Olarak Modellenmesi, Kalınlık Optimizasyonu, Geçirgenlik ve Anten Örüntüsü Açısından Değerlendirilmesi (X veya C Band)

Electromagnetic Modeling of Radome, Thickness Optimization, Transmittance and Evaluation in Terms of Antenna Pattern (X or C Band)

Öğrenci – 1
Gökçe Yaren Karadeniz
Gazi Üniversitesi
Elektrik-Elektronik Mühendisliği Bölümü
Ankara, Türkiye
gokceyarenkrdnz1@gmail.com

Öğrenci – 2
Abdullah Yıldırım
Gazi Üniversitesi
Elektrik-Elektronik Mühendisliği Bölümü
Ankara, Türkiye
abdullah.yildirimm1997@gmail.com

Akademik Danışman
Prof. Dr. Mehmet Çiydem
Gazi Üniversitesi Elektrik-Elektronik Mühendisliği
Ankara, Türkiye
mehmet.ciydem@engitek.com.tr

Sanayi Danışmanı
Tolga Çiftçi
Türk Havacılık Uzay Sanayii
Ankara, Türkiye
tolga.ciftci@tai.com.tr

***Özetçe* — Günümüzde haberleşme alanında antenler, önemli rol oynamaktadır. Radomlar, anteni çevresel koşullardan korunması için kullanılan yapılardır. Kullanım yerlerine göre çeşitli radom türleri mevcuttur. Bu proje kapsamı hava platformlarında burun ve kanat uçlarına yerleştirilen antenleri ve bunların radomlarını içermektedir. Radomlar antenleri çevresel koşullarla korurken, bir yandan da frekans, kazanç, kayıplar, bant genişliği, empedans uyumu, polarizasyon ve ışıma diyagramı vb. anten parametrelerini etkileyebilmektedir. Bu proje kapsamına antenlerde, radomdan kaynaklı meydana gelen anten performans parametreleri değişimlerini minimum seviyede tutmak veya optimum hale getirmek en temel amacımızdır. İlk aşamada, CST programı üzerinden X veya C bandında çalışan anten tasarımı yapılarak radomsuz parametre ölçümleri yapılacaktır. Bir sonraki aşamada farklı malzeme türleri kullanılarak burun(konik) ve kanat ucu(silindirik) radomları oluşturulacaktır. Bu radomlar antenlerin üzerine yerleştirilerek belirlenmiş olan parametre testleri yapılacaktır. TUSAŞ tarafından belirlemiş olduğu alt-üst sınır değerleri ve radomsuz anten parametre sonuçları referans alınarak radom malzeme seçimi, radom kalınlığı, anten-radom aralığı optimize edilecektir. Bu çalışmalar yapılırken güncel teknoloji ve metotlar kullanılacaktır. Araştırma konusu savunma sanayii için önemli olup; aynı zamanda bilimsel bir problem olup, en iyi çözümler aranmaktadır.**

Anahtar Kelimeler — Haberleşme, Uçaklarda Radom(Burun ve Kanat ucu), Anten parametreleri, Radom-anten simülasyonlarında optimizasyon çalışmaları.

***Abstract* — Today, antennas play an important role in the field of communication. Radomes are structures used to protect the antenna from environmental conditions. There are various types of radomes according to their usage areas. The scope of this project includes antennas placed on the nose and wing tips and their radomes on air platforms. Radomes protect antennas with environmental conditions, on the other hand, frequency, gain, losses, bandwidth, impedance matching, polarization and radiation diagram etc. can affect antenna parameters. Within the scope of this project, our main goal is to keep the antenna performance parameter changes caused by radome at a minimum level or to optimize it. In the first stage, an antenna working in the X or C band will be designed through the CST program and parameter measurements will be made without radome. In the next step, nose (conical) and wing tip (cylindrical) radomes will be created using different types of materials. These radomes will be placed on the antennas and the determined parameter tests will be carried out. Radome material selection, radome thickness, antenna-radome spacing will be optimized by reference to the lower-upper limit values determined by TAI and the results of radom-free antenna parameters. Up-to-date technology and methods will be used during these studies. The research subject is**

important for the defense industry; It is also a scientific problem and the best solutions are sought.

Keywords — Communication, Radom in Aircraft (Nose and Wing Tip), Antenna parameters, Optimization studies in Radom-antenna simulations.

I. PROBLEM TANIMI

Radomlar, antenleri çevresel koşullardan korurlar. Radomun tasarımında kullanılan malzeme türü, radomun duvar kalınlığı ve radom-anten arasındaki uzaklığı gibi faktörler frekans, kazanç, kayıplar, bant genişliği, empedans uyumu, polarizasyon ve ışıma diyagramı vb. anten parametrelerini etkileyebilmektedir. Radomun tasarımına bağlı olarak anten parametrelerindeki değişimlerin fazla olması, anten ile alıcı arasındaki haberleşmeyi olumsuz etkilemektedir. Bu olumsuz etkileri en aza indirmek için radom tasarımı ve optimizasyon süreçlerine ihtiyaç ortaya çıkmaktadır.

II. GERÇEKLEŞTİRİLEN ARAŞTIRMA FAALİYETLERİ

A. Litaratür Taraması ve İlgili Çalışmalar

Radom, anten ve benzeri yapıların çevre koşullarından etkilenmemesini ve hasara karşı korunmasını sağlamak için geliştirilmiş elektromanyetik pencere görevi gören koruyucu bir yapıdır. "Radom" adı, radar ve kubbe kelimelerinden türetilmiştir. Radomların görevini yaptığını anlayabilmemiz için kuş çarpması, yıldırım çarpması gibi çevresel olaylardan etkilenmeden anteni korumaya devam etmesi beklenmektedir [1].Ayrıca, çalışma koşullarında minimum kayıpla radyo frekansı (RF) dalgaları iletmelidirler. Genel olarak istenen performansa ve amaca hizmet eden bir radom tasarlarken elektromanyetik ve mekanik tasarım parametreleri arasında akıllı bir denge kurmak gerekir. Radom yapısı ile korunan bir antenin elektromanyetik performansı, radom malzemesinin arayüzü ile elektromanyetik alan arasındaki etkileşimden dolayı her zaman etkilenir. Amplitüd, faz ve polarizasyon değişiklikleri gibi parametreler ve antenin yakın elektromanyetik alanı distorsiyona neden olur [2]. Radom tasarımında en önemli ölçü çevre koşullarıdır, bu koşullar kullanılacak malzemeyi, duvar kalınlığını ve radomnın şeklini etkiler. Radomların yapım sürecinde titreşim, yağmur, çalışma sıcaklığı gibi etkiler dikkate alınmalıdır. Radomlar, kullanıldıkları platformlara ve duvar tasarımlarının detaylarına göre MIL-R-7705B standardına göre sınıflandırılmaktadır[3]. Radomlar ayrıca dielektrik duvar tasarım tiplerine ve konfigürasyonlarına göre beş temel gruba ayrılır.

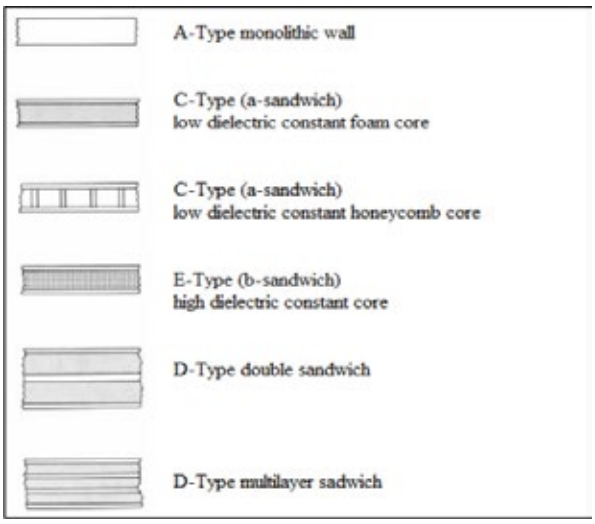
A-Tipi: İki dielektrik yapı arasında bir çekirdek yapı olan bir tasarıma sahiptir.

B-Tipi: B tipi yapılar A tipi yapılarla aynıdır ancak et kalınlıkları A tipine göre daha incedir.

C-Tipi: C tipi radomlar sandviç panel yapıya sahiptir ve a-sandviç çok katmanlı duvar olarak da adlandırılır. Panel tasarımında, aralarında daha düşük yoğunluklu çekirdek malzeme bulunan iki yüksek yoğunluklu yüzey levhası vardır. Çekirdek malzemenin dielektrik sabiti, kabuk malzemesinin dielektrik sabitinden daha düşüktür.

D-Tipi: C tipinde çok benzerdir. Yüksek yoğunluklu dielektrik ve düşük yoğunluklu çekirdek malzemeden oluşurlar.

E-Tipi: E-Tipleri, kalan tüm radom tiplerini kapsar. B-sandviç radom yapıları bu sınıftadır. Çekirdek malzemenin dielektrik katsayısı, kabuk malzemesinden daha büyüktür.



Şekil.1. Radom sandviç panel konfigürasyonları

İkinci dünya savaşının başlangıcında, uçaklar yavaş hızdaydı. Bu uçaklar, monte edilmiş dipol dizi antenleri kullanan VHF radarları ile donatıldı. Yavaş oldukları için radomlara gerek yoktu. Zamanla uçağın hızı arttıkça bu antenlerin fiziksel uçuş ortamından korunması ihtiyacı ortaya çıktı. 1940'larda mikrodalga radarların kullanılmasıyla birlikte radar korumasına olan ihtiyaç artmıştır[3]. Hızın hemen dışında yansıtıcı antenler genellikle toz, rüzgar, yağmur ve kardan koruma sağlamak için küresel dielektrik anten kaportalarıyla kaplanır [4].

Yüksek performans talebi nedeniyle, radomların daha büyük ölçeklerde ve daha kısa dalga boylarında daha hassas iletim toleransları sağlayacak şekilde tasarlanması gerekiyordu [5].1941 yılında gerçek uçuşta kullanılan ilk radom ince duvarlı bir yapıydı ve malzemesi pleksiglastan yapılmıştır. Bu radom, geometrik olarak yarım küre şeklinde bir yapıya sahipti.

1943'ün başlarında kullanılan radomlar kontrplak kullanıyordu ve yaklaşık 0.25 inç kalınlığındaydı. Bu yıllarda, nem emmenin büyük bir sorun olduğu ABD ordusunda zeplin ve botlarda kontrplak malzemeden yapılmış radomlar kullanılıyordu. Ayrıca kontrplak kavisli geometrilerle uyumlu bir malzeme olmadığı için alternatif malzemeler araştırılmıştır.

1944 yılında MIT Radyasyon Laboratuvarı tarafından yapılan çalışmalar sonucunda 3 katmandan oluşan ilk a-sandviç formu geliştirildi. Sandviç panelin kabukları için yüksek yoğunluklu cam elyafı tercih edilirken, çekirdek malzemesi için düşük yoğunluklu polistiren elyafın bir kombinasyonu kullanıldı [1].

Radom problemleri, küçük ve orta büyüklükteki geometriler için MoM veya FEM tekniği gibi sayısal yöntemler kullanılarak elektriksel olarak çözülebilir. Radome optimizasyon çalışmalarında MoR, green function, CSP yöntemleri kullanılabilir. Green fonksiyonunun hesaplanmasında FFT

teknikleri kullanılmaktadır [6]. Optimum radom tasarımı için, anten kaportalarının içindeki yansıtıcı anten sistemindeki çoklu saçılımın genellikle hem düzlem dışı dalga etkilerine hem de radomnın geometrik yapısına bağlı olduğunu biliyoruz. Bu nedenle, tüm sistemin IE analizi zorunludur. IE analizi için MoM yöntemi yetersizdir. Aksine, MoR tabanlı sayısal çözüm yöntemleri, radom optimizasyon işlemlerinde verimli bir şekilde kullanılabilir [4].

B. Anten Tasarımları

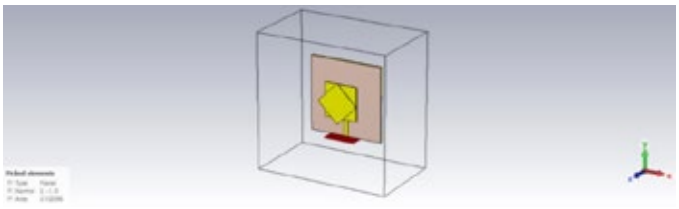
Bu proje kapsamında, hava platformlarında burun ve kanat uçlarına yerleştirilen antenleri ve radomlarını kapsamaktadır. Burun radomları için X bant askılı yama anten tasarlanmıştır. Kanat radomları için C bant askılı yama anten tasarlanmıştır. Kanat bölgesinde kullanılan C bant askılı yama anten 4 ile 6.5 GHz frekans aralığında çalışmaktadır. Burun bölgesinde kullanılan X-bant askılı yama anten 8 ile 12 GHz frekans aralığında çalışmaktadır. Anten olarak askılı yama anteni seçmemizin nedeni düşük profilli ve geniş bant genişliğine sahip olmasıdır. Parazitik yapı ile bant genişliğini daha da genişletebiliriz. Bu nedenle parazitik yapıyı kullandık. Antenler ground, dielektrik plate, main patch, parasitic patch, feed ve port kısmı olmak üzere 6 yapıdan oluşmaktadır. Antenin boyutsal parametreleri seçilirken denklem (1)'deki formül esas alınmıştır.

$$\lambda = \frac{c}{f} \qquad (1)$$

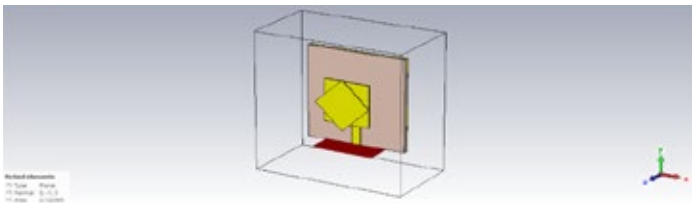
λ=Wavelength

c=Speed of Light

f=Frequency



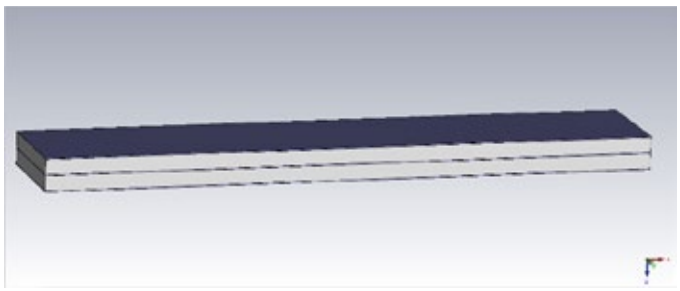
Şekil.2. C-Bant Askılı Yama Anten



Şekil.3. X-Bant Askılı Yama Anten

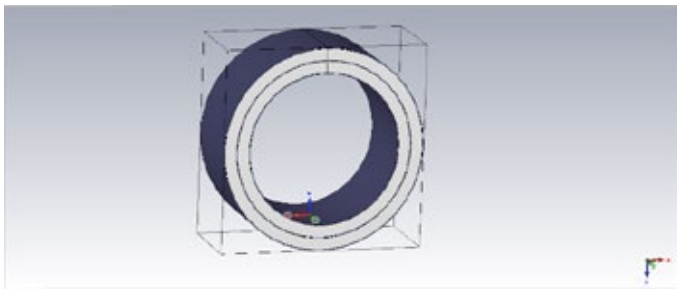
C. Radom Tasarımları

Bu proje kapsamında burun ve kanat radomlarının simülasyon ortamında tasarımları yapılmıştır. Projede 5 katmanlı sandviç yapılı radom tasarımları yapılmıştır. Kanat radomunun tasarımı boyutsal olarak uzun olduğu için simülasyonda sorunlar yaşamamıza neden oluyordu. Bu nedenle kanat radomunun tasarımını yaparken anten paternini ve parametrelerini inceleyerek kullanabileceğimiz en küçük bölge seçilerek, modeller oluşturulmuştur. Kanat radomunun tasarımı için öncelikle tasarımda olacak değişkenlere (çekirdek malzeme kalınlığı, radomun çapı, antenin konumu) karar verilmiştir. Karar verilen değişkenlere göre CST programı üzerinden tasarımlar yapılmıştır. Tasarımın ilk aşaması olarak 5 katman üst üste en alt , orta ve üstte dielektrik, iki dielektrik katman arasında çekirdek katmanı olacak şekilde katmanlar oluşturulmuştur. Katmanlar oluşturulurken genişlik, kalınlık ve uzunluklarına değişkenler atanmıştır. Uzunluk kanat radomunu oluşturacağımız sırada radomun iç yüzeyinin kenar uzunluğunu verecek ve çapın, değişkenleri değiştirerek ayarlanabilmesine imkan sağlayacaktır. Kalınlık ise radomun duvar kalınlığının ayarlanmasını sağlayacaktır. Katmanlara materyal bilgileri atanır.



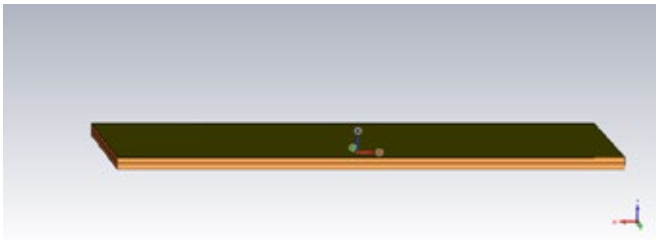
Şekil.4. Kanat Radomu Tasarımı İlk Aşama

Şekil 4.'de görülen tasarım aşamanın ardından radomun silindir şeklinin verilmesi aşaması geliyor bu aşamada CST üzerinden Bend Tool kullanılarak radom silindir hale getirilmiştir.



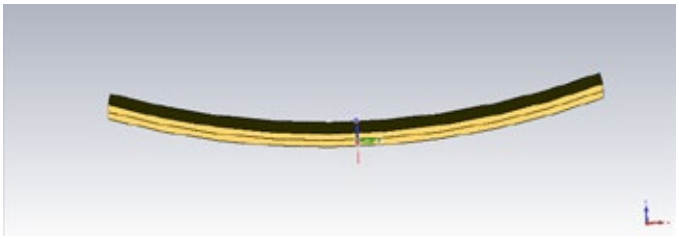
Şekil.5. Kanat Radomu Tasarımı İkinci Aşama

Burun radomunun tasarım aşamaları kanat radomu ile aynı şekilde 5 katmanlı yapı oluşturulmasıyla başlamıştır. Bu yapı tıpkı kanat radomunun tasarımındaki gibi değişkenler atanarak oluşturulmuştur.



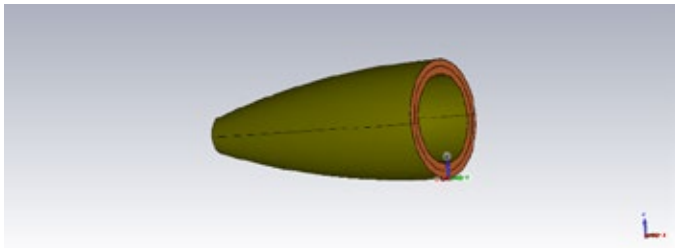
Şekil.6. Burun Radomu Tasarımı İlk Aşama

İlk aşamanın ardından CST programında Bend Tool kullanılarak ilk önce uzunluğundan istenilen burun radomu tasarımının oluşması için 40° bend işlemi yapılmıştır.



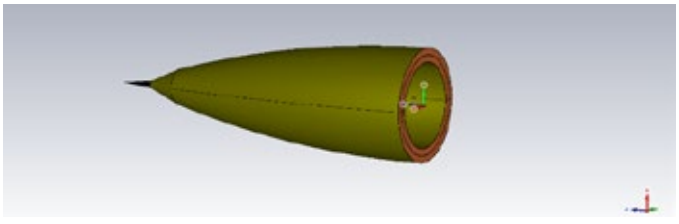
Şekil.7. Burun Radomu Tasarımı İkinci Aşama

İkinci aşamadaki bend işleminin ardından tekrar ilk aşamadaki işleme dik bir şekilde 180° bend işlemi yapılmıştır. Oluşturulan yapı orta kısmından ikiye bölünerek ikinci yüzeyi ilk yüzeyin üzerine iki uç nokta seçerek transform ile birleştirilmiştir.



Şekil.8. Burun Radomu Tasarımı Üçüncü Aşama

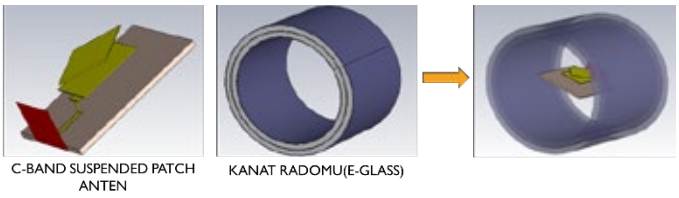
Üçüncü aşamanın ardından burun radomunun uç kısmını ve iletken sivri kısmını oluşturulmuştur. Radomun uç kısmını oluşturulacak yapı için koni kullanılmıştır. Konilerin alt yarıçapları radomun dielektrik ve çekirdek katmanlarının kalınlıkları için kullanılan değişken ile aynı değişkenleri içeren bir tasarım yapılmıştır ve uç kısmı ile sivri iletken yapı birleştirilmiştir.



Şekil.9. Burun Radomu Tasarımı Dördüncü Aşama

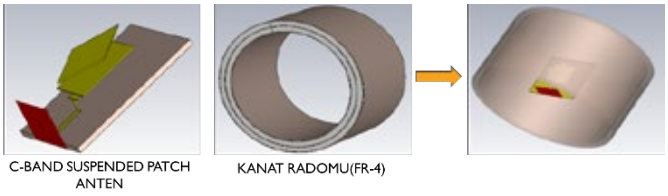
D. Simülasyon ve Optimizasyon Çalışmaları

Simülasyon aşaması için ilk olarak simülasyon ortamları oluşturulmuştur. İlk simülasyon ortamı Şekil 10.'da görüldüğü üzere C bant askılı yama anten ile dielektrik malzemesi E-Glass olan kanat radomundan oluşmaktadır.



Şekil.10. C-Bant Askılı Yama Anten İle Kanat Radomu (E-Glass)

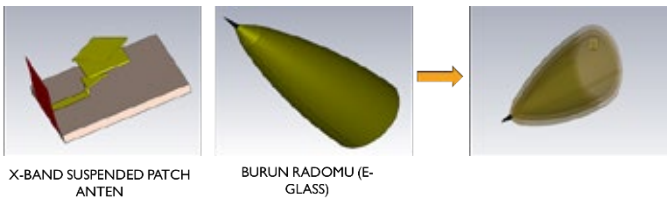
İkinci simülasyon ortamı şekil 11 ' de görüldüğü üzere C-bant askılı yama anten ile dielektrik malzemesi FR-4 olan kanat radomundan oluşmaktadır.



Şekil.11. C-Bant Askılı Yama Anten İle Kanat Radomu(FR-4)

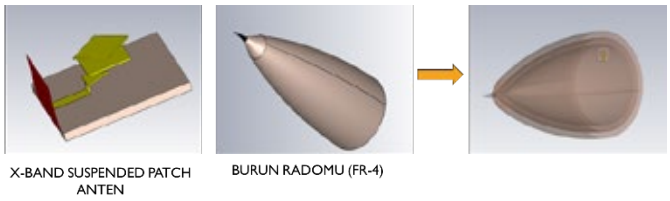
Şekil 10 ve şekil 11 de görülen simülasyon ortamlarının simülasyona koymak için CST üzerinde parameter sweep kullanılmıştır. Tasarım aşamasında çekirdek malzemenin kalınlığının, radomun çapının , antenin radom ile konumunun değişkenler şeklinde atanması parameter sweep komutu bu değişkenleri kullanarak birden fazla simülasyonu bir kez simülasyonu başlatılarak, değişken değerleri istenilen şekilde değiştirerek yapmamıza imkan tanıdı.Bu şekilde şekil 10 ve şekil 11'de görülen simülasyon ortamlarında her bir ortam için 90 adet simülasyon yapıldı.Bu sonuçlar birbirleri içinde karşılastırıldı.Referans olarak C-bant askılı yama antenin simülasyon sonuçları incelendi. Bu sonuçlara en uygun olan kanat radomu şeçilmiştir.

Üçüncü simülasyon ortamı şekil 12'de görüldüğü üzere X-bant askılı yama anten ile dielektrik malzemesi E-Glass olan burun radomundan oluşmaktadır.



Şekil.12. X-Bant Askılı Yama Anten İle Burun Radomu (E-Glass)

Son simülasyon ortamı Şekil 13.'de görüldüğü üzere X-bant askılı yama anten ile dielektrik malzemesi FR-4 olan burun radomundan oluşmaktadır.



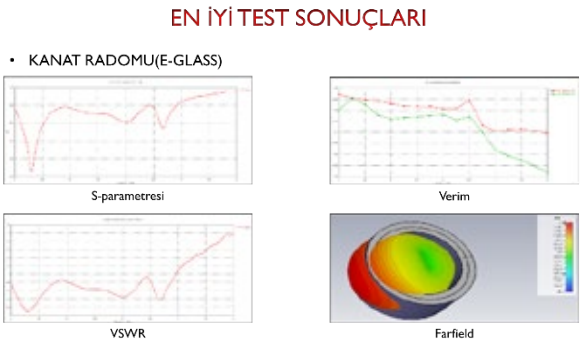
Şekil.13. X-Bant Askılı Yama Anten İle Burun Radomu(FR-4)

Şekil 12. ve Şekil 13.'te görülen simülasyon ortamlarının simülasyona koymak için CST üzerinde parameter sweep kullanılmıştır. Tasarım aşamasında çekirdek malzemenin kalınlığının, anten açısının, antenin radom ile konumunun değişkenler şeklinde atanması parameter sweep komutunda bu değişkenleri kullanarak birden fazla simülasyonu bir kez simülasyonu başlatarak, değişken değerleri istenilen şekilde değiştirerek yapmamıza imkan tanıdı. Bu şekilde Şekil 12. ve Şekil 13.'te görülen simülasyon ortamlarında her bir ortam için 45 adet simülasyon yapılmıştır. Bu sonuçlar birbirleri içinde karşılastırılmıştır. Referans olarak X-bant askılı yama antenin simülasyon sonuçları incelenmiştir. Bu sonuçlara en uygun olan burun radomu şeçilmiştir.

III. ARAŞTIRMA SONUÇLARI VE ÇIKTILARI

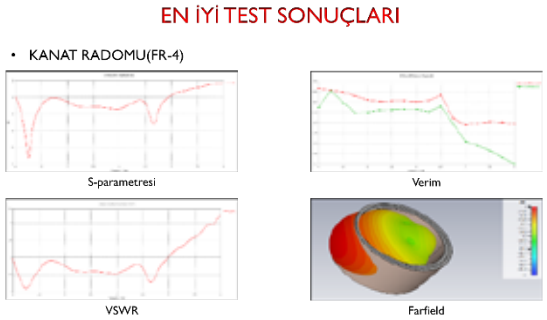
Referans olarak alınan anten simülasyon sonuçlarına en yakın radom tasarımları seçilmiştir. Seçim yapılırken antenli radomun S-parametresine, VSWR değerine, verimine, empedans değerine, farfield değerlerine ve frekans üzerinden maksimum kazanç değerlerine bakılmıştır. Bakılan değerler sonucunda her bir simülasyon ortamı için en iyi test sonuçları bulunmuştur.

Şekil 14.'te C-bant askılı yama anten ile dielektrik malzemesi E-Glass olan kanat radomununun en iyi test sonucu görülmektedir. Bu sonuçlara göre en iyi radomun toplam duvar kalınlığının 14 mm, iç çapının 70mm ve anten ile radom arası mesafenin ise 67.1mm olduğu görülmüştür.



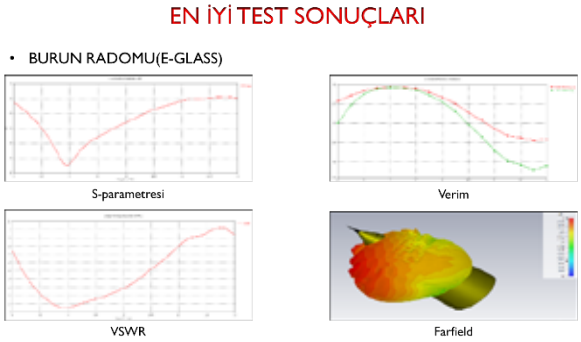
Şekil.14. C-Bant Askılı Yama Anten İle Kanat Radomu (E-Glass)

Şekil 15.'te C-bant askılı yama anten ile dielektrik malzemesi FR-4 olan kanat radomunun en iyi test sonucu görülmektedir. Bu sonuçlara göre en iyi radomun toplam duvar kalınlığının 24 mm, iç çapının 70 mm ve anten ile radom arası mesafenin ise 54.9 mm olduğu görülmüştür.



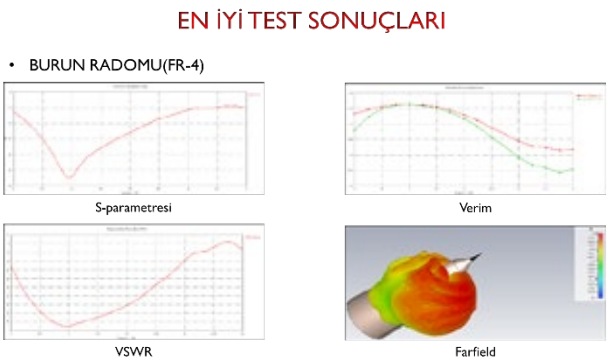
Şekil.15. C-Bant Askılı Yama Anten İle Kanat Radomu (FR4)

Şekil 16.'da X-bant askılı yama anten ile dielektrik malzemesi E-glass olan burun radomunun en iyi test sonucu görülmektedir. Bu sonuçlara göre en iyi radomun toplam duvar kalınlığının 24 mm, iç çapının 120 mm ve anten ile radom arası mesafenin ise antenin üst köşelerinin radomun iç duvarına bitişik olacak şekilde olduğu ve anten açısının 30° olduğu görülmüştür.



Şekil.16. X-Bant Asıkılı Yama Anten İle Burun Radomu (E-Glass)

Şekil 17.'de X-bant askılı yama anten ile dielektrik malzemesi FR-4 olan burun radomunun en iyi test sonucu görülmektedir. Bu sonuçlara göre en iyi radomun toplam duvar kalınlığının 24mm , iç çapının 120mm ve anten ile radom arası mesafenin ise antenin üst köşelerinin radomun iç duvarına bitişik olacak şekilde olduğu ve anten açısının 30° olduğu görülmüştür.



Şekil.17. X-Bant Anten İle Burun Radomu (FR-4)

IV. PROJE EKİBİNİN KAZANIMLARI VE TUSAŞ'A OLASI KATKISI

Bu proje sayesinde radomların antenleri çevresel koşullardan korurken aynı zamanda haberleşmede meydana gelen kayıpların optimize edilmesi hakkında kazanımlar elde edilmiştir. Konusu savunma sanayii için önemli olup; aynı zamanda bilimsel uluslararası bir problem olup, güncel en iyi çözümler aranmaktadır.

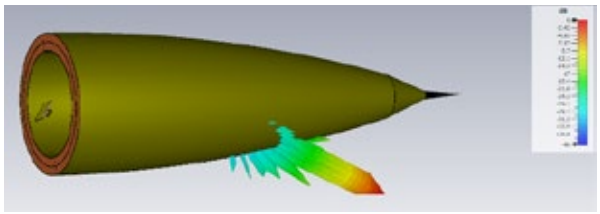
Bununla birlikte, proje çalışması TÜBİTAK 2209-B Sanayiye Yönelik Lisans Araştırma Projeleri Desteği Programı kapsamında desteklenmiştir.

V. ÖNERİLER, ALINAN DERSLER VE GELECEK ÇALIŞMALAR

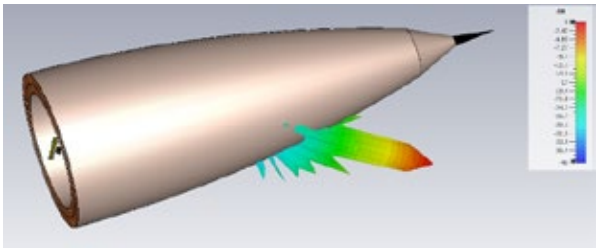
Simülasyon çalışma sonuçları, optimizasyon sonuçlarının başarılı olduğunu göstermektedir. Optimizasyon sonuçlarının başarı oranını arttırmak için simülasyon test sayısı arttırılabilir, radom duvarlarında kullanılan malzeme türleri geliştirilebilir ve burun radomunda kullanılan tek elemanlı anten yerine dizi anten tercih edilebilir. Şekil 18.'de dizi antenin burun radomu ile görünüşü gösterilmiştir. Şekil 19. ve Şekil 20.'de burun radomunun, dizi anten ile meydana gelen farfield çıktısı gösterilmiştir.



Şekil.18. Dizi Anten ve Radom



Şekil.19. Burun Radomu (E-GLASS)



Şekil.20. Burun Radomu (FR-4)

VI. TEŞEKKÜR

Sanayi Odaklı Lisans Bitirme Projeleri kapsamında çalışmalarımızı destekleyen TUSAŞ'a ve 2209-B Sanayiye Yönelik Lisans Araştırma Projeleri Desteği Programı kapsamında projemizi destekledikleri için TÜBİTAK'a teşekkür ederiz.

KAYNAKLAR

[1] UZUN, F. (2020). Multıdıscıplınary Investıgatıon Of C-Type Composıte Sandwıch Radome Panels Wıthın The Scope Of Acoustıc Emıssıon Based Damage Characterızatıon And Electromagnetıc Transmıssıon Performance. SABANCI UNIVERSITY , 2-21.

[2] O. Russo, A. C. (2012). State-Of-The-Art Materıals For Ku And Ka Band Mobıle Satellıte Antenna Radomes. Esa/Estec, 3-5.

[3] Kozakoff, D. J. (2010). Analysis of Radome-Enclosed Antennas. Norwood, MA 02062: ARTECH HOUSE, INC.

[4] Yurchenko, V. B., & Altintaş, A. (1999). "Numerical Optimization Of A Cylindrical Reflector-İn-Radome Antenna System" IEEE Transactıons On Antennas And Propagatıon. IEEE, 668-673.

[5] Nair, R. U., & Jha, R. M. (2014, August 4). Electromagnetic Design and Performance Analysis of Airborne Radomes: Trends and Perspectives. Antenna Applications Corner, s. 276-298.

[6] Oguzer, T. (2004). "Analysis of the 2D nonconcentric large reflector antenna-in-radome system: H-polarization case", Mathematical Methods in Electromagnetic Theory. 10th International Conference, (s. 415-417). Wright Patterson AFB, Ohio.

Radyo Kontrollü (RC) Model Hava Aracı Üzerine Otopilot Tasarımı

Autopilot Design on Radio Controlled (RC) Model Aircraft

Öğrenci – 1
Ömer Demirci
Eskişehir Osmangazi Üniversitesi
Elektrik-Elektronik Mühendisliği
Ankara, Türkiye
omerdmrc16@gmail.com

Öğrenci – 2
Hikmet Batuhan Görgülü
Eskişehir Osmangazi Üniversitesi
Elektrik-Elektronik Mühendisliği
Eskişehir, Türkiye
bhan2357@gmail.com

Öğrenci – 3
Selin Yasacı
Eskişehir Osmangazi Üniversitesi
Elektrik-Elektronik Mühendisliği
İstanbul, Türkiye
selinyasaci98@gmail.com

Öğrenci – 4
Faruk Coşkun
Eskişehir Osmangazi Üniversitesi
Elektrik-Elektronik Mühendisliği
Eskişehir,
kurafcskn@gmail.com

Akademik Danışman
Dr. Öğr. Üyesi Gülin Elibol Seçil
Eskişehir Osmangazi Üniversitesi
Elektrik-Elektronik Mühendisliği
Eskişehir, Türkiye
gelibol@ogu.edu.tr

Sanayi Danışmanı
Tuğrul Yıldırım
Türk Havacılık Uzay Sanayii
Ankara, Türkiye
tugrul.yildirim@tai.com.tr

***Özetçe*—Bu çalışmada sabit kanatlı bir hava aracına otopilot tasarımı yapılması ve hava aracının üzerinde bulunan kamera sayesinde ormanlık alanlarda duman tespiti sağlayarak uçuş gerçekleştirmesi hedeflenmiştir. MATLAB ortamında tasarlanan otopilot kullanılarak güzergâh takibi Flightgear simülasyon ortamında gerçekleştirilmiştir. Tasarlanan otopilotun kullanılacağı kanat açıklığı 2 metre olan sabit kanat uçağın aerodinamik verileri XFLR5 ile elde edilmektedir. Hava aracının üretiminde köpük üzerine kompozit kaplama uygulanmaktadır. Duman tespiti için YOLOv4 ve Darknet kullanılarak en erken safhadaki yangının tespit edilmesi sağlanmaktadır.**

Anahtar Kelimeler — RC model uçak, otopilot, güzergâh takibi, aerodinamik analiz, XFLR5, duman tespiti, derin öğrenme, YOLO.

***Abstract*—In this study, it is aimed to design an autopilot for a fixed-wing aircraft and to perform a flight while detecting smoke in forest areas using the camera attached to the aircraft. The waypoint tracking is realized on the Flightgear simulation environment by using the autopilot designed on MATLAB. The aerodynamical data of the 2-meter wingspan fixed-wing aircraft that the autopilot will be used was obtained using XFLR5.The composite coating over foam materials is applied in the production of aircraft. Finally, smoke detection is provided by the YOLOv4 and the Darknet model.**

Keywords — RC model aircraft, autopilot, waypoint tracking, aerodynamic analysis, XFLR5, smoke detection, deep learning, YOLO.

I. GİRİŞ

Proje kapsamında kanat açıklığı iki metre olan sabit kanatlı insansız hava aracına/uçağa otopilot özelliği ve otonom rota icrası yeteneği kazandırılmıştır. Otonom özelliklere sahip olan bu hava aracı (HA) gövdesine yerleştirilecek olan bir kamera yardımıyla elde edilen görüntüler, derin öğrenme yöntemleriyle işlenmekte ve orman yangınlarının başlangıcında oluşan dumanının tespit edilmesinde kullanılmaktadır. Tasarlanan HA modelinin çıkartılması/simülasyonu, otopilot tasarımı, güzergah takibi, otopilot tasarımının gerçeklenecek donanımda kullanılabilmesi için HAnın geometrik/aerodinamik verilerin elde edilmesi ve duman tespiti Bölüm II'de detaylı olarak verilmektedir. Tasarlanan sistemin benzetim ortamı testleri, gerçeklenmesi ve çıktılar Bölüm III'de verilmektedir.

II. GERÇEKLEŞTİRİLEN ARAŞTİRMA FAALİYETLERİ

A. *Doğrusal Olmayan Hava Aracı Modelinin Çıkarılması*

HA için otopilot sistemi tasarımında ilk olarak hareket denklemleri kullanılarak, doğrusal olmayan matemetiksel model elde edilmektedir. Bu model üzerinden HAnın istenilen denge koşulları etrafındaki doğrusal modeli elde edilmekte, model durum uzay formunda yazılmaktadır. Durum uzay formundaki model yanal ve dikey hareketi içerecek şekilde iki model olarak ayrılarak otopilot tasarımları yapılmaktadır.

HA üç eksende öteleme ve üç eksende dönme hareketi yapabilen altı serbestlik dereceli (6DOF) katı bir cisim olarak modellenmekte ve bu HA'nın doğrusal olmayan matematiksel modeli, uçuş dinamiğini oluşturan altı adet hareket (üç kuvvet ve üç moment), üç adet kinematik ve üç adet konum verilerini içeren toplamda on iki adet denklem ile tasvir edilmektedir.

Üç kuvvet (F_x,F_y,F_z) denklemi, gövde koordinat sistemine (KS) göre yazılmakta ve (1-3)'te verilmektedir [1-3].

$$m(\dot{u} - vr + wq) = (-D\,cosa + L\,sina) + (-mgsin\theta) \quad (1)$$

$$m(\dot{v} + ur - wp) = Y + (mgsin\phi\,cos\theta) \quad (2)$$

$$m(\dot{w} + ur - wp) = (-D\,sina - L\,cosa) + (mgcos\phi\,cos\theta) \quad (3)$$

Üç moment (yatış, yunuslama, sapma) denklemi, gövde KS göre (4-6)'da gösterildiği gibi yazılmaktadır [1-3].

$$I_x\dot{p} - I_{xz}\dot{r} + (I_z - I_y)\mathrm{qr} - I_{xz}pq = \bar{q}SbC_l = L_A \quad (4)$$

$$I_y\dot{q} + (I_x - I_z)\mathrm{rp} - I_{xz}(p^2 - r^2) = \bar{q}S\bar{c}C_m = M_A \quad (5)$$

$$I_z\dot{r} - I_{xz}\dot{p} + I_{xz}\mathrm{qr} + (I_y - I_x)\mathrm{pq} = \bar{q}SbC_n = N_A \quad (6)$$

HA'na ait açısal hız vektörünün (p, q, r) Euler açılarının türevleri cinsinden yazılması ile üç adet kinematik denklem (7-9)'da verilmektedir [1-3].

$$\dot{\phi} = p + qsin\phi\ \tan\theta + r\cos\phi\ \tan\theta \quad (7)$$

$$\dot{\theta} = q\cos\phi - r\sin\phi \quad (8)$$

$$\dot{\psi} = qsin\phi\ \sec\theta + r\cos\phi\ \sec\theta \quad (9)$$

Gövde KS göre ifade edilen hız vektörünün (u, v, w) yer KS göre ifade edilmesi için üç adet konum denklemi (10- 12)'deki gibi elde edilmektedir [1-3].

$$\dot{x}_e = u(cos\psi\ cos\theta) + v(cos\psi\ \sin\theta\ \sin\phi - \sin\psi\ \cos\phi) + w(cos\psi\ \sin\theta\ \cos\phi\ + \sin\psi\ \sin\phi) \quad (10)$$

$$\dot{y}_e = u(sin\psi\ \cos\theta) + v(sin\psi\ \sin\theta\ \sin\phi\ + \cos\psi\ \cos\phi) + w(sin\psi\ \sin\theta\ \cos\phi\ - \cos\psi\ \sin\phi) \quad (11)$$

$$\dot{z}_e = u(-sin\theta) + v(cos\theta\ \sin\phi) + w(cos\theta\ \cos\phi) \quad (12)$$

B. Denge Koşullarının Belirlenmesi ve Doğrusal Model

HA modeli oluşturulurken C172p uçağının parametreleri kullanılmakta [4] ve yapılan çalışmalar incelenerek, proje kapsamında tasarlanan HA modelinin doğruluğu kontrol edilmektedir [4, 5]. Projenin devamında kendi imalatımız olan HA ait parametreler benzetim ortamında kullanılacak ve tasarlanan model üzerinde gerekli değişiklikler yapılacaktır.

Bölüm II-A'da elde edilen modelde belirtilen on iki adet durum değişkeni ve dört adet denetim girdisi (13)'te gösterilmektedir.

$$x = \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \\ u \\ v \\ w \\ \phi \\ \theta \\ \psi \\ x_e \\ y_e \\ z_e \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} yatış\ açısı\ oranı\ [rad/s] \\ yunuslama\ açısı\ oranı\ [rad/s] \\ sapma\ açısı\ oranı\ [rad/s] \\ x-eksenindeki\ hız\ [m/s] \\ y-eksenindeki\ hız\ [m/s] \\ z-eksenindeki\ hız\ [m/s] \\ yatış\ açısı\ [rad] \\ yunuslama\ açısı\ [rad] \\ sapma\ açısı\ [rad] \\ x-eksenindeki\ konum\ [m] \\ y-eksenindeki\ konum\ [m] \\ irtifa\ [m] \end{bmatrix}, u = \begin{bmatrix} \delta_a \\ \delta_r \\ \delta_e \\ \delta_T \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Kanatçık\ Komutu\ [deg] \\ İstikamet\ Dümeni\ Komutu\ [deg] \\ İrtifa\ Dümeni\ Komutu\ [deg] \\ Gaz\ Kolu\ Komutu\ [N] \end{bmatrix} \quad (13)$$

HA'nın 65 m/s hava hızı ve 1000 m irtifada düz uçuş yapacağı kabul edilerek, HA'nın denge koşulu (14)'te gösterildiği gibi elde edilmektedir.

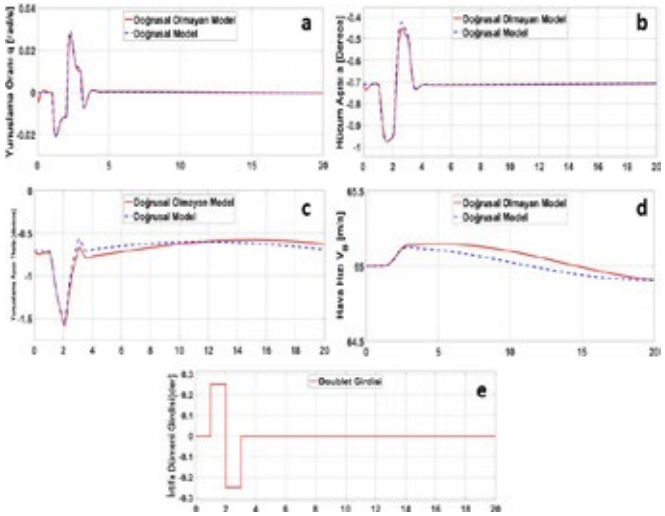
$$x = \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \\ u \\ v \\ w \\ \phi \\ \theta \\ \psi \\ x_e \\ y_e \\ z_e \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0\ [rad/s] \\ 0\ [rad/s] \\ 0\ [rad/s] \\ 65\ [m/s] \\ -1.55 * 10^{-5}[m/s] \\ -0.805\ [m/s] \\ 2.15 * 10^{-7}\ [rad] \\ -0.0124\ [rad] \\ 2.4 * 10^{-7}\ [rad] \\ 0\ [m] \\ 0\ [m] \\ 1000\ [m] \end{bmatrix}, \dot{x} = \begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \\ \dot{u} \\ \dot{v} \\ \dot{w} \\ \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \\ \dot{x}_e \\ \dot{y}_e \\ \dot{z}_e \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0.0\ [rad/s] \\ 0.0\ [rad/s] \\ 0.0\ [rad/s] \\ 0.0\ [m/s] \\ 0.0\ [m/s] \\ 0.0\ [m/s] \\ 0.0\ [rad] \\ 0.0\ [rad] \\ 0.0\ [rad] \\ 65\ [m] \\ 0.0\ [m] \\ 0.0\ [m] \end{bmatrix}, u = \begin{bmatrix} \delta_a \\ \delta_r \\ \delta_a \\ \delta_T \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -0.178\ [deg] \\ 1225\ [N] \end{bmatrix} \quad (14)$$

Boylamsal model durum değişkenleri $x_{boylamsal} = [u, w, q, \theta, z_e]^T$ olarak (15) ve yanal modelde ise $x_{yanal} = [v, p, \phi, r, \psi]^T$ olarak (16) kabul edilmektedir.

$$\begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{w} \\ \dot{q} \\ \dot{\theta} \\ \dot{z}_e \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -0.0396 & 0.0319 & 0.7826 & -9.8092 & 0 \\ -0.3413 & -3.1874 & 63.2035 & 0.1215 & 0 \\ -0.0058 & -0.4688 & -4.8774 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0.0124 & 0.9999 & 0 & -65.005 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \\ w \\ q \\ \theta \\ z_e \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -0.0037 & 0.001 \\ -0.3004 & 0 \\ -0.7649 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_e \\ \delta_T \end{bmatrix} \quad (15)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{v} \\ \dot{p} \\ \dot{\phi} \\ \dot{r} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -0.1912 & -0.9294 & 9.8092 & -64.2932 & 0 \\ 0.4863 & 14.0114 & 0 & 2.8619 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & -0.0124 & 0 \\ 0.1712 & -0.4310 & 0 & -1.4224 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1.0001 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} v \\ p \\ \phi \\ r \\ \psi \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0.0103 & -0.1246 \\ 0.0911 & -1.1035 \\ 0 & 0 \\ -0.1963 & -0.1584 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_r \\ \delta_a \end{bmatrix} \quad (16)$$

Elde edilen modeli doğrulamak için dublet girdisi irtifa dümenine uygulanmakta ve durum değişkenlerinin değişimi Şekil 1'de gösterilmektedir [1, 2, 5].

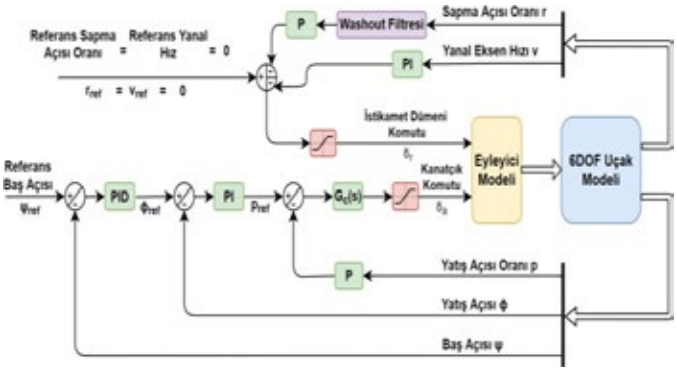


Şekil. 1. Doğrusal ve doğrusal olmayan modellerin karşılaştırılması a) q, b) hücum açısı, alfa c) θ, d) V_B, e) dublet girdisi.

C. Otopilot Tasarımı

1) Baş Açısı Tutuş Otopilotu

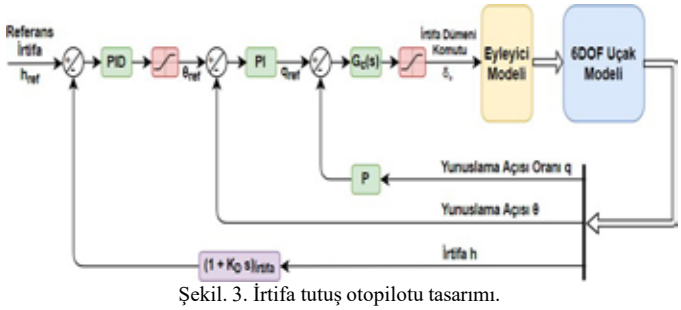
Baş açısı tutuş otopilotu, sapma açısı oranını (r), yatış durumunu (p, ϕ), yanal eksen hızını (v) ve baş açısını (ψ) denetlemektedir. Bu işlem dört iç döngü ve bir dış döngü kullanılarak gerçekleştirilmektedir. İç döngülerde yatış açısı, yatış açısı oranı, koordineli dönüş ve sapma açısı oranı kontrol edilirken; bir dış döngü ile de baş açısı kontrolü sağlanmaktadır [1, 2, 5]. Sistemde kullanılan PI denetleyiciler kalıcı durum hatasını ortadan kaldırmak için kullanılmaktadır. Koordineli dönüşte sabit bir sapma açısı oranı olması gerekmekte ve "*Washout filtresi*" kullanılarak bu gereksinim sağlanmaya çalışılmaktadır. Kullanılan filtrenin zaman sabiti 4 saniyedir [2]. Baş açısı tutuş otopilotu tasarımı Şekil 2'de gösterilmektedir.



Şekil. 2. Baş açısı tutuş otopilotu tasarımı.

2) *İrtifa Tutuş Otopilotu*

İrtifa tutuş otopilotu yunuslama durumunu (q, θ) ve irtifayı (z_e) denetlemektedir. Bu işlem iki iç döngü ve bir dış döngü kullanılarak gerçekleştirilir. İç döngüde; yunuslama açısı oranı ve yunuslama açısı denetimi sağlanırken dış döngüde irtifa denetimi sağlanmaktadır [1, 2, 5]. İç döngüler ile irtifa dümeni komutu üretilerek, yunuslama açısı kontrol edilirken; dış döngü ile de irtifa hatasına (h_{ref}-h) göre iç döngüye yunuslama açısı referansı sağlanmaktadır. İrtifadaki değişimin geçici tepkisini iyileştirmek için geri besleme yoluna *"rate damper"* yerleştirilmektedir. Buna ek olarak, kalıcı durumdaki irtifa hatalarını ortadan kaldırmak için PI denetleyici kullanılmaktadır. İrtifa tutuş otopilotu tasarımı Şekil 3'te gösterilmektedir.



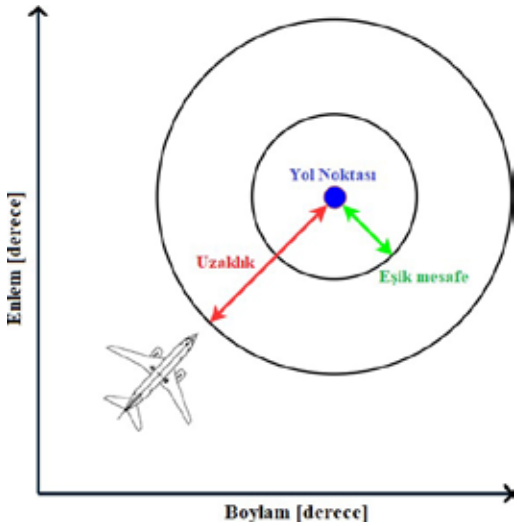
Şekil. 3. İrtifa tutuş otopilotu tasarımı.

D. *Güzergâh Takibi*

Güzergâh takibini gerçekleştirmek için (16)'da verilen "*Line of Sight (LoS)*" denklemi kullanılmaktadır. HA'nın enlem-boylam olarak konumu ile mevcut yol noktasının konumu kullanılarak, HA'nın hedeflenen yol noktasına ulaşabilmesi için kaç derecelik baş açısı değerine ihtiyacı olduğu hesaplanmakta ve bu değer baş açısı tutuş otopilotuna referans değer olarak gönderilmektedir.

$$LoS = atan2\left[\frac{Boylam_{yol\ noktası} - Boylam_{uçak}}{Enlem_{yol\ noktası} - Enlem_{uçak}}\right] \quad (16)$$

Yol noktası ve HA arasındaki mesafe "*haversine*" formülü kullanılarak hesaplanmaktadır. Bu mesafe belirli bir eşik değerin altına düştüğü zaman HA'nın hedeflenen yol noktasına ulaştığı kabul edilmekte, bir sonraki yol noktası referans alınarak güzergâh takibine devam edilmektedir.



Şekil. 4. Yol noktası değiştirme mekanizması.

E. *Gerçekleştirilecek Uçak Modelinin Seçimi*

Gerçekleştirilecek HA modeline otopilot hazırlanıp, uçuş simülasyonunun yapılabilmesi için Lift-Up projesi isterleri kapsamında HA'nın geometrik (boyutlar, yüzey alanı, kütle, kütle merkezleri, atalet momentleri vb.) ve aerodinamik (kaldırma katsayısı (C_L), sürükleme katsayısı(C_D), yunuslama momenti (C_M), vb.) bilgilerine ihtiyaç bulunmaktadır. Geometrik bilgiler uçağın teknik resminden, aerodinamik bilgiler ise akışkanlar analizi yazılımıyla elde edilmektedir. Bütçe gereği ticari olarak satın alınabilir uçak modellerinden proje kapsamına uygun ve teknik resimleri mevcut olan bir model uçak bulunamamakta; bu sebeple teknik resmi mevcut olup, geometrik bilgilerine sahip olunabilen ve bu bilgilerle akışkanlar analizi yapılarak aerodinamik bilgilerinin de elde edilebileceği proje isterlerine uygun bir uçak modelinin üretilmesine karar verilmiştir. Üretim aşamasında kullanılmak üzere hem üretimi hem de akışkanlar analizini daha kolay gerçekleştirebilmek üzere yeterince basit tasarıma sahip Soar Birdy [6] modeli seçilmektedir.

F. *Uçağın Geometrik Verilerinin Bulunması*

Soar Birdy'nin teknik resimleri ve üretiminde kullanılan malzemelerin bilgileri kullanılıp, gerekli hesaplamalar yapılarak; tasarım üzerinden AutoCAD ve Solidworks yardımıyla geometrik veriler elde edilmektedir. Hem ahşap hem de kompozit malzeme kaplamalı strafor köpük kanatlı iki farklı tasarım için ayrı ayrı bilgiler elde edilmektedir. Uçağın kütle ve kütle merkezleri haricindeki geometrik verileri akışkanlar analizi için gerekli olup, kütle ve kütle merkezi bilgileri ayrıca kararlılık analizi için gerekli olmaktadır.

G. *XFLR5 Kullanılarak Uçağın Aerodinamik ve Kararlılık Analizlerinin Yapılması*

Elde edilen geometrik bilgilerle XFLR5 kullanılarak aerodinamik ve kararlılık analizleri yapılmaktadır. Bu analizler otopilotun prototip olarak tasarlanabilmesi gerekli olup; HA üretiminden önce, üretim sonucu ortaya çıkacak HA hakkında bazı varsayımlarda bulunularak yapılmaktadır. Bu sebeple, aerodinamik analizler uçağın tahmini seyir hızı ve azami hızı olan 13m/s ve 23m/s hızlarında, 0-2000m kadar olan bazı irtifa

aralıklarından elde edilen Mach sayısı ve Reynolds sayıları üzerinden, -10° ve +15° aralığındaki hücum açıları(α) için, Horseshoe Vortex ve Ring Vortex yöntemleriyle yapılmaktadır. Bunlara ek olarak, XFLR5 yazılımından, analiz içerisine gövde şeklinin katılmasında hatalı sonuçlar verebilmesi sebebiyle akışkan analizleri gövde şeklinin bulunmadığı, kanatlarla birlikte dikey ve yatay stabilizatörü içeren bir modelde yapılmaktadır.

H. Uçağın Üretilmesi

HA için tasarlanan otopilotun donanım testlerinde sıkça karşılaşılabileceği öngörülen düşme/çarpmalarda HA'nın olabildiğince az zarar görmesi ve zarar görürse tamirinde gereksiz zaman/bütçe kaybının önlenmesi için HA'nın dikey ve yatay stabilizatörü haricindeki kısımları kompozit kaplama ile üretilmektedir. Kompozit kaplamanın üzerine yapılacağı malzeme olarak kanatlar için köpük türlerinden XPS ve strafor köpük denenirken, gövde için fotoblok malzeme kullanılmaktadır. Kompozit kaplama kumaşı türlerinden 245g/m^2 karbonfiber ve 200g/m^2 cam elyaf, reçine türlerinden epoksi ve vinil ester reçine test edilmektedir.. Kompozit kaplama için infüzyon ve elle yatırma yöntemleri denenmiştir.

İ. YOLO ile Duman Tespit Edilmesi

Önerilen sistem ile yangının erken tespit edilmesi ve yayılmadan kontrol altına alınmasında Derin Öğrenme Algoritmaları kullanılmaktadır. Görüntü işleme yöntemleri ile yangın daha ilerlemeden dumanından tanınmaktadır. Bu aşamada yangın tespit edildiğinde HA'nın konumunun yer istasyonuna gönderilmesi hedeflenmektedir. Bu çalışmada nesne tespiti yapmak amacıyla YOLOv4, Tiny ve OpenCV kütüphanesi kullanılmaktadır. Darknet Sinir Ağı Çerçevesi aracılığıyla Google Colab üzerinden eğitim işlemi gerçekleştirilmektedir [7]. Bu çalışmada, duman olan imgeleri içeren veri kümesi oluşturulmakta; duman olan alanlar seçilerek etiketlenmekte ve Google Collab-Google Drive entegrasyonu ile eğitim-test verileri oluşturulmaktadır. Google Collab üzerinden eğitimi tamamlanan modelin ağırlık dosyası kullanılarak duman tanıma işlemi Şekil 5'te gösterildiği gibi sağlanmıştır.



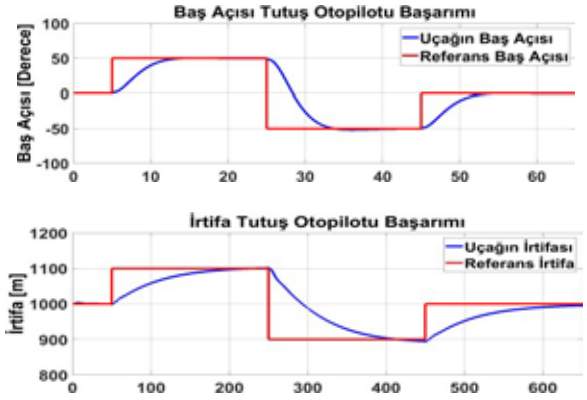
Şekil. 5. YOLO V4 ile Duman Tespiti

Eğitim süreci tamamlandıktan sonra testler yapılarak duman algılama farklı derin öğrenme algoritmaları ile karşılaştırılmıştır. YOLOv4 modelinin YOLO-Tiny modeline göre daha yüksek doğruluk oranına sahip olduğu ve bu modelin sistem için kullanımı belirlenmiştir.

III. ARAŞTİRMA SONUÇLARİ VE ÇİKTİLAR

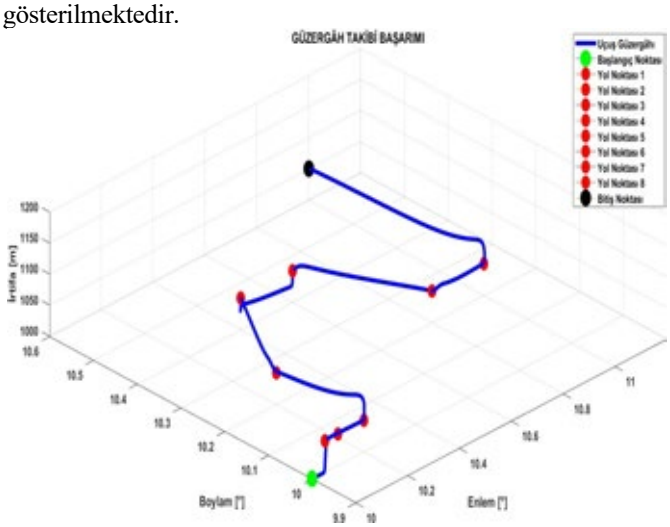
A. Tasarlanan Otopilotların Başarımı ve Güzergâh Takibi

Baş açısı tutuş ve irtifa tutuş otopilotlarının sonuçları sırasıyla Şekil 6'da gösterilmektedir.



Şekil. 6. Baş açısı tutuş otopilotu ve irtifa tutuş otopilotu başarımı.

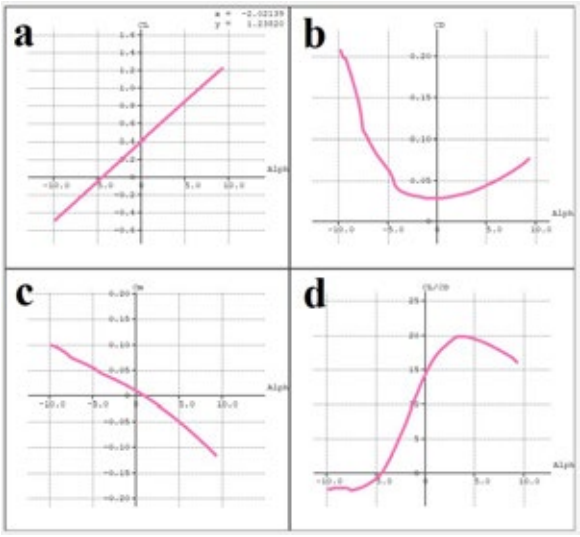
Tasarlanan otopilotları test etmek için farklı enlem, boylam ve irtifa değerlerindeki yol noktaları ile bir güzergâh oluşturularak, HA'nın bu güzergahtaki noktaları sıra ile otonom bir şekilde takip etmesi sağlanmakta ve Şekil 7'de gösterilmektedir.



Şekil.7. Güzergâh takibi

B. Geometrik, Aerodinamik Ve Kararlılık Verileri

HA'nın içine yerleştirilecek uçuş kontrol kartı, sensör, eyleyici motor ve telemetri gibi diğer bileşenlerin de kütleleri hesaba katılarak, kanatlar için hesap edilen iki farklı ahşap ve kompozit kaplamalı kanat tasarımların kütleleri sırasıyla 1565g ve 2115g olarak hesap edilmektedir. Kütle ve bileşenlerin kütle merkezi bilgileri kararlılık analizinde kullanılmaktadır. İstenen aerodinamik bilgilerin elde edilmesi için XFLR5 kullanılarak yapılan akışkan analizlerinde -10° ve +15° aralığındaki hücum açısı değerlerinde veri üretilmeye çalışılmakta, ancak çıktı olarak -10° ve +9° aralığındaki değerler elde edilmektedir. Üretilen aerodinamik veriler Şekil 8'de verilmektedir.



Şekil. 8. Bazı aerodinamik veriler a) α - C_L b) α – C_D c) α – C_M d) α – C_L/C_D

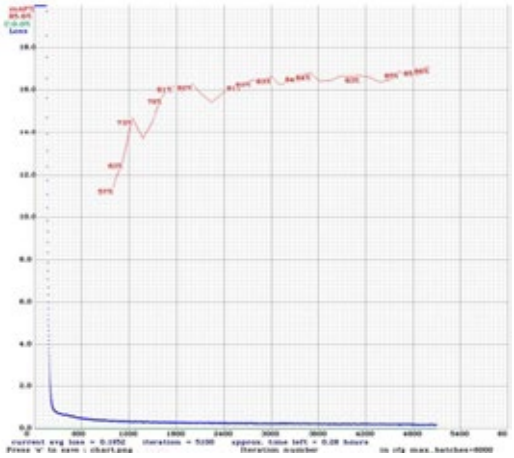
Kararlılık analizlerinde boylamsal modların hepsinin kararlı olduğu, yanal modlarda ise spiral modu haricinde tüm modların kararlı olduğu analiz sonucu bulunmaktadır. Spiral modda kararsızlık durumu, şiddetini ikiye katlama (İng: time to double) süresi 51.9sn olması sebebiyle için kabul edilebilir olarak değerlendirilmektedir.

C. Uçağın Üretim Aşaması

Yoğunluğu daha düşük olduğundan, köpük türlerinden strafor köpük, XPS yerine tercih edilmiştir. Karbonfiber ve cam elyaf kumaşın ikisi de kanat üretiminde kullanılmıştır. Karbonfiber kumaşın aksine cam elyaf kumaş elektronik bileşenlerin sinyal alışverişini engellemediğinden gövde kaplamada tercih edilmiştir. Vinil ester reçine; XPS, strafor köpük ve fotoblok malzeme ile köpüklerin yüzeylerine zarar verdiğinden, köpüklerin yüzeyine öncelikle 3-4 kat akrilik/lateks boya boyandıktan sonra vinilester reçineyle kompozit kaplama denenmiş ancak boya kaplandığı yüzeye fazla miktarda kütle kazandırdığı için vinil ester reçine kullanımından vazgeçilip, epoksi reçine kullanılarak strafora ve fotobloğa zarar vermeyen başarılı kompozit kaplama sonuçları elde edilmiştir. Kanatların, dikey ve yatay stabilizatörün üretimi tamamlanmış olup diğer parçaların üretimi ve birleştirilmesine devam edilmektedir. Kompozit kaplama yöntemi için infüzyon yöntemi denenmesine rağmen; bu yöntemde çok reçine harcanması ve kanat gibi yüzeylere kompozit kaplama uygulamasında bu yöntemin daha elverişsiz olması sebebiyle elle yatırma yöntemi uygulanmıştır.

D. Duman Tespiti Testleri

YOLOv4 ve YOLO-Tiny karşılaştırılarak, kesinlik değerlerinin ortalaması (mAP) ve saniyede işlenen kare sayısı (FPS) değerleri olarak istenilen başarı değerleri YOLOv4 ile elde edilmiş olup, duman tespiti algoritması için YOLOv4 tercih edilmiştir. YOLOv4 için toplam eğitim süresi 28 saat sürerken, YOLO-Tiny modeli için eğitim yaklaşık 5 saat sürmekte olup, 6000 iterasyon ile sonlandırılmaktadır. Eğitim sonucunda YOLOv4 modelinin yitim fonksiyonu grafiği Şekil 9'da verilmiştir. Bu model %85 doğruluk oranına sahiptir.



Şekil.9. Yitim Fonksiyonu Grafiği

IV. Proje Ekibinin Kazanimlari ve TUSAŞ'a Olasi Katkisi

Otonom olarak yol noktası takibi yapabilen, aerodinamik ve geometrik olarak analiz edilmiş, yangın dumanı tespit edebilen bir model HA prototipi oluşturulmuştur. Proje ekibi otopilot geliştirme, aerodinamik analiz yapma ve yorumlama, projeyi gerçeklemek için bir tasarımı üretim aşamasına geçirme ve derin öğrenme araçları hakkında bilgi ve tecrübe kazanmıştır.

V. Öneriler, Alinan Dersler ve Gelecek Çalişmalar

Akış analizlerinin XFLR5 dışında daha yüksek doğrulukla veriler üreten başka bir akış analizi yazılımıyla yapılması daha doğru sonuçlar verecektir. Ek olarak, modele otonom iniş-kalkış özellikleri eklenerek daha fonksiyonel bir prototip üretimi sağlanabilir.

Bilgilendirme

Bu proje TUBİTAK 2209-B Sanayiye Yönelik Lisans Bitirme Projeleri Destekleme Programı kapsamında desteklenmiştir. (Proje NO: 1139B412102069)

Kaynaklar

[1] Aktan, Hüseyin & Demircioglu, Huseyin. (2020). F-16 Flight Control System Design by Using Continuous Time Generalized Predictive Control.

[2] D. Karakaş, "Nonlinear modeling and flight control system design of an unmanned aerial vehicle," M.S. - Master of Science, Middle East Technical University, 2007.

[3] U. Özdemir, "FLIGHT SIMULATION AND CONTROL OF FIXED-WING AIRCRAFT", M.S.- Master of Science, İstanbul Technical University, June 2009.

[4] Kasnakoğlu, C., 2016. Investigation of Multi-Input Multi-Output Robust Control Methods to Handle Parametric Uncertainties in Autopilot Design. PLOS ONE, 11(10), p.e0165017.

[5] E. Çetin, "System identification and control of a fixed wing aircraft by using flight data obtained from x-plane flight simulator," M.S.- Master of Science, Middle East Technical University, 2018.

[6] "Soar Birdy" "https://outerzone.co.uk/plan_details.asp?ID=10400 (Erişim tarihi: Temmuz 15, 2022).

[7] G. El-Cezerî ; Başaran and G. Çağıl, "Detection The Use Of Protective Glasses by Image Processing," El-Cezerî Journal of Science and Engineering, vol. 9, no. 1, p. 9, 2022, doi: 10.31202/ecjse.945167.

Alçak Yörünge Uydularında Gürbüz Kontrolcü Tasarımı

Robust Controller Design for Low Orbit Satellites

Öğrenci
Alperen Sayın
İstanbul Üniversitesi-Cerrahpaşa
Makine Mühendisliği
İstanbul/Türkiye
alperen.sayin@ogr.iuc.edu.tr

Akademik Danışman
Dr. Öğr. Üyesi Ömür Can Özgüney
İstanbul Üniversitesi-Cerrahpaşa
Makine Mühendisliği
İstanbul/Türkiye
omur.ozguney@iuc.edu.tr

Sanayi Danışmanı
Kağan Ataalp
Türk Havacılık Uzay Sanayii
Ankara, Türkiye
kataalp@tai.com.tr

***Özetçe*—Bu rapor, alçak yörünge uydularında gürbüz kontrolcü çalışmalarını içerir. Dinamik denklemler Newton kanunları ile açıklanmış, Euler açıları ve kuaterniyonlar ile ifade edilmiştir. Çalışmalar gürbüzlük özelliği gösterdiği düşünülen bulanık mantık kontrolcüler ile gerçekleştirilmiştir. Araştırmalara literatür taraması ile başlanmış, kinematik ve dinamik denklemler, modelleme ve simülasyonlar, kontrolcü çalışmaları ve yorumlamalar ile devam edilmiştir. Kontrol parametresi olarak üç eksende açısal hızlar ve açısal konumların kullanılmış, değerler derece ve derece/saniye cinsinden ifade edilmiştir.**

Anahtar Kelimeler — Alçak Yörünge Uyduları, gürbüz kontrol, bulanık mantık

***Abstract*—This paper comprises robust controller studies of low orbit satellites. Dynamic equations are explained with Newton's laws, expressed with Euler angles and quaternions. The studies were carried out with fuzzy logic controllers, which are thought to show robustness. The research started with a literature review and continued with kinematic and dynamic equations, modelling and simulations, controller studies and interpretations. Angular velocities and angular positions on three axes were used as control parameters. Values were expressed in degrees, and degrees per second.**

Keywords — Low orbit satellites, robust control, fuzzy logic, pyramid configuration

I. GİRİŞ

Uydular insanlık tarihinin gelişimini gösteren yapılardan biri olarak ele alınabilir. Farklı kullanım amaçlarına hizmet etmek amacıyla, dünyanın çeşitli yörüngelerine ya da daha uzak konumlara yerleştirilen uydular mevcuttur. Genel olarak hava durumu gözlemleri, coğrafi gözlemler, uzay araştırmaları, haberleşme ve istihbarat alanında kullanılan uyduların görevlerine göre bileşenleri ve dünyaya olan uzaklıkları değişiklik göstermektedir. Bu çalışmada alçak yörünge uydularının kontrolü üzerinde durulmuştur. Bu çalışmalarda uydunun rijit olduğu kabul edilecektir. Rijit cismin öteleme ve dönme hareketleri birlikte incelendiğinde uyduların hareketi tanımlanabilmektedir.

Uydu kontrolcüsünün başarı ile çalışmasını sağlamak için öncelikle dinamik denklemlerin doğru bir şekilde tanımlanması gerekmektedir. Öteleme için verilen hızdaki konum değişimini ve etki eden kuvvete bağlı olarak açısal hız değişimini incelemek kinematik ve kinetiğin tanımlamasında kullanılabilir. Dönme hareketinin tanımlanması için referans eksen tanımlamaları ve bu referans eksenlerin konumlandırılması üzerine çalışmak gerekmektedir.

Benzer olarak yönelim belirlenmesinde ve tanımlanmasında değişkenler kullanılmaktadır. Bunlar euler açıları olarak da bilinmektedir. Bazı bilinen bir noktalara göre tanımlanan bu değişkenler yönelim belirlenmesinde öteleme ve rotasyon matrislerinde aktif olarak kullanılmaktadır. Uydularda kontroller birden fazla yapı ile sağlanabilir ancak genel olarak sistem üzerine tork uygulayarak bu kontroller gerçekleştirilmektedir. Açısal hız kontrolü ve kuaterniyonlar ile uydunun yörünge yönelim çalışmaları gerçekleştirilmiştir.

A. Problem Tanımı

Uzay ortamı belirsizlikler içermektedir, üç boyutlu düzlemde rijit bir cismin tanımlanan yörüngede hareketinin gerçekleştirilmesi gerekmektedir. Uzay ortamı belirsizlikleri ve modelleme esnasında tanımlama eksikliklerine rağmen sistem hareketinin istenilen şekilde gerçekleştirilmesi için gürbüz özelliğe sahip kontrolcülerin kullanılması planlanmıştır.

Bu noktadan sonra yapılacak çalışmalar literatür taraması ve ardından kinematik ve dinamik denklem belirlemelerini içermektedir. Ardından aktivatör olarak kullanılan reaksiyon tekerlerinin yerleşimini hakkında bilgiler verilmiştir. Matris ve vektörler üzerine bilgi birikiminin olduğu varsayılacaktır. Sistem tasarımı yapıldıktan sonra PID kontrolcü ile kontrol simülasyonları gerçekleştirilmiştir. Gürbüzlük temel esaslı olan çalışmada kontrolcü tipi olarak bulanık mantık kontrolcünün uygulanabileceği düşünülmüştür. Bulanık mantık kontrolcü ile çalışmalara devam edilmiş ve bazı sonuçlar elde edilmiştir. Literatürde bulanık mantık kontrolcüler de incelenerek çalışmalar gerçekleştirilmiştir.

II. GERÇEKLEŞTİRİLEN ARAŞTIRMA FAALİYETLERİ

A. Literatür Taraması

Yapılan çalışmalarda yönelim kontrolünün birden fazla yöntemle modellenebildiği anlaşılmıştır. Bu modelleme yöntemleri, euler ekseni ve euler açıları, rotasyon vektörleri, kuaterniyonlar, Rodrigues parametreleri, dönüştürülmüş Rodrigues parametreli ile ve euler açıları ile modelleme olarak ele alınabilir [1],[2],[3]. Bu yöntemlerin kendilerine göre avantajları ve dezavantajları mevcuttur. Örneğin kuarterniyonların kullanımının avantajlarından bir tanesi euler açıları gibi belirli bir sıraya bağlılığının olmamasıdır. Buna ek olarak kuarterniyon kullanımında tekillik problemi ile karşı karşıya kalınmamaktadır.

Kuarterniyon kullanımının sistemi lineerleştirmede matematiksel zorluklar çıkardığını söylemek mümkündür. Bu problemi çözebilmek adına indirgenmiş kuarterniyon yöntemi olarak da belirtilen, kuarterniyonların yalnızca vektörel kısımlarının kullanıldığı ve böylece kontrolör tasarımının kolaylaştığı bir modelleme yöntemi de mevcuttur [4],[5].

Uyduların yönelim kontrolünü sağlayan yapılar ise çeşitlilik göstermektedir. Moment jiroskopları, reaksiyon tekerleri, manyetik tork çubukları ve iticiler gibi farklı yapılar sistemde birlikte ya da ayrı ayrı kullanılabilir [6],[7]. Bu yapıların çalışma prensibi sistem üzerine tork uygulayarak yörüngesi ya da yönelimi çeşitli dış etkilerden bozulan yapıları düzeltmektir. Bu çalışma reaksiyon tekerleri ile sistemin kontrolünün sağlandığı bir çalışmadır. Literatürde reaksiyon tekerinin farklı yerleşiminin örnekleri bulunmaktadır [8],[9]. Aktivatör hakkında bilgi sahibi olunan sistemde ise kontrolcü çalışması olarak literatürde bulanık tipli kontrolcü örnekleri ile karşılaşılmıştır [10],[11],[12]. Açısal hız ve konum ile bulanık tipli kontrolcü çalışmaları gerçekleştirmiştir. Sonuçlar anlamlı bulunmuş ve çalışmalara örnek olmuştur.

B. Euler Açıları ile Kinematik Modelleme

Noktaların veya vektörlerin bir konumdan diğerine dönme hareketleri rotasyon matrisleri cinsinden tanımlanabilir (1).

$$a^y = R_x^y a^x \qquad (1)$$

Vektör olan a'nın x konumundan y konumuna gelebilmesi için R transformasyon matrisi ile çarpımını gösteren denklem 2.1 yukarıda ifade edilmiştir. Alt indis olan x ilk konumu, üst indis olan y son konumu ifade etmektedir.

Rotasyon matrisleri simetrik ve ortonormal özellik göstermektedir. Bu da,

$$\left(R_y^x\right)^{-1} = \left(R_y^x\right)^T = R_x^y \qquad (2)$$

Her eksendeki dönüş matrisi farklı tanımlanmaktadır. Buna ek olarak çarpım sırası matris çarpımı özelliklerini taşır.

$$R(x,\theta) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & cos\theta & -sin\theta \\ 0 & sin\theta & cos\theta \end{bmatrix}$$

$$R(y,\theta) = \begin{bmatrix} cos\theta & 0 & -sin\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ sin\theta & 0 & cos\theta \end{bmatrix}$$

$$R(z,\theta) = \begin{bmatrix} cos\theta & -sin\theta & 0 \\ sin\theta & cos\theta & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \qquad (3)$$

Üç boyutlu uzayda açılar euler açıları ile ifade edilir. X ekseninde yuvarlanma açısı olarak Ø, y ekseninde yunuslama açısı olarak θ, z ekseninde dönme açısı ise Ψ ile ifade edilir. Yaygın olarak tanımlanan hareket sırasıyla z-y-x eksenlerinde dönüştür. Z ekseni 3., y ekseni 2., x ekseni ile 1. eksen olarak tanımlanırsa dönüşlerde art arda iki eksen tanımlanmasından kaçınılır. Bütün eksenlerde dönüş gerçekleşmesi ve art arda eksenlerde tanımlanmaması sağlıklı işlemler için gerekli bir koşuldur. Bu durum göz önünde bulundurulduğuna 12 adet dönüş tanımlanabilir. Sırasıyla 3-2-1 dönüşünün yörünge koordinat sisteminden yapısal koordinat sistemine rotasyon matrisi;

$$R = R_x(\emptyset)R_x(\theta)R_x(\Psi) \qquad (4)$$

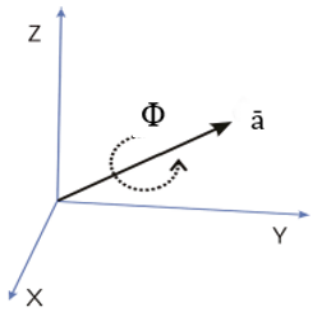
φ açısıyla ω ekseninde dönüş yapan bir vektörün hareketi R ile gösterilirse;

$$R_{\omega,\varphi} = I_{3x3} + S(\omega)sin\varphi + (1 - cos\varphi)S^2(\varphi) \qquad (5)$$

$$S(\omega) = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_z & \omega_y \\ \omega_z & 0 & -\omega_x \\ -\omega_y & \omega_x & 0 \end{bmatrix} \qquad (6)$$

C. Kuaterniyonlar

Rotasyon işlemleri sırasında oluşabilecek tekillik problemine karşı kuarterniyon kullanımı sıkça tercih edilmektedir. Bu kullanımın temelinde Euler Teoremi yatar. Bu teoreme göre üç art arda dönüşü açıklamak için sabit bir eksen etrafında tek açı yeterli olabilecektir. Eksen Euler ekseni, açı ise Euler Açısı olarak tanımlanır. Bu ekseni ā ile ifade eder, Euler açısını ise Φ ile ifade edersek,



Şekil 1 Euler Ekseni ve Euler Açısı

Kuarterniyonlar 3 adet vektörel bir adet skaler bileşenden oluşur. q_1, q_2, q_3 ile ifade edilen değerler vektörel, q_4 ise skaler bir bileşendir.

$$q = [q_1 \quad q_2 \quad q_3 \quad q_4]^T = q_{1-3} = \bar{a}sin\left(\frac{\Phi}{2}\right) \tag{7}$$

$$q_4 = \cos\left(\frac{\Phi}{2}\right), \ \bar{a} = [a_1 \quad a_2 \quad a_3]^T \tag{8}$$

$$q^T q = q_4^2 + q_1^2 + q_2^2 + q_3^2 = 1 \tag{9}$$

Kuaterniyonlara bağlı olarak rotasyon matrisi şu şekilde ifade edilebilir (10),

$$R_o^b(q) = \begin{bmatrix} 1-2(q_2^2+q_3^2) & 2(q_1q_2-q_3q_4) & 2(q_1q_3+q_2q_4) \\ 2(q_1q_3+q_3q_4) & 1-2(q_1^2+q_3^2) & 2(q_2q_3-q_1q_4) \\ 2(q_1q_3-q_1q_4) & 2(q_2q_3+q_1q_4) & 1-2(q_1^2+q_2^2) \end{bmatrix} \tag{10}$$

D. Kinematik ve Dinamik Denklemler

Kinematik denklemler cismin konumunun rotasyonel hareketlerde açısal değerlerle ifade edilmesiyle elde edilir. Önceki bölümlerde üç adet rotasyon matrisi elde etme yöntemlerinden bahsedilmiştir. Kinematik kısmında kuarterniyon yöntemi kullanılarak denklemler elde edilecektir. Koordinat sistemi olan b den c ye bir vektörün dönüşüm denklemi aşağıdaki gibi tanımlanabilir.

$$r^b = R_b^c r^a \tag{11}$$

Kuaterniyonlar ile rotasyon matrisinin ifade edilmesi (12) ile gösterilmiştir. Denklem (5) uygun şekilde kullanılarak elde edilebilmektedir.

$$R_{q_4,q_{1-3}} = I_{3x3} + 2q_4S(q_{1-3}) + 2S^2(q_{1-3}) \tag{12}$$

Dinamik modelleme, açısal momentum korunumu korunumundan yararlanılarak ifade edilebilir. Sistemin toplam açısal momentumu, ataleti ve açısal hızından kaynaklanan momentum ile, piramit yerleşimi yapılan reaksiyon tekerlerinden gelen momentumların toplamı olarak ifade edilebilir. H_b Toplam açısal momentum, I cismin atalet matrisi, ω_b uydunun açısal hızı, h_w ise reaksiyon tekerlerinden kaynaklanan açısal momentum olarak düşünülürse,

$$H_b = I\omega_b + h_w \tag{13}$$

Açısal momentum değişiminin, cisme uygulanana toplam momente eşit olduğundan bahsetmiştik. Uydunun açısal momentum değişiminin, sahip olduğu toplam açısal momentum ve bozucu etkilerin eklendiği ifade ile belirtilmesi denklem (14) ile gösterilmiştir. $T_d(t)$ Bozucu tork girişini ifade eder.

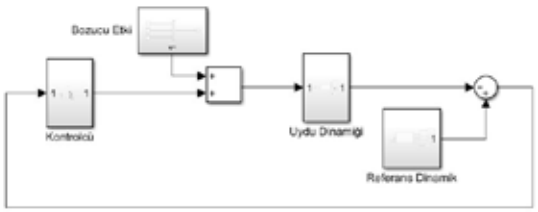
$$\frac{d}{dt}H_b = \omega_b(t)xH_b(t) + T_d(t) \tag{14}$$

Sistemin zamana göre açısal momentum değişimi incelenirse, ve gerekli düzenlemeler yapıldığında denkem (15) elde edilir. T_c Gösterimi ile reaksiyon tekerleri tarafından uygulanan kontrol değişkeni torku ifade edilmiştir.

$$\frac{d\omega_b}{dt} = I^{-1}[-\omega_b(t)\ x\ (I\omega_b + h_w) + T_d + T_c] \tag{15}$$

E. Kontrolcü Çalışmaları ve Modelleme

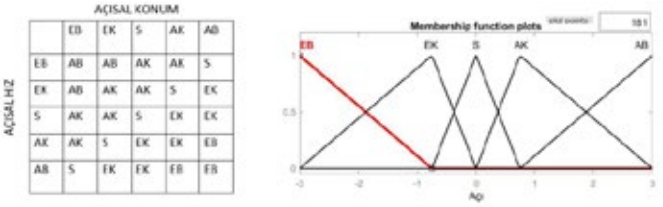
Gerçekleştirilen çalışmada kontrolcünün gürbüz özellik göstermesi planlamıştır. Pratik olarak, belirsiz dış etkilere karşı çalışmaya devam edebilen bulanık mantık kontrolcüler ilk aşamada çalışma için uygun görülmüştür. Üç eksen için ayrı kontrolcüler ile çalışma sağlanmıştır. Sisteme bozucu olarak üç eksende yüksek genlikli düşük frekanslı sinüs dalgası uygulanmıştır.



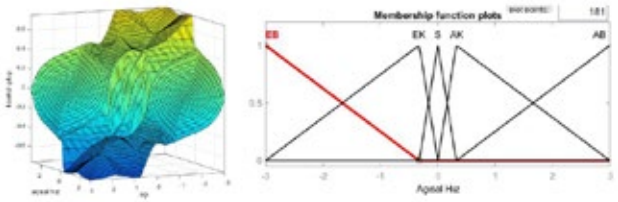
Şekil. 1.Sistem Modellemesi Gösterimi

Şekil 2 ve Şekil 3 ile kural tablosu ve yüzeyi gösterilmiştir. Kontrolcüye verilen giriş değerleri açısal hız ve açısal konumun referans değerine göre oluşan hatası olarak

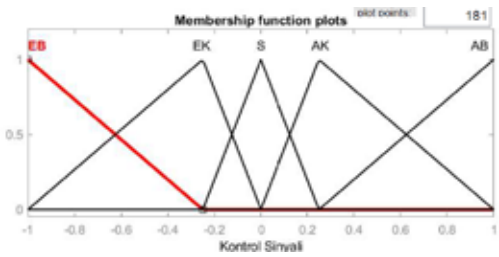
belirlenmiştir. Bu çalışmaya göre hatanın sıfıra ya da sıfıra çok yakın değerlere indirilmesi hedeflenmiştir.



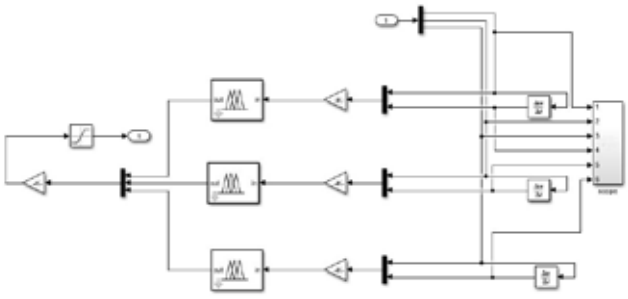
Şekil. 2.Bulanık Mantık Kural Tablosu Gösterimi(solda), Birinci Kontrol Sinyali Üyelik Fonksiyonu Grafiği(sağda)



Şekil. 3.Bulanık Mantık Kural Yüzeyi Gösterimi(solda),İkinci Kontrol Sinyali Üyelik Fonksiyonu Grafiği(sağda)



Şekil. 4.Kontrolcü Çıkış Sinyali Üyelik Fonksiyonu Grafiği

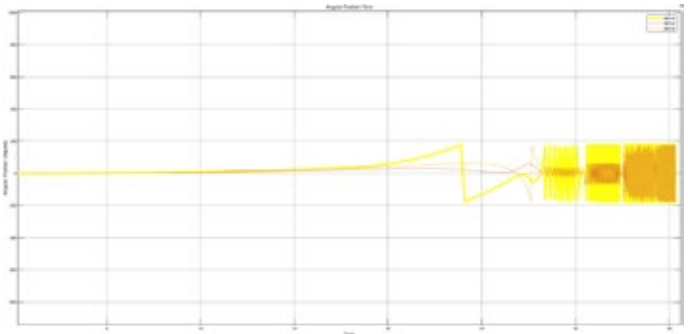


Şekil. 5.Bulanık Mantık Kontrol Sistemi Gösterimi

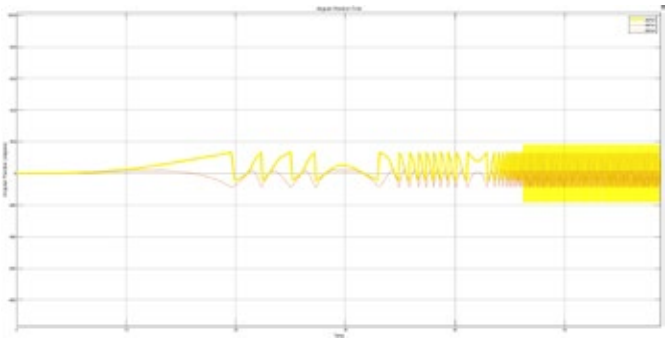
Uydu kütlesi 93kg, ataleti 1000 $kg.m^2$ olarak belirlenmiştir. Referans rota olarak kepler yörüngesi seçilmiştir. Bulanık mantık kontrolcünün giriş ve çıkışları uygun sayılar ile çarpılarak sistemin çalışması iyileştirilmiştir. Değişken adımlı ode23t metodu ile lisanslı MATLAB-Simülink üzerinde simüle edilmiştir.

III. ARAŞTIRMA SONUÇLARI VE ÇIKTILAR

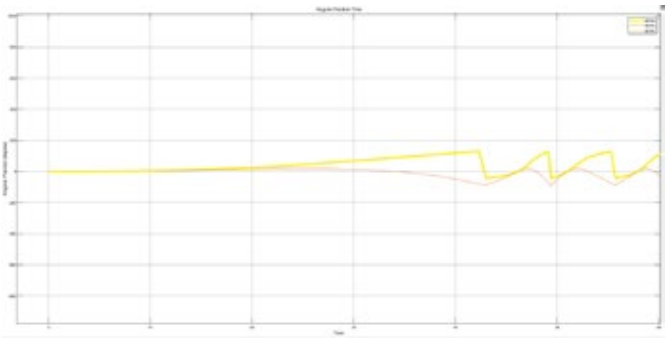
Çalışmada sistemin kontrolcüsüz, referans tanımsız ve kontrolcülü sistem çıktıları karşılaştırılmıştır. Çeşitli bulanık mantık kontrolcüleri kullanıldıktan sonra en anlamlı sonuç veren çıktı değerleri bu bildiride belirtilmiştir.



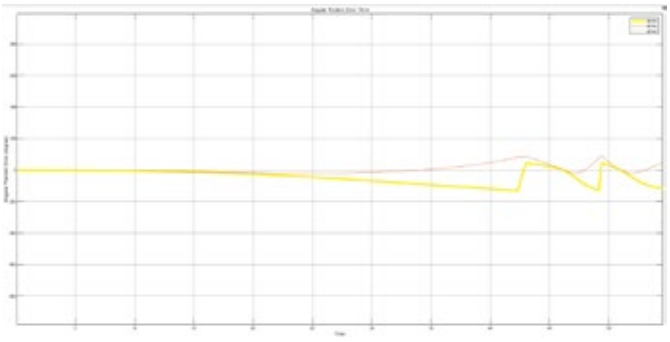
Şekil. 6.Kontrolcüsüz Sistem Açısal Konum-Zaman Grafiği (degree-second)



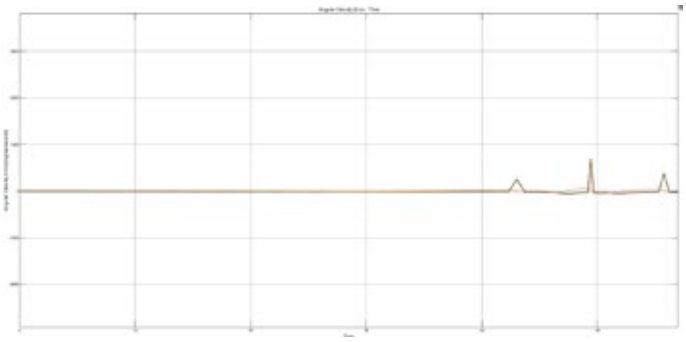
Şekil. 7.Referans Tanımsız Sistem Açısal Konum-Zaman Grafiği(degree-second)



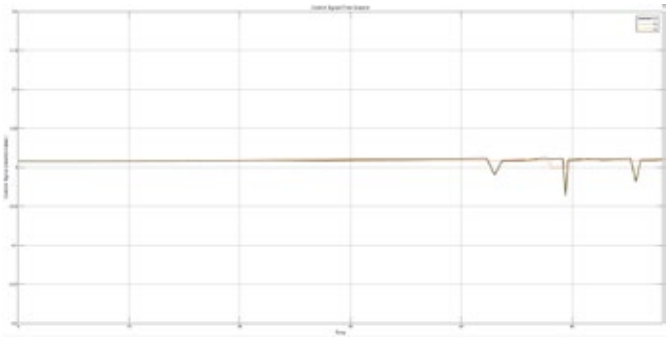
Şekil. 8.Kontrolcülü Sistem Açısal Konum-Zaman Grafiği(degree-second)



Şekil. 9.Kontrolcülü Sistem Açısal Konum Hata Grafiği(degree-second)



Şekil. 10. Kontrolcülü Sistem Açısal Hız Hatası-Zaman Grafiği(degree/second-second)



Şekil. 11. Kontrolcü Sinyali-Zaman Grafiği(Newtonmeter-second)

Yapılan çalışmalar ve simülasyonlarla birlikte bulanık mantık kontrolcünün üç eksende hatayı azalttığı gözlemlenmiştir. Fiziksel koşulların yetersizliği sebebiyle simülasyonlar 50 saniye civarlarında sonlandırılmış, ilerleyen sürelerdeki değerler incelenememiştir. Çalışmanın devam etmesi halinde simülasyonlar geliştirilerek daha anlamlı sonuçların elde edilmesi sağlanacaktır.

IV. PROJE EKİBİ KAZANIMLARI VE TUSAŞ'A OLASI KATKISI

Çalışmalarda, kontrol teorisi ve kontrolcülere yönelik uzun soluklu araştırmalar yürütülmüştür. Aynı zamanda uydu mekaniği, uydu çeşitleri ve kullanım amaçları, uzay teknolojileri ile alakalı bilimsel yayınlardan yararlanılmıştır. Özellikle bulanık mantık kontrolcü tasarımı uygulamaları, MATLAB-Simulink kullanımı gibi bireysel yetkinliklerin kazanılmasında bu çalışma faydalı olmuştur. Analitik düşünce kabiliyetini artırma, kontrol teorisi temelleri ve ileri kontrol uygulamaları kişisel gelişime katkı sunmuş, ek olarak Türkiye'de gerçekleştirilmiş ve yürütülen uzay havacılık araştırmalarına dair bilgiler edinilmiştir. TUSAŞ tarafından devam ettirilen GÖKTÜRK-Yenileme, Small-GEO, ARSAT-SG1 uydularının kontrolcü çalışmalarında, uygun görüldüğü takdirde kullanılmak üzere bulanık mantık kontrolcülere dair içeriğin oluşturulması gerçekleştirilmiştir. Özellikle bulanık mantık kontrolcülere dair literatür bilgileri bundan sonraki çalışmalara referans olması adına bildiriye eklenmiştir.

V. ÖNERİLER,ALINAN DERSLER VE GELECEK ÇALIŞMALAR

Çalışmaların geliştirilmesi adına fiziksel koşulların güçlendirilmesi ve araştırma faaliyetlerinin artırılması gerekmektedir. Yerli kaynak arzının sıkıntısı göz önünde bulundurulduğunda ingilizce seviyesinin yüksek olması gerekmektedir. Çalışmalarda literatür tarama problemi yaşanmamış, istenilen içeriğe ingilizce olarak ulaşılması mümkün olmuştur. Makale ve yayınlarda özgünlüğü korumak adına içerikte yer verilmeyen kritik bilgilerin varlığı çalışmaları zorlaştırmıştır. Simülasyonlar koşullar gereği 50 saniye civarında kesilmiş ve sonuçlar bunlara göre yorumlanmıştır. Daha uzun süreli simülasyonlar ile sistem cevabı daha anlamlı incelenebilecektir. Çalışmalara devam edilerek kontrolcü performansını artırmak, gürbüzlük özelliğinin enerji denklemleri ile ve deneysel olarak kanıtlanması planlanmaktadır. Çalışmalarda kontrolcünün gürbüzlüğü üzerinde durulmamış, yalnızca sistemin anlamlı cevap vermesi ve hatanın azaltımı gerçekleştirilmeye çalışılmıştır. İlerleyen süreçte gürbüz kontrolcü tasarımı gerçekleştirilecektir.

Çalışmalarla birlikte lisans seviyesi mezuniyeti gerçekleştirilmiş ve yüksek lisans başvurularında bulunulmuştur. İlerleyen süreçte yüksek lisans tezi ile uydu mekaniği ve kontrolcü çalışmaları sağlanacaktır.

KAYNAKLAR

[1] MARKLEY, F. Landis; CRASSIDIS, John L. Fundamentals of spacecraft attitude determination and control. New York, NY, USA:: Springer New York, 2014.

[2] HUGHES, Peter C. Spacecraft attitude dynamics. Courier Corporation, 2012.

[3] AVANZINI, Giulio. Spacecraft Attitude Dynamics and Control. Politecnico di Torino, 2008, 2009.

[4] YANG, Yaguang. Spacecraft Modeling, Attitude Determination, and Control: Quaternion-Based Approach. CRC Press, 2019.

[5] KARATAŞ, Soner. Leo satellites: dynamic modelling, simulations and some nonlinear attitude control techniques. 2006. Master's Thesis. Middle East Technical University.

[6] KÖK, Ibrahim. Comparison and analysis of attitude control systems of a satellite using reaction wheel actuators. 2012.

[7] THONGCHET, SURIYA; KUNTANAPREEDA, SUWAT. Minimum-time control of satellite attitude using a fuzzy logic controller. In: 2001 WSES International Conference on Fuzzy Sets & Fuzzy Systems (FSFS'01), Puerto De La Cruz, Spain. 2001.

[8] CHENG, Chin-Hsing; SHU, Sheng-Li; CHENG, Po-Jen. Attitude control of a satellite using fuzzy controllers. Expert Systems with Applications, 2009, 36.3: 6613-6620.

[9] ISMAIL, Zuliana; VARATHARAJOO, Renuganth. A study of reaction wheel configurations for a 3-axis satellite attitude control. Advances in Space Research, 2010, 45.6: 750-759.

[10] CHENG, Chin-Hsing; SHU, Sheng-Li. Application of fuzzy controllers for spacecraft attitude control. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2009, 45.2: 761-765.

[11] YANG, Yaguang. Attitude control in spacecraft orbit-raising using a reduced quaternion model. Advances in aircraft and spacecraft science, 2014, 1.4: 427.

[12] YANG, Yaguang. Spacecraft attitude determination and control: Quaternion based method. Annual Reviews in Control, 2012, 36.2: 198-219.

Salan Sistemlerinde Bulunan Kelepçe Yapısı ile Mekanizmasının Optimizasyonu

Optimization Studies About Sway Brace Clamp and Mechanism Structure

Öğrenci – 1
Duygu Koyuncu
Gazi Ünversitesi
Makine Mühendisliği
Ankara, Türkiye
koyuncudu@gmail.com

Öğrenci – 2
Büşra Hayta
Gazi Ünversitesi
Makine Mühendisliği
Ankara, Türkiye
busraahayta@gmail.com

Öğrenci – 3
Elif Yaren Sucu
Gazi Ünversitesi
Makine Mühendisliği
Ankara, Türkiye
elifyarensucu@hotmail.com

Akademik Danışman
Prof. Dr. Ömer Keleş
Gazi Ünversitesi
Makine Mühendisliği
Ankara, Türkiye
keles.omer@gmail.com

Sanayi Danışmanı
Hasan Efe Yılmaz
Türk Havacılık Uzay Sanayii
Ankara, Türkiye
hasanefe.yilmaz@tai.com.tr

***Özetçe*—Bu çalışmada, askeri uçaklarda kullanılan, oldukça hassas ve karmaşık sistemler olarak sınıflandırılan salan sistemleri ekipmanları incelenmiştir. Literatür taraması ve mekanizma hesaplamaları ile elde edilen belirli parametreler, çeşitli tip kaymalı-krank mekanizmalarının tasarlanması için kullanılmaktadır. İlk olarak, kaydırıcı-krank mekanizması şekil uygunluğu incelenmiştir. ABAQUS ile statik analiz sonuçları elde edilerek, tasarıma en uygun şekiller seçilmiştir. Şekil uygunluğunun araştırılmasından sonra, kaydırıcı-krank mekanizmasının optimize edilmiş boyutlarının incelenmesi için dikdörtgen şekilli krank ve kuplör kullanılmıştır. ABAQUS'ta statik olarak analizi yapılarak en uygun boyutlar bulunmuştur. Son olarak, belirli parametreler çerçevesinde farklı tipteki hafif havadan karaya silahlarla kullanılabilecek yeni tarz bir mafsallı kelepçe yapısı tasarlanmıştır. ABAQUS-TOSCA aracı ile topoloji optimizasyonu yapılmıştır. Nihai tasarım elde edilmiştir.**

Anahtar Kelimeler — salan sistemi mekanizması, kaymalı-krank mekanizması, kelepçe yapısı, topoloji optimizasyon

***Abstract*—In this study, SARE (Suspension and Release Equipment) classed as highly sensitive and complex systems used in military aircraft are studied. Certain parameters obtained by literature review and mechanism calculations, are used in order to design various type slider-crank mechanisms. Firstly, slider-crank mechanism shape suitability is studied. Statically analysis results are obtained via ABAQUS and the most suitable shapes are chosen for the design. After the investigation of shape suitability, rectangular-shaped crank and coupler are used for studying the optimized dimensions of slider cranks mechanism. Lastly, a new style pinned clamp structure which can be used with different type of lightweight air to ground weapons is designed within the framework of certain parameters. Topology optimization tool is done by ABAQUS-TOSCA. After the optimization, clamp structure was redesigned. Final design was obtained.**

Keywords — weapon releasing mechnasim, slider-crank mechanis, sway brace mechanism, topology optimization

I. GİRİŞ

Askeri uçaklarda kullanılan taşıma ve bırakma sistemleri, hem manevralar hem de çevre koşulları nedeniyle uçağın maruz kalabileceği çeşitli yükler hesaplanarak tasarlanan oldukça hassas ve karmaşık sistemlerdir. Taşıma ve bırakma sistemlerinde mühimmat taşıyan ve sabitleyen yapılara 'kelepçe yapıları' denir. Kelepçe yapılarında sabitleme, yapının otomatik, yarı otomatik veya manuel olmasına bağlı olarak bir mekanizma yardımıyla da yapılabilir. Yarı otomatik kelepçe yapılarına sahip serbest bırakma sistemlerinde farklı mekanizma yapıları kullanılmaktadır ancak bu mekanizmaların incelenmesi ve tasarımı ülkemizde yaygın değildir. Projemizin amacı, taşıma ve bırakma sistemlerindeki kelepçe yapılarını ve mekanizmalarını detaylı olarak incelemek, bu tasarımı optimize etmek, tasarlamak ve belirli parametrelere dayalı analizlerle nihai haline getirmektir. Proje yöntemi olarak, kaydırıcı-krank mekanizmlarının, literatür taramasına göre belirli parametreler çerçevesinde uygun tasarımı, yeni tasarımın oluşturulması ve analizinin yapılması planlanmıştır. Kelepçe yapısının hafif olarak sınırlandırılan havadan karaya mühimmatlara uygun hale getirilebilmesi için, mafsalla yeni bir tasarım yapılacaktır. Bu tasarım topoloji optimizasyonu çıktılarına göre nihai halini alacaktır ve önceden şekil ile boyutlarını belirlenen mekanizma ile kullanılacaktır.

II. LİTERATÜR ARAŞTIRMASI

Askeri havacılık literatürü incelendiğinde sınırlı sayıda çalışma yayımlanmasının nedeninin savunma sanayiinin gelişimi için kritik olması olduğu düşünülmektedir. Savaş uçaklarının temel görevi, taşınan silahın gerektiğinde güvenli ve etkin bir şekilde hedefe ulaştırılmasını sağlamaktır. Uzun yıllar kullanılabilecek silah sistemleri maliyete dikkat edilerek tasarlanmalıdır. ABD'de otomatik salan sistemleri ile ilgili geçmiş çalışmalar bulunmaktadır. Çalışmada incelenecek olan yarı otomatik salan sistemine en yakın çalışma BRU 67/68'de kullanılmıştır. Yeni nesil Rus savaş uçağı Pak FA/SU57 'nin fırlatıcılarının pistonla çalışan otomatik salan mekanizmasına sahip olduğu tahmin edilmektedir.



Şekil. 1. Mühimmat Bırakma Mekanizması

III. HESAPLAMALAR

Uçaklarda bulunan silah taşıma mekanizmaları, boyutlarına göre farklı ağırlıklarda mühimmat taşımaktadır. 1000 lb kapasiteli salınım düzenekleri hafif silahları taşımak üzere tasarlanmıştır. Bu çalışmadaki sürgülü krank mekanizması ve salınım desteği bu tür süspansiyonlar için tasarlanmıştır. Kuvvet hesaplanırken, istenilen taşıma kapasitesine bağlı olarak her bir kaydırıcı krank mekanizmasına binen yük 5555 N olarak hesaplanmıştır. Silah bırakma mekanizmasının her iki ucunun sağında ve solunda olmak üzere toplam dört adet sürgülü krank mekanizması bulunmaktadır. Tasarım yapılırken 1000 lb yüke sahip bir mühimmat seçilerek kaydırıcı krank mekanizmalarındaki yükler belirlenmiştir

Mühimmat ağırlığı,

1000 lb ve 1 lb = 0,45359237 kg

Mühimmat ağırlığı,

1000 lb x 0,45359237 kg 1 lb = 453.59237 kg

Bu çalışmada, hava-yer mühimmatı MIL-STD-8591 (W/ CHANGE-1) ve F-16 CAT1/3 AOA sınır değerlerinden faydalanılarak uçağın taşınan mühimmatlar ile birlikte 5G ile sınırlı olduğu varsayılmıştır. 5G sınırlaması ile kuvvet hesabı yapılmıştır;

453.59237 kg x 9.81 $m\ s\ 2\ x\ 5$ = 22219.568 N

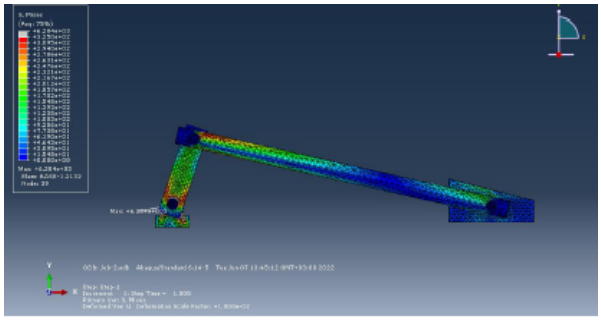
Yukarıda da belirtildiği üzere sistemde dört adet sürgülü krank mekanizması simetrik konumda bulunmaktadır, bu nedenle süspansiyon mekanizmasındaki simetri nedeniyle mühimmat kuvveti dörde bölünmüştür.

Her bir sürgülü için kranka gelen kuvvet, 22219.56 N 4 = 5554.892 N olarak hesaplanmıştır. Buna bağlı olarak Sonlu Eleman (FE) yönteminde analiz kuvveti 5555 N olarak alınmıştır.

IV. KELEPÇE VE MEKANİZMA TASARIMI

Kaydırıcı krank mekanizması tasarımlarında yüzey alanı sabittir. Kuplör ve kranklar sırasıyla;

Silindir – Silindir, Silindir – Dikdörtgen Prizma, Dikdörtgen Prizma – Silindir, Dikdörtgen Prizma – Dikdörtgen Prizma olarak tasarlanmıştır. Ayrıca kayma hareketi yolu sabit tutularak krank ve kuplörün uzunlukları değiştirilmiştir. Bu boyut değişikliği şu şekilde yapılmıştır; 120 mm hareket yolu ile 100, 110, 120 mm alınarak tasarlanan krank boyları. Dikdörtgen prizma için yüzey boyutları 3,8 ve 7,8 mm olarak belirlenmiş ve elde edilen yüzey alanı 29,64 mm^2 olarak hesaplanmıştır. Silindir ve dikdörtgen prizma tasarımlarının yüzey alanları sabit tutularak silindir krank ve kuplör çapları buna göre 6.14 mm olarak hesaplanmıştır. Eylemsizlik momenti, yapı elemanının şekil özellikleri açısından kesit tiplerinin belirlenmesini büyük ölçüde etkileyen en önemli özelliklerinden biridir. Hesaplamalarımız sonucunda dikdörtgen prizma kaydırıcı-krank mekanizmasının atalet momentinin yüksek olduğu tespit edilmiş ve seçilen tasarımda bu mekanizmanın kullanılmasına karar verilmiştir.



Şekil. 2. Dikdirtgen Prizma Kaydırıcı Krank

V. MALZEME SEÇİMİ

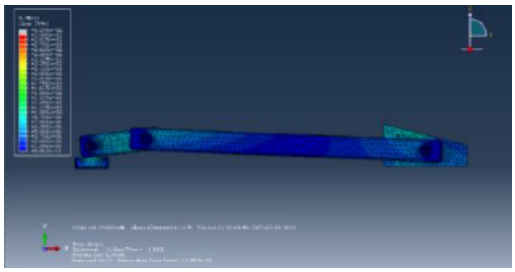
Havacılıkta sıklıkla kullanılan iki malzeme incelenmiştir. Malzeme seçiminde en önemli kriter havacılık sektöründe kullanılan malzemenin hafifliği ve yüksek mukavemetidir. Grade 250 çeliği ile karşılaştırıldığında, 17-4PH H1025 çeliği daha düşük bir yoğunluğa sahiptir ve en yüksek elastik modülüse sahip olması nedeniyle bu çelik seçilmiştir. Ek olarak, Grade 250 çeliğini 17-4PH H1025 çeliği ile karşılaştırdığımızda, 17-4PH H1025, elastik sınırlar içinde daha büyük stres altında daha küçük deformasyona uğrayacaktır.

TABLO I. MALZEME MEKANİK ÖZELLERİ

Malzeme Mekanik Özellikleri	**Malzemeler**		
	Özellikler	***250 Maraging Çelik***	***17-4 PH H1025***
	Çekme Dayanımı	1760 MPa	1270 MPa
	Akma Dayanmı	1720 MPa	1160 MPa
	Yoğunluk	8.2 g/cm	7.75 g/cm
	Elastisite Modulü	190 GPa	196 GPa

VI. SONLU ELEMAN MODELİNİN OLUŞTURULMASI

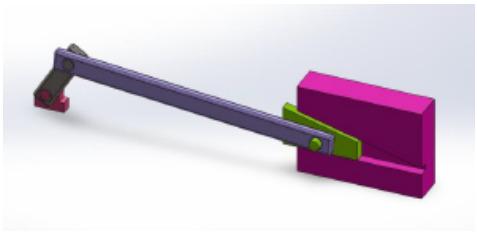
Tüm mekanizmalar için toplam 25000 eleman sayısı ile ABAQUS'ta sonlu elemanlar analizi yapılmıştır. Tasarlanacak kaydırıcı, salan sistemini sabitlemek için bir darbe kuvvetine sahip olacaktır. Yapının sonlu eleman modeli farklı boyut ve kesit şekillerine sahip kaydırıcı-krank mekanizmalarının analizinde 25000 eleman ataması yapılmıştır. Mekanizmaya gelen yük, kuplör ucundan 5555 N olarak yapılmış ve analiz edilmiştir. İncelenen kaydırıcı-krank mekanizmalarının analiz sonuçları incelendiğinde en az strese maruz kalan mekanizmanın dikdörtgen prizma olan kaydırıcı-krank olduğu görülmektedir. Bir önceki bölümde hesaplanan daha yüksek atalet değeri nedeniyle bu mekanizmanın analizde daha verimli sonuçlar vermesi bekleniyordu. Analiz sonucu beklendiği gibi elde edildi. Keskin kenarlara pahlar atanarak, strese maruz kalma durumunda hasarı önlemek için nihai tasarım iyileştirildi. Uzun kuplör yapılarında kısa olanlara göre deformasyon daha fazla gözlendiği için tasarımda deformasyonu önlemek için 100 mm kuplör kullanılmıştır. Yapılan analizlere göre 20 mm krank kolu ve 100 mm kaplin kolu versiyonu en dayanıklı tasarım olarak seçilmiştir.



Şekil. 3. 20-100 mm Uzunluğundaki Krank Kuvvet Analizi

VII. KRANK-KAYDIRICI MEKANİZMASININ MONTAJI

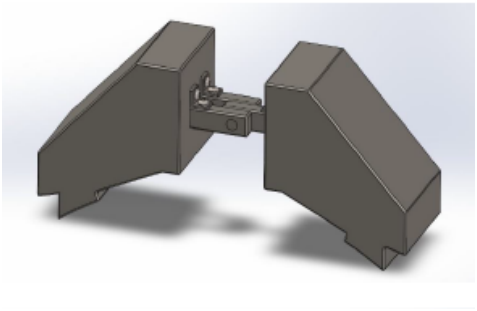
Topolojiden elde edilen sonuçlara göre, dikdörtgen prizma - dikdörtgen prizma kombinasyonunun dayanım açısından daha başarılı olacağı görüldükten sonra, krank ve kuplör kollarının boyutları bu geometri üzerinden değiştirilmiştir.



Şekil. 4. Kayar Krank Tasarımı

VIII. KELEPÇE YAPISININ TASARIMI

Uçaklarda bulunan silah taşıma mekanizmaları, taşınacak silahın kütlesine ve boyutuna göre değiştirilmektedir. Bu tezde tasarlanan silah bırakma mekanizması ile tek bir mekanizmanın farklı boyut ve ağırlıktaki bombaları taşıyabilmesi sağlanmıştır. Tek parça halinde olan kelepçe yapısı iki parçaya bölünerek iç yüzüne mafsal bağlanarak kelepçe yapısının bombanın boyutuna göre düzenlenmesi sağlanmaktadır.



Şekil. 5. Kelepçe Bırakma Yapısı Tasarımı

IX. TOPOLOJİ OPTİMİZASYONU

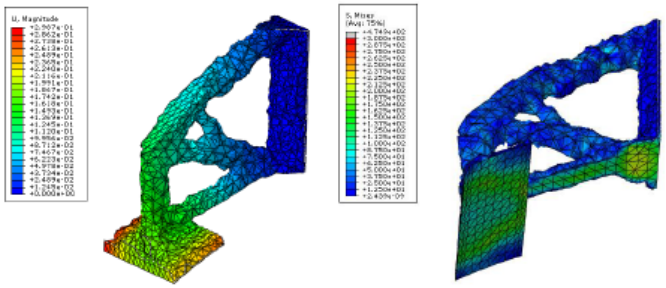
Yapı bütünlüğünü bozmadan gereksiz alanların tahliyesi topoloji optimizasyonunun temelidir. Optimum model, yapının dış boyutlarında bir değişiklik hedeflenmeden hacim kaybıyla elde edilir. Yapıdaki deliklerin, boşlukların veya bağlantı yüzeylerinin konumlarını, şekillerini ve sayılarını belirler. Kelepçe yapısı için 25000 eleman sayısı ile ABAQUS'ta sonlu elemanlar analizi yapılmıştır. Tasarlanacak kelepçe, hava-yer mühimmatını sabitlerken bir etki kuvvetine maruz kalacaktır. Topoloji optimizasyonu hazırlamak için öncelikle tasarım yanıtları tanımlanmalıdır.

Amaç fonksiyonu olarak gerinim enerjisi ve hacim değerleri birlikte kullanılmış, hacim azalması sınırlandırılmış ve kısıt fonksiyonuna eklenmiştir. Hedeflenen yüksek rijitlik değerine ulaşılmaya çalışılırken bu çalışma sonunda hacmin %10'u geçmeyecek şekilde boşaltılması hedeflenmektedir. Hacimdeki ciddi azalmanın nedeni ise tasarım hedefi kapsamında 350-400 gramın yakalanması istenmesidir. Tasarımda hacmin azaltılması ile ağırlığın istenilen değerlere indirilmesi hedeflenmiştir.

Bu TOSCA optimizasyon aracı sayesinde belirli alanların dondurulması, eleman boyutu, kalıptan çıkma kontrolü ve simetri sınırlamaları gibi geometrik kısıtlama kriterleri kullanılmışr. Özellikle bu çalışmada kalıptan çıkma kontrolü ele alınmıştır. Yineleme sonucunda yer değiştirme maksimum 0.29 mm' ye ulaşırken, hacim %10'a düşmüştür. Son olarak yapının ağırlığı 347 gr olarak ölçülmüştür. Yineleme sonucunda gerilim maksimum 475 MPa'ya ulaşmıştır.

En son tasarımda, optimize edilmiş yapı bir uçakta kullanılacağından, 1.5-2.5'lik bir güvenlik faktörü verilecektir. Havacılık sanayiinde çelik malzemeler için, uçak tasarımında güvenlik faktörü minimum 1.52 olarak kullanılmaktadır. Uçaklarda bulunan güçlendirici veya silah mekanizma yapılarına bakıldığında test edilmemiş yapılar için güvenlik faktörü 3.0 olarak belirlenmektedir. Bunlara bağlı olarak

tasarımın analiz aşamasında güvenlik faktörünün 2.0 olarak kullanılmasına karar verilmiştir.

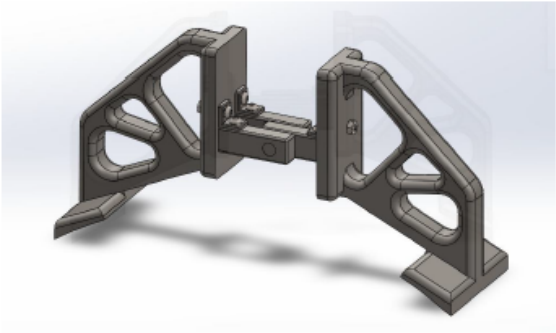


Şelik. 6. Optimize Edilmiş Geometrinin Yer Değiştirmeleri ve Gerilmeleri

X. NİHAİ TASARIM

Salınım desteğinin kullanışlılığını artırmak amacıyla başladığımız projede ilerledikçe, hali hazırda kullanılan tek yapı modelinden ayrılmadan değişiklikler yapıldı. Salınım çapraz geometrisi ortadan bölünerek ve yatay uzunluğa bağlı kalarak, bir tarafa iki pim, diğer tarafa birer pim atanmıştır. Montaj tamamlandığında analiz edilen topoloji sonucuna göre, kule çaprazı gövdesinde gerekli yerler boşaltılarak tasarımında değişiklikler yapılmış ve böylece nihai tasarım ortaya çıkmıştır.

Her iki yüzün uçlarına toplam 4 adet kaydırıcı krank yerleştirilmiştir. Kaydırıcı kaymasının neden olduğu sıkıştırmayı karşılamak için her iki uca sallanma destekleri eklenmiştir. Salınım desteğinin aşağıya bakan uçları, pnömatik sistem sayesinde yerleştirilecek mühimmatı taşımak için kullanılır.



Şekil. 7. Nihai Tasarım

XI. SONUÇLAR

Bu rapor kapsamında, askeri uçaklardaki kelepçe yapılarının ile mekanizmasının literatür araştırması ve sistem analizi tamamlanmış olup, analiz ve tasarım aşamasında kullanılacak programların detayları çalışmanın devamında verilmiştir. Araştırma, tasarım ve analiz sonucunda öncelikle belirlediğimiz uzunluk parametrelerinde değişiklik yapılarak kaydırıcı- krank mekanizmasında farklı tasarımlar hazırlanmış ve her biri ABAQUS ile analiz edilmiştir. Analiz sonuçlarına göre en az strese maruz kalan mekanizma olan dikdörtgen prizma-dikdörtgen prizma tasarımı, krank ve kuplör uzunluğu 20 mm-100 mm olarak seçilmiştir. Daha sonra hedeflenen şekilde kelepçe yapısını ikiye bölüp farklı mühimmat boyutlarına göre hareket ettirebileceğimiz çok fonksiyonlu bir model tasarlanmış, topolojide analize girmiş ve optimum tasarım ile sabitlenmiş bir model ortaya çıkarılmıştır.

XII. KAYNAKLAR

[1] S. S and R. S. Thangadurai, “Design and Structural Analysis of Fighter Aircraft’s Bomb Release Mechanism subjected to Aerodynamic and Inertial Loads using FEA,” International Journal of Engineering & Technology, no. 9 (1), pp. 92-103, 2020.

[2] Journal of Engineering & Technology, no. 9 (1), pp. 92-103, 2020.
https://www.l3harris.com/sites/default/files/2020-08/l3harris-release-systems-product- catalog-sas.pdf

[3] B. Melih Kaan, ‘’ Designing Universal Yoke Structure of Suspension and Release System

[4]Z. John, L. Curtls E., M. Clarence T. ‘’The Ultimate Factor of Safety for Aircraft and Spacecraft – Its History, Applications and Misconceptions’’ 2016, ResearchGate

[5]R. Bryan, B. Casey, J. Cyril ‘’Miniature Bomb Rack Unit’’ 2012, FAMU-FSU College of Engineering

Şeffaf Polimer Yüzeylerde Yapışkanlığı Artırmak İçin Aktivasyon Çalışması

Activation Study for Increasing Adhesion on Transparent Polymer Surfaces

Öğrenci – 1
Zeynep Akbaş
TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi
Malzeme Bilimi ve Nanoteknoloji Mühendisliği
Ankara, Türkiye
zakbas@etu.edu.tr

Öğrenci – 2
Ece Karabey
TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi
Malzeme Bilimi ve Nanoteknoloji Mühendisliği
Ankara, Türkiye
e.karabey@etu.edu.tr

Öğrenci – 3
Oğuzhan Erdoğan
TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi
Malzeme Bilimi ve Nanoteknoloji Mühendisliği
Ankara, Türkiye
oguzhanerdogan@etu.edu.tr

Öğrenci – 4
Çağatay Atakan Aktepe
TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi
Malzeme Bilimi ve Nanoteknoloji Mühendisliği
Ankara, Türkiye
caktepe@etu.edu.tr

Öğrenci – 5
Şeniz Yarar
TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi
Malzeme Bilimi ve Nanoteknoloji Mühendisliği
Ankara, Türkiye
syarar@etu.edu.tr

Akademik Danışman
Doç. Dr. Hatice Duran Durmuş
TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi
Malzeme Bilimi ve Nanoteknoloji Mühendisliği
Ankara, Türkiye
hduran@etu.edu.tr

Sanayi Danışmanı
Anıl Kuban
Türk Havacılık Uzay Sanayii
Ankara, Türkiye
anilkuban@gmail.com

***Özetçe*— Havacılık sektörünün yüksek özgül mukavemete sahip aynı zamanda hafif malzeme ihtiyacını polimer malzemeler karşılamaktadır. Bu anlamda havacılık sektöründe çağı yakalamak için polimer malzeme teknolojileri üzerine çalışmalar arttırılıp yakından izlenmelidir. Polimer malzemelerin havacılıkta kullanımı çok çeşitlilik gösterir. Bunlardan biri de uçağın kanopi bölgesinde Polimetilmetakrilat (PMMA) malzemesinin kullanımıdır.**

Proje kapsamında PMMA levhaların yüzeyini aktive etmek için mekanokimya ve UV-ozon olmak üzere iki farklı yöntem kullandık. Mekanokimya yönteminde yüzeyi sürtünme ile aktive edip sonrasında gümüş solüsyonunda dinlendirdik. UV-ozon tekniğinde ise UV ışığı ile aktivasyon uyguladığımız levha yüzeyinde polietilenimin dalları yetiştirip ardından gümüş solüsyonunda dinlendirdik. Böylece radar düşük görünürlük, elektromanyetik dalga kalkanlama, buz ve/veya buğu önleme, antistatik vb. özelliklerini sağlayacak ince filmlerin alttaş polimer yüzeylere sağlam yapışmasını sağlanacaktır. Aktive edilen yüzeylerin Taramalı Elektron Mikroskobu (SEM) cihazı ile incelenerek aktivasyon işleminin yeterliliği karakterize edildi. İkinci yöntemde yetiştirilmesi amaçlanan polietilenimin dallarının yetiştirilip yetiştirilmediğinin kontrolü ise Fourier Dönüşümlü Kızıl Ötesi Spektrometresi (FT-IR) cihazları ile yapıldı.

Anahtar Kelimeler — Fonksiyonel kaplamalar, polimer malzeme teknolojileri, ara yüzey kimyası, antibakteriyel yüzey

***Abstract*— Polymer materials meet the aviation industry's need for lightweight materials with high specific strength. In this sense, studies on polymer material technologies should be increased and closely monitored in order to catch up with the aviation industry. The use of polymer materials in aviation varies widely. One of these is the use of Polymethylmethacrylate (PMMA) material in the canopy area of the aircraft.**

Within the scope of the project, we used two different methods, mechanochemistry and UV-ozone, to activate the surface of PMMA sheets. In the mechanochemistry method, we activated the surface by friction and then rested it in silver solution. In the UV-ozone technique, we grew branches of polyethyleneimine on the surface of the plate, which we activated with UV light, and then rested it in silver solution. Thus, the thin films that will provide radar low visibility, electromagnetic wave shielding, ice and / or fog prevention, antistatic properties, etc. will provide strong adhesion to the substrate polymer surfaces. The adequacy of the activation process was characterized by examining the activated surfaces with a Scanning Electron Microscope (SEM) device. The control of whether the branches of polyethyleneimine intended to be grown in the second method were grown or not was performed with Fourier Transform Infrared Spectrometry (FT-IR) devices.

Keywords — Fonksiyonel kaplamalar, polimer malzeme teknolojileri, ara yüzey kimyası, antibakteriyel yüzey.

I. GİRİŞ

Sivil ve askeri havacılık sanayinde farklı çeşit polimer malzemelerin kullanışı gün geçtikçe artış göstermektedir. Son yıllarda yapılan teknolojik gelişmelerle birlikte polimerlerin sağlayabileceği farklı özelliklerin keşfiyle bu artışı açıklamak mümkündür. Nanokompozit, termoset gibi farklı yapıların Polikarbonat, Polieter eter keton, Polimetilmetakrilat gibi farklı polimerlerin incelenmesi ve geliştirilmesi bugün polimerlerin daha çok kullanılmasına yol açmıştır [1,2].

Polimerlerden faydalanılan alanlardan biri ise kanopilerdir. Günümüzde kanopi üretiminde yüksek görüş kapasitesi, dışarıdan gelecek farklı objelerin verebileceği hasara karşı dayanıklılık ve iç-dış basınç farkının yaratacağı strese dayanım en çok önem verilen parametrelerdendir. Bu bağlamda saydam polimerler üretimde tercih edilebilmektedir [3,4].

Kanopi bölgesinde kullanılan malzemelere örnek Polimetilmetakrilattır (PMMA). Son zamanlarda üstünde çalışmaların yoğunlaştığı bu malzeme de kanopi yapımında tercih edilebilmektedir. Bir PMMA malzeme, kanopi bölgesinde kullanılan bir başka malzeme olan polikarbonatın gösterdiği kadar iyi özellikler göstermemesine rağmen daha ucuz bir alternatif oluşturduğu için ilgi çekmektedir [3-6]. Wang ve arkadaşları, PC ve PMMA malzemenin karşılaştırmasını yapmış ve PMMA malzemenin istenilen özellikleri verebilmesi için farklı bir üretim ve soğutma metodu kullanarak düzenli polimer zincir yapılı PMMA oluşturmuşlardır [4]. Muhammad ve arkadaşları ise PMMA ve çift eksenli akrilik (BOPMMA) özellikleri arasındaki farkları araştırmıştır [5].

Uçakların kanopi bölgesinde istenilen radar düşük görünürlük, elektromanyetik dalga kalkanlama, buz ve/veya buğu önleme, antistatiklik vb. özelliklerin sağlanabilmesi için çalışmalar yapılmaktadır. Örneğin, Merino ve arkadaşları bilgisayar hesaplamalı metotlar kullanarak bulutların içerisindeki sıvı su miktarını tahmin edebilecek bir yöntem geliştirmiştir. Oluşturulan bu yöntemin sivil havacılıkta rota belirlemede kullanılmasıyla daha güvenli uçuş hatlarının çizilmesi planlanmıştır [7].

Projede, TUSAŞ'ın isterleri doğrultusunda buğu önleme, düşük radar görünülürlük vb. özellikleri sağlayacak fonksiyonel kaplamaların yapışma performansının arttırılması amaçlanmıştır. Bu hedef doğrultusunda iki farklı yöntemle aktive edilen PMMA levhaları gümüş ile kaplamak hedeflenmiştir.

II. PROBLEM TANİMİ

Bu proje TUSAŞ A.Ş. tarafından yerlileştirme ve millileştirme çalışmaları kapsamında yürütülen projelere ilişkin sanayi-üniversite iş birliğine yönelik bir LIFT UP projesidir. Bu projenin temel amacı, akrilik kanopi yüzeyine düşük görünürlük için yapılan ince film kaplamaların yapışma performansının arttırılması için yeni bir yöntem geliştirmektir. Bu yöntemin endüstride uygulanabilir olması hedeflenmektedir. Şeffaf polimerlerin havacılık endüstrisinde farklı kullanım alanları vardır. Bunlardan biri de uçakların kanopi bölgesi olarak verilebilir.

Kanopi bölgesinde kullanılan polimerlere örnek olarak polikarbonat ve polimetilmetakrilat (PMMA) verilebilir. Polikarbonat daha iyi mekanik özelliklere sahip olmasına rağmen, PMMA düşük maliyeti nedeniyle dikkat çekmiştir. PMMA'ya daha iyi mekanik özellikler kazandırmak için PMMA yüzeyine kaplama uygulanır. Kaplamanın sağlamlığı esas olarak polimerin yüzeye yapışma oranlarına bağlıdır. Bu LIFT UP projesinde, kanopi alanlarında kullanılan PMMA'nın yüzey yapışma oranlarının artırılması amaçlanmaktadır. Bu sayede PMMA yüzeyi bu kaplama kullanılarak işlevselleştirilerek radar düşük görünürlük ve elektromanyetik dalga kalkanı gibi farklı özellikler elde edilebilecektir.

III. GERÇEKLEŞTİRİLEN ARAŞTİRMA FAALİYETLER

Bu projede PMMA yüzeyinde yapışmanın yüzeyin saydamlığını bozmadan artırılması hedeflenmiş olup bunun için iki farklı yöntem denenmiştir. Bu yöntemlerden ilki, mekanik olarak sürtünme yoluyla ortam koşullarında, herhangi bir solvent kullanımı gerekmeksizin yüzeydeki bağların homolitik olarak kırılması ile yüzey özellikleri değiştirilebilmesi olarak tanımlanabilen mekanokimya yöntemidir. Diğer yöntem ise ıslak kimyasal yöntemlerden biri olan ve anında kuruma, çok çeşitli kimyasal işlevlerin dahil edilmesinin sağlanması, ısıya veya solventlere duyarlı alt taşların kaplanması, kürleme ekipmanı için düşük alan ve ucuz sermaye gereksinimi gibi avantajları bulunan UV-Ozon tekniğidir. Bu yöntemle yüzey özellikleri üzerinde kontrol sağlanılabilmekte ve tekrar aynı özelliklere sahip polimer yüzeyler oluşturulması sağlanabilmektedir ve proje için bu nedenle tercih edilmiştir.

A. Malzemeler

UV-Ozon yöntemi için gerekli olan 3-(Trimetoksisilil) propil akrilat (TMSPA,>%93), 2-İzosiyanatoetil metakrilat (ICEMA, %98), trimetilolpropan triakrilat (TMPTA, >%85), 1-Hidroksisikloheksil fenil keton (IRG 184), dallı polietilenimin (PEI) , MW ~25.000, LS'ye göre), ve sodyum bor hidrür (NaBH4, ≥96%) kimyasalları Sigma Aldrich firmasından satın alındı. Metanol ve trietilamin (NEt_3) ise ISO LAB chemicals firmasından alındı. Mekanokimya yönteminde kullanılan malzemeler; radikal oluşumu için orta sertlikte keçe ve sabit hızda ve bütün numunelere aynı oranda sürtünme sağlanması için geliştirilen düzenek için Oral-B

profesyonel bakım diş fırçası olarak verilebilir. Bütün kimyasallar alındığı şekilde hiçbir ek saflaştırma yapılmadan kullanıldı. Her iki yöntemde de kullanılan 0,7 cm kalınlığında PMMA TUSAŞ tarafından sağlanırken Gümüş nitrat (AgNO_3) Sigma Aldrich firmasından satın alındı.

B. Kullanılan Cihazlar

METTLER TOLEDO ölçüm cihazı gümüş nitrat ve IGR 184 ölçümleri için kullanıldı. BANDELIN SONOREX Sonicator cihazı PMMA numunelerin yüzeyinin temizlenmesi için kullanıldı. İlk gözlemler NIKON LV150N düz tip endüstriyel optik mikroskobu ile yapılmıştır. PMMA numune yüzeyi GATAN MODEL 682 hassas aşındırıcı kaplama sistemi ile altın-paladyum kaplanarak NOVA NANOSEM 430 SEM cihazı ile incelenmiştir. THE ATTENSION THETA LITE temas açısı ölçüm cihazı kullanılarak PMMA numune yüzeyi incelenmiştir. PERKIN ELMER SPECTRUM 100 cihazı PMMA numunelerin kimyasal analizi için kullanılmıştır.

C. Kullanılan Yöntemler

A. Mekanokimya Yöntemi

Bu yöntemde mekanik sürtünmeyle PMMA yüzeyinde radikal oluşturulması, deiyonize suda çözünmüş gümüş iyonlarının yüzeyde indirgenmesi ve PMMA yüzeyinin gümüş ile kaplanması hedeflenmiştir.

Öncelikle TUSAŞ'tan alınan PMMA film 1 cm x 1 cm boyutlarında numuneler oluşturulacak şekilde su jetiyle kestirilmiştir. 1 cm x 1cm PMMA numunenin temiz olan yüzünde radikal oluşturmak için ucuna keçe yapıştırılmış dakikada 7600 salınım ve 20000 titreşim hareketi yapan Oral-B profesyonel bakım diş fırçası kullanılmış olup diş fırçası metal tabakalar kullanılarak belli bir yükseklikte işkence cihazı ile sabitlenmiştir. Numune de aynı şekilde diş fırçasının ucundaki keçeyi ortalayacak bir biçimde keçe ile temas halinde olacak şekilde metal tabaka ile yükseltilmiş ve sürtünme işlemi süresince hareket etmemesi için cımbız vasıtasıyla sabitlenmiştir. Böylece numunenin sürtünme işlemi sırasında kayması engellenmeye çalışılmıştır. Oluşturulan düzenek Şekil 1'de görülmektedir.



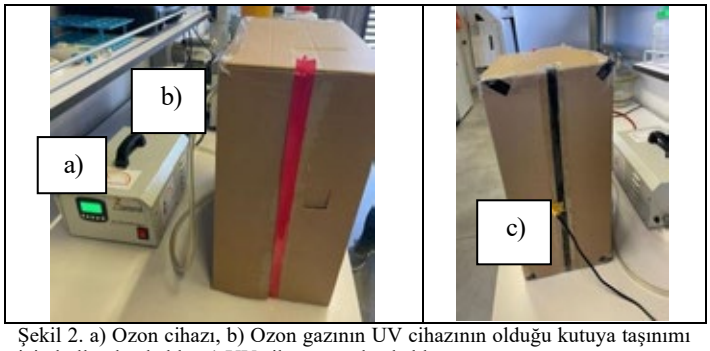
Şekil 1. PMMA numunenin yüzeyinde radikal oluşumu için hazırlanan düzenek

Sonikatör yardımıyla 1 dakika süreyle yüzeyi temizlenen PMMA numuneler hazırlanan düzenek kullanılarak 2, 5, 10 ve 20 dakika mekanik sürtünmeye maruz bırakılarak mekanik sürtünme uygulanan yüzey üstte kalacak şekilde deiyonize suyla hazırlanmış 2 mg/ml gümüş nitrat tuzu solüsyonuna daldırılmış ve 10 gün süreyle solüsyon içerisinde bırakılmıştır. 3. ve 10. günde numunelerin yüzeyinde sarı-turuncu renk değişimi olup olmadığı kontrol edilmiş ve 10 günün sonunda numunelerin yüzeyi optik mikroskop ile incelenmiş ve yüzey gerilimi ölçülerek yüzeydeki gümüş kaplama test edilmiştir.

B. UV-Ozon Yöntemi

Bu yöntemde PMMA yüzeyinde PEI polimer dalları oluşturularak gümüş iyonlarının yüzeyde indirgenmesi sağlanacaktır. PEI polimer dalları yüzeydeki metal yoğunluğunu artırdığı için bu yöntemle yapılan kaplamanın daha başarılı olması beklenmektedir.

Bu projede UV-Ozon cihazı bulunmadığı için UV cihazı ve ozon cihazı ayrıca tedarik edilerek Şekil 2'deki düzenek oluşturulmuştur. Sonikatörde 1 dakika süreyle temizlenmeye bırakılmış numune sonrasında UV cihazına yerleştirilmiş ve ortama 1 dakika süreyle ozon gazı verilmiştir. Ozon gazının sistem içerisine dolması beklenmiş ve sonrasında UV cihazı açılarak numune yüzeyi UV-ozona maruz bırakılarak yüzeyde radikallerin oluşması sağlanmıştır. Yüzeyde radikal oluşumuna UV-ozona maruz bırakılma süresinin etkisini gözlemlemek ve her aşamada yapılan kaplamanın başarısını ölçmek için toplamda 9 numune her üç numune 10, 20 ve 30 dakika süreyle UV-ozona maruz bırakılacak şekilde deneyler gerçekleştirilmiştir. Radikal oluşumu sağlandıktan diğer bir ifade ile yüzey UV-Ozon ile aktive edildikten sonra PMMA numune radikal oluşturulan yüzey üstte kalacak şekilde oda sıcaklığında %2'lik metanolde çözünmüş TMSPA solüsyonuna 5 dakika süreyle bırakılmıştır. TMSPA ile fonksiyonlaştırılmış yüzey, monomer olarak ICEMA, çapraz bağlayıcı olarak TMPTA ve foto başlatıcı olarak IRG 184 kimyasallarının ağırlıkça sırasıyla %80, %19 ve %1 olacak şekilde bir araya getirilmesi ile oluşturulan UV-kürlenebilir solüsyona batırılarak 5 dakika bekletilmiştir. Sonrasında UV-ozon düzeneğine yerleştirilerek 4 dakika süreyle foto polimerizasyon için UV ışığına maruz bırakılmıştır. UV-kürlenebilir kaplama ile kaplanmış yüzeyinde siyanat (-NCO) fonksiyonel grupları oluşturulmuş PMMA numune 1 saat dışarıda bekletildikten sonra aynı süreyle UV-ozona maruz bırakılan her 3 numuneden biri yüzeydeki siyanat gruplarının oluşumunu teyit etmek için FTIR analizine gönderilmiştir.



Şekil 2. a) Ozon cihazı, b) Ozon gazının UV cihazının olduğu kutuya taşınımı için kullanılan kablo, c) UV cihazının çıkış kablosu

Kalan numuneler 30 gram PEI, 15 gram TEA ve 55 ml distile su çözeltisinde 2 saat bekletilerek yüzeyde PEI polimer dallarının oluşumu sağlanacaktır. 2 saat sonunda solüsyondan çıkarılan numuneler 1 saat boyunca 50 dereceye ayarlanmış fırında kurutulmuş ve aynı süreyle UV-ozona maruz bırakılan

numunelerden biri PEI polimer dallarının oluşumunu doğrulamak üzere FTIR analizine gönderilmiştir.

PEI polimer dalları ile yüzeyi fonksiyonelleştirilmiş PMMA numunelerden başlangıçta 10 dakika UV-ozona maruz bırakılmış numune 1 saat boyunca 0.3 M gümüş nitrat solüsyonuna bırakılmıştır. 20 dakika ve 30 dakika boyunca UV-ozona maruz bırakılan numune 88 saat boyunca 0.3 M gümüş nitrat solüsyonuna bırakılmıştır. Solüsyondan çıkarılan numuneler deiyonize suyla yıkanıp kurutulmuş görüntüleri Şekil 3'te verilmiştir.



(a) (b) (c)

Şekil 3. a) 0.3 M gümüş nitrat solüsyonunda 1 saat boyunca bekletilmiş başlangıçta 10 dakika UV-ozona maruz bırakılmış numune, b) 0.3 M gümüş nitrat solüsyonunda 88 saat boyunca bekletilmiş başlangıçta 20 dakika UV-ozona maruz bırakılmış numune, c) 0.3 M gümüş nitrat solüsyonunda 88 saat boyunca bekletilmiş başlangıçta 30 dakika UV-ozona maruz bırakılmış numune görülmektedir.

Numuneler sonrasında oksidasyonu ve kirliliği engellemek üzere FTIR öncesi desikatör cihazına yerleştirilmiş olup sonrasında FTIR analizine gönderilmiştir. FTIR öncesi bütün numunelerin yüzeyi optik mikroskop ile incelenmiş ve temas açısı/yüzey gerilimi ölçümü yapılarak yüzeyin hidrofobitesinin nasıl değiştiği analiz edilmiştir. FTIR analizi sonrasında numuneler SEM-EDAX analizine de gönderilerek numune yüzeyi SEM ile görüntülenmiş ve yüzeyde oluşan fonksiyonel gruplar tespit edilmiştir.

D. Karakterizasyon Yöntemleri

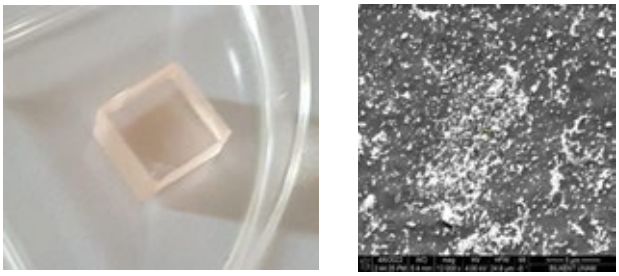
Deneyler tamamlandıktan sonra istenilen sonucun oluşup oluşmadığını gözlemlemek için birkaç farklı karakterizasyon yöntemi uygulandı. Taramalı Elektron Mikroskopu (SEM) ve EDAX yöntemleri her iki yöntem sonucu elde edilen numuneler üzerinde istenilen yapının oluşup oluşmadığını gözlemlemek için kullanıldı.

Temas açısı ölçüm yöntemi ile her iki yöntem sonucunda numuneler üzerinde oluşan katmanların ne derecede istenilen boyuta gelip gelmediği ölçülmeye çalışıldı.

FTIR (Fourier Dönüşümlü Kızılötesi Spektroskopisi) karakterizasyon yöntemi ile UV-Ozon yöntemi ile oluşturulan numunelerde ara işlemlerde istenilen yapıların kimyasına bakarak oluşup oluşmadı gözlemlendi.

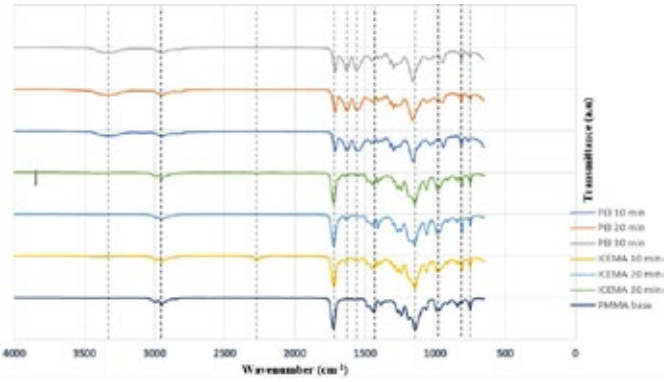
IV. ARAŞTİRMA SONUÇLARİ VE ÇİKTİLAR

Bu çalışmada yapışkanlığın geliştirilebilmesi için iki farklı yöntem ortaya atılmıştır. Yöntem kısmında detaylıca anlatılan bu yöntemlerde parametreler değiştirilerek karşılaştırma yapılmıştır. Böylelikle her yöntem için en optimize tarif bulunabilecektir. Kullanılan ilk yöntem olan mekanokimya metodunda numuneler farklı sürtünme sürelerine tabi tutulmuştur. En iyi sonuçların 20 dakika sürtünmeye maruz bırakılan numunede olduğu görülmüştür.



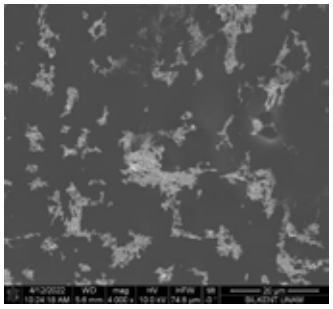
Şekil 4.20 dakika sürtünmeye maruz bırakılan numune ve SEM görüntüsü

Şekil 4'te gözlemlenebileceği gibi oluşturulan numune küçük bir renk değişimine uğramış ama saydamlığını koruyabilmiştir. UV-Ozon yöntemiyle üretilen numunelerden ve bu yöntemle üretilen diğer numunelerden daha düzenli bir SEM görüntüsü gözlenmiştir. Turuncu renk değişimi gümüşnanoparçacığa has bir renk değişimi olarak literatürde görülmüştür. Bunun yanında görülen düzenli yapı yüzeyde gümüş varlığına işarettir. Bu yöntemle daha iyi sonuçlar elde edilmesine rağmen sürtünme süresi arttırıldıkça PMMA yüzeyine verilen zararın arttığı da görülmüştür.



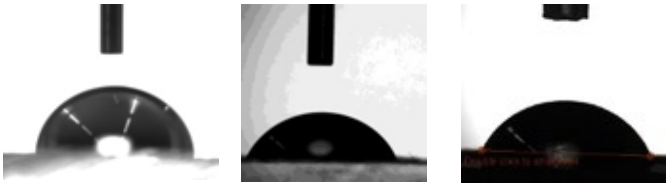
Şekil 5. UV-Ozon metoduyla oluşturulan numunelerin ATR-FTIR spektrumları

UV-ozon yöntemiyle hazırlanan numunelerin doğruluğunu test etmek için ATR-FTIR kullanılmıştır. Şekil 5'te çıkan sonuçlar görülebilmektedir. Sonuçlara bakarak PEI dallarının tüm numunelerde yüzeyde oluştuğunu söyleyebiliriz. PEI dallarını büyütmeden önce ise yüzeyin kaplanması gereken ICEMA molekülünün tepe noktası sadece 10 dakikalık numunede görülmüştür. ICEMA sentezlemeden yüzeyde PEI büyütmenin zorluğundan dolayı bu olayın nedeni numunelerin bu yöntemde düzgün kaplanmaması olabilir.



Şekil 6.30 dakika UV-Ozonda hazırlanan numunenin SEM görüntüsü

Son olarak, bir yüzeyin ıslanabilirlik kalitesini değerlendirmek için su temas açısı ölçümleri yapılır. Şekil 39'da, bozulmamış PMMA substratı, 10 dakika sürtünmeye maruz bırakılan PMMA numunesi ve PEI dallarında büyütülen ve UVO'ya 10 dakika süreyle maruz bırakılan gümüş nanoparçacıklı PMMA numunesinin temas açısı görüntüleri görülebilir. Belirtilen numunelerin su temas açıları sırasıyla 78° ± 1°, 65° ± 1° ve 70° ± 1° olarak bulunmuştur. UVO işlemi sonrasında yüzeyin su temas açılarındaki azalma, PMMA-UVO yüzeyinde hidrofilik bileşenlerin birleşmesi ile açıklanabilir [8] Ayrıca uygulanan mekanik sürtünme ile artan pürüzlülük, su temas açısını azaltır.



(a) (b) (c)

Şekil 7. Yüzey suyu temasını gösteren resimler a) bozulmamış PMMA substratı b) 10 dakika sürtünmeye maruz bırakılan PMMA numunesi c) PEI dallarında büyütülen ve 10 dakika UVO'ya maruz bırakılan gümüş nanoparçacıklı PMMA numunesi

UV-Ozon yöntemiyle birlikte üretilmek istenen dairesel ve düzgün gümüş nanoparçacık görüntüsü elde edilememiştir. Üretilen numunenin renk değişiminden ve SEM görüntüsünden yola çıkarak yüzeyde belli bir miktar gümüş olduğu düşünülmektedir. Buna rağmen bu metotla TUSAŞ istekleri doğrultusunda yapışkanlığın arttırılması ve homojenleştirilmesi için geliştirmeler yapılması gerekmektedir.

V. Öneriler, Alinan Dersler Ve Gelecek Çalişmalar

Gerçekleştirilen bu proje kapsamında, mekanokimya ve UV-ozon tekniği olmak üzere iki ana yöntem esas alınarak çalışmalar yapılmıştır. İki yöntem için de kullanılan düzenekler gereksinimleri asgari düzeyde karşılayacak şekilde tasarlanmıştır. Ancak malzeme yetersizliği ve kimyasal bekleme süresinin yapılan deney ve karakterizasyon sürecine olan olumsuz etkisi performansa yansımıştır. Zaman kısıtı sebebiyle gelinen noktada yöntem değiştirmek ve ek kimyasal siparişi vermek mümkün olmadığı için kullanılan yöntemlerde literatür taraması temel alınarak bazı parametreler için değişikliğe gidilmiştir.

Yapılan deneylerde öngörülen temel eksikler, örneklerin üzerinde oluşabilecek kontaminasyonlar ve homojenlik yetersizliği olduğu için yüksek vakum gerekliliği esastır. Bu doğrultuda bahsedilen önermelerde de yer aldığı gibi sputter kaplama tekniği ile devam edilmesi düşünülmektedir. Bu yöntemde yer alan vakum değeri, güç, süre, gaz basınç değeri gibi temel parametreler değiştirilerek istenen yapışma performansına daha homojen ve saf bir kaplama ile ulaşılması hedeflenmektedir. Bu değişiklikler karakterizasyon sürecini de olumlu etkileyecektir.

VI. Proje Ekibinin Kazanimlari Ve TUSAŞ'a Olasi Katkisi

Proje ekibi akademik danışman ve sanayii danışmanı liderliğinde bilimsel araştırmasını tamamlamıştır. Bu bağlamda bilimsel araştırma yürütme, problem tamımı yapma ve probleme yönelik çözüm geliştirme konularında deneyim elde etmiştir. Birden fazla birimle koordineli iş yaparak iletişim kanallarını da geliştirmiştir. Proje ekibine bir diğer artısı ise TUSAŞ sayesinde birçok karakterizasyon cihazı ile çalışma imkânı elde edilmesi olmuştur. Yapılan projede, her iki yüzey aktivasyon işlemi sonucu istenildiği gibi yüzeyde gümüş kaplama gözlenmiştir. Fakat bu kaplamanın kalitesi örneğin homojenliği istenilen düzeyde değildir.

Özellikle 2. yöntemde yapılan yüzey aktivasyon işlemi sayesinde istenilen yapışma performansı gözlense de kaplama kalitesi istenilen yeterlilikte değildir.

Bu çalışmalar sonucu bu iki yöntemin tek başlarına yetersiz olduğu fakat başta yüzey aktivasyonu uygulandıktan sonra yüksek vakum gerektiren kaplama cihazlarında kaplama yapılarak TUSAŞ'ın isterlerinin karşılanabileceği öngörülmektedir. Sputter cihazında kaplama yüksek vakum gerektiren kaplama cihazlarına örnek verilebilir. Bu yöntemde, vakum değeri, gaz basınç değeri, sputter gücü, proses süresi, yüzey sıcaklığı ve hedef malzeme özellikleri-malzeme saflığı gibi- parametreler ile oynanarak TUSAŞ'ın istediği özellikte yapışma performansı ve kalitesi yüksek kaplamalar elde edilebilir.

Kaynaklar

[1] Njuguna, J., &Pielichowski, K. (2003). Polymer NanocompositesforAerospace Applications: Properties. Advanced EngineeringMaterials, 5(11), 769–778.

[2] Hamerton, I., &Mooring, L. (2012). Theuse of thermosets in aerospaceapplications. Thermosets, 189–227.

[3] *Bement L. J., (2000) Explosivefracturing of an F-16 canopyforthrough-canopycrewegress.*

[4] Wang, X. K., Wei, S. C., Xu, B. S., Chen, Y., Yan, X., &Xia, H. H. (2015). Transparent organic materials of aircraft cockpit canopies: research status and development trends. Materials Research Innovations, 19(sup10), S10–199–S10–206.

[5] Ng, S. K., Kamaludin, M. A., Dear, J. P., &Blackman, B. R. (2018). Environmental effects in biaxially orientated Polymethyl Methacrylate. Procedia Structural Integrity, 13, 304–310.

[6] R. K. Raghuwanshi, V. K. Verma (2014). Mechanical and Thermal Characterization of Aero Grade Polymethyl MethaAcrylate Polymerused in Aircraft Canopy. International Journal of Engineeringand Advanced Technology (IJEAT)

[7] Merino, A., García-Ortega, E., Fernández-González, S., Díaz-Fernández, J., Quitián-Hernández, L., Martín, M. L., … Sánchez, J. L. (2019). Aircraft Icing: In-Cloud Measurements and Sensitivity to Physical Parameterizations. Geophysical Research Letters.

[8] Sohail, M., Ashfaq, B., Azeem, I., Faisal, A., Doğan, S. Y., Wang, J., ... & Yameen, B. (2019). A facile and versatile route to functional poly (propylene) surfaces via UV-curable coatings. Reactive and Functional Polymers, 144, 104366.

Saydam Polimer Yüzeylerinde Yapışmanın Artırılması İçin Aktivasyon Çalışması

Activation Study to Increasing Adhesion on Transparent Polymer Surfaces

Öğrenci – 1
Ceren Akar
Hacettepe Üniversitesi
Kimya Mühendisliği
Ankara, Türkiye
cerenakar99@gmail.com

Öğrenci – 2
Kayra Kağan Güngör
Hacettepe Üniversitesi
Kimya Mühendisliği
Ankara, Türkiye
kayra26.esk@gmail.com

Öğrenci – 3
Erinç Ensağlam
Hacettepe Üniversitesi
Kimya Mühendisliği
Ankara, Türkiye
erincensaglam@hacettepe.edu.tr

Öğrenci – 4
Elif Sena Yıkılmaz
Hacettepe Üniversitesi
Kimya Mühendisliği
Ankara, Türkiye
elifyikilmaz@hacettepe.edu.tr

Akademik Danışman
Dr. Öğr. Üyesi Kadriye Özlem Hamaloğlu
Hacettepe Üniversitesi
Kimya Mühendisliği
Ankara, Türkiye
kohamaloglu@gmail.com

Sanayi Danışmanı
Anıl Kuban
Türk Havacılık Uzay Sanayii
Ankara, Türkiye
anil.kuban@tai.com.tr

***Özetçe* – Türk Havacılık ve Uzay Sanayii'nde kanopi takımlarında kullanılan ve projede bahsi geçen saydam polimerler, Polimetilmetakrilat (PMMA) ve Polikarbonat, yüzeylerinde çeşitli kaplamalara ihtiyaç duymaktadır. PMMA üzerinde yoğunlaşan çalışmalar sonucunda akrilik yüzeyler için Indium Tin Oxide (ITO) kaplamanın tek başına yeterli olmadığı anlaşılmıştır. Kaplamaların yüzeye daha iyi tutunabilmesi ve mevcut sorunun çözülebilmesi için yüzeye fiziksel ya da kimyasal işlemler uygulamak gerekmektedir. Bu yöntemler; yüzeyi fonksiyonelleştirmek için yüzeye organik moleküllerin bağlanması, ITO kaplaması öncesi yüzeye altın gibi başka bir metal kaplama yapılması ya da yüzeyi hazırlamaya yarayan plazma metodu ile yüzey temizleme ve/veya yüzeyde aktif gruplar oluşturma olabilir. Bu çalışma, TUSAŞ bünyesinde mevcut soruna çözüm olarak yüzeyin sadece alkol ile temizlenmesi adımının plazma yöntemi ile yüzey temizleme ve/veya yüzeyde aktif grup oluşturma metodu ile geliştirilmesini amaçlamaktadır.**

Anahtar Kelimeler – Saydam polimerler, PMMA, yüzey kaplama, plazma metodu

Abstract-Transparent polymers, Polymethylmethacrylate (PMMA) and Polycarbonate, which are used in canopy sets in the Turkish Aerospace Industry and mentioned in the project, need various coatings on their surfaces. As a result of studies focused on PMMA, it has been understood that Indium Tin Oxide (ITO) coating alone is not sufficient for acrylic surfaces. It is necessary to apply physical or chemical processes to the surface in order for the coatings to adhere to the surface better and to solve the existing problem. These methods are; functionalization of the surface by binding of organic molecules to the surface to; immobilization of metal nanoparticles such as gold on the surface before ITO coating; or surface cleaning and/or formation of active groups on the surface by the plasma method used to prepare the surface. This study aims to develop surface cleaning and/or the active group formation method on the surface with the plasma method as a solution to the current problem in TUSAŞ in which the cleaning the PMMA surfaces are made only with alcohol.

Keywords – Transparent polymers, PMMA, surface coating, plasma method.

I. GİRİŞ VE PROBLEM TANIMI

Bir malzemenin yüzeyi uygulanacak işlem ve ortam ile karşılaşan ilk bölgedir. Dolayısıyla yüzeylerin sahip olduğu enerji düzeyleri uygulanacak işlem için malzemenin göstereceği davranış biçiminde etkilidir. PMMA gibi plastik malzemeler düşük yüzey enerjisine sahiptir. Bu durum yapıştırma işlemlerinde kaplamanın yüzeye iyi tutunmaması gibi bazı problemlere neden olur. Sorunun çözümünde uygulanan başlıca işlemler yüzeyi fonksiyonelleştirmek için yüzeye organik moleküllerin bağlanması, ITO kaplaması öncesi yüzeye altın gibi başka bir metal kaplama yapılması ya da yüzeyi hazırlamaya yarayan plazma metodu ile yüzey temizleme ve/veya yüzeyde aktif gruplar oluşturma olabilir.

Yapışmalarda oluşan sorunun esas nedeni malzemelerin sahip oldukları düşük enerji seviyesidir. PMMA'ya ait yüzey enerjisinde moleküller arası kuvvetler etkilidir. Kaplama molekülleri ile kaplanacak yüzey moleküllerinin birbirlerini çekmesi sonucu oluşan bağ, kaplama ile malzemeyi bir arada tutan adezyon kuvvetidir.

Plazma işlemi, malzeme yüzeyinin düşük basınç altında argon, helyum, oksijen, azot gibi bir asal gaz ile bombardımana tutulmasını temel alan bir yüzey hazırlama metodudur. Bu işlem sayesinde yüzeyde aktif gruplar oluşturulabildiği gibi plazma işlemi yüzey temizliğini sağlamak için de kullanılır. Uygulanan plazmanın parametreleri değiştirilerek numuneler üzerindeki etkisi tahmin edilebilir.

TUSAŞ bünyesinde kaplamayı iyileştirmek amaçlı yalnızca alkol ile yüzey temizliği uygulanmaktadır. Bu çözüm kaplamanın verimliliğini artırmakta yeterli değildir.

II. GERÇEKLEŞTİRİLEN ARAŞTIRMA FAALİYETLERİ

Akrilik yüzeyler için ITO kaplamanın tek başına yeterli bulunmaması nedeniyle alternatif çözüm yolları arayan araştırmalar yapılmıştır. ITO kaplama öncesi kaplamanın faaliyetini artırmak için yüzey hazırlık yöntemlerinin işe yaracağı düşünülmüştür. Bu yöntemlerin ilki ve tarafımızdan deneysel olarak test edileni plazma metodu ile yüzey temizliği yapmaktır. Hacettepe Üniversitesi Kimya Mühendisliği Bölümü Laboratuvarında bulunan Diener Electronic Plasma Surface Technology (Germany) cihazıyla, 3 cm x 3 cm boyutunda kestirilen PMMA parçaları üzerinde çeşitli gazlar kullanılarak farklı süre ve güç parametreleri ile kontrollü deneyler yapılmıştır. Deneye başlamadan önce PMMA parçaları aseton ile temizlenmiştir. Deneyin ilk aşamasında oksijen gazı kullanılmıştır. Toplamda 12 deney 1-5 dakika aralığında sürelerle ve 10-50 Watt güç aralığında gerçekleştirilmiştir. Plazma cihazında işlem gören PMMA parçalarının üzerlerine birer damla su damlatılmış, oluşan damlacıkların şekilleri ve yüzeye yayılma durumları gözlemlenerek fotoğrafları alınmıştır. İkinci aşamada gaz olarak hava kullanılıp yine aynı süre ve güç aralıklarında deneyler yapılmıştır. Son aşamada ise Azot gazı ile 10 Watt güç değeri için 1-5 dakika süre aralığında, 20 ve 30 Watt güç değerleri için 1,2 ve 3'er dakika süreyle, 50-100-300 Watt güç değerleri için ise 1'er dakika süre ile işlem yapılmıştır.

III. ARAŞTIRMA SONUÇLARI VE ÇIKTILAR

Üç farklı gaz türü için yapılan yüzey hazırlama işlemlerinde her bir temas açısı bulunmuştur. Temas açısını azalmasıyla birlikte yüzeylerin birbirine yapışmasının arttığı ve yüzeyin kaplama için hazır



hale geldiği söylenebilir. Şekil 1'de yüzey temas açısının nasıl bulunduğuna dair bir örnek verilmektedir.

Şekil. 1. Temas açısının bulunması örneği

Tüm sonuçlar Şekil 1'e benzer şekilde bulunmuş ve üç farklı gaz türü için tablo haline getirilmiştir. Burada yapılan değerlendirmelerin objektifliği için tüm görüntüler aynı pozisyonda fotoğraflanmıştır. Tablo 1, oksijen için yapılan plazma yüzey hazırlama işlemine ait olan yüzey temas açılarının sonuçlarını sunmaktadır.

Tablo I. Oksijen plazma ile hazırlanan yüzeylerin temas açıları

Zaman - Güç	10 Watt	20 Watt	30 Watt	50 Watt
1 dakika	72°*	67 °	33°	26°
2 dakika	62°	58°	27°	
3 dakika	45°	43°	23°	
4 dakika	36°			
5 dakika	35°			

*: Tam olarak belirlenememiş olan temas açısının çıkan sonuçlara dayanan muhtemel sonucu

Plazma için uygulanan güç ve sürenin etkisinin oluşturduğu sonuçlar, oksijen gazı için Tablo 1'deki gibidir. Uygulanan güç ve zamanla doğru orantılı olmak üzere temas açılarının azaldığı görülmektedir. Uygulanan güç bazında bakıldığında 10W, 20W ,30W, 50W güçlerinde 1 dakikada temas açılarındaki fark 10W gücünden 50 W gücüne kadar yaklaşık olarak yüzde 63 değerinde azalmıştır. Bu da yüzeyin

daha hidrofilik hale geldiğini dolayısıyla daha iyi yapışma performansına sahip olacağını göstermektedir. Temas açılarını benzer şekilde bularak Tablo 2'de hava için aynı değerler kıyaslanmaktadır.

Tablo II. Hava plazma ile hazırlanan yüzeylerin temas açıları

Zaman - Güç	10 Watt	20 Watt	30 Watt	50 Watt
1 dakika	>72° *	>67° *	40°	29°
2 dakika	69°	61°	29°	
3 dakika	56°	55°	26°	
4 dakika	44°			
5 dakika	40°			

*: Tam olarak belirlenememiş olan temas açısının çıkan sonuçlara dayanan muhtemel sonucu

Oksijenle aynı zamanda ve güçlerde yapılan denemelerde hesaplanan temas açıları Tablo 2'de sunulmuştur. Hava kullanılarak yapılan plazma işlemi sonucu elde edilen temas açılarının oksijene kıyasla daha fazla olduğu dolayasıyla yüzey hazırlanmasında oksijene kıyasla daha az etkin performans gösterdiği söylenebilir. Dakika bazında bakıldığında ise aynı güçte farklı dakikalarda uygulanan plazma işleminin, uygulama zamanının artmasıyla birlikte gösterdiği etkinin de daha fazla olduğu görülmektedir. Tablo 3'te azot gazı için benzer denemeler farklı güç ve zamanlarda yapılmış ve değerler tabloda verilmiştir.

Tablo III: Azot plazma ile hazırlanan yüzeylerin temas açıları

Zaman-Güç	10 Watt	20 Watt	30 Watt	50 Watt	100 Watt	300 Watt
1 dakika	62°	55°	49 °	40°	36°	31°
2 dakika	62°	54°	47 °			
3 dakika	61 °	54 °	43 °			
4 dakika	60°					
5 dakika	60°					

Azot gazı için düşük güç değerlerinde (<50 Watt) çalışıldığı zaman yüzey temas açılarındaki değişimim daha az olduğu görülmektedir. Literatürdeki araştırmalarda elde edilen sonuçlarla uyumlu olarak, daha yüksek güçlerde çalışıldığı zaman yüzeyde azot gazıyla birlikte amin gruplarının oluştuğu ve yüzeyin fonksiyonelleştiği düşünülmüştür. [1]



Şekil.2. Gümüş Nanopartiküllerin Temas Açısına Etkisi
a) İşlemsiz yüzey b) Gümüş nanopartikül immobilize edilmiş yüzey

Şekil 2'de görüldüğü üzere azot gazı ile plazma yapıldıktan sonra PMMA yüzey 2 gün gümüş nanopartikül çözeltisine daldırılıp bekletilmiştir. Buradaki amaç amin grupları ile fonksiyonelleştirilmiş olan PMMA yüzeyine gümüş nanopartiküllerinin immobilizasyonunun olup olmadığını görmek ve bağlanma açısında yarattığı etkiyi incelemekti. Gümüş nanopartikül çözeltisine daldırılan PMMA yüzeye nanopartiküllerin immobilize olduğu hem renk değişiminden hem de temas açısındaki azalmadan görülmektedir. (Şekil 2)

IV. PROJE EKİBİNİN KAZANIMLARI VE TUSAŞ'A OLASI KATKISI

Proje, malzeme bilimi alanına ilgi duyan lisans öğrencilerinin bu alanda teorik ve pratik tecrübe kazanmalarını, aynı zamanda ilgi duydukları bu alanda yeni bir konu için araştırmalar yapmalarını ve proje konusunun detaylarını öğrenmelerini sağladı. Bu projede kullanılabilecek malzemeler ve makinalar ile ilgili araştırmalar yapıldı, olası yöntemler irdelendi. Projede deney yapılırken kullanılan makinalarla ilgili bilgi edinildi. Takım çalışması ile neden sonuç ilişkileri üretildi, sürecin en efektif şekilde ilerlemesi için harcanan efor sayesinde gerekli yetiler geliştirildi.
Bu projenin TUSAŞ'a katkısı, plazma yöntemi kullanarak düşük maliyet ile kaplamaların verimliliğinin arttırılabileceğidir. Deneyin kilit noktası olan temas açıları değerlendirildiğinde bu yöntem ile daha iyi kaplamaların elde edileceği anlaşılmıştır.

V. ÖNERİLER, ALINAN DERSLER VE GELECEK ÇALIŞMALAR

Tüm deneyler göz önünde bulundurulduğunda oksijen gazının yüzey hazırlama ve kaplama öncesi yapışma işlemlerine hazırlık işlemi için en uygun gaz türü olduğu söylenebilir. Aynı zamanda gümüş nanopartikül ile birlikte azot gazının kullanılması uygulanan plazma işleminde yüzeyde amin oluşumunu sağlar. Bu yöntem ile gümüş nanopartiküllerin yüzeye immobilize olması, PMMA yüzeylerin kaplama öncesi hazırlanması için farklı bir yöntem sayılabilir. Mevcut olanaklar

halinde ekonomik koşullar düşünüldüğünde hava ile plazma yapılarak da yüzey hazırlama işleminin kullanılabileceği söylenebilmektedir. Sonuçların daha etkin değerlendirilebilmesi için Gonyometre (Optik temas açısı/ Yüzey gerilimi ölçüm cihazı) kullanılması sonraki deneyler ve denemeler için daha doğru sonuçlar elde etmede önemli bir yer tutabilir.

Gelecek çalışmalarda, ITO kaplama öncesi PMMA yüzeyler farklı organik moleküllerle ya da farklı metal nanopartiküllerle fonksiyonelleştirilerek ITO kaplamanın yüzeye daha iyi tutunmasının sağlanabileceği düşünülmektedir.

KAYNAKLAR

[1] Özgen, Ö., Plasma Surface Modıfıcatıon And Characterızatıon Of Pmma Fılms,December 2011

Shimmy Etkisinin Modellenmesi, Kontrolü ve Test Düzeneği Tasarımı

Modeling, Control of Shimmy Effect and Test Rig Design

Öğrenci – 1
Bora Ayvaz
İstanbul Teknik Üniversitesi
Kontrol ve Otomasyon Mühendisliği
İstanbul, Türkiye
ayvazb17@itu.edu.tr

Öğrenci – 2
Ayşe Aydan Sararmış
İstanbul Teknik Üniversitesi
Kontrol ve Otomasyon Mühendisliği
İstanbul, Türkiye
sararmis17@itu.edu.tr

Akademik Danışman
Doç. Dr. Ali Fuat Ergenç
İstanbul Teknik Üniversitesi
Kontrol ve Otomasyon Mühendisliği
İstanbul, Türkiye
ergenca@itu.edu.tr

Sanayi Danışmanı
Mehmet Şahin
Türk Havacılık Uzay Sanayii
Ankara, Türkiye
mehmet.sahin3@tai.com.tr

Sanayi Danışmanı
Ahmet Hulusi Öz
Türk Havacılık Uzay Sanayii
Ankara, Türkiye ahmethulusi.oz@tai.com.tr

***Özetçe*— Shimmy etkisi, hava ve kara araçlarında görülebilen, mekanik sistemlerdeki salınım hareketlerinin davranışlarını tanımlayan bir fiziksel fenomendir. Bu çalışmada Shimmy davranışı uçak burun iniş takımı üzerinde modellenmiştir. Elde edilen modelin test edilebilmesi için endüstriyel standartlara uygun bir test düzeneği geliştirilmiştir. Test düzeneği yardımı ile yapılan deneyler ile parametre eşitlemesi yapılmış ve model doğrulaması yapılarak genişletilmiş model elde edilmiştir. Genişletilmiş model için PD ve PV kontrolör tasarımları yapılarak belirli isterler altında Shimmy hareketi kontrol edilmiştir.**

Anahtar Kelimeler — İniş takımı, Shimmy hareketi, Test düzeneği, modelleme, parametre eşitleme, kontrol.

***Abstract*— Shimmy effect is a physical phenomenon that describes the behavior of oscillating movements in mechanical systems that can be seen in air and land vehicles. In this study, the Shimmy effect for landing gears is modeled. In order to test the obtained model, a test setup compatible with industrial standards has been developed. Parameter equalization has done with the experiments, and the extended model was obtained by making the model validation. PD and PV controllers designed to control the Shimmy effect under certain requirements.**

Keywords — Landing gear, Shimmy movement, Test rig, modelling, parameter equalization, control.

I. GİRİŞ

Shimmy, hava ve kara araçlarında görülebilen, mekanik sistemlerdeki salınım hareketlerinin davranışlarını tanımlayan bir fiziksel etkidir. Shimmy sonucu araçlarda meydana gelen yüksek genlik ve frekanstaki hareket, araç içerisinde bulunan yolcuların konforunu azaltmakta ve özellikle uçak iniş takımı sistemlerimde problemlere ve kazalara yol açmaktadır. [1].

Shimmy hareketi, tekerlek-zemin etkileşiminden meydana gelen bir titreşim hareketidir. Besselink'e göre Shimmy hareketi genel olarak 10 Hz. ile 30 Hz. aralığında bir frekansa sahiptir ve uçaklarda hem iniş hem de burun takımlarında görülebilmektedir. [2].

Bu çalışmanın amacı Shimmy etkisinin matematiksel olarak modellenmesi, endüstriyel standartlara uygun bir test düzeneği tasarımının yapılması, elde edilen modelin test düzeneği üzerinden doğrulanması ve farklı kontrol yapıları ile sistemin kontrol edilerek test edilmesidir.

A. Literatür Taraması

Shimmy konusunda literatürde bulunan en eski çalışmalar 1920'lere dayanmaktadır. Bu çalışmalarda sadece otomobil problemleri ele alınmıştır. 1925 yılında Broulhiet tarafından tekerlek mekaniği üzerinde "kayma" kavramı ortaya atılmıştır. [3]. Bu çalışma günümüzde Shimmy için kullanılan yaklaşımların temelini oluşturmaktadır. Bu çalışmanın ardından Sensaud de Lavaud tarafından tekerleğin rijit bir yapı varsayıldığı Shimmy teorisi ortaya atılmıştır. [4].

Amerika'da Moreland'ın havacılıkta Shimmy problemi üzerine çalışmaları literatürde önemli bir yere sahiptir. 1954 yılında Moreland farklı bir bakış açısı sunarak tekerlek, uçak gövdesi ve iniş takımına ait etkilerin incelenmesiyle bir Shimmy modeli oluşturmuştur. Buna göre Moreland, Shimmy üzerinde tekerlek elastikliğinden ziyade dönel rijitliğin, tekerlek ataletinin ve dikme ağırlığının sistem kararlılığı üzerinde daha etkili olduğunu savunmuş ve bu çalışmada oluşturulan model, yapılan testler ile teyit edilmiştir. [5].

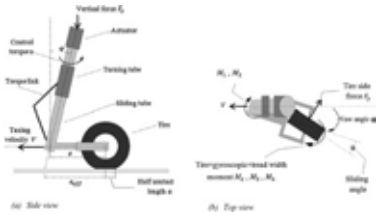
Literatürde Shimmy dönel, yanal ve boylamsal olmak üzere 3 titreşim modunda incelenmektedir. Modelleme yapılırken bu titreşim modlarının iniş takımları üzerine olan etkileri ayrı ayrı incelenerek modellenmektedir. Dönel modun modellenmesi Pajecka ve Besselink tarafından gerçekleştirilmiştir. [6], [2]. Thota burun iniş takımları ve ikili tekerlek kombinasyonlar için hareket denklemlerini oluşturarak dönel ve yanal modlar için bir model ortaya koymuştur. [7].

Shimmy hareketi modellemesi yapıldıktan sonra farklı parametre değişimlerine karşı davranışlar Thota ve Somieski tarafından incelenmiş ve analizi yapılmıştır. [8]. 2012 yılında yapılan çalışmada Atabay Shimmy hareketi dinamiklerini

özetlemiş, kararlılığını analiz etmiş ve kontrol yöntemlerini açıklamıştır. [9]. 2019 yılında Koçak tarafından yapılan çalışmada Shimmy hareketi modelinin test edilebilmesi için geliştirilen bir test düzeneği tanıtılmış, test düzeneği sonuçları ile model sonuçları kıyaslanmıştır. [10].

II. LİNEER SHİMMY MODELİ

Bu çalışmada Shimmy davranışı uçak burun iniş takımı üzerinde modellenmiştir. Shimmy davranışının dinamiğinin modellenmesinde kullanılan burun iniş takımına ait şematik model Şekil 1'de görüldüğü gibidir.



Şekil. 1. Hava aracında burun iniş takımına ait şematik model.

Şematik model temel olarak sabit bir nokta etrafında dönen, atalet momentine sahip olan bir kaster ve tekerlek yapısından oluşmaktadır. Doğrusal olmayan matematiksel model, bu kaster yapısının dönme hareketinin modeli ve tekerelek modelinin birleşimi ile elde edilebilmektedir. Kaster yapısının dönme hareketinin modeli Euler-Lagrange metodu kullanılarak elde edilmiştir.

A. Euler-Lagrange Metodu ile Modelleme

Euler-Lagrange metodu ile kasterin dönme hareketinin dinamik denklemlerinin elde edilebilmesi için ilk olarak sistemin Lagrangian'ı hesaplanmıştır. Lagrangian ifadesi toplma kinetik enerji ve toplam potansiyel enerji ifadelerinin farkına eşittir.

Kaster yapısının dönme hareketi için kullanılan şematik modelde I_z parametresi sistemin atalet momentini, K parametresi dönme hareketi etrafındaki viskoz sürtünme katsayısını, c parametresi dönme noktasındaki burulmadan oluşan yay sabitini, ψ kasterin dönüş açısını, M_5 ise sisteme dönme noktası etrafında uygulanan torku temsil etmektedir. Sistemin toplam kinetik enerjisi, toplam potansiyel enerjisi, Lagrangian ifadesi ve genel kuvvetler sırasıyla denklem 1 ve 2'de görüldüğü gibidir. Lagrangian ifadesi Euler-Lagrange denklemine göre çözdürüldüğünde, kaster yapısı için bulunan dinamik denklem, denklem 3'te görüldüğü gibidir.

$$T_{total} = \frac{1}{2} I_z \dot{\psi}^2, \quad P_{total} = \frac{1}{2} c\psi^2 \tag{1}$$

$$L = \frac{1}{2}(I_z \dot{\psi}^2 - c\psi^2), \quad Q_i = M_5 - K\dot{\psi} \tag{2}$$

$$M_5(t) = I_z \ddot{\psi} + K\dot{\psi} + c\psi \tag{3}$$

B. Shimmy Hareketi Dinamik Denklemleri

Besselink'e göre, rotasyonel hareketler için Shimmy davranışı dinamiğine ait nonlineer denklem denklem 4'te görüldüğü gibidir [2]. Bu denklem aynı zamanda denklem 3'te bulunan diferansiyel denklemin tekerlek dinamikleriyle birleştirilmiş halidir.

$$I_z \ddot{\psi} = K\dot{\psi} + c\psi + M_3 + M_4 + M_5 \tag{4}$$

Denklem 4'te görülen M_3 ifadesi lastiğin merkezi, viraj alma kuvveti ve efektif kaster uzunluğuna bağlı bir momenttir. Sabit kabul edilen tekerlek parametrelerine göre hesaplanmakta ve belirli koşullar altında lineerleştirilebilmektedir. M_4 ifadesi ise tekerlekten kaynaklanan sönüm momentine karşılık gelmektedir.

Lastiğin yanal sapması Von Schlippe tarafından önerilen elastik ip modeli ile tanımlanmaktadır. [11]. Von Schlippe'nin önerdiği yaklaşıklık kullanılarak lastiğin öndeki temas noktasının yanal kayması y_1 ile tekerleğin yalpalama açısı ψ arasındaki kinematik ilişki denklem 5'teki gibi kurulmuştur. Ek olarak kayma açısı α dar bir açı limiti içerisinde yaklaşık olarak yanal kayma açısı ile doğru orantılıdır. [12].

$$\dot{y_1} + \frac{V}{\sigma} y_1 = V\cos(\varphi)\psi + (e_{eff} - a)\cos(\varphi)\dot{\psi} \tag{5}$$

Shimmy davranışının lineer matematiksel modelin elde edilebilmesi için lineer olmayan ifadelerin belirli koşullar altında lineerleştirilmeleri gerekmektedir. Belirli koşullar altında elde edilen diferansiyel denklemler denklem 6 ve 7'd3 görüldüğü gibidir.

$$I\ddot{\psi} = K\dot{\psi} + c\psi + M + \frac{k}{} \frac{(C_{M_\alpha} - e_{eff}C_{F_\alpha})F_z}{} y \tag{6}$$

$$\dot{y} = V\psi + \dot{\varphi} - a)\dot{\psi} - \frac{V}{} y \tag{7}$$

Durumlar yalpalama açısı ψ, yalpalama açısal hızı $\dot{\psi}$ ve yanal sapma y_1 olarak seçildiğinde shimmy hareketinin durum uzay modeli denklem 8 ve 9'daki gibi oluşturulmuştur. Model parametreleri denklem 10'da görüldüğü gibidir.

$$\frac{d}{dt}\begin{bmatrix}\psi \\ \dot{\psi} \\ y_1\end{bmatrix} = \begin{bmatrix}0 & 1 & 0 \\ A_{21} & A_{22} & A_{23} \\ A_{31} & A_{32} & A_{33}\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\psi \\ \dot{\psi} \\ y_1\end{bmatrix} + \begin{bmatrix}0 \\ 1/I_z \\ 0\end{bmatrix} M_5 \tag{8}$$

$$y = Cx \rightarrow y = [\psi] = \begin{bmatrix}1 & 0 & 0\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\psi \\ \dot{\psi} \\ y_1\end{bmatrix} \tag{9}$$

$$A_{21} = \frac{c}{I_z}, \quad A_{22} = -\frac{(K + \frac{}{})}{I_z V}, \quad A_{23} = \frac{(C_M - e_{eff}C_F)F_z}{I_z\sigma}, \quad A_{31} = V,$$
$$A_{32} = (e_{eff} - a), \quad A_{33} = -\frac{V}{\sigma} \tag{10}$$

III. SHİMMY TEST DÜZENEĞİ

Shimmy titreşimi dinamiği için oluşturulan matematiksel modelin ve bu modelin elde edilmesinde kullanılan yaklaşımların test edilebilmesi amacıyla uçak burun iniş takımına ait endüstriyel standartlarda bir test düzeneği tasarımı yapılmıştır. Tasarımı yapılan test düzeneğinde Shimmy davranışına dair incelenebilen farklı giriş/çıkış parametre konfigürasyonları şu şekildedir:

- Bant Hızı – Yalpalama Açısı
- Kaster Uzunluğu – Yalpalama Açısı
- Dikey Yük – Yalpalama Açısı

Test düzeneğini oluşturan mekanik yapılar; şase-konveyör bant, tekerlek, kaster, dikey yük değiştirme düzeneği olmak üzere 4 ana parçadan oluşmaktadır. Şase ve konveyör band birlikte düzeneğinin iskeletini oluşturmaktadır. Konveyör bant,

uçak taksi hızını temsil eden hareketi tekerleğe uygulamaktadır. Tekerlek olarak burun iniş takımı sisteminin gerçek davranışını yansıtmak adına, Cessna 162 Skycatcher uçağında kullanıldığı bilinen Aeroclassic 11x4-500 8 PLY modeli test düzeneğinde kullanılmıştır [13].

Test düzeneğinde 2 adet artımlı kodlayıcı, 1 adet lazer uzaklık sensörü ve 1 adet yük hücresi kullanılmıştır. Kullanılan enkoderlerden bir tanesi konveyör bandın hız kontrolü sisteminin geri besleme aracı olarak kullanılırken diğeri ise kasterin açısal konumunu okumak için kullanılmıştır. Lazer uzaklık sensörü, tekerleğin yatay konumu hassas şekilde ölçülmesinde, yük hücresi ise dikey kuvvetin ölçülmesinde kullanılmıştır.

Test düzeneğinde bulunan kontrolörler endüstriyel standartlara uygun seçilmiştir. Konveyör bandın çizgisel hızının kontrol edilmesinde ise sabit mıknatıslı bir AC asenkron motor kullanılmıştır. Asenkron motor bir üç fazlı asenkron motor sürücü ile sürülmektedir. Test düzeneği Şekil 2'de görüldüğü gibidir.



Şekil. 2. Shimmy test düzeneği.

A. Test Düzeneği Otomasyonu

Test düzeneği otomasyonu deney parametrelerinin test sürecinde sabit kalması, veri kaydı yapılabilmesi, uzun soluklu testlerin gerçekleştirilebilmesi, farklı deney senaryolarının uygulanabilmesi hedeflenerek yapılmıştır. Test düzeneği otomasyonunda çeşitli kumanda devreleri ve yazılımlar geliştirilmiştir. Test düzeneği için oluşturulan otomatik mod senaryosunda göz önünde bulundurulan otomasyon içerikleri şu şekildedir:

- Sistemin çalıştırılabilmesi ve sürdürülebilmesi için güvenlik koşulları karşılanmalıdır.
- Test edilmesi planlanan değişkenler değiştirilebilir olmalı ve deneyler tekrarlanabilir olmalıdır.
- Deneyler süresince veriler kayıt altına alınmalıdır.
- Deney tamamlandığında sistem başlangıç haline dönmelidir.

Test düzeneğinde kullanıcı deneyiminin arttırılması ve deney verilerine erişimin kolaylaşması için endüstriyel veri haberleşmesi altyapısı kurulmuş, endüstriyel nesnelerin interneti çözümleri uygulanmış ve internet ara yüzü tasarlanmıştır. Sistem kullanıcı ara yüzü Şekil 3'te görüldüğü gibidir.



Şekil. 3. Sistem kullanıcı ara yüzü.

IV. PARAMETRE EŞİTLEME VE MODEL DOĞRULAMA

Test düzeneği kurulduktan sonra test düzeneği parametrelerinin kestirilebilmesi, Shimmy etkisi için oluşturulan lineer matematiksel modelin doğrulanabilmesi ve Shimmy etkisinin analiz edilebilmesi amaçlanmıştır. Bunun için test düzeneği parametreleri hesaplanmış, çeşitli deney senaryolarına göre test düzeneğinden veri toplanmış, sistem tanıma metotları kullanılarak uygun modeller elde edilmiş, model doğrulaması ve analizi yapılmıştır.

A. Test düzeneği parametreleri

Test düzeneği parametrelerinin hesaplanabilmesi için öncelikle yarı temas uzunluğu a, tekerlek öz hizalama katsayısı C_{M_α}, tekerlek geri yükleme katsayısı C_{F_α} ve tekerlek diş genişliği moment katsayısı κ parametreleri hesaplanmıştır. Hesaplamalar yapılırken Şekil 2'de görülen ve burulmadan oluşan yay sabiti c, burulma olmadığı varsayılarak 0'a eşit olduğu kabul edilmiştir. Hesaplanan değerlerin denklem 8 ve 9'da uygulanması ile elde edilen parametrik durum uzay modeli denklem 11 ve 12'de görüldüğü gibi olmaktadır.

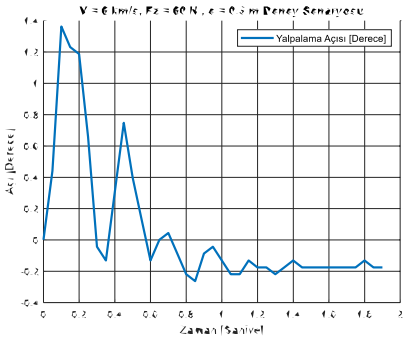
$$\frac{d}{dt}\begin{bmatrix}\psi \\ [\dot{\psi}] \\ y_1\end{bmatrix} = \begin{bmatrix}0 & 1 & 0 \\ 0 & \frac{0.2\,(K\,0.46\,V)}{e^2} & -\frac{3.8F_z}{e^2} \\ [V & 0.26 & -3.3V\,]\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\psi \\ [\dot{\psi}] \\ y_1\end{bmatrix} + \begin{bmatrix}0 \\ \frac{0.2}{e} \\ 0\end{bmatrix} M_5 \quad (11)$$

$$y = [\psi] = [1 \quad 0 \quad 0]\begin{bmatrix}\psi \\ [\dot{\psi}] \\ y_1\end{bmatrix} \quad (12)$$

B. Deney Senaryoları

Shimmy testleri için deney senaryoları hazırlanırken asıl amaç farklı kaster uzunluğu e, taksi hızı V ve düşey yük F_z değerleri kombinasyonlarında gözlemlenen viskoz sürtünme katsayısı K'nın hesaplanmasıdır. Bunun için Shimmy hareketinin lineerlik koşullarına uygun, çeşitli e, V, F_z kombinasyonlarında deney senaryoları oluşturulmuştur. Deney senaryolarında kaster uzunluğu 0.3 m ile 0.4 m olarak, taksi hızı 6, 9, 12, 15 ,18 km/sa olarak ve dikey yük 60, 120 N olarak değiştirilmektedir. Bu değerlerde bütün kombinasyonlar deney senaryosu olarak oluşturulmuştur. Deney senaryoları test düzeneğinde parametre ayarlar yapılarak gerçekleştirilmiştir.

Deney senaryoları gerçekleştirilirken sisteme giriş M_5 olarak 0,1 saniye boyunca 500 Nm'lik tork uygulanmıştır. Örnek olarak $V = 6\,km/s$, $e = 0.3m$, $F_z = 60\,N$ deney senaryosu için test düzeneğinde elde edilen yalpalama açısı cevabı Şekil 4'te görüldüğü gibidir.



Şekil. 4. $V = 6\ km/sa,\ e = 0.3m,\ F_z = 60\ N$ için zaman cevabı.

Deney senaryolarından elde edilen deney sonuçları üzerinden sistem tanıma yöntemleri ile matematiksel modeller oluşturulması amaçlanmıştır. Bu sayede aynı deney koşulları altında hesaplanan lineer matematiksel modeller ile deney sonuçlarından elde edilen matematiksel modeller kıyaslanarak viskoz sürtünme katsayısı K'nın hesaplanabilmesi ve değişiminin bir denkleme dönüştürülmesi hedeflenmiştir.

C. *Parametre ve Model Eşitleme*

Deney sonuçları için sistem tanıma ile model çıkarılmadan önce Denklem 13'te görülen parametrik lineer matematiksel modelin karakteristik denklemi elde edilmiştir. Elde edilen karakteristik denklem, denklem 13'te görüldüğü gibidir.

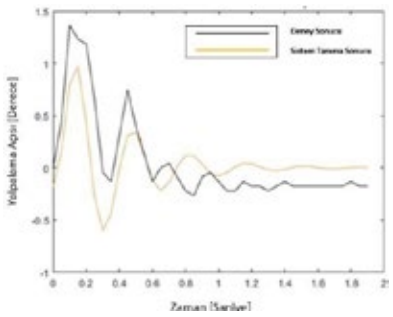
$$P_c(s) = s^3Ve^2 + s^2(0.09 + 3.4V^2e^2 - 0.204KV) + s(0.306V + 0.986F_zV - 0.663KV^2) + 3.74F_zV^2 \quad (13)$$

Sistem çıkışı yalpalama açısı ψ olacak şekilde tek çıkış kabul edildiğinde lineer matematiksel model bir transfer fonksiyonu olarak düşünülebilir. Bu durumda transfer fonksiyonu modelinde V değişkenine bağlı olarak konumlanan 1 adet sıfır olduğu da görülmektedir. Bu sıfır denklemi, denklem 14'de görüldüğü gibidir.

$$P_z(s) = 98s + 333V \quad (14)$$

Denklem 13'ten ise sistemin 3 kutbunun olduğu görülmektedir. Bu kutuplardan ikisi karmaşık eksene yakın karmaşık çiftler iken diğer kutbun ise baskın bölgenin dışında reel eksen üzerinde olduğu ve baskın olmayan kutbun, sistem sıfırının yakınına geldiği bilinmektedir.

Model eşitleme yapılırken baskın karmaşık kutup çiftlerinin deney sonuçları üzerinden belirlenebilmesi için "MATLAB System Identification Toolbox"ı kullanılmıştır. $V = 6\ km/sa$, $e = 0.3\ m$, $F_z = 60\ N$ parametreleri için "System Identification Toolbox"ı sonucu Şekil 5'te görüldüğü gibidir.



Şekil. 5. $V = 6\ km/sa,\ e = 0.3m,\ F_z = 60\ N$ için System Identification Toolbox yanıtı.

System Identification Toolbox'ı kullanılarak bulunan karmaşık kutup çitleri ve sistem sıfırına yakın olarak konumlandırılan baskın olmayan kutuptan elde edilen 3. Dereceden karakteristik denklem ile, deney senaryosundaki parametrelere göre elde edilen 3. Dereceden karakteristik denklem birbirlerine eşitlenerek viskoz sürtünme katsayısı K hesaplanmaktadır. $V = 6\ \frac{km}{sa},\ e = 0.3\ m,\ F_z = 60\ N$ parametreleri için System Identification Toolbox ve parametrik model ile elde edilen karakteristik denklemler sırası ile denklem 15 ve 16'da görüldüğü gibidir.

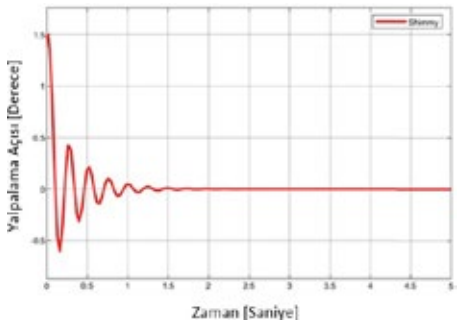
$$s^3 + 28.15s^2 + 473.5s + 7581 \quad (15)$$

$$s^3 + s^2(20 - 2.2K) + s(655 - 44K) + 1500 \quad (16)$$

Denklem 15 ve 16'da görülen karakteristik denklemlerin s^2'li terimin katsayıları eşitlendiğinde K parametresi $V = 6\ km/sa$, $e = 0.3\ m$, $F_z = 60\ N$ parametreleri için -3.6607 olarak elde edilmektedir. İki karakteristik denklemdeki s^0 ve s^1'li terimlerin katsayıları sistem tanımada kullanılan yaklaşıklıklardan, model belirsizlikleri ve kabullerden eşit olarak hesaplanamamaktadır. Viskoz sürtünme katsayısı K'nın hesaplanması işlemi bütün deney senaryoları için tekrar edilerek bir K parametresi dizisi elde edilmiştir. Bu diziye göre şu yorumlar yapılabilmektedir:

- K değeri 0'a yaklaştıkça salınım artar ve kararsızlığa yaklaşılır.
- Dikey yük arttıkça özdeğeler reel eksenden uzaklaşır ve salınım artar.
- Taksi hızı arttıkça özdeğeler reel eksenden uzaklaşır ve salınım artar.
- Sabit taksi hızı ve dikey yükte kaster uzunluğu arttıkça salınım artar.
- Kararsız durumlarda K değeri pozitif olmaktadır. Ancak K değerinin negatif olması sistemin kararlı olması için gerek ve yeter koşul değildir.

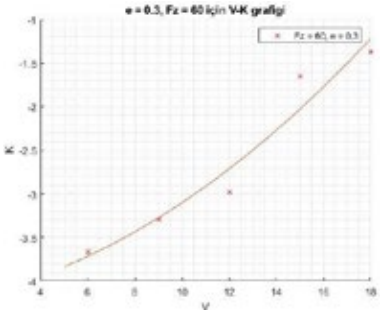
Her bir deney sonucunda elde edilen ve model eşitlemesi yapılan lineer matematiksel modeller için SIMULINK ortamında simülasyonlar yapılmıştır. Gerçekleştirilen simülasyonlarda sistem girişleri 0 alınırken 1,5°'lik yalpalama açısında başlangıç koşulu olduğu varsayılmıştır. $V = 6\ \frac{km}{sa}$, $e = 0.3\ m$, $F_z = 60\ N$ parametre değerleri için gerçekleştirilen simülasyon sonucu Şekil 6'da görüldüğü gibidir.



Şekil. 6. $V = 6\ km/sa,\ e = 0.3m,\ F_z = 60\ N$ için SIMULINK çıktısı.

D. Model Doğrulama

Farklı deney senaryoları için K değerleri hesaplandıktan sonra modelde yer alan parametrelerin değişimleri ve K parametresinin değişimi arasında ortak bir ilişki kurularak belli koşullar altında modelin genişletilmesi hedeflenmiştir. Bunun için K değerlerine, sabit yük ve kaster uzunluğundaki V değişimleri için 2. dereceden polinomal regresyon uygulanmıştır. Örnek olarak $F_z = 60\,N,\ e = 0.3m$ değerleri için, $V,\ 5 - 18\ \frac{km}{sa}$ aralığında değiştirilerek elde edilen 2. dereceden $K - V$ polinom regresyonu Şekil 7'deki gibidir.

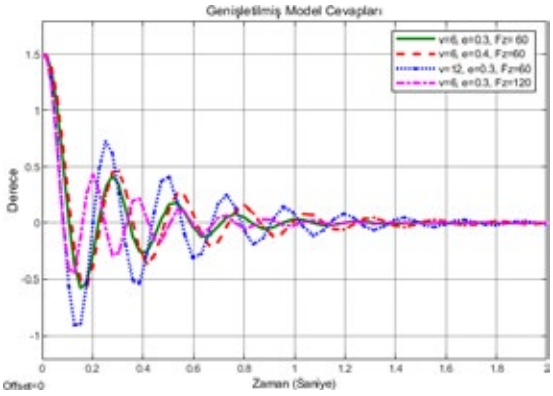


Şekil. 7. $F_z = 60\ N,\ e = 0.3\ m$ değerleri için $K - V$ regresyonu.

Ardından sabit tutulan yük ve kaster uzunlukları parametreleri değiştirilerek aynı polinomal regresyon işlemi tekrarlanmış ve sonuçları K parametresini V, F_z, e cinsinden ifade eden tek bir fonksiyonda birleştirilmiştir. Elde edilen fonksiyon denklem 17'de görüldüğü gibidir.

$$K_{(V,e,F_z)} = 0.0068V^2 + 0.045V + 0.004F_z + 23e - 11 \qquad (17)$$

Genişletilen Shimmy lineer matematiksel modeli için farklı parametre konfigürasyonlarda transfer fonksiyonları ve simülasyon cevapları elde edilmiştir. Örnek olarak çeşitli parametreler için genişletilmiş modelin simülasyon sonuçları Şekil 8'de görüldüğü gibidir.



Şekil. 8. Çeşitli parametre değerleri için genişletilmiş model simülasyon cevapları.

Şekil 8'den görülebileceği genişletilmiş model zaman cevaplarında kaster uzunluğu, taksi hızı ve düşey yük arttıkça salınım artmaktadır. Bu durum beklenen zaman cevapları ve *"Parametre ve Model Eşitleme"* bölümünde yapılan yorumlar ile uyuşmaktadır. Sonuçlar incelendiğinde e $0.3 - 0.4m$ ve F_z $60 - 120N$ aralıkları için, genişletilmiş lineer Shimmy matematiksel modelinin beklenildiği gibi çalıştığı söylenebilir.

V. SHİMMY HAREKETİNİN KONTROL EDİLMESİ

Shimmy hareketinin kontrol edilmesinde pasif, yarı-aktif, aktif kontrol stratejileri izlenebilmektedir. Pasif kontrol stratejilerinde Shimmy damperi kullanılmaktadır. Shimmy damperi burun iniş takımına monte edilen bir cihazdır ve dönel hıza bağlı viskoz sönümleme katsayısının uygun değerlerde ayarlanarak Shimmy hareketinin kararlı bölgede, kontrol isterlerine yakın bölgede kalmasını sağlamaktadır [14]. Ancak pasif kontrol algoritmaları Shimmy damperinin sabit olan yay sabiti ve viskoz sönümleme katsayısı parametrelerine bağlı olduğundan geniş çalışma frekanslarında her zaman kabul edilebilir olmamaktadır [9].

Bu çalışmada Shimmy hareketinin aktif olarak kontrol edilebilmesi için dönme tüpüne dik olarak eklenen, servo motor ve dişlilerden oluşan bir hareket kontrol sistemi bulunduğu varsayılmaktadır. Bu hareket kontrol sistemi 500 Nm tork üretebilmekte ve üretilen tork 5000 Nm/s değerlerinde değişebilmektedir. Shimmy hareketinin kontrolünün kontrol işareti ise servo motor tarafından üretilen tork olmaktadır.

A. Model Analizi ve Tasarım İsterleri

Shimmy hareketinin kontrolü için V = $12km/s$, e = 0.3m, F_z = 60N parametre konfigürasyonu seçilmiştir. Bu parametre konfigürasyonu için elde edilen durum uzay modeli denklem 18 ve 19'da görüldüğü gibidir.

$$\frac{d}{dt}\begin{bmatrix}\psi\\ \dot{\psi}\\ y_1\end{bmatrix} = \begin{bmatrix}0 & 1 & 0\\ -6{,}5 & -2517{,}9 & \\ 12 & 0.26 & -40\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\psi\\ \dot{\psi}\\ y_1\end{bmatrix} + \begin{bmatrix}0\\ 2.18\\ 0\end{bmatrix} M_5 \qquad (18)$$

$$y = [\psi] = [1 \quad 0 \quad 0]\begin{bmatrix}\psi\\ \dot{\psi}\\ y_1\end{bmatrix} \qquad (19)$$

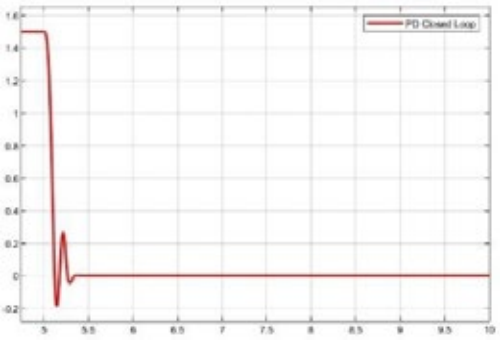
Sistemin açık çevrim basamak yanıtı aşım miktarı %77.75 ve yerleşme zamanı 1.66 s olmaktadır. Sistemin Bode diyagramı incelendiğinde sistemin rezonans frekansının 26.6 rad/s olduğu görülmektedir. Ayrıca kazanç payı ve faz payı özellikleri incelendiğinde sistemin kararlı olduğu söylenebilir.

Kriterler belirlenirken sistemin aşım miktarının azaltılması ve yerleşme süresinin mümkün olduğunca kısaltılması hedeflenmiştir. Ayrıca kontrol işaretinin 500 Nm'den fazla olmaması ve $-500\ Nm$'den düşük olmaması gerekmektedir. Kontrol işaretinin değişim hızı da 5000 Nm/s ile $-5000\ Nm/s$ aralığında sınırlandırılmıştır. Kapalı çevrim sistem yanıtının aşım miktarının %10 ve yerleşme zamanının 0.2 s olması istenmektedir.

B. Kontrolör Tasarımı

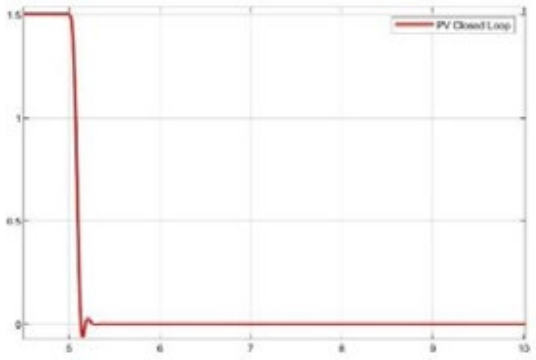
Sistemin tasarım isterlerini sağlayacak PD kontrolör tasarımı yapılmıştır. Tasarlanan PD kontrolör denklem 20'de görülmektedir. PD kontrolör ile kapalı çevrime alınan sistemin 0 derece referans ve 1,5 derece başlangıç koşulunda zaman cevabı Şekil 9'da görüldüğü gibidir.

$$F_{PD}(s) = 17.09(s + 13.07) \quad (20)$$



Şekil. 9. PD kontrolör ile kapalı çevrim sistem yanıtı.

Şekil 9'dan görüldüğü üzere sistem 1,5° başlangıç koşulundan 0° referansına oturmaktadır. Oturma süresi yaklaşık 0.4 s'dir. PD kontrolör ile kapalı çevrime alınan sistemin kapalı çevrim transfer fonksiyonu incelendiğinde 2 adet sıfıra sahip olduğu görülmektedir. Bu nedenle aşım miktarı ve oturma süresi istenenden daha fazla olmaktadır. Bu durumun önüne geçilebilmek için PD kontrolör geribesleme yoluna alınarak PV kontrolör yapısı oluşturulmuştur. PV kontrolör yapısında transfer fonksiyonundaki sıfır sayısı 1'e inmiş ve karakteristik denklem aynı kalmıştır. Ayrıca PV kontrolör yapısı ile türev tekmesinin de önüne geçilmiştir. PV kontrolör ile kapalı çevrim sistem simülasyon yanıtı Şekil 10'da görülmektedir.



Şekil. 10. PV kontrolör ile kapalı çevrim sistem yanıtı.

Şekil 10'dan görüleceği üzere PV kontrol yapısında aşım ve yerleşme zamanı isterleri istenen değerlerdedir. Sistemin kontrol işareti de limit değerlerinin arasında olmaktadır.

VI. SONUÇ

Bu çalışma kapsamında uçak burun iniş takımlarındaki Shimmy davranışının modellenmesi, test düzeneği tasarımı, model doğrulaması yapılmış ve kontrolü gerçekleştirilmiştir. Çalışmalar sonucunda elde edilen genişletilmiş lineer Shimmy modeli $0.3\ m - 0.4\ m$ aralığındaki kaster uzunlukları $ve\ 5\ km/sa - 18\ km/sa$ aralığındaki taksi hızları için kabul edilebilir sonuçlar üretmektedir.

VII. ÇALİŞMANİN TUSAŞ'A OLAN OLASİ KATKİSİ

Çalışma kapsamında gerçekleştirilen endüstriyel standartlara uygun Shimmy test düzeneği, bir makine üretim ve otomasyon çalışması olarak değerlendirilebilir. Ayrıca geliştirilen test düzeneği, uçak burun iniş takımı modellerinin Shimmy hareketi standart testlerine ve farklı Shimmy hareketi çalışmalarının yapılmasına olanak sağlamaktadır. Test düzeneğinde kullanılan burun iniş takımı tipi, çoğu hava aracında ve TUSAŞ'ın Hürjet, Hürkuş, Aksungur ve Anka hava araçlarında bulunan burun iniş takımı tipi ile aynıdır. Bu nedenle tasarlanan test düzeneği TUSAŞ hava araçlarının Shimmy testlerine elverişlidir.

VIII. ÖNERİLER, ALİNAN DERSLER VE GELECEK ÇALİŞMALAR

Bu çalışmada belirtilen test düzeneği çeşitli şekillerde geliştirilebilir. Bu geliştirmelerin özellikle bant hızının daha yüksek hızlara çıkartılması, dönme tüpüne aktüatör olarak bir motor eklenmesi ve test düzeneğinde bulunan güvenlik önlemlerinin arttırılması yönünde olması önerilmektedir.
Dönme tübüne eklenen aktüatör yapısı ile tasarımı yapılan kontrol çalışmaları gelecek çalışmalarda test edilebilir ve Shimmy hareketinin olumsuz sonuçlarını giderecek şekilde gerçeklenebilir bir kontrol stratejisi oluşturabilir. Ayrıca parametre eşitleme, model doğrulama ve deney çalışmaları lineer olmayan Shimmy matematiksel modeli ile gelecek çalışmalarda tekrarlanabilir.

KAYNAKLAR

[1] Koçak, S. & Ergenç, A. F. (2019). İniş Takımlarında Shimmy Davranışının Tekerlek Hafızası Etkisi Altında Modellenmesi ve Kararlılığının Analiz Edilmesi, *TOK'17 Türkiye Otomatik Kontrol Komitesi Konferansı*.

[2] Besselink, I. J. M. (2000). Shimmy of aircraft main landing gears. (Doktora Tezi). Technische Universiteit Delft, Delft

[3] Broulhiet, G. (1925). The suspension of the automobile steering mechanism: shimmy and tramp (in French*), Bull Soc. Ing. Civ. Fr.*, 78, 540-554.

[4] Lavaud, D. S. D. (1927). Shimmy, pseudo-shimmy and tramp of an automobile, *Acad. Sci., Paris, C. R.*, 185, 254-257

[5] Moreland, W. J. (1954). The story of shimmy, *Journal of the Aeronautical Sciences*, 21(12), 793-808.

[6] Pacejka, H. B. (2012). Tire and Vehicle Dynamics (3rd ed.). Oxford: Butterworth-Heinemann.

[7] Thota, P., Krauskopf, B., & Lowenberg, M. (2010). Bifurcation Analysis of Nose landing-gear shimmy with lateral and longitudinal bending, Journal of Aircraft, 47(1), 87-95.

[8] Thota, P., Krauskopf, B., & Lowenberg, M. (2008). Modeling of nose landing gear shimmy with lateral and longitudinal bending and a non-zero rake angle, AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference and Exhibit, Honolulu, Hawaii: August 18-21.

[9] Atabay, E. (2012). Dynamics of a landing gear mechanism (Doctoral dissertation, Dissertation, Istanbul Technical University).

[10] Koçak, S. & Ergenç, A. F. (2019) Burun iniş takımı sistemlerinde shimmy davranışının modellenmesi, analizi, testi ve kontrolü (Yüksek Lisans Tezi). İstanbul Teknik Ünversitesi,

[11] Somieski, G. (1997). Shimmy analysis of a simple aircraft nose landing gear model using different mathematical methods, *Aerosp. Sci. Technol.* 1(8) 545–555.

[12] H. Tourajizadeh, S. Zare, (2015) Optimal control of shimmy oscillation in aircraft nose landing gear, *Modares Mech. Eng.* 15 (8) 207–215 (in Persian).

[13] Url-1 <https://shop.desser.com/>, erişim tarihi 09.06.2022.

[14] Long, S. H. (2006). Active control of shimmy oscillation in aircraft landing gear (Doctoral dissertation, Concordia University).

Sikorsky Buyback Projesi için Havacılıkta Kullanılan Bağlayıcılar

Aviation Fasteners for the Sikorsky Buyback Project

Öğrenci
Çağlar Özüölmez
Ege Üniversitesi
Mühendislik Fakültesi, Makine Mühendisliği
İzmir, Türkiye
caglarozuolmez@gmail.com

Akademik Danışman
Dr. Öğretim Üyesi Aysun Baltacı
Ege Üniversitesi
Mühendislik Fakültesi, Makine Mühendisliği
İzmir, Türkiye
aysun.baltaci@ege.edu.tr

Sanayi Danışmanı
Osman Çakmakçı
Türk Havacılık Uzay Sanayii
Ankara, Türkiye
ocakmakci@tai.com.tr

***Özetçe*—Bu çalışmada Lockheed Martin'in bir alt şirketi olan Sikorsky Aircraft ile Türk Havacılık ve Uzay Sanayii arasında yapılan anlaşma neticesinde Türkiye'de üretilen Sikorsky S-70 helikopter parçalarında ve tamamen yerli olarak imal edilen T-70 Genel Maksat Helikopteri'nde kullanılan havacılık bağlayıcıları incelenmiştir. Bu bağlamda söz konusu şirketler ve projeler incelenmiştir. Ardından söz konusu bağlayıcıların neler olduğu ve genel özellikleri ortaya konmuştur. Bu bağlayıcıların hangi parametrelere göre tasarlandığı araştırılmış ve montaj işlemi tamamlandıktan sonra bağlayıcıların kalite kontrolleri kapsamında incelenen kriterler ve kabul edilen sınırlamalar çalışmaya dahil edilmiştir. Ardından projede kullanılan bağlayıcılar ölçülerinden bağımsız olarak listelenmiştir.**

Anahtar Kelimeler — Havacılık, bağlayıcı, montaj, tasarım, kalite, helikopter

***Abstract*— In this study, aviation fasteners used in Sikorsky S-70 helicopter parts manufactured in Turkey and completely domestically manufactured T-70 Utility Helicopter, as a result of the agreement between Sikorsky Aircraft, a subsidiary of Lockheed Martin, and Turkish Aerospace Industries, were investigated. In this context, these companies and projects were examined. Then, what these fasteners are and their general properties are revealed. It was investigated according to which parameters these fasteners were designed, and after the assembly process was completed, the criteria examined within the scope of the quality controls of the fasteners and the accepted limitations were included in the study. Then, the fasteners used in the project are listed regardless of their size.**

Keywords — Aviation, fastener, assembly, design, quality, helicopter

I. GİRİŞ VE PROBLEMİN TANIMI

Bu çalışmada, Buyback anlaşması neticesinde Türkiye'de üretilen Sikorsky helikopterlerinde kullanılan bağlayıcılar araştırılmıştır. Bağlayıcılar tanımlanmış, bağlayıcıların türleri, özellikleri, kullanım amaçları ve çeşitleri incelenmiştir. Projenin endüstriyel yönden amacı, montaj alanlarında yaşanan karışıklıkların önüne geçerek, montaj sırasındaki büyük vakit kayıplarının önlenmesidir.

II. GERÇEKLEŞTİRİLEN ARAŞTIRMA FAALİYETLERİ

Yapılan çalışma Türk Havacılık ve Uzay Sanayii A.Ş. bünyesinde Sikorsky Aircraft şirketinin paylaştığı veriler ve standartlar çerçevesinde hazırlanmıştır. Çalışmada ilk olarak projede kullanılan bağlayıcı listesi hazırlanmıştır. Projede kullanılan bağlayıcılar çeşitli şirket içi kaynaklardan bir araya getirilmiş ve ayıklanmıştır. Ölçülerinden bağımsız olarak sadece bağlayıcı kodları ve tipi üzerine çalışılarak liste sadeleştirilmiştir. Teknik resim üzerinde basit kodlara sahip olan bağlayıcılara ilave kodlar eklenmiştir. Tüm bağlayıcıların hangi çeşit olduğu tespit edilerek sınıflandırılmıştır. Bağlayıcı tipleri literatürden araştırılmış ve özellikleri tek tek projeye eklenmiştir. TUSAŞ içerisinde bulunan kaynaklardan da bu bağlayıcıların ve deliklerin tasarım ve kalite kabul kriter ve standartları elde edilmiştir.

Sikorsky UH-60 Black Hawk, askeri taşıma ve saldırı için tasarlanan S-70 versiyonudur. ABD, Arjantin, Avustralya, Avusturya, Bahreyn, Brezilya, Brunei, Çin, Fas, Filipinler, Güney Kore, İsrail, Japonya, Kolombiya, Malezya, Meksika, Mısır, Suudi Arabistan, Tayland ve Türkiye tarafından kullanılmaktadır [3].

Helikopter, genel maksat bir helikopterdir, dolayısıyla çok farklı görevlerde kullanılabilir. Askeri amaçlar dışında yangın söndürme, kurtarma ve ambulans helikopteri olarak da kullanılabilir. Piyasadaki en pahalı taşıma helikopterlerinden biri olup maliyeti yaklaşık 5,9 milyon Amerikan dolarıdır [3].

Türk Havacılık ve Uzay Sanayii A.Ş. (TUSAŞ) ana yükleniciliğinde yürütülen "Türk Genel Maksat Helikopter Projesi" bünyesinde Savunma Sanayii Başkanlığı ile ana alt yüklenici Sikorsky Aircraft ve diğer yerli alt yüklenici firmalar arasında, ABD ihracat lisansları takibinde, sözleşmeler imzalanmıştır. Yaklaşık 3.5 milyar Amerikan doları sözleşme bedeli ile ülkemizin genel maksat helikopter ihtiyacı karşılanmaktadır [3].

Program kapsamında TUSAŞ ana yükleniciliğinde ve Sikorsky, Aselsan, TEI, Alp Havacılık firmalarının alt yükleniciliğinde Sikorsky UH-60 Black Hawk Helikopteri projesi temelinde geliştirilecek olan 109 adet T-70 Genel

Maksat Helikopteri, lisans altında üretim modeliyle, Kara Kuvvetleri Komutanlığı, Hava Kuvvetleri Komutanlığı, Özel Kuvvetler Komutanlığı, Jandarma Genel Komutanlığı, Emniyet Genel Müdürlüğü ve Orman Genel Müdürlüğü'ne teslim edilecektir [2].

Proje kapsamında T-70 helikopterlerinin kabin, kokpit, kuyruk, ana ve kuyruk rotor palleri gibi tüm ana parçaların üretimini, son montaj işlemlerini, testlerini ve entegre lojistik desteğini TUSAŞ gerçekleştirecektir. Aselsan, temel aviyoniklerin geliştirilmesi ve entegrasyonunu, aynı zamanda Sikorsky ile birlikte helikopter kokpiti geliştirilmesini; TEI, T700 motorunun üretimini; Alp Havacılık ise iniş takımları, dişli kutusu detay parça üretimiyle dinamik parçalarının üretim ve montajını üstlenmiştir [2].

TUSAŞ, proje kapsamında 109 adet T-70 helikopter üretirken, aynı zamanda 109 adet helikopteri de "Buyback" anlaşması kapsamında Sikorsky için üretmektedir. Sikorsky Buyback Projesi tam da bu noktada başlamaktadır.

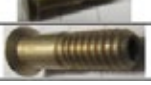
III. ARAŞTIRMA SONUÇLARI VE ÇIKTILAR

Bu çalışmanın gerçekleştirilmesiyle birlikte Sikorsky Buyback Projesi'nde kullanılan havacılık bağlayıcıları tek bir çatı altında toplanmıştır. Böylece bu projede yer alan veya yer alması planlanan bir mühendis, teknisyen ya da çalışan bu bağlayıcıların neler olduğunu, bağlayıcıların genel özelliklerini, bu bağlayıcıların hangi parametreler altında tasarlandığını, bağlayıcıların ve bağlantıların kaliteli kabul edilmesi ve geçer not alması için hangi kriterlerin incelenmesi gerektiğini ve projede kullanılan tüm bağlayıcı tip ve cinslerini tek bir liste halinde bulabileceği bir kaynak hazırlanmıştır.

Hazırlanmış olan kaynak ile projede montaj hattında çalışan teknisyenler, merak ettikleri veya çalışma esnasında takıldıkları noktalarda bilgiye direkt olarak ana dilinde ve tek bir noktadan ulaşabileceklerdir. Bu çalışmada kullanılan kaynakların birçoğu yabancı dillerdedir ve şirket içi kaynaklar olup istenildiği zaman ve anında erişilmesi zordur. Bu çalışma sonucunda, montaj sırasında gerekli bilgilere erişim kolaylaştırılmış, dil sorununun önüne geçilmiş ve çalışanların faydalanacağı bir literatür oluşturulmuştur.

Yapılan çalışmanın çıktılarından biri olan bağlayıcı listesinde, yapılan sadeleştirmelerle birlikte, 175 adet bağlayıcı listelenmiştir. Bu listenin ufak bir kesiti Tablo 1'de verilmiştir.

TABLO I. SIKORSKY BUYBACK PROJESİ İÇİN HAVACILIKTA KULLANILAN BAĞLAYICILAR [1]

No	Basit Parça Numarası	Basit Kod	Bağlayıcı Türü	Parça Fotoğrafı
1	HL10V	NO, YE	HI-LOK BOLT	
2	HL11V	APG, ABH	HI-LOK BOLT	
3	HL12V	ARL, AKR	HI-LOK BOLT	
4	HL18PB	YA	HI-LOK BOLT	
5	HL19PB	WZ, WY	HI-LOK BOLT	

IV. PROJE EKİBİNİN KAZANIMLARI VE TUSAŞ'A OLASI KATKISI

Bu çalışma süreci ve sonucunda helikopter üretim ve montaj hattında yaşanan zorluklar ve aksilikler birebir tecrübe edilmiştir. Bunlar ışığında montaj hatlarında ne gibi iyileştirmeler yapılabileceğiyle ilgili fikir edinilmiş ve iyileştirme sürecinin bir parçası olarak bu çalışma ortaya konulmuştur.

Bu çalışma basılı ve dijital ortamda alt montaj ve son montaj hatlarında çalışanların kolaylıkla ulaşabileceği bir kaynak haline getirilerek montaj hatlarındaki bilgi eksiklikleri, deneyimsizlikten kaynaklanan aksilikler ve zaman kayıpları kolayca önlenebilir. Böylece yanlış uygulamalardan kaynaklanan hurda parça sayıları azalacak, daha az zamanda daha çok parça montajlanacaktır. Ayrıca, çalışanlara bağlayıcıların çalışma koşulları, statik ve dinamik karakteristikleri açıklanarak bir tasarımcı gözü ile bakmaları sağlanabilir. Dolayısıyla daha verimli bir üretim ve daha büyük maddi kazançlar elde edilecektir.

V. ÖNERİLER, ALINAN DERSLER VE GELECEK ÇALIŞMALAR

Yapılan çalışma farklı projeler için de çeşitlendirilerek diğer proje ve üretim hatlarında da yaşanan problemlerin önüne geçilebilir. Aynı zamanda bu çalışma bir eğitim dokümanı haline getirilerek çalışanlara aşinalık kazandırılabilir. Bu konuda sunumlar ve zaman zaman eğitimler verilebilir.

BİLGİLENDİRME

Bu çalışma Ege Üniversitesi – TUSAŞ Lift Up Sanayi Odaklı Lisans Bitirme Projeleri 2021-2022 kapsamında geliştirilmiş ve desteklenmiştir.

KAYNAKLAR

[1] TUSAŞ

[2] TUSAŞ, 2022. "T70 Genel Maksat Helikopter Programı", https://www.tusas.com/urunler/helikopter/ortak-gelistirme/t70

[3] Vikipedi, 2022. "Sikorsky UH-60 Black Hawk", https://tr.wikipedia.org/wiki/Sikorsky_UH-60_Black_Hawk

SOQPSK-TG Modülasyonu
SOQPSK-TG Modulation

Öğrenci
Benginur Ergün
Gazi Üniversitesi
Elektrik Elektronik Mühendisliği
Ankara, Türkiye
ergunbenginur07@gmail.com

Akademik Danışman
Prof. Dr. Mustafa Alkan
Gazi Üniversitesi
Elektrik Elektronik Mühendisliği
Ankara, Türkiye
alkan@gazi.edu.tr

Sanayi Danışmanı
Uzay Kaş
Türk Havacılık Uzay Sanayii
Ankara, Türkiye
uzay.kas@tai.com.tr

***Özetçe*— Bu çalışma ile uçuş testleri , uçuş testlerinde telemetri sistemleri ve bu konu üzerinden modülasyona dikkat çekilmiştir. Bu alanda gelişen teknoloji ile ihtiyaçlara cevap vermek adına geliştirilmiş SOQPSK-TG hakkında teorik bilgilere yer verilmiştir. Hedef , SOQPSK-TG modülasyonu kullanarak bir telemetri istasyonundan hava aracının uçuş testi ile uygun şekilde üretilmesini ve güvenli operasyonlar için uygun durumda olmasını sağlanmasıdır. Yakın zamanda SOQPSK modülasyonu bant genişliği açısından verimli bir modülasyon tekniği olarak tanıtılmıştır. Bu sinyallerin ana avantajı daha iyi spektral verimliliktir. Bu da büyük oranda tercihine neden olmaktadır.**

Anahtar Kelimeler — : modülasyon, telemetri, uçuş testi, SOQPSK, hava aracı

Abstract— In this study, flight tests, telemetry systems in flight tests and modulation on this subject are emphasized. Theoretical information about SOQPSK-TG, which was developed to meet the needs with the developing technology in this field, is given. The goal is to ensure that the aircraft from a telemetry station, using SOQPSK-TG modulation, is properly fabricated by flight testing and is in good condition for safe operations. Recently, SOQPSK modulation has been introduced as a bandwidth efficient modulation technique. The main advantage of these signals is better spectral efficiency. This causes a great deal of preference.

Keywords — modulation, telemetry, flight test, SOQPSK, aircraft

I. GİRİŞ

20. yüzyılın ilk çeyreğinde geliştirilen sistemlerin, basit yapılardan karmaşık ve farklı disiplinleri bünyesinde barındıran sistemlere dönüşmeye başlaması ile test ve değerlendirme faaliyetlerinin de bu alandaki önemi giderek artmıştır. [1]

Hava aracındaki herhangi bir arıza büyük sorun oluşturduğundan uçuş testleri oldukça kritiktir. Hava aracına ait test ve değerlendirme faaliyetleri için verilerin güvenli bir yerde izlenmesi gerekir. Havacılık telemetrisi ile bir hava aracıyla ilgili bilgiler ölçülür daha sonra analiz amacıyla uzak bir yere gönderilir. Bir havacılık telemetrisinin başarısı, büyük ölçüde havacılık aracı ile yer istasyonu arasındaki haberleşme bağlantısının sağlamlığına bağlıdır. Havacılık telemetri iletişimi uçuş test güvenliğini sağlamak, uçuş test verimliliğini artırmak ve uçuş test döngüsünü kısaltmak için önemli bir araçtır.

II. PROBLEM TANIMI

Havacılık bilimi ve teknolojisinin gelişmesi ve uçuş testi gereksinimlerinin iyileştirilmesiyle, telemetri ağ sisteminin orijinal tek yönlü ve düşük hızlı veri iletimi, insanların ihtiyaçlarını karşılamakta yetersiz kalmıştır. Yeni nesil telemetri ağ sisteminde, iletim sisteminin, uzun iletim mesafesi, büyük miktarda işlenmiş veri ve güçlü gerçek zamanlı iletim gibi telemetri sisteminin özelliklerine göre verimli bir modülasyon gerekir. Şekilli ofset dörtlü faz kaydırmalı anahtarlama modülasyon teknolojisi, yüksek frekans bant kullanımı ve sabit zarf özelliklerine sahiptir, bu nedenle telemetri sistemlerinde çok dikkat çekmiştir. Telemetri sistemlerinde kablosuz terminal sayısının ve veri aktarım hızlarının artmasıyla birlikte spektral verimlilik için gereksinimler giderek artmaktadır. SOQPSK, dalga formunun memnuniyetle karşılanabilmesi için sabit bir zarfa, sürekli faz özelliklerine ve yüksek spektrum verimliliğine sahiptir. SOQPSK-TG sinyalinin faz darbesi, faz diyagramı ve sinyal güç spektrumu incelenmiş ve SOQPSK-TG sinyalinin faz değişiminin sürekli olduğu ve frekans bandı kullanım oranının yüksek olduğu sonucuna varılmıştır. Bu nedenle SOQPSK-TG, havadan telemetri alanında daha geniş uygulamalara sahip olacaktır.

III. GERÇEKLEŞTİRİLEN ARAŞTIRMA FAALİYETLERİ

A. Hava Araçlarının Uçuş Testi

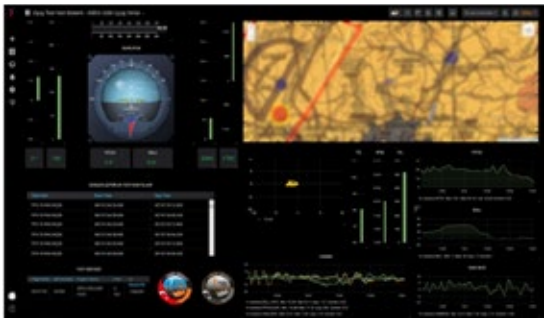
Araştırma ve geliştirmeden, bir hava aracının ve alt sistemlerinin işletilmesinin güvenli ve amaca uygun olduğunun doğrulanması ve onaylanmasına kadar olan uçuş faaliyetlerine uçuş testi denir. Uçuş testi, yeni hava aracına ait sistemin genel tasarım döngüsünde oldukça kritiktir. Ana amaç, her tasarım sürecinin doğasında var olan varsayımları kanıtlamak ve uçak sisteminin performansındaki gizli anormallikleri keşfetmektir. Uçağın test edilmesinin amacı

farklı sistemlerden ve bunların uçuş sırasında veya belirli koşullar altında yerdeki davranışlarından veri toplamaktır.

B. Uçuş Testinde Telemetri

Telemetri sistemi, bir havacılık aracının geliştirme aşamasında şok, titreşim, basınç, voltaj ve veri yolu verileri gibi çeşitli parametreleri izlemek için kullanılır. Bu veriler havadan bir telemetri sistemi tarafından yakalanır ve araç performansını değerlendirmek için yer telemetri istasyonuna iletilir [2].

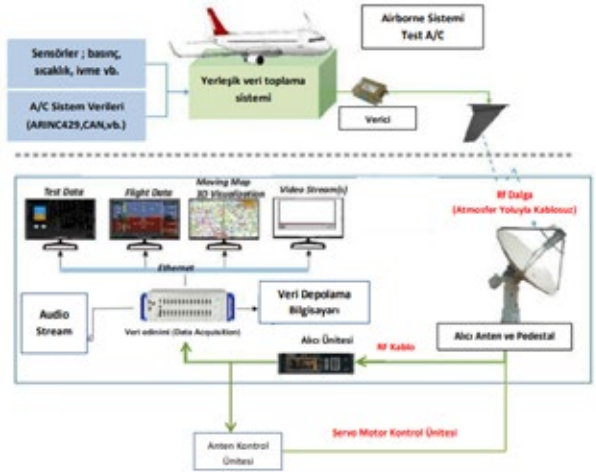
Havacılık ve uzay görevlerinde, uçakta uçuş testi yapmak için bit hızının, örnekleme hızının ve kanal sayısının programlanabileceği esnek bir telemetri sistemine sahip olunması gereklidir. Bu, uçağın pilotunun telemetri sistemini herhangi bir belirli test görevine uyacak şekilde yeniden yapılandırmasını sağlar. Gerçek zamanlı uçuş veri analizi yeteneğine sahip bir telemetri sistemi, uçak uçuş testi için güçlü bir araçtır.



Şekil. 1. Uçuş Test Panosu

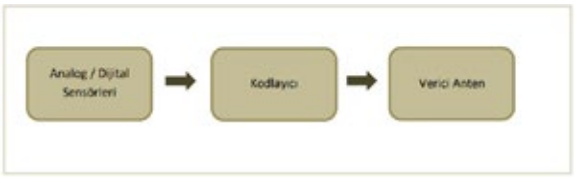
C. Havacılık Telemetrisi

Telemetri verileri, uçağın performans değerlendirmesi için temel oluşturan, arıza analizi için veri sağlayan ve uçuş sisteminin telemetrisi için geri bildirim bilgisi sağlayan uçağın dahili çalışma ortamından elde edilir. Telemetri sistemleri birçok elektronik ekipmanın bir araya gelmesinden oluşur.



Şekil. 2. Telemetri Sistemi Genel Yapısı

Telemetri sistemi ; telemetri vericisi (telemetrik başlık) ve telemetri alıcısı (yer istasyonu) şeklinde 2 ana bileşenden oluşur. Bu ana bileşenlerin arasında haberleşmeyi sağlayan iletim yolu ve iki ana sistemi besleyen güç dağıtım ünitesinden oluşmaktadır. Ana bileşenler çeşitli alt bileşenlerden oluşur. Burada ekipman, havacılık telemetri sistemi olarak da bilinen havacılık telemetrisini uygulayan eksiksiz bir ekipman seti olan havacılık telemetri ekipmanını oluşturur. Genellikle giriş ekipmanı, veri iletim ekipmanı ve terminal ekipmanından oluşur.



Şekil. 3. Telemetri Verici Yapısı



Şekil. 4. Telemetri Alıcı Yapısı

Aşağıdaki fotoğraflda uçuş test yönetim merkezi olan telemetri istasyonu görülmektedir.



Şekil. 5. Bir Uçuş Testi Yönetim Merkezi, Türk Havacılık ve Uzay Sanayii A.Ş.

Hava aracı uçuş testi sırasında uçağın kanatlar veya motor gibi parçalarından uçuşunun çeşitli yönleri ve basınç, titreşim, stres ve sıcaklık gibi değişkenler hakkında veri toplamak için havadaki sensörleri kullanır. Komütatörler bu verileri birleştirir ve vericiler hepsini bir downlink bağlantı yoluyla bir yer sistemine iletir. Yer sistemi, antenleri/LNA'yı, alıcıları, bit ve çerçeve eşzamanlayıcılarını ve dekomütatörleri ve verileri kaydetmek, görüntülemek ve sorgulamak için yazılıma sahip bilgisayar ekipmanını içerir. Genellikle bir binanın parçası olan, çatıda sabit anteni ve içinde bir izleme ve işleme odası olan bir yer istasyonu vardır. Bina, parametreleri ve verileri kontrol etme olanağına sahip çok sayıda mühendis tarafından kullanılabilir. Parabolik antenin yanı sıra alıcı, birleştirici, bit eş zamanlayıcı ve çeşitli işlem bilgisayarları ve ekranları gibi ekipmanlar gereklidir. Her test uçuşundan sonra sonuçların bilgisayar modelleriyle karşılaştırılacağı ayrıntılı analizler de yapılır; bu veriler, sonuçlara küresel bir genel

bakış sağlamak için tasarım ofisine, uçak programına ve diğer uzmanlara gönderilir.

D. Modülasyon

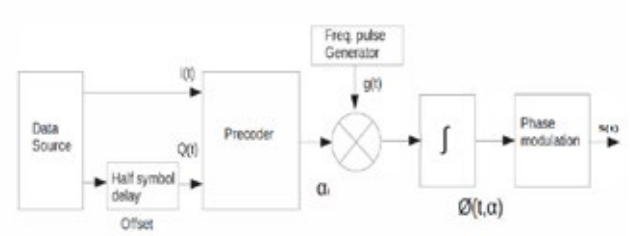
Düşük frekanslı sinyaller uzun mesafelerde iletilemez, modülasyon uzun mesafeli sinyalleri iletmek için önemlidir. Modülasyon ile bilgi işleme kapasitesini artırmak, dijital bilgi sağlayan hizmet programlarını kullanmak, veri güvenliğini ve iletişim kalitesini ve hızını iyileştirmek mümkündür. Bu tür görevler için SOQPSK- TG güç ve spektral verimliliği gibi üstün özellikleriyle bu ihtiyacı karşılayabilir. Modülasyon tekniği sadece sistem performansı üzerinde doğrudan bir etkiye sahip olmakla kalmaz, aynı zamanda hem gönderici hem de alıcıdaki tasarım alanlarını tanımlama eğilimindedir. Bu alanda kullanımı bulunan modülasyon teknikleri bulunmaktadır ancak gelişen teknoloji ve haberleşme söz konusu olduğunda modülasyon tekniğinin operasyonel yetkinliği önem kazanmaktadır. Bu anlamda SOQPSK-TG bu konudaki üstün özellikleri nedeniyle SOQPSK modülasyonun geliştirilmiş halini bizlere sunacak ve uçuş testlerine büyük katkı sağlayacaktır.

E. SOQPSK-TG

SOQPSK modülasyon modu ilk kez Çin'de uçuş testi için telemetri sistemine uygulanmıştır. Büyük uçakların tasarımı ve araştırılması ile birlikte bu yeni modülasyon modu, telemetri izlemede yaygın olarak kullanılacaktır. SOQPSK ayrıca ABD Hava Kuvvetleri'nin ölçüm ve kontrol sisteminde yaygın olarak kullanılan bir modülasyon teknolojisidir. Bu alanda araştırma ve teknoloji dönüşümü de yavaş yavaş başlamıştır. Bu nedenle SOQPSK modülasyonunun; derin uzay iletişimi, havacılık telemetrisi, insansız hava aracı ve diğer alanlarda daha geniş uygulamalara sahip olacağı görülmektedir.

SOQPSK-TG sistemi , SOQPSK modülasyonunun Telemetri Grubu (TG) versiyonudur. SOQPSK, Bay T. J. Hill tarafından tanımlanan bir sabit zarf CPM dalga biçimleri ailesidir. SOQPSK, sabit zarf bant genişliği açısından verimli bir sürekli faz modülasyonu türüdür. SOQPSK-TG sinyalleri bir faz veya frekans modülatörü kullanılarak üretilir. Bu sinyallerin ana avantajı daha iyi spektral verimliliktir. SOQPSK-TG modülasyon şeması, frekans kullanım verimliliğini artırmak için semboller arasında sinyal girişimine izin vermesiyle karakterize edilir.

SOQPSK , geliştirilmiş bir CPM'dir ve onun kısmi yanıt formu SOQPSK-TG, havacılık telemetrisi alanında uygulanmıştır. CPM, bilgiyi taşıyıcı faz boyunca taşıyan doğrusal olmayan bir modülasyon şemasıdır ve iletilen sinyali sabit zarf ve sürekli faz değişimi özelliklerine sahiptir. CPM türü olan SOQPSK-TG sinyal alma algoritmasını açıklar ve performansını karşılaştırır ve analiz eder.



Şekil. 6. SOQPSK Modülasyon blok diyagramı.

Sabit bir zarfa ve sürekli bir faza sahip optik SOQPSK sinyali, giriş sinyali tarafından kademeli bir şekilde oluşturulmakta, böylece yüksek spektral verimlilik ile dörtlü modülasyonu gerçekleştirmektedir.

SOQPSK-TG sinyali ile sıradan CPM arasındaki fark, sembol setinin üçlü bir dizi {-1,0,1} olmasıdır, ön kodlama modülasyondan önce yapılır. İkili giriş dizisi ({1,0}) sıfıra dönüşsüz (Non return to zero, NRZ) kod dizisi α∈{-1,1} ile eşlenir ve ardından üçlü bir u∈{-1,0,1} dizisine dönüştürülür ve dönüştürme kuralları aşağıdaki gibidir:

$$u_i = (-1)^{i+1}\frac{\alpha_{i-1}(\alpha_i - \alpha_{i-2})}{2} \quad (1)$$

İkili dizi, NRZ kod dizisine eşlenir ve daha sonra önceden kodlanır ve daha sonra elde edilen bilgiler enterpolasyona tabi tutulur ve darbe şekillendirme filtrelemesinden sonra entegre edilerek faz modülasyon bilgisi elde edilir.

$$s(t,\alpha) = \sqrt{\frac{2E}{T}}\cos[2\pi f_0 t + \phi(t,\alpha) + \phi_0] \quad nT \leqslant t \leqslant (n+1)T \quad (2)$$

burada E sembol enerjisi, T sembol periyodu, f_0 taşıyıcı frekansı, 0 başlangıç fazı ve (t, α) bilgiyi taşıyan fazdır.

$$\phi(t,\alpha) = 2\pi h\sum_{i=-\infty}^{n}\alpha_i f(t-iT) \quad (3)$$

h , modülasyon indeksidir ; α_i {-1, 0, 1} üçlü sembol dizisidir; f (t) faz şekillendirme fonksiyonudur.

$$f(t) = \begin{cases} 0 & t<0 \\ \int_0 g(\tau)\,d\tau & 0 \leqslant t < LT \\ 1/2 & t \geqslant LT \end{cases} \quad (4)$$

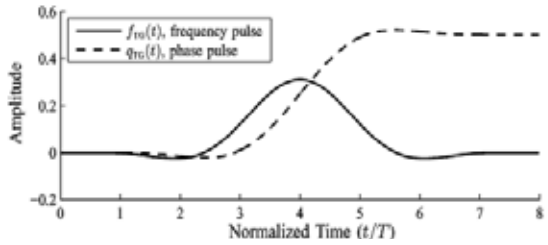
burada L kısmi yanıt uzunluğu ve V (t) frekans şekillendirme işlevidir. OQPSK sinyali için b(t) delta(t) işlevidir; tam yanıt formu için SOQPSK-MIL sinyali için L=1 ve C(t) bir sembol genişliğinde dikdörtgen bir darbedir. Bu bildiride, L = 8 alınarak SOQPSK-TG sinyalinin kısmi yanıt formu kullanılmış ve frekans şekillendirme fonksiyonu şu şekildedir:

$$g(t) = A\frac{\cos\left(\frac{\pi\rho Bt}{2T}\right)}{1-4\left(\frac{\rho Bt}{2T}\right)^2}\times\frac{\sin\left(\frac{\pi Bt}{2T}\right)}{\frac{\pi Bt}{2T}}\times\omega(t) \quad (5)$$

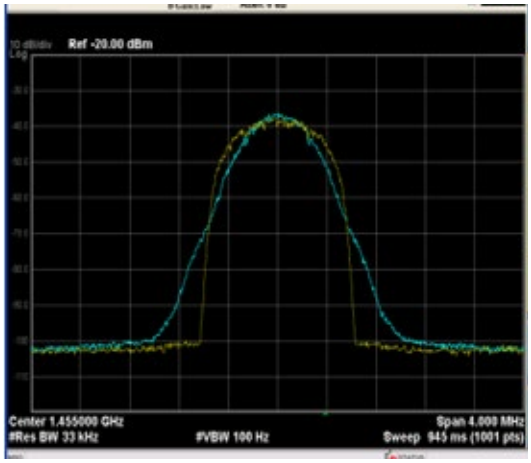
A, değeri denklemi sağlaması gereken bir sabittir. ω(t), şu şekilde tanımlanan bir pencere işlevidir:

$$\omega(t) = \begin{cases} 1 & 0 \leqslant \left|\frac{t}{2T}\right| < T_1 \\ \frac{1}{2} + \frac{1}{2}\cos\left[\frac{\pi}{T_2}\left(\frac{t}{2T} - T_1\right)\right] & T_1 \leqslant \left|\frac{t}{2T}\right| \leqslant T_1 + T_2 \\ 0 & T_1 + T_2 < \left|\frac{t}{2T}\right| \end{cases} \quad (6)$$

SOQPSK, bir frekans modülatöründen önce gelen frekans darbesini şekillendiren (filtreleyen) sonsuz bir dalga biçimi ailesi için genel bir terimdir. Frekans darbesini filtrelemek için kullanılan filtre sonsuz sayıda şekil alabilir, bu nedenle birlikte çalışabilirliği sağlamak için bir tanım gereklidir. SOQPSK-TG, bant genişliği ve algılama verimliliği için tercih edilen SOQPSK yöntemidir.

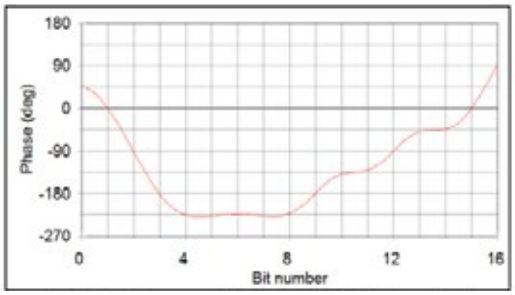


Şekil 7. SOQPSK-TG Frekans darbesi ve faz darbesi



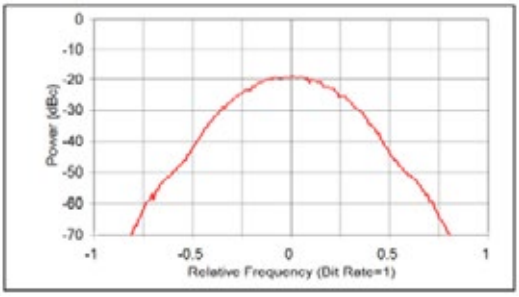
Şekil. 8. 1 Mbps için SOQPSK-TG dalga formu (Mavi)

SOQPSK-TG sinyal genliği sabittir ve faz güzergahı belli katsayılarla belirlenir. Bir faz uzayındaki bir noktanın güzergahı , dinamik bir sistemin durumunun zamanla nasıl değiştiğini temsil eder. Bu nedenle, SOQPSK-TG, faz güzergahı uygun kontrolü ile hassas bir faz veya frekans modülatörü kullanılarak uygulanabilir. Şekilde , bir SOQPSK-TG sinyalinin ölçülen phase trejectory göstermektedir. Dikey çizgiler yaklaşık olarak “bit” karar sürelerine karşılık gelir.



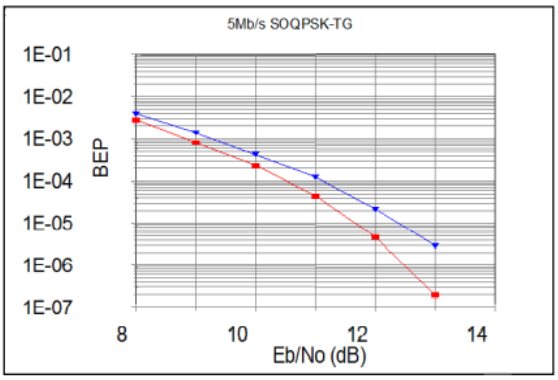
Şekil 9. SOQPSK-TG Phase Trajectory

Güç spektrumu, bir birim frekans bandındaki sinyal gücü olarak tanımlanan güç spektral yoğunluk fonksiyonunun kısaltmasıdır. Sinyal gücünün frekansla değişimini, yani frekans alanındaki sinyal gücünün dağılımını temsil eder. Güç spektrumu esasen sinyal gücünün frekansla değişimidir.



Şekil 10. 5 Mbps için SOQPSK-TG Güç Spektrumu (Power Spectrum)

Bit hata oranı (BER) , birim zamandaki bit hatalarının sayısıdır. Bit hata oranı , çalışılan bir zaman aralığı boyunca aktarılan bitlerin toplam sayısına bölünen bit hatalarının sayısıdır. Bit hata olasılığı (BEP) ise , bit hata oranının beklenen değeridir. Bit hata oranı, bit hatası olasılığının yaklaşık bir tahmini olarak düşünülebilir. Bu tahmin özellikle uzun bir zaman aralığı ve çok sayıda bit hatası için doğrudur. Dijital iletişim veya veri iletiminde , E_b / N_0 (bit başına enerji / gürültü güç spektral yoğunluk oranı) , "Bit başına SNR" olarak da bilinen normalleştirilmiş bir sinyal-gürültü oranı (SNR) ölçüsüdür.



Şekil 11. 5 Mbps SOQPSK-TG için Eb/N0 (bit başına SNR) Performansı

IV. ARAŞTIRMA SONUÇLARI VE ÇIKTILAR

Geleneksel modülasyon yöntemleriyle karşılaştırıldığında, SOQPSK-TG modülasyon yöntemi, taşıyıcı fazın ±π/2 veya ±π ani değişimini ortadan kaldırır. Bu nedenle, SOQPSK-TG modülasyon yönteminin daha kompakt bir güç spektral yoğunluğuna ve yüksek bir spektrum kullanım oranına sahip olduğu görülebilir ve spektrum performansı için mevcut gereksinimleri karşılayabilir. SOQPSK modülasyonu, kesinlikle sabit bir zarf ile yüksek bant genişliği verimli bir modülasyondur. SOQPSK'nın frekans ofset şekillendirmesi, tam yanıtlı bir sürekli dalgayı benimser, yani dalga süresi bir sembol zaman uzunluğudur. OQPSK ile karşılaştırıldığında, SOQPSK bant genişliği kullanımını daha da azaltır ve daha yüksek güç verimliliği ve frekans verimliliğine sahiptir, bu nedenle SOQPSK modülasyonu havacılık telemetri standardı olarak benimsenmiştir.

V. PROJE KAZANIMLARI VE TUSAŞ'A OLAN KATKISI

Havacılık telemetrisi iletişiminde, ekipman karmaşıklığını, özellikle güç amplifikatörünü azaltmak için sabit zarf dalga biçimi sistemi kullanılır. Çok verimli SOQPSK bunun için çok uygundur. SOQPSK modülasyon yönteminin geleneksel modülasyonlara kıyasla daha yüksek veri iletim hızı ve etkinliği sağlayabilmektedir. Doğrusal olmayan amplifikatörler kompakt, ucuz ve sınırlı gücü yayılan güce dönüştürmede oldukça verimli olduğundan, SOQPSK düşük maliyetli, yüksek güçlü minyatür vericilerde kullanılabilir.

VI. ÖNERİLER, ALINAN DERSLER VE GELECEK ÇALIŞMALAR

Bu proje süresince hızla gelişen uçuş testleri üzerine yoğun bir araştırma yapma ve telemetri haberleşmesi ile ilgili son gelişmeleri takip ederek bu teknolojilerin uygulaması konusunda bilgiler edinilmiştir. Akademik yayın hazırlama konusunda tecrübe edinilmiştir. Bu çalışma ile uçuş testleri , uçuş testlerinde telemetri sistemleri ve bu konu üzerinden modülasyona dikkat çekilmiştir. Bu alanda gelişen teknoloji ile ihtiyaçlara cevap vermek adına geliştirilmiş SOQPSK-TG modülasyonu bant genişliği açısından verimli bir modülasyon tekniği olarak tanıtılmıştır. Bu sinyallerin ana avantajı daha iyi spektral verimliliktir. Bu da büyük oranda tercihine neden olacaktır.

BİLGİLENDİRME

Bu çalışma Gazi Üniversitesi-TUSAŞ Bitirme Projesi 2021-2022 kapsamında desteklenmiş ve yapılmıştır.

KAYNAKLAR

[1] Giadrosich, D.L. (1995). Operations research analysis in test and evaluation. Washington: AIAA Education Series

[2] Distributed Telemetry System with High Speed Avionics Bus for Multi Stage Aerospace Vehicles [Online]. Available:https://link.springer.com/chapter/10.1007/978-3-030-66763-4_6

[3] U.S.A. Department of Defense. (2012). Test and evaluation management guide. (6.edition).Virginia: The Defense Acquisition University Press

[4] AGARDograph No.300, "Agard Flight Test Techniques Series" Volume 1, NATO

[5] http://http://siga.uubf.itu.edu.tr/uubftez/upload/itu/uubf/ucak/Berk_Turkoglu-ucak-20210216.pdf

[6] [Online].http://http://web.shgm.gov.tr/tr/hava-araci-islemleri/4980-sht-21-sertifikasyon

[7] Purton, L. and Kourousis, K. (2014). Military airworthiness management frameworks: a critical review. Science Direct, 80(1), 545-564.

[8] De Florio, F. (2011). Airworthiness: an introduction to aircraft certification. (2.edition). Butterworth: Heinemann.

[9] National Aeronautics and Space Administration. (1987). Telemetry: Summary of concept and rationale. A.B.D.

[10] Range Commanders Council. (1999). Telemetry standarts. Secretariat Range Commanders Council: New Mexico.

[11] Haykin, S., "Communication Systems Fourth Edition" Wiley, New york, 88-93 (2001)

[12] Kayran, Panayırcı, Aygölü, "Sayısal Haberleşme", Birsen Yayınevi, (2009)

[13] Hong Xiangyu.2021(04)Design and Implementation of QPSK Modem [J]. Electronic World,:202-203.

[14] Wang Yi, Tu Yu, TAN Zetao, Lv Yating.2020(17) Design and Simulation of 16QAM Modulation and Demodulation System Based on Simulink

[15] Chang Xiao-ming. VerilogHDL Practice and The Application System Designs[M]. Beijing: Beijing Aerospace University Publishing House 2003.

[16] Feher K., "FQPSK: a superior modulation technique for mobile and personel communications" IEEE Trans. On Broadcasting, 39(2):288-294 (1993)

[17] Bin, T.,Yujing, S., "A Constant Envelope FQPSK Modulation for Deep Space Communications" China Communications, December (2006)

[18] Saeed, N., Elzanaty, A., Almorad, H., Dahrouj, H., Al-Naffouri, TY ve Alouini, MS, 2020. Cubesat Communications: Son gelişmeler ve gelecekteki zorluklar. IEEE İletişim Anketleri ve Eğitimleri.

Statik Yükleme ve Titreşim Koşullu Bütünleşik Topoloji Optimizasyonu

Integrated Topology Optimization with Static Loading and Vibration Conditions

Öğrenci – 1
Hüseyin Karabıyık
TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi
Makine Mühendisliği
Ankara, Türkiye
huseyinkarabiyik48@gmail.com

Öğrenci – 2
Muhammed Metin Eskimez
TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi
Makine Mühendisliği
Ankara, Türkiye
mmeskimez@gmail.com

Öğrenci – 3
Muhammet Tayyip Yılmaz
TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi
Makine Mühendisliği
Ankara, Türkiye
mutayyipyilmaz@gmail.com

Öğrenci – 4
Berk Öncü Öncül
TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi
Makine Mühendisliği
Ankara, Türkiye
berkncl@gmail.com

Öğrenci – 5
Osman Eroğlu
TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi
Makine Mühendisliği
Ankara, Türkiye
osmaneroglu00@gmail.com

Akademik Danışman
Dr. Öğr. Üyesi Recep M. Görgülüarslan
TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi
Makine Mühendisliği
Ankara, Türkiye
rgorguluarslan@etu.edu.tr

Sanayi Danışmanı
İstemihan Gökdağ
Türk Havacılık Uzay Sanayii
Ankara, Türkiye
istemihan.gökdağ@tai.com.tr

***Özetçe*— Havacılık sektöründe, tasarımların yüksek mukavemetli ve aynı zamanda hafif olmaları önemli bir ihtiyaçtır. Bu nedenle, son zamanlarda topoloji optimizasyonu yöntemleri yaygınlaşmıştır. Topoloji optimizasyonu çalışmamalarında doğal frekans gereksinimlerinin karşılanması önemli tasarım öğelerinden biridir. Topoloji optimizasyonu statik bir sonlu eleman analizi değerlendirmesi gerektirirken, doğal frekans hesabı modal analiz değerlendirmesi gerektirir. Bu iki farklı analiz prosedürünü topoloji optimizasyonu sürecinde aynı anda kullanmak ise zorlu bir süreçtir. Bu probleme çözüm olması adına, bu çalışmada bir esneklik minimizasyon sürecinde doğal frekans kısıtlamasını hesaba katan bir topoloji optimizasyon metodolojisi sunulmaktadır. Ticari yazılımlar, bu iki farklı analiz prosedürünü kullanarak bir seferde ya statik olarak tanımlanan amaç fonksiyonunu en aza indirebilir ya da dinamik olarak tanımlanan amaç fonksiyonunu en aza indirebilir. Geliştirilen metodun durumu beraber değerlendirebilmesi çalışmanın yenilikçi bir yönü olarak öne çıkmaktadır. Geliştirilen metodolojinin uygulanabilirliği, doğal frekans ve kütle kısıtlamaları ile mühendislik uygulaması olarak bir uydu braketi ile gösterilmiştir. Tasarımların prototipleri, eklemeli imalat tekniği kullanılarak üretilmiştir.**

Anahtar Kelimeler — Topoloji optimizasyonu, doğal frekans, havacılık, eklemeli imalat

***Abstract*— The most important need in the aviation industry is the realization of high-strength and lightweight designs. For this reason, topology optimization methods have become widespread recently. Besides, meeting the natural frequency requirements is one of the important design elements. However, topology optimization requires a static finite element analysis evaluation while the natural frequency calculation requires a modal analysis evaluation. Using these two different analysis procedures at the same time in the topology optimization process, on the other hand, is a challenging task. To address this challenge, a topology optimization methodology that account for the natural frequency constraint in a compliance minimization process is presented in this study. Since the commercial software can either minimize compliance or minimize the vibration frequency at one time, using these two different analysis procedures at the same time together stands out as an innovative aspect of this study. The applicability of the developed methodology is shown with a real-world satellite bracket with natural frequency and mass constraints. The prototypes of the designs are fabricated using the additive manufacturing technique.**

Keywords — Topology optimization, natural frequency, aerospace, additive manufacturing.

I. GİRİŞ

Topoloji optimizasyonu, sistemin performansını en üst düzeye çıkarmak amacıyla belirli bir tasarım alanı içinde belirli sınır koşulları, yükler ve kısıtlamalar ile malzeme dağılımını optimize eden matematiksel bir yöntemdir. Topoloji optimizasyonu, özellikle havacılık ve uzay mühendisliğinde hafif ve yüksek dayanımlı ürünlerin tasarımını yapmak için verimli bir araç haline gelmiştir. [1]

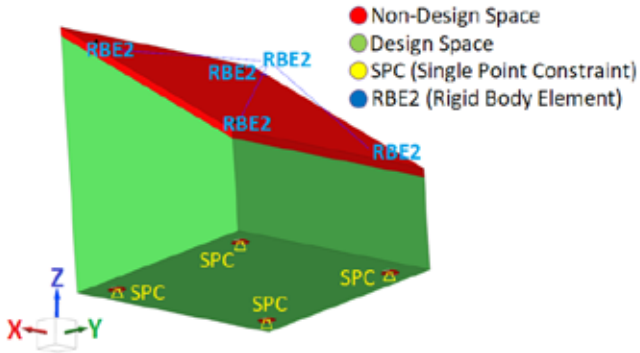
Bu projede, bir hava aracı braket geometrisinin topoloji optimizasyonu belirli hacim ve frekans kısıtlarının aynı problem içerisinde bütünleşik olarak çözülmesi için bir yöntem geliştirilmiş ve bu yöntem kullanılarak bir tasarım gerçekleştirilmiştir. Braketin başlangıç tasarım hacmi Şekil 1'de gösterildiği üzere 4,6 kg'lik bir kütleye sahiptir. Burada braket için son ağırlık hedefi 0.503 kg'lik orijinal parçanın ağırlığının %30 azaltılması, doğal frekansın ise 140 Hz'den yüksek olacak şekilde gerçekleştirilmesi hedeflenmiştir. Ayrıca, tasarım sonunda braketin üretiminde kullanılacak malzemenin akma dayanımı değeri ve eklemeli imalat güvenlik faktörü ile hesaplanacak (1) marjin değerinin de l'den yüksek olması istenmiştir.

$$\frac{\sigma_{yield}}{\sigma_{max} \times SF} - 1 = Margin \quad (1)$$

Burada güvenlik faktörü 1.5 ve malzemenin akma dayanımı 152 MPa olarak belirlenmiştir. Malzeme olarak AlSi10Mg alaşımı kullanılmıştır. Ayıca bu malzemenin elastik modülü 65 GPa, Poisson oranı 0.3 ve öz kütlesi 2.67 g/cm3 olarak alınmıştır.

A. Sınır ve Yükleme Koşulları

Braket tasarım alanı Şekil 1'de kırmızı renk ile gösterilen hacim olup, yeşil renkli bölge tasarım alanı olmayan tasarım dışı alanı göstermektedir. Projede kullanılan hava aracı braketin bir uzay platformu üzerinde yer alacağı düşünüldüğünde üç farklı eksenden de ±20G yerçekimi kuvveti büyüklüğünde kuvvetler uygulanması istenmiştir. Braketin üzerine koyulacak ekipmanın, HyperMesh sonlu eleman modelleme programında modellenebilmesi için ağırlık merkezindeki koordinatlarında bir sanal kütle oluşturulmuştur. Bu kütle 0,8 kg olarak belirlenmiş olup, RBE2(Rigid Body Element) elemanları kullanılarak braketin üst deliklerine bağlantılan gerçekleştirilmiştir. Bu kütlenin atalet değerleri I, Ixx=0,001 kg.m2, Iyy=0,001 kg.m2, Izz=0,002 kg.m2 olarak belirlenmiştir.

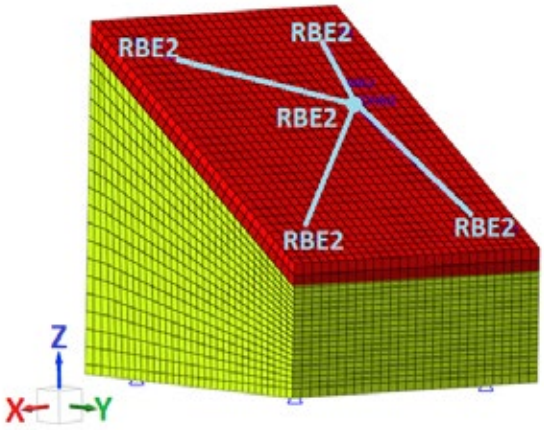


Şekil 1. Braket Üzerindeki Sınır Koşullar, Tasarım ve Tasarım Dışı Bölgeler

II. GERÇEKLEŞTİRİLEN ARAŞTIRMA FAALİYETLERİ

A. Model ve Ağ Örgüsü Çalışması

Verilen ilk tasarım alanı incelendiğinde, MATLAB yazılımı kullanılarak gerçekleştirilecek topoloji optimizasyon kodunda braketin sonlu eleman modelinin kullanılabilmesi için altı yüzlü ağ örgüsü hexa mesh) türü kullanılması kararlaştırılmıştır. Braket Şekil 2'de görüleceği üzere 20498 elemandan oluşacak şekilde ağ örgüsü atanmıştır.



Şekil 2. Braketin Sonlu Eleman Modeli

B. MATLAB Kodunun Geliştirilmesi

1) Optimisazyon yöntemi ve SIMP

Projenin ana hedefleri olan statik ve titreşim gereksinimlerinin paralel olarak topoloji optimizasyonuna entegre edilmesi istenmektedir. HyperMesh sonlu elemanlar yöntemi yazılımı aynı anda bu gereksinimleri karşılayamadığı için optimizasyon işlemi için bir MATLAB kodu geliştirilmesi gerekmektedir. Bu doğrultuda yukarıdaki bölümlerde sonlu elemanlar analizi için hazırlanan geometriyi analiz etmek için çözücü yazılıma girilecek bir girdi dosyası oluşturulmalıdır. Bu dosyaların HyperMesh tarafından çözülmesiyle elde edilen parametreler seçilen optimizasyon algoritmasında işlenerek yinelemeli bir döngüden sonra sonuç model elde edilir. Elde edilen sonuç model son düzeltmelerden sonra (post-process) nihai model elde edilir.

İlk olarak topoloji optimizasyonu için oluşturulan sonlu elemanlar modeli HyperWorks Optistruct programında çözdürülür. Ardından her bir ağ elemanı için elde edilen yoğunluk değerleri optimizasyon algoritmasına girerek her ağ örgüsü için ayrı malzeme kartı ile tanımlanan özellikleri değiştirir. Değiştirilen özellik malzemenin elastik modülüdür. Her bir elemanının elastik modülü ile yoğunluğu arasında direk ilişki kurabilmek için literatürde çokça kullanılan SIMP (The Solid Isotropic Material with Penalization) metodu kullanılır. Sonuç olarak tüm malzeme kartlarının yoğunluk değerleri elde edilir. 0-1 skalasındaki bu yoğunluk değerleri 0'a yakın olması

durumda o elemanın boş olduğunu 1'e yakın olması durumunda o elemanın dolu olduğu bilgisini verir[2].

2) *Optimizasyon Algoritması*

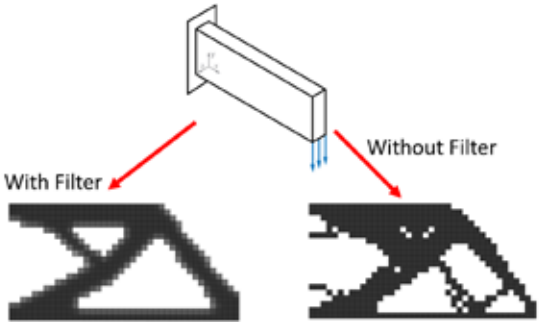
Topoloji optimizasyonunda amaç, maliyet minimizasyonu, stres minimizasyonları gibi farklı amaç fonksiyonları olabilir [3-4]. Literatürde en yaygın kullanılan esneklik (ing. Compliance) minimizasyonu topoloji optimizasyonuna örnek olarak Liu vd. [5]'nin makalesi verilebilir.

Topoloji optimizasyonu sürecinde önemli bir konu ise optimizasyon algoritmasıdır. Optimizasyon algoritmaları kabaca lokal ve global algoritmalar olarak ayrılabilir. Global çözümler daha kesin sonuç verirler fakat çözüm süreleri lokal algoritmalara göre daha uzundur. Lokal algoritmalar daha hızlı sonuca ulaşabilirler fakat doğru arama yönü için amaç ve kısıt fonksiyonlarının türevine ihtiyaçları vardır. Ayrıca hızlı bir çözüm için güçlü bir ilk tahmine ihtiyaç duyarlar.[6]

Sonuç olarak daha fazla ağ örgüsünde hızlı sonuca ulaşabilmek adına Liu vd.'nin de kullanmış olduğu 4 farklı türev tabanlı lokal optimizasyon algoritması çalışılmıştır. Bu algoritmalar 'active-set', 'interior point', 'optimality criteria (OC)' ve 'method of moving asymptotes (MMA)' algoritmalarıdır. Yapılan literatür çalışmalarında ve öncü çalışmalarda görüldüğü üzere MMA, problem için daha hızlı sonuçlar sunabilir ve uygulanabilirliği kolaydır [5].

3) *Filtreleme*

Topoloji optimizasyonunda dama tahtası efekti, ağ örgüsü bağımlılığı ve lokal çözüm bulma gibi son tasarım için uygun olmayan bazı problemler görülebilir[7]. Bu projede yenilikçi olarak bahsedilen problemlere yönelik literatür çalışması yapılarak yoğunluk tabanlı filtreleme metodunun geliştirilen MATLAB koduna entegrasyonu sağlanmıştır.



Şekil 3. Filtrelemenin Örnek Model Üzerindeki Etkisi

Şekil 3'te görüldüğü üzere boş ve dolu elemanlar arasındaki gri elemanlar yarı dolu yarı boş elemanları temsil etmektedir. Bu elemanlar boş ve dolu elemanlar arasındaki geçişi yumuşatmıştır. Ayrıca filtre uygulanmayan modelde bazı ağ elemanlarının ana gövdeden uzakta durduğu görülmektedir.

4) *Optimizasyon süreci ve formülasyonu*

Önceki kısımlarda anlatılan gereksinimler ve çözümler bir araya getirilerek MATLAB yazılımında bir kod oluşturulmuştur. Bu kodun genel akış şeması Şekil 4'te verilmiştir. Genel optimizasyon formülasyonu denklem (2)'de görülen x her bir ağ örgüsü elemanının yoğunluğunu, amaç fonksiyonu olan c(x) esnekliği, v her bir elemanın hacmini, V toplam hacmi ve ω_n doğal frekansı göstermektedir.

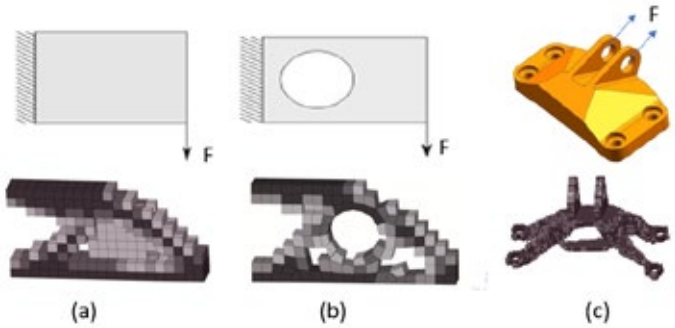
$$\begin{aligned} x &= [x_1, x_2, \dots, x_n]^T \\ c(x) &= F^T U(x) \\ v(x) &= x^T v - V \le 0 \\ \omega_n &< 140\ Hz \\ x \in X,\ X &= \{x \in R^n : 0 \le x \le 1\} \end{aligned} \tag{2}$$



Şekil 4. MATLAB Optimizasyon Algoritmasının Akış Şeması

III. ARAŞTIRMA SONUCU VE ÇIKTILAR

Yapılan çalışmalarda ilk olarak bahsedilen MATLAB programı üzerinden sonlu eleman analizi için oluşturulan kodun doğrulanması için literatürde sıklıkla kullanılan geometriler CAD katı modelleme programı ile oluşturulup koda girdileri sağlanarak doğrulamaları yapıldı. Şekil 5'te görüleceği üzere 3 farklı model üzerinde çalışmalar yapıldı. Modeller belirlenirken literatürde sıkça kullanılan modeller tercih edildi. Elde edilen sonuçlar literatürle karşılaştırıldı. Liu Vd. çalışmaları ile aynı kısıtlarda neredeyse aynı final esneklik değerlerinin elde edildiği gözlemlendi [5,9].



Şekil 5. Yapılan Doğrulama Çalışmaları (a) basit kiriş, (b) delikli kiriş, (c) GE braket

Şekil 2'de verilen ve projede çalışılan uzay platformu braketi için aynı çalışma yapılmıştır. Burada hedeflenen hacim oranı (son hacim/ilk hacim) 0.2 verilmiştir. Elde edilen çıktılar Tablo 1'de verilmiştir. Elde edilen sonuç modelin görünümü Şekil 6'da verilmiştir.



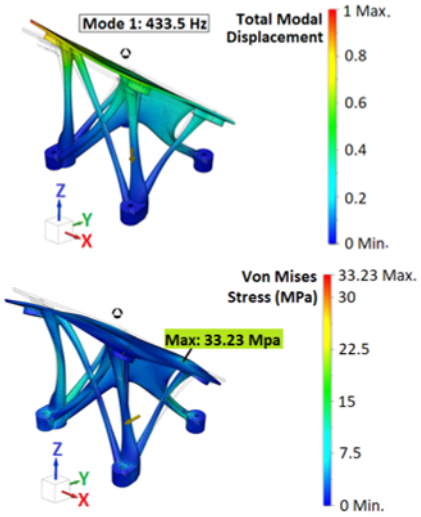
Şekil 6. Farklı Açılardan Sonuç modeli Görüntüsü

Tablo 1. Optimizasyon Çıktıları

İlk Model ve Sonuç Modeli Çıktıları			
Özellik	İlk Model	Sonuç Model	Yüzdesel Değişim
Esneklik (Nmm)	0.0126	0.0011	-91.27
Doğal Frekans (Hz)	308	267	-13.31
Hacim (cm^3)	1719.14	342.3	-80.09

Tablo 1'de görüldüğü üzere doğal frekans kısıtı sağlanarak ağırlık azaltma gerçekleşmiştir. Benzer şekilde amaç fonksiyonunda da %91'lik bir azalma gözlenmiştir. Geliştirilen metodolojinin başarılı olduğunu göstermek adına, topoloji optimizasyonu, herhangi bir titreşim kısıtı verilmeden gerçekleştirilmiştir. Elde edilen sonuç modelinin titreşim analizi yapıldığında 94.7 Hz olduğu gözlemlenmiştir.

Şekil 6'da verilen sonuç modeli Fusion360 programı ile Şekil 8'de verildiği üzere tekrar tasarlanmıştır. Elde edilen son model 0.35 kg'dır. Bu ağırlık braketin orijinal tasarıma göre %30,42, tasarım uzayına göre %92 ağırlık azaltma olduğunu göstermektedir. Son model Fusion360'ta statik ve titreşim analizi yapılarak statik marjin değeri hesaplanmıştır.



Şekil 7. Nihai Model Analiz Sonuçları

Şekil 7'de görüldüğü üzere elde edilen model için yapılan titreşim analizinde ilk mod değeri 433.5 Hz gelmiştir. Bu değer kısıt olarak verilen 140 Hz'den yüksektir. Ayrıca maksimum gerilme değeri 33.23 MPa olarak görülmüştür. Bu değerden hesaplanan margin değeri 2.05 olarak hesaplanmıştır. Elde edilen son model aynı boyutlarda temsili olarak 3 boyutlu yazıcı ile üretilmiştir. Üretilen model Şekil 9'da verilmiştir.



Şekil 8. Nihai Model Hazırlama Süreci



Şekil 9. Prototip Braket

IV. PROJE EKİBİNİN KAZANIMLARI VE TUSAŞ'A OLASI KATKISI

Yürütülmüş projede ekip, sonlu elemanlar metodu hakkında ağ örgüsü, statik analiz ve titreşim analizi, ağ örgüsü elemanları ve tipleri, HyperMesh programı, analiz sonuçlarının değerlendirilmesi ve yorumlanması üzerine, optimizasyon konusu hakkında türev tabanlı optimizasyon algoritmaları, çalışma yöntemleri, topoloji optimizasyonuna entegrasyonları, avantaj ve dezavantajları üzerine, topoloji optimizasyonu yöntemi, karşılaşılabilecek problemler üzerine, MATLAB yazılımda, dosya okuma ve yazma, farklı fonksiyonların kullanımı, algoritma tasarlanması ve uygulanması üzerine, kapsamlı yapılan çalışmalar ve taranan literatür takım üyelerinin farklı alanlarda deneyim kazanmasını sağlamıştır.

Sonuç, TUSAŞ, olarak elde edilen birikim ile ağırlığın fazla olmasından dolayı maliyetin yüksek olduğu farklı alanlarda, topoloji optimizasyonu gibi yöntemlerle ağırlık azaltması sağlayarak tasarruf sağlayabilir. Ayrıca geliştirilen metodun ana fonksiyonları sağladığı fakat iyileştirilmelere ihtiyacı olduğu söylenebilir. Bu açıdan geliştirilen metot son kullanıma yakındır. Proje isteri olarak verilen braketin ön tasarımı da bu projenin TUSAŞ'a katkısıdır.

V. ÖNERİLER VE GELECEK ÇALIŞMALARI

Literatürde yapılan çalışmalarda görüldüğü üzere topoloji optimizasyonu farklı şekillerde çalışılmaktadır. [3,4,5] Farklı amaç fonksiyonları, farklı optimizasyon algoritmaları çalışılabilir. Kullanılan mevcut optimizasyon algoritmasının daha hızlı ve etkin kullanımı gelecek çalışması olarak gösterilebilir. Ayrıca, projede kullanılan filtrelemenin üzerine farklı çalışmalar yapılabilir. 20000 ağ örgüsü ile tasarlanan modelin hala kaba kaldığı ve daha çok ağ örgüsü elemanı ile çalışmalar yapılabilir.

KAYNAKLAR

[1] Zhu, JH., Zhang, WH. & Xia, L., 2016, "Topology Optimization in Aircraft and Aerospace Structures Design". Arch Computat Methods Eng 23, 595–622. https://doi.org/10.1007/s11831-015-9151-2

[2] Bendsøe, M. P., 1989, "Optimal shape design as a material distribution problem." Structural optimization, 1(4), 193-202.

[3] Huang, R., Ulu, E., Kara, L. B., Whitefoot, K. S., 2017, "Cost minimization in metal additive manufacturing using concurrent structure and process optimization". Volume 2A: 43rd Design Automation Conference. https://doi.org/10.1115/detc2017-67836

[4] Ferrer, A., Geoffroy-Donders, P., & Allaire, G., 2021, "Stress minimization for lattice structures. part I: Micro-structure design. Philosophical Transactions of the Royal Society A: Mathematical, Physical and Engineering Sciences," 379(2201), 20200109. https://doi.org/10.1098/rsta.2020.0109

[5] Liu, K., & Tovar, A., 2014, "An efficient 3D topology optimization code written in MATLAB. Structural and Multidisciplinary Optimization," 50(6), 1175-1196

[6] G. Venter,2010, "Review of Optimization Techniques,", https://doi.org/10.1002/9780470686652.eae495

[7] Bourdin, B., 2001, "Filters in topology optimization." Int. J. Numer. Meth. Engng., 50: 2143-2158. https://doi.org/10.1002/nme.116

[8] Montes, M. O., Ivvan, S., Pe, V., & Rionda, S. B., 2016, "Topology optimization algorithms for the solution of compliance and volume problems in 2D."

[9] "GE Jet Engine Bracket Challenge." GrabCAD. (n.d.). Retrieved April 11, 2022, from https://grabcad.com/challenges/ge-jet-engine-bracket-challenge

İki Silindirli İçten Yanmalı Bir Motor İçin İtki Test Düzeneği Oluşturulması

Designing Thrust Test Rig for a Two Cylinder Internal Combustion Engine

Öğrenci – 1
Ahmet Hakan Ünaldı
Marmara Üniversitesi
Makine Mühendisliği
İstanbul, Türkiye
ahmethakanunaldi@gmail.com

Öğrenci – 2
Ahmet Yapmaz
Marmara Üniversitesi
Makine Mühendisliği
İstanbul, Türkiye
ahmetyapmaz@gmail.com

Akademik Danışman
Dr. Öğr. Üyesi İlker Turgut Yılmaz
Marmara Üniversitesi
Makine Mühendisliği
İstanbul, Türkiye
ilker.yilmaz@marmara.edu.tr

Sanayi Danışmanı
Ahmet Hulusi Öz
Türk Havacılık Uzay Sanayii
Ankara, Türkiye
ahmethulusi.oz@tai.com.tr

***Özetçe*— Hava araçlarındaki itki sistemleri büyük öneme sahiptirler. İtki sistemleri hava araçlarının hareketlerini ve manevra kabiliyetlerini sağlamalarında görev almaktadır. İtki sistemlerinin temel elemanlarından biri motordur. Havacılıkta kullanılan motorlar arasında turbofan, turbojet, turboprop ve pistonlu motorlar gösterilebilir. Turbofan ve turbojet motorlar yakıtın yanmasından kaynaklı itkiyi kullanırken, turboprop ve pistonlu motorlar, pervaneler kullanılarak itki üretmektedirler. Yapılan bu çalışmada iki silindirli DLE 120 modeli bir içten yanmalı pistonlu motorun itki testlerinin yapılabileceği bir test düzeneği tasarlanmış ve üretilmiştir. Bu düzenek sayesinde pervane ile üretilen itkinin ölçümü ve motorun açısal momentumundan kaynaklı olarak üretmiş olduğu torkun ölçümü gerçekleştirilebilecektir. Test düzeneği tasarımı Solidworks programı kullanılarak yapılmıştır. Tork ve itki ölçümleri 20 ve 50 kg ölçüm kapasitesine sahip yük hücreleri ile, egzoz gazı sıcaklıkları ise K tipi termokupllar ile ölçülebileceklerdir. Test düzeneğinde ölçülebilecek diğer bir parametre ise yakıt tüketimidir. Yakıt tüketimi hassas terazi kullanılarak ölçülecektir. Üretilen test düzeneği üzerinde gelecekte yapılacak geliştirmeler sayesinde TUSAŞ'ın da testlerini gerçekleştirebileceği bir düzenek oluşturulabilecektir.**

Anahtar Kelimeler — içten yanmalı motor (İYM), itki, pervane, yakıt tüketimi.

Abstract— Propulsion systems in aircraft are of great importance. Propulsion systems are involved in ensuring the movement and maneuverability of aircraft. One of the basic elements of propulsion systems is the engine. Among the engines used in aviation, turbofan, turbojet, turboprop and piston engines can be shown. Turbofan and turbojet engines use thrust from the combustion of fuel, while turboprop and reciprocating engines generate thrust using propellers. In this study, a test setup for thrust tests of a two-cylinder DLE 120 model internal combustion piston engine was designed and produced. Thanks to this setup, it will be possible to measure the thrust produced by the propeller and the torque produced by the engine's angular momentum. The test setup was designed using the Solidworks program. Torque and thrust measurements can be measured with load cells with a measurement capacity of 20 and 50 kg, and exhaust gas temperatures with K type thermocouples. Another parameter that can be measured in the test setup is fuel consumption. Fuel consumption will be measured using a precision scale. Thanks to the future developments on the test set-up, it will be possible to create a setup where TAI can also perform its tests.

Keywords — internal combustion engine (ICE), thrust, propeller, fuel consumption.

I. GİRİŞ

Yeni nesil hava araçlarında turbojet, turbofan ve turboprop motorlar kullanılsa da yüksek irtifaları hedeflemeyen küçük boyutlu insansız hava araçlarında (İHA) pistonlu motorlara halen ihtiyaç duyulmaktadır. TUSAŞ'ın geliştirmiş olduğu ANKA ve AKSUNGUR projelerinde TEI-PD170 turbo dizel motor kullanılırken [1,2], BAYKAR'ın geliştirdiği TB-2 Silahlı İnsansız Hava Aracı (SİHA) projesinde ise Rotax 912 benzin enjeksiyonlu buji ateşlemeli motor kullanılmaktadır [3]. Havacılık motorları geliştiriliyorken motor parametrelerinin tespiti için çeşitli testler yapılmaktadır. Bu testlerden bir tanesi de itki testidir. Bu testlerde motor devrine ve yakıt tüketimine bağlı olarak pervanenin üretmiş olduğu itki ölçülmektedir. Testlerin gerçekleştirilebilmesi için çeşitli özelliklere sahip test düzeneklerine ihtiyaç duyulmaktadır. Yapılan bu çalışmada da içten yanmalı motorlar için bir test düzeneğinin oluşturulması hedeflenmiştir.

II. PROBLEMİN TANIMI

Havacılıkta kullanılan içten yanmalı motorların geliştirilme safhalarında gerçekleştirilen testler, genel olarak hava testleri ve yer testleri olarak ikiye ayrılmaktadır. Bu çalışmada yer testleri kapsamı içerisinde olan itki testlerinin nasıl gerçekleştirilebileceği incelenmiştir.

İtki testleri temelde motora bağlanan çeşitli pervanelerin üretmiş olduğu itkiyi ölçmek için yapılır. Hava araçlarının itki sistemleri, hava aracını yerden kaldırmaya ve manevra kazandırmaya yardımcı olan sistemlerdir. İtki sistemlerinin temel elemanları motorlar ve pervanelerdir. İtki kontrolü pervane ve motorun kontrolü ile yapılabilmektedir. Pervane kontrolü yalnızca değişken hatveli pervaneler için geçerlidir. Sabit hatveli pervanelerde herhangi bir kontrol söz konusu değildir. Değişken hatveli pervanelerde pal açısı değiştirilerek itki kontrol edilebilmektedir. İtkiyi kontrol etmenin bir diğer yolu ise motoru kontrol etmektir. Motorun üretmiş olduğu tork ve devrin pervaneye aktarılmasıyla itki meydana gelir. Dolayısıyla devrin ve torkun kontrol edilebilmesiyle itki de kontrol edilebilmektedir. Devir ve torkun kontrol edilebilmesi ise motor içerisine alınan yakıt ve hava karışımlarının miktarlarının değişimi ile sağlanmaktadır. Motorun belirlenen optimum çalışma şartlarında çalışması sistem sağlığı için önem teşkil etmektedir. Motorun sıcaklık, devir ve yakıt tüketimi gibi parametrelerinin belirlenen sınırlar içerisinde tutulması ve bu sınırların dışına çıkarılmaması gerekmektedir.

Yapılan çalışmada motor kontrolünden bağımsız olarak itki testlerinin gerçekleştirilebileceği bir test düzeneği oluşturulmuştur. Bu düzenek üzerinde bulunan: yük hücrelerinin, termokupların, debi ölçerin ve hassas terazinin kullanımı ile itki, sıcaklık, yakıt tüketimi ve yakıt debisi ölçümleri gerçekleştirilebilmektedir.

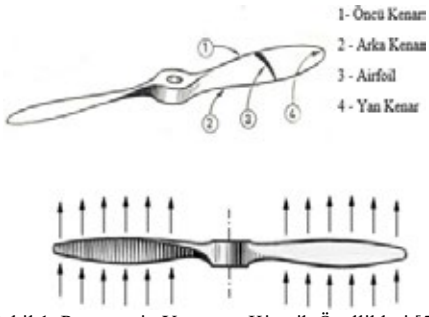
III. GERÇEKLEŞTİRİLEN ARAŞTIRMA FAALİYETLERİ

Havacılıkta kullanılan motorlardaki itki ölçüm sistemleri ile ilgili yapılan literatür taramalarında, itki ölçüm düzeneklerinde farklı yük değerlerinde yük hücreleri, yakıt debisi ölçümlerinde debi ölçerler, egzoz gazı ve motor yağı sıcaklığı ölçümlerinde termokupllar, kütlesel yakıt tüketimi ölçümlerinde hassas teraziler kullanıldığı gözlemlenmiştir.

A. Literatür Taraması

Pistonlu motorlarla ilgili çalışmalara göz atıldığında Kotwani ve ark. Hindistan'da kurmuş oldukları düzenekte içten yanmalı bir motorda itkiye bağlı özgül yakıt tüketimi (İBÖYT) ve özgül yakıt tüketiminin (ÖYT) ölçümünü gerçekleştirmişlerdir. Yapmış oldukları düzeneğin amacı farklı motor devirlerinde ÖYT değerlerini ölçmektir. ÖYT ve İBÖYT değerleri motora ve kullanılan yakıtların özelliklerine bağlıdır. Kotwani ve ark. testlerini OS MAX 46LA motor ile gerçekleştirmişlerdir. Testlerde Master Airscreew 11X pervane kullanmışlardır. Pervaneden yaklaşık olarak 45.72 cm uzaklıktaki sabitlenmiş bir stantta yük hücresi ölçüm düzeneği bulunmaktadır. Motorun gaz kelebeği bir servo motor ile kontrol edilmiştir [4].

İtkiyi oluşturan en önemli değişkenlerden olan pervanenin yapısı ve boyutu, test sonucu ölçülen itki değeri üzerinde büyük bir öneme sahiptir. Pervane, motor tarafından sağlanan mekanik enerjinin uçağın ileri gitmesi için sağlanan itki gücüne -yani motorun dönme hareketini itme hareketine- çeviren bir uçak elemanıdır. Şekil 1'de pervanenin yapısı ve kinetik özellikleri gösterilmektedir [5].



Şekil 1. Pervanenin Yapısı ve Kinetik Özellikleri [5]

André Miguel de Sousa, yapmış olduğu yüksek lisans çalışmasında bir itki test düzeneği tasarımı yapmıştır. De Sousa çalışmasında DA-50 model tek silindirli, buji ateşlemeli bir içten yanmalı motor kullanmıştır. Yapılan bu yüksek lisans çalışmasında dönme hızı ve titreşim değerleri piezoelektrik sensörler ile ölçülürken, pervanenin üretmiş olduğu itki ise 196 N'luk bir yük hücresiyle ölçülmüştür. Kütlesel yakıt debisinin ve tork değerinin ölçümü iki adet 49 N'luk yük hücresi kullanılarak gerçekleştirilmiştir. Motor sıcaklığını ölçmek için ise bir K tipi termokupl kullanılmıştır [6].

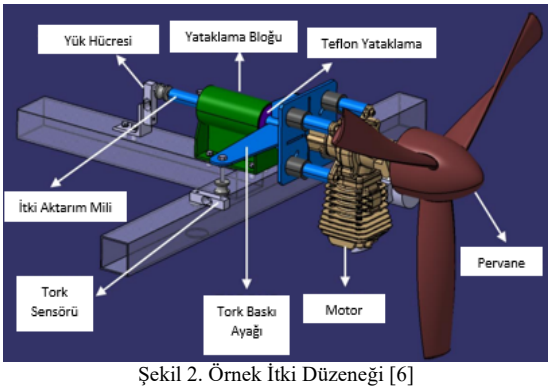
Sistemde kurulu olan bu sensörlerden veri almak için Raspberry Pi kartı kullanılmıştır. Yapılan bu çalışmada 195000 d/d'ya kadar dönüşlere izin veren, hem dönme hızını hem de titreşimi aynı anda ölçebilen ticari bir piezoelektrik sensör seçilmiştir. Motorun çalıştırıldığı oda sıcaklığını ölçmek için Raspberry Pi kartlarıyla uyumlu olan bir Kızılötesi termometre kullanılmıştır (MLX90614). Test düzeneğinde her ikisi de AISI 1045 çelik malzemeden yapılmış olan ve bir yataklama bloğu içinden geçen silindirik bir şaft kullanılmıştır. Motorun üretmiş olduğu itki değeri silindirik şaft ucuna yerleştirilmiş ve maksimum değeri 196 N olan bir yük hücresinin kullanımıyla ölçülmüştür. Yapılan çalışmada kullanılan motorun en fazla 118 N tahrik kuvveti oluşturduğuna dikkat çekilmiştir [6].

B. Yöntem

Test düzeneği itki ve tork değerlerinin ölçümlerini gerçekleştirebilecek şekilde tasarlanmıştır. Test düzeneğinde testi gerçekleştirilecek olan motor, motor bağlantı plakası üzerine bağlanmaktadır. Motor bağlantı plakası ise hem itki hem de tork değeri ölçümlerini gerçekleştireceğinden doğrusal ve radyal hareket yapabilecek şekilde test düzeneğinin gövdesine bağlanmıştır. Motorun üretmiş olduğu itki, lineer kızaklar aracılığıyla doğrusal olarak test düzeneği üzerinde bulunan BB tipi 490 N'luk yük hücresine aktarılır ve itki bu şekilde ölçülür. Tork değerinin ölçümü ise lineer kızaklar üzerindeki rulmanı yataklama sisteminde bulunan BB tipi 196 N'luk yük hücresi kullanılarak gerçekleştirilir. De Sousa'nın yapmış olduğu Şekil 2 ile gösterilen örnek çalışmada bir yataklama bloğu içerisine geçirilen silindirik motor bağlantı plakası, silindirik yapısından dolayı kendi ekseni etrafında dönmeye müsaade ederek tork değerinin ölçülmesini sağlar. Fakat de Sousa'nın çalışmasında yataklama bloğu yatay eksende motorun ağırlığından dolayı sürtünmeye sebep olacağından itki değeri doğru ölçülemeyecektir. Gerçekleştirilen bu çalışmada ise lineer kızakların kullanımı ile sürtünme en aza indirilmiştir. Lineer kızaklar ve diğer ekipmanların özellikleri tablo 1 de gösterilmiştir.

Test düzeneğinde gelecekte testleri gerçekleştirilecek olan motorun yanma odasına gönderilecek yakıtın ve egzoz gazının sıcaklıkları da ölçülebilecektir. Sıcaklık ölçümlerinin gerçekleştirilebilmesi için yakıt deposuna ve egzoz manifolduna birer adet K tipi termokupl yerleştirilecek ve böylece motorun çeşitli termal özellikleri de takip edilebilecektir. Test düzeneğinde ölçümü gerçekleştirilecek olan diğer bir parametre ise yakıt tüketiminin değeridir. Yakıt tüketimi kütlesel olarak bir hassas terazi ile, hacimsel olarak ise bir debimetre kullanımıyla zamana bağlı olarak ölçülebilecektir.

Tüm bu ölçüm sonuçları, motorun değişen gaz kolu açıklıklarına bağlı olarak değişmektedir. Gaz kolu açıklığı, devir ile doğrudan ilişkilidir. Gaz kolu açıklığı Nema 17 step motor ile değiştirilebilirken, devir değeri ise bir takometre kullanılarak ölçülebilecektir.



Şekil 2. Örnek İtki Düzeneği [6]

Tablo 1. Test Düzeneğinde Kullanılan Ekipmanlar

Test Düzeneğinde Kullanılan Ekipmanlar	**Adet**	**Ekipmanın Özelliği**	**Ekipmanın Düzenekteki Kullanım Amacı**
196 N'luk BB Tipi Yük Hücresi	1	Ölçüm Hassasiyet Değeri 0.01 N	Sistem Torkunun Ölçülmesi
490 N'luk BB Tipi Yük Hücresi	1	Ölçüm Hassasiyet Değeri 0.025 N	İtkinin Ölçülmesi
K Tipi Termokupl	2	Ölçüm Hassasiyet Değeri 0.25 °C	Yakıt Sıcaklığının ve Egzoz Gazı Sıcaklığının Ölçülmesi
Debimetre	1	Ölçüm Hassasiyeti Değeri 0.3 L/d	Hacimsel Yakıt Tüketiminin Ölçülmesi
Hassas Terazi	1	Ölçüm Hassasiyet Değeri 1 g	Kütlesel Yakıt Debisinin Ölçülmesi
Transmitter	2	Ölçüm Hassasiyet Değeri 1 mV/V, 2 mV/V	İtki ve Tork Değerlerinin Yük Hücrelerinden Okunması
Nema 17 Step Motor	1	Adım Açısı Değeri 1.8°	Gaz Kolu Açıklığının Kontrol Edilmesi
Tekerlek	4	Silikon Tabanlı	Test Düzeneğinin Hareketinin Sağlanması
Rulman	2	İç Çap 10 mm	Tork Ölçüm Sisteminin Yataklanması
Lineer Kızak	2	Statik Sürtünme Katsayısı 0.001	Motor Bağlantı Plakasının Yataklanması

C. Denklemler

Test düzeneğinde ölçümü gerçekleştirilen parametrelerin birbirleri arasında dönüştürülebilmesi için çeşitli denklemlere ihtiyaç vardır. Üretilen itkiye karşılık olarak ne kadar yakıt tüketildiğinin hesaplanabilmesi için Denklem (1) kullanılmaktadır.

$\dot{m}_f$: Zamana Bağlı Kütlesel Yakıt Debisi g / s

F: İtki Değeri kN

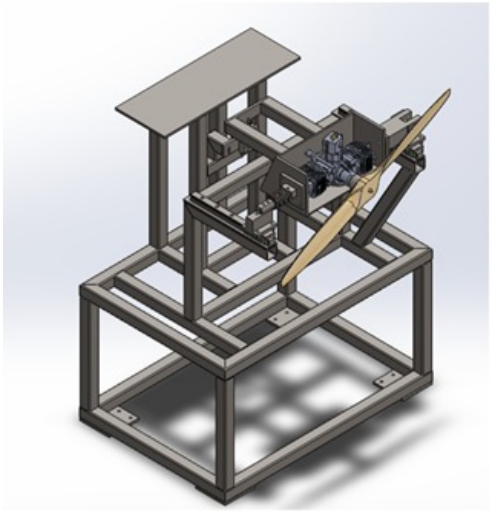
$$\text{İBÖYT} = \frac{\dot{m}_f}{F} \quad (1)$$

IV. ARAŞTIRMA SONUÇLARI VE ÇIKTILAR

A. Test Düzeneği Tasarımı

A. Yapılan araştırmalardan elde edilen bilgilerden hareketle şekil 3 ile gösterilen görülen özgün bir test düzeneği tasarımı gerçekleştirilmiştir. Test düzeneği Solidworks programı kullanılarak tasarlanmıştır. Test düzeneği gövdesinde 40×40×2 mm boyutlarında profiller kullanılmıştır. Motor bağlantı plakası ise 8 mm kalınlığa sahip sac metalden kaynak metodu ile üretilecek şekilde tasarlanmıştır.

B. Tasarım esnasında, motorun üretmiş olduğu mekanik titreşimler göz önünde bulundurularak test sistemi tasarımı sürekli olarak doğal frekans analizine tabi tutulmuştur. Analizler sonucunda sistemin motor titreşimleriyle rezonansa uğramayacağı bir doğal frekans aralığında tasarım gerçekleştirilmiştir.



Şekil 3. Tasarlanan Test Düzeneği

B. Test Düzeneğinin Üretimi

Yapılan tasarımlar sonucunda şekil 4 ile gösterilen test düzeneği üretilmiştir. Üretimler talaşlı imalat ve kaynaklı üretim metotlarıyla gerçekleştirilmiştir. Tam boy profiller testere ile uygun ölçülerde kesilmiş ve açılı kenarları oluşturulmuştur. Açılı kenarların oluşturulması ile profiller birbirlerine istenilen açı değerleriyle kaynak metodu ile birleştirilmiştir. Motor bağlantı plakası ise 8 mm sac plakadan markalanarak canavar testere kullanımıyla kesilmiş ve yine kaynak metodu ile kaynatılarak üretimi gerçekleştirilmiştir.



Şekil 4. Üretimi Gerçekleştirilen Test Düzeneği

V. PROJE EKİBİNİN KAZANIMLARI VE TUSAŞ'A OLASI KATKISI

A. Proje Ekibinin Kazanımları

Proje ekibi yapmış olduğu bu çalışma ile havacılıkta kullanılan içten yanmalı motorlarda itki, performans ve kontrol alanlarında tecrübe ve yetkinlik kazanmıştır. Yapılan bu çalışma ile Marmara Üniversitesi Teknoloji Fakültesi Makine Mühendisliği Bölümü Motor Test ve Performans Ölçüm Laboratuvarı bünyesine bir adet test düzeneği kazandırılmıştır. İlerleyen süreçte bu test düzeneğinin kullanımıyla: itki, performans, mekanik titreşimler ve kontrolcü alanlarında testler ve bilimsel çalışmalar gerçekleştirilecektir.

B. TUSAŞ'a Olası Katkısı

Yapılan çalışma ile oluşturulan test düzeneğinin, ilerde TUSAŞ'ın yapabileceği motor Ar-Ge çalışmalarına, itki ve performans konularında referans bir test düzeneği olabileceği

düşünülmektedir. Ayrıca TUSAŞ'ın da çalışmalar gerçekleştirdiği uçuş mekaniği, kontrol, motor performans ve kalibrasyon alanlarında tecrübeli insan kaynağı yetiştirilmesine de fayda sağlayacaktır.

VII. ÖNERİLER, ALINAN DERSLER VE GELECEK ÇALIŞMALAR

Yapılan çalışmanın devamı için test şartlarının değiştirilmesi ile daha kapsamlı ve gelişmiş çalışmalar gerçekleştirilebilir. Bu çalışmalara ortam şartlandırıcısı ve rüzgar tüneli kullanımıyla farklı irtifa ve durumları simule edebilecek testler örnek verilebilir. Ayrıca farklı alternatif yakıtların kullanımı ile de testler gerçekleştirilerek, itki ve emisyon üzerindeki etkileri incelenebilir.

Sabit ve değişken hatveli pervane kullanımı ile de farklı malzeme, boyut, yapı, kanat sayısında pervane kullanımlarının itkiye olan etkisinin incelendiği çalışmalar gerçekleştirilebilir.

VIII. BİLGİLENDİRME

Bu çalışma 2021 yılı 3. Dönem TÜBİTAK 2209-B Sanayiye Yönelik Lisans Araştırma Projeleri Desteği Programı (Proje No: 1139B412101603) ve 2021 yılı Sanayi Odaklı Lisans Bitirme Projeleri (Proje No: 20211030K1A1001) kapsamında desteklenmiştir.

TEŞEKKÜR

Bu çalışmada bizlere destek olan başta Marmara Üniversitesi Rektörü Prof. Dr. Mustafa KURT'a, Marmara Üniversitesi Teknoloji Fakültesi Dekanı Prof. Dr. Hasan ERDAL'a, Akademik Danışmanımız Doç. Dr. İlker Turgut YILMAZ'a, TUSAŞ Üniversite İş Birlikleri Müdürü Süleyman DEMİR'e, Sanayi Danışmanımız Ahmet Hulusi ÖZ'e, test düzeneğinin üretiminde bizlere yardımcı olan Aymas Makine Genel Müdürü Aytekin YELEKÇİOĞLU'na ve AYMAS Makine CNC operatörü Osman ÜNALDI'ya teşekkürlerimizi sunarız.

KAYNAKLAR

[1] https://www.tusas.com/urunler/iha/operatif-stratejik-iha-sistemleri/anka
[2] https://www.tusas.com/urunler/iha/yuksek-faydali-yuk-kapasitesi/aksungur
[3] https://www.baykartech.com/tr/uav/bayraktar-tb2/
[4] Kailash, K., S. K. Sane, and H. Arya. "Experimental characterization of propulsion system for mini aerial vehicle." Proc. Of the 31st National Conference on Fluid Mechanics and Fluid Power. 2004.
[5] J. C. Rodrigues, "Aeromodelismo Teórico e Prático," Lisboa, Serviço de Publicações da Mocidade Portuguesa, 1964, pp. 52-54.
[6] Sousa, Miguel André. Development of a Test Bench for UAV Propulsion Systems Characterisation. Yüksek Lisans Tezi, Instituto Superior Técnico, 2017.

Teknoloji Hazırlık Seviyesi Ölçüm Aracı Geliştirilmesi

Developing A Technology Readiness Level Assessment Tool

Öğrenci – 1
Tülser İrem Ersan
Gazi Üniversitesi
Endüstri Mühendisliği
Ankara,Türkiye
tulserirem.ersan@gazi.edu.tr

Öğrenci – 2
Sude Zeynep Serdar
Gazi Üniversitesi
Endüstri Mühendisliği
Ankara,Türkiye
szeynep.serdar@gazi.edu.tr

Öğrenci – 3
Dilara Kilinç
Gazi Üniversitesi
Endüstri Mühendisliği
Ankara,Türkiye
dilara.kilinc@gazi.edu.tr

Akademik Danışman
Prof. Dr. Fulya Altıparmak
Gazi Üniversitesi
Endüstri Mühendisliği
Ankara,Türkiye
fulyaal@gazi.edu.tr

Sanayi Danışmanı
Haydar Can Coşkun
Türk Havacılık Uzay Sanayii
Ankara, Türkiye
haydarcan.coskun@tai.com.tr

***Özetçe*— Bir proje veya şirketin başarısı için yatırım yapılacak doğru teknolojileri seçme, yönetme, değerlendirebilme yeteneği oldukça önemlidir. Bu nedenle NASA, 1970'lerde, kuruluşların teknolojilerini yönetmelerini sağlayan Teknoloji Hazırlık Seviyesi (THS) adı verilen bir yöntem geliştirdi. Bu çalışmada ise literatür taraması yapılarak örnek metotlar ve çalışmalar incelendi. Ardından mevcuttaki uygulamaların eksik noktalarını geliştirmek üzere kullanıcı dostu bir yazılım oluşturuldu. Yöntem olarak AHP (Analitik Hiyerarşi Prosesi) ve yazılım dili olarak Python kullanıldı.**

Anahtar Kelimeler — THS, teknoloji hazırlığı, teknoloji olgunluğu

***Abstract*— The ability to choose, manage and evaluate the right technologies to invest in is very important for the success of a project or company. For this reason, NASA developed a method in the 1970s called the Technology Readiness Level (TRL), which allows organizations to manage their technology. In this study, a literature review was done and sample methods and studies were examined. Then, user-friendly software was created to improve the missing points of the existing applications. AHP (Analytic Hierarchy Process) was used as the method and Python was used as the software language.**

Keywords — TRL, technology readiness, technology maturity

I. GİRİŞ

Bir sistem, bir bütün oluşturan, birbirleriyle etkileşime giren veya ilişkili olan nesnelerin veya varlıkların bir kombinasyonudur. Sistemler genellikle alt sistemlerden veya bileşenlerden oluşur. Sistemi oluşturan bu alt sistemler birbiri ile entegre olan farklı teknolojileri içermektedir.
NASA'ya göre THS'yi şu şekilde tanımlamak mümkündür:

"Teknoloji Hazırlık Düzeyleri belirli bir teknolojinin olgunluk düzeyini değerlendirmek için kullanılan bir tür ölçüm sistemidir. Her teknoloji projesi, her bir teknoloji seviyesi için parametrelere göre değerlendirilir ve ardından projenin ilerlemesine dayalı olarak bir TRL derecesi atanır. Dokuz teknoloji hazırlık düzeyi vardır. TRL 1 en düşük ve TRL 9 en yüksektir. 1'den 9'a kadar belirtilen TRL seviyelerini şu şekilde tanımlamak mümkündür:

THS 1: Gözlemlenen ve raporlanan temel ilkeler
THS 2: Formüle edilmiş teknoloji konsepti veya uygulaması
THS 3: Analitik ve ampirik olarak kanıtlanmış kritik fonksiyon ve/veya özellik
THS 4: Laboratuvar ortamında yapılan masaüstü, bileşen ve alt bileşen doğrulaması
THS 5: Uygun çevresel ortamda doğrulanmış bileşen ve/veya masaüstü tasarımı
THS 6: Uygun çevresel ortamda gösterilen sistem/alt sistem modeli veya prototipi
THS 7: Operasyonel ortamda gösterilen prototip
THS 8: Test ve gösterim yoluyla sistem tamamlanması ve performans değerlendirmesi
THS 9: Gerçek bir görevde elde edilen sistem performansı

A. Problem Tanımı

Havacılık sektöründe geliştirilen teknolojilerin olgunluklarının ve hedef ürüne hazır olma durumlarının ölçülmesine ihtiyaç vardır. Bu ihtiyaç Teknoloji Hazırlık Seviyesi (THS) ölçüm sistemi ile karşılanabilir. THS yaklaşımı ile geliştirilen teknolojilerin bir sistem veya alt sisteme entegrasyonu sırasında oluşabilecek risklerin ve bilinmeyenlerin yönetilmesi

ve teknolojinin doğru zamanda maliyet, kalite ve performansla nihai ürüne hazır hale getirilmesi amaçlanmaktadır.

THS yaklaşımı temel olarak teknolojinin olgunluğunu ölçmek için oluşturulmuş soruların yazılım, donanım, imalat, mühendislik gibi kategoriler bazında yanıtlanmasından oluşmaktadır. Bu sorular öncelikle NASA tarafından oluşturulan soru setlerinden oluşmakta, daha sonra ihtiyaçlara ve teknolojiye göre kullanılan şirketler tarafından özelleştirilmiştir. Ancak soru setleri teknolojiye göre farklılık gösterdiğinden, soru setlerinin teknoloji (yazılım, imalat ve malzeme teknolojileri gibi) açısından ayrılmasının ve ölçme aracının geliştirilmesinin çalışmalara fayda sağlayacağı düşünülmektedir. Diğer bir nokta ise soruların her TRL düzeyinde aynı önemde olmasının anlamsız olmasıdır. Bazı sorular bir sonraki seviyeye geçmek için zorunludur, diğerlerine cevabın önemi o kadar hayati değildir. Bu nedenle bu projede, firma ile tek tek belirlenen soru setleri üzerinde çalışılarak bu soruların önemi AHP yöntemi ile tartılmıştır.

II. YÖNTEM

A. AHP Yöntemi

Analitik Hiyerarşi Süreci (AHP), karmaşık teknolojik, ekonomik ve sosyopolitik konuları ele almak için bir modeldir. Gerçek dünya problemlerinin modellemesini birleştirmeyi ve şu anda var olan parçalanmayı ortadan kaldırmayı, her problemin kendi özel modeli ve diline sahip olmasını amaçlar.

AHP tekniği, bileşenlerin hiyerarşik formlarında incelenen yapılandırılmamış problemi modelleyerek, çeşitli niteliklere sahip zor bir karar verme problemini ele almak için kullanılır. Ana amaç, genel hedefi etkileyen kriterler, ana kriterleri etkileyen alt kriterler ve son olarak konu seçenekleri hiyerarşik bir sistemin önemli bileşenleridir. Tablo 1'de gösterildiği gibi, her düzeyde bileşenlerin göreceli önem derecesini belirlemek için Saaty 1-9 tercih ölçeği kullanılarak bir ikili karşılaştırma matrisi oluşturulur. İkili karşılaştırma matrislerinden özvektör ve maksimum özdeğer (λmax) hesaplanır. Özdeğerin önemi, ikili karşılaştırma matrisinin tamamen tutarlı bir değerlendirme verip vermediğini doğrulamak için karşılaştırma matrisinin tutarlılık oranı CR'nin gücünü belirlemektir. Son aşama olarak tutarlılık indeksi ve tutarlılık oranı hesaplanır.(Saaty,1980)

Table 1. Saaty's pairwise comparison scale

Scale	Compare factor of I & j
1	Equally Important
3	Weakly Important
5	Strongly Important
7	Very strongly Important
9	Extremely Important
2,4,6,8	Intermediate value between adjacent scales

AHP'nin adım adım prosedürü aşağıdaki gibi sunulmaktadır:

Adım 1: Yapısal hiyerarşiyi oluşturulması

Adım 2: İkili karşılaştırma matrisini oluşturulması

n nitelik varsayarsak, i niteliğinin j niteliği ile ikili karşılaştırması, aij'nin i niteliğinin j niteliğine göre karşılaştırmalı önemini ifade ettiği bir An*n kare matrisi verir. Matriste, i = j olduğunda aij = 1 ve aji = 1/aij.

$$A_{n\times n} = \begin{array}{c} \text{Attribute} \\ 1 \\ 2 \\ 3 \\ .... \\ .... \\ n \end{array} \begin{bmatrix} a_{11} & a_{12} & a_{13} & .... & .... & a_{1n} \\ a_{21} & a_{22} & a_{23} & .... & .... & a_{2n} \\ a_{31} & a_{32} & a_{33} & .... & .... & a_{3n} \\ .... & .... & .... & .... & .... & .... \\ .... & .... & .... & .... & .... & .... \\ a_{n1} & a_{n2} & r_{n3} & .... & .... & a_{nn} \end{bmatrix}$$

Adım 3: Normalleştirilmiş karar matrisini oluşturulması

$$c_{ij} = a_{ij} \Big/ \sum_{J=1}^{n} a_{ij}$$

$$i = 1,2,3,.....,n,\ j = 1,2,3,.....,n$$

Adım 4: Ağırlıklı, normalleştirilmiş karar matrisi oluşturulması

$$w_i = \sum_{J=1}^{n} c_{ij} \ / \ n, i = 1,2,3,.....,n$$

$$W = \begin{bmatrix} w_1 \\ w_2 \\ . \\ . \\ w_n \end{bmatrix}$$

Adım 5: Özvektör ve Satır matrisini hesaplanması

$$E = N^{th} rootvalue \ / \sum N^{th} rootvalue$$

$$Rowmatrix = \sum_{j=1}^{n} a_{ij} * e_{j1}$$

Adım 6: Maksimum özdeğeri, λmax hesaplanması

$$\lambda_{\max} = Rowmatrix \ / \ E$$

Adım 7: Tutarlılık indeksini ve tutarlılık oranını hesaplanması

$$CI = \left(\lambda_{\max} - n\right) / \left(n - 1\right)$$

$$CR = CI \ / \ RI$$

Burada n ve RI sırasıyla matris ve Rastgele Oluşturulan Tutarlılık İndeksi sırasını gösterir.

B. Yazılım

Teknoloji Hazırlık Seviyesi Ölçüm Aracının arayüzünü geliştirilmesinde Python yazılım dili tercih edilmiştir. Arayüz sayfalarının tasarımlar QT Designer programı ile yapılmasının ardından Python dilinin PYQT5 kütüphanesi ile kodlama işlemleri gerçekleştirilmiştir. Her seviyeye ait soruların, kullanıcı bilgilerinin, geçmiş ölçümlerin, cevapların kaydedilmiş olduğu veri tabanı için ise Sqlite kütüphanesinden yararlanılmıştır.

III. GERÇEKLEŞTİRİLEN FAALİYETLER

A. AHP'nin Uygulanması

Birinci Adım: TUSAŞ yetkililerine verilen anket doldurularak karşılaştırma matrisleri oluşturulmuştur. Bu makale için THS 1'in Mühendislik bölümü ele alınacaktır.

MÜHENDİSLİK

	SOR	SOR U2	SOR U3	SOR U4
SORU1:Mühendislik ekibinde görev alan ilgili teknoloji uzmanları teknoloji hakkında bilgilendirilip teknolojinin uygunluğu konusunda teyitleri alındı mı?	1	1,00	2,00	3,00
SORU2: Şirkette bu teknoloji çalışması ile ilişkili ya da çelişen herhangi başka bir teknoloji çalışması var mı?	1	1	2,00	3,00
SORU3: Teknolojinin Geldiği En İleri Nokta: Benzer teknolojiler yeni mühendislik yetenekleri, yöntemleri ve araçlarının geliştirilmesine olanak sağlamış mıdır?	0,5	0,5	1	2,00
SORU4: Hipotezleri destekleyen bilimsel bilgi üretildi mi?	0,3	0,33	0,5	1

Şekil 1

İkinci Adım: Sütunların toplanması

	SORU1	SORU2	SORU3	SORU4
SORU1:Mühendislik ekibinde görev alan ilgili teknoloji uzmanları teknoloji hakkında bilgilendirilip teknolojinin uygunluğu konusunda teyitleri alındı mı?	0,352941176	0,35	0,36	0,33
SORU2: Şirkette bu teknoloji çalışması ile ilişkili ya da çelişen herhangi başka bir teknoloji çalışması var mı?	0,352941176	0,35	0,36	0,33
SORU3: Teknolojinin Geldiği En İleri Nokta: Benzer teknolojiler yeni mühendislik yetenekleri, yöntemleri ve araçlarının geliştirilmesine olanak sağlamış mıdır?	0,176470588	0,18	0,18	0,22
SORU4: Hipotezleri destekleyen bilimsel bilgi üretildi mi?	0,117647059	0,12	0,09	0,11

Şekil 2

Üçüncü Adım: Matristeki her eleman sütun toplamına bölünerek normalleştirilir. Normalleştirilmiş matrisin her sütununun toplamı 1'dir.

	SORU1	SORU2	SORU3	SORU4
SORU1:Mühendislik ekibinde görev alan ilgili teknoloji uzmanları teknoloji hakkında bilgilendirilip teknolojinin uygunluğu konusunda teyitleri alındı mı?	0,352941176	0,35	0,36	0,33
SORU2: Şirkette bu teknoloji çalışması ile ilişkili ya da çelişen herhangi başka bir teknoloji çalışması var mı?	0,352941176	0,35	0,36	0,33
SORU3: Teknolojinin Geldiği En İleri Nokta: Benzer teknolojiler yeni mühendislik yetenekleri, yöntemleri ve araçlarının geliştirilmesine olanak sağlamış mıdır?	0,176470588	0,18	0,18	0,22
SORU4: Hipotezleri destekleyen bilimsel bilgi üretildi mi?	0,117647059	0,12	0,09	0,11

Şekil 3

Dördüncü Adım: Normalleştirilmiş matrisin her satırının toplamı, matrisin boyutuna bölünür ve ortalaması alınır. Bu değerler, her bir kriter için hesaplanan önem ağırlıklarıdır. Bu ağırlıklar öncelik vektörünü oluşturur.

WEIGHT	
SORU1:	0,350713012
SORU2:	0,350713012
SORU3:	0,189245395
SORU4:	0,10932858

Şekil 4

Beşinci Adım: Tutarlılık oranı hesaplanır. Matristeki her bir değer soru ağırlığı ile çarpılır.

CONSISTENCY			
0,350713012	0,350713012	0,37849079	0,32798574
0,350713012	0,350713012	0,37849079	0,32798574
0,175356506	0,175356506	0,189245395	0,21865716
0,116904337	0,116904337	0,094622698	0,10932858

Şekil 5

Altıncı Adım: Sonuç sütununu elde etmek için hesaplanan değerler satır boyunca toplanır.

RESULTS
1,407902555
1,407902555
0,758615567
0,437759952

Şekil 6

Yedinci Adım: Bulunan sonuç değerleri soru ağırlıklarına bölünür. Daha sonra elde edilen değerlerin ortalaması alınır. Bulunan ortalama değer aynı zamanda lambda değerini de temsil eder.

RESULT/WEIGHTS	AVERAGE
4,014400678	4,010377916
4,014400678	LAMDA
4,008634223	4,010377916
4,004076087	

Şekil 7

Sekizinci Adım: Bu adımda tutarlılık ve rastgele indeks değerleri hesaplanır.

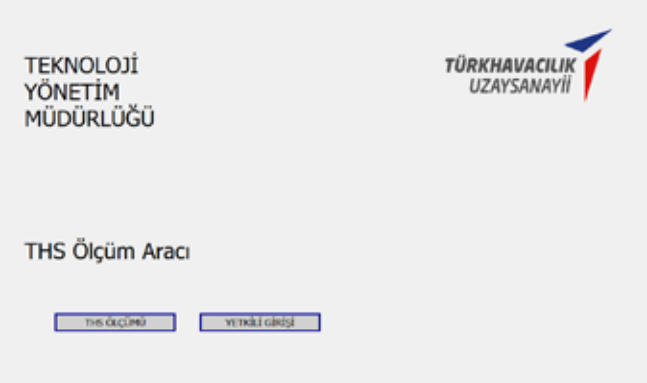
CONSISTENCY INDEX	CONSISTENCY RATIO
0,003459305	0,003843673

Şekil 8

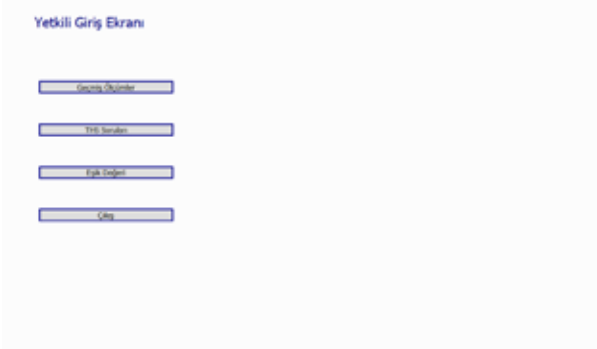
Sonuç olarak, tutarlılık oranı 0,10'dan küçük olduğu için anketin sonuçlarının tutarlı olduğu görülmüştür.

B. Yazılım ile İlgili Çalışmalar

Teknoloji Hazırlık Seviyesi Ölçüm aracının arayüz tasarımı basit, anlaşılır, kullanıcı dostu olacak şekilde geliştirildi. Sonrasında soruların önem derecelerini belirlemek adına TUSAŞ' a gönderilmiş olan anket sonuçları üzerinden AHP yöntemi uygulanmıştır. Sqlite ile THS sorularının, yetkililerin sorular üzerinde değişiklik yapmak, eşik değeri belirlemek gibi işlemleri yapabildiği yetkili giriş ekranına girebilmeleri için kullanıldığı kullanıcı bilgilerinin, geçmiş ölçümlerin ve cevapların kaydı sağlanmıştır.



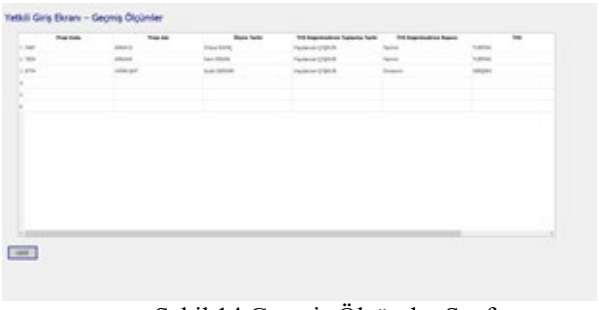
Şekil 9 Anasayfa



Şekil 13 Yetkili Giriş Ekranı



Şekil 10 Genel Bilgiler Sayfası



Şekil 14 Geçmiş Ölçümler Sayfası



Şekil 11 Cevaplar Sayfası



Şekil 15 Sorular Sayfası



Şekil 12 Yetkili Girişi Sayfası



Şekil 16 Veritabanı Tabloları

IV. PROJE EKİBİNİN KAZANIMLARI VE TUSAŞ'A OLASI KATKISI

A. Proje Ekibinin Kazanımları

Bitirme projesi kapsamında yapılan bu proje sürecinde, TRL, SRL, IRL gibi ölçüm araçları hakkında kapsamlı bir literatür araştırması yapılmıştır. Mevcutta kullanılan THS ölçüm araçları, yazılımları analiz edilmiştir. Bu araçlardan yola çıkarak, teknolojilerin durumunu ölçme ihtiyacını karşılayacak bir yazılım tasarlanarak, arayüzü ve algoritması ile beraber uygulamaya geçirilmiştir.

Proje ekibimiz bu süreçte yazılım alanındaki yetkinliklerinin yanı sıra ekip çalışması, araştırma, analiz, proje yürütme yeteneklerini de geliştirmiştir.

B. Projenin TUSAŞ'a Olası Katkıları

TUSAŞ'da THS ölçümü için mevcutta kullanılan Excel tabanlı ölçüm aracından farklı olarak bu proje sayesinde, Python yazılım dilinde daha verimli ve kullanımı kolay bir ölçüm aracı geliştirilmiştir. Bu uygulama sayesinde, mevcut ölçüm sistemindeki soru setlerinin ağırlıklarının dikkate alınmaması ve otomatik olarak yapılabilecek bir hesaplamanın Excel ile manuel bir şekilde yapılması gibi sorunlar ortadan kaldırılmıştır.

V. ÖNERİLER, ALINAN DERSLER VE GELECEK ÇALIŞMALAR

Bu çalışmada incelenen teknoloji hazırlık seviyesi ölçüm aracı algoritmasının, firmaya sağladığı teknoloji yönetimi açısından ne kadar önemli olduğu görülmüştür. Özellikle havacılık, savunma gibi yüksek risk ve maliyetli sektörlerde tasarlanan bu yazılımın kullanılması, olası risklerin ortadan kaldırılması için oldukça faydalı olacaktır. Gelecek çalışmalarda, bu projede soruların ağırlıklarını belirlemek için yapılan anket çalışmalarının daha fazla kişiye iletilmesi ve daha geniş bir araştırma sonucu sonuçların değerlendirilmesi objektiflik açısından daha makul olabilir.

KAYNAKLAR

[1] Altunok, T., & Cakmak, T. (2010). A technology readiness levels (TRLs) calculator software for systems engineering and technology management tool. Advances in Engineering Software, 41(5), 769-778.

[2] SETIAWAN, A. and Sulaswatty A. 'Production technology readiness assessment of surfactant in the research center for Chemistry-Indonesian Institute of Sciences'. AIP Conference Proceedings. AIP Publishing LLC, 2017. p. 020060.

[3] FERNANDEZ, Joseph A. "Contextual Role of TRLs and MRLs in Technology Management", Sandia National Laboratories, United States of America, 2010.

[4] CORNFORD, S. and Sarsfield, L. "Quantitative Methods for Maturing and Infusing Advanced Spacecraft Technology". IEEE Aerospace Conference Proceedings, 2000

[5] Saaty, T. L., and Vargas, L. G. (1982). The logic of priorities, Kluwer Nijhoff, Boston

[6] Su, C. W., Cheng, M. Y., and Lin, F. B. (2006). "Simulation-enhanced approach for ranking major transport projects." J. Civ. Eng. Manage., 12(4), 285–291

[7] Hastak, M. (1998). "Advanced automation or conventional construction process?" Autom. Constr., 7(4), 299–314.

[8] Saaty, T. L., (1980). The analytic hierarchy process. New York: McGraw-Hill.

[9] Schuyler JR. Decision analysis in projects. Upper Darby, PA, USA: Project Management Institute, 1996.

[10] Perez J. Some comments on Saaty's AHP. Management Science 1995;41(6):1091±5

Termoplastik Geri Dönüşüm

Thermoplastic Recycle

Öğrenci – 1
Bengü Yıldız Zeyrek
Ankara Yıldırım Beyazıt Üniversitesi
Makine Mühendisliği
Ankara, Türkiye
benguyildizzeyrek@gmail.com

Öğrenci – 2
Buse Aydoğan
Ankara Yıldırım Beyazıt Üniversitesi
Makine Mühendisliği
Ankara, Türkiye
buseaydogaann@gmail.com

Öğrenci – 3
Esra Dilekcan
Ankara Yıldırım Beyazıt Üniversitesi
Makine Mühendisliği
Ankara, Türkiye
esradilekcan@hotmail.com

Akademik Danışman
Prof. Dr. Fahrettin Öztürk
Ankara Yıldırım Beyazıt Üniversitesi
Makine Mühendisliği
Ankara, Türkiye
Türk Havacılık Uzay Sanayii
Ankara, Türkiye
fahrettin71@gmail.com
fahrettin.ozturk@tai.com.tr

Sanayi Danışmanı
Türker Dölek
Türk Havacılık Uzay Sanayii
Ankara, Türkiye
tdolek@tai.com.tr

***Özetçe*— Bu çalışma, havacılık sektörünün geleceği için yüksek önem taşıyan, dünyada ve ülkemizde yeni bir kullanım alanı olan termoplastik kompozit malzemelerin geri dönüşümü üzerine yapılmıştır. Mevcut kullanılan malzemelere göre hafiflik, üretim kolaylığı ve enerji gereksinimi gibi birçok konuda avantajlar sağlayan termoplastik malzemelerin kullanımı gün geçtikçe artmaktadır. Birçok havacılık yapısında kullanılacak olması beraberinde yüksek miktarda atık malzeme getireceğini gösterir. Bu projede, bu atıkların geri dönüştürülerek ham madde tedariği, depolama alanı ve bertaraf işlemleri gibi atık yönetimi sorunlarının ortadan kalkması hedeflenmiştir. Bu hedef doğrultusunda üretim hattından alınmış karbon fiber takviyeli PEKK malzemeden yapılmış rib üretim atıklarının mekanik geri dönüşümü gerçekleştirilmiş ve geri dönüştürülmüş ürün incelenmiştir. Elde edilen sonuçların umut verici olduğu görülmüştür.**

Anahtar Kelimeler — termoplastik kompozit; PEKK; mekanik geri dönüşüm; karbon fiber

***Abstract*— This study was carried out on the recycling of thermoplastic composite materials, which is a new area of use and has a high potential for the aerospace industry. The use of thermoplastic materials, which provide advantages in many aspects such as lightness, ease of production, and energy requirement, is increasing day by day compared to existing materials. The fact that it will be used in many aerospace structures shows that it will bring a high amount of waste material. In this project, it is aimed to eliminate waste management problems such as raw material supply, storage area and disposal processes by recycling these wastes. In line with this goal, mechanical recycling of rib production waste made of carbon fiber reinforced PEKK material taken from the production line was carried out and the recycled product was examined. The obtained results were found to be promising.**

Keywords — thermoplastic composite; PEKK; mechanical recycle; carbon fiber.

I. GİRİŞ

Günümüzde modern teknolojilerin üretimi, metal alaşımları gibi geleneksel malzemelerin tek başına karşılayamayacağı bazı özelliklere sahip yeni malzeme kombinasyonları gerektirmektedir. Havacılık, inşaat, otomotiv, denizcilik, rüzgâr enerjisi ve savunma sanayi gibi büyük ölçekli pazarların bu taleplerini karşılamak için son zamanlarda yeni malzemeler geliştirilmiştir. Kompozitler bu endüstrilerde önemli bir yer edinmiş, gelişime açık bir malzeme türüdür. Kompozitler, farklı fiziksel veya kimyasal özelliklere sahip iki veya daha fazla bileşenin makro boyutlarda bir araya gelmesiyle oluşan malzemelerdir. Kompozit malzemeyi oluşturan bileşenler çoğunlukla kimyasal, fiziksel ve mekanik özelliklerini korurlar [1]. Kompozitler kendi içinde birçok sınıflandırmaya tabi olmakla birlikte matris malzemenin içeriğine, takviye elemanlarının boyutu ve düzenine göre yapılan sınıflandırmalar yaygındır. Bunlardan polimer (plastik) matrisli kompozitler termoset ve termoplastik kompozitler olmak üzere ikiye ayrılmaktadır. Son zamanlarda termoplastik kompozitlerin havacılık ve otomotiv sektörlerindeki kullanımının artmaya başladığı söylenebilir.

Termoplastikler yapısal olarak amorf ve yarı kristal termoplastikler olarak iki kısımda incelenmektedir. Amorf yapı elastikiyet sağlarken, kristal yapı sağlamlık ve rijitlik sağlar. Havacılık ve uzay sanayiinde genellikle amorf yapıdan PEI, ABS ve yarı kristal yapıdan PEKK, PEEK, PPS, LM-PAEK termoplastikleri kullanılmaktadır. Termoplastikler, oda sıcaklığında katı halde bulunan malzemelerdir. Yüksek

sıcaklıklarda yumuşamaya ve ergimeye başlarlar. Erimiş termoplastiklerin şekillendirilmesi çok kolaydır. Isıtıldıklarında yumuşadıkları ve eridikleri için kolayca şekillendirilebilirler. Bu özellikleri sağladıkları en büyük avantajlardan biridir. Havacılık ve uzay sanayiinde hafif ve dayanıklı malzemelerin kullanımı hem yakıt hem de uçuş maliyetlerinin azaltılması açısından her geçen gün artmaktadır. Ayrıca artan üretim miktarlarını karşılamak için otomasyona uygun malzeme araştırmaları sürdürülmektedir. Bu kapsamda termoplastik kompozitler, hafiflik, yüksek darbe, korozyon, kimyasal ve aşınma dayanımları ve kolayca şekillendirilebilme özellikleriyle ön plana çıkmaktadır. Ayrıca otoklav dışı üretime uygun oldukları için düşük maliyetlerde ve daha çevreci koşullarda otomasyona uygun üretimleri mümkündür. Termoplastik kompozitler özellikle yeterli basınç ve sıcaklık altında defalarca şekillendirilebilme özelliği sayesinde sadece üretim sırasında değil üretim sonrasında atıkların geri dönüştürülmesi için de büyük bir potansiyele sahiptir. Bu yüzden tercih edilmektedir.

II. PROBLEM TANIMI

Ülkemizde ve dünyada artan nüfus ve sanayileşme ile birlikte çevre için büyük sorunlara neden olan atık sorunu büyük bir problem haline gelmiştir. Örneğin havacılıkta 2035 yılına kadar geri dönüşüm yapılmazsa yılda 23.360 ton karbon fiber kompozit atık birikmesi beklenmektedir [2]. Havacılık olarak baktığımızda her yıl yeni uçakların üretiminde binlerce parça ve kullanımdan kalkan uçaklar hurdaya dönüşmektedir. Ayrıca sıfırdan üretimle ham madde kullanımı ve CO_2 salınımı artmakta, çevre ve ekonomi açısından olumsuz durumlara neden olmaktadır. Çevre açısından bakıldığında günümüzde küresel ısınma ve iklim değişikliği gibi önemli sorunların temelinde CO_2 salınımı yatmaktadır. Ayrıca sınırlı olan ham maddelerin geri kazanılmaması, sürekli tüketimi çevresel ve ekonomik açıdan büyük sorunlara sebep olmaktadır. Atık yönetim sürecinde atıkları önleme, azaltma, geri dönüşüm, geri kazanım ve bertaraf adımları uygulanmaktadır. Atık yönetimi, çevresel ve ekonomik sürdürülebilirliği sağlamayı amaçlamaktadır. Dünya genelinde biriken atık sorunu ile ilgili önemli düzenlemeler yapılmakta, çöp yığınları oluşturma, yakarak yok etme gibi atık yönetim metotlarına büyük kısıtlamalar getirilmektedir. Bu alanda geri dönüşüm en mantıklı ve doğru atık yönetim metotlarından biri olarak değerlendirilmektedir. Şekil 1'de verilen kapalı ve lineer ekonomi modelleri karşılaştırıldığında geri dönüşümün sağladığı avantajlar görülmektedir. Çevre açısından baktığımızda termoplastik malzemelerin geri dönüşümü ile sıfırdan üretimi arasında hem CO_2 salınımında, enerji ve ham madde kullanımında azalma olduğu görülmektedir. Böylece kapalı bir döngüde geri dönüşüm ekonomik olarak kazanç sağlamaktadır.



Şekil. 1. Küresel ve lineer ekonomi modeli

Termoplastik kompozit atıkların kazanılması için geri dönüşümün atık yönetim metodu olarak kullanılması problem tanımının küçük bir kısmına cevap vermektedir. Geri dönüşüm yapılmaya karar verildikten sonra, geri dönüşümün hangi metotla yapılacağı da problemin oldukça önemli bir kısmını oluşturmakatadır. Ayrıca termoplastiklerin en önemli avantajlarından biri olan geri dönüşme özelliğinin deneysel çalışma yürütülerek ispatlanması da problem tanımı içinde yer almaktadır.

III. GERÇEKLEŞTİRİLEN ARAŞTIRMA FAALİYETLERİ

Günümüzde havacılık ve uzay gibi farklı sektörlerde termoplastik kompozitlerin kullanımın artmasıyla birlikte bu malzemelerin geri dönüşümü konusunda yeni ortaklıklar kurulmakta ve projeler geliştirilmektedir. Aribus tarafından Geleceğin Kanatları (Wing of Tomorrow, WOT) projesi kapsamında öncelikli olarak hava aracı kanat yapılarında termoplastik kompozit ve daha çevreci malzemelerin kullanımının arttırılması ve buna bağlı olarak parçaların geri dönüşümü ile ilgili çalışmalar yürütülmektedir. Clean Sky (Temiz Havacılık) programı, geliştirilen havacılık malzemeleri ve parçaları ile daha az sera gazı salınımı sağlayarak temiz havacılığı hedefleyen birçok Avrupa ülkesinin ve havacılık şirketinin katıldığı bir projedir. Bu kapsamda Clean Sky, ecoTECH alt başlıklı geri dönüşüm projesini yürütmektedir. Projede termoplastikler de dahil olmak üzere kompozit malzemeleri geri dönüştürerek ve havacılık endüstrisinde daha temiz üretim döngüleri elde etmek için yeni teknolojiler geliştirmek, daha az doğal kaynak kullanımı ve sera gazı emisyonlarının azaltılması hedeflenmektedir [3].

Termoplastik kompozitler üzerine yaptıkları araştırmalarla Hollanda merkezli Termoplastik Kompozit Araştırma Merkezi (ThermoPlastic composites Research Center, TPRC) ve buna bağlı olarak Termoplastik Kompozit Uygulama Merkezi (ThermoPlastic Composites Application Center, TPAC,) yürüttükleri projelerle ön plana çıkmaktadır. 2016 yılında GKN Fokker ile iş birliği içinde, Gulfstream G650'nin elevatör ve dümen parçalarından gelen atık PPS termoplastik malzeme geri dönüştürülerek G650 dümenindeki termoset kompozit erişim kapısı paneli yerine kullanılmıştır. Bu projenin sonunda geri dönüştürülmüş parçanın mevcut karbon/epoksi parçaya oranla ağırlıkta %9'luk bir hafiflik sağladığı görülmüştür [4]. Şekil 2'de geri döüşüm süreci gösterilmiştir.



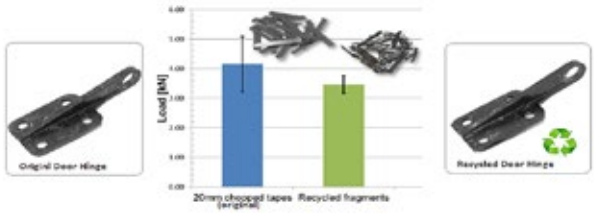
Şekil. 2.Karbon fiber PPS panellerin geri dönüşüm süreci [5]

Yapılan bir çalışmada ise güvenlik ayakkabılarının burunları geri dönüştürülmüş termoplastik kompozitten üretilmiştir. Geri dönüştürülmüş karbon fiber takviyeli PPS termoplastik kompozitlerin orijinal burunlara kıyasla daha hafif olduğu görülmüş, farklı fiber ve reçine yüzdeleri üzerine denemeler yapılarak parçanın mukavemeti denenmiştir [6].



Şekil. 3.Geri dönüştürülmüş karbon fiber PPS güvenlik ayakkabı ucu [6]

Bir diğer geri dönüşüm uygulmasında ise farklı parametler denenerek karbon fiber PEEK termoplastik kompozitten üretilen menteşeler geri dönüştürülmüştür. Geri dönüştürülen parçların yüzeyinde düzensizlik ve fiberlerinde kopmalar görülmesine rağmen şekil 4'te görüldüğü üzere yapılan kıyaslamada geri dönüştürülmüş parçalar orijinallere yakın değerlerde yüklere dayanabileceği tespit edilmiştir.



Şekil. 4.Orijinal ve geri dönüştürülmüş menteşelerin kıyaslanması [7]

IV. ÇÖZÜM YAKLAŞIMI

Projenin bu aşamasında yürütülecek deneysel çalışma için malzeme seçimi ve uygun geri dönüşüm metodunun belirlenmesi adına çalışmalar yürütülmüştür.

A. Malzeme Seçimi

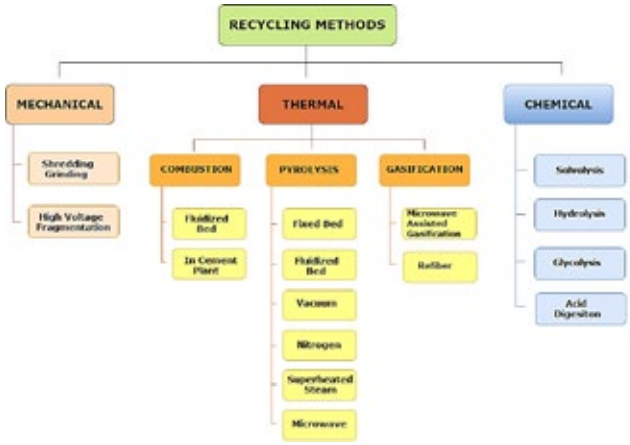
Yapılan araştırmaların sonucu olarak havacılık ve uzay sanayiinde kullanılan parçaların atıklarının geri dönüştürülmesine ve sonucunun değerlendirilmesine karar verilmiştir. Literatür incelemesinin sonuçlarına dayanarak ABS, PEI, PPS, PEEK, PEKK ve LM-PAEK matrisli termoplastik kompozitler potansiyel geri dönüşüm adayı olarak görülmüştür. Daha sonra havacılık ve uzay sanayisinde giderek artan önemi ve sahip olduğu özelliklerden dolayı PAEK ailesinin bir üyesi olan PEKK matrisli karbon fiber kompozitin geri dönüştürülmesine karar verilmiştir. Bu bağlamda TUSAŞ'ta yürütülen WOT projesi kapsamında basımı gerçekleştirilen ve çeşitli nedenlerle örneğin, uygun geometrinin elde edilememesi gibi atık olarak ayırılan karbon fiber PEKK termoplastik kompozitten üretilmiş rib parçaları deneysel olarak çalışılacak malzeme olarak belirlenmiştir. PEKK rakibi PEEK malzemesine kıyasla daha yüksek camsı geçiş ve erime sıcaklıklarına sahiptir. Sağladığı yüksek mukavemet ve darbeye, kimyasallara ve ısıya karşı dayanımıyla havacılıkta kullanımı giderek artmaktadır. Tablo I'de PEKK malzemesinin mekanik özellikleri verilmiştir.

TABLO I. 23°C' DE PEKK MALZEMESİNİN MEKANİK ÖZELLİKLERİ [8]

PROPERTY	UNIT	VALUE/RANGE
Tensile Strength, Yield at 23 °C	MPa	88-112
Tensile Strength, Break at 23 °C	MPa	70-105
Elongation Yield	%	5.2-5.4
Elongation Break	%	20-100
Tensile Modulus at 23 °C	GPa	2.9-3.8
Flexural Strength, Break	MPa	128-168
Flexural Modulus	GPa	3.0-3.9
Charpy Notched	kJ/m²	4.0-5.5

B. Geri Dönüşüm Yönteminin Belirlenmesi

Geri dönüşüm yönteminin belirlenmesi için literatürde bulunan çalışmalar ve sonuçları incelenmiştir. Şekil 5'te termoplastik kompozitlerin geri dönüştürülmesi için uygulanabilecek yöntemler verilmiştir. Bu doğrultuda üç ana metot olan termal, kimyasal ve mekanik yöntemler uygulanabilirlik, çevresel etmenler, maliyet ve sürdürülebilirlik açısından incelenmiştir. Termal yöntemler sadece fiberlerin geri kazanılması ve reçinenin yakılması nedeniyle oluşan zararlı gazların salınımı ayrıca süreç için gerekli yüksek tesis yatırım maliyetleri nedeniyle termoplastik kompozitlerin geri dönüşümü için uygun bulunmamıştır. Kimyasal yöntemler ise fiber ve reçinenin geri kazanılmasını sağlamakla birlikte çevresel olarak oldukça verimsiz ve tehlikeli bir metot olarak görülmüştür. Çözücü olarak kullanılan kimyasallar çevre açısından oldukça zarlı olup, geri dönüşüm süreci için sağlanması gereken ısı ve basınç miktarları yüksek enerji maliyetlerine neden olmaktadır. Bu yüzden kimyasal metotların da termoplastik kompozitlerin geri dönüşümü için uygun olmadığı kanaatine varılmıştır.



Şekil. 5.Termoplastik kompozitler için uygulanabilir geri dönüşüm metotları

Son olarak mekanik geri dönüşüm metodu ve çalışmaları incelenmiş ve sağladığı avantajlarla birlikte termoplastik kompozitlerin geri dönüşümü için en uygun metot olduğuna karar verilmiştir. Mekanik geri dönüşüm metodu, üretim sırasında ve kullanım sonrasında oluşan atıkların herhangi bir kimyasala veya ısıya maruz bırakılmadan mekanik yöntemlerle küçük parçalara ayrılmasına dayanır. Çevresel olarak termal ve kimyasal metotlara kıyasla kül, zaralı gaz salınımı veya toksik kimyasal atıkları gibi durumlara neden olmayarak sürdürülebilir bir metot olarak görülmektedir. Diğer metotlara kıyasla daha düşük yatırım maliyetleri gerektirmesi, büyük boyutlu ve karmaşık kompozit atılarının işlenmesi adına daha uygulanabilir olması sağladığı avantajlardan bazılarıdır. Ayrıca yapılan araştırmalarda geri dönüşüm sonrası çıkan reçine ve fiberlerin geri dönüştürülmemiş hallerine kıyasla diğer metotlara göre daha az kalite kaybı ile elde edildiği görülmüştür. Geleneksel olarak mekanik geri dönüşüm metodunda parçalama (shredding) tercih edilmektedir. Bunun nedeni diğer metotlara kıysala daha düşük yatırım ve enerji maliyetleridir.

V. ARAŞTIRMA SONUÇLARI VE ÇIKTILAR

Projenin başlangıcından bu yana yürütülen araştırmaların sonucunda belirlenen materyal ve yöntem doğrultusunda deneysel bir çalışma yapılmıştır. Deneysel çalışma için Şekil 6a) verilen karbon fiber takviyeli PEKK ile yapılmış kompozit rib parçası kullanılmıştır. Mekanik geri dönüşüm uygulanmadan önce parçadan test kuponları alınarak geri dönüşüm öncesi karşılaştırma sağlanması hedeflenmiştir. Daha sonra Şekil 6b) şıkkında görüldüğü üzere parça mekanik geri dönüşüme uygun şekilde kırma ve kesme darbeleri ile irili ufaklı parçalanmıştır.

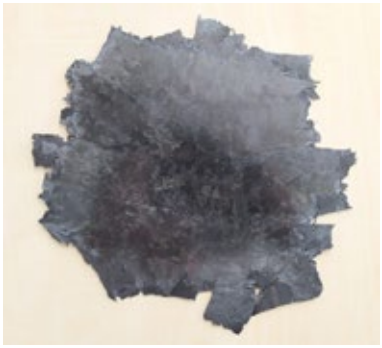


Şekil. 6. a) Atık karbon fiber PEKK parça b) Mekanik olarak parçalanmış atık karbon fiber PEKK parça

Şekil 7'de görülen hidrolik pres, parçalanma işleminden sonra malzemeyi yeniden şekillendirmek için kullanılmıştır. Basınçlı kalıplama yöntemiyle parça yüksek ısıya dayanıklı film serilerek, dakikada 10 °C artacak şekilde 380 °C'ye kadar ıstılmış ve 10 dk boyunca 100 ton basınç altında bekletilmiştr. Parçanın sıcaklığı 40 °C ye düşünceye kadar soğutularak düz bir plaka elde edilmiştir. Şekil 8'de geri dönüştürülmüş karbon fiber PEKK termoplastik kompozit plaka görülmektedir.

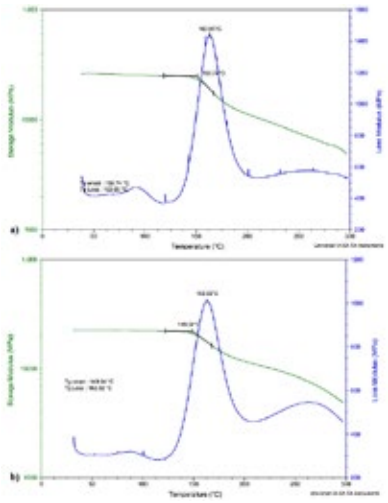


Şekil. 7. Şekillendirme işleminin gerçekleştiği pres makinesi

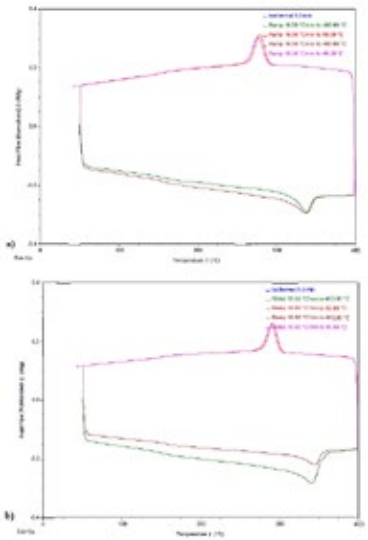


Şekil. 8. Geri dönüştürülmüş ve yeniden şekillendirilmiş karbon fiber PEKK plaka

Geri dönüşüm ile elde edilen ürünün ilk hali ile karşılaştırılması ve termal ve mekanik özellikleri hakkında yorum yapılabilmesi adına Dinamik mekanik analiz (DMA) ve Diferansiyel taramalı kalorimetre (DSC) testleri gerçekleştirilmiştir. Şekil 9'de gösterilen DMA sonuçlarına göre atık malzeme ile geri dönüştürülmüş malzemenin camsı geçiş sıcaklığı (T_g) değerlerinin, atık malzeme için en düşük 150.74 °C ve en yüksek 163.05 °C, geri dönüştürülmüş malzeme için en düşük 149.04 °C ve en yüksek 162.92 °C olduğu belirlenmiştir. Değerler incelendiğinde termoplastik kompozitlerin teoride belirtildiği üzere geri dönüşümle birlikte kimyasal ve fiziksel özelliklerini koruduğu ispat edilmiştir. Depolama modülüne bakıldığında geri dönüştürme sonucu oluşan düzensiz fiber serilimin sebep olduğu bir düşüş görülmektedir. Kayıp modülüne bakıldığında ise atık malzemede enerji kaybı aralığının 1450-550 MPa arası, geri dönüştürülmüş malzeme içinse 1200-450 MPa olduğu belirlenmiştir. Buradan yola çıkarak geri dönüştürülen malzemenin bazı visko-elastik ve mekanik özelliklerinde kayıp yaşanmasına rağmen değerler hala kabul edilebilir aralıktadır. Şekil 10'da verilen DSC sonuçlarına göre, atık ve geri dönüştürülmüş malzemenin erime sıcaklığı (T_m) 330-335 °C olarak, kristalleşme noktası ise (T_c) 275-280 °C olarak belirlenmiş ve geri dönüşümle malzemenin fiziksel özelliklerinde değişme olmadığı görülmüştür.



Şekil. 9. a) Atık karbon fiber PEKK DMA sonuçları b) Geri dönüştürülmüş karbon fiber PEKK DMA sonuçları



Şekil. 10. a) Atık karbon fiber PEKK DSC sonuçları b) Geri dönüştürülmüş karbon fiber PEKK DSC sonuçları

VI. PROJE EKİBİNİN KAZANIMLARI VE TUSAŞ'A OLASI KATKISI

Termoplastik kompozitlerin havacılıkta kullanımının arttırılması ve potansiyellerinin ortaya çıkarılması adına, geri dönüştürülebilir malzemeler olması büyük önem taşımaktadır. Dünyada giderek büyüyen bir sorun haline gelen, atıkların geri dönüşüm ile değerlendirilmesi bu alanda atılan en önemli adımlardan birisidir. Termoplastik kompozitleri tanıma ve havacılık ve uzay sanayisinde kullanımlarını görerek bu malzemelerin geri dönüşüm potansiyelini değerlendirme açısından projemizin ekibimize önemli katkıları oldu. Termoplastik kompozitler için uygulanabilir geri dönüşüm çalışmaları incelenerek en uygun yöntem belirlenmiş ve test edilmiştir. TUSAŞ'ın yürüttüğü ve yürüteceği termoplastik kompozit çalışmaları açısından da projemiz bir öncü olup, üretim sırasında ve sonrasında oluşan atıkların değerlendirilmesine katkı sağlayacaktır. Projemiz kapsamında uluslararası bir dergide "Review of Thermoplastic Composites in Aerospace Industry´´ başlıklı bir çalışmamız yayınlanmıştır. Ayrıca projemiz TÜBİTAK 2209-B Sanayiye Yönelik Lisans Araştırma Programı kapsamında destek almaya hak kazanmıştır.

VII. ÖNERİLER, ALINAN DERSLER VE GELECEK ÇALIŞMALAR

Proje kapsamında elde edilen verilere göre termoplastik kompozitlerin geri dönüşüme uygun olduğu, bu bağlamda imkânlar dâhilinde sürdürülebilirlik ve ekonomik açıdan uygulanabilecek geri dönüşüm metotlarından en uygun olanının mekanik yöntem olduğu tespit edilmiştir. Yürütülen deneysel çalışma ile termoplastik kompozit malzemelerin üretim ve geri dönüşüm sürecini etkileyen birçok faktör olduğu görülmüştür. Bu yüzden bu alanda yapılacak birçok çalışma bulunmaktadır. Parametrelerin etkileri detaylı çalışılmalıdır. Geri

dönüştürülmüş malzemeye farklı üretim yöntemleri de geliştirilebilir.

BİLGİLENDİRME

Bu çalışma AYBÜ Bitirme Projesi, TUSAŞ Lift-Up Projesi ve TUBİTAK 2209-B Sanayiye Yönelik Lisans Araştırma Programı 2021-2022 kapsamında desteklenmiş ve yapılmıştır. Yayınlanan makalemiz; Zeyrek BY, Aydogan B, Dilekcan E, et al. Review of Thermoplastic Composites in Aerospace Industry. Int J Eng Tech & Inf. 2022;3(1):1–6. DOI: 10.51626/ijeti.2022.03.00031

KAYNAKLAR

[1] Rosato D. V., (1997). Designing With Reinforced Composites: Hanser Gardner Publications

[2] Karuppannan Gopalraj, S., Kärki, T. (2020), A review on the recycling of waste carbon fibre/glass fibre-reinforced composites: fibre recovery, properties and life-cycle analysis. SN Appl. Sci. 2, 433 https://doi.org/10.1007/s42452-020-2195-4

[3] *Material gain. clean Sky's "ecotech" innovative eco-friendly airframe*. Clean Aviation. (n.d.). Retrieved February 22, 2022, from https://www.clean-aviation.eu/media/results-stories/material-gain-clean-skys-ecotech-innovative-eco-friendly-airframe

[4] Bruijn, T. de, & van Hattum, F. (2021). Rotorcraft Access Panel from recycled carbon PPS – the world's first flying fully recycled thermoplastic composite application in Aerospace. Reinforced Plastics, 65(3), 148–150. https://doi.org/10.1016/j.repl.2020.08.003

[5] Bernatas, R., Dagreou, S., Despax-Ferreres, A., & Barasinski, A. (2021). Recycling of fiber reinforced composites with a focus on thermoplastic composites. *Cleaner Engineering and Technology*, *5*, 100272. https://doi.org/10.1016/j.clet.2021.100272

[6] Designing a safety shoe demonstrator from recycled glass / PP. Ilse ten Bruggencate, Mechanical Engineering. Saxion.nl/lightweight www.thermoplasticcomposites.nl

[7] Giorgini, L., Benelli, T., Brancolini, G., & Mazzocchetti, L. (2020). Recycling of carbon fiber reinforced composite waste to close their life cycle in a cradle-to-cradle approach. Current Opinion in Green and Sustainable Chemistry, 26, 100368. https://doi.org/10.1016/j.cogsc.2020.100368

Tersine Benzetim Yöntemiyle Yükseliş ve Dalış Manevrasının İcrası

Execution of Pull up Push over Maneuver Using Inverse Simulation Method

Öğrenci – 1
Orhan Can
Necmettin Erbakan Üniversitesi
Uçak Mühendisliği
Konya, Türkiye
orhancan_gs@hotmail.com

Öğrenci – 2
Yusuf Araz
Necmettin Erbakan Üniversitesi
Uçak Mühendisliği
Konya, Türkiye
yusufaraz7206@gmail.com

Öğrenci – 3
Zeynep Gedikoğlu
Necmettin Erbakan Üniversitesi
Uçak Mühendisliği
Konya, Türkiye
zgedikogluu@gmail.com

Akademik Danışman
Dr. Öğr. Üyesi Engin Hasan Çopur
Necmettin Erbakan Üniversitesi
Uçak Mühendisliği
Konya, Türkiye
ehcopur@erbakan.edu.tr

Sanayi Danışmanı
Mehmet Can Kılıç
Türk Havacılık Uzay Sanayii
Ankara, Türkiye
mehmet.c.kilic@yaani.com

***Özetçe*— Bu çalışmada tersine benzetim yöntemiyle yükseliş ve dalış manevrasının icrası başlıklı konu ele alınmıştır. Konunun ana amacı sabit kanatlı bir hava aracının yükseliş ve dalış manevrasını gerçekleştirebilmek için sisteme hangi kontrol girdilerini uygulamak gerektiğini bulmaktır. Tersine benzetim yöntemleri olan optimizasyon, türev ve integral yöntemleri arasından integral yöntemiyle bu çalışma gerçekleştirilmiştir. İntegral metodu manevra ve modelden bağımsız bir algoritmaya sahip olduğu için tercih edilmiştir. Yükseliş ve dalış manevrası Θ(yunuslama) açısı ve hız parametrelerine bağlı olarak tanımlanmıştır. Sisteme sinüs dalgası olarak verilen Θ açısı takibi ve seyir uçuşu esnasındaki hızın manevra boyunca sabit tutulması hedeflenmiştir. Newton-Raphson iteratif yöntemiyle hava aracının belirli zaman adımları için kontrol çıktıları üretilmesi sağlanmıştır. Sisteme verilen Θ açısı girdisi ve sabit hız girdisi , durum uzay modelinin ürettiği çıktılar arasından bir fark olacaktır ve bu farka hata denir. Bu hata değerinin belirlenen tolerans değerinden küçük olması beklenmektedir. Aksi taktirde jacobian matrisi kullanılarak aynı zaman adımı için farklı kontrol inputları ile durum uzay modelini besleyerek Θ açısı ve hız değerlerinin istenen değerlere tolerans çerçevesinde yaklaşması beklenir. Bu çalışma Matlab/Simulink kullanılarak gerçekleştirilmiştir.**

Anahtar Kelimeler — Yükseliş ve dalış manevrası, tersine benzetim yöntemi, integral metodu, jacobian matris

***Abstract*— In this study, the subject of performing the pull up push over maneuver with the inverse simulation method has been studied. The main purpose of the topic is to find out which control inputs should be applied to the system in order to perform the pull up push over maneuver of a fixed wing aircraft. Among the inverse simulation methods, optimization, derivative and integral methods, this study was carried out with the integral method. The integral method is preferred because it has an algorithm independent of the maneuver and the model. The pull up push over maneuver are defined depending on the Θ (pitch) angle and velocity parameters. It is aimed to follow the Θ angle given to the system as a sine wave and to keep the speed during the cruise flight constant throughout the maneuver. With the Newton-Raphson iterative method, control outputs are produced for certain time steps of the aircraft. The Θ angle input and the constant velocity input given to the system will be a difference between the outputs produced by the state space model, and this difference is called error. This error value is expected to be smaller than the specified tolerance value. Otherwise, by feeding the state space model with different control inputs for the same time step by using the jacobian matrix, it is expected that the Θ angle and velocity values approach the desired values within the tolerance frame. This study was carried out using Matlab/Simulink.**

Keywords — Pull up and push over maneuver, inverse simulation method ,integration method, jacobian matrix

I. GİRİŞ

Manevra yaparken uçak birçok yüke maruz kalır. Bu nedenle, uçağın manevra kabiliyetinin değerlendirilmesi, uçağın meydana gelen yüküne karşı direncinin bir ölçüsüdür. Bu kapsamda manevra kabiliyetini değerlendirme arayışına başlanmış ve sonuç olarak tersine benzetim yöntemi tercih edilmiştir [1].

Tersine benzetim yöntemi belirlenen bir sistemin kontrol girdilerini bulmak için kullanılan bir yöntemdir. Örneğin, hava aracının hareket denklemlerini sayısal olarak çözümler ve sistem tepkisini belirler. Bu tepki sonucunda gerekli olan kontrol girdileri belirlenir. Hava araçlarından biri olan uçaklar için manevra yapma kabiliyeti belirli kontrol yüzeylerinin gerçekleştirebilmesiyle oluşur. Tersine benzetim kullanılarak manevra tanımlanır ve manevra yapabilme kabiliyeti için gerekli olan kontrol yüzeylerinin matematiksel olarak ifadesi elde edilir. Tersine benzetim yöntemi ile ilgili ilk olarak Etkin "Uçuşun Dinamiği" isimli kitabında bahsetmiştir. 1959 yılında yayınlanan kitabında bazı parametreleri elde etmek için basit tersine benzetim yönteminde bahsetmiştir. Bahsettiği basit teknikleri doğrusallaştırılmış modellere uygulanmıştır [4]. Daha sonra bilgisayarların hayatımıza girmesiyle birlikte karmaşık problemlerin tersine benzetim yöntemiyle çözülmesine başlanılmıştır. Wood tarafından 1974'de yapılan bir çalışmada basit bir helikopter sistemi ele alınmıştır ve helikopterin manevra yapabilme kabiliyeti tersine benzetim yöntemiyle test edilmeye çalışılmıştır [5]. Meyer ve Cicolani tarafından yapılan çalışmada VSTOL uçaklar için tersine benzetim yöntemi kullanılarak otomatik uçuş gerçekleştirilmeye çalışılmıştır [6]. Bu çalışmalara ek olarak Thomson ve Bradley tersine benzetim yöntemi için bir algoritma geliştirmişlerdir. Geliştirilen bu algoritma altı serbestlik dereceli (6-DOF) helikopter modeli için çeşitli manevraları denemişlerdir. Bu çalışma sonucunda helikopterin manevra kabiliyeti daha detaylı ele alınmış oldu [7]. Tersine benzetim yönteminin avantajları göz önünde bulundurularak Thomson ve Bradley tarafından geliştirilen algoritma için birçok metot ortaya çıktı. Bunlardan en avantajlısı ve göze çarpanı optimizasyon metodudur.

II. MATERYAL VE YÖNTEM

Tersine benzetim yöntemi manevra yapabilme kabiliyetini değerlendirmenin bir yoludur. Bu yöntemin kullanılabilmesi için birbirinden farklı metotlar vardır. Fakat çalışma kapsamında avantajlarından dolayı integral metodu seçilmiştir. İntegral metodunun en önemli avantajlarından birisi manevradan ve hava aracının modelinden bağımsız bir algoritmaya sahip olmasıdır. İntegral metodu algoritmasının hatasız çalışabilmesi için öncelikle seçilen bir hava aracının boylamsal modeline ihtiyaç duyulmaktadır. Daha sonrasında bir manevra modeli tanımlanır.

Tersine benzetim yönteminde kullanılan integral metodu ile manevra yapabilme kabiliyetini değerlendirmek için hava aracının matematiksel modeli bilinmelidir. Modelin doğru olarak oluşturulması integral metodu kullanılarak istenilen manevranın yapılıp yapılamadığını değerlendirmek için önemlidir. Bu nedenle bu başlık altında Boeing 747 uçağının matematiksel modeli açıklanacaktır.

A. Hava Aracının Özellikleri

Sivil havacılıkta taşımacılık için kullanılan bir jet uçağı olan Boeing 747'nin uçuş güvenilirliği diğer uçaklara oranla yüksektir. Taşımacılık amacıyla kullanılan ticari bir jet uçağı olan B747 statik olarak kararlı tasarlanmıştır. Güvenlik amacıyla yedek parçalarla donatılmıştır ve büyük hacmine rağmen standart uzunlukta ve genişlikte olan pistlerde rahatça hareket edebilmesi adına hareket edebilen geliştirilmiş kanatlar ile donatılmıştır. Kanatları 37.5 dereceye kadar geri çekilmeye imkan veren bu uçaklar standart olarak yapılan hangarları da kullanabilecek şekilde tasarlanmışlardır. Boeing 747 uçağına ait referans geometrik ve fiziksel parametreler Tablo 1'de verilmiştir [8].

Tablo 1. Boeing 747 uçağına ait referans geometri değerleri

Parametre	Sembol	Değer	Birim
Uçağın ağırlığı	W	636.636	lb
Uçağın kanat alanı	S	5500	ft^2
Uçağın kanat açıklığı	b	195.69	ft
Aerodinamik veter	c	27.3	ft
Yatma moment ataleti	I_x	$0.1829x10^8$	$slugxft^2$
Yunuslama moment ataleti	I_y	$0.3291x10^8$	$slugxft^2$
Sapma moment ataleti	I_z	$0.4897x10^8$	$slugxft^2$
Çarpım moment ataleti	I_{zx}	$-0.1559x10^7$	$slugxft^2$

B. Hava Aracının Matematiksel Modeli

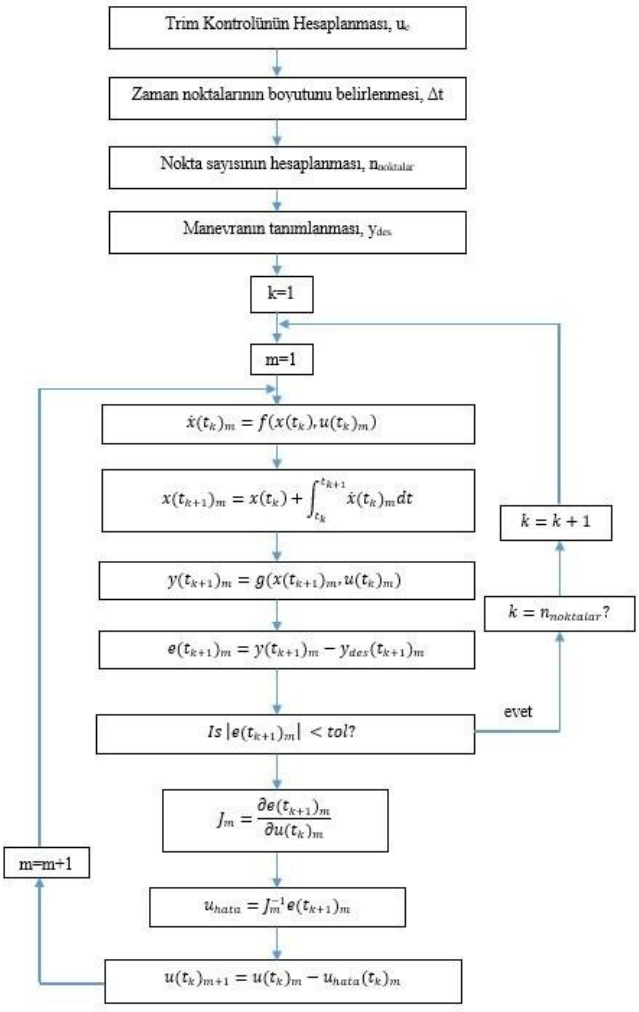
Boeing 747 uçağının kanatlarında ve kuyruğunda uçağın hareketini kontrol edebilmek için oynar yüzeyler bulunmaktadır. Bunlar sırasıyla kanatçık (aileron), irtifa dümeni (elevator), istikamet dümeni (rudder) ve iniş, kalkış sırasında kullanılan flap ve slatlar vardır. Boeing 747 uçağının hareket denklemleri uçak gövde eksen takımına göre yazılmıştır ve 6 serbestlik derecesine sahip olan uçağın rijit olup XZ ekseninde simetrik yapıya sahip olduğu kabul edilmiştir. Bu nedenle I_{xy} ve I_{yz} çarpım moment ataletleri sıfır olarak değerlendirilmiştir. Bu kabuller ve referans parametreler kapsamında uçağın kuvvet denklemleri oluşturulmuştur [8]. Moment denklemleri ise aerodinamik merkez harici diğer yerleri etkiyen yer çekimi kuvvetleri, uçağın itki kuvveti ve aerodinamik yük dağılımlarından oluşur. Moment denklemlerinden en önemlisi aerodinamik momentlerdir ve boyutsuzdurlar. Uçağın yere göre konumunu belirlemek için Euler açıları kullanılır. Uçağın herhangi bir anında yer eksen takımından gövde eksen takımına dönüşümünü sağlar. Bu dönüşüm belirli bir sıra halinde olmalıdır ve buna dikkat edilmelidir. Lineer olmayan denklemler yukarıda sırasıyla verilmiştir. Fakat çalışma kapsamında lineer denklem kullanılmıştır. Hareket denklemlerine belirli trim koşulları etrafında lineerleştirme yapılmıştır. Belirlenen trim koşulları Tablo 2'de verilmiştir [8].

Tablo 2. Lineerleştirme için belirlenen trim koşulları

Parametre	Sembol	Değer	Birim
Seyir hızı	u_0	774	fps
Başlangıç teta açısı	θ_0	0	rad
İrtifa	h	40.000	ft
Mach Sayısı	M	0.8	-

C. *İntegral Yöntemi*

Proje kapsamında tersine benzetim metotlarından biri olan integral metodunun algoritması üzerinde detaylı bir şekilde çalışılmıştır. Hess and Gao yaptıkları çalışmalarda integral metodunu oldukça geniş kapsamda açıklamışlardır [9]. Entegrasyon olarak da bilinen integral metodu bir hava aracını belirli bir yörüngede tutmak için gerekli olan kontrol girdilerini hesaplayan bir mantıkla çalışır. İntegral metodu algoritması için ilk adım, hava aracının trim anı için gerekli olan açıları ve kontrol girdilerini hesaplamaktır [10] .

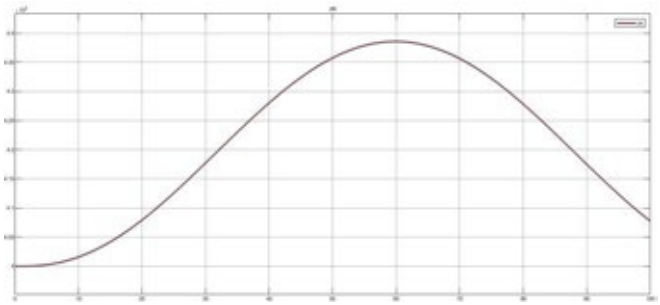


Bu aşamadan sonraki adım ise manevrayı tanımlamaktır. Tanımlanan manevra hangi parametre üzerinden tanımlanmışsa, bu manevrayı toplam zaman ve bu zaman içerisindeki zaman adımlarının boyutlarını belirlemek bir diğer adım olacaktır. Manevra, belirli gereksinimleri karşılayan polinomlar aracılığıyla tanımlanabilir ve bu manevraların matematiksel modellemesi detaylandırılabilir. Sisteme verilecek olan manevra hava aracının tipine uygun olmalıdır. Örneğin sivil havacılık için kullanılan bir hava aracı için savaş uçağının bile sınırlarını zorlayan bir manevra verilmemelidir. Aksi taktirde hava aracının yük faktörü dağılımı tasarım gereksinimlerini karşılayamaz. Tersine benzetim algoritması ile oluşturulan simülasyon başarılı gerçekleşse bile hava aracının bu manevrayı yapması mümkün olmayacağından çalışma anlamlı olmayacaktır. İntegral metodu algoritmasında bulunulan zaman adımı k ile temsil edilirken, algoritmada kaçıncı iterasyonun gerçekleştiği m ile ifade edilmektedir. İntegral metodunun akış şeması Şekil 1'de verilmiştir [10].

III. SONUÇ VE DEĞERLENDİRME

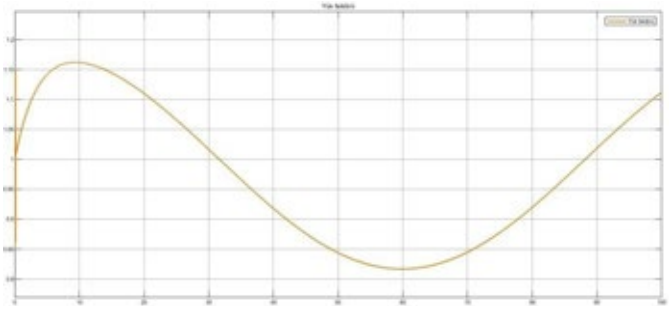
Yükseliş dalış manevrasının tanımlanması sadece bir parametreye bağlı değildir. Çalışmanın başından itibaren yük faktörü, Θ açısı, hücum açısı gibi parametrelere bağlı olarak yükseliş ve dalış manevrası tanımlanmaya çalışılmıştır. Fakat bu üç farklı parametre arasından en hızlı ilerleme ve en verimli sonuçlar Θ açısı üzerinden yapılan manevra tanımlaması sonucunda elde edilmiştir. Durum uzay modelinin içerisindeki durum değişkenlerinden herhangi birisine bağlı tanımlanan manevrada sonuçlara ulaşmanın daha kolay olabildiği görülmüştür. Tersine benzetim yönteminin 3 farklı metodundan integral metodu bu çalışmada kullanılan metot olmuştur. Kullanılan metotta manevrayı gerçekleştirebilecek kontrol girdileri sistemin çıktısı olmuştur. Sistem manevradan ve modelden bağımsız bir şekilde çalışabildiği için integral metodu tercih edilmiştir. Sistemin çıktısı herhangi bir dış bozuntu (rüzgar, ölçüm hataları vb.) dikkate alınmadan türetilmiştir. Sisteme verilen arzu edilen Θ açısının takibi başarılı bir şekilde yapılmıştır. Buna ek olarak hava aracının hızı sabit tutulmuştur. Bu girdileri sağlayabilecek kontrol çıktıları olan gaz kolu konrolü ve irtifa dümeni kontrol çıktıları başarılı bir şekilde üretilmiştir.

Sistemin sağlaması yapıldığında bu değerlerin, hava aracına istenen manevrayı ideal koşullarda yaptırabildiği gözlemlenmiştir. Bu çalışmayı gerçekleştirebilmek için Matlab&Simulink programı kullanılmıştır. Yapılan çalışmanın çıktıları incelendiğinde bütün isterler başarılı bir şekilde karşılanıyor olup, üretilen değerlerin uygunluğu ve çalışabilirliği test edilmiştir. İntegral metodunu kullanırken Newton-Raphson iterasyon metodundan faydalanılmıştır. Newton-Raphson metodu ile birlikte Jacobian matrisi sistemin değerlerini yakınsamak için kullanılmıştır. Yapılması istenen manevra belirli zaman adımlarına bölünerek maksimum iterasyon sayısı belirlenerek sistem sürekli iterasyona girdirilip uygun değerler üretilmiştir. Yapılmış olan çalışmada kullanılan yöntem ve metot için literatür de geniş bir kaynak bulunamayıp sabit kanatlı hava aracı için ender kaynaklardan birisi bu çalışma ile oluşturulmuştur.



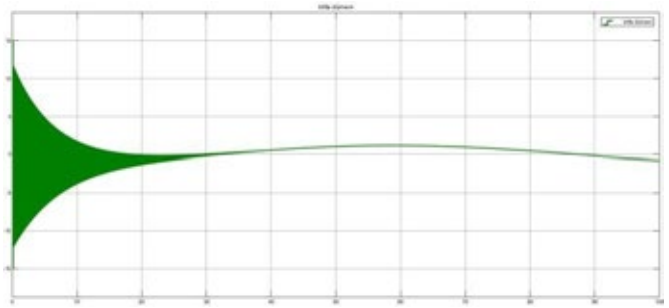
Şekil 1. Dünya Eksen Takımı Z Konumu

Grafikte de görüldüğü gibi Z_e grafiği incelendiğinde dünya eksen takımına göre yerden bakan bir gözlemci hava aracının yükseliş ve dalış hareketleri yaptığını görmektedir. Diğer değişkenlerin de sistem cevabı açık bir şekilde grafiklerde gösterilmiştir.

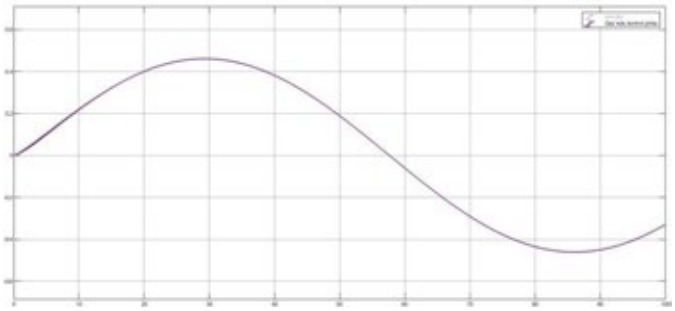


Şekil 2. Z Yönündeki Yük Faktörü

Sisteme verilen Θ girdisinin sonucunda elde edilen Z yönündeki yük faktörü grafiği şekilde gösterilmiştir. Üretilen değerler literatürdeki değerlere yakın olmuştur. Başlangıçta 0.15 saniye bir salınım yaptıktan sonra sistem cevabı salınım yapmayarak verilen sinüs dalgasına uygun bir şekilde N_z cevabı üretilmiştir. Sisteme verilen Θ açısı, ne kadar yumuşak geçişlere sahip olursa, sistem o kadar pürüzsüz çıktılar üretecektir.

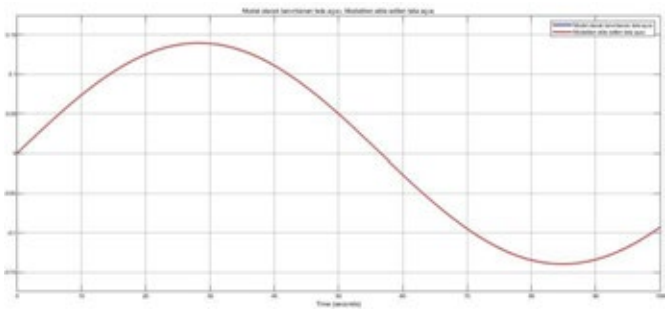


Şekil 3. Elevator Çıktısı



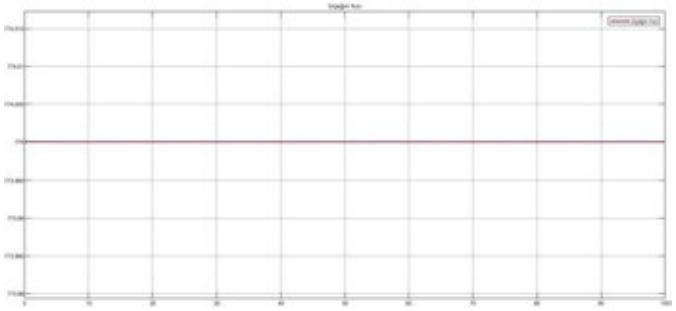
Şekil 4. Gaz Kolu Çıktısı

Sistemin asıl amacı olan kontrol çıktıları grafiklerde gösterilmiştir. Bu grafiklerdeki değerler Boeing 747 hava aracı için, seyir uçuşu esnasından itibaren sisteme girdi olarak uygulandığı taktirde, hava aracının yükseliş ve dalış manevrası yapması beklenmektedir. Bu çıktılar 774 fps sabit hız ve sisteme verilen arzulanan Θ açısı takibi ile elde edilmiştir.



Şekil 5. İstenilen ve Elde Edilen Yunuslama Açısı

Grafikte sisteme verilen arzulanan Θ girdisi ve sistemin ürettiği Θ değerleri gösterilmiştir. Grafikte durum uzay sistemindeki durum değişkenlerinden Θ değişkeninin, sisteme arzu edilen olarak verilen Θ değerlerini birebir takip ettiği görülmektedir.



Şekil 6. Sabit Hız Çıktısı

Sistemin yükseliş dalış manevrasını başarılı bir şekilde gerçekleştirebilmesi için hızın sabit bir değerde tutulması gerekmektedir. Bu hız grafikte de görüldüğü gibi arzu edilen hız olan 774 fps değerinde başarılı bir şekilde tutulmuştur.

A. ÖNERİLER

Yapılan çalışmada kullanılan sistem durum uzay modeli olmuştur. Tersine benzetim yöntemiyle yükseliş dalış manevrası adlı çalışma, lineer olmayan sistemler için uygulandığında daha gerçekçi sonuçlar vermektedir. Bu sebeple gelecekteki çalışmalara ışık tutabilmek adına lineer olmayan 6 serbestlik dereceli bir hava aracı modeline ek olarak eyleyici modelleri ve sensörler de eklenerek sistemin hareketleri gerçeğe yakın bir şekilde test edilebilir ve integral metodu gerçek bir sistem üzerinde çalıştırılabilir. Yapılan çalışmanın çıktılarının hassasiyeti açısından eyleyici modelin sisteme entegre edilip belirli kısıtlamalar ile beraber gerçeğe daha uygun sonuçların elde edilmesi beklenmektedir. Takdir edersiniz ki lineer sistemler lineer olmayan sistemler kadar gerçekçi sonuçlar üretememektedir. Çünkü belirli kabuller ile bazı bozuntular devre dışı bırakılmıştır. Buna ek olarak yapılacak olan çalışma çıktıları incelendiğinde zaman adımlar çok küçük olmasına rağmen irtifa dümeni ve gaz kolu kontrol girdileri çok büyük değişimler göstermektedir. Gerçekte bir servo bu kadar hızlı hareket edemeyecektir. Bu sebeple bu çıktıların gerçek bir hava aracına uygulanması mümkün görünmemektedir. Tüm bu sorunların önüne geçebilmek ve gelecekteki çalışmalara ışık tutabilmek açısında lineer olmayan

bir sistem ve bu sisteme eyleyici modellerin ve sensörlerin eklenmesi gerçek hayat için daha uygulanabilir çıktılar üretilmesini sağlayacaktır.

B. TUSAŞ'a Olası Katkısı

Bu çalışma sonucunda ekip üyeleri tarafından tersine benzetim yöntemlerinden birisi olan integral metoduyla yükseliş ve dalış manevrasının icrasını gerçekleştirilmiştir. Manevrayı gerçekleştirirken hangi parametrelerin daha kullanışlı olduğu ve sistemin sonsuz değerler üretmemesi için izlenebilecek yollar hakkında ekip deneyimler edinmiştir. Bu çalışmanın TUSAŞ'a olası katkısı gelecek çalışmalara ışık tutabilmek adına integral algoritmasının uygulanabilirliği ve lineer olmayan sistemler üzerinde eyleyici modeller de eklenerek gerçeğe daha yakın sonuçların üretilmesi ve uygulanabilmesidir.

IV. BİLGİLENDİRME

Bu çalışma, 2021 yılı 3. dönem TÜBİTAK 2209-B Sanayiye Yönelik Lisans Araştırma Projeleri Desteği Programı ve 2022 yılı Lisans Bitirme Tezi Kapsamında desteklenmiştir.

KAYNAKLAR

[1] Tosun, F. (2020). Performing helicopter maneuvers with optimization methods (Master's thesis, Middle East Technical University).

[2] Ocampo, J., Millwater, H., Singh, G., Smith, H., Abali, F., Nuss, M., ... & Shiao, M. (2011). Development of a probabilistic linear damage methodology for small aircraft. Journal of aircraft, 48(6), 2090-2106.

[3] Nawar, J., Probha, N. N., Shahriar, A., Wahid, A., & Bakaul, S. R. (2014, December). Conceptual Design of a Business Jet Aircraft. In International Conference on Mechanical, Industrial and Energy Engineering, Khulna, Bangladesh.

[4] *Etkin. Dynamics of flight, stability and control, 1st ed. Inverse problems, 1959. p. 341–52 [chapter 11]*

[5] *Wood TL, Ford DG, Brigman GH. Maneuver evaluation program. USAAMRDL-TR-74-32, 1974.*

[6] *Meyer G, Cicolani L. Application of nonlinear systems inverses to automatic flight control systems design. Paper no. 10. Theory and applications of optimal control in aerospace systems, Agardograph 251, 1981*

[7] *Thomson DG, Bradley R. Development and verification of an algorithm for helicopter inverse simulation. Vertica 1990;14(2).*

[8] *Etkin, B., & Reid, L. D. (1959). Dynamics of flight (Vol. 2). New York: Wiley.*

[9] *Hess, R. A., Gao, C., & Wang, S. H. (1991). Generalized technique for inverse simulation applied to aircraft maneuvers. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 14(5), 920-926.*

[10] *Ferguson, K. M. (2015). Towards a better understanding of the flight mechanics of compound helicopter configurations (Doctoral dissertation, University of Glasgow).*

Ticari Uçak Kanadı ve Yapısal Sağlık Takip Sistemi İçin Statik/Dinamik Test Düzeneği Tasarımı

Design of a Commercial Aircraft Wing and It's Static/ Dynamic Test Rig for Structural Health Monitoring (SHM)

Öğrenci – 1
Ceyda Ökmen
TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi
Makine Mühendisliği
Ankara, Türkiye
cokmen@etu.edu.tr

Öğrenci – 2
Eda Naz Müfettişoğlu
TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi
Makine Mühendisliği
Ankara, Türkiye
emufettisoglu@etu.edu.tr

Öğrenci – 3
Hayriye Aköz
TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi
Makine Mühendisliği
Ankara, Türkiye
hakoz@etu.edu.tr

Akademik Danışman
Doç. Dr. Hakkı Özgür Ünver
TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi
Makine Mühendisliği
Ankara, Türkiye
hounver@etu.edu.tr

Sanayi Danışmanı
Furkan Kosova
Türk Havacılık Uzay Sanayii
Ankara, Türkiye
fkosova@etu.edu.tr

***Özetçe*— Yer Titreşim Testi (GVT), uçak sertifikasyon sürecinin bir parçasıdır ve ana amacı, yapısal dinamik modellerini doğrulamak ve iyileştirmek için tüm uçak yapısının deneysel titreşim verilerini elde etmektir. Bu modeller, çırpıntı davranışını tahmin etmek ve güvenlik açısından kritik uçuş testlerini planlamak için kullanılır. Bu projenin temel amacı, seçilen bir ticari uçak kanadının gerekli analizleri yapıldıktan sonra elde edilen değerlerle uygun bir yer titreşim test cihazı tasarlamaktır. Analizde kullanılmak üzere seçilen ticari uçak kanadı, NASA ve Boeing Company iş birliğiyle araştırmalarda kullanılmak üzere tasarlanmış Ortak Araştırma Modeli' dir. Bu model kullanılarak aerodinamik, modal, yapısal ve aeroelastik analizler yapılacaktır. Analizler sonucunda elde edilen değerler, statik/dinamik test düzeneği tasarımında tasarım parametreleri olarak kullanılacaktır.**

Anahtar Kelimeler — yer titreşim testi, ortak araştırma modeli, hesaplamalı akışkanlar dinamiği (HAD), yapısal analiz, modal analiz, aeroelastik analiz, çırpıntı tahmini.

***Abstract*— Ground Vibration Testing (GVT) is part of the aircraft certification process, and its main purpose is to obtain experimental vibration data of the entire aircraft structure to validate and improve structural dynamic models. These models are used to predict flutter behavior and to plan safety-critical flight tests. The main purpose of this project is to design a suitable ground vibration test equipment with the values obtained after the necessary analysis of a selected commercial airplane wing. The commercial airplane wing chosen for use in the analysis is the Joint Research Model designed for use in research in collaboration with NASA and Boeing Company. By using this model, aerodynamic, modal, structural and aeroelastic analyzes will be made. The values obtained because of the analyzes will be used as design parameters in the static/dynamic test setup design.**

Keywords — ground vibration test (GVT), common research model (CRM), computational fluid dynamics (CFD), structural analysis, modal analysis, aeroelastic analysis, flutter prediction.

I. Problemin Tanimi

Uçak kanatları, uçuş kontrolünün sağlanmasında, uçuş özelliklerinin ve uçağın manevra kabiliyetlerinin belirlenmesinde etkili olduğundan en önemli uçak yapılarındandır. Bu yapıların uluslararası havacılık standartlarına uygun olarak tasarlanması havacılık sektörünün öncelikli hedeflerinden biridir. Ayrıca, gelişmekte olan ülkelerde havacılık teknolojilerinin gelişiminde uçuşa elverişlilik sertifikasyonuna sahip olunması büyük önem taşımaktadır. Uçak kanadının ön tasarım işleminde ilk yapılması gereken aerodinamik yüklerin hesaplanmasıdır. Ön tasarımdan sonra sertifikasyon süreçlerinin tamamlanabilmesi için yapısal analiz, aerodinamik analiz, aeroelastik analiz, ağırlık-denge analizi, elektriksel analizler vb. kapsamlı analizler gerçekleştirilmelidir. Yer ve uçuş testleri bu çalışmalar tamamladıktan sonra yapılmaktadır. Yer titreşim testleri sırasına göre işlevsel ve fiziksel uyumluluk testleri, yer titreşim testi (GVT), ayrılma testleri, termal testler vb. gerçekleştirilmektedir [1].

Havacılık ve uzay sanayide ticari uçakların bakım ve onarımı güvenlik ve sürdürebilirlik açısından elzemdir. Bakım ve onarım maliyetlerinin ve sürelerinin azaltılması için uygulanan Yapısal Sağlık Görüntüleme (SHM) sistemi, sensörlerin entegrasyonu, veri iletimi ve akıllı malzemeler vb. yöntemlerle parçanın yapısal durumunun belirlenmesini ve yaşam döngüsü maliyetlerinin azaltılmasını sağlar [2]. Bu doğrultuda ticari uçak kanat yapıları incelenerek referans uçak kanadının seçilmesi ve tasarım kriterlerinin belirlenebilmesi için yolcu uçakları üzerinde durulmuştur. Yakıt tüketiminin azaltılması, güvenli uçuş hızının artırılması, istenmeyen

süreksizlik davranışlarının (çırpıntı vb.) önlenebilmesi amaçlarıyla yenilikçi tasarımlara odaklanılmıştır. Proje doğrultusunda SHM sistemi için statik/ dinamik test düzeneği tasarımın gerçekleştirilebilmesi ve bu sürecin sertifikasyon sürecindeki yoğunluğun azaltılması, uygulanabilirliğinin artırılmasına yönelik olarak GVT hakkında literatür araştırması yapılmıştır.

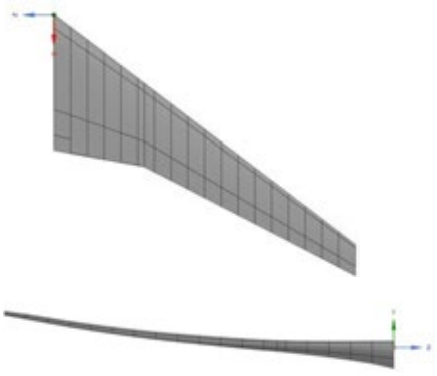
GVT' nin temel amacı, yapısal dinamik modellerini doğrulamak ve iyileştirmek için tüm uçak yapısının deneysel titreşim verilerini elde etmektir. GVT, çırpıntı davranışını tahmin etmek ve güvenlik açısından kritik uçuş testlerini planlamak için kullanılır. Uçağın çoklu konfigürasyonlarının test edilmesi ve parçaların uzamsal hareketlerinin yeterli çözünürlükte elde edilmesi gerektiğinden bir GVT için test süreleri çok uzundur ve sertifikasyon sürecinin son aşamalarından biri olduğu için iş yükü fazladır [3].

II. GERÇEKLEŞTİRİLEN ARAŞTİRMA FAALİYETLERİ

Uluslararası araştırma faaliyetlerinde kullanılmak üzere NASA ve Boeing Şirketi'nin tasarladığı Ortak Araştırma Modeli seçilmiştir. Literatür araştırmalarında elde edilen geometrik parametreler [4] kullanılarak Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği (HAD) ve aeroelastik analizler için farklı modeller CATIA V5' de tasarlanmıştır. Tasarlanan uçak kanadının HAD analizleri için ANSYS Fluent ve aeroelastik analizleri için SIMCENTER 3D kullanılmıştır. GVT' nin geliştirilmesi ve SHM için kullanılması amacıyla literatür araştırması yapılmıştır.

A. Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği Analizi

Proje kapsamında yapılan analizler iki ana bölümde incelenebilir. Bunlar iki boyutlu analiz ve üç boyutlu analizdir. İki boyutlu analiz kapsamında literatür araştırması sonucunda seçilen kanat profili için ANSYS Fluent programı ile 2D CFD analizler yapılmıştır. İki boyutlu analizlerin amacı, üç boyutta kullanılmak üzere en uygun türbülans modelini seçmektir. Üç boyutlu akışkanlar dinamiği analizinde Ortak Araştırma Modeli' nin geometrik parametreleri kullanılarak CATIA V5 ile modellenen geometri **Şekil I**'de verilmiştir. Yapılan analizler rüzgâr tüneli test sonuçları ile valide edileceğinden modellenen geometri %97 oranında küçültülmüştür.



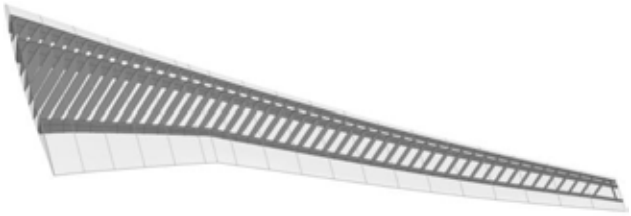
ŞEKİL I. KANAT GEOMETRİSİ

Analizler sonucunda elde edilen kaldırma katsayısı ve sürükleme katsayısı değerleri NASA tarafından paylaşılan doğrulama verileri ile karşılaştırılmıştır.

B. Aeroelastik Analiz

Aeroelastik analiz sürecinin tamamlanabilmesi ve çırpıntı tahminin yapılabilmesi için ilk olarak hesaplamalı akışkanlar dinamiği analizinde kullanılan model geliştirilmiş, bire bir model ile analizlere devam edilebilmesi için analizlere uygun olarak geometrik süreksizlikler giderilmiştir. HAD analizinde hesaplanan ve doğrulanan aerodinamik kuvvetlerin bire bir modele aktarılabilmesi için ekstrapolasyon yöntemiyle ANSYS Fluent' ten çıktı alınan basınç değerleri, SIMCENTER 3D'de interpolasyon yöntemiyle yapıya aktarılmıştır. %97 ölçekli ve bire bir modelin çırpıntı davranışları karşılaştırılarak yapısal model oluşturulmuştur. Bu yöntemin uygulanmasındaki amaçlardan biri hesaplama maliyetlerini azaltılmasıdır.

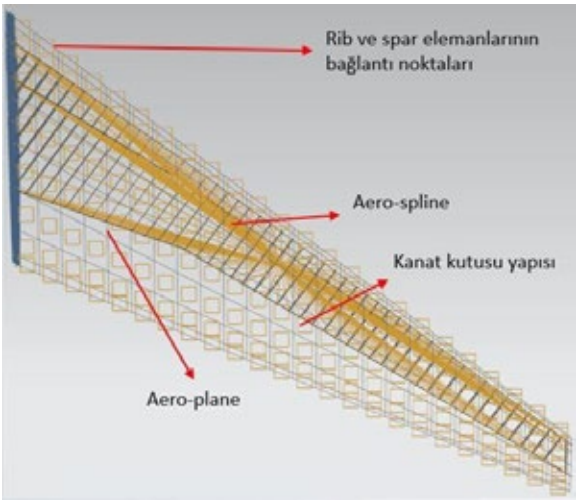
Yapısal modelde **Şekil II'** de görüldüğü üzere hücum kenarında, firar kenarında ve her bir kanat profilinin çeyrek verterinden geçen *spar* bulunmaktadır. Ayrıca, 52 *rib* tasarlanmıştır. Kanat iç yapısındaki tüm elemanlar alüminyum 7000 serisi alaşımı kullanılarak modellenmiştir.



ŞEKİL II. KANAT KUTUSU GEOMETRİSİ

Dinamik uyarımlar altında mekanik yapıların dinamik davranışları modal analiz ile belirlenmiştir. Doğal frekanslar, sertlik ve kritik sönümleme katsayıları gibi bir sistemin dinamik özellikleri SIMCENTER 3D SOL 103 çözücüsüyle hesaplanmıştır. Kanadın ucundaki zemin titreşim testinde kullanılan sarsıcı konumu *node* olarak tanımlanmış ve uçak kanadının titreşim modları hesaplanmıştır. Bu süreçte sabit kanat titreşim analizi için MIL STD 810 G'ye bağlı kalınmıştır.

Çırpıntı analizinin gerçekleştirilebilmesi için yapısal modelden farklı olarak aeroelastik model oluşturulmuştur. Kanat kutusu elemanlarında yapısal ve modal analizlerde kullanılan *mesh* yapısı sabit kalmıştır. Kanat kökündeki verterde *aero-plane mesh* tanımlanmıştır. *Rib, spar* ve yüzey bağlantı *node*' larını birbirine bağlayarak *aero-spline* tanımlanmıştır. Böylece, ağırlık merkezi, **Şekil III** 'de gösterildiği gibi aero düzlemde meydana gelmiştir. Çırpıntı tahmini için SIMCENTER 3D SOL 145- *Aeroelastic Flutter* çözücüsü kullanılmıştır. P-K ve K yöntemiyle elde edilen tahmini çırpıntı davranışı başlangıç hızı ve frekansı benzerlik gösterse de literatüre daha yakın sönümleme katsayısı ve frekans eğrileri elde edildiği için aeroelastik analizde P-K yöntemi kullanılmıştır. Ayrıca, HAD analizinden akış özellikleri ve basınç dağılımı, yapısal analizden yapısal sertlik matrisleri ve modal analizden kanat yapısının titreşim özellikleri çıktıları alınarak aeroelastik analiz gerçekleştirilmiştir.



ŞEKİL III. AEROELASTİK MODEL

III. ARAŞTİRMA SONUÇLARİ VE ÇİKTİLAR

A. Hesaplamalı Akışkanlar Analizleri

NACA kanat profillerinin 4 basamaklı serisinden kanat profili olan NACA 0012 kullanıldı. 2B ve 3B analizde kullanılacak sınır koşulları Tablo 1'de verilmiştir.

TABLO I. SINIR KOŞULLARI

Sınır Koşulları	
Mach Sayısı	0.85
İrtifa	11300 m
Sıcaklık	220 K
Mutlak Basınç	22700 Pa
Sınır Tipi	Pressure Far-Field

Hücre sayısı 20850-830300 aralığında değiştirilerek analizler yapılmıştır. Mesh çalışması sonucunda değerlerin yakınsamaya başladığı aralıkta en uygun hücre sayısı olarak 385200 seçilmiştir. Spalart-Allmaras ve K-Omega türbülans modellerinde yapılan analizler sonucunda elde edilen değerlerle, NASA tarafından yayınlanan validasyon değerleri karşılaştırıldığında daha az hata payına sahip olan Spalart-Allmaras türbülans modeli 3 boyutlu analizlerde kullanılmak üzere seçilmiştir.

Alanda giriş, çıkış ve uzak kenar olarak tanımlanan bölgelerde, sınır koşulları *pressure far field* olarak tanımlanır. Ayrıca yakın kenar olarak tanımlanan sınırda sınır koşulu olarak simetri kullanılmış ve duvar sınır koşulu olarak kanat sınırı belirlenmiştir. 6 farklı hücum açısında yapılmış olan akışkan analizleri sonucunda kaldırma ve sürükleme katsayıları elde edilmiş olup, NASA tarafından yayınlanan verilerle [5] karşılaştırmaları **Tablo II**' de verilmiştir.

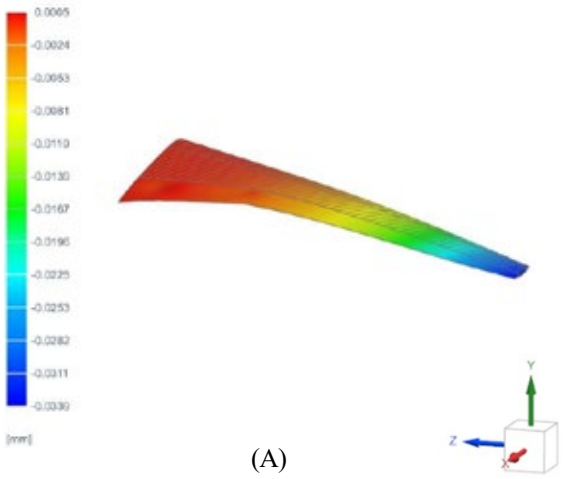
TABLO II. VALİDASYON VE ANALİZ VERİLERİNİN KARŞILAŞTIRMASI

Angle of Attack	**$C_L$and C_D**	**CFD Analysis Data**	**Validation Data**	**Error (%)**
0°	**CL**	0.15260216	0.118555	28.8
	CD	0.011995789	0.018128	33.8
1°	**CL**	0.20904427	0.260018	19.5
	CD	0.014391497	0.019959	27.9
2°	**CL**	0.2676135	0.402613	33.4
	CD	0.018368885	0.023672	22.4
3°	**CL**	0.32640554	0.552628	40.8
	CD	0.025165719	0.030921	18.6
4°	**CL**	0.38132977	0.65788	41.8
	CD	0.034552798	0.044685	22.7
5°	**CL**	0.42878997	0.715456	39.7
	CD	0.045491913	0.060431	24.7

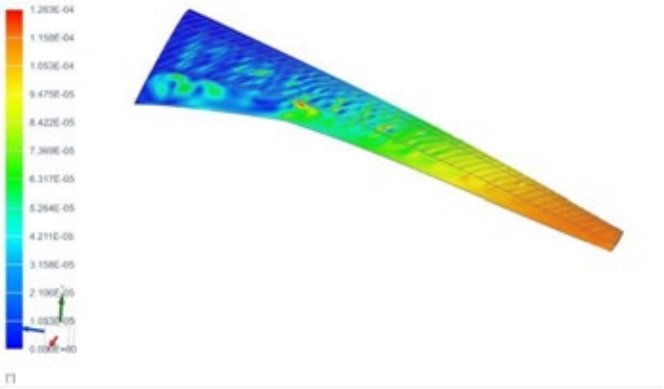
B. Aerodinamik Analizler

Yapısal modelde kanat yapısı SIMCENTER 3D Nastran SOL 101'de *rib, spar* ve yüzey sırasıyla 3 mm, 15 mm ve 7 mm kalınlığında PSHELL kabuk (shell) elemanları olarak modellenmiştir. Kabuk elemanlarının kesişimleri SIMCENTER 3D Nastran'da belirlenmiş ve node'lar sonlu elamanlar analizi, modal analiz ve aeroelastik analiz için bağlanmıştır. Kaba *mesh* için CQUAD 4 *mesh* yapısı kullanılırken CRM geometrisinde süreksizliklerin giderilmesi ve *mesh* iyileştirilmesi için sonraki analizlerde CTRIA3 kullanılmıştır. Hesaplama maliyeti açısından CQUAD 4 ve CTRIA3 *mesh* arasında 2 dakikalık bir fark görülmesine rağmen, CTRIA3 geometrik süreksizliklerde hesaplama avantajı sağladığından tercih edilmiştir. *Rib, spar* ve yüzeye ait element sayıları sırasıyla 20652, 12379 ve 114023'tür. Modal analizde MIL STD 810 G standartlarına uygun olarak uçak kanadının titreşim modları incelenmiştir. İlk titreşim modunda çırpıntı davranışı incelenmiştir. İlk titreşim modundaki doğal frekans 4.578 Hz ve sertlik katsayısı 8.274E+02'dir.

Aeroelastik analizde P-K yöntemi kullanılarak modal analizden farklı olarak 10 titreşim modu elde edilmiştir. Elde edilen titreşim modlarının hız- viskoz sönümleme (V-g) ve hız-frekans (V-f) davranışları incelenmiştir. Birinci aeroelastik mod bükme modunu ve ikinci aeroelastik mod burulma modunu temsil etmektedir. Birinci aeroelastik mod **Şekil IV'** de görülmektedir. Birinci aeroelastik modun doğal frekansı 1.19 Hz'dir.

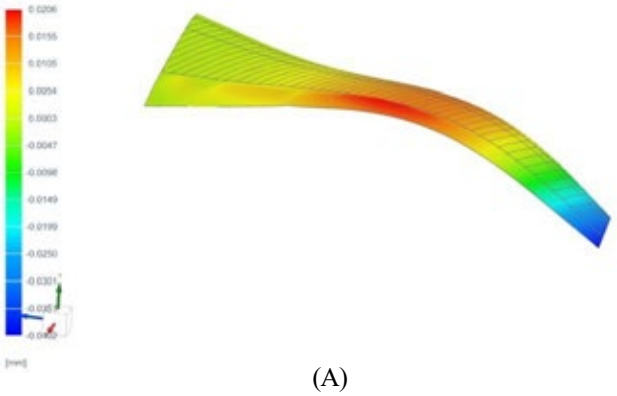


(A)

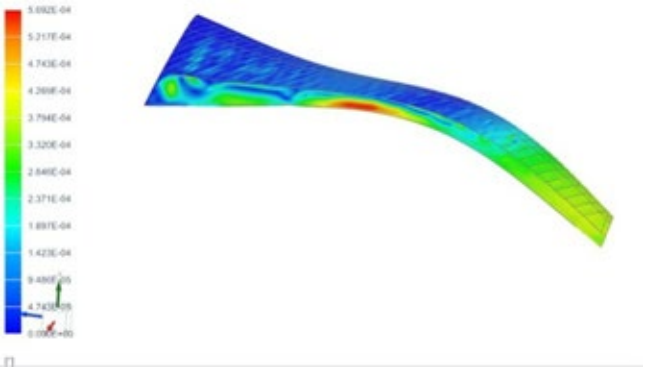


(B)

ŞEKİL IV. (A) BİRİNCİ AEROELASTİK MOD Y EKSENİNDE YER DEĞİŞTİRME (mm), (B) X EKSENİNDE ROTASYONEL YER DEĞİŞTİRME (º)



(A)



(B)

ŞEKİL V. (A) İKİNCİ AEROELASTİK MOD Y EKSENİNDE YER DEĞİŞTİRME (mm), (B) X EKSENİNDE ROTASYONEL YER DEĞİŞTİRME (º)

İkinci aeroelastik modun doğal frekansı 4.48 Hz'dir. **Şekil V'** de ikinci aeroelastik modun y eksenindeki yer değiştirmesi ve x eksenindeki rotasyonel yer değiştirmesi görülmektedir. Birinci ve ikinci modun hız ve viskoz sönümleme grafikleri incelendiğinde 100 m/s hızda uçak kanadının çırpıntı davranışı göstereceği anlaşılmaktadır.

Sonuçlar literatür verileriyle karşılaştırılmıştır. Benzer uçak yapısına sahip modelde birinci aeroelastik mod 1.106 Hz, ikinci mod 4.091 Hz doğal frekansa sahiptir. Elde edilen sonuçlarla literatür verileri [6] karşılaştırıldığında birinci modda %7,5 ve ikinci modda %6,5 hata tespit edilmiştir.

IV. PROJE EKİBİNİN KAZANİMLARİ VE TUSAŞ'A OLASİ KATKİSİ

Bu proje sayesinde günümüzde hala gelişmekte olan sağlık görüntüleme sistemi üzerine araştırmalar yapılmıştır. Ayrıca, NASA tarafından yayınlanan Ortak Araştırma Modeli' nin analizleri yapılmış ve hala üzerinde çalışılan bir model olmasına rağmen elde edilen sonuçlar literatür ile benzerlik göstermiştir.

V. ÖNERİLER, ALİNAN DERSLER VE GELECEK ÇALİŞMALAR

Yapısal Sağlık Görüntüleme sistemi için yer titreşim testleri hakkında yapılacak gelecek çalışmalarla havacılık sertifikasyon süreçlerinin millileştirilmesine katkıda bulunulması amaçlanmaktadır. Ayrıca, Yapısal Sağlık sisteminin havacılık test sertifikasyon sürecinin son aşamalarından biri olan yer titreşim test sistemine entegrasyonu ile bakım-onarım maliyetlerinin ve iş yükünün azaltılması hedeflenmektedir.

VI. BİLGİLENDİRME

Bu çalışma 2021 yılı 3. Dönem TÜBİTAK 2209-B Sanayiye Yönelik Lisans Araştırma Projeleri Desteği Programı (Proje No: 1139B412102053) kapsamında desteklenmektedir.

KAYNAKLAR

[1] Botargues, N., "AIRBUS A350 XWB GVT: State-of-the-Art Techniques to Perform a Faster and Better GVT Campaign", *Topics in Modal Analysis II, Volume 8, 243–256*, 2014.

[2] Giurgiutiu, V., "Structural Health Monitoring with Piezoelectric Wafer Active Sensors", *Elsevier Gezondheidszorg*, 2014.

[3] Peeters, Bart & Climent, Héctor & De, Raul & Alba, Jesús & Rodriguez, Javier & Martinez, José & Hendricx, Wim & Rega, Alain & García, Gonzalo & Deweer, Jeroen & Debille, Jan. "Modern solutions for Ground Vibration Testing of large aircraft", *Conference Proceedings of the Society for Experimental Mechanics Series*, 2008.

[4] Vassberg, J. C., Tinoco, E. N., Mani, M., Rider, B., Zickuhr, T., Levy, D. W., Brodersen, O. P., Eisfeld, B., Crippa, S., Wahls, R. A., Morrison, J. H., Mavriplis, D. J., and Murayama, M., "Summary of the Fourth AIAA Computational Fluid Dynamics Drag Prediction Workshop," *Journal of Aircraft, Vol. 51, No. 4, July-August* 2014.

[5] Computational Results | NASA Common Research Model. (2018, December 14). NASA Common Research Model. *Retrieved July 17, 2022,* from https://commonresearchmodel.larc.nasa.gov/computational-results/

[6] Gu, Y., & Yang, Z., "Modified p-k Method for Flutter Solution with Damping Iteration". *AIAA Journal*, *50(2), 507–510*, 2012

Transmisyon Üretim Hattında Çizelgeleme

Production Scheduling in a Transmission Production Line

Öğrenci – 1
Beyza Kutlu
Hacettepe Üniversitesi
Endüstri Mühendisliği
Ankara,Tirkiye
beyzkt@hacettepe.edu.tr

Öğrenci – 2
İrem Ceyhan
Hacettepe Üniversitesi
Endüstri Mühendisliği
Ankara,Tirkiye
iceyhan@hacettepe.edu.tr

Öğrenci – 3
Anna Sevil Doğan
Hacettepe Üniversitesi
Endüstri Mühendisliği
Ankara,Tirkiye
annasevil@gmail.com

Akademik Danışman
Dr. Öğr. Üyesi Güldal Güleryüz
Hacettepe Üniversitesi
Endüstri Mühendisliği
Ankara,Tirkiye
guldal@hacettepe.edu.tr

Sanayi Danışmanı
Erkan Sağlam
Türk Havacılık Uzay Sanayii
Ankara, Türkiye
erkan.saglam@tai.com.tr

Sanayi Danışmanı
Halil Aşık
Türk Havacılık Uzay Sanayii
Ankara, Türkiye
halil.asik@tai.com.tr

***Özetçe*— Bu rapor, TUSAŞ'ın Ankara-Kahramankazan'daki fabrikasında transmisyon detay üretim hattının üretim takvimini oluşturmak için yapılan araştırma ve projelendirmeyi özetlemektedir. Projenin temel amacı, TUSAŞ bünyesinde önümüzdeki yıllarda gerçekleşmesi planlanan üretim artışı için optimum parti boyutunu belirlemek ve bir üretim programı oluşturmaktır. Bunun için şanzıman üretim hattı sürecini araştırdık ve optimize etmeyi planlanmıştır. Sezgisel çözüm yöntemleri için önce matematiksel bir model oluşturulmuştur. Bu modelin Microsoft Excel Çözücü'de 4 makine ve 2 parça için birkaç işlemle çalışıp çalışmadığını test edilmiş ve GRG Nonlinear motorunu kullanarak geliştirilen modelin küçük ölçekte çalıştığı ispat edilmiştir. Daha sonra genetik algoritmayı modele uygulamaya başlanmıştır. Python ile genetik algoritma çalışmaları için kromozom-gen yapımızı oluşturulmuştur. Çaprazlama ve mutasyon yapılarak en iyi ebeveynleri bulmak için bir uygunluk fonksiyonu oluşturulmuştur. Daha sonra 500 nesil boyunca tekrarlanarak minimum makespan bulunmuştur.**

Anahtar Kelimeler — Transmisyn üretim hattı, üretim planlama, çizelgeleme problemi, sezgisel yöntemler, matematiksel modelleme, Excel Çözücü, Genetik Algoritma, Makespan

***Abstract*— This report summarizes the research and project planning done to create a production schedule for the transmission detail production line in TUSAŞ's factory in Kahramankazan, Ankara. The main purpose of the project is to determine the optimum batch size for the planned increase in production to be realized in the coming years within TUSAŞ, as well as to create a production schedule. For this, we have explored and plan to optimize the process of the transmission production line. We decided to first create a mathematical model for the heuristic solution methods. We tested whether this model works in Microsoft Excel Solver for 4 machines and 2 pieces with several operations and found a solution using the GRG Nonlinear engine, showing the model we've developed so far does work on a small scale. We then began applying the genetic algorithm to our model. We created our chromosome-gene structure for our genetic algorithm studies with Python. We generated a fitness function to find the best parents, with which we did crossover and mutation. After repeating this for 500 generations, we found the minimum makespan.**

Keywords — Transmission line, production planning, scheduling problem, heuristic methods, mathematical modeling, Excel Solver, Genetic Algorithm, Makespan

I. GİRİŞ

Günümüzde gelişen teknoloji ve ürünlerle birlikte üretim sistemleri oldukça karmaşık hale gelmiştir. Hızla ilerlediğimiz savunma sanayi sektöründe, TUSAŞ da üretim kapasitesini arttırmaya başlamıştır. Bu durum yeni üretim planlama ve kontrol sistemleri ihtiyacını doğurmuştur. TUSAŞ bünyesinde helikopterin uçmasını sağlayan en önemli sistemlerden biri olan Transmisyon detay üretim hattını bulundurmaktadır. Transmisyon, motordan aldığı gücü ana aksanlara ve pale ileterek helikopterin uçmasını sağlayan bir sistemdir.

Transmisyon detay üretim hattında yaklaşık 50-55 ürün üretilmekte ve bu ürünler 35-40 istasyon geçerek nihai ürün haline gelmektedir. Üretim hattında yapılan işlemleri genel olarak isimlendirirsek: Tornalama, Frezeleme, Kaplama/Sökme, Isıl İşlem, Markalama ve Kalite Kontrol şeklindedir. Yapılan üretimde her birinde benzer makinelerin olduğu iş istasyonları yer almakta ve her işin kendi rotası bulunmaktadır.)

Üretimde talebin artmasıyla birlikte yeni bir planlamaya ihtiyaç doğmuştur. Belirlenen ürünlerin istenilen kalite ve maliyette, istenilen zamanda ve istenilen miktarlarda üretilmesini sağlayacak çizelgeleme ve programlama çalışmalarının yapılması gerekmektedir.

Yapılan çizelgeleme ile belli bir performans ölçütünü en iyileyecek optimum iş akış sırasının (işlerin yapılma sırasını) belirlenmesini ve daha sonrasında optimal parti büyüklüğü belirleme aşamalarından oluşan çalışmalarını yapılması hedeflenmiştir. Optimum sıra ve optimum parti büyüklüğü belirlenirken tamamlanma zamanı, toplam akış zamanı, kurulum süreleri, makinelerin bekleme zamanı minimizasyonu gibi birden fazla kısıtı göz önünde bulundurulmuştur.

Çalışmanın amacı, verilen kısıtlamaları kullanarak helikopterlerin yıllık üretim hedefine ulaşmaktır. Buna ek olarak, optimum üretim programını görüntülemek için periyodik olarak güncellenebilen çizelgeleme aracı oluşturmak istenmiştir. Projedeki performans göstergeleri, mevcut üretim hızına kıyasla belirli miktarda parti boyutu üretilirken üretim zamanı olabilir. Üretim oranındaki artış bu projeyi başarı kılacaktır.

II. LİTERATÜR TARAMASI

Biroğul'un çalışmasında [2], atölye çizelgeleme problemlerinin çözümünde genetik algoritmaların kullanılmasının, doğrusal programlamada kullanılan klasik yöntemlere göre daha kısa sürede en iyi sonuçları verdiği görülmektedir. Ayrıca çalışmalarda ürün sayısı kısıtlarının dikkate alınması genetik algoritmanın işleyişini ve oluşturulan Gantt şemasını değiştirmektedir.

Gerçek uygulamalarda parça kavramının önemli olduğu düşünüldüğünde, Gantt şemalarının oluşturulmasında bu unsur ihmal edilmemelidir. Workshop Çizelgeleme problemi çözülürken kullanılan kısıtlar; öncelik kısıtlaması, parçalar çakışmaz, birlikte çalışır tutma, ürün sayısı ve boşta kalma süresi kısıtlamaları. Ürün sayısının çoklu olarak değerlendirilmesi ve genetik algoritmanın çalıştırılması hem kromozom hem de popülasyon boyutunu ve sistemin gerçek çözüm süresini artırmaktadır. Genetik algoritma çalışması sırasında, kısıtlı optimizasyon problemlerinde genetik operatörlerin yanı sıra atölye çizelgeleme problemi için özel olarak geliştirilen onarım operatörünün kullanılması gerektiği vurgulanmıştır.

III. ANALİZ VE BULGULAR

Problem NP-zor bir problem olduğu için sezgisel yöntemlerle çözülmesi gerektiğine karar verilmiştir. Yapılan literatür çalışmalarından çizelgeleme problemi ile ilgili birçok metot incelenmiş sonrasında en uygun çözüme bu metotlardan Genetik Algoritma ile ulaşacağımıza karar verilmiştir. Bunun öncesinde uygunluk fonksiyonu oluşturmak için elimizdeki verilerle bir matematiksel model kurulmuştur.

Model Parametreleri

B_{ijm}: i parçasının j operasyonunun, m makinesinde işlenip işlenememesi. Eğer i parçasının j operasyonu m makinesinde işlenebiliyorsa 1, yoksa 0

S_{ijmk} : i parçasının j operasyonunun m makinesindeki başlama zamanı, sıra k≠1 ise

F_{ijmk}: i parçasının j operasyonunun m makinesindeki tamamlanma zamanı, sıra k ise

K_{ijm}: i parçasının j operasyonunun m makinesindeki kurulum süresi

D_{ijm} : i parçasının j operasyonunun m makinesindeki işlenme süresi

T_i : i parçasının bütün operasyonlarının toplam işlem süresi

Karar Değişkenleri

X_{ijkm}: i parçasının j operasyonu, m makinesinde k. sırada işlem görüyorsa 1, yoksa 0

S_{ijmk} : i parçasının j operasyonunun m makinesinde k=1. sıradaki işleminin başlama zamanı

W_{ijmk} : i parçasının j operasyonunun m makinesinde k. sıradaki işleminin bekleme süresi

Matematiksel Model

$$\text{minimize} \ \max T_i \quad (1)$$

$$\sum_m \sum_k X_{ijmk} = 1 \quad \forall i,j \quad (2)$$

$$\sum_i \sum_j X_{ijmk} \leq 1 \quad \forall m,k \quad (3)$$

$$\frac{1}{k-1} \times \sum_i \sum_j X_{ijm(k-1)} \geq \frac{1}{k} \times \sum_i \sum_j X_{ijmk} \quad \forall m; \forall k \neq 1 \quad (4)$$

$$B_{ijm} - X_{ijmk} \geq 0 \quad \forall i,j,m,k \quad (5)$$

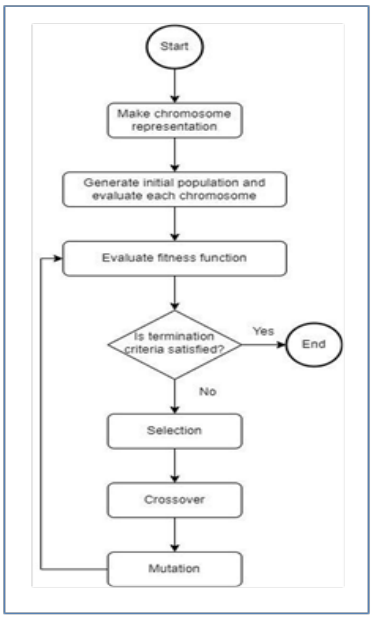
$$S_{ijmk} = X_{ijmk} \times \sum_i \sum_j F_{ijm(k-1)} \quad \forall i,j,m; \forall k \neq 1 \quad (6)$$

$$F_{ijmk} = X_{ijmk} \times \left(S_{ijmk} + K_{ijm} + D_{ijm} + W_{ijmk}\right) \quad \forall i,j,m,k \quad (7)$$

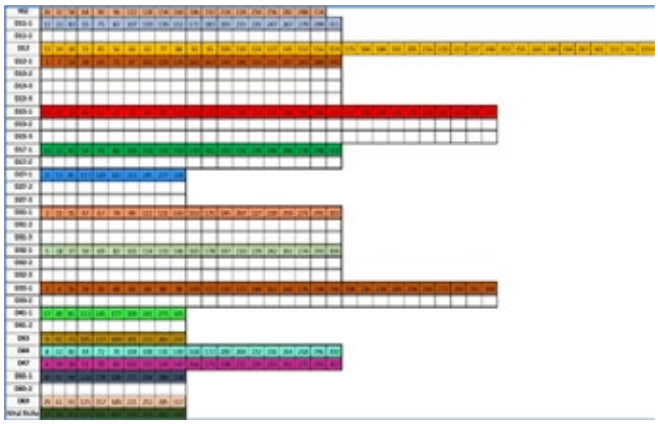
$$T_i = \sum_j \sum_m \sum_k F_{ijmk} \quad \forall i \quad (8)$$

$$X_{ijmk} \ binary \ \forall i,j,m,k \qquad S_{ijm1} \geq 0 \quad \forall i,j,m \qquad W_{ijmk} \geq 0 \quad \forall i,j,m,k \quad (9)$$

Genetik Algoritmayı uygulamaya başlarken iyi bir araştırma sürecinin ardından algoritmayı daha kolay takip edebilmek adına flowchart oluşturarak yapılması gereken iş akışını tasarlanmıştır.



Algoritma Python dili kullanarak Google Colabrotary üzerinden kodlamaya başlanmıştır. Kod içerisinde kullanmak üzere ANKA verileri Excel'den çekilmiş,. Python'un Pandas adlı kütüphanesini kullanırken daha rahat edebilmesi için veriyi parça, iş, makine, setup ve process time'ın bulunduğu tek tablo haline getirilmiştir. Bununla birlikte her parçanın her işleminin bulunduğu satırlara 1'den başlayarak artan özgün sayılar verilmiştir. Aşağıdaki şekilde göründüğü şekilde gen ve kromozom yapısı permütasyon kodlama kullanarak oluşturulmuştur.



Kromozomlar, her bir makine için o makinede işlem gören operasyonları içeren listelerden oluşmaktadır. Bu listeler, operasyonları belirten numara karakter dizilerinden ol rde işlenebildiği için, 1'den başlayarak son operasyon olan 320'ye kadar numaralandırılmış operasyonları hangi makinede işlem gördüğüne göre ayarlanmıştır.

Gen-Kromozom yapısı

Böylece algoritmada her bir makine ve onun içinde gerçekleşen işlemler, genleri oluşturmaktadır. Makineler ise birleşerek kromozomumuzu oluşturmaktadır. İlk kromozom hariç bütün kromozomlar, bu genlerin içindeki operasyonların rastgele yer değiştirerek sıralanması ile oluşmuştur. Bu durumda 8 kromozom ile popülasyonumuzu yaratılmıştır.

Her bir kromozomumuzun yeterli olup olmadığını değerlendiren amaç fonksiyonu oluşturularak Makespan'i minimize eden bir uygunluk değeri ataması yapılmıştır. Bunun için öncelikle her bir operasyonun öncüllerini ve bu operasyonların kromozomdaki sıraları göz önüne alınarak her birinin başlangıç ve bitiş zamanlarını hesaplanmıştır. Bulunan zamanlar ile toplam bitiş zamanını da hesaplanmıştır. Colab üzerinden oluşturulan uygunluk fonksiyonu sayesinde, önceden rastgele oluşturulan kromozomları değerlendirerek aralarından gerekli kriterlerin sağlandığı ve en küçük Makespan'ı veren 2 adet kromozomu Anne Kromozom, Baba Kromozom olarak seçilmiştir.

Bütün jenerasyonların sonunda en uygun kromozom elde edebilmek için bu iki kromozom üzerinden çaprazlama ve mutasyon adımlarını uygulanması için 'ordered crossover' metodunu kullanılmıştır. Bu metotta genler kendi içinde belirli noktalardan kesilerek çaprazlanmaktadır. Elde edilen iki kromozom üzerinden yapılan çaprazlama sonucunda 6 adet yeni yavru oluşturulmuştur. Anne-Baba kromozomu da içine katarak yeni popülasyonun genetik çeşitliliğini korumak adına mutasyon kodu oluşturulmuştur. Doğada olduğu gibi genellikle oldukça düşük olan mutasyon oranı '1/gen sayısının uzunluğu' olarak belirlenmiştir. Son olarak tüm aşamalar toplam 500 defa tekrarlanarak seçim yapılacak şekilde bir araya getirilmiş ve optimum çizelgelemeyi oluşturacak kromozom elde edilmiştir.

IV. SONUÇ VE GELECEK ÇALIŞMALARIMIZ

Üretim çizelgesini oluşturmak için Genetik Algoritma metodunu kullanılmıştır. Algoritma uygulanırken Python kullanılmıştır. Üretim çizelgesi, belirlenen kısıtlara göre oluşturulmuş ve minimum makespan'ı 105,69 saat olarak bulunmuştur.

Projede oluşturulan genetik algoritma ile tek bir helikopter için gerekli olan işlemler sıralanmaktadır. Amacımıza ulaştığımız bu projenin gelecek çalışmalarında oluşturulan çizelgeyi farklı grup büyüklükleri ile deneyerek optimum grup büyüklüğüne karar verilebilir.

V. TEŞEKKÜR

Proje süresince bize her konuda destek sağlayan değerli akademik danışmanımız Dr. Öğr. Üyesi Güldal Güleryüz, Sanayi Odaklı Bitirme Projesi Danışmanlarımız Erkan Sağlam ve Halil Aşık'a teşekkürlerimizi sunarız.

KAYNAKLAR

[1] TUSAŞ, "Turkish Aerospace: İletişim," [Online]. Available: https://www.tusas.com/iletisim. [Accessed 26 11 2021].

[2] S. a. U. G. BİROĞUL, " Genetik algoritma ile çözümü gerçekleştirilen atölye çizelgeleme probleminde ürün sayisinin etkisi," 2007.

[3] Y. ŞAHİN, "Sezgisel Ve Metasezgisel Yöntemlerin Gezgin Satici Problemi Çözüm Performanslarinin Kiyaslanmasi," Bolu Abant İzzet Baysal Üniversitesi Sosyal Bilimler Enstitüsü Dergisi, 2019.

[4] M. Altindaş, "Üretim çizelgeleme ve bir uygulama," 2011..

[5] T. Eren and E. Güner, "İki Ölçütlü Paralel Makineli Çizelgeleme Problemi: Maksimum Tamamlanma Zamanı Ve Maksimum Erken Bitirme," İstanbul Ticaret Üniversitesi, 2005.

[6] S. Kavitha and P. Venkumar, "A Genetic Algorithm for Flexible Job-Shop Scheduling," Journal of Xi'an University of Architecture & Technology, 2020.

[7] U. G. ÇİÇEKLİ and S. ZİLCİ, ""Değişken Ayar Sürelerine Sahip Bir Üretim Hattının Çizelgeleme Optimizasyonu."," Manisa Celal Bayar Üniversitesi Sosyal Bilimler Dergisi, vol. 19.1, pp. 207-226, 2021.

[8] B. Tağtekin, M. U. Öztürk and M. K. Sezer, ""A Case Study: Using Genetic Algorithm for Job Scheduling Problem."," arXiv preprint arXiv:2106.04854, 2021.

[9] G. Çınar, "Meta-sezgisel algoritmalar kullanılarak kaynak kısıtlı bilgi teknolojisi projelerinin çizelgelenmesi," 2011.

[10] Brilliant.org, "Johnson's Algorithm," [Online]. Available: https://brilliant.org/wiki/johnsons-algorithm/. [Accessed 25 11 2021].

[11] M. a. C. N. P. Ghirardi, "Makespan minimization for scheduling unrelated parallel machines: A recovering beam search approach.," European Journal of Operational Research 165.2, 2005.

[12] B. Afshar-Nadjafi, "A solution procedure for preemptive multi-mode project scheduling problem with mode changeability to resumption.," Applied computing and informatics 14.2, 2018.

[13] C. M. University, "Combinatorial Optimization," [Online]. Available: https://www.cs.cmu.edu/afs/cs.cmu.edu/project/learn-43/lib/photoz/.g/web/glossary/comb.html. [Accessed 25 11 2021].

[14] M. A. e. a. Mohamad, "An excel based tool development for scheduling optimization.," ASEAN Journal of Science and Engineering Education 1.1, 2021.

[15] I. E. e. a. Grossmann, "Mixed-integer optimization techniques for the design and scheduling of batch processes," 1996.

[16] G. V. Reklaitis, "Overview of scheduling and planning of batch process operations.," 1996.

[17] M. Z. a. A. A. P. Zgurovsky, "Combinatorial optimization problems in planning and decision making: theory and applications.," Springer, Vol. 173. , 2018.

Transonik ve Sesüstü Akış Rejimlerinde Nozül Tasarımı ve Çıkış Alanının Yatay Kuyruk Etkenliğine Katkısı

The Contribution of Nozzle Design and Exit Area of Nozzle to Horizontal Tail Effectiveness in Transonic and Supersonic Flow Regimes

Öğrenci – 1
Meryem Tahan
İstanbul Teknik Üniversitesi
Makine Mühendisliği
İstanbul, Türkiye
tahan17@itu.edu.tr

Öğrenci – 2
Burak Can Turhan
İstanbul Teknik Üniversitesi
Makine Mühendisliği
İstanbul, Türkiye
turhanb17@itu.edu.tr

Akademik Danışman
Doç. Dr. Sertaç Çadırcı
İstanbul Teknik Üniversitesi
Makine Mühendisliği
İstanbul, Türkiye
cadircis@itu.edu.tr

Sanayi Danışmanı
Kaan Üçkök
Türk Havacılık Uzay Sanayii
Ankara, Türkiye
kaan.uckok@tai.com.tr

***Özetçe*— Bu çalışma kapsamında, hava araçlarının yatay kuyruk etkenliğinin değişimi farklı boğaz-alan oranına sahip lüle geometrileri için yunuslama moment katsayısı üzerinden incelenmiştir. Literatür araştırması sonrasında daha önceden deneysel verisi ve farklı lüle boğaz-çıkış alan oranlarına sahip konfigürasyonları bulunan lüle geometrileri NASA TP-1953 teknik raporundan elde edilmiştir. Akış alanı önce iki boyutlu olarak modellenmiştir. Sonraki aşamada çözüm ağının blokları aynı kalitede kalacak şekilde üç boyutlu eksenel simetrik hale getirilmiş ve kuyruk eklenmiştir. Lüle çıkış etkilerinin net incelenebilmesi için kuyruk, gövdenin arka tarafına, jet çıkışıyla iç içe olacak şekilde F-22 avcı uçaklarındakine benzer şekilde konumlandırılmıştır. Sonrasında bu kuyruk üzerindeki moment değerleri ve yunuslama moment katsayıları üzerinden sonuca ulaşılmıştır.**

Anahtar Kelimeler — lüle, yatay kuyruk, aerodinamik, HAD, OpenFOAM, sesüstü akış.

***Abstract*— In this study, effectiveness of horizontal tail on aircrafts are investigated for various nozzle throat-exit area ratios using pitching moment. After the survey, NASA TP-1953 technical report is selected as a benchmark case since it contains useful experimental data and geometries of different nozzle throat-exit area ratios. Firstly, flow domain is modelled in 2D. Afterwards, horizontal tail is added to the geometry and axially symmetric mesh is created in 3D in ICEM with same blocks and quality parameters. In order to precisely observe nozzle exit effects, horizontal tail is positioned at the end of boattail as it is in F-22 fighter aircrafts. Then the study is concluded by comparing and interpreting the moment and moment coefficient values.**

Keywords — nozzle, horizontal tail, aerodynamics, CFD, OpenFOAM, supersonic flow .

I. GİRİŞ

Yeni nesil savaş uçaklarının çok çeşitli uçuş koşullarında çalışabilme ve yüksek hareket kabiliyeti gibi gereksinimlere sahip olması istenir. Bu uçaklar yüksek manevra kabiliyeti ve çevikliğe sahip olması için tasarlanır. Zorlu koşullarda ve hava alanlarından çalışmak için kısa kalkış ve iniş özelliklerine sahip olması dolayısıyla bu uçaklarda, yüksek lüle performansı sağlanmalıdır. Bunun için değişen lüle geometrileri için yatay kuyruk açıları, lüle basınç oranı, hücum açısı ve Mach sayısı gibi önemli parametreleri çalışma aralığı boyunca sürekli olarak değişir. Bu parametreler yapılan simülasyonlar sonucu karşılaştırılarak iyileştirmeye gidilir.

Uçak ve benzeri türevi taşıtlarda çok geniş parametredeki hızlarda ve irtifalarda araçlar incelenmektedir. Birbirine yakın özellik gösteren araçların kanat, kuyruk gibi farklı elemanlarının geometrileri de birbirinden farklıdır. Bu nedenle, etkiyen aerodinamik kuvvet ve momentler de farklı olmaktadır. Bu durumda bu araçların aerodinamik açıdan birbiri ile karşılaştırılması ve aerodinamik bakımdan iyi olan vasıtanın belirlenmesi ilk bakışta zorludur. Bu yüzden, aerodinamik kuvvet ve momentler yerine aerodinamik katsayıları birbiriyle karşılaştırılması ile cisimlerin aerodinamik özellikler açısından iyi olan aracın tespiti mümkündür.

Bu çalışmada, sonlu hacimler yöntemine dayalı HAD (Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği) modellemesiyle lüle çıkış alanının yatay kuyruğa olan etkisi gözlemlenmiştir. İlk lüle ve gövde geometrisi literatür araştırması ile belirlenmiştir. Sonrasında bu geometrilerin HAD analizleri, yüksek başarımlı bilgisayarlar (UHeM) ile yapılmış ve boyutsuz aerodinamik katsayılara olan etkisi incelenmiştir. Bu inceleme 3 farklı

geometri yani farklı alan oranları ile yapılmıştır. Üzerinde çalışılan teknik makalede yer alan geometrilerde değişimin etkisinin net olarak gözlemlemek için birbirinden uzak oranlar tercih edilmiştir. Bunlar çıkış alanının boğaz alanına oranı 1.5, 2 ve 3 olacak şekilde seçilmiştir. Bu HAD analizlerinin sonuçlarının güvenilirliğini göstermek için deneysel veri ile doğrulama çalışması yapılmıştır.

II. Problemin Tanimi

Çalışmada, transonik ve ses üstü akış koşullarında lüle çıkış alanının kuyruk etkenliğine etkisi, HAD simülasyonları ile lüle toplam basıncının serbest akış statik basıncına oranı (NPR) 0.9 ve 1.4 değerleri için çeşitli Mach sayılarında incelenmiştir.

Yapılan doğrulama çalışmaları sonrasında teknik makaledeki jenerik lüle geometrisine yatay kuyruk eklenerek hangi parametrelerin yatay kuyruk etkenliğini etkilediği belirlenmiştir. Farklı lüle çıkış alanlarına sahip geometriler için aynı yatay kuyruk geometrisinde bu parametrelerin değişimi gözlemlenmiştir.

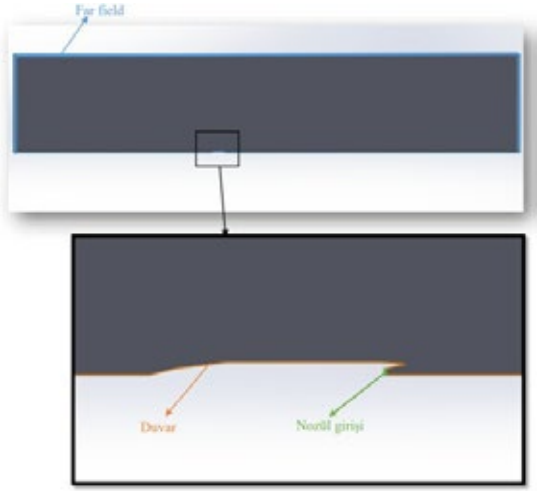
Yapılan çalışmalar doğrultusunda elde edilen sonuçlar yorumlanmış ve uygun lüle geometri tasarımı ile çalışma tamamlanmıştır.

III. Yöntem

Tüm analizlerde ikinci mertebeden şemalar kullanılmış ve türbülans modeli olarak k-ω SST kullanılması uygun bulunmuştur. Bu sebeple çözüm ağında cidardaki y^+ değeri 1'in altında tutulmuştur. Akış çözücüsü olarak sıkıştırılabilir, daimi akış çözebilen basınç bazlı SIMPLEC algoritması kullanan rhoSimpleFoam kullanılmıştır. Yoğunluk değişimleri nedeniyle hal denklemi olarak ideal gaz denklemi ve viskozite için de Sutherland yasası kullanılmıştır.

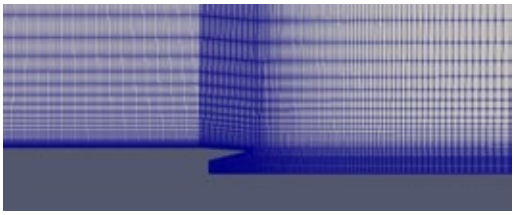
A. İki Boyutlu Çözüm Ağı

Şekil. 1.'de gösterilen ve NASA'nın TP-1953 teknik makalesindeki [1] 2. lüle konfigürasyonu olan süpersonik seyir hali geometrisi Solidworks ortamında oluşturulmuş ve doğrulama için analizler OpenFoam kullanılarak gerçekleştirilmiştir.



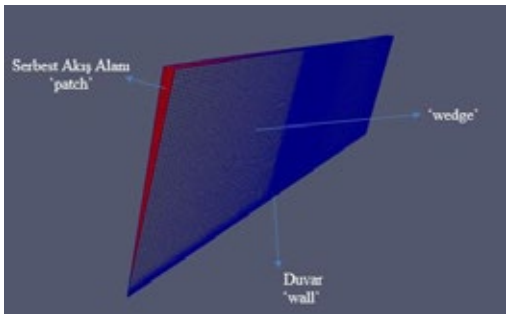
Şekil. 1. İki Boyutlu Akış Alanı

ICEM-CFD kullanılarak iki boyutlu, dörtgen dominanta sahip yapılandırılmış çözüm ağı yapısı Şekil 2.'deki gibi oluşturulmuştur. Çözüm ağı 331 bin hücreden oluşmaktadır. Sınır tabakada 1.2 büyüme oranı ile 40 adet katmana sahiptir. Bununla beraber hesaplanan y^+ değeri farklı serbest akış hızlarına göre değişkenlik göstermekte fakat yaklaşık 1 civarındadır. Ortalama en boy oranı 30.3'tür. Bunun yanında çarpıklık değeri maksimum 0.8 olarak oluşturulmuştur.



Şekil. 2. Model sınır tabakaya ve lüle çıkışına yaklaştırılmış ağ yapısı

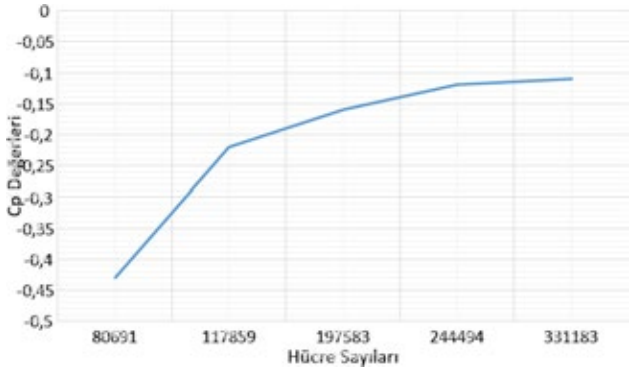
Çözüm ağı oluşturulurken gövdeye doğru yapı sıkılaştırılmıştır. Lüle çıkışı, Mach disklerinin oluşacağı ve akışın küçük bir hacimde önemli değişkenlik göstermesini beklenmesi nedeniyle daha da sıkılaştırılmış ve hücre sayıları burada yoğunlaştırılmıştır. Bu yoğunlaştırmalar yapılırken geçişlerin yumuşak olmasına dikkat edilmiştir. Şekil 3'de çözüm ağı yapısı ve sınır koşulları gösterilmiştir.



Şekil. 3. İki boyutlu ağ yapısı sınır koşulları

B. Çözüm Ağı Bağımsızlık Testi

Çözüm ağı bağımsızlık testi 5 farklı ağ yapısı için oluşturulmuştur. Bu 5 farklı ağ yapısında sınır tabaka özellikleri ve $y^+=1$ korunmuştur. Sadece gövde arkası, lüle duvarındaki hücre boyutları ve lüle çıkışındaki hücre boyutları değiştirilmiştir. Bağımsızlık testi gövde arkası üzerinden basınç katsayısı için 0.6 Mach ve 6.97 NPR durumu için gerçekleştirilmiştir. Şekil 4'de gösterildiği üzere, yaklaşık 331.000 hücre sayısına sahip ağ yapısı kullanılmıştır.



Şekil. 4. Çözüm Ağı Bağımsızlık Testi

C. *OpenFoam Yazılımında Uygulamanın Hazırlanması*

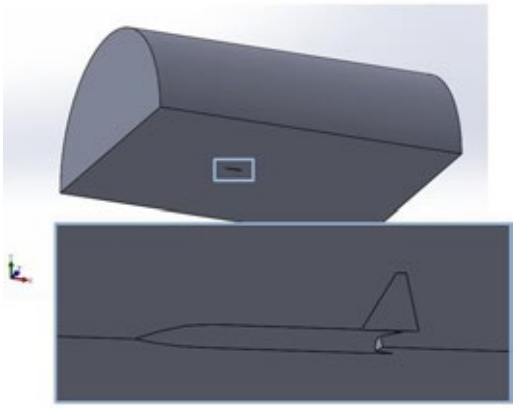
Çalışmaya Openfoam kütüphanesindeki rhoSimpleFoam daimi akış çözücüsü tercih edilerek devam edilmesi uygun bulunmuştur. Bunun yanında türbülans özelliklerinde k-ω SST modeli kullanılmıştır. 'rhoSimpleFoam' çözücüsü, içerisinde basınç bazlı algoritma barındırarak basınç denklemini çözer [2] ve bu değeri hal denklemiyle sıcaklık ve basıncın fonksiyonu olarak yoğunluk değerini bulmak için kullanır [3].

Bu çalışmada basınç algoritması olarak SIMPLEC (Semi-Implicit Method for Pressure Linked Equations Consistent) kullanılması tercih edilmiştir. Bunun yanında yardımcı bir strateji daha izlenmiştir. Basınç gibi taşınım terimleri hariç bazı terimler limitlenmiştir. Çözücü özellikleri 'system' klasöründe yer alan 'fvSolution' çözücü algoritmasındaki bazı tanımlamaları ifade etmektedir.

"nNonOrthogonalCorrectors" terimi ise basınç denkleminin tekrarlanan iç döngü sayısını ifade eder ve kullanılan çözüm ağı yapısına göre bu döngü sayısı arttırılmalıdır [2]. Bu döngüler ile beraber güncellenen hız tekrar denkleme dahil edilir. Transonik akış etkilerinin de dahil edilmesiyle beraber yoğunluk da düzeltilir. Bu durum yakınsama süresini arttırsa da nümerik kararlılık artar. En sonunda eklenen gevşeme terimleri çözücü özellikleri tamamlanır.

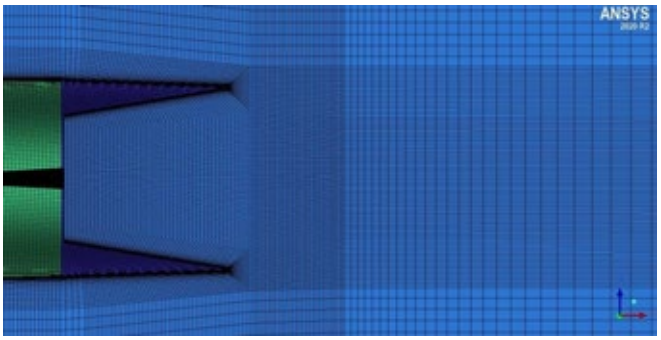
D. *Üç Boyutlu Çözüm Ağı*

Çalışma kapsamında yatay kuyruk etkenliği incelemesi için yunuslama momenti karşılaştırılacaktır. Bu nedenle eksenel simetrik bir çözüm kullanılamaz ve iki boyutlu çözüm ağı modeli yetersizdir. Doğrulama işleminde kullanılan 'wedge' sınır koşulu ile oluşturulmuş 4 derece açı, 331 bin hücreli iki boyutlu çözüm ağı modeli, 180 derece açı ve açı ile orantılı artacak şekilde hücre sayısı ile üç boyutlu çözüm ağı modeline dönüştürülmüştür. Şekil 5'te üç boyutlu model ve Şekil 6'da lüle çıkışına yaklaştırılmış çözüm ağı yapısı gösterilmiştir.



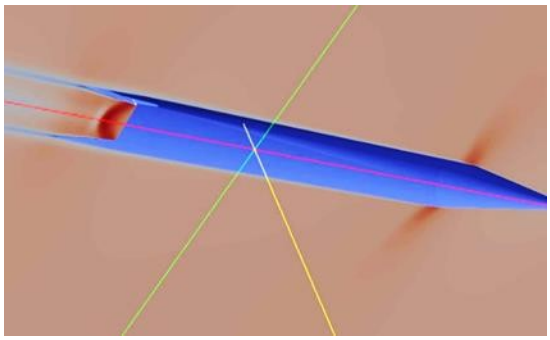
Şekil. 5. Üç Boyutlu Geometri

Geometri, iki boyutlu modelde verilen verileri ve oranları içermektedir. Yapılan doğrulama çalışmasına ek olarak geometriye yatay kuyruk da eklenmiştir. Değişen nozül çıkış alanlarına bağlı olarak tek bir yatay kuyruk geometrisi incelenmiştir. NACA 64-005 ve NACA 64-003 profilleri ile oluşturulan yatay kuyruk geometrisi, literatürdeki veriler kullanılarak modellemesi yapılmıştır [4]. Çalışma kapsamında değişen lüle çıkış alanları kullanılmalıdır. Farklı lüle alanları için NASA TP-1953 makalesindeki diğer geometrik konfigürasyonların kullanımı uygun bulunmuştur. NASA TP-1953 makaledeki diğer geometriler incelendiğinde parametrelerin hepsinin farklı alan oranları için değiştiği görülmektedir [1].



Şekil. 6. Üç boyutlu lüle çıkışına yaklaştırılmış çözüm ağı yapısı

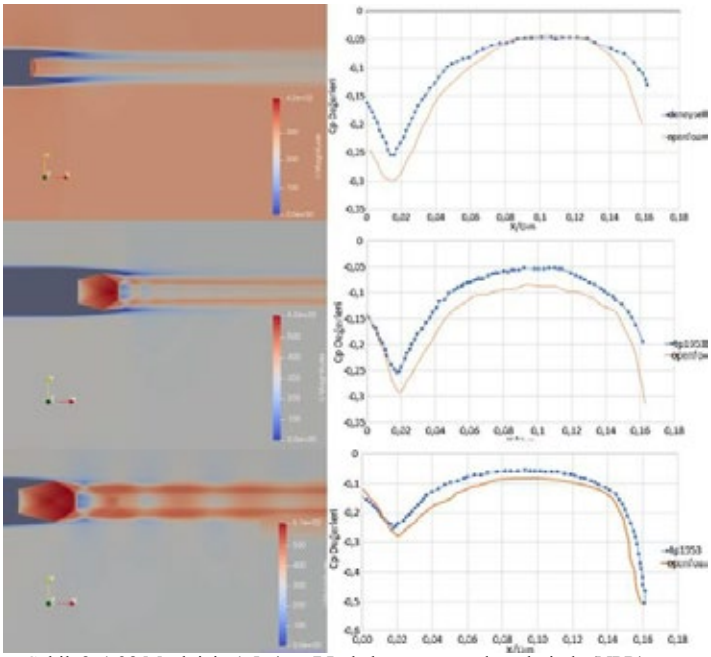
Üç boyutlu çözüm ağı ile 0.9 Mach ve 1.5 lüle basınç oranı değerinde, 0.9 Mach ve 7 basınç oranında, 1.4 Mach ve basınç oranında ve bu değerler için 3'er farklı alan oranına sahip geometri için HAD simülasyonu gerçekleştirilmiştir. Bu çalışmada üst kanat kesidinin üzerindeki yayılı taşıma kuvvetinin seçilen bir nokta etrafında oluşturduğu moment etkisinin ağırlıkla dengelenmesi sonucunda o yöndeki stabilitenin sağlanması amaçlanmaktadır. Bu stabilitenin sağlanması için yatay kuyruk yüzeyinden faydalanılır. Bu nedenle yatay kuyruk üzerindeki yunuslama momenti değerleri incelenmiştir. Yunuslama momenti seçilen referans noktaya göre değişiklik göstermektedir. Referans noktanın ana kanat ve kuyruk yüzeyi arasında, kanada daha yakın bir konumda olması gerekir [5]. Bunun sonucunda cismin ağırlık merkezinin moment noktaya tayin edilmesi uygun görülmüştür. Şekil 7'de referans nokta gösterilmiştir.



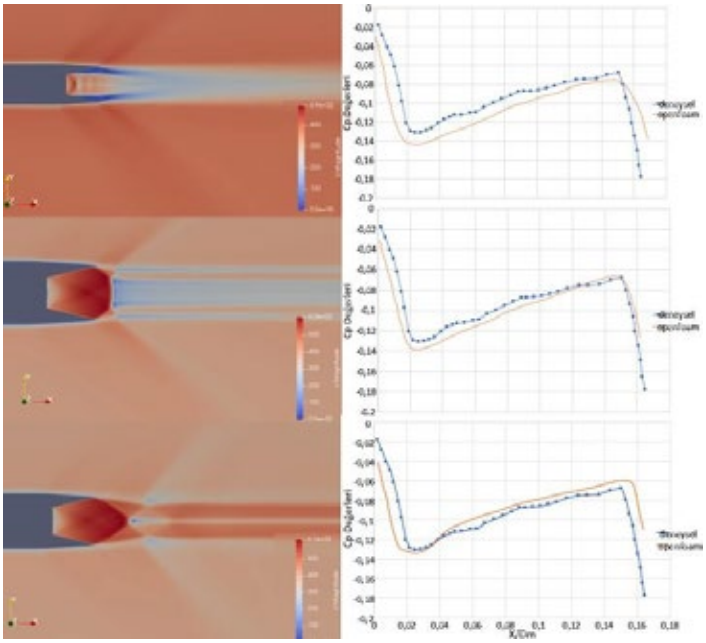
Şekil. 7. PARAVIEW yazılımı kullanılarak momentin elde edilebilmesi için referans alınan noktanın gösterimi

IV. DOĞRULAMA ÇALİŞMASİ

Doğrulama için makaleden arka gövde basınç katsayıları verilerinin alınması gerekmektedir. Bu hususta MATLAB kullanılarak ilgili basınç katsayıları elde edilmiştir. Doğrulaması gerçekleştirilen geometri tasarım basınç oranı 21.23 değerine sahip olduğundan ve çalışmalar 1.5, 4 ve 7 basınç oranlarında gerçekleştirildiğinden elde edilen jet akışlarının tümü aşırı genişlemiş durumdadır, yani lüle çıkış basıncı ortam basıncından düşüktür.



Şekil. 8. 1.28 Mach için 1.5, 4 ve 7 Lüle basınç oranı değerlerinde (NPR) çıkıştaki şok elmasları ve Cp için deneysel ve HAD karşılaştırması

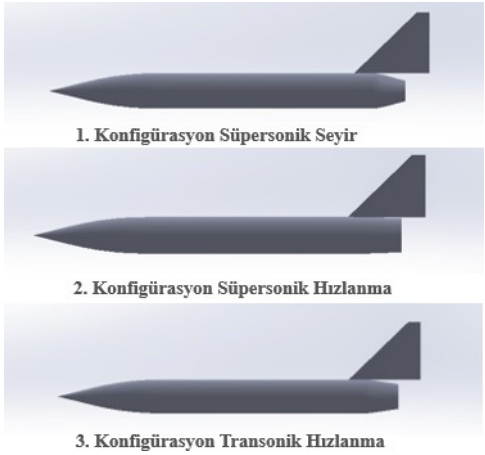


Şekil. 9. 0.9 Mach için 1.5, 4 ve 7 Lüle basınç oranı değerlerinde (NPR) çıkıştaki şok elmasları ve Cp için deneysel ve HAD karşılaştırması

Şekil 8 ve Şekil 9'da HAD sonuçlarının deneysel sonuçlarla genel olarak kabul edilebilir bir hata oranı içerisinde uyumlu olduğu görülmüştür ve bu çözücü şemaları ve yöntemleri ile üç boyutlu geometriye geçilmesi uygun bulunmuştur.

V. SONUÇLAR VE ÇİKTİLAR

Şekil 7'deki belirlenen noktaya göre orta kesitten alınan entegre edilmiş profil alanına göre yunuslama momenti katsayısı (C_m), kuvvet ve moment değerleri döktürülmüş ve karşılaştırılmıştır.



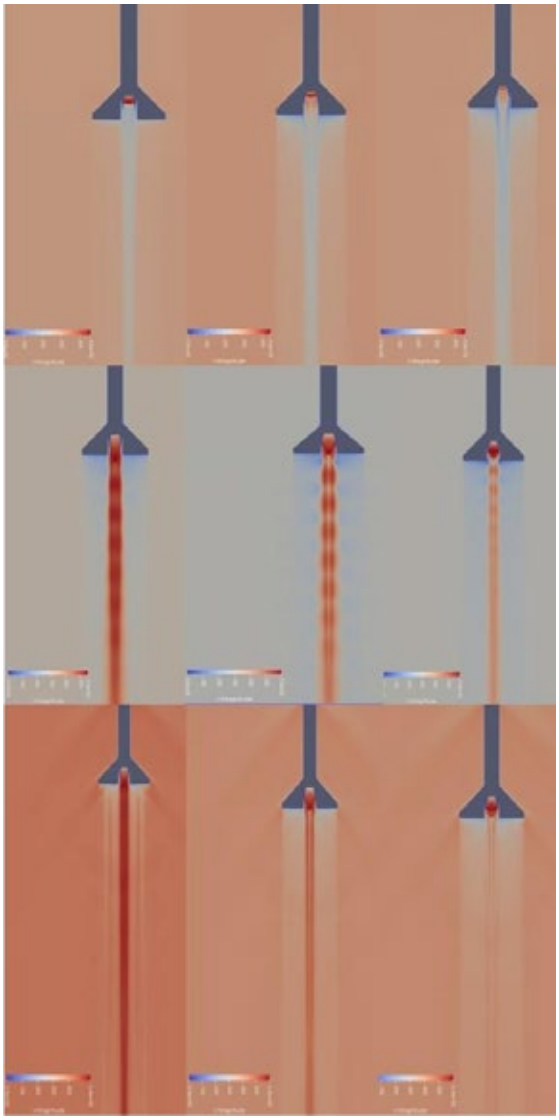
Şekil. 10. Kanat eklenmiş konfigürasyonlar

Karşılaştırma sonucunda Şekil 10'da yer alan ve alan oranı üç olan süpersonik seyir konfigürasyonu (1.) için aynı basınç oranında artan Mach sayısı ile C_m değerinde değişim gözlenmemiştir. Aynı Mach sayısında artan basınç oranı için yine C_m değerinde küçük bir azalma görülmüştür. Aynı inceleme alan oranı iki olan süpersonik hızlanma (2.) ve alanı oranı 1.5 olan transonik hızlanma konfigürasyonu (3.) için de yapıldığında, süpersonik hızlanma için aynı basınç oranında artan Mach için C_m değerinde yine bir değişim gözlenmiştir, aynı Mach artan basınç oranı değeri için ise C_m'de yine bir önemli bir değişiklik görülmemiştir. Transonik hızlanmada ise diğer iki konfigürasyondan farklı olarak aynı basınç oranında artan Mach için C_m değerinde yüksek bir artış görülmüştür.

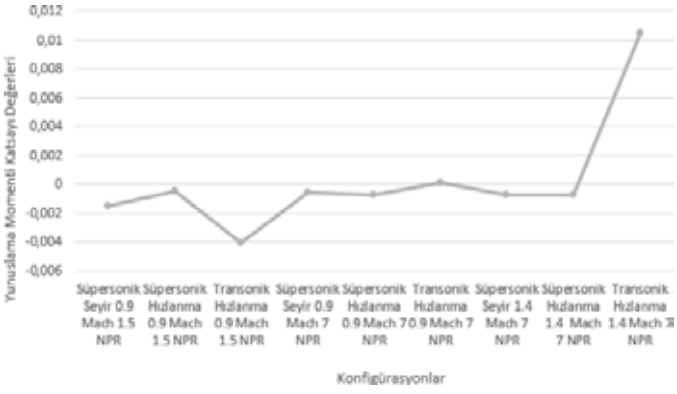
Yapılan incelemeler sonrasında Şekil 11'de gösterilen şok elmasları ve Şekil 12'deki sıralama incelendiğinde düşük alan oranlarının C_m değerlerini daha çok etkileyeceği yorumu ile beraber alan oranı üç ve iki olan konfigürasyon seçimlerinde bu anlamda bir inceleme için bu oranlardaki bir değişimin yeterli farklılık sağlayamadığı görülmüştür. Hücum açısının sıfır olması halinde, C_m değerlerinin sıfıra yakın çıkması beklenmektedir. Bu alan oranlarındaki farkların daha iyi gözlemlenmesi için farklı hücum açılarında da inceleme yapılması gerektiği düşünülmektedir. Sıfır hücum açısında dahi Şekil 12'de görüldüğü üzere transonik hızlanma tasarımı için 1.4 Mach sayısında 7 NPR değeri, 0.01 civarında seyreden en yüksek C_m katsayısını sağlamaktadır.

VI. PROJE EKİBİNİN KAZANIMLARI VE TUSAŞ'A OLASI KATKİSİ

Bu çalışmada, hava araçlarının yatay kuyruk etkenliğinin değişimi farklı boğaz-alan oranına sahip lüle geometrileri için yunuslama moment katsayısı üzerinden açık kaynak kodlu OpenFoam HAD yazılımı kullanılarak incelenmiştir. Bu amaçla yapılan çalışmalar boyunca izlenmesi gereken adımlar ile ilgili pratik ve teorik birçok bilgi birikimi elde edilmiştir. Aynı zamanda sıkıştırılabilir akış ile ilgili TUSAŞ için bilgi birikimine de katkı sağlamıştır.



Şekil. 11. Sağdan sola sırasıyla konfigürasyonları göstermektedir. Yukarıdan aşağıya: 0.9 Mach-1.5 NPR; 0.9 Mach-7 NPR; 1.4 Mach-7 NPR için şok elmasları



Şekil. 12. C_m Değerlerinin Karşılaştırılması

VII. DEĞERLENDİRME, ÖNERİ VE TARTIŞMALAR

Bu çalışmada, 1.5 NPR için 0.9 Mach sayısında HAD analizleri ile jenerik bir kanat profiline sahip olan arka yatay kuyruk düzeni için değişen lüle çıkış alanlarının kuyruk etkenliğine katkısı araştırılmıştır. Bu araştırma kapsamında üç farklı alan oranına sahip geometri ile çalışılmıştır. Bu alan oranları 1.5, 2 ve 3'tür. Çalışmaya alan oranı 3 olan geometri ve iki boyutlu doğrulama çalışmaları ile başlanmıştır. Bu geometri için yapılan çözüm ağından bağımsızlık testlerinden sonra, yeterli hücre sayısı ve özelliklerdeki çözüm ağı ile geniş bir lüle basınç oranı aralığı için 0.6, 0.9 ve 1.28 Mach sayılarında yapılan HAD simülasyonları ile teknik makalede yer alan basınç katsayısı deneysel verileri karşılaştırılmış ve düşük bir hata bandı gözlemlenmiştir. Aynı sayısal yaklaşımla, üç boyutlu geometriye geçilmiştir. Sadece gövde geometrisinin analizlerinden sonra literatürde kullanılan jenerik üst profil için NACA 64-003 ve alt profil için NACA 64-005 profillerine sahip arka kuyruk konfigürasyonları eklenerek geometriler oluşturulmuş ve üç boyutlu analizleri yapılmıştır.

Yapılan doğrulama çalışmasında farklı basınç oranı değerlerinin oluşan şok elmaslarının gelişimi üzerindeki etkisi ile aşırı ve yetersiz genişlemiş lüle durumları gözlemlenmiştir. Üç farklı geometri için transonik ve süpersonik akış rejiminde arka kuyruk düzeni için hangi alan oranına sahip geometrinin yatay kuyruk etkenliği açısından en etkili olduğu tartışılmıştır. Çalışmada SIMPLEC algoritmasının kullanılması tercih edilmiştir. Ayrıca, viskoz etkiler dikkate alındığında kuru havanın viskozitesinin Sutherland yasasına göre değiştiği varsayımı yapılmıştır.

Yapılan karşılaştırmalar sonucunda düşük alan oranlarının C_m değerlerini daha çok etkileyeceği ve alan oranı 3 ve 2 olan konfigürasyon seçimleri için bu oranlardaki bir değişimin yeterli farklılık sağlayamadığı görülmüştür. Değişimlerin sıfıra yakın küçük bir aralıkta seyrettiği gözlemlenmektedir. Literatürde hücum açısı sıfır iken yapılan yunuslama katsayı değerleri de sıfıra yakın küçük bir aralıktadır. Lüle alan oranı değişiminin yunuslama momenti üzerindeki etkisini daha iyi gözlemlemek amacıyla gelecek çalışma olarak değişen hücum açılarında incelemeler yapılabilir.

KAYNAKLAR

[1] Carson, G. T. Jr, Lee, E. E. Jr., (1981). Experimental and Analytical Investigation of Axisymmetri Supersonic Cruise Nozzle Geometry at Mach Numbers From 0.60 to 1.30.

[2] OpenFOAM-Wiki. Tutorials — OpenFOAM Wiki, [Online; accessed 20-January2018].

[3] Toro, E. F. (1999), Riemann Solvers and Numerical Methods for Fluid Dynamics, Springer-Verlag.

[4] Aerodynamics of 3-D Aircraft Afterbodies AGARD AR-318, Report of WG-17, September 1995.

[5] Anderson, Jr. J. D. Fundamentals of Aerodynamics. 4th Edition. New York, New York, USA. McGraw Hill Education, 2007. 1008 p. ISBN 007-125408-0.

Uçak Boya Hazırlama Parametrelerinin Yapışma Performansına Etkisi

Effect of Aircraft Paint Preparation Parameters on Adhesion Performance

Öğrenci – 1
Sinem Kılınçkaya
Ankara Üniversitesi
Kimya Mühendisliği
Ankara, Türkiye
snemkkkya@hotmail.com

Öğrenci – 2
Enescan Kıymaz
Ankara Üniversitesi
Kimya Mühendisliği
Ankara, Türkiye
eneskiymaz@gmail.com

Öğrenci – 3
Berfin Keser
Ankara Üniversitesi
Kimya Mühendisliği
Ankara, Türkiye
berfinnkeserr@gmail.com

Öğrenci – 4
Burcu Gül
Ankara Üniversitesi
Kimya Mühendisliği
Ankara, Türkiye
burcugul99@gmail.com

Akademik Danışman
Prof. Dr. Bülent Akay
Ankara Üniversitesi
Kimya Mühendisliği
Ankara, Türkiye
bakay@ankara.edu.tr

Sanayi Danışmanı
Ümit Yusuf Öztürk
Türk Havacılık Uzay Sanayii
Ankara, Türkiye
umityusuf.ozturk@tai.com.tr

Sanayi Danışmanı
Burhan Güven
Türk Havacılık Uzay Sanayii
Ankara, Türkiye
burhan.guven@tai.com.tr

***Özetçe*— Bu projede, uçak boya hazırlama parametrelerinin yapışma performansına etkisi araştırılmıştır. Öncelikle bu kapsamda literatürde yapılan çalışmalar incelenmiştir. Deneysel kısma geçildiğinde, test plakalarına yüzey hazırlığı ve anodize işlemi uygulanmıştır. Taguchi Metodu'na göre MINITAB 18'de her iki boyanın yapışma performansına etki eden parametrelerin (boya kalınlığı, bekleme süresi, kürlenme süresi ve boya karışım oranı) incelenmesi için deney tasarım matrisi oluşturulmuştur. Klasik metod ile de yüzey temizliğinin boya yapışması üzerine etkisi incelenmiştir. Anodize olmuş test plakalarına boya uygulamasının ardından "cross cut" testi uygulanmıştır ve boya yapışma performansı belirlenmiştir. Boyaların TDS koşullarında hazırlanarak temiz yüzeye uygulanması halinde boya kalkmasını engelleyebileceği değerlendirilmiştir.**

Anahtar Kelimeler — Anodize işlemi, boya kusuru, boya yapışma performansı, cross cut

***Abstract*— In this project, the effect of aircraft paint preparation parameters on adhesion performance was investigated. First of all, studies in the literature were examined. In the experimental part, surface preparation and anodization were applied to the test plates. According to the Taguchi Method, an experimental design matrix was created to examine the parameters (paint thickness, waiting time, curing time and paint mixing ratio) that affect the adhesion performance of both paints in MINITAB 18. Furthermore, the effect of surface cleaning on paint adhesion was investigated with the classical method. The "cross cut" test was applied to the painted test plates and the performance of paint adhesion was determined. It has been evaluated that if the paints are prepared according to TDS conditions and applied to the clean surface, it can prevent paint peeling off.**

Keywords — Anodized process, paint defect, paint adhesion performance, cross cut

I. GİRİŞ

Günümüzde, otomotiv ve havacılık endüstrisi de dahil olmak üzere birçok endüstriyel sektörde, hafif malzeme olarak alüminyumun önemli bir kullanımı vardır ve bu da maliyet tasarrufu ve düşük yakıt tüketimi ile sonuçlanır. Alüminyum ve alaşımları yüksek özgül mukavemete, iyi işlenebilirliğe, şekillendirilebilirliğe ve korozyon direncine sahiptir, ancak zayıf yapışma özellikleri, düşük sertlik ve aşınma direnci ile yağlama zorluğu gibi bazı önemli dezavantajları ticari amaçlar için kapsamlı uygulamalarını sınırlar. Kaplamaların yapışması hem kimyasal hem de fiziksel parametrelere bağlıdır. Prensipte, polar fonksiyonel gruplara sahip kaplamalar, çoğu durumda ikincil bağlama veya bazı durumlarda birincil bağlama yoluyla metal alt tabakalara yapışma potansiyeline sahiptir. Bununla birlikte, temel kimyasal etkileşimler tek başına her zaman yeterli olmayabilir ve bu nedenle endüstride mekanik yapışmayı arttırmak için kumlama ve fosfatlama gibi yüzey pürüzlendirme teknikleri de dahil olmak üzere çeşitli yüzey ön işleme teknikleri uygulanmaktadır. Boya uygulama faktörlerinin de yapışma üzerinde etkisi vardır. Bu faktörler arasında film kalınlığı, termo-mekanik özellikler, uygulama teknikleri, substratların ön işlemleri, kürlenme koşulları, karışım oranları vb. yer almaktadır. Bu parametreler kullanım koşullarına göre boyanın yapışma özelliklerinde farklı etkiler yaratabilir. Bu parametlerin etkilerinin optimum seviyelerini bulabilmek için farklı optimizasyon teknikleri vardır ve bunlardan bir tanesi de Taguchi Metodu'dur. Boyanın yapışma performansını test etmek için çeşitli yöntemler

vardır. TUSAŞ kapsamında yaygın olarak kullanılan test yöntemlerinden bir tanesi cross cut testidir.

Yapışma testi için cross cut testi yöntemi hem endüstriyel hem de bilimsel uygulamada kullanılmaktadır. Bu yöntem ISO ve ASTM endüstriyel standartlarında standardize edilmiştir. Cross cut testi sırasında, çok bıçaklı bir aletle plakalar kesilir, plakaya bir yapışkan bant yerleştirilir ve ardından çıkarılır. Elde edilen yapışma, plakadaki pul pul dökülmüş malzeme alanına dayalı bir sınıflandırma sistemi tarafından belirlenir. Bu projede, araştırmalar sonucunda uçak boya yapışma performansına etki edebilecek parametrelerin belirlenmesi ve belirlenen parametreler ile deney programı oluşturulması ve test kuponlarına uygulanarak yapışma performanslarının test edilmesi ve değerlendirilmesi amaçlanmıştır [1, 2, 3].

II. GERÇEKLEŞTİRİLEN ARAŞTIRMA FAALİYETLERİ

A. *Literatür Araştırmaları*

Boya kalkma probleminin çözümüne yönelik literatür taramaları yapılmıştır. Boya yapışma performansına etki eden parametreler hakkında bilgi edinilmiş ve sorunu çözmeye yönelik yapılan araştırmalar incelenmiştir. Edinilen bilgiler doğrultusunda sanayi danışmanlarımızla görüşerek yapışma performansında etkili olduğu düşünülen parametreler TUSAŞ'da mühendisler ve teknisyenlerin katılımıyla bir anket yapılarak ardından anket değerlendirmesi ve donanımlı mühendislerin fikirleriyle en önemli olduğu düşünülen parametreler seçilmiştir. Belirlenen parametreler sonrasında deneysel çalışmalara geçmeye karar verilmiştir. Karar verilen parametreler ile deney programını oluşturmak için 'MINITAB' paket programı kullanılmıştır. Gerçekleştirilecek deneylerin daha doğru sonuçlar vermesi istendiğinden üç tekrarlı deney setleri hazırlanarak deneyler uzman teknisyenlerle birlikte gerçekleştirilmiştir [4, 5, 6].

B. *Deneysel Kısım*

Alüminyum test plakalarına boya uygulama işlemlerinden önce yüzey pürüzlülüğünü ve korozyon direncini arttırmak amacıyla anodize işlemi uygulanmıştır. Anodize işlemi, BMS 10-11 boyası için borik asit ve Seevenax 313-01 boyası için kromik asit içerisinde gerçekleştirilmiştir. Yüzey işleminin ardından, ilk olarak karar verilen baz ve sertleştirici oranları kullanılarak boya hazırlanmıştır. Ardından boyanın viskozitesi ölçülerek deney programında belirtilen bekleme süresi kadar bekletilmiştir. Sonraki aşamada test panellerine hazır halde bulunan boya, tabanca ile manuel olarak uygulanmıştır. Boya atışı yapılan test panelleri kürlenmek üzere fırına alınmıştır. Kürlenme süresi tamamlanan test plakalarının boya kalınlıkları ölçülmüştür. Son aşamada, test plakaları cross cut işlemine tabii tutularak bant testi gerçekleştirilmiştir.

Her iki boya için de karar verilmiş olan yüzey hazırlığı, boya karışım oranı, bekleme süresi, boya kalınlığı, flash off süresi ve kürlenme süresi parametreleri için Taguchi Metodu'yla hazırlanan deney programları dokuzar adet deney seti ile üçer tekrarlı olacak şekilde gerçekleştirilmiştir. Flash off süresi olarak boyaların Teknik Veri Sayfası (TDS) verileri kullanılmıştır. BMS 10-11 boyası için orta değer olarak boyanın TDS'inde verilen değerler kullanılmıştır. Seevenax 313-01 boyası için limit değerleri belirlenirken boyanın TDS'inde belirtilen değerlerin dışına çıkılmıştır. BMS 10-11 boyası için kullanılan parametre sınırları Tablo 1'de, Seevenax 313-01 boyası için karar verilen sınırları ise Tablo 2'de verilmiştir.

Seevenax 313-01 boyası için gerçekleştirilen çalışmalarda, boya karışım oranı parametresine karar verilirken farklı bir yol izlenmiştir. Normal şartlar altında baz oranı sertleştirici oranından fazla konulurken, bu boyada tam tersi bir yol izlenerek; sertleştirici oranı baz oranından daha çok konularak bu durumun boya yapışma performansı üzerindeki etkisi incelenmiştir.

TABLO 1. BMS 10-11 İÇİN SEÇİLEN PARAMETRELER VE LİMİT DEĞERLERİ

Parametreler	**Sınır Değerler**		
	Alt Değer	Orta Değer	Üst Değer
Boya karışım oranı (Baz:Sertleştirici), v:v	1:1	1.5:1	2:1
Bekleme süresi, dk	5	30	60
Boya kalınlığı, mikron	7.5-11	11.1-15.5	15.6-20.5
Kürlenme süresi, dk	30	60	120

TABLO 2. SEEVENAX 313-01 İÇİN SEÇİLEN PARAMETRELER VE LİMİT DEĞERLERİ

Parametreler	**Sınır Değerler**		
	Alt Değer	Orta Değer	Üst Değer
Boya karışım oranı (Baz:Sertleştirici), v:v	1:1	1:2	1:4
Bekleme süresi, dk	1	30	60
Boya kalınlığı, mikron	15-30	31-40	41-50
Kürlenme süresi, dk	10	30	60

Klasik metod ile hazırlanan deney programında, kirli (tozlu) yüzey, kremli yüzey ve parfümlü yüzeyin boya yapışma performansı üzerindeki etkisini incelemek amaçlanmıştır. Bu yüzeylerin bir kısmına silinmeden, bir kısmına metiletilketon (MEK) ile silinip 1 dakika sonra, kalan kısmına ise MEK ile silinip 1 saat sonra boya uygulanmıştır. Klasik metot ile planlanan deney programında da her iki boya için dokuzar deney gerçekleştirilmiştir.

C. *Cross Cut Testi*

TUSAŞ Proses Kontrol Laboratuvarında test kuponlarına cross cut testi yapılmıştır ve ardından kuponlar bant testine tabii tutulmuştur. Şekil 1'de cross cut ve bant testine ait örnek görüntüler verilmiştir.



Şekil 1. Örnek bir test plakasına ait cross cut ve bant testi görüntüleri

III. ARAŞTIRMA SONUÇLARI VE ÇIKTILAR

Bu projede uçak boya hazırlama parametrelerinin yapışma performansına etkileri incelenmiştir. Boya hazırlama parametrelerinin etkilerini incelemek amacıyla Taguchi Metodu'na göre deney programı hazırlanmış ve TUSAŞ üretim alanında test kuponlarına belirlenen koşullarda uygulanmıştır. Proje sonunda yapışma performansı açısından en iyi çıktıyı verecek boya hazırlama parametrelerini değerlendirmek amacıyla TUSAŞ Proses Kontrol

Laboratuvarı'nda test kuponlarına cross cut testi yapılmıştır. Deney sürecinde iki farklı boya uygulaması gerçekleştirilmiştir. Birinci boya olarak BMS-10-11 spesifikasyon numaralı boya seçilmiş ve bu boyanın üreticisinden sağlanan teknik özelliklerine bağlı kalınarak deney programı hazırlandığı durumda boya yapışmasının çok iyi olduğu ve boya kalkmasının yaşanmadığı gözlemlenmiştir. Bu sonuç bize üreticinin sağladığı teknik verilerinin optimum değerlerde olduğunu kanıtlamaktadır. İkinci boya olarak ise Seevenax 313-01 boyası seçilmiştir. Bu boya için boya üreticisinin sağladığı teknik verilere bağlı kalmaksızın uygulama gerçekleştirilmiş ve bazı test kuponlarında boya kalkması gözlemlenmiştir. Bu deney programı sonucunda boya karışım oranının ve kürlenme süresinin boya yapışması için önemli parametreler olduğu sonucu elde edilmiştir. Çalışmalara ek olarak yüzey temizliğinin boya yapışmasına olan etkisini incelemek amacıyla her iki boya için klasik yöntem ile deney programı oluşturulmuş ve kremli elle dokunulduğunda boya kalkması gözlemlenmiştir. Ancak yüzey kirli olduğu durumlarda bile yüzey temizliğinin doğru yapıldığı koşullarda boya yapışmasının mükemmel olduğu gözlemlenmiştir. Çalışmalar sonucunda kuponlara uygulanan boya yapışma performansları değerlendirildiğinde en etkili parametrenin yüzey temizliği olduğu anlaşılmıştır. Bu parametreye ek olarak ise boya karışım oranı ve kürlenme süresinin önemli parametreler olduğu görülmüştür.

IV. Proje Ekibinin Kazanımları ve TUSAŞ'a Olan Katkıları

Boya üretimi, boya uygulama koşulları ve boya yapışma performansına etki eden parametrelerin incelenmesi amacıyla literatür araştırması yapılmıştır. Literatür araştırması ile proje ekibi boya üretim sürecinden başlayarak uygulama sürecine kadar birçok konu hakkında bilgi edinmiştir. Proje süresi boyunca TUSAŞ'a yapılan sunum ve rapor teslimleri sayesinde etkili bir takım çalışması ve zamanlama kriterleri göz önünde bulundurularak sunum yapma ve rapor yazma becerileri gelişmiştir. Proje sayesinde ekip, deneysel tasarım yöntemleri hakkında bilgi sahibi olmuş ve bu bilgiler ışığında deney programı hazırlayarak gerçek bir prosese uygulamıştır. Ayrıca ekip, MINITAB paket programı kullanılarak istatistiksel deneysel tasarım yapma becerisi kazanılmıştır. Bu kazanımlara ek olarak çalışmalar sırasında proje ekibi üretim alanında çalışma fırsatı bulmuş ve uçak boya uygulama süreçlerini yakından inceleme fırsatı elde etmiştir. Proje ekibi araştırma ve geliştirme konusundaki yetkinliğini arttırmıştır. Yapışma testi sonucuna göre boya hazırlama parametrelerinden önemli olanları belirlenmiş ve TUSAŞ'ın boya kalkma problemi için yapabileceği iyileştirmeler değerlendirilmiştir.

V. Öneriler, Alınan Dersler, Gelecekteki Çalişmalar

Deneysel çalışmalar sırasında boya yapışma performansı, cross cut testi ile gözleme dayalı olarak ölçülmüştür. Boya yapışma performansının nicel bir sonuç verecek şekilde MINITAB paket programında istatistiksel veri analizinde kullanılabilmesi için incelenmesi gerekmektedir. Bu nedenle ileride gerçekleştirilecek deneysel çalışmalarda boya yapışma performansı ölçümü için nicel sonuç verecek cihaza dayalı ölçümler yapılması önerilmektedir.

Deneysel çalışmalarda parametrelerin seviyeleri belirlenirken boyaların TDS'indeki değerlerin alt ve üst limitleri göz önünde bulundurulmuştur. Ancak TDS değerlerinin dışında bir çalışma gerçekleştirilseydi farklı sonuçlar gözlemlenebilirdi. Önemli olduğu düşünülerek seçilmiş olan parametrelerin dışında yüzey temizliğinin boya yapışma performansı üzerinde diğer parametrelerden daha ön planda olduğu tespit edilmiştir.Aynı zamanda kullanılan Taguchi Metodu yerine farklı bir istatistiksel analiz metodu olan Tam Faktöriyel Metodu da kullanılabilirdi.

Yapılan çalışmalara ek olarak, seçilen parametrelerin sayısı arttırılarak deneyler yapılabilir ve bu sayede daha fazla deney ile birden çok yanıt değişkeni üzerinde çalışarak yanıt değişkenlerinin birbiri üzerindeki etkileri gözlemlenebilir. Son olarak seçilen parametrelerin alt ve üst seviye aralıkları genişletilerek farklı çalışmalar yapılabilir. Bu sayede ortaya çıkan boya kusurları en aza indirilebilir.

Kaynaklar

[1] Pathanatecha, W. A Study of Various Parameters Effecting Adhesion of Coatings to Metal Substrates, 2019.

[2] Thakur, P., Kumar, R., Kumar, S., Pathania, A., & Goel, B. Analysis and optimization of properties of paint materials for reduction of paint defects in agro products. *Materials Today: Proceedings*, *45*, 5617-5623, 2021.

[3] Schirmer, J., Roudenko, J., Reichenberger, M., Neermann, S., & Franke, J. Adhesion Measurements for Printed Electronics: A Novel Approach to Cross Cut Testing. In *2018 41st International Spring Seminar on Electronics Technology (ISSE)* (pp. 1-5). IEEE, 2018.

[4] Akıncı, A., Akcan, E., Mehmetalioğlu, C., & Özüyağlı, A., Alüminyum Alaşımında Anodizasyonun Arayüzey Özelliklerine Etkisinin İncelenmesi, Sakarya University Journal of Science, 20(3), 409-415, 2016.

[5] Kahraman, Ü. A.,Klasik ve Zeki Optimizasyon Teknikleri ile Problemlerin Çözümlenmesi ve Karşılaştırılması., 2010.

[6] Gökçe, B., & Taşgetiren, S. Kalite için Deney Tasarımı, Makine Teknolojileri Elektronik Dergisi, 6(1), 71-83, 2009.

Uçuş Reynolds Sayısının Uçak Kontrol Yüzeylerindeki Menteşe Momentlere Etkisi

Effect of Flight Reynolds Number on Hinge Moments on Aircraft Control Surfaces

Öğrenci
Gizem Aydın
İstanbul Teknik Üniversitesi
Uzay Mühendisliği
İstanbul, Türkiye
gzmaydin@hotmail.com

Akademik Danışman
Prof. Dr. İbrahim Özkol
İstanbul Teknik Üniversitesi
Uçak Mühendisliği
İstanbul, Türkiye
ozkol@itu.edu.tr

Sanayi Danışmanı
Ramazan Karaaslan
Türk Havacılık Uzay Sanayii
Ankara, Türkiye
ramazan.karaaslan@tai.com.tr

***Özetçe*— Bu çalışmada uçuş Reynolds sayısının uçak kontrol yüzeylerindeki menteşe momentlere etkisi incelenmiştir. Bu inceleme Onera M6 kanat profili üzerinde ANSYS FLUENT kullanarak değişik senaryolar için yapılmıştır. Reynolds sayısı irtifa, hız ve ölçek değiştirilerek değiştirilmiştir. Hız 3 ayrı rejim içinde değiştirilmiştir. 0.3 Mach, 0.95 Mach ve 1.4 Mach olacak şekilde değiştirilmiştir. İrtifa deniz seviyesinde ve 10 km yükseklikte seçilip bu irtifalardaki basınç, sıcaklık ve viskozite verisi kullanılmıştır. Ölçek 1/1, 1/10 ve 1/15 olacak şekilde seçilip 1/10 ve 1/15 ölçekler rüzgar tüneli ölçeğine uygun seçilmiştir. Reynolds sayısının nasıl değiştirildiğine bağlı olmaksızın Reynolds sayısı arttıkça menteşe moment katsayısının büyüklüğünün düştüğü görülmüştür. Elde edilen sayısal sonuçlar grafikler üstünde gösterilmiştir.**

Anahtar Kelimeler — Reynolds sayısı, menteşe moment, moment katsayısı, akış analizi

***Abstract*— In this study, the effect of the flight Reynolds number on the hinge moments on the aircraft control surfaces was investigated. This review was made for different scenarios using ANSYS FLUENT on the Onera M6 airfoil. Reynolds number is changed by changing altitude, velocity, and scale. The velocity was changed to Mach 0.3, Mach 0.95 and Mach 1.4 as 3 different regimes. Altitude is chosen at sea level and at 10 km altitude, and pressure, temperature and viscosity data at these altitudes are used. Scale was chosen as 1/1, 1/10 and 1/15, and 1/10 and 1/15 scales were selected in accordance with the wind tunnel scale. Regardless of how Reynolds number is changed, it has been observed that magnitude of hinge moment coefficient decreases as Reynolds number increases. The numerical results obtained are shown on the graphs.**

Keywords — Reynolds number, hinge moment, moment coefficient, flow analyses

I. GİRİŞ (*HEADING 1*)

Bu projenin amacı, Reynolds sayısının değiştirilmesinin menteşe moment katsayısı üzerindeki etkisini incelemektir. Reynolds sayısının etkisi sadece uçak sürtünme katsayısı üzerinde değil, aynı zamanda yüzey basınç dağılımı üzerinde de bulunmaktadır. Rüzgâr tünelleri ile 1/1 ölçekli analizler arasında menteşe moment katsayılarında farklılıklar bulunmaktadır. Bu nedenle Mach 0.3, 0.95 ve 1.4'te uçak kuyruk düzlemi ve kanatçık menteşe momentleri üzerindeki etkilerin incelenmesi oldukça faydalı olacaktır.

Bir uçuş sırasında, uçağın yalpalanma hareketini yapması için kanatçıklarını açması gerekir. Aileronlar bir uçakta iki kanadın en dış kısmında bulunur ve ters yönde çalışır. Yani biri açılıp diğeri aşağı inerek uçak, açılan kanatçığa doğru dönüşünü yapar. Bunun nedeni üst kanatçıkların taşıma yüzeyindeki bir bozulma ve sürükleme yüzeyindeki bir artıştır. Bu, kanatçıklar arasında bir kuvvet farkı yaratır. Baskın kaldırma kuvvetine sahip kanat diğerine doğru döner ve dönüş alt kanadın etrafında gerçekleşir. Aileronlar kanatlara menteşelerle bağlıdır. Aileronlardaki akışkan, çarptığı yüzeyde basınç oluşturur. Kanatçıkların iki yüzeyi arasındaki basınç farkı, sürükleme ve kaldırma kuvvetleri yaratır. Bu kuvvetler menteşelerde momentler oluşturur. Menteşedeki momenti hesaplamak, kanatçığı açık tutacak kuvveti hesaplamak için önemlidir. Kanatçıkların açılması için menteşedeki moment kadar ters tork oluşturulmalıdır.

Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği anlamına gelen CFD, sayısal bir çözüm yöntemidir. Farklı karakterdeki akışkanların zamana bağlı veya durağan hareketlerini incelemek için kullanılan bir yöntemdir. Havacılıkta sıklıkla kullanılan CFD, rüzgar tüneli deneylerinden elde edilen verileri daha kısa sürede ve daha az maliyetli bir şekilde tahmin etmek için kullanılmaktadır [1]. Bu projede CFD programı olan ANSYS FLUENT kullanılmıştır.

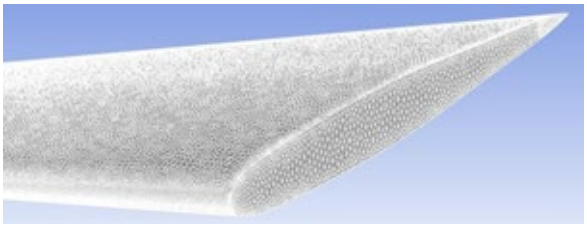
Bu projede Mach sayıları 0.3, 0.95 ve 1.4 olacak şekilde Reynolds sayısı değişmiştir. Ölçekler orijinal duruma göre 1, 1/10 ve 1/15 olarak değişmiştir. Rakım 0 m ve 10 km olarak değişmiştir. Hücum açısı 5, 15 ve 25° olarak değiştirilmiştir. Değişimin ne olduğuna bakılmaksızın, Reynolds sayısının arttığı tüm durumlarda menteşe moment katsayısının büyüklüğü azalmıştır.

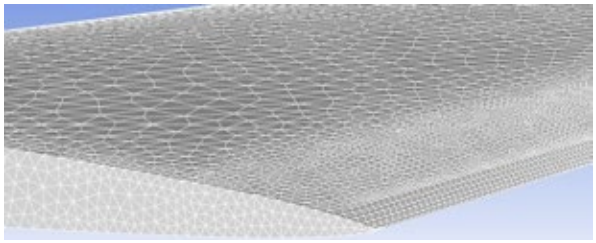
II. ONERA M6 KANADİ

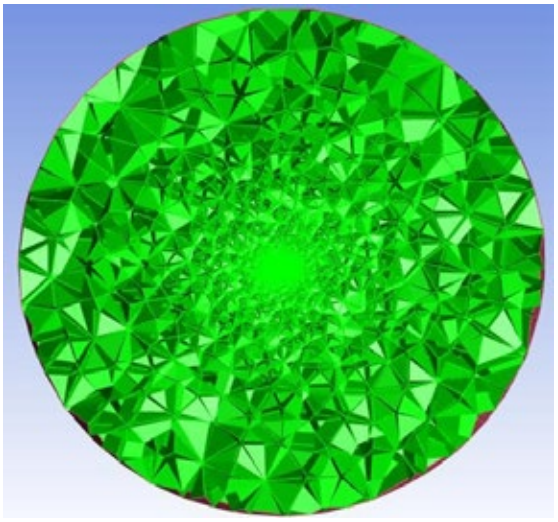
Onera M6 kanadı, hem HAD verileri hem de deneysel veriler ve bunların karşılaştırılması ile literatürde sıklıkla bulunan bir profildir. Bu sebeple bu kanadın seçilmesi uygun görülmüştür. Bu projenin temel amacı, bu kanatta değişen Reynolds sayısı ve hücum açısının menteşe momenti ve moment katsayısını nasıl etkilediğini gözlemlemektir. Geometri GRABCAD'den alınmıştır [2].

A. Ağ Yapısı

İlk olarak, yüzey ağı oluşturulmuştur. Daha sonra hacim meshini oluşturmak için ilk katman kalınlığı 5e-7 m seçilip, katman sayısı 20 ve büyüme oranı 1.2 olarak seçilmiştir. Bu şekilde hacim mesh yapılmıştır. Hacim ağında 5519604 hücre oluşturulmuştur. Ağ kalitesini kontrol etmek için bazı parametreler kontrol edilmiştir, çarpıklık da bunlardan biridir. Yüzey ağındaki maksimum çarpıklık 0,8159'a düşürülmüştür. Toplamda maksimum çarpıklık 0.8491'dir. Yüzey ve hacim ağı aşağıda görülebilir.







Şekil. 1. (a), (b) : Yüzey ağ yapısı (c) : Hacim ağ yapısı

B. Analiz Koşullarını Ayarlama

Bu projede, değişen Reynolds sayısı ile menteşe moment katsayısının değişimi ilgi konusu olmuştur. Reynolds sayısı mümkün olan her şekilde değiştirilmiştir. Reynolds sayısının formülü aşağıdaki gibidir [3]:

$$Re = \rho * A * V / \mu \quad (1)$$

Mach sayısı değiştirilerek hız değiştirilmiştir. Mach sayıları 0.3, 0.95 ve 1.4 olarak seçilmiştir. Bu sayılar farklı rejimlerde seçilmiştir. 0.3 sıkıştırılamaz rejimde, diğerleri sıkıştırılabilir rejimdedir. Bu nedenle Mach sayıları değiştirilerek sıkıştırılabilirlik etkisi gözlemlenebilir. 0.95 geçiş rejiminde ve 1.4 süpersonik rejimdedir. Tüm rejimler bir sonuca varmak için önemlidir.

Viskoz etkilerin önemini anlamak için irtifa değiştirilmiştir. 0 m ve 10 km rakımlar dikkate alınır.

Son olarak, ölçek değiştirilmiştir. Bilindiği gibi rüzgar tünellerinin içine kendi boyutundaki cismi yerleştirmek oldukça zordur. Bu nedenle ölçeğin değiştirilmesi ve etkisinin incelenmesi oldukça önemlidir. Ölçekler 1, 1/10 ve 1/15 olarak seçilmiştir. 1/10 ve 1/15 boyutları yaygın olarak kullanılan rüzgar tüneli boyutlarıdır.

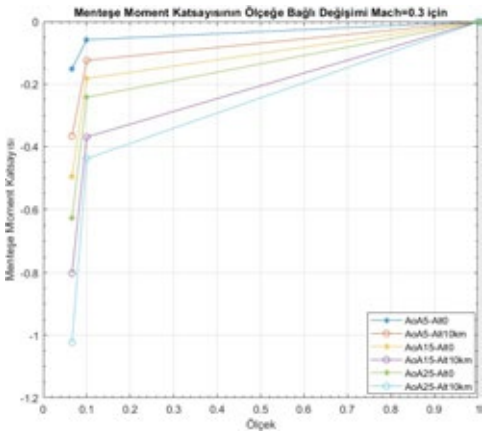
Reynolds değiştirildikten sonra, menteşe moment katsayısında hücum açısının da önemli bir rolü olmuştur. 5, 15 ve 25° hücum açıları incelenir.

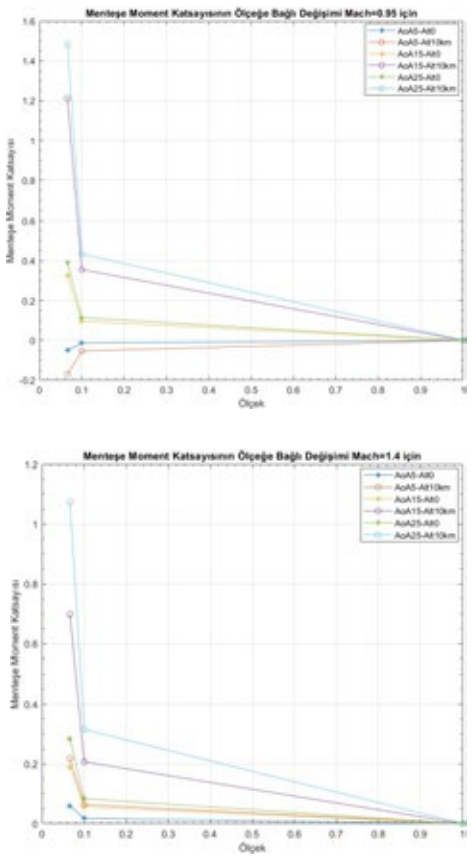
Bu projede Mach sayıları için 3 durum, hücum açısı için 3 durum, ölçekler için 3 durum ve irtifalar için 2 durum toplam 3*3*3*2=54 durum ANSYS FLUENT üzerinde çalıştırılmaktadır. Bu projenin çıktısı olarak taşıma kuvveti katsayıları, sürtünme katsayıları ve menteşe momenti katsayıları üretilmiştir.

III. MENTEŞE MOMENT KATSAYİSİNİN REYNOLDS SAYİSİ İLE DEĞİŞİMİ

ANSYS FLUENT'ten alınan sonuçlar grafikler halinde aşağıda başlıklanarak verilmiştir.

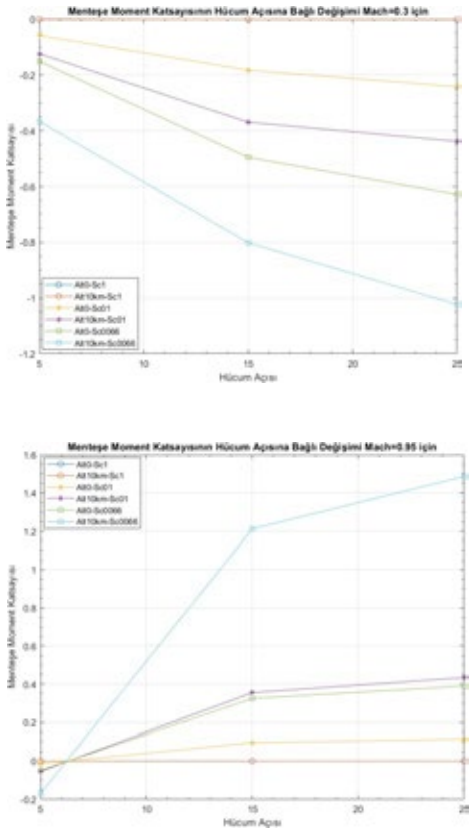
Aşağıda menteşe moment katsayısının ölçeğe bağlı değişimi görülmektedir.

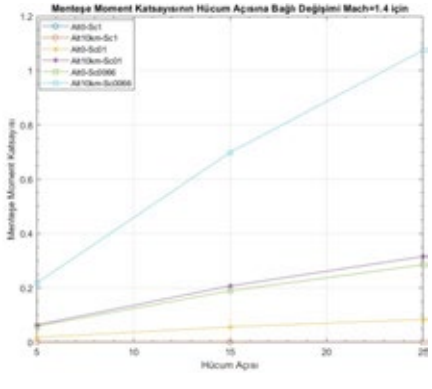




Şekil. 2. (a), (b), (c) : Menteşe moment katsayısının ölçeğe bağlı değişimi, sırasıyla Mach=0.3, 0.95 ve 1.4 için

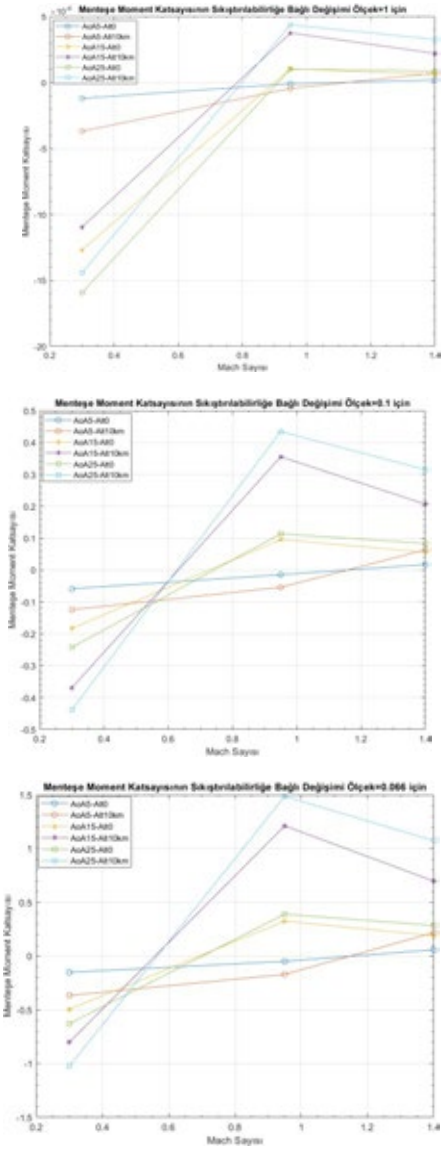
Aşağıda menteşe moment katsayısının hücum açısına bağlı değişimi görülmektedir.





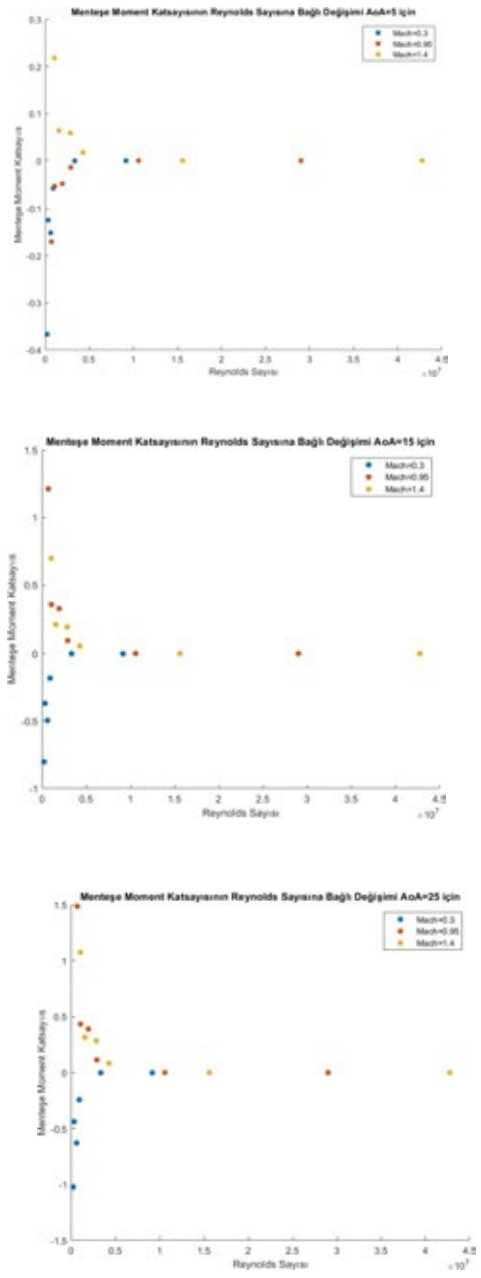
Şekil. 3. (a), (b), (c) : Menteşe moment katsayısının hücum açısına bağlı değişimi, sırasıyla Mach=0.3, 0.95 ve 1.4 için

Aşağıda menteşe moment katsayısının sıkıştırılabilirliğe bağlı değişimi görülmektedir.



Şekil. 4. (a), (b), (c) : Menteşe moment katsayısının sıkıştırılabilirliğe bağlı değişimi, sırasıyla Ölçek=1.0, 0.1 ve 0.066 için

Aşağıda menteşe moment katsayısının Reynolds sayısına bağlı değişimi görülmektedir.



Şekil. 5. (a), (b), (c) : Menteşe moment katsayısının Reynolds sayısına bağlı değişimi, sırasıyla Hücum Açısı=5°, 15° ve 25° için

IV. SONUÇ

Projenin motivasyonu, değişen Reynolds sayısının menteşe moment katsayısı üzerindeki etkisinin genelleştirilmiş bir verisine sahip olunmasıydı, tam olarak genelleştirilebilecek bir sonuç beklenmiyordu. Bununla birlikte, sonuç, Reynolds sayısı nasıl değiştirilirse değiştirilsin, azalan Reynolds sayısı menteşe moment katsayısının büyüklüğünü artırdığı için, değişen Reynolds sayısının genelleştirilebileceğini göstermiştir.

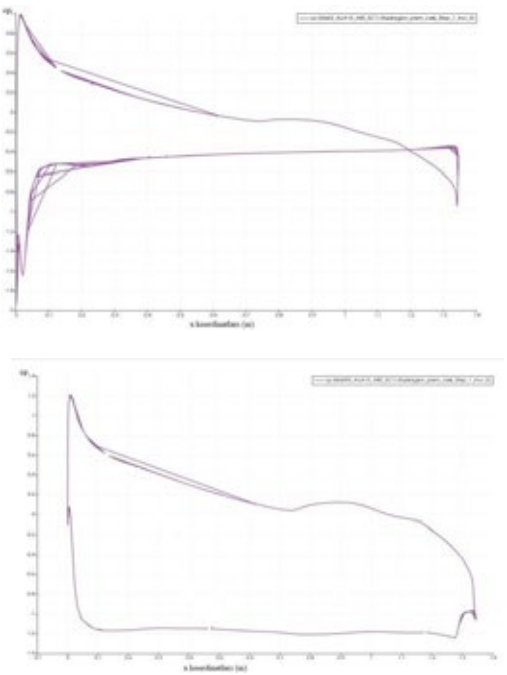
Grafikleri tek tek incelersek:

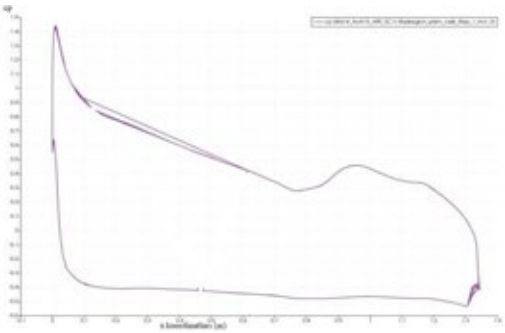
Ölçeğin etkisine baktığımızda, daha küçük geometri ölçekleri için, menteşe moment katsayısının büyüklüğünün büyük ölçeklerden daha yüksek olduğu açıkça görülmektedir. Resimlerde görüldüğü gibi, sıkıştırılamaz akış rejimi negatif momentle başlar, geçiş rejimi kendi içinde değişir, küçük hücum açıları için negatif ve yüksek hücum açıları için pozitiftir ve süpersonik rejim pozitif menteşe momenti değerlerine sahiptir bu sebeple menteşe momenti katsayıları da bu şekilde değişir. Farkı açıklayabilmek için, basınç katsayısı konturunun yorumlanması gerektiği düşünülebilir.

Hücum açısının etkisini yorumlamak gerekirse, grafiklere bakıldığında, hücum açısındaki artışın menteşe moment katsayısının büyüklüğünü her derece için arttırdığı kolaylıkla görülmektedir.

Sıkıştırılabilirlik etkisi incelendiğinde, yüksek hücum açılarında 0.95 Mach'ın daha büyük menteşe moment katsayı değerleri oluşturduğu rahatlıkla görülebilir. Düşük hücum açısında 1.4 Mach daha fazla menteşe moment katsayısı yaratıyor ve her hücum açısında 0.3 Mach daha küçük menteşe momenti katsayıları yaratıyor. Ayrıca, sıkıştırılabilirlik etkilerinin trendinin ölçeklemeden neredeyse etkilenmediği teori ile oldukça uyumludur.

Sıkıştırılabilirliğin etkisini daha iyi yorumlamak için kanat profili üzerinden alınmış bir kesitin basınç katsayısı grafiğini incelemek önemlidir. Aşağıda 3 farklı Mach sayısında, aynı irtifa, ölçek ve hücum açısında görülen basınç katsayısı dağılımları verilmiştir. Dağılımlar 0 irtifada, 15° hücum açısında 1/1 ölçekten aynı yüzey kesiti için alınmıştır.





Şekil. 6. (a), (b), (c) : Basınç katsayısının kanat üzerinde alınan kesitteki Mach'a bağlı değişimi, sırasıyla 0.3, 0.95 ve 1.4 Mach için

Bu dağılımlara bakıldığında 0.3 Mach'ın dağılımının diğer iki rejimin dağılımından farklı olduğu çok bariz görülmektedir. Eğer Şekil 4'teki ilk grafiğe de bakılırsa sarı çizgi seçilen koşulu temsil ediyor olup 0.95 Mach ve 1.4 Mach'ın menteşe moment katsayı değerleri birbirine çok yakın çıkmıştır ancak 0.3 Mach'ın büyüklüğü diğer ikisine kıyasla oldukça fazladır. Bu büyüklük farkı grafikten yorumlanabilir.

Basınç katsayısı grafiklerinde pozitif sayı ile başlayan kısım alt yüzeyi temsil ederken negatif sayılı kısım üst yüzeyi temsil etmektedir. İki çizgi arasındaki alan ise taşıma kuvvetini oluşturmaktadır. Şekil 6'ya bakıldığında a) kısmında aradaki alan b ve c grafiklerine kıyasla daha dar olup taşıma kuvvetini daha az oluşturmaktadır. Bir noktadan sonra iki çizginin yer değiştirmesi ise negatif yönlü taşıma kuvveti oluşturmaktadır bu demektir ki 0.3 Mach için menteşe momentinin negatif yönlü oluşması oldukça doğaldır. Öte yandan 0.95 ve 1.4 Mach grafiklerinde aradaki alan taşımayı pozitif yapmakta ve menteşe moment katsayısını da pozitif bir değere ulaştırmaktadır. Özetle basınç dağılımı moment katsayısını etkilemektedir ve bu dağılımlara bakılarak yorum yapılması önemlidir.

Bu projenin temel amacı, Reynolds sayısının menteşe moment katsayısı üzerindeki etkisini görmektir ve her pozitif hücum açısı için, Reynolds sayısı azaldıkça menteşe moment katsayısının büyüklüğünün arttığı söylenebilir. Tüm rejimler için, Reynolds sayısı arttıkça menteşe moment katsayısı asimptotik olarak sıfıra gitmektedir.

Reynolds sayısı, Mach sayısı, ölçek ve irtifa değiştirilerek değiştirilmiştir, ayrıca değişikliği gözlemlemek için hücum açıları değiştirilmiştir. Artan Mach sayısı ve hücum açısı kanadın basınç katsayısı konturlarını değiştirmiş ve basınç dağılımlarındaki değişiklikler menteşe momentinin yönünün değişmesine neden olmuştur. Ancak her koşulda Reynolds sayısı ile menteşe momenti katsayısının büyüklüğü arasında ters bir ilişki olduğu söylenebilir.

V. PROJE EKİBİNİN KAZANİMLARİ VE TUSAŞ'A OLASİ KATKİSİ

Proje sürecinde literatür araştırmasının nasıl yapılması gerektiği, makale yazım kuralları, 3 boyutlu gerçek ölçekli CFD analizi yetisi, rüzgar tünelleri ile gerçek boyutlu analizler arasındaki farkların nelere yol açabileceği ve bu farkların nelerden kaynaklandığı, ANSYS FLUENT programının kullanılması, HPC kullanımı, bash kodlama dilinin öğrenilmesi, journal otomatizasyonu gibi önemli kodlamaların yapılması, teorik arka planın güçlendirilmesi gibi çeşitli önemli kazanımlar elde edilmiştir.

Proje kapsamında, rüzgar tüneli ve gerçek ölçekli CFD modeli arasındaki farklılıklara Reynolds etkisinin katkısı çalışılmıştır. Sonuç olarak Reynolds sayısı düştükçe menteşe moment katsayısının büyüklüğünün Reynolds'un nasıl değiştiğinden bağımsız olaraktan (ölçek, mach, rakım) arttığı gözlemlenmiştir. Rüzgar tüneli sonuçlarındaki menteşe moment katsayısı fazlalığı Reynolds etkisiyle ve onun tetiklediği basınç dağılım değişikliği ile açıklanabilir.

VI. ÖNERİLER, ALİNAN DERSLER VE GELECEK ÇALİŞMALAR

Projenin tıpatıp aynı rüzgar tüneli modeli ile gerçek ölçekli analizler yapılarak ve tünel sonuçları karşılaştırılarak nihaileştirilmesi önerilmektedir. Reynolds etkisinin menteşe moment üzerinde önemli miktarda etkisi olduğu ve göz ardı edilmemesi gerektiği gözlemlenmiştir. Tünel sonuçlarının gerçek ölçekli analizlere ve sonuçlara yakınsaması için yapılabilecek çalışmalarda bu çalışma baz alınabilir. Gelecek çalışmalara yönelik olarak, basınç dağılımının ve sınır tabakasının yüksek Reynolds sayılarındaki haline yakınsaması için yapılabilecek projeler önerilir (trip dot lokasyon çalışması vb).

BİLGİLENDİRME

Bu çalışma İTÜ-TUSAŞ Lift-Up Bitirme Projesi 2021-2022 kapsamında desteklenmiş ve yapılmıştır. TUSAŞ'a maddi desteği, İTÜ'ye HPC sağladığı için teşekkürü borç bilirim.

KAYNAKLAR

[1] Anderson, J., Dick, E., Degrez, G., Grundmann, R., Degroote, J., and Vierendeels, J., Computational Fluid Dynamics an Introduction, 3th ed., Springer, 1992, p. 6.

[2] Free CAD Designs, Files & 3D Models | The GrabCAD Community Library https://grabcad.com/library/onera-m6-1

[3] Anderson, J., Fundamentals of Aerodynamics, 5th ed., McGraw-Hill Companies, University of Maryland, New York,2011, p.38

[4] Currie, I. G., Fundamental Mechanichs of Fluids, 4th ed., CRC Press, 2013, pp.293-296

[5] Wang, Y. Zhou, Md. Mahbub Alam, et al., "Turbulent intensity and Reynolds number effects on an airfoil at low Reynolds numbers",2014, https://doi.org/10.1063/1.4901969

[6] K. Pohlhausen, Z. Angew. Math. Mech., 1: 235 (1921)

[7] Petinrin, M., Onoja, V., (2017). Computational Study of Aerodynamic Flow over NACA 4412 Airfoil. Journal of Applied Science and Technology, 21(3), 1-12. 10.9734/BJAST/2017/31893

[8] Abbott IH, Von-Doenhoff AE. Theory of wing sections: Including a summary of airfoil data. New York: Dover Publications, Inc; 1959

[9] Tips & Tricks: Inflation Layer Meshing in ANSYS https://www.computationalfluiddynamics.com.au/tips-tricks-inflationlayer-meshing-in-ansys/

Uçuş Reynolds Sayısının Uçak Kontrol Yüzeylerindeki Menteşe Momentlere Etkisi

The Effect of Reynolds Number on Hinge Moments on Aircraft Control Surfaces

Öğrenci – 1
Fatih Yüksel
Gebze Teknik Üniversitesi
Makine Mühendisliği
Kocaeli, Türkiye
yuksel.fatihtr@gmail.com

Öğrenci – 2
Melih Can Elmastaş
Gebze Teknik Üniversitesi
Makine Mühendisliği
Kocaeli, Türkiye
melihelm1901@gmail.com

Öğrenci – 3
Oğuz Kılıç
Gebze Teknik Üniversitesi
Makine Mühendisliği
Kocaeli, Türkiye
oguzkilic0505@gmail.com

Akademik Danışman
Dr. Öğr. Üyesi Sedat Tokgöz
Gebze Teknik Üniversitesi
Uçak Mühendisliği
Kocaeli, Türkiye
sedattokgoz@gtu.edu.tr

Sanayi Danışmanı
Erhan Solakoğlu
Türk Havacılık Uzay Sanayii
Ankara, Türkiye
esolakoglu@tai.com.tr

***Özetçe*—Uçağın istenilen eksende manevra yapabilmesini sağlayan kontrol yüzeylerini hareket ettirmek için kontrolör veya pilotun yenmesi gereken menteşe hattına etki eden momente menteşe momenti denir. İnsansız hava aracının (İHA) aileron ve elevator kontrol yüzeylerinde meydana gelen basınç dağılımlarının farklı Reynolds sayılarında menteşe momentine etkisi sayısal analiz yaklaşımı ile incelenmiştir. Çözümde en uygun test senaryosu için gerekli sınır koşulları, türbülans modeli, geometri, kontrol yüzeyi kontrol yüzeyinin açısı açıları belirlenmiş ve simülasyon sonunda elde edilen parametrik değerler değerlendirilmiştir. Geometri olarak simetrik bir kanat profili olan NACA 0015 kullanılmıştır. Kanat profillerine istenilen kontrol yüzeyinin açısı açılarının verilmesinde, akış hacmi ölçülerinin ayarlanmasında ve hazırlanan tüm geometrilerin analize uygun formatlara dönüştürülmesinde SolidWorks bilgisayar destekli tasarım (CAD) programı kullanılmıştır. Sayısal analizler ANSYS Fluent programında iki boyutlu olarak yapılmıştır. Sınır tabaka, emme tarafı, basınç tarafı ve akım ayrılması gibi olguları daha kolay incelemek için "Realizable k-ε türbülans modeli" kullanılmıştır [1]. Sayısal analizler farklı Mach sayılarında (0.3, 0.4, 0.5, 0.6, 0.7 ve 0.8), hücum açılarında (0, 5 ve 10 derece) ve kontrol yüzeyinin açısı açılarında (-15, -10, -5, 0, 5, 10 ve 15 derece) gerçekleştirilmiştir. Analizler sonucunda hız ve basınç dağılım konturları değerlendirilmiş, global katsayı ve menteşe momenti değerleri elde edilmiştir.**

Anahtar Kelimeler — Menteşe momenti, HAD, Reynolds sayısı, Mach sayısı, kontrol yüzeyinin açısı açısı, hücum açısı.

***Abstract*—The moment acting on the hinge line that the controller or pilot must overcome to move the control surfaces that enable the aircraft to maneuver in the desired axis is called the hinge moment. The effect of the pressure distributions on the flap and flaperon control surfaces of the unmanned aerial vehicle (UAV) on the hinge moment at different Reynolds numbers was investigated by a numerical analysis approach. In the solution, the necessary boundary conditions, turbulence model, geometry, and control surface deflection angles for the most suitable test scenario were determined, and the parametric values obtained at the end of the simulation were evaluated. NACA 0015, a symmetrical airfoil, was used as geometry. SolidWorks computer-aided design (CAD) program was used to give the desired deflection angles to the control surface, adjust the enclosure scales, and convert all the prepared geometries into formats suitable for analysis. Numerical analyzes were made in 2D in ANSYS Fluent program. The Realizable k-ε turbulence model is used to examine phenomena more easily such as boundary layer, suction side, pressure side, and flow separation [1]. Numerical analyzes were performed at different Mach numbers (0.3, 0.4, 0.5, 0.6, 0.7, and 0.8), angles of attack (0, 5, and 10-degrees), and deflection angles (-15, -10, -5, 0, 5, 10 and 15-degrees) was performed. As a result of the analysis, velocity and pressure distribution contours were evaluated, and global coefficient and hinge moment values were obtained.**

Keywords — Hinge moment, CFD, Reynolds number, Mach number, deflection angle, angle of attack.

I. GİRİŞ

Kanat, uçaklar için hayati bir yapıdır. Havada hareket ederken kanat profilinin geometrisi nedeniyle kanat üzerinde oluşacak basınç dağılımı, uçağın havada tutulabilmesini sağlar. Bu basınç dağılımı ve kayma gerilmeleri ile cisim üzerinde aerodinamik kuvvetler meydana gelir. Aerodinamik kuvvetler, kanat profilinin geometrisi nedeniyle değişir. Bernoulli denklemine göre etrafında oluşan farklı hızlar, cismin etrafındaki basıncın değişmesine sebep olur [2].

Bu proje kapsamında, kontrol yüzeyine sahip olan bir NACA 0015 kanat profilinin, farklı hücum açıları ve kontrol yüzeyi açılarında Reynolds sayısının menteşe momentine

etkisi incelenmiştir. Çözümde en uygun test senaryosu için gerekli olan sınır koşulları, türbülans modeli, kanat profili ve kontrol yüzeyinin açısı açıları belirlenmiş ve simülasyon sonunda elde edilen parametreler değerlendirilmiştir. Çözümler kapsamında basınç ve hız dağılım konturları ile birlikte global katsayı değerleri elde edilmiştir. Bu çözümler literatürdeki diğer çalışmalar ve deneysel verilerle karşılaştırılmış ve çözümlerin doğruluğu kontrol edilmiştir. En son olarak da kontrol yüzeyindeki basınç dağılımının yüzey integrali alınarak menteşe moment değerleri elde edilmiştir.

II. PROBLEM TANIMI

Aerodinamik yük, kanat profilinin işlevini başarılı ve verimli bir şekilde yerine getirmesi için çok önemlidir. Bu açıdan kanat profili üzerindeki yük dağılımının bilinmesi ve gerektiğinde geometride değişiklikler yapılarak bunun iyileştirilmesi istenmektedir. Bu değişiklik ve iyileştirmeler aileron ve elevator gibi kontrol yüzeyleri kullanılarak yapılabilir. Menteşe momenti, uçağın istenen eksende manevra yapmasına izin veren kontrol yüzeylerini hareket ettirmek için kontrolör veya pilotun üstesinden gelmesi gereken menteşe hattı üzerinde etkili olan momenttir. Kanat tasarımını iyileştirmek için uçak kontrol yüzeyindeki menteşe momentlerinin doğru tahminleri yapılmalıdır. Gereğinden fazla hesaplanmış menteşe momenti değerleri, pahalı, ağır aktüatörlerin kullanılmasına yol açarak uçak performansını ve idaresini olumsuz etkiler [3], [4]. İdeal menteşe momenti hesabı ve uygun aktüatörün kullanılması için deneysel ve sayısal yöntemler mevcuttur. Bu çalışmada, kanat profili üzerinde etkili olan aerodinamik katsayılar, kuvvetler ve momentler hesaplamalı akışkanlar dinamiği (HAD) sayısal yöntemi ile bulunmuştur. HAD, akışı yöneten denklemlerin sayısal algoritmalara dönüştürülmesini ve yüksek performanslı hesaplama (HPC) ile çözülmesini sağlayan bir yöntemdir [5]. HAD analizleri ticari bir yazılım olan ANSYS Fluent'te iki boyutlu (2D) olarak yapılmıştır.

III. GERÇEKLEŞTİRİLEN ARAŞTIRMA FAALİYETLERİ

A) Literatür Çalışması

Bu proje kapsamında literatürde yer alan birçok çalışma incelenmiş ve araştırmalar sonucunda elde edilen bulgulara uygun olarak çalışmalar gerçekleştirilmiştir. İncelenen makalelere örnek olarak Obeid ve arkadaşlarının NACA 0015 kanat profilinin aerodinamik performansını incelemesi verilebilir. NACA 0015 kanat profili üzerinde çeşitli hücum ve kontrol yüzeyinin açısı açılarında analizler yapılmıştır. Kontrol yüzeyinin menteşe noktası, toplam veter uzunluğunun %30'u olacak şekilde boyutlandırılmış ve Reynolds sayısı 10^6 olarak belirlenmiştir. Süreklilik ve momentum korunumunun kararlı hal denklemleri ANSYS Fluent'te Realizable k-ε modeli ile çözülmüştür [6].

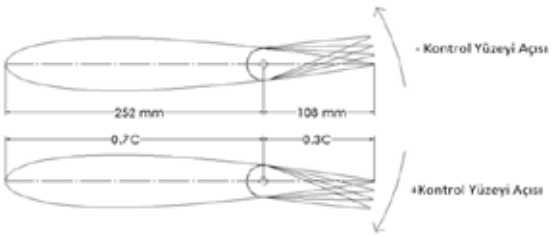
Bahsi geçen çalışma, 10^6 Reynolds sayısında farklı hücum ve kontrol yüzeyinin açısı açılarında kanat profili etrafındaki akış özelliklerini belirlemeyi amaçlamıştır. Sonuçlar diğer deneysel çalışmalarla doğrulanmıştır [6]. Sayısal sonuçlar, kanat kontrol yüzeyinin açısı arttıkça taşıma kuvvetinin oluşmadığı hücum açısını daha negatif bir değere taşımak için maksimum kaldırma katsayısının da arttığını, perdövites hücum açısını azalttığını, kaldırma eğrisinin eğiminin değişmediğini ve tüm bu değişikliklerin deneysel sonuçlarla paralel olarak elde edildiğini göstermektedir. Yakınsama kriteri olarak 10^{-8} kullanılmıştır. Bu çalışma, Realizable k-ε türbülans modelinin, yüksek kanat kontrol yüzeyinin açısı açısına sahip bir kanat profilinde bile kabul edilebilir akış özellikleri elde edildiğini göstermiştir [7].

Türbülanslı akışta hız ve basınç değerlerinde çok küçük dalgalanmalar vardır. Bu dalgalanmalar momentum ve enerji taşımaktadır. Bu dalgalanmalar küçük ölçeklerde ve yüksek frekanslarda olabileceğinden, yapılacak olan simülasyonlar çok kompleks hesaplamalar gerektirir. Bu nedenle, HAD ile sayısal çözümler yapılırken türbülanslı akış için türbülans modelleri geliştirilmiştir [8].

Realizable k-ε türbülans modeli; sıkıştırılamaz, ortalama bir akışta Boussinesq denklemi ile girdap viskozite denkleminin kombinasyonundan türetilen bir türbülans modelidir. Kanat profili etrafındaki akış özelliklerini gözlemlemek için uygun bir türbülans modelidir. Ayrıca bu türbülans modeli ile iz bölgesi ve free-shear katmanlarını incelemek daha uygundur. Bu çalışma boyunca ters basınç ve akış ayrılması beklendiğinden dolayı bu durumları çözmede iyi olan Realizable k-ε modeli kullanılmıştır [1], [9].

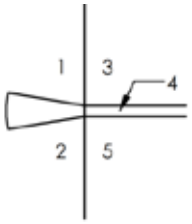
B) Yöntem

NACA 0015 olarak seçilen kanat profili SolidWorks paket programıyla oluşturulmuştur. Bu kanat profilinin veter uzunluğu (c) 360 mm'dir. Ön kenardan itibaren 0.7c konumu menteşe noktası olarak belirlenmiştir. Kanat kontrol yüzeyinin açısı için pozitif ve negatif yön varsayımları Şekil 2'de gösterilmiştir.



Şekil 1. Pozitif ve Negatif Açılı Kontrol Yüzeyi Gösterimi

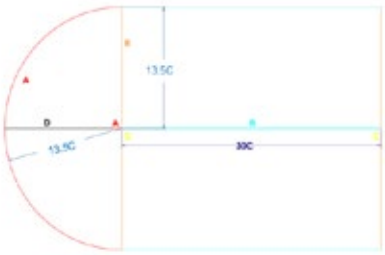
Bu projede C-tipi grid kullanılarak hücum kenarındaki kıvrım daha kolay yakalanmış ve mesh yapısı oluşturulduktan sonra daha iyi ağ kalitesi elde edilmiştir. C-tipi grid oluşturmak için, kanat profilinin firar kenarının keskin bir uç yerine daha düz bir yapıya sahip olması gerekmektedir.



Şekil 2. Firar Kenarının Ayrıntılı Gösterimi

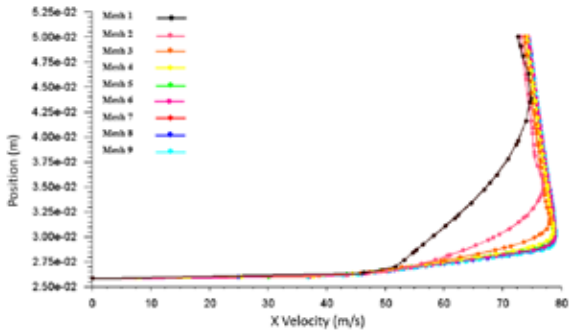
Akış hacmi boyutlarının, iz alanı sınırlarından etkilenmemesini sağlamak için kanat profilinin arka kenarından mümkün olduğunca büyük olacak şekilde 30c uzunluğunda tasarlanmıştır. Girişin iz alanı kadar uzun olmasına gerek yoktur, bu nedenle ön kenardan 13.5c olacak şekilde tasarlanmıştır.

Şekil 4'te gösterildiği gibi, kenarlar A, B, C, D ve E olarak adlandırılmıştır. Akış hacminin kanat profili geometrisine ve C-formuna eşit sayıda bölme uygulanmıştır. Bu kısımlar A ile gösterilmiştir. B, D ve E kısımları, A kısmından farklı olarak eşit parçalara bölünmüştür. Firar kenarının olduğu yer ve akış hacminin dış sınırındaki küçük kısım C ile gösterilmiştir.



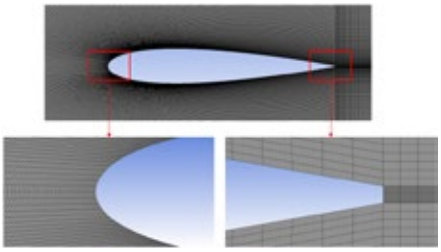
Şekil 3. Akış Hacmi Boyutları ve Referans Çizgileri

Çözüm ağının yoğunluğu analizin doğruluğunu arttırmaktadır ancak bu yöntem uzun bir zaman ve büyük kapasiteli bir bilgisayar gerektirmektedir. İdeal ağ yapısının elde edilmesi amacıyla "ağ bağımsızlık" analizi yapılmıştır. Bunun sonucunda Şekil 5'te yer alan Mesh 4, analizlerde kullanılacak ağ yapısı olarak seçilmiştir.



Şekil 4. 0.2c Noktasında, Açısız Kontrol Yüzeyi, 0 Derece Hücum Açısı ve 0.3 Ma'da X Yönündeki Hızların Konuma Göre Değişimi

Elde edilen ağ yapısının detaylı görüntüleri Şekil 6'da verilmiştir.



Şekil 5. Hücum ve Firar Kenarlarda Ağ Yapısının Ayrıntılı Görünümü

Menteşe momenti, kontrol yüzeyinin alt ve üst yüzeylerindeki basınç farkı sonucu oluşur. Menteşe momentini hesaplamak için kanat üzerindeki basınç dağılımının integrali alınır. Bunun sonucunda aerodinamik kuvvetler elde edilir. Bu kuvvetlerin bileşkesi, menteşe momentini elde etmek için menteşe noktasından olan mesafe ile hesaplanır ve çarpılır. ANSYS Fluent'te bu momenti hesaplamak için kontrol yüzeyi tanımlanır. Kanatta oluşan moment, menteşe noktası olarak girilen noktaya göre alınır. Kanat bölgesi, menteşe noktası ve moment yönü Şekil 7'de gösterilmiştir.



Şekil 6. Menteşe Momenti Üretiminin Gösterilmesi

IV. ARAŞTIRMA SONUÇLARI VE ÇIKTILAR

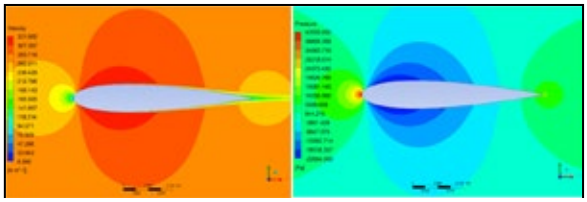
Gerçekleştirilen analizler kapsamında değişken hızlarda hücum açılı-açısız, kontrol yüzeyi açılı-açısız birçok durum ele alınmıştır. Bu analizlerde kullanılan sınır koşulları Tablo 1'de verilmiştir.

Tablo 1. Sınır Koşulları

Çözücü Tipi	Basınca Dayalı
Akış Türü	Daimi
Analiz Türü	2-Boyutlu
Türbülans Modeli	Realizable k-ε
İş Akışkanı	Hava

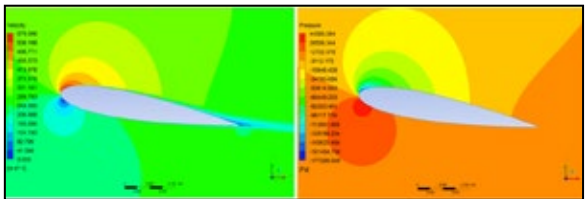
Yoğunluk (kg/m3)	**1**
Sıcaklık (K)	**288.16**
Viskozite (kg/ms)	**1.79 x 10^{-5}**
Yakınsama Kriteri	**10^{-5}**
Veter Uzunluğu (mm)	**360**
Kontrol Yüzeyinin Açıları (Derece)	**-15, -10, -5, 0, 5, 10, 15**
Hücum Açıları (Derece)	**0, 5, 10**
Mach Sayıları	**0.15, 0.3, 0.4, 0.5, 0.6, 0.7, 0.8**
Reynolds Sayıları (x10^6)	**1, 2, 2.8, 3.4, 4, 4.8, 5.4**

5.4 x 10^6 Re'de 0 derece hücum ve kontrol yüzeyi açısında, geometri üzerinde hızın sıfır olduğu ve basıncın maksimum olduğu durma noktası hücum kenarında meydana gelmiştir. Geometri simetrik olduğu için 0 derece hücum ve kontrol yüzeyi açısında, kanat profilinin alt ve üst yüzeyindeki hız ve basınç değerleri aynıdır. Bu nedenle geometrinin herhangi bir yüzeyini incelemek yeterlidir. Yüzeyler arasında basınç ve hız farkı meydana gelmediği için taşıma meydana gelmez, dolayısıyla C_L, C_M ve menteşe moment değerleri sıfıra eşittir. Yaklaşık olarak maksimum hız, veterin %18'ine karşılık gelen bölgede oluşur. Kanat profili etrafında akış ayrılması oluşmamaktadır.



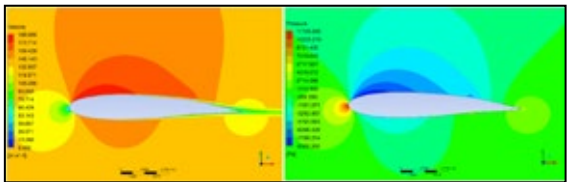
Şekil 7: Kontrol Yüzeyi Açısız, 0 Derece Hücum Açısı ve 5.4 X 10^6 Re'de Hız ve Basınç Dağılımı Konturları

Kontrol yüzeyi açısı ve Reynolds sayısı sabit tutularak, geometriye 10 derece hücum açısı verilmiştir. Analiz sonucunda maksimum hız veterin %1.28'ine tekabül eden bölgede ölçülmüştür. Hücum açısı arttıkça, durma noktası hücum kenarının altındaki bölgeye yönelirken, maksimum hız noktası da hücum kenarına yaklaşmaktadır. İlgili analizin hız ve basınç konturları Şekil 9'da görülmektedir.

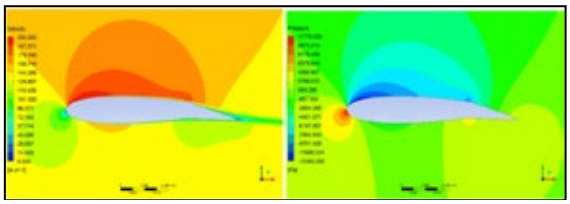


Şekil 8: Kontrol Yüzeyi Açısız, 0 Derece Hücum Açısı ve 5.4 X 10^6 Re'de Hız ve Basınç Dağılımı Konturları

2.8 x 10^6 Reynolds sayısında hücum açısız kanat profiline 5 derecelik kontrol yüzeyi açısı verilmiştir. Maksimum hız noktası yaklaşık olarak veterin %13,3'üne karşılık gelen bölgede meydana gelmiştir. Aynı Reynolds sayısı ve hücum açısında 15 derecelik kontrol yüzeyi açısı için ise maksimum hız noktası veterin %4.5'ine denk gelmiştir. Anlaşılacağı üzere kontrol yüzeyi açısı arttıkça maksimum hız noktası hücum kenarına yaklaşmaktadır. Ayrıca incelenen aralıkta kontrol yüzeyi açısının artmasıyla maksimum hız değeri de artmaktadır. Kanat kontrol yüzeyi açısı ne kadar büyük olursa, kanat profilinin üstündeki ve altındaki basınç farkı da o kadar büyük olur. Negatif kontrol yüzeyi açılı simetrik kanatlar için bunun tam tersi geçerlidir. Bu sayede taşıma oluşmuş olur ve perdövites olmadıkça maksimum taşıma noktasına kadar maksimum hız değerleri artmaya devam eder.

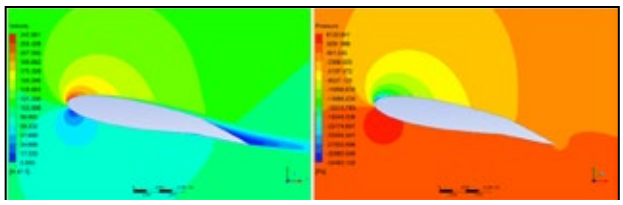


Şekil 9: 5 Derece Kontrol Yüzeyi Açısı, 0 Derece Hücum Açısı ve 2.8 X 10^6 Re'de Hız ve Basınç Dağılımı Konturları

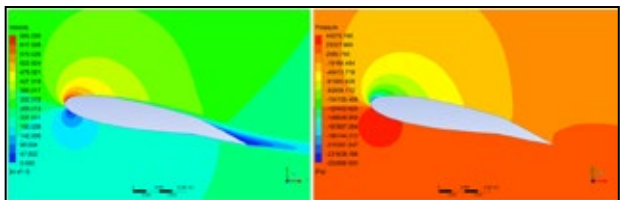


Şekil 10: 15 Derece Kontrol Yüzeyi Açısı, 0 Derece Hücum Açısı ve 2.8 X 10^6 Re'de Hız ve Basınç Dağılımı Konturları

10 derece kontrol yüzeyi açısı ve 10 derece hücum açısında, iki farklı Reynolds sayısı için analizler gerçekleştirilmiştir. 2x10^6'da yapılan analizde maksimum hız noktası veterin %1.28'inde meydana gelirken 5.4x10^6'da veterin %1.11'inde meydana gelmiştir. Reynolds sayısının değişimine bağlı olarak hız ve basınç dağılım konturlarında farklılıklar gözlemlenmektedir. Kontrol yüzeyi bölgesine detaylı olarak bakıldığında düşük Reynolds sayısında akış ayrılması oluşmaktadır. Reynolds sayısının artmasıyla maksimum hız noktası hücum kenarına yaklaşmaktadır.



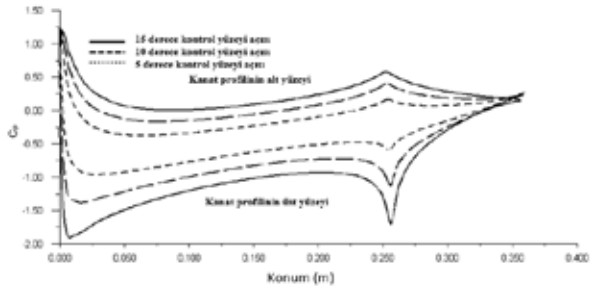
Şekil 11: 10 Derece Kontrol Yüzeyi Açısı, 10 Derece Hücum Açısı ve 2 X 10^6 Re'de Hız ve Basınç Dağılımı Konturları



Şekil 12:10 Derece Kontrol Yüzeyi Açısı, 10 Derece Hücum Açısı ve 5.4 X 10^6 Re'de Hız ve Basınç Dağılımı Konturları

5, 10 ve 15 derece pozitif kontrol yüzeyi açısına sahip geometrilerin basınç katsayısı (C_P) değerleri Şekil 14'te gösterilen grafik üzerinde karşılaştırılmıştır. Analizler 3.4 x 10^6 Reynolds sayısında ve 0 derece hücum açısına sahip

geometriler üzerinde gerçekleştirilmiştir. Pozitif kanat kontrol yüzeyi açılarında, yüksek basınç bölgesi kanat profilinin alt yüzeyinde bulunmaktadır. Şekilden de görüldüğü gibi kontrol yüzeyi açıları arttıkça emme ve basınç tarafı arasındaki basınç farkı artmaktadır. Grafik ayrıca, veterin 0.252 mm'sinde bulunan menteşe noktasında C_P değerlerinde ani değişikler meydana geldiğini göstermektedir.



Şekil 13: 3.4 X 10^6 Reynolds Sayısında ve 0 Derece Hücum Açısında Pozitif Kontrol Yüzeyi Açısına Sahip Geometrilerin C_P Değerleri

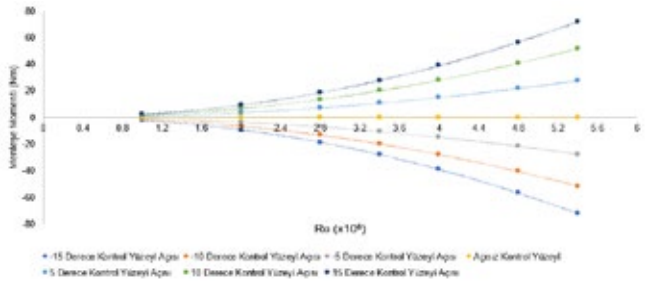
Kontrol yüzeyi açılı geometrilerde, hız arttıkça kontur grafikleri sayesinde kanatların büküm noktalarındaki ani değişimler gözlemlenmektedir. Bu değişikliklerin nedeni, geometrideki keskin köşelerden dolayı akışta meydana gelen düzensizliklerdir.



Şekil 14: Kontrol Yüzeyi Büküm Noktalarının Detay Görünümü

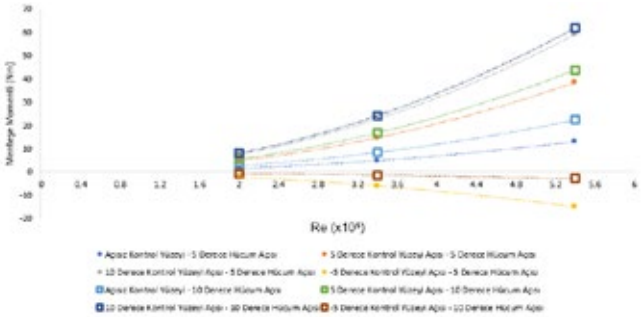
Farklı kanat kontrol yüzeyi açısı ve hız değerlerinde sıfır hücum açısında menteşe momenti değerleri Şekil 16'daki gibi elde edilmiştir. Bu sonuçlar, menteşe momentinin kanat kontrol yüzeyi açısı ve hız artışı ile doğru orantılı olduğunu göstermektedir.

-5 ve 5 derece kontrol yüzeyi açısı açılarında menteşe momenti değerleri sırasıyla, -7.1587 ve 7.1579 Nm'dir. Aynı kanat açılarında kontrol yüzeyinin yukarı veya aşağı hareket etmesinin menteşe momentinin büyüklüğünü etkilemediği söylenebilir.



Şekil 15: Farklı Kanat Kontrol Yüzeyi Açıları, Farklı Reynolds Sayısı ve 0 Derece Hücum Açısında Menteşe Momenti Değişimi

Şekil 16'dan anlaşılacağı üzere kanat kontrol yüzeyi açısı arttığında menteşe momentinin değişimi daha parabolik olarak gerçekleşmektedir. Ayrıca Reynolds sayısı arttığında menteşe moment değerleri artmaktadır. Bu şekilden, hücum açısının artmasının menteşe momentini saat yönünün tersine arttırdığı söylenebilir. 5.4 x10^6 Reynolds sayısındaki menteşe moment değerlerinde ise aynı kanat kontrol yüzeyi açıları arasındaki menteşe moment artışı değerlerinin azaldığı görülmektedir. Özetle, Reynolds sayısı, hücum açısı ve kontrol yüzeyi açısının artması menteşe momentinin artışına sebep olur.



Şekil 16: Menteşe Momentinin Farklı Re, Kontrol Yüzeyi Açısına ve Hücum Açılarına Göre Değişimi

V. PROJE EKİBİNİN KAZANIMLARI VE TUSAŞ'A OLASI KATKISI

Bu proje ile sanayide ve akademide kullanılan ANSYS paket program yazılımında çalışmalar gerçekleştirilmiştir. HAD analizleri gerçekleştirilirken farklı hücum açıları, hız, kontrol yüzeyi açıları, ağ yapısı ve geometri seçimi gibi parametreler değerlendirilerek akış alanı üzerindeki etkileri incelenmiş ve bilgi edinilmiştir. Parametrelerin değişimiyle akış karakteristiğinde oluşan değişimler incelenip yorumlanmıştır. TUSAŞ'a ileride yapacağı çalışmalar için veri sağlanmıştır. Bu verilerle kontrol yüzeyinde oluşacak menteşe momenti sayısal olarak tahmin edilmiş olup böylece aktüatör seçimi yapılırken gereksiz büyük veya ağır seçim yapmak yerine uygun bileşen seçilecektir. Sağlanan optimizasyon ile gereksiz yük, alan ve maliyetten kaçınılmış olunacaktır.

VI. ÖNERİLER, ALINAN DERSLER VE GELECEK ÇALIŞMALAR

Gelecek çalışmalarda bir test düzeneği kurularak nümerik olarak gerçekleştirilen çalışmaların deneysel doğrulaması yapılabilir.

VII. KAYNAKÇA

[1] Introduction to ANSYS Fluent, Lecture 6 Turbulence Modelling, 2010
[2] Xiao, Shiming & Chen, Zutai. 2018. "Investigation of Flow over the Airfoil NACA 0010-35 with Various Angle of Attack." MATEC Web of Conferences.
[3] Harris, Thomas A. 1936. "Reduction of hinge moments of airplane control surfaces by tabs." National Advisory Committee for Aeronautics.
[4] Hambrick, Erin & Thomason, Nicole. 2010. "Conceptual Aircraft Hinge Moment Measurement System."
[5] Cant, Stewart. 2002. "High-performance Computing in Computational Fluid Dynamics: Progress and challenges". Philosophical transactions. Series A, Mathematical, physical, and engineering sciences. 360. 1211-25.

[6] Rethmel, C.C. 2011. “Airfoil Leading Edge Flow Separation Control Using Nanosecond Pulse DBD Plasma Actuators” Master’s Thesis, Mechanical Engineering, The Ohio State University, Columbus, OH, USA, pp. 25–30.
[7] Obeid, Sohaib, Ratneshwar Jha, and Goodarz Ahmadi. 2017. "RANS Simulations of Aerodynamic Performance of NACA 0015 Flapped Airfoil" Fluids 2, no. 1: 2.
[8] Bilgin, Şaban. 2018. “Periyodik Olarak Tam Gelişmiş Türbülanslı Akış ve Isı Transferinde Realızable K-Epsilon Türbülans Modelinin Performansının Incelenmesi.”
[9] Zhou, Cheng & Shi, Lei & Wang, Z. 2017. “Adaptive High-order Discretization of the Reynolds-Averaged Navier-Stokes Equations.” Computers & Fluids

Uçuş Reynold Sayısının Uçak Statik Katsayıları ve Perdövites Performansına Etkisi

Effect of Flight Reynolds Number to Aircraft's Static Stability Parameters and Stall Performance

Öğrenci
Kutay Demiralay
İstanbul Teknik Üniversitesi
Uzay Mühendisliği
İstanbul, Türkiye
Demiralayk18@itu.edu.tr

Akademik Danışman
Prof. Dr. İbrahim Özkol
İstanbul Teknik Üniversitesi
Uçak-Uzay Mühendisliği
İstanbul, Türkiye
ozkol@itu.edu.tr

Sanayi Danışmanı
Ercan Öztürk
Türk Havacılık Uzay Sanayii
Ankara, Türkiye
ercanozturk@windowslive.com

***Özetçe*—Bu proje ile uçuş Reynold sayısının bir uçak dizaynının statik stabilite katsayılarına ve perdövites, yani stall performansına etkisi araştırılmıştır. Statik stabilite parametreleri uçağın aerodinamik türevlerinden oluşmaktadır, bu türevlerin Reynold sayısı ile değişimi hem analitik olarak hem de açık kaynaklı programlar kullanılarak grafiğe çizdirilmiştir. Reynold sayısının stall performansına etkisi ise yine bir açık kaynaklı program yardımı ile taşıma katsayısının, hücum açısına göre değişiminin grafiğe çizdirilmesi ile analiz edilmiştir. Bahsi geçen bu grafik, farklı uçuş Reynold sayıları ile çizdirilerek, Reynold sayısının stall performansına etkisi gözler önüne serilmiştir. Bu grafikleri görsel hale getirip, akım ayrılmasının zamanını, türünü ve yerini doğrulamak için ise CFD programı kullanılmıştır. Söz konusu tüm analizler benim kendi uçak dizaynım üzerinde yapılmıştır, sonuçlar bu doğrultuda şekillenmiştir, sonuçlar spesifik uçak geometrisine ve ses altı uçuş koşulları için özgüldür.**

Anahtar Kelimeler — stall, statik stabilite, akım ayrılması, stabilite türevleri, Reynolds sayısı

***Abstract*— In this project, the effect of the flight Reynolds number on the static stability coefficients and stall performance of an aircraft design was investigated. Static stability parameters consist of the aerodynamic derivatives of the aircraft, the variation of these derivatives with the Reynolds number was plotted both analytically and using open source programs. The effect of the Reynolds number on the stall performance was analyzed by plotting the change of the carry coefficient with respect to the angle of attack with the help of an open source program. This graph is plotted with different flight Reynold numbers, and the effect of Reynolds number on stall performance is revealed. The CFD program was used to visualize these graphs and verify the time, type and location of the current separation. All the analyzes in question were made on my own aircraft design, the results are specific to my specific aircraft geometry, design and to subsonic flight conditions.**

Keywords — stall, static stability, flow seperation, stability derivatives, Reynolds number

I. GİRİŞ/ PROBLEM TANIMI

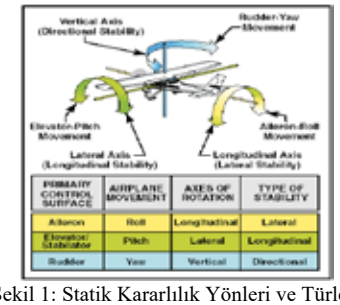
Bir uçağın uçuş Reynolds sayısı, uçuş boyunca hız ve irtifaya göre değişir. Statik stabilite, uçağın bozulmaya karşı anlık tepkisidir, stall ise kanat üzerindeki akım ayrılması sebebi ile oluşan kaldırma kuvvetindeki ani düşüştür. Bir uçağın stall performansı ve statik stabilitesi, uçuş Reynolds sayısındaki değişikliklerden önemli ölçüde etkilenebilir. Statik stabilite parametreleri ve stall performansındaki değişiklikler dikkatli bir şekilde analiz edilmezse uçuş emniyeti riske girebilir. Bu nedenle, uçuş Reynolds sayısındaki değişiklikten bir uçağın statik stabilitesinin ve stall performansının nasıl etkilendiğini bilmek kritik öneme sahiptir. Bu projede bu husus araştırılmıştır.

II. LİTERATÜR TARAMASI

İlk olarak geniş çaplı bir literatür araması yapıldı. Bu aramalar sonucunda elde edilen bilgiler uygulamaya döküldü. Reynolds sayısı boyutsuz bir sayıdır, eylemsizlik kuvvetlerinin viskoz kuvvetlere oranıdır. Akışkanın hızı çarpı karakteristik uzunluğun kinematik viskoziteye oranıdır. Akış düzenlerini tahmin etmeye yardımcı olduğu için akışkanlar mekaniğindeki en önemli sayılardan biridir. Yüksek Reynolds sayısı türbülanslı bir akışı belirtirken, düşük Reynolds sayısı laminer akışı gösterir. Bu akış modelleri, stall ve statik stabilite performansı gibi bir hava aracının uçuş performansını etkiler.

A. Statik Stabilite

Statik stabilite, hava aracının rahatsız edildikten sonra önceki şekline dönme hareketinin ilk eğilimidir. Bir uçak, uçak üzerine uygulanan bir bozulmadan sonra ilk hareketi, bozucu etkilerin etkilerini azaltma eğilimindeyse, statik olarak kararlıdır. Statik kararlılık, dinamik kararlılığın belirlenmesi, analiz edilmesi için ilk adımdır.

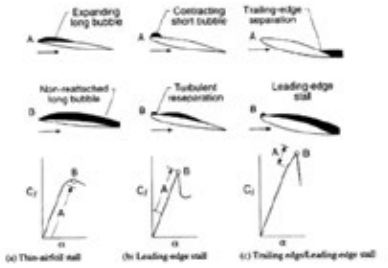


Şekil 1: Statik Kararlılık Yönleri ve Türleri [4]

Bir Uçağın 3 farklı dönme ekseninde Yatay Boyuna, Yönlü olmak üzere 3 tür statik kararlılığı vardır. Bu stabilite türlerinin etki ettiği eksenler aşağıda Şekil 1'de gösterilmiştir. Statik kararlılığı belirleyen ana parametreler statik kararlılık türevleridir. Ana uzunlamasına statik kararlılık türevi Cma, yani yunuslama moment katsayısının hücum açısına göre değişim türevi, yönlü statik kararlılık türevi CnB, yani sapma momentinin yan kayma açısına göre türevi ve yanal statik kararlılık türevi ClB, yani yatış momentinin yan kayma açısına göre türevidir. Boylamsal ve yanal statik kararlılık için, kararlılık türevlerinin negatif bir işareti olması gerekir ve bu türevler ne kadar negatif olursa, uçak uzunlamasına ve yanal yönde statik olarak o kadar kararlı olur. Yön kararlılığı türevi, dikey yönde statik kararlılığı belirtmek için pozitif bir işarete sahip olmalıdır ve daha yüksek yönlü kararlılık türevi değeri, dikey dönüş eksenlerinde daha fazla kararlılığı gösterir.

B. Perdövites Performansı

Stall, hücum açısındaki artışla bir kanat profili tarafından oluşturulan kaldırma katsayısındaki ani azalmadır. Stall, hava folyosunun üst yüzündeki, düşük basınç tarafındaki sınır tabakası, akış yönündeki basınç gardiyanı nedeniyle yüzeye tutunamadığında meydana gelir [18]. Bu ani azalmanın meydana geldiği ve akış ayrılmasının başladığı hücum açısına kritik hücum açısı denir. Ayrılma gerçekleştikten sonra kavitasyonlar, türbülanslar ve sirkülasyonlar meydana gelebilir. Bu kaotik olayların bir sonucu olarak, bir kaldırma katsayısı değerini analitik olarak çözmek gerçekten zordur. Reynolds sayısı ve durak ilişkisi hakkında bilinmesi gereken en önemli şey, daha yüksek Reynolds sayısının daha az viskoz etkileşim ve dolayısıyla daha türbülanslı akış anlamına gelmesidir. Ayrıca daha az viskoz etkileşimler, daha yüksek atalet kuvvetleri, akışın molekülleri arasındaki momentum alışverişi eğilimini arttırır ve bu da sınır tabaka kalınlığında azalmaya yol açar. Bunun nedeni, daha yüksek momentum değişim oranının, akışın sınır tabakasında yüzeye normal olarak daha dik, daha agresif hız gardiyanlarına sahip olmasını sağlaması ve dolayısıyla daha az kalın sınır tabakası oluşmasıdır. Daha dik hız gardiyanına sahip daha ince, sınır tabakası kanat yüzeyi üzerinde daha fazla ters basınca dayanabilir, böylece ayrılmayı geciktirir ve kritik hücum açısını arttırır ve böylece daha yüksek hücum açılarıyla daha fazla kaldırma katsayısı yaratabilir. Gerçekleşen stall'ın tipi ve Reynolds sayısı ilişkisi biraz daha karmaşıktır. Üç ana stall tipleri, taşıma katsayıları karşı hücum açısı grafikleri ile Şekil 2'de gösterilmiştir. En soldaki stall tipi ince kanatlı stall, ortadaki LE (leading edge, hücum kenarı) stall ve sondaki stall tipi ise TE (trailing edge, firar kenarı) stall olarak adlandırılmıştır. Yükselen Reynolds sayısı ve kanat profili kalınlığı, stall tipinin ince kanatlı stalldan, TE, ve daha sonrası LE stall tipine kaymasına neden olur. TE stall tipi, akış daha yüksek bir Reynolds sayısına sahip olduğunda ve kanat profili küt ön kenara sahip olduğunda meydana gelir. Akış, laminer ayırma balonunu geçtikten sonra kanat profiline bağlanmaya devam eder. Öngörülebilir bir stall, ayrılma özelliğine sahiptir, yaşamdaki azalma kademeli olarak gerçekleşir. Öte yandan, düşük Reynolds sayılarında ve daha düşük kanat profili kalınlığında, ayırma hücum kenarına yakın başlar ve bu stall tip LE stall olarak tanımlanır. LE stall tipi daha ani, kaotik olarak oluşur. Laminer ayırma balonu yüzeyden rastgele, ani olarak patlar veya ayrılır, sınır tabakanın türbülanslı bir tabakaya dönüşmesine izin vermez ve böylece ani ayrılma, kaldırma kaybı ve stall'a yol açar.



Şekil 2: Stall Tipleri [5]

Küçük hücum kenarı yarıçapı, hücum kenarı yüzeyine yakın yüzeye normal basınç gradyanlarını artırma eğilimindeyken, düşük Renyolds sayıları veya yüksek viskoz etkiler sınır tabakasının boyutunu artırma eğilimindedir. Artan sınır tabakası boyutu, Ön kenarda akış yönündeki basınç gradyanını azaltır ve bu nedenle yüzeye normal basınç gradyanları, sınır tabakasının etkilerinin üstesinden daha kolay gelebilir, bu da patlamaya, ön kenar yakınında kabarcıkların ayrılmasına ve LE ayrılmasına neden olur. TE stall tipinde ayrılma arka kenara kadar geciktirildiğinden, genellikle LE stall tipinden daha fazla kaldırma sağlar. Özet olarak Reynolds sayısı, akışkanın viskozitesini tanımlar, bu da daha sonra ayrılma, patlama sürecini tanımlar. Patlamanın zamanı ve yeri ise stall tipini tanımlar.

III. Gerçekleştirilen Araştırma Faaliyetleri/ Araştırma Sonuçları ve Çıktılar

A. Statik Stabilite Analizleri

İlk bölüm, Reynolds sayısının uçağın statik stabilite parametreleri üzerindeki etkilerini araştırmakla ilgilidir. Her üç dönme eksenindeki statik kararlılık, yanal, boylamsal, yönler ve statik kararlılık türevleri olarak adlandırılan üç parametre ile belirlenir; İlk olarak bu üç türev değerinin tüm uçağa göre analitik bir çözümü bulunmuş ve Reynolds Sayısı cinsinden yazılmıştır. Analitik çözümler bulunurken Roskam'ın kitabındaki formüller ve deneysel veriler [13], çokça kullanılmıştır. Uçak bileşenlerinin birçoğunun bir uçağın statik stabilitesi üzerinde bir etkisi vardır, birlikte bir uçağın statik stabilitesini karmaşık bir şekilde etkileyen karışık bir yapı oluştururlar, bu nedenle bir uçağın stabilitesinin Reynolds sayısı ile analitik bir çözümle nasıl etkilendiğini bulmak zor bir süreçti. Bu süreçte birçok varsayım yapıldı. En önemli varsayım, bu yazıda sunulan sonuçların bu tez sırasında oluşturduğum bir uçak tasarımına özgü olmasıdır. Reynolds sayısının statik kararlılığı nasıl etkilediğinin genel bir cevabı yoktur, cevap uçak tasarımından uçak tasarımına değişecektir. Ancak benim uçak tasarımım, durumu gerçek duruma olabildiğince yakın kılmak için boyut, ağırlık ve atalet açısından gerçek bir tam ölçekli savaş uçağına yakındır. Gerçekten farklı olarak, kullanılan programların kısıtları nedeniyle uçak gövdesiz biçimde dizayn edildi. XFLR5 programı gövde analizlerini desteklemiyor ve aynı zamanda gövdenin aerodinamik denklemlerini analitik olarak çıkartmak

oldukça zor. Şekil 3, benim uçak dizaynımın programda çizdirilmiş halidir.



Şekil 3: Analizleri Yaptığım Uçak Dizaynım

Cma türevinin analitik çözümü için (1) numaralı denklem kullanıldı. dε/da terimi kanadın yatay kuyruk üzerinde ürettiği aşağı yönlü akımın, hücum açısına göre değişmesini belirten bir gardiyandır. Bu kompleks değeri bulmak için literatürdeki deneysel çözümlerden yararlandım.

$$C_{ma} = C_{la} \cdot (l_{cg}/c) - n_h C_{la\,htail} \cdot V_h \ (1-d\varepsilon/da) \qquad (1)$$

Cla değeri ise, taşıma katsayısının, hücum açısına göre türev değeridir. Hem yatay kuyruk hem de ana kanat için ayrı ayrı istenilen bu değer için (2) numaralı denklemi kullandım. Bu denklem sayesinde bu türevi hem Mach sayısı hem de kanadın geometrik parametreleri ile ilişkilendirebildim. Gerekli geometrik değerleri (1) denklemin içine yerleştirdikten sonra Cma türevini Reynolds sayısı ve Mach sayısı ile ilişkilendirebildim

$$C_{L_\alpha} = \frac{2\pi A}{2 + \sqrt{\frac{A^2\beta_M^2}{\kappa^2}\left(1 + \frac{\tan^2 \Lambda_{c/2}}{\beta_M^2}\right) + 4}} \qquad (2)$$

ClB değerinin analitik çözümünü için ana kanatta oluşan ClB türevi ve dikey kuyrukta oluşan ClB türevlerini toplamak yeterli. Yatay kuyruk, dihedralsiz, düşük yüzey alanı yapısı yüzünden, ClB yani yanal statik stabilite için etkisi ihmal edilebilir. Yatay kuyruk üzerine etkisi (3) denklem ile ifade edilebilir.

$$C_{l_{\beta_{vtail}}} = C_{y_{\beta_{vtail}}} \frac{(z_{vtail}\cos\alpha - l_{vtail}\sin\alpha)}{b} \qquad (3)$$

ClB'nin kanat üzerine etkisi ise (4) denklem ile ifade edilebilir.

$$C_{l_{\beta_w}} = \left[C_L \left(\frac{C_{l_\beta}}{C_L}\right)_{\Lambda_{c/2}} K_{M_\Lambda} K_f + \left(\frac{C_{l_\beta}}{C_L}\right)_A \right] + \Gamma \left(\frac{C_{l_\beta}}{\Gamma} K_{M_\Gamma} + \frac{\Delta C_{l_\beta}}{\Gamma} \right) + \left(\Delta C_{l_\beta}\right)_{Z_w} \frac{180}{\pi} \qquad (4)$$

Bu iki türev değerlerinin toplanmasının ve uçak dizaynımda belli olan geometrik parametrelerin denklem içine konması sonrası, Reynolds ve Mach sayıları cinsinden ClB değeri ortaya çıkıyor.

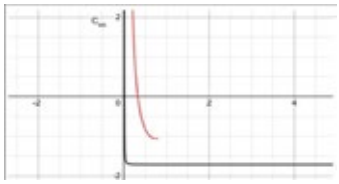
CnB değerinin analitik çözümünü için dikey kanat etkisini formülle etmek yeterliydi. Zira dikey eksen yönündeki statik stabiliteye yatay kuyruğun bir etkisi yoktur ve sweep açılı kanatlar yalnızca yüksek hücum açılarında bu statik stabiliteye katkı sağlayabilirler. Eğer bir gövdemiz olsaydı, stabiliteye o da katkı sağlayabilirdi ancak bizim dizaynımız gövdeden yoksun. Dikey kuyruğun Cnb türevine etkisi (5) denklem ile formüle edilebilir.

$$C_{n_{\beta_{vtail}}} = -C_{y_{\beta_{vtail}}} \frac{(l_{vtail}\cos\alpha + z_{vtail}\sin\alpha)}{b} \qquad (5)$$

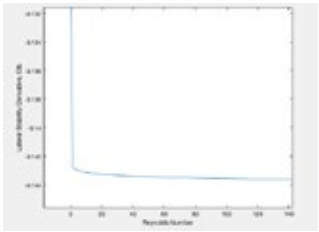
Benim uçak dizaynıma spesifik olan bu denklemler değişken olarak Mach sayısı içeriyor olabilir. Mach sayısını Reynolds sayısına dönüştürmek için (6) denklem kullanıldı. Sıkıştırılma etkileri göz ardı edildi, ve akışkanın yoğunluğunun ve sıcaklığının hız ile değişmediği, sabit olduğu kabul edildi. Böylelikle hız ve Reynolds sayısı arasında 300 Kelvin ve 1 atm basınç için aşağıdaki doğrusal denklemi elde ettim.

$$\text{Reynolds Number} = 26257000 \cdot \text{Mach Number} \qquad (6)$$

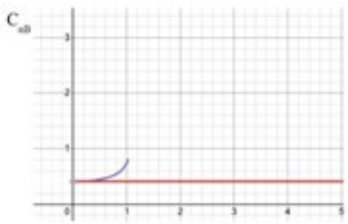
Tüm bu denklemler elde edilip, stabilite türevleri Reynolds sayısı ile ilişkilendirildikten sonra, bu denklemler grafik olarak çizdirildi. Şekil 4, 5, ve 6 da sırasıyla Cla, ClB, CnB türevlerinin Reynolds sayısına göre değişimi grafiklendirilmiştir. Mümkün olan bazı grafikler üzerinde ek olarak türevlerin Mach sayısı ile değişimleri de gösterilmiştir.



Şekil 4: Cma türevi vs. Reynold sayısı (siyah grafik), Cma türevi vs. Mach sayısı (kırmızı grafik)



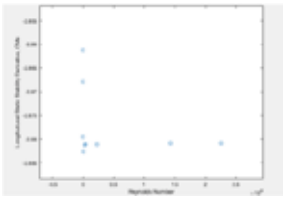
Şekil 5: ClB türevi vs. Reynold sayısı



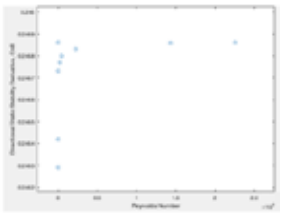
Şekil 6: CnB türevi vs. Reynold sayısı (kırmızı grafik), CnB türevi vs. Mach sayısı (siyah grafik)

Analitik çözümleri çıkartıp, grafiklerini çizdirdikten sonra XFLR5 programı yardımıyla uçak dizaynımın 8 farklı Reynolds sayısı için bu 3 türev değerini bilgisayar ortamında hesaplattım. Bulduğum değerleri kaydedip MATLAB

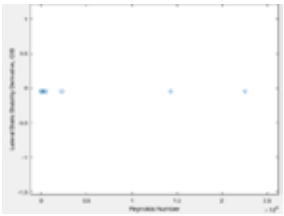
yardımıyla grafiğe aktardım. Şekil 7, 8, ve 9 da XFLR5 programından gelen türev sonuçlarının, sırasıyla Cla, ClB, CnB türevlerinin Reynolds sayısına göre değişimi grafiklendirilmiştir.



Şekil 7: Cma türevi vs. Reynold sayısı



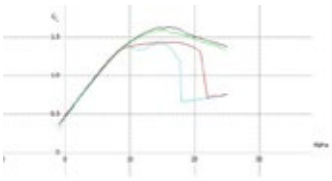
Şekil 8: ClB türevi vs. Reynold sayısı



Şekil 9: CnB türevi vs. Reynold sayısı

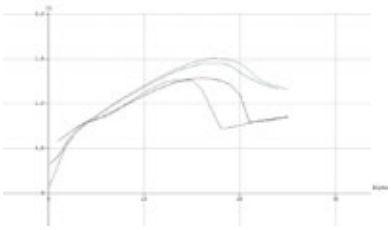
B. Perdövites Performansı Analizi

Stall performans analizi, temel olarak maksimum kaldırma katsayısını ve kritik hücum açısını analiz etmekle ilgilidir. Bu fenomeni analiz etmek analitik olarak çok zor olacağı için açık kaynaklı programlar kullandım. İlk olarak XFLR5 programı kullanarak, uçak dizaynımın kanat yapısı olan NACA4412 kanat profilinin 100.000'den 1.000.000 Reynolds sayısına kadar Cl vs. hücum açısı grafikleri çizdirildi. Şekil 10'da bu grafiklerin 4 spesifik Reynolds sayısının üst üste çizdirilmiş hali bulunmaktadır.



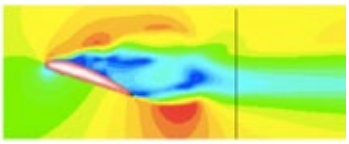
Şekil 10: Kanat profili Cl vs. hücum açısı

Mavi Grafik: Re= 100.000, Kırmızı Grafik: Re= 300.000, Yeşil Grafik: Re= 800.000, Siyah Grafik: Re= 1.000.000. Listeleme sonuçlarından elde edilen kritik hücum açıları: Mavi: 14,8, Kırmızı: 21,1, Yeşil: 15,1, Siyah: 16,2. Bu kritik hücum açılarında maksimum kaldırma katsayıları Mavi: 1.488, Kırmızı: 1.48 Yeşil: 1.58, Siyah: 1.6'dır. Grafiklerin şekillerinden de anlaşılacağı üzere kırmızı ve mavi grafiklerde LE stall tipi gözlemlenirken yeşil ve siyah grafiklerde TE tipi stall gözlemleniyor. Reynolds sayısı yükseldikçe maksimum taşıma katsayısı artmakta ve stall tipi LE'den TE'ye geçmektedir. Kritik hücum açısı aynı tipteki stall için Reynolds sayısı ile artmaktadır. 2 boyutlu bu analizden sonra 3 boyutlu bir stall analizi de yapıldı, zira 3 boyutlu etkiler, sonlu kanat uzunluğu, kanat ucu vorteksleri, kanat açıklığı boyunca akım gibi etkiler 2 boyutlu analizleri gerçek analizlerden ayırabilir. Şekil 11'de görülen grafik Şekil 10'daki analizin 3 boyutlu hali olarak anılabilir. Aynı 4 farklı Reynolds sayısı ile yine XFLR5 programı kullanılarak tüm kanadın taşıma katsayısı vs. hücum açısı grafiği çizdirilmiştir.

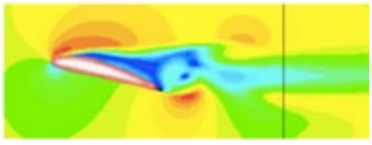


Şekil 11: Kanat Cl vs. hücum açısı

Şekil 11'e göre 3 boyutlu analiz sonuçları aynı Reynolds sayısı değerinde, 2 boyutlu analiz sonuçlarına göre her zaman daha düşük maksimum kaldırma katsayısı değeri vermekte. Kritik hücum açıları değeri için aynı şeyi söyleyemeyiz zira iki analiz arasında kritik hücum açısı ile alakalı bir yönelim yok. Burada bizim ilgimizi çeken konu, hem 3 boyutlu hem de 2 boyutlu analiz sonuçları, Reynolds sayısındaki değişimlerden aynı şekilde etkileniyorlar. Stall tipi, maksimum kaldırma kuvveti, kritik hücum açıları Reynolds sayısındaki değişimlerden aynı yönde, derecede etkileniyorlar. Bu bizim Reynolds sayısının stall performansına etkisini araştırırken, 2 boyutlu analizleri kullanıp doğru sonuçlar alabileceğimizin göstergesi. Son bir analiz olarak Şekil 10'daki grafikte görülen kırmızı ve siyah çizgilerin, maksimum kaldırma ve kritik hücum açısındaki durumunu, yani akım ayrılmasının başladığı zamanı, CFD analizi ile görselleştirdim ve stall'ın tipine karar vermeye çalıştım. NACA4412 kanat profilinin geometrik koordinatlarını Airfoiltools sitesinden aldıktan sonra Simscale CFD üzerinden analizimi gerçekleştirdim.



Şekil 12: NACA4412 21,1 derece hücum açısı ve 3e5 Re sayısı CFD analizi



Şekil 13: NACA4412 16,2 derece hücum açısı ve 1e7 Re sayısı CFD analizi

IV. Araştırma Sonuçları ve Çıktılar

Reynolds sayısının bir uçağın statik kararlılık türevleriyle tam ilişkisini hem analitik hem de açık kaynaklı program vasıtasıyla bulabildim. Kararlılık türevleriyle Reynolds sayısının ilişkisini bulduğum için doğrudan 3 eksendeki statik stabilite ile Reynolds sayılarının ilikisini de bulmuş oldum. XFLR5 sonuçlara göre boyuna ve direksiyonal statik stabilite

değerleri artan Reynolds sayısı ile artmakta. Düşük Reynolds sayılarında, stabilitedeki artış çok hızlı, yüksek Reynolds sayılarında stabilite belirli bir asimptota oturuyor. Yanal stabilite ise analizlerime göre Reynolds sayısından bağımsız duruyor. Bunun nedeni uçak dizaynımda herhangi bir gövde bulunmaması olabilir. XFLR5 sonuçları ve analitik sonuçlar şekil ve asimptot değerleri olarak birbirlerine yakın, aradaki farklar hem programın mükemmel çalışmaması hem de analitik çözümleri elde ederken kullandığım varsayımlar, ihmaller nedeniyle oluşmakta. Kullandığım, türettiğim formüllerin çoğunluğu gövdeli, basit bir uçak dizaynı için oluşturulmuş formüller olduğu için, bu formüller benim gövdesiz uçağım için hata yaratmış olabilir. Stall performansı analizinde ise maksimum taşıma katsayısının Reynolds sayısı ile arttığı gözlemlenmiştir. Analizlerde Reynolds sayısının artması ile Cl vs. hücum açısı grafiğinin gözle görülür biçimde şeklinin değiştiğini ve bunun stall tipinin LE'den TE tipi stall'a geçmesi olarak yorumlanmıştır. Aynı tip stalllarda ise Reynold sayısı arttıkça, kritik hücum açısının da arttığı gözlemlenmiştir, fakat stall tipi LE'den TE'ye geçiş yaptığında kritik hücum açısında ani bir gerileme söz konusu. Yapılan hem 2 boyutlu hem de 3 boyutlu analizlerde bu sonuçlar aynı çıkmıştır. 3 boyut efektleri Reynolds sayısı ve stall performansı ilişkisine herhangi bir etkisi olmadığı gösterilmiştir. Son yapılan CFD analizleri ile grafiklerinde öngörülen stall tipleri doğrulanmış hem TE hem de LE tipi stall'lar, 2 boyutlu analizlerde belirtildiği koşullarda CFD programı yardımıyla görselleştirilmiştir, CFD analizleri ile 2 boyutlu Cl vs. hücum açısı analizleri birbirlerini doğrular niteliktedir.

V. Öneriler, Alınan Dersler, Gelecek Çalışmalar

Bu çalışma, varsayımların miktarını azaltarak, farklı uçak tasarımları oluşturup inceleyerek ve diğer açık kaynaklı programları kullanarak daha da genişletilebilir. Gövdenin de analiz edilebildiği bir program ile, gerçek koşullara daha yakın bir dizayn, analiz yapılabilir. Aynı zamanda yaptığım CFD analizi, zaman ve donanım kısıtları yüzünden, sabit zamanlı bir analizdi, süreksiz bir CFD analizi ile akım ayrılmasını, kabarcık patlamaları daha iyi anlaşılabilirdi. Perdövites fenomeni ve Stabilite, yalnızca statik yönleriyle ele alındı. Dinamik stabilite ve dinamik Perdövites en az statik kadar önemli konulardır. Yapılan bu çalışmanın bir sonraki adımı dinamik stabilite ve dinamik perdövitesin Reynolds sayısı ile ilişkisini bulmak üzerine olmalı.

VI. Proje Ekibinin Kazanımları ve TUSAŞ'a Olan Katkısı

Proje ekibindeki tek öğrenci olduğum ve Uzay mühendisliği bölümünde olduğum için, uçak mekanikleri ve uçak stabilitesi konularında çoğu şeyi yeni öğrendim. Bu proje, bana hem teorik hem de sunum, tez yazımı açısından çok şey öğretti. Özellikle Reynolds sayısı ile statik stabilite ilişkisi literatürde yok denecek kadar az bir araştırma konusu, umarım bu vesile ile TUSAŞ'a faydam dokunmuştur.

Kaynaklar

[1] Hull, G. D., *Fundamentals of airplane flight mechanics*, 1st ed., Springer, New York, 2007, Chaps. 9, 10.
doi:10.1007/978-3-540-46573-7

[2] USAF Test Pılot School, "Lateral-Dırectional Static Stability," *Flying Qualities Phase* [online book], Vol. 2, Oct. 1990.

[3] Shah, S. I. A., and Shams, T. A., "Estimation of Stability Parameters for Wide Body Aircraft Using Computational Techniques," *ProQuest* [online database], Vol. 11, 2021.
doi:10.3390/app11052087

[4] Islam, R., "Evolution of Aircraft Control System and Fly-by-light Flight Control System ," *Researchgate* [online journal] Vol.3,Dec.2013.URL:https://www.researchgate.net/publication/328773327_Evolution_of_aircraft_flight_control_system_and_fly-by-light_flight_control_system [retrieved 19 November 2021].

[5] Luckring, J., "A Survey of Factors Affecting Blunt Leading Edge Separation for Swept and Semi Slender Wings" *Researchgate* [online journal], Jul. 2010.
doi:10.2514/6.2010-4820

[6] XFLR5, Software Package, Ver. 6.48, GPL, 2020.

[7] "Static Lateral Directional Stability and Control." *YouTube*, uploaded by Brian Kish, 22 May. 2018.

[8] Morris, W. J., "A Universal Prediction of Stall Onset for Airfoils at a Wide Range of Reynolds Flows," *ProQuest* [online database], Rensselaer Polytechnic Institute, 2009.

[9] McCullough, G. B., "The Effect of Reynold Number on the Stalling Characteristics and Pressure Distributions of Four Moderately Thin Airfoil Sections ," [online report], Ames Aeronautical Laboratory, Washington, Nov. 1955.
URL:https://digital.library.unt.edu/ark:/67531/metadc57640/m2/1/high_res_d/19930084219.pdf [retrieved 21 November 2021].

[10] Mizoguchi, M. Kajikawa., YK, Itoh, H., " Aerodynamic Characteristics of Low-Aspect-Ratio Wings With Various Aspect Ratios in Low Reynolds Number Flows ," Transactions of The Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, 2016; 59(2): 56–63.
https://doi.org/10.2322/tjsass.59.56

[11] Hosangadi, P., and Paul, R., and Gopalarathnam, A., "Improved Stall Prediction for Swept Wings Using Low-Order Aerodynamics," *Researchgate* [online journal], 2015.
doi:10.2514/6.2015-3159.

[12] Guzelbey, I., and Eraslan, Y., and Dogru, M., " Numerical Investigation of Different Airfoils at Low Reynolds Number in terms of Aerodynamic Performance of Sailplanes by using XFLR5," *Researchgate* [online journal], 2018.
doi:110.31466/kfbd.423932

[13] Roskam, J., "Methods for Estimating Stability and Control Derivatives of Conventional Subsonic Airplanes," Roskam Aviation and Engineering Corporation, Lawrence, Kansas, 1971.

[14] Scholz, D., "Aircraft Design," Hamburg University of Applied Sciences, Hamburg.

[15] Grasmayer, J., "Stability and Control Derivative Estimation," Department of Aerospace and Ocean Engineering Virginia Polytechnic Institute and State University, Blacksburg, 1998.

[16] "Longitudinal Static Stability,"Delft University of Technology, Delft. URL: https://ocw.tudelft.nl/wp-content/uploads/Hand-out-Stability_01.pdf [retrieved 1 March 2022].

[17] Phillips, W. F., "Estimating the Low-Speed Sidewash Gradient on a Vertical Stabilizer. Journal of Aircraft," Utah State University, Utah, 2002. [retrieved 11 January 2022].
doi:10.2514/2.3042

[18] Brunner, C. E., Kiefer, J., Hansen, M. O. L., and Hultmark, M., "Study of Reynolds number effects on the aerodynamics of a moderately thick airfoil using a high-pressure wind tunnel," Springer-Verlag GmbH, Germany, August 2021.
https://doi.org/10.1007/s00348-021-03267-8

[19] Widmann A, Tropea C., "Reynolds number influence on the formation of vortical structures on a pitching flat plate," Interface Focus, 2017. [retrieved 1 May 2022].
doi:10.1098/rsfs.2016.0079

[20] Luckring, J, M., "A Survey of Factors Affecting Blunt Leading-Edge Separation for Swept and Semi-Slender Wings," NASA Langley Research Center, Hampton, 2010. [retrieved 2 May 2022].
URL:https://ntrs.nasa.gov/api/citations/20100024997/downloads/20100024997.pdf

Uydu Görüntülerindeki Gürültünün Azaltılması
Noise Reduction In Satellite Images

Öğrenci – 1
İrem Kapucuoğlu
İstanbul Teknik Üniversitesi
Geomatik Mühendisliği
İstanbul, Türkiye
i.kapucuoglu@gmail.com

Öğrenci – 2
Sena Oğuzhanoğlu
İstanbul Teknik Üniversitesi
Geomatik Mühendisliği
İstanbul, Türkiye
senaoguzhanogluu@gmail.com

Akademik Danışman
Prof. Dr. Ayşe Filiz Sunar
İstanbul Teknik Üniversitesi
Geomatik Mühendisliği
İstanbul, Türkiye
fsunar@itu.edu.tr

Sanayi Danışmanı
Büşra Şimşek
Türk Havacılık Uzay Sanayii
Ankara, Türkiye
busra.simsek@tai.com.tr

Sanayi Danışmanı
Levent Doğukan Özlü
Türk Havacılık Uzay Sanayii
Ankara, Türkiye
leventdogukan.ozlu@tai.com.tr

***Özetçe* — Son yıllarda uydu görüntüleri birçok farklı uygulama alanında yaygın şekilde kullanılan önemli bir araç haline gelmiştir. Ancak görüntülerde farklı algılayıcı sistemlerinden ve çeşitli atmosferik olaylardan kaynaklı "gürültüler" oluşabilmektedir. Bu çalışmanın temel amacı, görüntü kalitesini azaltması ve bilgi kaybına sebep olmasından dolayı görüntülerde mevcut olan gürültülerin azaltılması/giderilmesidir. Çalışma kapsamında gürültülerin optik uydu görüntüleri üzerindeki etkilerini incelemek amacıyla İstanbul'da farklı arazi örtüsü/kullanımı sınıflarına sahip iki farklı test alanı seçilmiştir. Bunun yanı sıra farklı algılayıcı sistemlerin gürültü azaltılması/giderilmesine olan etkilerini incelemek için aynı tarihte (1 Temmuz 2020) alınan ve farklı mekânsal çözünürlüklere sahip Landsat 8 ve Sentinel 2 uydu görüntüleri kullanılmıştır. Seçilen uyduların ham görüntülerinin olmaması nedeniyle görüntülere iki farklı gürültü tipi (Gaussian ve Şerit (Stripe)) eklenmiştir. Bu kapsamda mekânsal alanda filtreleme teknikleri ile frekans alanında farklı eşik değerleri uygulamasına dayanan yöntemler kullanılarak dört farklı gürültü giderme yöntemi karşılaştırılmıştır. İlk yaklaşım, mekânsal alanda uygulanan esas olarak piksellerin komşuluk ilişkisine bağlı, Medyan Filtre ile Blok Eşleme ve 3B Filtreleme yöntemleridir. İkinci yaklaşım ise, frekans alanında Curvelet ve dalgacık tabanlı Contourlet yöntemleridir. Gürültüden arındırılmış görüntülerin kalite analizi, kalitatif (istatistiksel yöntemler; PSNR (Tepe Sinyal-Gürültü Oranı) ve MSE (Ortalama Karesel Hata)) ve kantitatif (görsel analiz) olarak değerlendirilmiştir. Kalite analizi sonucunda seçilen en iyi yöntem, homojen test alanındaki kenar bilgilerini ve heterojen test alanındaki diğer ince detayları etkin bir şekilde korumasından dolayı Curvelet Sert Eşikleme olmuştur.**

Anahtar Kelimeler* — *Gürültü, Gürültü Giderme, Optik Uydu Görüntüleri, Contourlet Dönüşümü, Curvelet Dööşümü, Blok Eşleme ve 3D Filtreleme, Medyan Filtre.

***Abstract* — In recent years, satellite images have become an important tool that is widely used in many different application areas. However, "noises" caused by different sensor systems and various atmospheric effects can occur in the images. The main purpose of this study is to reduce/remove the noise present in the images because it reduces the image quality and causes information loss. Within the scope of the study, two different test areas with different land cover/use classes were selected in Istanbul in order to examine the effects of noise on optical satellite images. In this context, Landsat 8 and Sentinel 2 satellite images from the same date (July 1, 2020) were used to examine the effects of denoising methods on different spatial resolutions. Due to the lack of raw images of the selected satellites, two different types of noise (i.e. Gaussian and Stripe) were added to the images. In this context, four different denoising methods selected by using filtering techniques in the spatial domain and methods based on the application of different threshold values in the frequency domain were compared. The ones used in the first approach are the Median Filter and Block Mapping and 3D Filtering methods, which are mainly dependent on the neighborhood relationship of the pixels applied in the spatial domain. In the second approach, Curvelet and wavelet-based Contourlet methods are used in the frequency domain. The quality analysis of denoised images were evaluated as qualitative (statistical methods Peak Signal to Noise Ratio, Mean Square Error), and quantitative (visual analysis). As a main conclusion, Curvelet hard thresholding transform was found as the best method after quality analysis, since the method also effectively preserves edges in homogeneous test area and other fine details in the heterogeneous test area.**

Keywords* — *Noise, Denoising, Optical Satellite Images, Wavelet-based Contourlet Transform, Curvelet Transform, Block Matching and 3D Filtering, Median Filter.

.

I. GİRİŞ VE PROBLEM TANİMİ

Farklı uygulamalarda kullanılan uydu görüntülerinin analizlerindeki ilk adım olan ön işleme adımı, görüntü kalitesinin ve analiz doğruluğunun iyileştirilmesi için gerekli bir adımdır ve dikkatli bir şekilde yapılmalıdır. Genel olarak, ön işleme teknikleri, radyometrik düzeltmeyi (örn. algılayıcı özelliklerinden kaynaklı bozulmalar), atmosferik düzeltmeyi (örn. atmosferdeki bulutlar ve parçacıkların atmosferik etkileşimlerinin neden olduğu bozulmalar) ve geometrik

düzeltmeyi (örn. Dünya'nın dönüş hızı ve yörünge sapmasından kaynaklanan bozulmalar) içerir.

Atmosferik, meteorolojik olaylar ve/veya algılayıcı hatalarından/problemlerinden kaynaklı farklı radyometrik hataların içinde en önemlilerinden biri "gürültü" olup, genellikle sistematik (örn. stripe/şerit) ve rastgele (örn. Gauss) olarak görülür.

Gürültü giderme, dijital görüntü işleme teknikleri içinde oldukça önemli bir konudur. Gürültünün istatistiksel özelliklerine (örn. düşük ve yüksek frekans) bağlı olarak geliştirilen çeşitli yaklaşımlar, mekânsal ve frekans alanlarında kullanılan teknikler olarak iki farklı şekilde sınıflandırılır. Mekânsal alanda uygulanan yöntemler piksellerin parlaklık değeri ve komşuluk ilişkisine bağlı olup frekans alanında uygulanan yöntemler sinyallerin ve buna bağlı olarak görüntüdeki değerlerin (örn. gri renk tonu) zamansal değişimine bağlıdır [1].

Konuyla ilgili yapılan literatür araştırmasında, gürültü giderme için kullanılan yöntemlerin, yaygın olarak "Lena", "Barbara" gibi test görüntülerine uygulandığı görülmüş, uydu görüntüleri için yapılan çalışmalara pek rastlanmamıştır. Bahsedilen bu eksiklikten dolayı çalışmada, iki farklı test alanında (homojen ve heterojen) gürültü giderme performanslarını test etmek için optik uydu verileri (Sentinel 2 ve Landsat 8) kullanılmıştır.

Çalışma kapsamında, iki farklı işleme alanında (mekânsal ve frekans) dört farklı yöntem (Medyan Filtre, Blok Eşleme ve 3B Filtreleme (BM3D), Curvelet Dönüşümü, Dalgacık Tabanlı Contourlet Dönüşümü) uygulanmıştır. Uygulama sonrası görüntülerinin kalite analizi, niteliksel (PSNR, MSE) ve niceliksel (görsel analiz) olarak değerlendirilerek karşılaştırılmış ve en iyi yöntem seçilmiştir.

II. Gerçekleştirilen Araştirma Faaliyetleri

A. Çalışma Alanı ve Kullanılan Veriler

İki farklı test alanı olarak İstanbul seçilmesinin nedeni hem tarım alanları ve şehir alanları gibi çok karmaşık heterojen alanlara hem de ormanlık alanlar ve su alanları gibi homojen alanlara sahip olmasıdır. Bu kapsamda, çoğunlukla ormanlık alan içeren ve arazi örtüsünün/kullanımının fazla değişmediği Çatalca bölgesinde homojen test alanı, Alibeyköy çevresinde ise daha karmaşık arazi örtüsü/kullanım sınıflarına sahip heterojen test alanı seçilmiştir.

Gürültü giderme yöntemleri 1 Temmuz 2020 tarihli Landsat 8/OLI ve Sentinel-2B/MSI uydu görüntülerine uygulanmıştır. İki uydudan alınan görüntülerin aynı tarihli olması, farklı atmosferik koşulların minimize edilmesini sağlarken, farklı mekânsal çözünürlüklerin gürültü giderme yöntemleri üzerindeki etkisinin değerlendirilmesine önemli bir katkı sağlamıştır. Bu çalışma kapsamında her iki uydunun mavi, yeşil ve kırmızı bantları kullanılmıştır. Ayrıca Landsat 8 uydusunun pankromatik bandı kullanılmıştır.

B. Yöntem

Seçilen uydu görüntülerinin işlenmemiş (ham) görüntülerine ulaşılamadığı için, iki farklı gürültü tipi (farklı yoğunluklarda Gauss (σ=10, 20) ve Stripe) 1 numaralı eşitlik kullanılarak MATLAB programı aracılığıyla eklenmiştir.

$$Y_n = X_n + b_n \quad (1)$$

bu eşitlikte; Y_n = Gürültülü görüntü; X_n = Orijinal uydu görüntüsü; b_n = Gürültü (Gauss veya şerit)

Gürültü giderme işleminin performansını değerlendirmek adına her iki uydu görüntüsünde seçilen test alanlarına iki farklı işleme alanında (mekânsal ve frekans) dört farklı yöntem MATLAB ve Python OpenCv kütüphanesi aracılığı ile uygulanmıştır. Bu yöntemler, mekânsal alanda Medyan Filtre (farklı pencere boyutları (3x3 ve 5x5) ile) ve BM3D (farklı yoğunluklar ile (σ= 0.2, 0.4)), frekans alanında; Curvelet dönüşümü (farklı eşik değerleri (sert ve yumuşak) ile) ve dalgacık tabanlı Contourlet dönüşümüdür.

1) *Mekânsal alanda kullanılan yöntemler*

Mekânsal alanda kullanılan filtreleme yöntemleri, görüntünün piksel değerlerinden elde edilen çeşitli istatistiksel (örn. medyan) değerlere ve bağlamsal özelliklerine (komşuluk) bağlıdır. Yöntemler, görüntüdeki önemli özellikleri (örn. kenar bilgisi) korurken düşük frekanslı gürültüyü en aza indirir [2].

a) Medyan Filtre: Medyan filtre, görüntünün istatistiksel özelliklerine dayanan bir yöntemdir. Medyan filtre uygulamasında, filtre penceresindeki orta pikselin değeri, seçilen pencere boyutundaki tüm piksel değerlerinin medyan değeri ile değiştirilir [3]. Medyan filtre, penceredeki en düşük veya en yüksek piksel değerlerinden etkilenmediğinden, gürültülerin giderilmesi için uygundur. Ancak filtreleme sonrası görüntü, keskinliğini kaybedip yumuşar [4].

b) BM3D: BM3D yöntemi, blok eşlemeye, işbirlikçi Wiener filtreye ve eşik değeri seçimine bağlıdır. Yöntem, benzerliklerine göre piksellerin gruplandırılmasıyla başlar ve filtreleme işleminin ardından ters dönüşüm ile gürültüden arındırılmış görüntü elde edilir. Ayrıca BM3D yöntemi görüntüdeki keskinliği ve kenar bilgilerini (örn. yol, kıyı şeridi vb.) korur [5].

2) *Frekans alanında kullanılan yöntemler*

Geçmişteki çalışmalarda, Fourier dönüşümü gibi doğrusal yöntemler kullanılmış olmasına rağmen günümüzde daha çok doğrusal olmayan, eşikleme gibi işlemler içeren dalgacık tabanlı teknikler (ayrık, karmaşık, sürekli dalgacık dönüşümleri gibi) geliştirilmiştir [6]. Frekans alanında uygulanan yöntemler, mekânsal alanda uygulanan yöntemlerden genellikle daha karmaşık ve daha fazla zaman alan işlem adımlarına sahiptir.

a) Curvelet dönüşümü: Curvelet dönüşümü, açı, ölçek ve konum parametreleri ile dalgacık dönüşümüne benzer bir yöntemdir. Dönüşüm, farklı eşik değerleri (örn. sert ve yumuşak) ile uygulandığında görüntüdeki ince ayrıntıları korurken görüntüyü etkin bir şekilde yumuşatır [7].

b) Contourlet dönüşümü: Contourlet dönüşümü, ayrık dalgacık dönüşümünün geliştirilmiş versiyonudur. Yöntem, çok ölçekli ve çok yönlü yapılara sahip görüntülerin oluşturulmasını sağlayan Laplacian piramidi ve sinyali alt

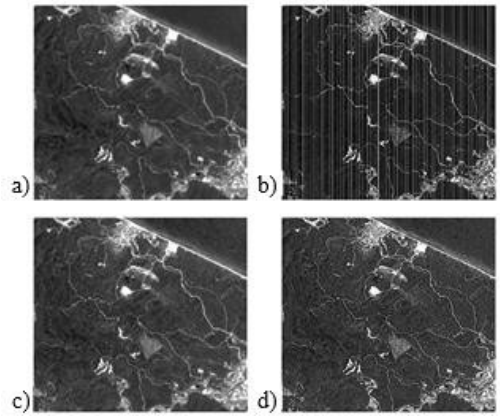
bantlara ayrıştıran yönlü filtre bankasına dayalı bir dönüşümdür [8]. Bu sayede görüntülerdeki cisimlerin geometrik yapısı korunur ve kenarların yumuşatılması sağlanır [9].

3) Kalite analizi

Kalite analizi, görüntü kalitesini korumak/iyileştirmek için görüntüdeki bozulmaları tespit edebilmeli ve ölçebilmelidir. Görüntü kalite analizinin birinci mertebeden ölçümleri (örn. standart sapma ve varyans), görüntünün piksellerinin yorumlanmasını sağlarken, ikinci mertebeden ölçümler (örn. PSNR ve MSE) piksellerin mekânsal ilişkilerini ölçer [10].

C. Gürültü Ekleme

Seçilen iki gürültü tipi; Gauss gürültüsü σ=10 ve σ=20 yoğunluklarıyla, pankromatik, mavi, yeşil ve kırmızı bantlara; şerit gürültüsü ise pankromatik banda eklenmiştir. Çalışma kapsamında toplamda 210 gürültülü görüntü işlenmiştir. Şekil 1'de gösterildiği gibi sigma (σ) değeri arttıkça görüntüdeki gürültü yoğunluğu da artmaktadır.



Şekil 1. Homojen test alanında Gauss ve şerit gürültüsü örneği. (a) Landsat 8/Band 8 Pankromatik görüntü, (b) Şerit gürültüsü, (c) σ=10 Gauss gürültüsü, (d) σ=20 Gauss gürültüsü.

D. Mekânsal Alanda Gauss Gürültüsü Giderme

Konvansiyonel bir yöntem olan Medyan filtrede, pencere seçiminin gürültü giderme üzerindeki etkisi test edilmiş ve beklenildiği gibi pencere boyutu arttıkça görüntüler üzerindeki yumuşama etkisinin arttığı gözlemlenmiştir. Bunun yanı sıra, 3x3 pencere seçimiyle uygulanan Medyan filtrenin bilgi kaybını önleme açısından daha iyi ve etkili çalıştığı sonucuna varılmıştır.

BM3D yönteminde ise Sigma değeri arttıkça bilgi kaybına neden olan yumuşama etkisinin daha fazla meydana geldiği gözlemlenmiştir. Özellikle Landsat 8 görüntülerinde, çözünürlüğünün düşük olması nedeniyle, hem heterojen (örn. binalar) hem de homojen (örn. yollar) alanlarda bazı lineer yapıların önemli ölçüde kaybolduğu görülmüştür.

Gürültüsü giderilmiş Sentinel 2 görüntülerinin istatistiksel analizi Tablo 1'de gösterilmiştir. Yüksek PSNR ve düşük MSE değeri daha iyi görüntü kalitesi anlamına geldiğinden, düşük gürültü seviyesinde (σ =10) 3x3 Medyan filtre kullanımı her iki uyduda da daha iyi sonuç vermiştir.

Tablo 1. Mekânsal alanda gürültüsü giderilmiş Sentinel 2 görüntüleri (a) homojen ve (b) heterojen alan.

Sentinel 2	PSNR			MSE		
	B2	B3	B4	B2	B3	B4
σ=10 Gauss Gürültüsü						
Medyan 3x3	**27.11**	**26.75**	**27.18**	**126.54**	**137.42**	**124.43**
Medyan 5x5	24.97	24.52	24.61	207.06	229.39	224.71
BM3D 0.2	12.79	12.08	14.10	3420.42	4027.48	2531.97
BM3D 0.4	12.79	12.08	14.09	3421.61	4028.40	2532.85
σ=20 Gauss Gürültüsü						
Medyan 3x3	**23.05**	**22.24**	**23.11**	**322.39**	**387.81**	**317.88**
Medyan 5x5	22.06	21.27	21.91	404.67	485.05	418.94
BM3D 0.2	12.50	11.80	13.71	3660.21	4297.65	2764.89
BM3D 0.4	12.49	11.80	13.71	3661.37	4298.56	2765.78

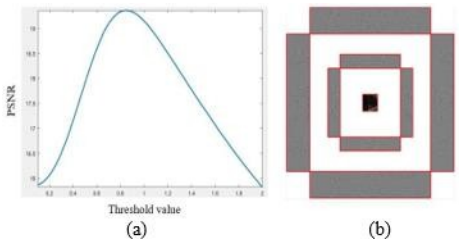
(a)

Sentinel 2	PSNR			MSE		
	B2	B3	B4	B2	B3	B4
σ=10 Gauss Gürültüsü						
Medyan 3x3	**22.47**	**22.61**	**23.04**	**368.54**	**356.90**	**322.82**
Medyan 5x5	19.61	19.75	19.98	710.61	689.29	653.58
BM3D 0.2	4.20	4.38	4.48	24729.20	23726.86	23161.88
BM3D 0.4	4.20	4.38	4.48	24726.35	23721.79	23160.40
σ=20 Gauss Gürültüsü						
Medyan 3x3	**20.23**	**20.27**	**20.52**	**616.73**	**611.38**	**577.13**
Medyan 5x5	18.32	18.39	18.54	956.87	942.81	910.16
BM3D 0.2	4.20	4.37	4.47	24749.45	23795.33	23256.53
BM3D 0.4	4.20	4.37	4.47	24746.57	23790.29	23255.06

(b)

E. Frekans Alanında Gauss Gürültüsü Giderme

İlk olarak Curvelet dönüşümünde, her bir görüntüye uygulanacak en iyi eşik değerinin seçilmesi için PSNR-eşik değer grafiği üretilmiş ve ardından dönüşüm görüntüleri oluşturulmuştur. Sert eşik için en iyi değerin (1.2) ve dönüşüm görüntüsünün örneği Şekil 2'de verilmiştir. Eşik değerinin seçilmesi ve dönüşüm görüntüsünün elde edilmesinden sonra yumuşak ve sert eşikleme ile gürültü giderme gerçekleştirilmiştir.



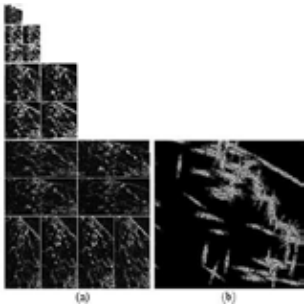
Şekil 2. (a) PSNR-eşik değeri grafiği ve (b) Eğri dönüşümü görüntüsü örneği.

Gürültüsü giderilen görüntülerde Gauss gürültüsü için bazı yapay eğrilerin (artefakt) ortaya çıkması, yöntemin ana sorunlarından biridir. Bu yapay eğrilerin yumuşak eşikleme ile gürültüden arındırılan görüntülerde, sert eşikleme ile gürültüden arındırılan görüntülere göre daha az belirgin olduğu görülmüştür. Ek olarak yöntem, özellikle heterojen test alanlarındaki yerleşim bölgelerinde bilgi kaybına neden olmuştur.

Diğer yandan, Contourlet dönüşümünde, Gauss gürültülü görüntüler için önce alt bantlarla dönüşüm görüntüsü (Şekil

3(a)) üretilmiştir. Contourlet dönüşümü ile gürültüsü giderilen görüntülerin, Curvelet dönüşümüne göre daha az yumuşama etkisi verdiği gözlemlenmiştir. Bunun yanında, Contourlet dönüşümünde de Curvelet dönüşümündekine benzer yapay eğrilerin fazla olması daha fazla bilgi kaybına neden olmuştur (bu durum heterojen ve homojen test alanlarında özellikle orman bölgelerinde gözlenmiştir).

Gürültüsü giderilmiş Landsat 8 görüntülerinin frekans alanındaki istatistiksel analizi Tablo 2'de gösterilmiştir. Görüldüğü gibi, sert eşikleme ile uygulanan Curvelet dönüşümü en yüksek PSNR değerine sahip olması sebebiyle frekans alanında istatistiksel olarak en iyi yöntem seçilmiştir.



Şekil 3. Sentinel 2 Bant 2 görüntüsündeki homojen alan için Contourlet dönüşümü alt bantları örneği (a) σ=10 alt bantlardaki Gauss gürültüsü ve (b) alt bantlardan birinin yakınlaştırılmış görüntüsü.

Tablo 2. Frekans alanında gürültüsü giderilmiş Landsat 8 görüntüleri (a) homojen ve (b) heterojen alan.

Landsat 8	PSNR				MSE			
	B2	B3	B4	B8	B2	B3	B4	B8
σ=10 Gauss Gürültüsü								
Curvelet Yumuşak Eşik	27.10	26.43	26.65	26.92	126.68	147.97	140.65	132.15
Curvelet Sert Eşik	**31.29**	**31.35**	**31.37**	**30.93**	**48.28**	**47.66**	**47.66**	**52.44**
Contourlet	28.63	27.95	28.07	28.48	89.20	104.26	101.33	92.35
σ=20 Gauss Gürültüsü								
Curvelet Yumuşak Eşik	22.40	21.36	21.94	22.02	373.98	475.22	415.89	408.04
Curvelet Sert Eşik	**24.99**	**24.53**	**24.83**	**24.54**	**206.29**	**229.26**	**213.76**	**228.80**
Contourlet	24.22	23.15	23.75	23.82	246.02	315.08	274.12	270.08

(a)

Landsat 8	PSNR				MSE			
	B2	B3	B4	B8	B2	B3	B4	B8
σ=10 Gauss Gürültüsü								
Curvelet Yumuşak Eşik	25.28	25.30	25.42	26.92	192.94	192.07	186.50	132.15
Curvelet Sert Eşik	**32.85**	**32.77**	**32.57**	**30.93**	**33.76**	**34.35**	**35.98**	**52.44**
Contourlet	26.80	26.56	26.58	26.29	135.87	143.48	143.00	152.84
σ=20 Gauss Gürültüsü								
Curvelet Yumuşak Eşik	20.44	20.45	20.55	22.02	587.26	586.41	572.48	408.04
Curvelet Sert Eşik	**25.07**	**25.04**	**24.99**	**24.54**	**202.56**	**203.76**	**205.93**	**228.80**
Contourlet	22.79	22.60	22.60	22.37	341.86	357.66	357.50	376.42

(b)

F. *Mekânsal Alanda Şerit Gürültüsü Giderme*

Tüm gürültü giderme yöntemleri, şerit gürültülü uydu görüntüleri üzerinde de test edilmiştir. Medyan filtre uygulamasında Gauss gürültüsünde olduğu gibi 5x5 pencere boyutunun kullanılması, 3x3 pencere boyutuna göre gürültü giderilmesinde daha etkin olmuştur.

BM3D yöntemi ile gürültüden arındırılmış görüntüler, bu yöntemin şerit gürültüsünde yeterince iyi sonuç vermediğini (örn. hem yerleşim alanları gibi görüntülerdeki ana özelliklerin bulanık olduğu hem de şerit gürültüsünün tamamen ortadan kaldırılamadığı) göstermiştir.

İstatistiksel sonuçlar ise, 3x3 pencere seçimi ile uygulanan Medyan filtrenin mekânsal alanda kullanılan diğer yönteme göre yüksek PSNR değeri ile daha iyi sonuçlar verdiğini göstermiştir (Tablo 3).

Tablo 3. Mekânsal alanda gürültüsü giderilmiş görüntünün (Landsat 8 pankromatik bant) istatistiksel sonuçları.

Yöntem	PSNR		MSE	
	Homojen Alan	Heterojen Alan	Homojen Alan	Heterojen Alan
Medyan 3x3	**13.30**	**3044.00**	**18.65**	**888.18**
Medyan 5x5	12.89	3340.30	17.11	1264.05
BM3D 0.2	3.88	26594.67	1.87	42295.70
BM3D 0.4	3.88	26595.44	1.87	42297.83

G. *Frekans Alanında Şerit Gürültüsü Giderme*

Mekânsal alanda kullanılan yöntemlerin (özellikle Medyan filtrenin) aksine, frekans alanında uygulanan yöntemlerin (Curvelet ve Contourlet) şerit gürültüsünü gidermede etkili olmadığı gözlemlenmiştir.

İstatistiksel analize göre ise, sert eşikleme ile uygulanan Curvelet dönüşümü en yüksek PSNR değeri ile en iyi sonucu vermiştir (Tablo 4).

Tablo 4. Frekans alanında gürültüsü giderilmiş görüntünün (Landsat 8 pankromatik bant) istatistiksel sonuçları.

Yöntem	PSNR		MSE	
	Homojen Alan	Heterojen Alan	Homojen Alan	Heterojen Alan
Curvelet Yumuşak Eşik	24.03	21.42	256.85	468.65
Curvelet Sert Eşik	**30.61**	**26.38**	**56.51**	**149.68**
Contourlet	23.93	21.26	262.90	429.26

III. ARAŞTİRMA ÇİKTİLARİ VE SONUÇLAR

Bu çalışma kapsamında, Landsat 8 ve Sentinel 2 görüntüleri kullanılarak dört farklı gürültü giderme yöntemi incelenmiş ve PSNR, MSE değerleri gibi istatistiksel kalite ölçütleri ile değerlendirilmiştir. Çalışma sonuçları ISPRS 2022 kongresinde sözlü oturumda sunulmuş ve bildiri kitapçığında yer almıştır (https://doi.org/10.5194/isprs-archives-XLIII-B3- 2022-1241-2022). Bunun yanı sıra çalışma, TÜBİTAK 2209-B Üniversite Öğrencileri Sanayiye Yönelik Araştırma Projeleri Desteği Programı kapsamında destek görmeye hak kazanmıştır.

Bulgular incelendiğinde öncelikle, mekânsal çözünürlüğün gürültüsü giderilmiş görüntülerin görsel kalitesini etkilediği ve iyileştirdiği gözlemlenmiştir.

Mekânsal alanda kullanılan yöntemlerde her iki uydu görüntüsünde de iki farklı Gauss gürültü yoğunluğu için Medyan filtrenin istatistiksel değerlerinin BM3D'den daha iyi olduğu sonucuna varılmıştır (Medyan filtre kullanılarak gürültüden arındırılmış görüntüler homojen test alanında BM3D'den %50 daha yüksek PSNR'ye sahipken, heterojen test alanında neredeyse %90 daha yüksek PSNR'ye sahiptir.) İstatistikler, Medyan filtrenin BM3D'den daha iyi olduğunu gösterse de görüntülerdeki gürültünün tamamen kaybolmadığı görsel olarak gözlemlenmiştir.

Diğer yandan, frekans alanında, görüntülerdeki detaylar korunmuş, ancak her iki yöntem de bazı yapay eğrilerin (artefakt) oluşmasına neden olmuştur. Bunun yanında, farklı eşik değer seçiminin Curvelet dönüşümünün performansını arttırdığı görülmüş ve Curvelet sert eşikleme ile elde edilen istatistiksel değerlerin, Curvelet yumuşak eşikleme ve Contourlet'e göre daha iyi olduğu görülmüştür (Curvelet sert eşik kullanılarak gürültüsü giderilmiş görüntüler, yumuşak eşik ve Contourlet'ten %10 daha yüksek PSNR'ye sahiptir).

Tüm yöntemler (Medyan, BM3D, Contourlet ve Curvelet) birbiriyle karşılaştırıldığında, Curvelet sert eşiklemenin görsel ve istatistiksel olarak daha iyi olduğu sonucuna varılmıştır.

Şerit gürültüsü için ise hiçbir yöntemin performansı, Gauss gürültüsüne kıyasla etkili bulunmamıştır.

IV. KAZANİMLAR VE KATKİLAR

Bu proje kapsamında yapılan çalışmalar sonucunda proje ekibi, açık kaynak kodlu programlar ile mekânsal alandaki gürültü giderme yöntemlerinin yanı sıra frekans alanındaki yöntemleri de kullanarak ve birbirleriyle karşılaştırarak tecrübe ve pratiklik kazanmıştır.

Gürültü giderme tekniklerinin, uydu görüntülerine uygulandığı çalışmalara literatürde çok az sayıda rastlandığından, bu çalışma literatürdeki boşluğu doldurmak ve gelecekteki benzer çalışmalara öncü olmak açısından önemlidir. Elde edilen bulguların ve ekip üyelerinin bu kazanımlarının ileride TUSAŞ'ın da öncülük edeceği ülkemizin uzay yol haritasında planlanan çalışmalar (savunma ve çevre kaynaklarının araştırılmasına yönelik) ve hedefler değerlendirildiğinde katkı sağlayacağı aşikârdır.

V. ÖNERİLER VE GELECEK ÇALİŞMALAR

Yapılan bu proje kapsamında, her iki alanda bazı yöntemler diğerlerinden daha yüksek performans gösterse de gürültü giderme için kullanılan yöntemlerin genelleştirilebilmesi için başka test alanlarında veya başka veri setleri ile test edilmesi gerekir. Bu nedenle kullanılan yöntemlerin hem farklı uydu görüntülerinde hem de farklı test alanlarında uygulanabilirliğinin ve görüntü kalitesinin değerlendirilmesi planlanmaktadır.

KAYNAKLAR

[1] Ruikar, S.D., Doye, D.D., 2011. Wavelet Based Image Denoising Technique. International Journal of Advanced Computer Science and Applications, 2(3). doi.org/10.14569/IJACSA.2011.020309

[2] Yu, H., Zhao, L., Wang, H., 2009. Image Denoising Using Trivariate Shrinkage Filter in the Wavelet Domain and Joint Bilateral Filter in the Spatial Domain. IEEE Transactions on Image Processing, 18(10), 2364-2369. doi.org/10.1109/TIP.2009.2026685

[3] Ahmed, E.S.A., Elatif, R.E.A., Alser, Z.T., 2015. Median Filter Performance Based on Different Window Sizes for Salt and Pepper Noise Removal in Gray and RGB Images. 8, 343-352. doi.org/10.14257/ijsip.2015.8.10.34

[4] Sunar, F., Ozkan, C., Ok, A.O., Osmanoglu, B., Avci, Z., Berberoglu, S., (2017). Digital Image Processing (in Turkish), Anadolu University press, Eskişehir

[5] Lebrun, M., 2012. An Analysis and Implementation of the BM3D Image Denoising Method. Image Processing On Line, 2, 175- 213. doi.org/10.5201/ipol.2012.l-bm3d

[6] Naveed, K., Shaukat, B., Ehsan, S., Mcdonald-Maier, K.D., Ur Rehman, N., 2019. Multiscale Image Denoising Using Goodness-of-Fit Test Based on EDF Statistics. PLOS ONE, 14(5), 1-25. doi.org/10.1371/journal.pone.0216197

[7] Nencini, F., Garzelli, A., Baronti, S., Alparone, L., 2007. Remote Sensing Image Fusion Using the Curvelet Transform. Information Fusion, 8(2), 143-156. doi.org/10.1016/j.inffus.2006.02.001

[8] Do, M.N., Vetterli, M., 2005. The Contourlet Transform: An Efficient Directional Multiresolution Image Representation. IEEE Transactions on Image Processing, 14(12), 2091-2106. doi.org/10.1109/TIP.2005.859376

[9] Altun, A.A., Allahverdi, N., 2007. A New Approach to Recognition of Fingerprints Enhanced by Filtering Techniques with Artificial Neural Networks (in Turkish). Journal of Gazi University Faculty of Engineering and Architecture, 2, 227-236

[10] Rajkumar, S., Malathi, G., 2016. A Comparative Analysis on Image Quality Assessment for Real Time Satellite Images. Indian Journal of Science and Technology, 9. doi.org/10.17485/ijst/2016/v9i34/96766

Uydu Görüntülerindeki GürültülerinYapay Zeka Teknikleri İle Azaltılması

Noise In Satellite Images Reduction With Artificial Intelligence Techniques

Öğrenci – 1
Hilal Adıyaman
Yıldız Teknik Üniversitesi
Harita Mühendisliği
İstanbul, Türkiye
iletisim.hilaladiyaman@gmail.com

Öğrenci – 2
Elçin Dudu
Yıldız Teknik Üniversitesi
Harita Mühendisliği
İstanbul, Türkiye
elcindudu123@gmail.com

Öğrenci – 3
Yunus Emre Varul
Yıldız Teknik Üniversitesi
Harita Mühendisliği
İstanbul, Türkiye
varul.emre@gmail.com

Öğrenci – 4
Elif Alkan
Yıldız Teknik Üniversitesi
Harita Mühendisliği
Sakarya, Türkiye
elifalkn2@gmail.com

Akademik Danışman
Prof. Dr. Bülent Bayram
Yıldız Teknik Üniversitesi
Harita Mühendisliği
İstanbul, Türkiye
bulentbayram65@gmail.com

Akademik Danışman
Dr. Öğr. Üyesi Tolga Bakırman
Yıldız Teknik Üniversitesi
Harita Mühendisliği
İstanbul, Türkiye
bakirman@yildiz.edu.tr

Sanayi Danışmanı
Levent Doğukan Özlü
Türk Havacılık Uzay Sanayii
Ankara, Türkiye
leventdogukan.ozlu@tai.com.tr

Sanayi Danışmanı
Büşra Şimşek
Türk Havacılık Uzay Sanayii
Ankara, Türkiye
busra.simsek@tai.com.tr

***Özetçe*—Optik yer gözlem uydu görüntülerinde gürültünün azaltılması, görüntü işlemenin en önemli aşamalarından biridir. Günümüzde gürültü azaltma konularında derin öğrenme algoritmalarının kullanımı yaygınlaşmıştır. Bundan dolayı bu çalışmada, derin öğrenme tabanlı yöntem olan Pix2Pix GAN ile uydu görüntülerinin optik algılayıcısından kaynaklanan şerit hatalarının giderilmesi amaçlanmıştır. Bu amaç doğrultusunda, Landsat-7,8 ve Sentinel-2 uydu görüntülerinden oluşan bir veri seti hazırlanmıştır. Landsat-8 ve Sentinel-2 uydu görüntüleri için şerit hataları sentetik biçimde üretilmiştir ve uydu görüntüleri yeniden oluşturulmuştur. Test verisi olarak Landsat-7, Sentinel-2, Landsat-8 uydu görüntüleri kullanılmıştır. Üretilen sistemin doğruluğu PSNR ve SSIM metrikleri ile incelenmiştir.**

Anahtar Kelimeler — GAN, Şerit Hatası, Landsat-7,8, Sentinel-2

***Abstract*— Reducing noise in optical earth observation satellite images is one of the most important stages of image processing. Today, the use of deep learning algorithms in noise reduction issues has become widespread. Therefore, in this study, it is aimed to eliminate lane errors caused by optical sensors of satellite images with Pix2Pix GAN, which is a deep learning-based method. For this purpose, a data set consisting of Landsat-7,8 and Sentinel-2 satellite images was prepared. For Landsat-8 and Sentinel-2 satellite images, lane faults were generated synthetically and this satellite images were reconstructed. Landsat-7, Sentinel-2, Landsat-8 satellite images were used as test data. PSNR and SSIM metrics were used to examine the accuracy of the produced system.**

Keywords —GAN, Stripe Error, Landsat-7,8, Sentinel-2

I. GİRİŞ

Uzaktan algılama; inşaat, jeoloji, havacılık, ekoloji, savunma ve tarım gibi birçok çalışmada kullanılan ve gün geçtikçe yaygınlaşan bir teknolojidir. Uzaktan algılama da yüzey değişimi, gözlem ve inceleme gibi amaçlar için toplanan uydu görüntülerinin işlenmesi en önemli incelemelerden biridir. Uydu görüntülerinde bulunan gürültüler uydu görüntüleri için önemli bir sorun teşkil etmektedir [1]. Görüntü yorumlama ve analizlerinin doğru yapılabilmesi için görüntülerdeki radyometrik ve atmosferik hataların düzeltilerek uydu görüntülerinin ön işlemesinin gerçekleştirilmesi gerekmektedir. Radyometrik bozulmalardan biri olan gürültü, gözlenen nesnenin haricindeki farklı unsurların fonksiyonu olarak sensörün algılayıcısına binen işaretlerdir. Gürültü giderme, gürültü olarak verinin alınması, kaydedilmesi ve iletimi esnasında meydana gelen olaylardan gözlenen görüntü piksel değerlerinin arındırılması için yapılan modifikasyonlardır. Bu modifikasyon geo-referanslı uydu görüntülerinde gürültülerden kaynaklı veri kayıplarının en az düzeye indirilmesine olanak sağlar. Sensor hataları genelde kendini çizgi hatalarla belli etmektedir. Eksik olan o birim görüntü hücre grubu için sensörün çalışmadığı anlardan kaynaklanmaktadır ve buna literatürde şerit hatası denilmektedir. Son yıllardaki çalışmalarda hızlı, güvenilir ve etkin çözümler sunan, büyük veri analitiğinde hızla gelişen yöntemlerden biri ve popüler bir makine öğrenmesi tekniği olan derin öğrenmenin kullanımının arttığı görülmüştür. Gelişen ve kapasitesi artan grafik işleme birimleriyle birlikte derin öğrenme, popüler bir yapay zekâ yöntemidir. Bu proje

kapsamında uydu görüntülerindeki gürültü problemine yapay zekâ teknolojilerinin ideal bir çözüm sunacağı düşünülerek derin öğrenme metotlarından biri olan görüntüden görüntüye çeviri görevlerinde kullanılan Pix2Pix GAN (Çekişmeli Üretici Ağ) modeli kullanılmıştır. Çalışmada Sentinel-2, Landsat-8 eğitim ve test verisi, Landsat-7 ise test verisi olarak belirlenmiştir. Gerçekleştirilen çalışmanın doğruluğunun test edilmesi için PSNR (Tepe-Sinyal Gürültü Oranı), SSIM (Yapısal Benzerlik İndeksi) doğruluk metrikleri tercih edilmiştir. Proje kapsamında Python programlama dili tabanlı Keras kütüphanesi ile modelin derin öğrenme algoritmaları yazılmıştır. Bu çalışmada uydu görüntülerinin geo-referansı değiştirilmeden, Pix2Pix GAN modeliyle gerçeğe çok yakın bir şekilde yeni veriler üretilerek uydu görüntülerinde bulunan veri kayıplarının doldurulması hedeflenmiştir.

II. LİTERATÜR TARAMASI

Literatür araştırması kapsamında derin öğrenme teknikleri kullanılarak uydu görüntüleri ve diğer görüntülerde bulunan gürültü çeşitlerinin azaltılması amacıyla yapılan çalışmalar incelenmiştir.

Kai Zhang ve arkadaşları (2018) tarafından görüntüler üzerindeki toplamalı beyaz Gauss gürültüsünün (AWGN) giderilmesi için hızlı, esnek olan Gürültü Giderme Evrişimli Sinir Ağı (FFDNet) önerilmiştir. CNN tabanlı bu yöntemin hem sentetik gürültülü görüntülerde hem de gerçek gürültülü görüntülerde gürültülerin giderilmesinde başarılı olduğu tespit edilmiştir [2].Jiahao Zheng ve arkadaşları (2020) tarafından U-Net ve GAN mimarisi kullanılarak görüntüde bulunan bulutların temizlenmesi için çalışma yapılmıştır. İlk olarak U-Net ile ince bulutların kaldırılması sağlanmış ve sonrasında görüntü üzerinde kalan kalın bulutlar kaldırılmıştır. İlgili model sentetik ve gerçek uydu görüntüleri üzerinde değerlendirilmiş ve elde edilen sonuçların tutarlı olduğu tespit edilmiştir [3]. Joonyoung Song ve arkadaşları (2020) tarafından multispektral uydu görüntülerindeki gürültülerin giderilmesi adına Dalgacık Yönlü Döngü-Tutarlı Hasım Ağı (WavCycleGAN) önerilmiştir. WayCycleGAN, veri eksikliğinin üstesinden gelmek için denetimsiz bir öğrenme şeması kullanmıştır. Nicel gözlemlerle ilgili yöntemin diğer yöntemlerin yanında iyi bir performans sergilediğini ve uydu görüntülerinin yüksek frekans özelliklerini koruyarak gürültüyü giderdiği görülmüştür [4]. Xianhong Zhang (2022) tarafından görüntüde bulunan pusların giderilmesi için Texture Attention-GAN adlı bir yöntem önerilmiştir. Bu yöntem, pus giderme sürecinde doku bilgi kaybının en aza indirilmesi için doku dikkat tabanlı bir ağdır. Bu yöntemde GAN modelinin ilgili yerleri tutarlı doldurması için küresel ve yerel ölçekte iki ayrımcı kullanılmıştır. Elde edilen sonuçlar nitel ve nicel olarak değerlendirilmiş ve bazı yöntemlerle karşılaştırılmıştır. Önerilen yöntem başarılı sonuçlar elde etmiştir [5].

III. YÖNTEM VE MATERYAL

A. *GAN (Çekişmeli Üretken Ağ) Mimarisi*

İlk kez 2014 yılında Goodfellow ve arkadaşları tarafından önerilmiştir. GAN, veri kümesindeki gerçek görsellerden ayırt edilemeyecek kadar benzer nitelikte sentetik görüntüler üretmeyi öğrenmek için iki derin sinir ağları arasında bir oyun gibi rekabetçi dinamik kullanan bir makine öğrenme tekniğidir. Bu derin sinir ağlarına üretici ve ayrıştırıcı adı verilir. İki farklı derin ağ mimarisine sahip yapısı ile bilinen derin ağ mimarilerinden farklılık gösterir. Üretici ağ, eğitim veri setindeki gerçek görüntülere benzer veriler üretmeyi amaçlarken ayrıştırıcı ağ ise sentetik görüntüler ile gerçek eğitim görüntülerini birbirinden ayırt etmeye çalışıp belirli bir örnek görüntünün gerçek olup olmadığını doğru bir şekilde belirlemeyi amaçlar.

B. *Pix2Pix GAN*

Pix2Pix GAN, Phillip Isola ve diğer araçtırmacıların çalışmaları kullanılarak oluşturulmuş koşullu bir GAN'dır. Görüntüleri öğrenmek ve oluşturmak için yalnızca gerçek verileri ve gürültüyü kullanan GAN'ın aksine, görüntüden görüntüye çeviri görevleri için etiketlerin yanı sıra gerçek verileri ve gürültüyü de kullanan derin bir konvolüsyonel sinir ağını eğitmeye yönelik bir yaklaşımdır. Hedef görüntünün, kaynak görüntüye uygun bir dönüşümü olup olmadığı ayırıcı tarafından belirlenir. Bu yüzden ayırıcıda hem gerçek görüntünün hem de sahte görüntünün sağlanması gerekirken üretici model bu şekilde çalışmaz. Üretici, ayırıcı tarafından hedef etki alanında doğru görüntüler oluşturmaya teşvik eden çekişmeli kayıp yoluyla eğitilir. Aynı zamanda üretici, oluşturulan görüntü ile beklenen çıktı görüntüsü arasında ölçülen L1 kaybını veya ortalama mutlak hatayı en aza indirecek şekilde güncellenir. Böylelikle üretici modelin daha gerçek görüntüler üretebilmesi sağlanmış olur. Pix2Pix GAN ayırıcı için PatcGAN ve üretici için U-Net mimarisi kullanmaktadır. PatchGAN, modelin bir çıktısı ile girdi görüntüsündeki piksel sayısı arasındaki ilişkiyi tanımlar. PatchGAN, tüm görüntüyü bir kerede ayırt etmek yerine, gerçek veya sahte olanı ayırt etmek için oluşturulan görüntüde daha küçük NxN boyutunda yamalar kullanır. U-Net ise bir kodlayıcı-kod çözücü modelidir. Model bir kaynak görüntü alır ve bir hedef görüntü oluşturur [6].

C. *Kullanılan Veri Seti ve Veri Setinin İşlenmesi*

Projede gürültü çeşidi olarak şerit hatası kullanılmıştır. Veri seti olarak ise 15 metre geometrik çözünürlüğe sahip Collection-2 Level-1 LandSAT-7,8 görüntüleri ve 10 metre geometrik çözünürlüğe sahip Sentinel-2 L1C görüntüleri tercih edilmiştir. Eğitilen veri setinde atmosferik koşullar açısından çeşitlilik sağlayabilmek için 4 mevsimden uydu görüntüleri toplanmıştır. Uydu görüntülerinin toplanacağı bölge olarak Türkiye'nin 81 ili seçilmiştir. Tarih aralığı için öncelikli yıllar 2020 ve 2021 yılları olup, her mevsimin ortası olan Ocak, Nisan, Temmuz ve Ekim aylarından veri toplanmasına öncelik verilmiştir. Görüntülerdeki bulutluluk oranı en fazla %10 olacak şekilde ayarlanmıştır.

Veri seti toplandıktan sonra uydu görüntüleri, eğitilmeden önce bazı ön işlemlerden geçirilmiştir. Sentinel-2 uydusundan alınan L1C ham görüntülerinde Sen2cor uygulaması kullanılarak atmosferik düzeltme işlemi yapılmıştır. Sonrasında Sentinel-2 uydu görüntülerinden 10 m geometrik çözünürlüğe sahip olan kırmızı, yeşil, mavi bantlar kullanılmış ve bu bantlar, birleştirilerek multispektral uydu görüntüleri oluşturulmuştur. Landsat-8 ve Sentinel-2 uydularından alınan görüntülerde şerit hatası bulunmadığından bu hatalar sentetik biçimde üretilmiştir. Eğitim veri setinde sentetik gürültüler oluşturulurken Landsat-7 orijinal uydu görüntülerinde mevcut

olan şerit hataları dizilimi incelenmiş ve bu dizilim baz alınıp modellenerek şerit hatalı yeni görüntüler elde edilmiştir. Bilgisayarların donanım özellikleri ve derin öğrenme algoritmalarının işlevselliği bakımından sentetik ve orijinal görüntüler bindirmeli bir şekilde 512x512'lik boyutlara bölünmüştür. Bu bölme işleminde GDAL kütüphanesi kullanılarak görüntülerin geo-referansı korunmuştur. Şekil 1.'de şerit hatası eklenmiş Sentinel-2 görüntüsü ve bu görüntünün 512x512 boyutlarına bölünmüş bir parçası gösterilmektedir.



Şekil 1. Şerit hatası eklenmiş Sentinel-2 görüntüsü

Landsat-7-8 görüntülerinin test edilebilmesi için eğitim veri seti olarak Landsat-8 uydu görüntüleri kullanılmıştır. Fakat Landsat-8'in radyometrik çözünürlüğü 16 bit, Landsat-7'nin ise 8 bittir. Bundan kaynaklı Landsat-8 görüntülerinin radyometrik çözünürlüğü 8 bite dönüştürülmüştür.

D. Görüntü Kalitesi Değerlendirme Yöntemleri

Herhangi bir işlem uygulanan görüntüde, önemli bir bilgi veya kalite kaybı görülebilir. Bu durumu analiz etmek amacıyla görüntü kalitesi değerlendirme yöntemleri kullanılır. Projede hedef görüntü ile bir referans görüntü arasındaki farklılıkların görünürlüğünü ölçmek amacıyla yapılan analizlerde tepe sinyal-gürültü oranı (PSNR) ve yapısal benzerlik indeksi ölçüsü (SSIM) olmak üzere iki objektif görüntü kalitesi metriği kullanılmıştır. Desibel(dB) cinsinden hesaplanan PSNR, iki görüntü arasındaki tepe sinyal-gürültü oranıdır. Yapılan çalışmalarda iyi bir sonuç elde edebilmek için PSNR değerinin 30-50 dB aralığında olması gerektiği belirtilmiştir. 30-50 db aralığından daha küçük PSNR değeri, kapak görüntü ve içine veri gizlenmiş görüntüleri arasındaki farkın arttığını ve iyi bir gömme işlemi olmadığını belirtmektedir [7].SSIM, iki görüntü arasındaki benzerliği ölçmek amacıyla sıkça kullanılan bir kalite metriğidir. SSIM, bir görüntüdeki korelasyon kaybı, parlaklık bozulması ve kontrast bozulması olmak üzere 3 faktörün kombinasyonu ile modellenir. İki görüntü arasındaki karşılaştırma da bu 3 faktör temelinde yapılır. SSIM hesaplanması sonucu [-1, +1] aralığında bir değer çıkar. +1 değeri verilen bozulmuş görüntü ve referans görüntünün çok benzer olduğunu -1 değeri ise görüntülerin farklı olduğunu gösterir [8].

IV. EĞİTİM VE EĞİTİM SONUÇLARI

Proje kapsamında kullanılan bilgisayarın işlemcisi Intel(R) Core(TM) i7-8700K CPU @ 3.70GHz (12 CPUs), ~3.7GHz, ekran kartı ise 32 GB' dir.

A. Landsat-8 ile Yapılan Eğitim ve Sonuçları

Pix2Pix GAN ile ön işlemesi yapılan 4.000,10.000,100.000 adet sentetik olarak oluşturulan şerit hatalı Landsat-8 pankromatik bant görüntüleri kullanılarak 40 iterasyonluk 3 farklı eğitim yapılmıştır. 4.000 veri seti ile yapılan eğitim yaklaşık 11 saat, 10.000 veri seti ile yapılan eğitim 26 saat, 100.000 ile yapılan eğitim ise yaklaşık 11 gün sürmüştür. Her üç farklı veri seti ile eğitilen modelin eğitim veri setinde yer almayan 1.000 görüntüsü ile test aşaması gerçekleştirilmiştir. Daha sonra PSNR ve SSIM kullanılarak eğitimin doğruluğu incelenmiştir. Bu doğruluk değerleri Tablo 1.'de yer almaktadır.

Tablo 1. 3 farklı veri seti ile yapılan eğitimin ortalama PSNR değeri

Eğitilen veri seti miktarı	**Ortalama PSNR**	**Ortalama SSIM**
4.000	44.26 dB	0.9764
10.000	45.16 dB	0.9783
100.000	46.75 dB	0.9836

Şekil 2.(a)'de orijinal Landsat-8 görüntüsü, Şekil 2.(b)'de 4.000 veri seti ile yapılan eğitim sonuç görüntüsü, Şekil 2. (c)'de 10.000 veri seti ile yapılan eğitim sonuç görüntüsü, Şekil 2.(d)'de ise 100.000 veri seti ile yapılan eğitim sonuç görüntüsü bulunmaktadır. Bu görüntülere gözle bakıldığında 10.000 veri seti ile yapılan eğitim sonucunun en iyi,100.000 veri setiyle yapılan eğitimin en kötü sonucu verdiği görülmektedir. Fakat PSNR ve SSIM değerleri nitel gözlemin tam tersini göstermektedir. Bunun sebebinin veri setinin miktarının arttıkça loss değerinin sıfıra yaklaşması ve böylece doğruluk sonuçlarının arttığı düşünülmüştür. Ayrıca bu çelişkinin aşırı öğrenmeden de kaynaklandığı tahmin edilmiştir.

Şekil 2. Orijinal Landsat-8 görüntüsü (a), 4000 veri setiyle yapılan eğitim sonuç görüntüsü (b), 10.000 veri setiyle yapılan eğitim sonuç görüntüsü (c)100.000 veri setiyle yapılan eğitim sonuç görüntüsü (d)

B. Landsat-7 ile Yapılan Eğitimin Sonuçları

Modelin başarısını test etmek için orijinal görüntüsünde şerit hataları bulunan ve 15 metre geometrik çözünürlüğe sahip olan Landsat-7 uydu görüntüleri kullanılmıştır.1.000 görüntüden oluşan test aşaması gerçekleştirilmiştir ve orijinal görüntü,4.000, 10.000 ve 100.000 veri setiyle yapılan eğitim sonuç görüntüleri karşılaştırılmıştır. Landsat-8 eğitim sonuçlarına benzer gözlemlere ulaşılmıştır. Başka bir deyişle 10.000 veri seti ile yapılan eğitimin veri kayıplarını doldurmada başarılı olduğu 100.000 veri seti ile yapılan eğitimin ise diğer veri setleriyle elde edilen sonuçlara göre daha az ayrıntıyla veri kayıplarını doldurduğu tespit edilmiştir. Landsat-7 orijinal görüntülerinde şerit hatası bulunduğundan doğruluk metrikleri ile inceleme yapılamamıştır. Şekil 4.'te eğitim sonuçlarına ait görüntüler bulunmaktadır.

Şekil 4.4.000 veri setiyle yapılan eğitim sonuç görüntüsü(a),10.000 veri setiyle yapılan eğitim sonuç görüntüsü (b), 100.000 veri setiyle yapılan eğitim sonuç görüntüsü(c)

C. Sentinel-2 Uydu Görüntülerinden Oluşan Veri Seti ile Yapılan Eğitim Sonuçları

10m geometrik çözünürlüğe sahip olan ve ön işlemesi yapılan 4.000 adet Sentinel-2 uydu görüntülerinden oluşan eğitim veri seti ile 40 epokluk eğitim gerçekleştirilmiştir. Eğitim yaklaşık 11 saat sürmüştür. Şekil 3.(a)'te Sentinel-2 orijinal görüntüsü, Şekil 3.(b)'te ise eğitim sonuç görüntüsü bulunmaktadır. Sentinel-2 için Ortalama PSNR değeri 40.5265 dB, ortalama SSIM değeri ise 0.0523'tür.

Şekil 3. Sentinel-2 orijinal görüntüsü (a), 4.000 veri seti ile yapılan eğitim sonuç görüntüsü (b)

D. Yeni PSNR Tekniğiyle Elde Edilen Sonuç Değerleri

Uygulamada 512x512 boyutlarına bölünmüş bir uydu görüntüsü için orijinal ve eğitim sonucu elde edilen şerit hatası giderilmiş görüntüler arasında bir PSNR değeri hesaplandığında beklenen değer kabul edilebilir çıkmaktadır. Fakat MSE (Ortalama karesel hata) ile çalışan PSNR algoritmasının görüntünün tamamına uygulanması durumunda gürültüsüz bölgelerde MSE ≅ 0 olacağından sonuç değerin yüksek çıkmasına sebebiyet vermektedir. Buna çözüm olarak PSNR metriği hesaplanırken MSE için baz alınan verilerin sadece gürültülü bölgeler olması gerektiği düşünülmüştür ve MSE parametresi yeniden modellenmiştir. Tablo 2.'de Sentinel-2 ve Landsat-8 uydu görüntüleri için yeni PSNR algoritması kullanılarak elde edilen değerler bulunmaktadır.

Tablo 2.Yeni PSNR algoritmasıyla bulunan doğruluk değerleri

Yapılan Eğitim Çeşidi	**İlk PSNR**	**Yeni PSNR**
4.000'lik Landsat-8 görüntüleriyle yapılan eğitim	44.26 dB	42.96 dB
10.000'lik Landsat-8 görüntüleriyle yapılan eğitim	45.16 dB	43.65 dB
100.000'lik Landsat-8 görüntüleriyle yapılan eğitim	46.75 dB	44.99 dB
4.000'lik Sentinel-2 görüntüleriyle yapılan eğitim	40.5265 dB	39.6980 dB

E. Pix2Pix GAN'ın 2 Farklı Yöntem İle Karşılaştırılması

Uydu görüntülerinde bulunan şerit hatalarının giderilmesi için birçok yöntem kullanılmaktadır. Bu bölümde bu yöntemlerden 2 tanesi ile Pix2Pix GAN'ın sonuç görüntüleri üzerinden performans analizi yapılmıştır. İlk farklı yöntem olarak maskeleme işlemi yapılmıştır. Bunun için USGS Earth

Explorer üzerinden Landsat-7 görüntüsü ve görüntünün maskesi indirilmiştir. İndirilen dosyalar QGIS yardımıyla açılarak GDAL kütüphanesi içinde bulunan no-dataların doldurulmasına yarayan betik kullanılmıştır. Sonuç görüntü Şekil 4.(a)'te yer almaktadır. İkinci yöntem olarak ise Richard C. Daniels tarafından Landsat görüntülerinde yapılan bazı ön işlemlerin otomatikleştirilmesi için ArcMap aracılığıyla oluşturulan araç kutusu kullanılmıştır [9]. Sonuç görüntü Şekil 4.(a)'te bulunmaktadır. Bu iki farklı yöntemin sonuç görüntüleri ile Şekil 4.(c)'te gösterilen Pix2Pix GAN modelinde 10.000 veri setiyle elde edilen eğitim sonuç görüntüsü karşılaştırılmıştır. Bu karşılaştırmada önerilen modelin diğer iki yönteme göre daha başarılı sonuç ürettiği görülmüştür.

Şekil 4. Maskeleme sonucu elde edilen görüntü (a), ArcGIS araç kutusu ile elde edilen sonuç görüntü (b), Pix2Pix GAN ile elde edilen sonuç görüntü (c)

V. Proje Ekibinin Kazanımları ve TUSAŞ'a Olası Katkısı

Proje ekibi bu çalışma sayesinde derin öğrenme algoritmalarından biri olan GAN'ı öğrenme fırsatı bulmuş ve uzaktan algılama alanında teorik bilgilerini tekrar ederek hatta üstüne koyarak bu alanda iyi bir bilgi birikimi edinebilmişlerdir. Uydu görüntülerinde gürültü gidermede kullanılan klasik yöntemlerin yerine yapay zekâ teknolojilerinden olan derin öğrenme tekniklerinin yardımıyla kullanıcı müdahalesinin en aza indirilmesi sağlanmıştır. Pix2Pix GAN ile gerçeğe yakın görüntüler oluşturularak uydu görüntülerinde bulunan şerit hatalarının giderildiği bir program TUSAŞ'a kazandırılmıştır.

VI. Öneriler, Alınan Dersler ve Gelecek Çalışmalar

Landsat-7,8 test sonucu görüntülerine bakıldığında 4.000, 10.000 ve 100.000 veri setiyle yapılan eğitimin nicel ve nitel gözlemlerinin arasında tezatlık bulunmaktadır. Bu sorunun aşırı öğrenmeden kaynaklandığı düşünülmüştür. Aşırı öğrenme sorununun çözülebilmesi için regülarizasyon işleminin denenmesi tavsiye edilmektedir. Sentinel-2 uydu görüntüleriyle yapılan eğitim sonuçlarının doğruluk ölçütleri incelendiğinde ise eğitimin iyi bir sonuç vermediği görülmüştür. Bundan dolayı epok sayısının arttırılması, en uygun hiper-parametrelerin bulunması için birden fazla denemenin gerçekleştirilmesi ve veri setinin arttırılması önerilmektedir. Bu çalışma şerit hatası üzerinde yapılmıştır. Gelecek çalışmalarda başka gürültü çeşitlerinin üzerinde uygulanabilir. Farklı uydu görüntüleri ile eğitimler yapılarak test edilebilir.

Bilgilendirme

Bu çalışma XI.Türkiye Ulusal Fotogrametri ve Uzaktan Algılama Birliği Teknik Sempozyumu'nda sunulmuştur.

Teşekkür

Bu çalışmayı yapmaya olanak tanıdığı için TUSAŞ'a teşekkürü borç biliriz. Ayrıca bu süreçte desteklerini esirgemeyen akademik danışmanlarımıza ve sanayii danışmanımıza teşekkür ederiz.

Kaynaklar

[1] Chen, Y., Huang, T. Z., Deng, L. J., Zhao, X. L., & Wang, M. (2017). Group Sparsity Based Regularization Model For Remote Sensing Image Stripe Noise Removal. *Neurocomputing*, *267*, 95-106.

[2] Zhang, K., Zuo, W., & Zhang, L. (2018). Ffdnet: Toward A Fast And Flexible Solution For CNN-Based İmage Denoising. IEEE Transactions on Image Processing, 27(9), 4608-4622.

[3] Zheng, J., Liu, X. Y., & Wang, X. (2020). Single İmage Cloud Removal Using U-Net And Generative Adversarial Networks. IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing, 59(8), 6371-6385.

[4] Song, J., Jeong, J. H., Park, D. S., Kim, H. H., Seo, D. C., & Ye, J. C. (2020). Unsupervised Denoising For Satellite İmagery Using Wavelet Directional CycleGAN. IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing, 59(8), 6823-6839.

[5] Zhang, X. (2022). Research On Remote Sensing İmage De-Haze Based On GAN. Journal Of Signal Processing Systems, 94(3), 305-313.

[6] *Machine Learning Mastery,* https://machinelearningmastery.com/how-to-develop-a-pix2pix-gan-for-image-to-image-translation

[7] *Balcı D., Karakış R. , Güler İ. Tıbbi DICOM Veri Güvenliğinde Hibrit Yöntemlerin Kullanılması. Düzce Üniversitesi Bilim ve Teknoloji Dergisi. 2020; 8(2): 1295-1306.*

[8] *Horé, A., Ziou, D., (2010). Image Quality Metrics: PSNR vs. SSIM.20th International Conference on Pattern Recognition, 2366-2369*

[9] ArcGIS,https://www.arcgis.com/home/item.html?id=e424afd2d30a427fbb8e614f0845ae1

Uydu Konsept / Ön Yapısal Tasarım Hesaplayıcısı Geliştirme

Satellite Preliminary Design Tool Development

Öğrenci – 1
Abdullah Emre Aksoy
İstanbul Teknik Üniversitesi
Uzay Mühendisliği
İstanbul, Türkiye
aksoyabdullahemre@gmail.com

Öğrenci – 2
Muhammed İsmail Aydınlıoğlu
İstanbul Teknik Üniversitesi
Uçak Mühendisliği
İstanbul, Türkiye
miaydinlioglu@gmail.com

Öğrenci – 3
Yusuf Şamil Işılga
İstanbul Teknik Üniversitesi
Uçak Mühendisliği
İstanbul, Türkiye
y.samilga@gmail.com

Akademik Danışman
Prof. Dr. Zahit Mecitoğlu
İstanbul Teknik Üniversitesi
Uzay Mühendisliği
İstanbul, Türkiye
mecit@itu.edu.tr

Sanayi Danışmanı
Atayıl Koyuncu
Türk Havacılık Uzay Sanayii
Ankara, Türkiye
atayil.koyuncu@tai.com.tr

Sanayi Danışmanı
Mehmet Şahin
Türk Havacılık Uzay Sanayii
Ankara, Türkiye
mehmet.sahin2@tai.com.tr

Sanayi Danışmanı
Hasan Akçe
Türk Havacılık Uzay Sanayii
Ankara, Türkiye
hasan.akce@tai.com.tr

***Özetçe*—Uydu Konsept / Ön Yapısal Tasarım Hesaplayıcısı Geliştirme Projesi kapsamında haberleşme ve gözlem uyduları üzerinde yoğunlaşarak bir uydunun yapısal ön tasarımını gerçekleştirecek bir program hazırlanması amaçlanmıştır. Ayrıca hazırlanan bu programın Python üzerinden tasarımı gerçekleştirilen kullanışlı bir ara yüz aracılığıyla kullanıcıya sunulması hedeflenmiştir. Yapılacak olan tasarımda kullanıcı tarafından tercih edilen fırlatıcıların ve ECSS standartlarının getirdiği kısıtlamaların yanında gerekli olan parametrelerin çok büyük oranda kullanıcıdan alınmasıyla tekdüzelikten kurtulmak ve dinamik bir çıktı amaçlanmıştır. Yapılan araştırma ve kaynak analizleri sonrasında elde edilen ve çeşitli kaynaklardan doğrulanan denklemler; katılık, burkulma ve akma gibi farklı kriterler doğrultusunda uydu yapısal tasarımının yol göstericisi olmaktadırlar. Tasarım sonrasında program tarafından Nastran yazılımı aracılığıyla koşturulan analiz sayesinde tasarımın geçerliliği kullanıcı tarafından irdelenebilmektedir.**

Anahtar Kelimeler — uydu; yapısal; ön tasarım; fırlatıcı; ECSS; Python; ara yüz; Nastran; analiz.

***Abstract*—Within the scope of the Satellite Preliminary Design Tool Development Project, it is aimed to develop a program that will calculate the structural preliminary design of a satellite by focusing on a communication & observation satellites. In addition, it is aimed to present this program to the user through a useful interface designed via Python. In the design, it is aimed to avoid monotony and to get a dynamic output by taking the necessary parameters from the user in addition to restrictions imposed by the ECSS Standards and the launchers selected by the user. Preliminary sizing of the structural members of spacecraft are evaluated by using analytical solutions of basic structural elements such as plate, beam, bar, shell elements etc. Structural design criteria based on stability (buckling), stiffness (frequency and deflection), and strength (yielding) are applied and the most critical sizing criteria is selected. After assembly of structural CAD model based on preliminary design, the model is automatically converted to NASTRAN FEM model and eigen-analysis and static loading analyses are calculated to verify the design.**

Keywords — satellite; structural; preliminary design; launcher; ECSS; Python; user interface; Nastran; analysis.

I. GİRİŞ

Uydular genel olarak 8-10 alt sistemden oluşan uzay araçlarıdır. Başlıca alt sistemler; yapısal, faydalı görev yükü, elektrik, güç, itki, yörünge yönelim ve kontrol, telemetri, ısıl kontrol ve anten gibi sistemlerdir. Uydu tasarımları; görev tipi ve süresi, görev yükü ve isterleri, fırlatıcı, fırlatıcı mekanik ve çevresel isterleri, fırlatıcı standartları, alternatif alt sistem seçimleri ve kullanılacak yapısal malzemelere göre şekillenir. Uydu görevi ve görev alt sistemi kapasitesi, uydunun ana tasarım parametrelerini belirler. Haberleşme uyduları genellikle faydalı görev yük kapasitesi göz önünde bulundurularak farklı kapasite ihtiyaçlarına göre farklı platformlar önceden tasarlanır ve prototipleri üretilerek ve test edilerek uygunluğu teyit edilir. Benzer şekilde elektro-optik ve SAR gözlem uydularının faydalı yükü kamera ve SAR anteni ve ilgili alt sistemleri ebat olarak uydu boyutunu etkileyen ana parametrelerdir. Uydu yapısal alt sistemi uyduların ana taşıyıcı ve tüm alt sistemlerin

üzerine tutturulduğu alt sistem olması sebebiyle uydunun boyutlarını belirler ve kütlesel olarak en fazla kütleli ilk üç alt sistem içinde yer alır. Bu nedenle bahsedilen bu tür uyduların görev yükleri tiplerinin belirlenmesi durumunda diğer alt sistemlerinin kütle ve ebat bilgileri genel karakterleri göz önünde bulundurularak yapısal ön tasarımlarını yapmak mümkün olabilmektedir. Bu çalışma, bu tür uyduların genel özelliklerini kullanarak uydu ön yapısal tasarımlarının sistematiğinin oluşturulması, uygulanması ve pratik uygulama için programlanarak uydu ön tasarımı yapılması için kullanıcı ara yüzü oluşturulma çalışmasıdır.

II. Problem Tanımı

Uydular görevini sürdürdükleri uzay ortamının hala daha içerdiği soru işaretleri ve uydular yörüngelerinde görevlerine başladıktan sonra herhangi bir yapısal geliştirme söz konusu olmaması sebebiyle uydu yapısal tasarımı çok kritik bir duruma gelmektedir. Yapısal ön tasarım ise her ne kadar tüm uydu tasarım takvimine kıyasla kısa bir aşama olarak kabul edilebilir olsa da tüm yapısal tasarıma yön verecek ve temellerini atacak olan aşama olması sebebiyle büyük önem teşkil etmektedir.

Bu aşamada farklı tasarımların irdelenmesi uydu projesi süreci açısından daha sağlıklı olacaktır. Farklı tasarımların gerçekleştirilmesi ve irdelenmesi; zaman ve kalifiye iş gücü kaynaklarını hızlı bir şekilde tüketecektir. Bu süreci daha hızlı ve daha az mühendise ihtiyaç duyulan bir yöntemle gerçekleştirmek projenin temel motivasyonu olmuştur. Bu noktada ise gerçekleştirilen çalışmaların amacı bu süreci gerçekleştiren bir program üreterek süreci çok daha hızlı bir hale getirmek ve bu programı kullanıcı kolaylığı sağlayan bir ara yüz vasıtasıyla sunmaktır.

III. Gerçekleştirilen Araştırma Faaliyetleri

Proje kapsamında öncelikle literatür araştırması yapılmıştır. Bu literatür araştırması, öncelikle uyduları, uyduların tarihsel sürecini, uydularının çalışma prensiplerini kapsamaktadır. Daha sonra uyduların görevini yerine getirmesi için kullanılacak olan fırlatıcılar ya da diğer bir isimle roketler üzerine detaylı bir inceleme yapılmıştır. Fırlatıcıların incelenmesi aşamasında, fırlatıcı üreticilerinin sunduğu kullanım kılavuzları temel kaynak olarak kullanılmıştır. Bu araştırmalar neticesinde fırlatıcıların gerekli bilgileri kullanılarak hazırlanmış bir veri deposu elde edilmiştir. Bu veriler uydu tasarımında analitik hesaplar ve analiz aşamalarında kullanılmıştır.

Literatür aşamasının bir sonraki aşamasında ise uydu tasarımına geçilmiş ve uydu şekillerinden ve merkezi taşıyıcı şekillerinden bahsedilmiştir. Bu uydu şekilleri proje kapsamında önem arz etmektedir çünkü oluşturulan algoritmalar, her bir konfigürasyon için ayrı ayrı oluşturulmaktadır.

Projenin daha sonraki aşamasında ise ECSS(European Cooperation for Space Standardization) standartları üzerinde durulmuştur. Bu standartlar, yine analitik hesaplamalar ve analiz çalışmalarının yapılması sırasında kullanılacak olan bilgileri içermektedir. Yine çalışmanın içeriğinde bu standartlara değinilmiştir.

Literatür araştırması sonrasında, uydunun her bir parçasının analitik hesapları yapılmıştır. Uydu parçalarının her biri için uydu tasarım için kullanılan kaynaklardan ve TUSAŞ mühendislerinin çalışmalarından elde edilen hesaplamalarla mukavemet ve boyutlandırma çalışması analitik olarak gerçekleştirilmiştir. Bu analitik hesaplamalar, projenin bütün aşamalarında kullanılacak olan Python yazılım dili ile yapılmıştır.

Elde edilen boyutlar projenin tasarım aşamasında tasarımcıya bir başlangıç değeri vermesi amacıyla bulunmuştur çalışmanın dinamik olması amacıyla kullanıcı tarafından değiştirilebilir olarak verilmiştir.

Analitik hesapların yapılması ve boyutlandırmanın yapılmasıyla birlikte 3 boyutlu modelin oluşturulma aşamasına geçilmiştir. 3 boyutlu uydu modeli kabuk olarak tasarlanmış olup her bir parça kendi özelinde 2 boyutludur. 3 boyutlu model Python yazılım dili ile, “pymadacad” adlı Python modülü kullanılarak oluşturulmuştur. Elde edilen 3 boyutlu uydu modeli yine bir Python modülü olan “gmsh” modülü kullanılarak sonlu elemanlar modeli oluşturulmuş ve montajı gerçekleştirilmiştir.

Projenin son aşamasında analiz çalışmaları ve analiz sonuçlarının gösterilmesi, Python yazılım diline entegre olan “pyNastran” modülü ve NASTRAN analiz programı kullanılarak yapılmış ve pyNastranGUI ile kullanıcıya sunulmuştur. PyNastran temel olarak fırlatıcı isterlerinden gelen yük ve frekans kısıtları ile birlikte ECSS standartlarının gereği olan yük katsayıları ile sanki-statik ve modal analizi gerçekleştirmek için gerekli Nastran dosyalarını oluşturulmak amacıyla kullanılmıştır. PyNastranGUI ile kullanıcıya görsel olarak istediği analiz sonuçları verilmektedir. Ayrıca elde edilen “.h5” uzantılı dosya formatından elde edilen sonuç verileri de kullanıcının isteği üzerine excel dosya formatında verilebilmektedir.

Yapılan bütün bu çalışmalar Python QT modülü kullanılarak tasarlanan arayüz ile kullanıcıya sunulmaktadır. Tasarlanan arayüzde kullanıcı mümkün olduğunca dinamik bir çalışma yapmakta ve boyutlandırma, konfigürasyon seçimi, yük ve frekans girdileri, ECSS standartları kapsamında kullanılması gereken katsayılar dahil bir çok şeye müdahil olabilme kapasitesine sahiptir. Aynı zamanda kullanıcı analiz öncesinde oluşturulan modeli görebilmekte ve gerekli durumlarda istediği şekilde tasarımda geri giderek parametre değişimini gerçekleştirebilmektedir.

IV. Araştırma Sonuçları ve Çıktılar

A. Şekil Seçimi ve Boyutlandırma

Uydu tasarımında konsept tasarım aşamasında tasarımcı tarafından seçilmesi gerekenler, uydunun genel şekli, merkezi taşıyıcının şekli ve boyut ve yarıçap gibi temel boyutlardır. Bu projede geliştirilen arayüzde, kullanıcıya birden fazla merkezi taşıyıcı seçenekleri (yarım silindir, tam silindir, koni vb.) ve uydunun dış geometri seçenekleri (dörtgen, altıgen, sekizgen vb.) verilmektedir. Bu seçimler kapsamında, seçilen şekle göre yarıçap, boy, genişlik gibi temel değerler ve uydunun taşıyacağı ekipmana bağlı olarak tahmini bir kütle değeri girilmesi istenmektedir.

B. *Yapısal Tasarım Gereksinimleri ve Hesaplamalar*

Uydu tasarımında öncelikli olarak uyulması gereken standartlar bulunmaktadır. ECSS(European Cooperation for Space Standardization) standartları, Avrupa ülkeleri arasında uzay sistemlerinde kalite ve güvenlik açısından birlik ve güvenirlilik olması için oluşturulmuş standartlardır. Tasarımcının çalışmasını bu standartlara uygun olacak şekilde yapması tasarımın kabulü için önem arz etmektedir. Uydu ön yapısal tasarım aşamasında ise "Spacecraft Mechanical Loads Analysis Handbook" [1] adlı dokümandaki ECSS standartları yeterli olacaktır. Bu standartlar genel olarak uyduya gelen yer yüklerinde, fırlatıcı ve yörünge yüklemelerinde hesaba alınacak standartlardır.

Uydunun merkezi silindirini tasarlamak için kullanıcıdan alınacak boy ve yarıçap değerleri ile önce fırlatıcının gelen frekans verileri ile rijitlik hesaplamaları yapılmaktadır. Yanal ve eksenel frekans değerleri ile 2 farklı kalınlık hesaplaması yapıldıktan sonra, fırlatıcının sanki-statik yükleri ile eksenel yük hesaplaması yapılmakta ve merkezi taşıyıcının kalınlığı bu eksenel yüklere göre tekrar hesaplanmaktadır. Daha sonra elde edilen en büyük kalınlık değeri kullanıcıdan alınan emniyet payı değerine göre tekrar hesaplanmakta ve gerekli boyutlandırma tamamlanmaktadır.

Uydunun panel, kesme duvarı ve güverte gibi gibi diğer parçalarının analitik hesaplarının yapılması için de yanal frekans isterleri ve emniyet payı değeri gereklidir ve bu değerlere göre boyutlandırma yapılmaktadır.

Yapılan hesaplamalar "Design of geosynchronous spacecraft"[3] ve "Space Mission Analysis and Design" [2] kitaplarından elde edinilmiştir.

C. *CAD Çizimleri*

Projede daha önce belirtildiği gibi farklı konfigürasyonlarda uydu tasarımları elde edilebilmektedir. Bu konfigürasyonlar, düz silindir merkezi taşıyıcı – dörtgen uydu, düz silindir merkezi taşıyıcı – altıgen uydu, koni merkezi taşıyıcı – dörtgen uydu ve koni merkezi taşıyıcı – altıgen uydu olmak üzere 4 çeşittir. Her bir konfigürasyon için ayrı ayrı her bir parçasının çizimi Python pymadcad modülü [4] ile elde edilmektedir. Bu modül kullanılırken, kullanıcıdan alınan boyut girdileri koordinat düzleminde nokta olarak atanmakta daha sonra şeklin tipine göre çizgi komutlarıyla ve döndürme komutlarıyla yüzey verme işlemi gerçekleştirilmektedir. Projenin devamında tasarlanan yapıların analizi yapılacağı ve analiz modeli oluşturulacağı için, fazla iş yükünden kurtulmak ve programın daha verimli çalışmasını sağlamak için, 3 boyutlu model analizde kullanılabilecek şekilde en başta kabuk olarak oluşturulmaktadır.

Yapılan çizimler, her bir yapısal parça için ayrı fonksiyonlarda yazılmış ve kendilerine has koordinat noktaları belirtilmiştir. Bu sayede çizimler yapılırken algoritmada karışıklık olması önlenmesi ve boyut sınırlaması olmadan her türlü çizimin yapılması amaçlanmaktadır.

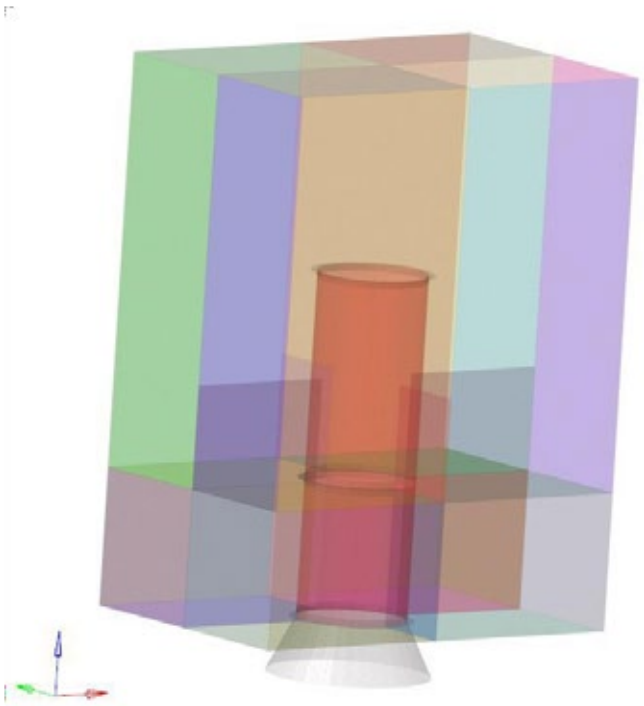
D. *Sonlu Elemanlar Modeli Oluşturulması*

Projenin bu aşamasında oluşturulan CAD modeli analize gönderilmek üzere mesh işlemine tabi tutulmaktadır. Elde edilen tasarımlar, gmsh modülü ile merkezi taşıyıcının boyuyla orantılı olarak mesh boyutu verilerek mesh işlemine tabi tutulmaktadır. Bu kapsamda mesh yapılan ve montajı yapılacak olan tüm parçaların düğüm-düğüm bağlantılarının olması analiz için önem arz etmektedir. Mesh işlemi önce her bir parça özelinde ayrı ayrı yapılmakta ve stl dosya formatında kaydedilen parçalar tekrar aynı isimle kayıt edilmektedir. Daha sonra montajı yapılan parçalar bütün olarak tekrar bir mesh işlemine tabi tutulmakta ve düğüm-düğüm bağlantısını güçlendirmek için mesh optimizasyon işlemi gerçekleştirilmektedir.

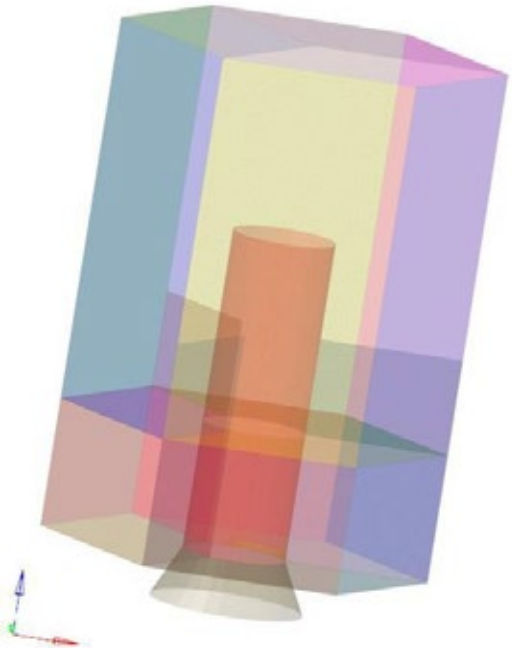
E. *CAD Montaj*

Yapılan parça modellerinin Python üzerinden gmsh modülü [5] kullanılarak montajı yapılmaktadır. Merkezi taşıyıcıdan başlanarak, yük ve servis panelleri, kesme panelleri, güverte parçaları ve taşıyıcı üst destek halkası ayrı ayrı ve sırasıyla numaralandırılmaktadır. Daha sonra gmsh mödülü başlatılarak oluşturulan mesh sonucunda oluşturulan stl dosya formatındaki her bir parça sırasıyla modüle çağırılmaktadır. Çağırılan parçalar kenar- kenar bağlantısı yapılarak montajı oluşturulmaktadır.

Montajı yapılan uydunun en alt orijin noktasında bir SPC noktası belirtilmektedir. Bu nokta uydudan gelen eksenel yüklerin uygulanacağı noktadır. Belirtilen bu nokta daha sonra analiz algoritmalarında kullanılmak üzere oluşturulmaktadır. Bu SPC noktası uydudan gelen yüklerin uygulandığı nokta olduğu için uydu adaptörünün en alt düzlemindeki tüm düğümlere RBE2 bağlantısı ile bağlanarak uydunun adaptörün alt noktasından fırlatıcı kapsülüne bağlı olduğu simüle edilmektedir.



Şekil 1. Dörtgen Uydu 3B Modeli



Şekil 2. Altıgen Uydu 3B Modeli

F. Analiz

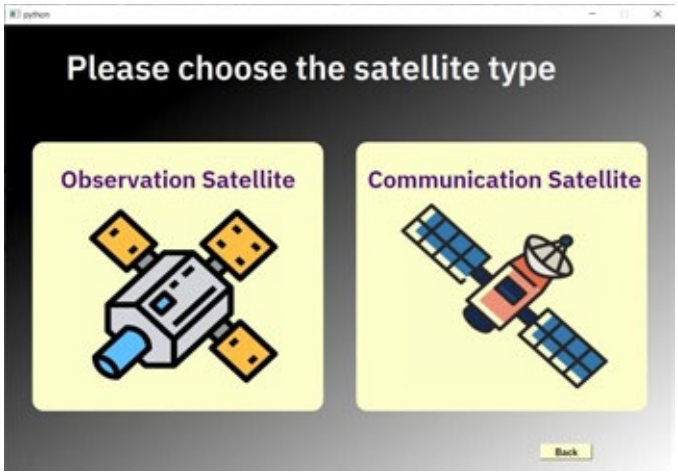
Geliştirilen programın çıktısı olarak alınan tasarımın geçerliliğinin irdelenmesi açısından bir analizin gerçekleştirilmesi gerekmektedir. Bu bağlamda analiz programı olarak Python yazılım dili ile olan uyumluluğu sebebiyle Nastran seçilmiştir. Yük durumlarının en kritiklerinin gerçekleştirilmesine karar verilmiş ve bu doğrultuda durağan ivmeler ve modal analizlerinin koşturulması TUSAŞ mühendisleri tarafınca tercih edilmiştir.

Durağan ivmeler analizi için fırlatıcılardan gelen zarfların hepsinin birleştirilmesiyle oluşturulan kapsayıcı zarfın dış bükey noktaları analize dahil edilmiş bunun yanında kullanıcının bu yük durumlarını değiştirmesine de olanak sağlanmıştır. Modal analiz içinse kullanıcıdan bir üst limit değeri alınmakta ve 0 Hz'den bu değere kadar yapının davranışı analiz edilmektedir.

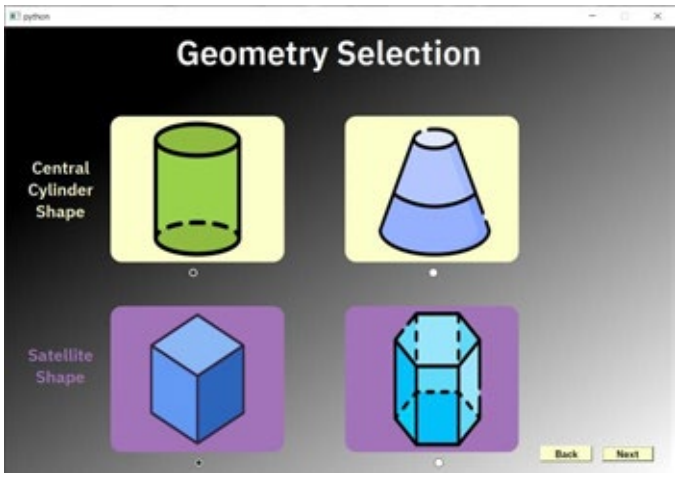
Program kapsamında analiz sonuçları görsel olarak sunulmamakta ve çıktı olarak kullanıcıya sonuç dosyaları verilmektedir. Bunun sebebi Python ile uyumlu olmayan bir yazılımın programa dahil edilmesinin istenmemesidir.

G. Ara Yüz

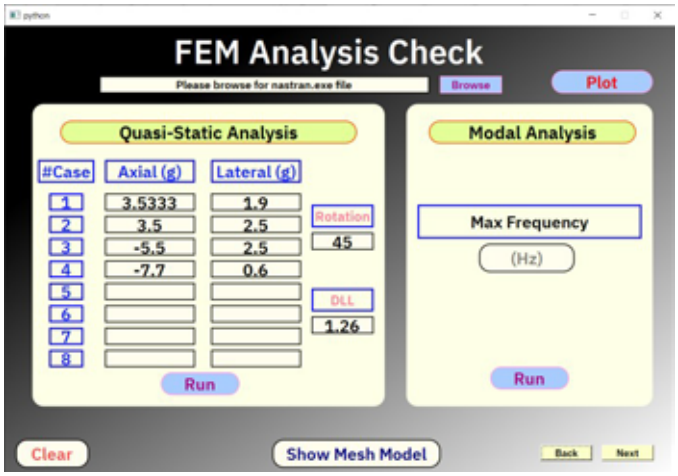
Kullanıcı arayüzü, Python programlama dili kullanılarak oluşturuldu. Python PyQt5 modülü, diğer ara yüz modüllerine göre daha fazla dokümantasyon bulunması, kullanım kolaylığı ve kullanım yaygınlığından dolayı seçildi. Uydu CAD ve sonlu elemanlar modelinin oluşturulmasına olanak sağlayan "pymadcad" ve "pygmsh", matematiksel operasyonlar için kullanılan "numpy", grafiklerin çizdirilmesinde kullanılan "matplotlib" ve Nastran sonlu elemanlar modeli dosyalarının oluşturulmasını sağlayan "pyNastran" tasarlanan kullanıcı arayüzü ile bütünleşik çalışmaktadır.



Şekil 3. Uydu Tipi Seçim Sayfası



Şekil 4. Uydu Geometrisi Seçim Sayfası



Şekil 5. Analiz Sayfası

V. Proje Ekibinin Kazanımları ve TUSAŞ'a Olan Katkısı

Proje ekibi, projenin gerçekleştirilebilmesi için yapılan literatür araştırması aracılığıyla haberleşme ve gözlem uyduları odağında bir uydunun yapısal alt sistemi başta olmak üzere alt sistemleri hakkında detaylı bilgi sahibi olmuştur. Yapısal tasarımda belirleyici olan etmenler hakkında derin bir bilgi ve deneyim kazanılmıştır. Bu etmenlerin başlarında gelen fırlatıcılar da aynı şekilde incelenmiş ve tasarımda gerekli olan bilgileri proje kapsamında kullanılmıştır.

Projenin her aşamasında kullanılan Python yazılım dili, proje ekibi tarafından proje öncesinde bilinmemekte olsa da içerdiği kütüphaneler aracılığıyla sunduğu olanaklar sebebiyle tercih edilmiştir. Bu sebeple tüm proje ekibi proje süresince yeni bir yazılım dili ve kullanışlı kütüphanelerini öğrenmiştir. Bunun yanında PyNastran kütüphanesi vasıtasıyla Python ile entegre olabilen Nastran, bu sebeple analiz yazılımı olarak tercih edilmiş ve ekip tarafından bu yazılım üzerinden Durağan İvmeler ve Modal analizlerinin gerçekleştirilmesi sağlanmıştır.

TUSAŞ Uzay Sistemleri Analiz birimiyle gerçekleştirilen proje, birim mühendisleriyle sürekli ve yakın bir temas halinde ilerlemiştir. Ulaşılan sonuçta uydu yapısal ön tasarımını çok hızlı bir şekilde gerçekleştirmeye olanak sağlayan proje, bu sayede zaman ve iş gücü tasarrufu sağlayacaktır. Ayrıca program içerisinde sunulan karşılaştırmalı ve genel fırlatıcı grafik ve zarfları ihtiyaç duyulması halinde kolayca ulaşılabilecek durumdadır.

VI. Öneriler, Alınan Dersler ve Gelecek Çalışmalar

Bu çalışmada bir haberleşme veya gözlem uydusunun yapısal ön tasarımı Python programlama dili kullanılarak ara yüz tasarlanmaya çalışılmıştır. Yapılan bu proje, çok disiplinli olduğundan çalışmaya devam edecek kişilerin projeye erken başlaması tavsiye edilmektedir. Böylece programlama dillerine ve nesne-yönelimli programlama yöntemine aşina olarak uydu yapısal tasarımı, ısıl tasarımı ve diğer alt sistemler üzerinde daha çok çalışma yapabilir hale gelecektir. Aynı zamanda projeyi yapan kişilerin birçok mühendislik ekibinden alacağı girdilerle tıpkı bir sistem mühendisi gibi çalışma yapacağı öngörülmektedir.

Yapılan bu çalışmada, uydu yapısal alt sistemi olabildiğince diğer alt-sistemlerle ilişkili olması amaçlanarak tasarlanması başarıldı. Projenin ilerleyeceği süreçlerde uydu yapısal tasarımının boyutlandırılmasının iyileştirilmesi adına; diğer alt sistem mühendisleriyle beraber çalışılması, özellikle yapısal alt sistemini birinci dereceden ilgilendiren alt sistemler(mesela termal-ısıl alt sistemi) ile beraber çalışılarak projenin ilerletilmesi tavsiye edilmektedir.

"Uydu Ön Yapısal Tasarım Hesaplayıcısı" programı hâlihazırda 2 uydu şekli ve 2 merkezi taşıyıcı olmak üzere toplam 4 konfigürasyona sahip uyduları tasarlayabilmektedir. Tasarlanan uydu; merkezi taşıyıcı, fırlatıcı adaptörü, merkezi taşıyıcı ringleri, kesme panelleri, güvertelerin CAD modelini ve sonlu elemanlar modelini oluşturup modal ve statik analizlerini gerçekleştirebilmektedir. Bu yapısal tasarıma ilerleyen süreçlerde uydu yapısal insertleri ve daha farklı konfigürasyonlar eklenebilir. Aynı zamanda yapısal analizin "post-process" kısmı da programa entegre edilebilir. Yapılan program; analitik hesaplamalar, CAD modelin çıkarılması, sonlu elemanlar modelinin oluşturulması gibi kısımlar açık kaynak kodlu olarak kullanılabilir. Programda lisans ile kullanılan tek şey sonlu elemanlar modelinin MSC Nastran programıyla çözülmesidir. İlerleyen aşamalarda sonlu elemanlar modeli çözümü algoritmasının gerçekleştirilmesi bir alternatif olarak sunulmaktadır. Bu sayede program tamamen lisanslı uygulamalardan bağımsız hale gelecektir.

Bilgilendirme

Bu proje, İstanbul Teknik Üniversitesi Uçak ve Uzay Bilimleri Fakültesi bitirme projesi kapsamında TUSAŞ Lift Up programı desteğiyle sanayi odaklı bir proje olarak gerçekleştirilmiştir.

Kaynaklar

[1] Spacecraft Mechanical Loads Analysis Handbook. 2013. ECSS.

[2] Larson, W.L. & Wertz, J.R. (1972). Space Mission Analysis and Design.

[3] Agrawal, Brij N. (1986). Design of geosynchronous spacecraft. Prentice-Hall

[4] *pymadcad documentation*. Pymadcad.readthedocs.io. URL: https://pymadcad.readthedocs.io/en/latest/.

[5] *Gmsh 4.9.5*. URL: https://gmsh.info/doc/texinfo/gmsh.html

Uzay Aracı Cayro Kalibrasyonu
Spacecraft Gyroscope Calibration

Öğrenci – 1
Gülşen Ece Kilsedar
İstanbul Aydın Üniversitesi
Elektrik-Elektronik Mühendisliği
İstanbul, Türkiye
ecekilsedar98@gmail.com

Öğrenci – 2
Aleyna Karslı
İstanbul Aydın Üniversitesi
Elektrik-Elektronik Mühendisliği
İstanbul, Türkiye
aleynakarsli@yandex.com

Öğrenci – 3
Elif Melda Kara
İstanbul Aydın Üniversitesi
Elektrik-Elektronik Mühendisliği
İstanbul, Türkiye elifmelda98@gmail.com

Akademik Danışman
Dr. Öğr. Üyesi Erol Duymaz
İstanbul Aydın Üniversitesi
Elektrik-Elektronik Mühendisliği
İstanbul, Türkiye
erolduymaz@hotmail.com

Sanayi Danışmanı
Kağan Ataalp
Türk Havacılık Uzay Sanayii
Ankara, Türkiye
kataalp@tai.com.tr

***Özetçe*—Havacılık, denizcilik ve uzay sistemlerinde kullanılan ataletsel navigasyon sistemlerinin önemli birer bileşeni olan jiroskop sensörü sabit eksen etrafındaki hareketleri tanımlamak için açısal hız bilgisi sağlar. Fakat jiroskop sensöründen alınan sinyaller içerisinde bulunan gürültülerden ve hatalardan dolayı navigasyon sistemlerinin güvenirliliği azalmaktadır. Bu sebeple jiroskop sensörü üzerinden sağlanan verilerin doğrudan kullanılması doğru değildir. Jiroskopların performansını olumsuz yönde etkileyen sapma, eksen kaçıklığı ya da orantısal (deterministik) hatalar yanında rastgele (stokastik) hataların tam olarak bilinememesi, jiroskop hizalamasının fırlatmadan sonra değişmesi bu sensörlerin kalibre edilmesi gerektirdiğini göstermektedir. Bu çalışmada, jiroskop algılayıcısı yıldız izleyici sensörü ile entegre bir yapıda iken parametrik hatalarının olasılıksal filtre yapısı kullanılarak belirlenmesi ve kalibre edilmesi amaçlanmıştır. Bu konuda daha önce yapılmış çalışmaların sayısı sınırlı olmakla birlikte, çalışmamızda yeni bir sistem ve ölçüm modeli ile Kalman tabanlı bir filtre yapısı yer almış olup sistemin (parametrik hata tahmini ve kalibrasyonu için) performansı ortaya konulmuştur.**

Anahtar Kelimeler — uzay aracı, jiroskop, yıldız takipçisi, kalman filtresi

***Abstract*— The gyroscope sensor, which is an important component of inertial navigation systems used in aviation, maritime and space systems, provides angular velocity information to identify motion around the axis. However, the reliability of the navigation systems decreases due to the noise and errors in the signals received from the gyroscope sensor. For this reason, it is not correct to directly use the data provided through the gyroscope sensor. The fact that (deterministic) errors such as bias, misalignment or scale factor as well as stochastic ones that the gyroscopes contain and adversely affect the gyroscope performance are not known exactly and that the gyroscope alignment changes after launch shows that these sensors need to be calibrated. In this study, it is aimed to determine and calibrate the parametric errors of an integrated system with gyroscope and star tracker sensors using probabilistic filter structure. Although the number of previous studies on this subject is limited, a new system and measurement model and a Kalman-based filter structure have been included in our study, and the performance of the system (for parametric error estimation and calibration) has been highlighted.**

Keywords — spacecraft, gyroscope, star tracker, kalman filtering

I. JİROSKOP (GYROSCOPE)

Jiroskop (dönü-ölçer), uçak ve gemilerde yön bulmak, uzay teleskoplarında yörünge kararlılığını sağlayabilmek gibi amaçlar için yaygın olarak kullanılan, bir sistemde sabit eksen etrafındaki hareketi tanımlamak amaçlı açısal hız ölçen sensor yapısıdır. Jiroskoplar, fiziksel yapıları gereği çeşitli hata kaynaklarına sahiptir. Bu hatalar deterministik ve stokastik hatalar olmak üzere iki ana grupta incelenir. Deterministik hatalar; temel olarak sabit kayma hatası, orantı katsayısı hatası, eksen kaçıklığı hatasıdır. [1]

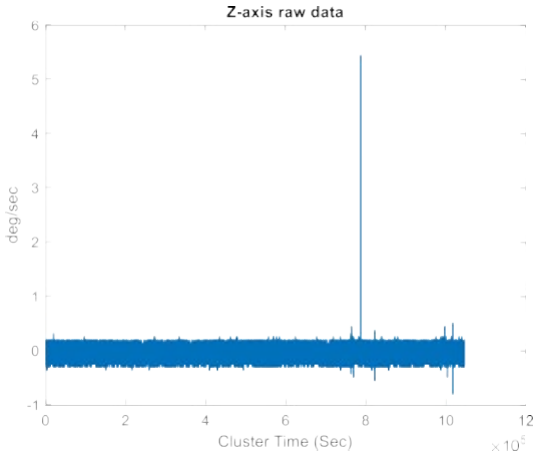
Sabit kayma hatası, sensöre herhangi bir dönü uygulanmadığı durumda ölçülen değerdir. Orantı katsayısı, sensörün çıkışındaki değişim ile girişindeki değişim arasındaki orandır. X, Y, Z eksenlerinde ayrı ayrı yerleştirilmiş jiroskop bileşenlerinin yanlış hizalanmasından kaynaklı olarak aralarında tam diklik olmaması durumunda bir eksenin diğer iki eksen etrafındaki dönüye karşı hassasiyeti eksen kaçıklığını oluşturur. [2]

Jiroskoplarda deterministik hataların dışında kesin olarak tahmin edilemeyen stokastik (rastgele) süreçleri içeren rhatalar da bulunmaktadır. Bu süreçler çıkışta gürültü ya da zaman içerisindeki yavaş parametre değişimleri olarak görülür. Bu hataların belirli bir andaki katkısı kesin olarak bilinemeyeceğinden jiroskop performansını olumsuz yönde etkiler. Bu hatalar ataletsel sensörlerin kullanımı esnasında ataletsel sensor verisinden çıkarılarak performans artırımı sağlanır. Rastlantısal süreçlerin analizinde Güç Spektral Yoğunluk (PSD) ve Allan varyans analizleri temel yöntemlerdir. [2]

A. *Allan Varyans Analizi*

Allan varyans yaklaşımı stokastik hata tanımlanmasında tercih edilen güçlü bir yöntemdir. Allan varyans, veride gürültüye neden olan gizli rastlantısal süreçlerin niteliklerini belirlemede kullanılır. Bu yaklaşımda, veri içerisindeki belirsizliğin özel karaktere sahip gürültü kaynaklarından üretildiği varsayılır, bu gürültü kaynaklarının tanımlanması amaçlanır. Her bir gürültü kaynağı kovaryans değeri veriden tahmin edilebilir.[3]

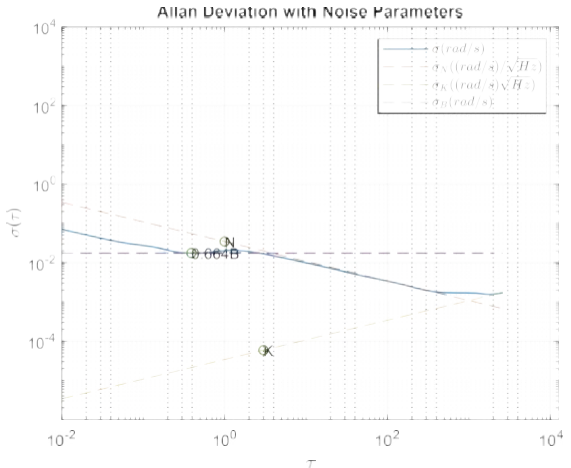
Bu çalışma kapsamında uydu üzerinde bulunan bir jiroskopun gürültü analizi için farklı özellikteki jiroskop algılayıcıları gerçek veriler toplanarak analiz edilmiştir. Bosch marka BNO055 sensörü kullanılarak toplanan jiroskop verisinin z eksenindeki değişimi Şekil 1'de verilmiş olup yapılan allan varyans analizinin ayrıntıları Tablo 1 ve Şekil 2'de sunulmuştur.



Şekil 1: Jiroskop z-ekseni verisi

TABLO I. JIROSKOP Z EKSENİ İSTATISTIKSEL HATA PARAMETRELERI

Gyroscope Z-axis Noise Parameters		
ARW(Angle Random Walk)	RRW(Rate Random Walk)	BI(Bias Instability)
0.0343 $deg/hr^{1/2}$	5.8940e-05 $deg/hr^{3/2}$	0.0264 deg/hr



Şekil 2: Allan Variance (AV) analizi

II. YİLDİZ TAKİPÇİSİ (STAR TRACKER)

Yıldız takipçisi ya da yıldız izleyici (Şekil 3), fotosel veya kamera kullanarak uzay aracının yıldızlara göre yönünü, tutumunu ya da konumlarını ölçen optik bir sensördür. Yıldız izleyiciler, bir sistemde konumu 1 ark saniyeden daha iyi bir doğrulukla belirleyebilirler. [4] Vektör bilgisini kullanan tüm uzay araçlarına ait sorunlardan biri tutum belirleme (attitude determination) sorunudur. Yıldız izleyiciler, bu sorunun çözümünde etkin algılayıcılardır. Genel olarak 0,5 ile 10 Hz arasında bir güncelleme hızına, yaklaşık 1-3 kg kütleye ve 10 W civarında güç gereksinimlerine sahiptirler. [1]



Şekil 3. Hydra Sodern Star Tracker [5]

Yıldız izleyici algılayıcısı, yıldızların görüntülerini alır/elde eder, uzay aracının referans çerçevesindeki görünür konumlarını ölçer. Yıldız konumlarının bir katalogdaki (star catalog) bilinen mutlak konumlarla karşılaştırılabilmesi için yıldızları tanımlar. Yıldız kataloğu, herhangi bir tür yıldız sensöründen elde edilen ölçüm verilerini kullanan konum belirleme sürecinin temel bir parçasıdır. İzlenmesi gereken yıldızların büyüklük aralığı daha sonra kataloğun gerekli boyutu kullanılarak tahmin edilebilir. Başka bir ifadeyle gözlemlenen yıldızların düzenini gökyüzündeki bilinen yıldız düzeniyle karşılaştırarak yıldızların yönelim bilgisini sağlar. Kameranın görüş alanının içinden tüm yıldızları bulmak için tüm katalog aranır. [6]

Yıldız izleyiciden sağlanan yönelim bilgisi çeşitli formlarda olabilirken dördey (quaternion) gösterim içerecek şekilde şöyle modellenebilir. [6]

$$\mathbf{q}_{\text{ölçülen}} = \mathbf{q} + \boldsymbol{\eta} \qquad (1)$$

Burada, $\mathbf{q}_{\text{ölçülen}}$ yıldız izleyicinin ölçülen kuaterniyonudur, $\mathbf{q}$ gerçek uydu-kuaterniyonu, $\boldsymbol{\eta}$ ise sıfır ortalamalı Gauss beyaz gürültüsüdür. [6]

Dış değişkenler sıklıkla yıldız izleyicisinin çözünürlüğünü etkiler. Yıldız izleyicinin çözünürlüğü piksel sayısına, görüş alanı boyutuna ve merkezlemenin doğruluğuna bağlıdır. Yıldız izleyicisinden yüksek çözünürlük elde etmek için görüş alanı boyutunu küçültülebilir, odak düzlemindeki piksel sayısını artırılabilir veya merkezlemeyi geliştirilebilir. [7]

Görüş alanında çok sayıda yıldıza sahip olmak için açıklığın büyük olması gerekmektedir. Görüş alanı sadece bir açı ile tanımlandığında dairesel olur ve merceğin merkezi ile görüş

alanının dış sınırı arasındaki açı, tüm görüş alanının yarısı olan bu açıyı tanımlar. Yıldızların görüş alanında görünmesi için kameranın işaret yönü seçilmelidir. Böylelikle yıldızlardan gerekli olan görüntüler yıldız kataloğu tanımlaması sayesinde elde edilmiş olur [8].

Bir yıldız görüntüsü birkaç pikseli kaplayacak şekilde optik biraz bulanıktır. Bu, kütle merkezi olarak hesaplanan bir yıldız görüntüsünün ağırlık merkezinin konumunun, bir pikselin küçük bir kesri kadar doğrulukla belirlenmesini sağlar. İlgi alanı için kütle merkezi hesaplanabilir. Her biri benzersiz parlaklıklarıyla ağırlıklandırılan piksellerin ortalama konumu, merkezi m_{KM} 'u tanımlamak için kullanılır [9].

$$m_{KM} = \frac{\sum_{i=1} J_i \, x_i}{\sum_{i=1}^{n} J_i} + 0.5 \qquad (2)$$

Burada i her pikselin indeksidir, n ilgi alanındaki toplam piksel sayısıdır, x_i piksel koordinatıdır ve J_i her pikseldeki yoğunluktur. Eklenen ofset değeri (0.5), koordinat sisteminin piksel koordinatlarından kartezyen x ve y değerlerine dönüştürülmesini sağlar. Koordinatlardaki fark, (0,0) başlangıç noktasından başlayan CCD dizilerinden kaynaklanır, ancak yıldız kamera yazılımı (1,1)'de indekslemeye başlar [10].

Çalışmamızda yıldız takipçisinden elde edilecek yönelim bilgisi, benzetim ortamında yapay veri olarak üretilmiş olup bir sonraki bölümde ayrıntıları sunulan genel tahmin algoritmasına verilmiştir.

III. KALMAN FİLTRESİ

Kalman filtresi modellenmiş bir sistemin bir önceki verilerine göre bir sonraki adımını tahmin eden filtre yapısıdır. Sensor yapıları kullanılarak elde edilen gözlem verilerine bağlı olarak tahminlerin yakınsaması ve gürültü filtreleme gerçekleştirilir.

[11]

Tutum tahmini, bir dizi ölçülen gözlemden bir sistemin mevcut tutum durumunu tahmin etme sürecini ifade eder. Durum tahmini problemi, dinamik bir model ve her ikisi de bilinen istatistiklerin rastgele gürültüsü ile bozulmuş ölçümler kullanarak gerçek sistem durumunun en iyi tahminini bulmayı içerir. Tahmin edilecek değişkenler genellikle, tutuma ek olarak tipik olarak diğer değişkenleri içeren bir durum vektöründe toplanır. Örneğin, yıldız izleyici ölçümleri, jiroskopik ölçümler kullanılarak yayılan bir modelle birleştirilebilir. Ölçümlerden konum/yönelim ve jiroskop hatalarını aynı anda tahmin etmek için tamamlayıcı bir filtre olarak Kalman kullanılır. Filtreleme, geçmiş gözlemlerin datasını da içerdiğinden, genellikle statik yöntemlerden daha doğru bir tutum tahmini sağlayabilir. [12]

Bu yüzden aynı zamanda veri birleştirme sağlayacak olan doğru filtreleme algoritmasını kullanmak kritik önem taşımaktadır.

A. *Matematiksel Temeller*

Kalman filtresi algoritması temel olarak tahmin ve doğrulama adımlarını taşır. Lineer olmayan durumlarda Extended Kalman filtresi tercih edilir. Extended Kalman filtresi farklı olarak lineerizasyon aşaması içerir (Tablo 2). Çalışmamızın bu ilk bölümünde standard Kalman yaklaşımı benimsenmiştir.

Kalman Tahmin Denklemleri:

$$\hat{x}_k = A\hat{x}_{k-1} + Bu_k \qquad (3)$$

$$P_k = AP_{k-1}A^T + Q \qquad (4)$$

Kalman Güncelleme Denklemleri

$$K_k = P_k H^T (HP_k H^T)^{-1} \qquad (5)$$

$$\hat{K}_k = \hat{x}_k + K_k(z_k - H\hat{x}_k) \qquad (6)$$

TABLO 2. EXTENDED KALMAN FİLTRESİ

Kazanç	$K = \frac{P^- H_K^T(\hat{X}_k^-)}{H_k(\hat{X}_k^-)P_K^- H_K^T(\hat{X}_k^-) + R_K}$
Update	$P_K^+ = [1 - K_K H_K(\hat{X}_k^-)]P_K^-$ $\hat{X}_k^+ = \hat{X}_k^- + K_K[y_K - h_K(\hat{X}_k^-)]$ $\hat{q}^* = \hat{q}_k^- + \frac{1}{2}\Xi(\hat{q}_k^-)\delta\hat{\theta}_k^+$ $\hat{q}_k^+ = \frac{q^*}{\|q^*\|}$
Tahmin	$\hat{\omega}(t) = [I_3 - \hat{S}(t)][\omega(t) - \hat{\beta}(t)]$ $\hat{q}(t) = \frac{1}{2}\Xi(\hat{q}(t))\hat{\omega}(t)$ $P(t) = F(t)P(t) + P(t)F^T(t) + G(t)Q(t)G^T(t)$

B. *Benzetim*

Uzay araçlarında kullanılan ataletsel olçum birimleri doğası gereği hatalar barındırmaktadır. Bu sebeple veri doğruluğunun hayati önem taşıdığı bu alanda ham veriyi doğrudan kullanmak olanaksızdır. Yaptığımız çalışmada bu araçların üzerinde kullanılan jiroskop ve yıldız takipçisinin Kalman filtresi kullanarak hata oranlarının minimize edilmesi ve veri güvenirliliğini arttırmak için sensor füzyonu yapılması amaçlanmıştır.

Kalman algoritmasında kullanılan (Q) gürültü kovaryans değerleri MATLAB ortamında deneysel olarak belirlenmiştir:

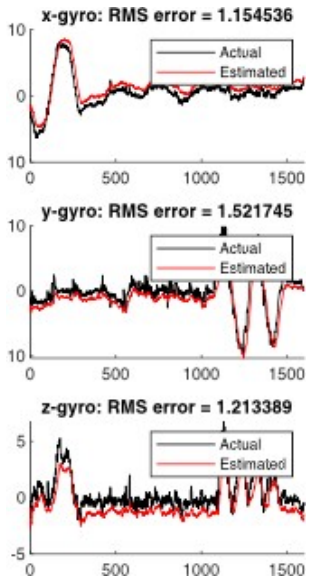
```
w1 = sqrt(Q) * randn(size(x));
x = x + w1;
w2 = sqrt(Q) * randn(size(y));
y = y + w2;
w3 = sqrt(Q) * randn(size(z));
z = z + w3;
w4 = sqrt(Q) * randn(size(roll));
roll = roll + w4;
w5 = sqrt(Q) * randn(size(pitch));
```

```
pitch = pitch + w5;
w6 = sqrt(Q) * randn(size(yaw));
yaw = yaw + w6;
```

Araştırmamızda kullanılan yöntemler içeren detay raporlama [6] ile verilmiş olup alınan ilk sonuçlarla ilgili ayrıntılar aynı referansta yer almaktadır. Bir sonraki bölümde bunlardan bazıları sunulmuştur.

C. *Bulgular/Çıktılar*

Aşağıdaki grafiklerde Matlab ortamında bazı sensor parametreleri için alınan sonuçlar ait x, y, z eksen grafikleri verilmiştir. [6]



Şekil 4. Jiroskop verisi tahminleri [6]

Şekil 4-5 ve Tablo 3, sonuçlarına göre Kalman filtresi kullanılarak yapılan tahminlerin (Algoritma-1) benzetim ortamındaki referansa göre (Algoritma-2) gerçek ölçümlere daha yakın olduğu görülmektedir. [6]

TABLO 3. Jiroskop Tahmin Performans/Ort. Hata Miktarları [6]

Jiroskop Ekseni	**Algoritma Tahmin Hata Ort.**	
	Algoritma -1	***Algoritma-2***
x-eksen	**1.5334**	2.2512
y-eksen	**1.1157**	2.1238
z-eksen	**1.3596**	2.0769

IV. SONUÇ

Atalet ölçüm sistemleri (IMU), jiroskoplar (açısal hız ölçer), ivmeölçer ve bazen manyetometre (sistemi çevreleyen manyetik alanın ölçer) algılayıcılardan oluşur [12]. Bu sensörler, insan makine ara yüzleri, robotik, platform stabilizasyonu, sanal ve artırılmış gerçeklik dahil olmak üzere çeşitli uygulamalar için iyi bir donanım çözümü sağlarlar. Çeşitli sensörler arasında veri birleştirme (sensör füzyonu), otomotiv uygulamaları veya navigasyon sistemi çözümleri için de önemlidir. [13] Diğer önemli bir kullanım alanı ise uzay araçlarıdır.

Uzay araçları üzerinde pek çok farklı ataletsel ölçü birimi kullanılabilir. Bunlardan en önemlileri ise jiroskoplardır. Jiroskoplar yönelim ve tutum adına önemli bilgiler vermesine rağmen bünyesinde hatalar bulundurmaktadır. Uzay araçlarındaki konum ve yönelim bilgileri hayati önem taşıdığı için jiroskoplardan gelen bilgilerin ham olarak kullanılması mümkün değildir. Bilgilerin uygun filtreleme araçları kullanılarak kalibre edilmesi gerekmektedir.

Yaptığımız bu çalışmada, jiroskop ve yıldız takipçisi içeren birleşik bir yönelim sisteminin hatalarını olasılık tabanlı algoritmalar kullanarak öngörme ve kalibre amaçlanmıştır. Çalışma süresince deneysel ortam kullanılmamıştır. Araştırmamız, önerilen Kalman filtresi tabanlı algoritmanın geliştirilerek Tusaş bünyesindeki havacılık ve uzay alanındaki incelemelerde jiroskop kalibrasyonları için kullanılabileceğini ortaya koymakla birlikte daha detaylı performans analizleri, sistem ve gözlem modellemeleri, (EKF-UKF-parçacık vs..) diğer filtreleme yaklaşımları ile deneysel çalışmalar Tübitak 2209B kapsamındaki çalışmalarımız içinde planlanmıştır.

V. BİLGİLENDİRME

*Bu proje, 2021 yılı 3. dönem TÜBİTAK 2209-B Sanayiye Yönelik Lisans Araştırma Projeleri Desteği Programı tarafından 16.05.2022 tarih, B.14.2.TBT.0.06.01.00-221-249457 sayılı karar ile ve 2021 yılı TUSAŞ Sanayi Odaklı Lisans Bitirme Projeleri LIFT-UP programı kapsamında desteklenmiştir.

KAYNAKLAR

[1] Markley F.L., Crassidis J.L., Fundamentals of Spacecraft Attitude Determination and Control, Space Technology Library 33, 10.1007/978-1-4939-0802-8-1,

[2] Günhan Y., Detection and Compensation of Inertial Measurement Unit Error, 2014, MS Thesis, Hacettepe University.

[3] Std095201997, (1998), Standard Specification Format Guide and Test Procedure for Single0Axis Interferometric Fiber Optic Gyros., IEEE

[4] Liebe C.C., (1995). Star trackers for attitude determination., IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine, 10(6), 10-16., https://doi.org/10.1109/62.387971

[5] https://www.satcatalog.com/component/hydra/

[6] Kara E.M., Kilsedar G.E., Karslı A., Hamdan Y.A.N., Durak A., Houran A.A., Dikilitaş M., Keleş F., Çoker E.G., Duymaz E.G., 2022, TOK, in press.

[7] Rawashdeh S., Lumpp J., Barrington-Brown J., Pastena M., (2012). A Stellar Gyroscope for Small Satellite Attitude Determination. Small Satellite Conference, Logan USA.

[8] Liebe C., Gromov K., Meller D. (2004). Toward a Stellar Gyroscope for Spacecraft Attitude Determination. Journal of Guidance Control and Dynamics- J Guıd Control Dynam. 27. 91-99. 10.2514/1.9289.

[9] Smith, Casey Grant, "Development and implementation of star tracker based attitude determination" (2017). Masters Theses. 7724.

[10] Liebe, C.C.: Accuracy performance of star trackers – a tutorial. IEEE Trans. Aero. Electron. Syst. 38(2), 587–599 (2002)

[11] A. M. Sabatini. Quaternion-based extended Kalman filter for determining orientation by inertial and magnetic sensing. IEEE Transactions on Biomedical Engineering, 53(7):1346-1356, 2006.

[12] Markley F.L., Crassidis J. L., 2014, Fundamentals of Spacecraft Attitude Determination And Control, Volume 33, p.125-133., ISBN:978-1-4939-0801-1.

[13] M. Jadaliha, A. M. Shahri, and M. Mobed, "A new pedestriannavigation system based on a low-cost IMU," in Proceedingsof the 5th International Conference on Ubiquitous Robots andAmbient Intelligence (URAI '08), 2008

Uzay Aracı Cayro Kalibrasyonu

Spacecraft Gyro Calibration

Öğrenci-1
Özgür Akça
Orta Doğu Teknik Üniversitesi
Havacılık ve Uzay Mühendisliği Bölümü
Ankara,Türkiye
ozgur.akca@metu.edu.tr

Öğrenci-2
Kaan Ege Tırman
Orta Doğu Teknik Üniversitesi
Havacılık ve Uzay Mühendisliği Bölümü
Ankara,Türkiye
keetirman@gmail.com

Akademik Danışman
Dr. Öğr. Üyesi Halil Ersin Söken
Orta Doğu Teknik Üniversitesi
Havacılık ve Uzay Mühendisliği Bölümü
Ankara,Türkiye
esoken@metu.edu.tr

Sanayi Danışmanı
Kağan Ataalp
Türk Havacılık Uzay Sanayii
Ankara, Türkiye
kataalp@tai.com.tr

***Özetçe*— Bu çalışmada, uzay sistemlerinde yer alan cayroskop ölçümlerindeki deterministik hataların kestirilmesi maksadıyla, "Multiplicative Extended Kalman Filter (MEKF)" temelli bir algoritma geliştirilmiştir. Geliştirilen Kalman filtresinde matematiksel model olarak açısal dinamik ve kinematik denklemler kullanılırken yardımcı sensör ölçümü olarak yıldız izler ölçümleri kullanılmıştır. Ayrıca, filtreye temel oluşturması ve algoritma performansını değerlendirebilmek amacıyla yıldız izler ve cayroskop ölçümleri modellenmiştir. Geliştirime süreci tamamlandığında filtre koşturulmuş, hata kestirimlerine göre cayroskop ölçümleri düzeltilmiş, gerçek değerlerle karşılaştırılmış ve kestirim algoritmasının oldukça isabetli çalıştığı gözlenmiştir.**

Anahtar Kelimeler — Uzay Aracı, Hata Kestirimi, Yönelim Belirleme, Kalman Filtresi, Multiplicative Extended Kalman Filter, TUSAŞ, IEEE

Abstract—*In this project, a MEKF based algorithm for estimating the deterministic errors in the gyroscope measurements in space systems. Developed filter uses kinematic and dynamic equations as mathematical model.Furthermore, as aiding sensor, star tracker is used. Moreover, to run the filter and evaluate its performance, star tracker and gyroscope measurements modeled. After development phase is done, filter is run, gyro measurement errors are compensated and newly obtained measurement set is compared with actual values and initial measurement set. In the end, it was seen that estimation algorithm works quite accurate.*

Keywords —Spacecraft, Error Estimation, Attitude Determination, Kalman Filter, Multiplicative Extended Kalman Filter, TAI, IEEE

I. GİRİŞ

Neredeyse her uzay aracında belli bir doğrultuda bulunması gereken ekipmanlar mevcuttur. İster derin uzayı gözlemleyen bir uzay teleskopu olsun, ister bir iletişim uydusu, faydalı yükün duruşu, dolaylı olarak aracın duruşu, görevin başarısını doğrudan etkilemektedir. Bu sebeple uzay görevleri için yönelim kontrolü hayati önem taşımaktadır. Yönelimi kontrol etmek ve gerekli manevraları belirlemek için anlık duruş bilgisi olabildiğince kesin olarak bilinmelidir. Bu durumda, problem bir navigasyon problemi haline gelmektedir. Bir uzay aracının duruşu kesin olarak gözlemlenemeyeceğinden, üzerindeki sensörlerden alınan ölçümlere dayanan bir yönelim kestirimi yapılıp yönelim kontrolü bu kestirime dayalı olarak gerçekleştirilir. Sensörlerin doğasından ve üretim sürecinde ortaya çıkabilecek problemlerden ötürü, ölçümler çoğunlukla gerçek değerlerle örtüşmez. Ölçümlerdeki hatalardan dolayı da, kestirilen yönelimin kesinliği düşer. Bu çalışmada kestirim kalitesi ve kesinliğini arttırabilmek amacıyla belli cayroskop hatalarını kestirebilen bir algoritma geliştirilmiştir Araç üzerindeki sensör setleri değişse de, aracın açısal hızını ölçen bir cayroskop neredeyse her zaman mevcuttur. Bu çalışma için de cayroskoptan gelen açısal hız ölçümleri ve yıldız izlerden gelen duruş verisi "Multiplicative Extended Kalman Filter" aracılığıyla birleştirilmiş ve cayroskop hatalarını kestirebilen bir algoritma geliştirilmiştir.

II. YÖNTEM

A. Modelleme

Bu kısımda, kestirim filtresine girdi olarak verilecek sensör ölçümlerine temel oluşturacak uydu hareketi modellenmiştir. Sensör ölçümlerinin oluşturulabilmesi için uydunun belirli başlangıç koşullarında gerçekleştireceği açısal hareket simule edilmelidir.

1) *Açısal Hız Modellemesi:* Açısal hareket modellemesinin ilk adımı uydunun beden eksen takımı etrafındaki açısal hızlarının bulunmasıdır. Açısal hız Euler'in Dönüş Denklemi Crassidis'in kitabında [1] bulunabilir:

$$\dot{\boldsymbol{\omega}}_{\boldsymbol{B}}^{\boldsymbol{BI}} = (J_B^c)^{-1}[\boldsymbol{L}_{\boldsymbol{B}}^{\boldsymbol{c}} - \boldsymbol{\omega}_{\boldsymbol{B}}^{\boldsymbol{BI}} \times (J_B^c \boldsymbol{\omega}_{\boldsymbol{B}}^{\boldsymbol{BI}})] \quad (1)$$

Yukarıdaki denklemde görülen $\mathbf{L}_B^c$ sistem üzerine etkiyen dış tork vektörü,$\boldsymbol{\omega}$ açısal hız vektörü,J_B^c ise uzay aracının atalet tensörüdür. Crassidis'e göre [1], bir uydunun atalet tensörü aşağıda belirtildiği gibi alınabilir:

$$J_B^c = \begin{bmatrix} 2.0 & 1.2 & 0.9 \\ 1.2 & 17 & 1.4 \\ 0.9 & 1.4 & 15 \end{bmatrix} \quad (2)$$

Denklem (1) açısal hız için sürekli bir model sağlamaktadır. Bu uygulamada, sensörlerin örnekleme oranları belirli olduğu için sürekli model yerine aşağıda gösterilen ayrık model kullanılmıştır:

$$\dot{\boldsymbol{\omega}}_{B_k}^{BI} = (J_B^c)^{-1}[\boldsymbol{L}_{B_k}^{\boldsymbol{c}} - \boldsymbol{\omega}_{B_k}^{BI} \times (\boldsymbol{J}_B^{\boldsymbol{c}}\boldsymbol{\omega}_{B_k}^{BI})] \quad (3)$$

Yukarıdaki denklemde k alt indisi, adım numarasını belirtmektedir. Atalet tensörü zamandan bağımsız olduğu için herhangi bir ek alt indise sahip değildir.

Açısal hız vektörünün k'ıncı adımdaki türevi elde edildikten sonra Euler integrasyonu kullanılarak $k+1$'inci adımdaki açısal hız değeri hesaplanabilir:

$$\boldsymbol{\omega}_{B_{k+1}}^{BI} = \boldsymbol{\omega}_{B_{k+1}}^{BI} + \dot{\boldsymbol{\omega}}_{B_k}^{BI}\boldsymbol{\Delta t} \quad (4)$$

2) *Duruş Modellemesi:* Bu çalışmada yönelim temsili için kuaterniyonlar kullanılmıştır. Duruş verisini farklı adımlarda elde etmek için Crassidis'in kitabındaki [1] Kuaterniyon Kinematik Denklemi kullanılmıştır:

$$\boldsymbol{q_{k+1}} = \left(\boldsymbol{cos}\frac{\boldsymbol{\Delta\omega_k}}{\boldsymbol{2}} \times \boldsymbol{I_4} + \boldsymbol{sin}\frac{\boldsymbol{\Delta\omega_k}}{\boldsymbol{2}} \times \begin{bmatrix} -\boldsymbol{\Omega}_{\boldsymbol{e_k}} & \boldsymbol{e_k} \\ -\boldsymbol{e}_{\boldsymbol{k}}^{\boldsymbol{T}} & \boldsymbol{0} \end{bmatrix}\right) \boldsymbol{q_k} \quad (5)$$

Ara elemanlar olan $\boldsymbol{\Delta\omega}$ ve $\mathbf{e}$ aşağıda görüldüğü gibi ifade edilebilir:

$$\boldsymbol{\Delta\omega}_k = |\boldsymbol{\Delta\omega}_k| \times \boldsymbol{\Delta t}$$
$$\mathbf{e} = \frac{\boldsymbol{\Delta\omega}_k}{|\boldsymbol{\Delta\omega}_k|}$$

Buna ilaveten, kuaterniyonların doğasından ötürü, her kuaterniyonun Öklid normu 1 olmak zorundadır. Denklem (5) ile elde edilen kuaterniyonun normu kendiliğinden 1 olduğu için, ek bir normalizasyon işlemi yapılmamıştır.

B. Ölçüm Modellemesi

Bu bölümde, gerçek hareket verilerine sapma, veri gürültüsü, ölçek katsayısı gibi hatalar eklenerek sensör ölçümleri elde edilmiştir.

1) *Cayro Modellemesi:* Cayro ölçümlerini modellemek için, Modelleme kısmında elde edilmiş açısal hız verileri kullanılmıştır. Gerçek değerlere hataları eklemek için Crassidis'in kitabından alınan [1] aşağıdaki denklem kullanılmıştır:

$$\boldsymbol{\omega}(\boldsymbol{t}) = (\boldsymbol{1} + \boldsymbol{S}^{\boldsymbol{true}})\boldsymbol{\omega}^{\boldsymbol{true}}(\boldsymbol{t}) + \boldsymbol{\beta}^{\boldsymbol{true}}(\boldsymbol{t}) + \boldsymbol{\eta}(\boldsymbol{t}) \quad (6)$$

Modelleme kısmında da bahsedildiği gibi, sürekli denklemler yerine ayrık denklemler bu çalışmaya uygundur. Bu sebeple denklem (6) yerine ayrıştırılmış versiyonu kullanılmıştır. Ayrıca sapma hatası da zamanda ilerletilmiştir:

$$\boldsymbol{\omega_{k+1}} = (I + S^{true})\boldsymbol{\omega}_{\boldsymbol{k+1}}^{\boldsymbol{true}} + \frac{1}{2}(\boldsymbol{\beta}_{\boldsymbol{k+1}}^{\boldsymbol{true}} + \boldsymbol{\beta}_{\boldsymbol{k}}^{\boldsymbol{true}}) + \left(\frac{\sigma_v^2}{\Delta t} + \frac{1}{12}\sigma_u^2\Delta t\right)^{1/2} N_{v_k} \quad (7)$$
$$\boldsymbol{\beta}_{\boldsymbol{k+1}}^{\boldsymbol{true}} = \boldsymbol{\beta}_{\boldsymbol{k}}^{\boldsymbol{true}} + \sigma_u \Delta_t^{1/2} N_{u_k}$$

Yukarıdaki denklemlerde β sapma hatasını, N_v ve N_u sıfır ortalamalı Gauss beyaz gürültüsünü, I birim matrisi ve S ölçek katsayılarını içeren matrisi temsil etmektedir.

2) *Yıldız İzler Modellemesi:* Yıldız izler ölçümleri modellenirken, sensör hatası kuaterniyon olarak modellenmiştir:

$$\delta q = \left[\frac{\sigma_1}{2} N_q \quad \frac{\sigma_2}{2} N_q \quad \frac{\sigma_3}{2} N_q \quad 1\right]^T \quad (8)$$

σ_1,σ_2 ve σ_3 yıldız izlerin kendi eksen takımı üzerindeki hata standart sapmalarını temsil etmektedir.

Hata kuaterniyonu elde edildikten sonra, gerçek yönelime eklemek için kuaterniyon çapraz çarpımı kullanılmıştır. Daha sonra elde edilen ölçüm normalize edilmiştir:

$$q_{str} = \frac{\delta q \otimes q_{gerçek}}{||\delta q \otimes q_{gerçek}||} \quad (9)$$

C. MEKF Algoritma Tasarımı

Doğrusal sistemlerde, standart Kalman filtresi en ideal kestirimi sunmaktadır. Fakat bu çalışmada, hem doğusal olmayan bir ölçüm modeli, hem de doğrusal olmayan bir matematiksel model kullanılmaktadır. Standart bir Kalman filtresi en iyi sonucu vermeyecektir. Bu sebeple, standart filtre yerine genişletilmiş Kalman filtresi kullanılmıştır. Ayrıca, yönelim gösteriminin kuaterniyonlar olması ve ölçümlerin doğrudan kuaterniyon olarak gelmesi, "artık" (residual) hesabının kuaterniyon işlemleriyle hesaplanabilmesine olanak sağlamaktadır. Artık hesabının bahsi geçen yöntemle yapıldığı filtrelere "Multiplicative Extended Kalman Filter" (MEKF) adı verilmektedir ve bu çalışmada, Giriş kısmında da belirtildiği üzere, kestirim algoritması olarak MEKF kullanılmıştır.

Geliştirilen algoritma için temel olarak Auman'ın Geometric

Attitude Estimation [2] çalışması kullanılsa da, o çalışmadaki algoritma bu problemle direkt uyuşmamaktadır. Bu sebeple, Crassidis [1] tarafından sunulmuş algoritma da değerlendirilmiş, iki algoritma birleştirilmiştir. Birleştirme sonucunda elde edilen algoritma temel seviyede bekleneni verse de üzerinde belirli iyileştirmeler yapılmış ve algoritmanın son hali elde edilmiştir.

Aşağıda elde edilen algoritma görülebilir:

1) *Başlangıç Koşulları:*

$$\hat{\boldsymbol{q}}(t_0) = \boldsymbol{q_0}, \hat{\boldsymbol{\beta}}(t_0) = \boldsymbol{\beta_0}, \hat{\boldsymbol{S}}(t_0) = \boldsymbol{S}_0 \quad (10)$$

$$\hat{\boldsymbol{k}}_U(t_0) = \boldsymbol{k}_{U_0}, \hat{\boldsymbol{k}}_L(t_0) = \boldsymbol{k}_{L_0}, P(t_0) = P_0 \quad (11)$$

2) *Kazanç Katsayısı:* Kalman kazanç katsayısını hesaplamak için aşağıdaki ilişki kullanılmıştır:

$$K_k = P_k^- H_k^T(\hat{\boldsymbol{x}}_k^-)[H_k(\hat{\boldsymbol{x}}_k^-)P_k^- H_k^T(\hat{\boldsymbol{x}}_k^-) + R_k]^{-1} \quad (12)$$

Denklem (12) sonucunda elde edilen Kalman kazanç katsayısını hesaplamak için H ve R_k matrislerine ihtiyaç vardır. H matrisi gözlemlenebilirlik matrisidir ve ölçümleri durumlarla ilişkilendirir. R_k matrisi ise ölçüm gürültüsü kovaryans matrisi olarak adlandırılır. H matrisi aşağıdaki şekilde bulunabilir:

$$H = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & \dots & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & \dots & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & \dots & 0 \end{bmatrix} \quad (13)$$

R matrisini hesaplamak için sensör gürültüsü standart sapması kullanılmaktadır.Başlangıçta, R matrisi aşağıda görülen şekilde kullanımıştır:

$$R_k = \begin{bmatrix} \sigma_1^2 & 0 & 0 \\ 0 & \sigma_2^2 & 0 \\ 0 & 0 & \sigma_3^2 \end{bmatrix} \quad (14)$$

3) *Ölçüm Güncellemesi:* Kalman kazancı hesaplandıktan sonra kovaryans matris tahmini güncellenir. Gerçek ölçümler ve kestirilmiş ölçümler arasındaki fark (artık), kuaterniyon çapraz çarpımı ile hesaplanır. Durum vektörü de bu artığa göre güncellenir. Bahsi geçen süreç aşağıda görülebilir:

$$P_k^+ = [I - K_k H_k(\hat{\mathbf{x}}_k^-)]P_k^-$$

$$\Delta \boldsymbol{q} = \tilde{\boldsymbol{q}} \otimes \hat{\boldsymbol{q}}$$

$$E = \begin{bmatrix} 2\dfrac{\Delta q_1}{\Delta q_4} \\ 2\dfrac{\Delta q_2}{\Delta q_4} \\ 2\dfrac{\Delta q_3}{\Delta q_4} \end{bmatrix}$$

$$\hat{\boldsymbol{x}}_k^+ = \hat{\boldsymbol{x}}_k^- + K_k E \quad (15)$$

$$\hat{\boldsymbol{q}}^* = \hat{\boldsymbol{q}}_k^- + \frac{1}{2}\Xi(\hat{\boldsymbol{q}}_k^-)\delta\boldsymbol{\vartheta}_k^+$$

$$\hat{\boldsymbol{q}}_k^+ = \frac{\hat{\boldsymbol{q}}^*}{||\hat{\boldsymbol{q}}^*||}$$

4) *Tahmin:* Kuaterniyon ve kovaryans matris ötelemesi için kullanılan matematiksel model aşağıda görülebilir. Ayrıca, hatadan arındırılmış açısal hız ölçümü de aşağıdaki gibi hesaplanabilir:

$$\hat{\boldsymbol{\omega}} = [I - \hat{S}][\tilde{\boldsymbol{\omega}} - \hat{\boldsymbol{\beta}}]$$

$$\boldsymbol{q}_{k+1}^- = \left(\boldsymbol{cos}\frac{\boldsymbol{\Delta\omega_k}}{\boldsymbol{2}} \times \boldsymbol{I_4} + \boldsymbol{sin}\frac{\boldsymbol{\Delta\omega_k}}{\boldsymbol{2}} \times \begin{bmatrix} -\boldsymbol{\Omega}_{\boldsymbol{e_k}} & \boldsymbol{e_k} \\ -\boldsymbol{e}_{\boldsymbol{k}}^{\boldsymbol{T}} & \boldsymbol{0} \end{bmatrix}\right) \boldsymbol{q}_{\boldsymbol{k}}^+ \quad (16)$$

$$P_{k+1}^- = \phi\, P_k^+\, \phi^T + G_k Q_k G_k^T$$

Yukarıda bulunan ara elemanlar $\Delta\hat{\boldsymbol{\omega}}_k^+$, $\mathbf{e}$ ve Φ aşağıdaki şekilde bulunabilir:

$$\begin{aligned} \Delta\hat{\boldsymbol{\omega}}_k^+ &= |\Delta\hat{\boldsymbol{\omega}}_k^+| \times \Delta t \\ \boldsymbol{e} &= \frac{\Delta\hat{\boldsymbol{\omega}}_k^+}{|\Delta\hat{\boldsymbol{\omega}}_k^+|} \\ \Phi &= I_{15} + F(t) \\ F(t) &= \begin{bmatrix} -\Omega_{\hat{\boldsymbol{\omega}}(t)} & -(I_3 - \hat{S}) & -diag(\boldsymbol{\omega} - \hat{\boldsymbol{\beta}}) & -\hat{U} & -\hat{L} \\ 0_{3\times3} & 0_{3\times3} & 0_{3\times3} & 0_{3\times3} & 0_{3\times3} \\ 0_{3\times3} & 0_{3\times3} & 0_{3\times3} & 0_{3\times3} & 0_{3\times3} \\ 0_{3\times3} & 0_{3\times3} & 0_{3\times3} & 0_{3\times3} & 0_{3\times3} \\ 0_{3\times3} & 0_{3\times3} & 0_{3\times3} & 0_{3\times3} & 0_{3\times3} \end{bmatrix} \\ \hat{U} &= \begin{bmatrix} \boldsymbol{\omega}_2 - \hat{\beta}_2 & \boldsymbol{\omega}_3 - \hat{\beta}_3 & 0 \\ 0 & 0 & \boldsymbol{\omega}_3 - \hat{\beta}_3 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \\ \hat{L} &= \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ \boldsymbol{\omega}_1 - \hat{\beta}_1 & 0 & 0 \\ 0 & \boldsymbol{\omega}_1 - \hat{\beta}_1 & \boldsymbol{\omega}_2 - \hat{\beta}_2 \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (17)$$

Ayrıca, G_k ve Q_k matrisleri :

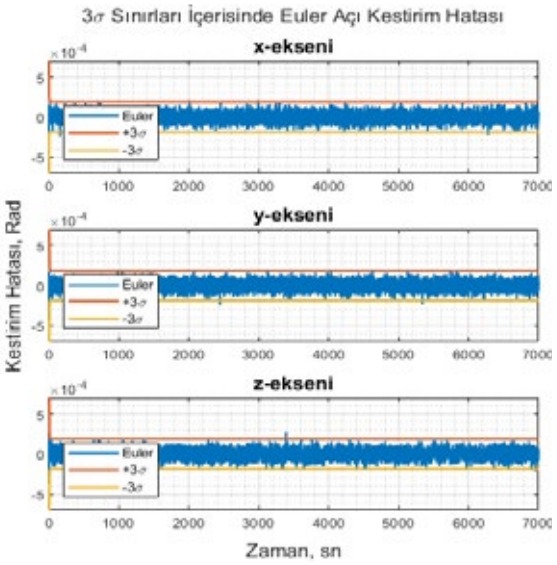
$$G_k(t) = \begin{bmatrix} -(I_3 - \hat{S}) & 0_{3\times3} & 0_{3\times3} & 0_{3\times3} & 0_{3\times3} \\ 0_{3\times3} & I_3 & 0_{3\times3} & 0_{3\times3} & 0_{3\times3} \\ 0_{3\times3} & 0_{3\times3} & I_3 & 0_{3\times3} & 0_{3\times3} \\ 0_{3\times3} & 0_{3\times3} & 0_{3\times3} & I_3 & 0_{3\times3} \\ 0_{3\times3} & 0_{3\times3} & 0_{3\times3} & 0_{3\times3} & I_3 \end{bmatrix} \quad (18)$$

$$Q_k = blkdiag([\sigma_v^2\ I_3, \sigma_u^2\ I_3, \sigma_s^2\ I_3, \sigma_U^2\ I_3, \sigma_L^2\ I_3])$$

III. UYGULAMALAR VE DEĞERLENDİRME

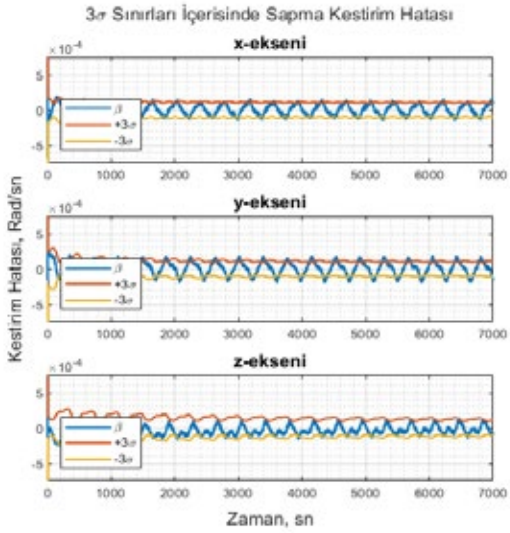
A. *Filtre Kestirimleri*

7000 saniye sürecinde elde edilen filtre kestirimlerindeki hata miktarları ve 3σ sınırları aşağıdaki figürlerde görülebilir:



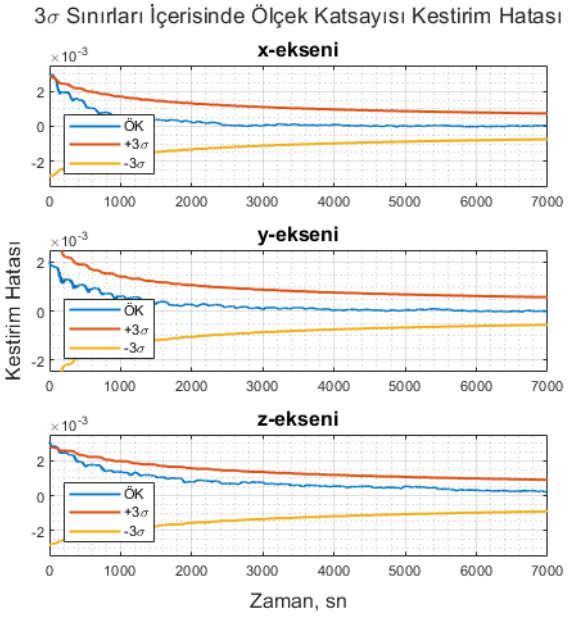
Figür 1: Euler Açıları için Kestirim Hataları

Yukarıdaki şekilden görüleceği üzere Euler açıları kestirimi 3σ sınırları içerisindedir ve sınırlandırılmıştır. Kestirimdeki hatanın bu sınırlar içerisinde kalması algoritmanın açı kestiriminde ideal bir biçimde çalıştığını göstermektedir.Hata miktarı -1.5×10^{-4}rad $(-0.0086°)$ ve 1.5×10^{-4}rad $(0.0086°)$ arasında değişim göstermektedir.



Figür 2:Sapma için Kestirim Hatası

Sapma miktarı kestiriminde ise birkaç problemle karşılaşılmıştır. Karşılaşılan problemler raporun ilerleyen kısımlarında detaylandırılmıştır. Şekil 2'e bakacak olursak, sapma kestirim hatasının neredeyse 3σ sınırları içerisinde kaldığı gözlemlenmektedir. Ayrıca sapma kestirimindeki hata miktarının sınırlanmış olduğu gözlemlenmektedir. Kestirimdeki hata miktarı -1.5×10^{-4}rad/sn $(-0.0086\ °/sn)$ ve 1.5×10^{-4}rad/sn $(0.0086\ °/sn)$ arasında değişim göstermektedir.

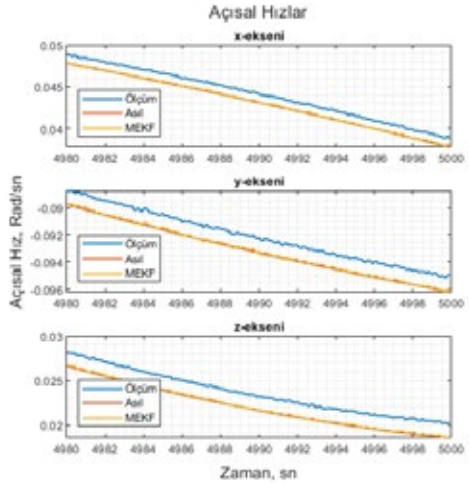


Figür 3: Ölçek Katsayısı için Kestirim Hataları

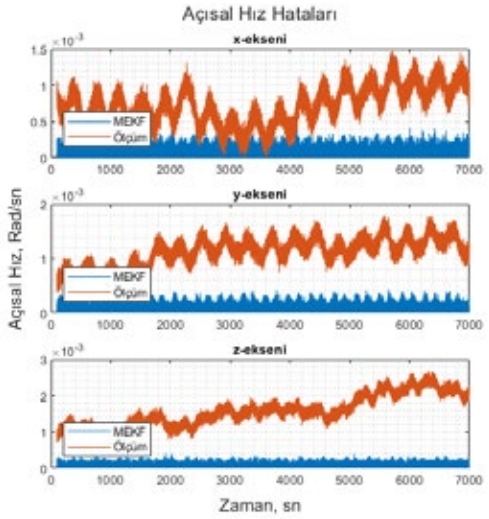
Yukarıdaki şekilden anlaşılacağı üzere ölçek katsayısı kestiriminin hata miktarı zaman geçtikçe azalmaktadır. 7000 sn'nin sonunda hata miktarımız $[0.0606, -0.0185, 0.2050] \times 10^{-3}$ olarak gözlemlenmektedir. Elde edilen sonuçlar yaklaşık 2 saat süren bir kalibrasyon için ideal durumdadır. Daha önce de bahsedildiği gibi sapma ve ölçek katsayısı kestirimini aynı anda gerçekleştirirken bir takım sıkıntılar ile karşılaşılmıştır. Filtrenin ilk denemelerinde simülasyon süresi yaklaşık 1000 saniye olarak alınmış ve ölçek katsayısı kestiriminin beklenen sonucu vermediği gözlenmiştir. Bu durum 3. şekilde de gözlemlenebilmektedir. 1000. saniyeye bakıldığında ölçek katsayısı kestirim hatasının asıl kestirimin neredeyse yarısına eşit olduğu görülmektedir. Bu durumu gidermek amacıyla simülasyon süresi arttırılmıştır. Bundan sonra ise algoritmanın sapma ve ölçek katsayısını birbirine karıştırmaması amacı ile ölçek katsayısı iki katına çıkarılmıştır. Bunun sebebi ise ölçek katsayısının etkisini daha da arttırmaktır. Tüm bunlara ek olarak ise filtrenin daha iyi çalışabilmesi için kovaryans matrislerinde bir takım ayarlamalar yapılmıştır. Bu neticede yukarıdaki sonuçlar elde edilmiştir.

B. *Hatadan Arındırılmış Açısal Hız Ölçümleri*

Kestirim sonucunda elde edilen hatalar, ölçümlerden çıkarılmış, ve yeni açısal hız ölçümleri elde edilmiştir. Açısal hız ölçümlerini doğrudan göstermek yerine, algoritmanın



Figür 4: Hatadan Arındırılmış Açısal Hız Ölçümler, Cayro Ölçümleri ve Gerçek Açısal Hız Değerleri



Figür 5: Kestirim Algoritmasasıyla İyileştirilimiş Açısal Hız Ölçümlerindeki Hatalar ve Cayro Ölçümlerideki Hatalar

başarısının daha iyi anlaşılması için aşağıda 4980 ve 5000 sn aralığında modellenmiş cayro ölçümleri, hatadan arındırılmış cayro ölçümleri ve asıl değerler beraber çizdirilmiştir:

Şekil 4'den ve şekil 5'den görüleceği üzere algoritma sapma ve ölçek katsayısı hatalarını yüzde yüz kesinlike olmasa da başarıyla kestirebilmektedir. Fakat gürültü sonucunda oluşan stokastik hata hala algoritma çıktısında görülmektedir. Algoritmanın amacının deterministik hataları kestirmek olduğu göz önüne alınırsa bu beklenen bir durumdur.

IV. SONUÇLAR

Bu projede, bir uyduda kullanılan cayroskobun deterministik hatalarını kestiren "Multiplicative Extended Kalman Filter" tabanlı bir algoritma geliştirilmiştir. Kalman filtresi için cayroskop ölçümleri matematik modelin bir parçası olarak ve yıldız izler ise yardımcı sensör olarak kullanılmıştır. Algoritma tasarlanmadan önce cayro ve yıldız izler ölçümleri filtreyi çalıştırmak ve filtre performansını değerlendirmek amacıyla modellenmiştir. Daha sonra ise MEKF algoritması geliştirilmiş ve daha fazla durumu kestirebilmesi için adım adım güncellenmiştir. Başlangıçta sadece uydunun duruşunu kuaterniyon formatında kestirirken, sapma ve ölçek katsayısı kestirimleri de eklenmiştir. Kestirim algoritması tam anlamıyla geliştirildikten sonra farklı başlangıç değerleri için çalıştırılmıştır. Bunun sonucunda algoritmanın cayro hatalarını epeyce iyi kesitridiği ve açısal hız verisinin doğruluk miktarını büyük ölçüde arttırdığı gözlemlenmiştir. Ayrıca filtreyi ayarlarken sapma ve ölçek katsayısı kestirimlerinin arasında bir seçim yapmak durumunda kalınmıştır. Filtre sadece sapma miktarını ve duruşu kestirirken daha iyi kestirim sonuçları vermektedir. Fakat ölçek katsayısı kestirimi de eklendikten sonra sapma miktarındaki kestirimin doğruluğu azalmıştır. Bu durumun sebebi filtrenin cayro ölçümündeki sapma miktarını ve ölçeke katsayısını kısa aralıklarda birbirine karıştırması olabilir. Gürültü kovaryans matrisi değiştirildikten, ölçek katsayısı arttırıldıktan ve filtrenin çalıştırıldığı zaman aralığı arttırıldıktan sonra sapma ve ölçek katsayısı kestiriminde kabul edilebilir hata miktarlarına ulaşılmıştır. Sonuç olarak filtrenin şu anki durumunda kestirim hataları yeterince iyi durumdadır. Kullanıcı tarafından bakılırsa, bu çalışma sonucunda elde edilen filtre, cayro-yıldız izler sensör takımı taşıyan bir uzay aracının cayro kalibrasyon sürecinde doğrudan kullanılabilir. Ayrıca kestirilebilecek durum sayısı arttırılarak daha kapsamlı bir hale getirilebilir. Geliştirici tarafından bakılırsa, bu filtreyi geliştirmek, navigasyon çözümleri, sensörlerde hata kaynakları, hataların nasıl kestirilebileceği ve telafi edilebileceği hakkında derin bir anlayış kazanabilmemize imkan verdi. Gelecek çalışmalar için, bahsedildiği üzere, kestirilen durumlara hizalama hataları eklenebilir. Buna ek olarak filtre için daha iyi bir ayarlama her zaman imkanlar dahilindedir.

KAYNAKLAR

[1] Markley, F. L., and Crassidis, J. L., *Fundamentals of spacecraft attitude determination and control*, Vol. 1286, Springer, 2014.

[2] Auman, A. J., *Geometric attitude estimation & orbit modelling,* University of Surrey (United Kingdom), 2015.

LEO Uydu Haberleşmesi için X-Band Boğum Halka Anten Tasarımı & Sektörel Patern Sentezi

X-Band Choke Ring Antenna Design & Sectoral Pattern Syntesis for LEO Satellite Communication

Öğrenci – 1
Ahmet Caner Gül
Yıldız Teknik Üniversitesi
Elektronik ve Haberleşme Mühendisliği
İstanbul, Türkiye
ahcanergul@gmail.com

Öğrenci – 2
Burak Özcan
Kocaeli Üniversitesi
Elektronik ve Haberleşme Mühendisliği
Kocaeli, Türkiye
burak.ozcan63@yahoo.com

Akademik Danışman
Doç. Dr. Hamid Torpi
Yıldız Teknik Üniversitesi
Elektronik ve Haberleşme Mühendisliği
İstanbul, Türkiye
hamidtorpi@gmail.com

Sanayi Danışmanı
Uğur Alkaşı
Türk Havacılık Uzay Sanayii
Ankara, Türkiye
ugur.alkasi@tai.com.tr

***Özetçe*—Bu çalışmada alçak dünya yörüngesinde kullanılabilecek isoflux paterne sahip X-band boğum halka anten tasarımı yapılmıştır. Tasarlana anten isoflux paterne sahip olması sebebiyle dünya yüzeyi üzerinde geniş kapsama alanına sahiptir. Antenin besleme kısmı coaxial hatta uygun şekilde tasarlanmış ve sistemin son hali literatürdeki kriterlere benzer hale getirilmiştir.**

Anahtar Kelimeler — Isoflux patern, choke ring anten, x-band,

***Abstract*— In this paper, a X-band choke ring antenna with isoflux pattern that can be used in low earth orbital is designed. The designed antenna has wide covarage over earth surface, because of it has isoflux pattern. Anten feed section is designed to be suitable to coax line and final system of design made it similar to criteria in literature.**

Keywords — Isoflux pattern, choke ring antenna, x-band,

I. GİRİŞ

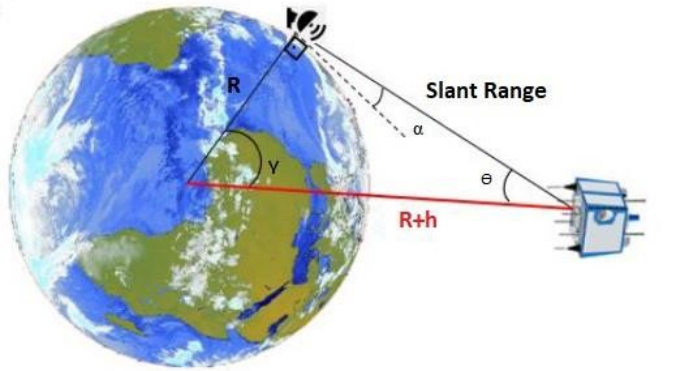
Çeşitli uzay uygulamalarında, LEO (Low Earth Orbital - Alçak Dünya Yörüngesi) gibi farklı yörüngelerdeki uydulardan yararlanılmaktadır. Bu uydulardaki görev yüklerinin telemetri aktarımının kesintisiz sağlanabilmesi oldukça önemlidir. Bu yörüngedeki uyduların sabit olmaması ve hızlı hareket etmeleri sebebiyle, uydunun kapsama alanının geniş ve olabildiğince homojen olması istenen bir özelliktir. Yörüngedeki uydunun, yer üzerindeki kapsama alanı boyunca link bağlantısı uzunluğu, dünyanın şekli sebebiyle, kapsama alanı kenarına doğru (EOC- Edge Of Covarage) artacağından buna uygun, uzaklıkla orantılı güce sahip bağlantı sağlanmalıdır. Bu doğrultuda, bağlantıyı sağlayacak anten yapısı, yüzey uzaklığına bağlı olarak değişen kazanca sahip bir anten yapısı olmalıdır. Ayrıca kullanılacak antenin doğrultudan bağımsız olabilmesi için geniş bir açı üzerinde dairesel polarizasyonlu ve yüksek güç iletimin sağlayabiliyor olması gerekmektedir.

Burada kullanılabilecek anten yapıları, hem yönlendirilebilir yüksek kazançlı antenler ile hem de uzaklığa bağlı kazanca sahip isoflux anten yapıları ile sağlanabilmektedir. İstenilen anten yapısı tasarımında, karmaşıklığın ve güç tüketiminin azaltılması amacıyla daha çok isoflux paterne sahip pasif anten yapıları tercih edilmektedir[1].

Bu amaçla daha önceden tasarlanmış çeşitli anten yapıları bulunmaktadır. Tasarlanan yapılar farklı elevasyon açıları hedeflenerek yapıldığından farklı sonuçlar gözlenmiştir [8,5]. Literatürde kullanılan anten yapısı bu çalışmanın da konusu olan boğum halka anten (choke ring antenna) yapısı şeklindedir. Kullanılan boğum halka yapıları başka yapı kullanılmadan tek başına kullanıldığı durumda, istenilen EOC değerini sağlamak amacıyla genellikle değişen yüksekliklerde ve değişen boğum derinliklilerinde sıralanmıştır. Bu yükseklikler ve derinlikler, MoM(Method of moment) ve PO(Pyhsical optics) gibi farklı metodlarla da incelenmiştir [3]. Ayrıca başlangıç tasarımı üzerinden yalnızca anten göz önünde bulundurularak [8] veya platformun etkisi de düşünülerek [4] yükseklik ve derinlikler optimizasyon metodu kullanılarak elde edilmiştir. Bu yapıların bazılarında anten beslemesi ridged yapıda kullanılarak küçültülmeye çalışılmıştır [6]. Ayrıca bazı yapılarda dielektrik kullanarak istenilen sonuç elde edilmiştir. Bu yapılardan birinde, [2] dielektrik koni kullanılarak düzlemsel olarak dizilmiş boğum yapıları üzerinden patern elde edilmiştir. Bir diğerinde ise dielektrik çubuk (Polyrod) kullanılarak boğum halka yapılarla elde edilen EOC değerine (60°) oldukça yaklaşılmıştır [1].

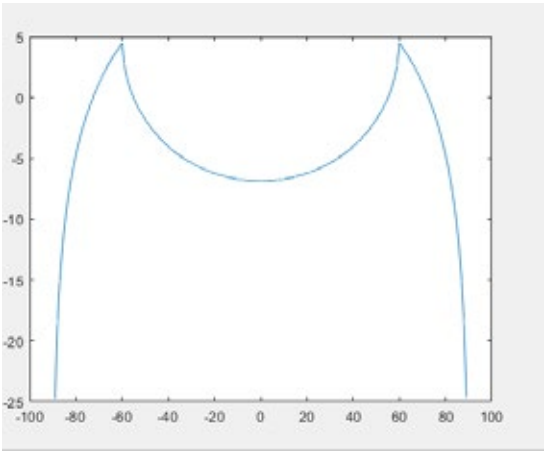
II. ISOFLUX PATERN

Bu çalışmada da hedeflenen isoflux anten paterni, yörüngedeki uydunun dünya üzerinde kapsadığı noktalar arası uzaklık farklarını kompanse edecek şekilde tanımlanmalıdır. Bu sebeple Şekil 1'de görülen dünya modeli üzerinde ekvatoral yarıçap ve önceden tanımlanan bir EOC değerine göre hesaplanan LEO yörünge yüksekliği kullanılarak uzaklığa bağlı yol kaybı ile hesaplanabilir [6].



Şekil 1 Yörünge uydusu için iletim yol uzunluğu gösterimi [1]

Yaklaşık 65° bir EOC için hesaplanan yaklaşık değer 630km olmaktadır. Bu değerden faydanılarak Şekil 2'deki grafik Matlab üzerinde elde edilmiştir.



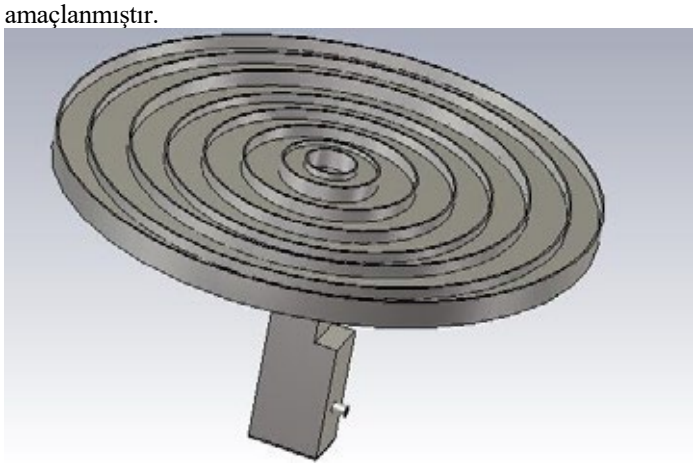
Şekil 2 Matlab kullanılarak yol kaybına göre hesaplanmış isoflux patern şekli

III. ANTEN TASARİMİ

Antenin radyasyon paterni kaynak dağılımına bağlı olarak oluşmaktadır. Dairesel anten açıklığında yayılım homojen ise anten paterni 1.Dereceden bessel fonksiyonu cinsinden yazılabilmektedir. İstenilen isoflux patern ise (1)'de tanımlanan eşitliğe sahip açıklık alanı ile oluşturulan ideal sektörel paterninin düzeltilmesi ile elde edilebilir.[7]

$$f\left(\frac{2\pi\rho}{\lambda}\right) = \frac{2J_1(2\pi\rho \sin(\theta_0/\lambda))}{2\pi\rho \sin(\theta_0/\lambda)} \qquad (1)$$

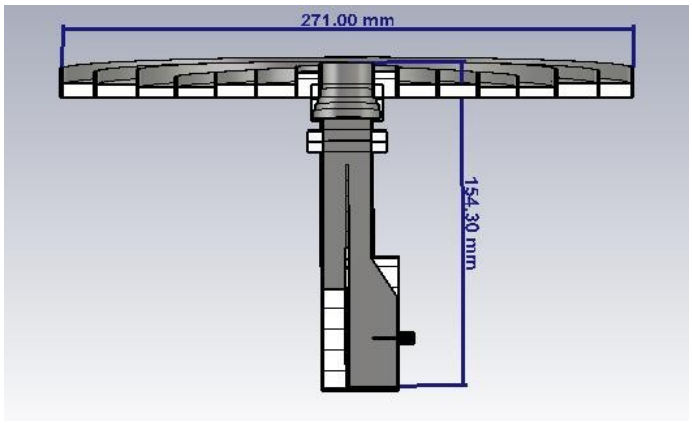
Buna göre bu açıklık dağılımı temel alınarak boğum halka anten tasarımı yapılmıştır. İstenilen patern şeklinin elde edinilebilmesi için dağılımın kenarlara doğru yayılması amaçlanmıştır.



Şekil 3 Tasarlanan anten yapısı

Tasarlanan anten sistemi iki parçadan oluşmaktadır:

1) Antenin girişini oluşturan dairesel dalga kılavuzuna dönüşümü sağlayan dalga kılavuzu besleme yapısı,
2) İstenilen paterni, sağlayan boğum halka anten yapısı (271mm çaplı düzlemsel yapı).



Şekil 4 Tasarlanan anten yapısına ait yanal kesit

A. Boğum Halka Antenler

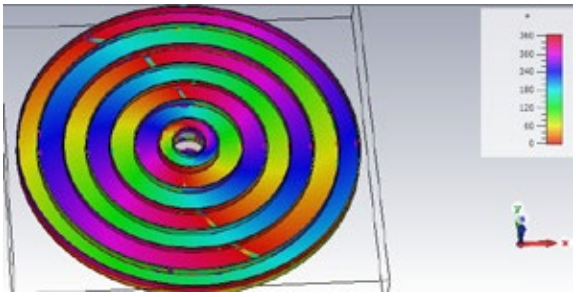
Boğum halka anten (Choke ring antenna) yapıları dairesel dalga kılavuzu açıklığının kenarlarına düzlemsel olarak dizilen ringler ile oluşturulmuş yapılardır. Kullanıldıkları yerler sebebiyle genellikle dairesel polarize çalışmaktadırlar. Burada ringler zemin düzlemindeki yüzey dalgalarını kontrol eden oluklu (corrugated) yüzeyler olarak düşünülebilir. Oluklu yüzey yapıları kullanıldıkları yerlere göre yüzey empedansını değiştiren ve bu sayede dalga yayılımında istenilen değişimin sağlanmasında faydalı olan yapılar olarak karşımıza çıkmaktadır. Bu yapılar, yüzeydeki boşluğun derinliğine bağlı olarak kapasitif veya indüktif etki gösterebilirler. İndüktif etki gösterdikleri durumda yüzey akımlarının oluşumuna katkıda bulunabilirler.

Ringlerin oluşturduğu yapı alternatif olarak 2D ve 3D olarak oluşturulabilir. 2D yapılar oluşturulan bu ringlerin tek bir doğru üzerinde yerleştirilmesi sonucu oluşurken, 3D yapıda derinlik haricinde ringlerin yayılım düzlemindeki konumları da değişkendir. Yayılımın arttırılması için ring yapıları iletim yönünde piramit şeklinde dizilebilir [5]. Ringlerin açıklık düzlemi üzerinde dağılımı başlangıç olarak ideal sektörel anten dağılımı üzerinden belirlenebilir. Dağılımdaki her lobun ayrı bir boğum ile kontrol edilebilmesi için (1) de verilen eşitlikte bessel fonksiyonunun sıfırları, boğumların başlangıç noktaları (boğum duvarları) olarak alınmalıdır. Dağılım fonksiyonuna göre 65° HPBW için alınan halka genişlikleri Tablo 1'de görülmektedir. Dağılım fonksiyonundan da anlaşılabileceği üzere yoğunluk ortadaki loblardan dışarı gittikçe azalmaktadır. Bu sebeple uzak alan paterninin kontrolü için ilk boğumların kontrolü oldukça önemlidir. Ayrıca burada boğumların birbirleri arası kuplajları ve uygun yerleştirildikleri taktirde birbirleri arasındaki ardışıl fazların 180° olduğu da göz önünde bulundurulmalıdır. Kullanılan boğum sayısı paternin kontrolündeki düzgünlüğü ve ana lobun düşme artışınının arttırılmasında etkilidir [7,2]. Bu tasarımda kullanılan boğum sayısı ana lobun hızlı düşmesini sağlamak ve bu sayede istenilen EOC'yi daha kolay sağlamak 7 boğum ile başlanmıştır.

Tablo 1 Boğum yarıçapları

n	1	2	3	4	5	6	7
R	0.636 λ	1.164 λ	1.69 λ	2.21 λ	2.73 λ	3.26 λ	3.78 λ

Başlangıç olarak ringlerin yükseklik ve derinlikleri sezgisel birkaç deneme ile test edilebilir ya da ideal sektörel antene uygun olarak derinlikler 180° faz kaydıracak şekilde seçilir. Boğumların yükseklik ve derinliklerinin daha etkili bir şekilde hesaplanabilmesi amacıyla önerilen yollardan biri genetik algoritması kullanılarak optimizasyon yapılmasıdır [4]. Burada değişken sayısının fazla olması değişkenlerinin birbirine bağlılığının yüksek olması sebebiyle genetik algoritması tercih edilebilir.



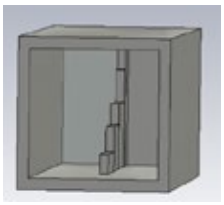
Şekil 5 CST programı üzerinde boğum anten yayılımındaki faz değişimleri

B. Besleme Yapısı

Tasarlanan sistem açıklık dağılımına bağımlı olacağından besleme katının tasarımı oldukça önemlidir. Kullanılacak dalga kılavuzu anten besleme yapısında, girişin koaksiyel tek bir hatla dalga kılavuzunu beslediği bir yapı tercih edilmiştir. Bu yapıda çıkışta dairesel polarizasyonun sağlanabilmesi için septum kutuplayıcı (polarizer) yapısı kullanılmıştır.

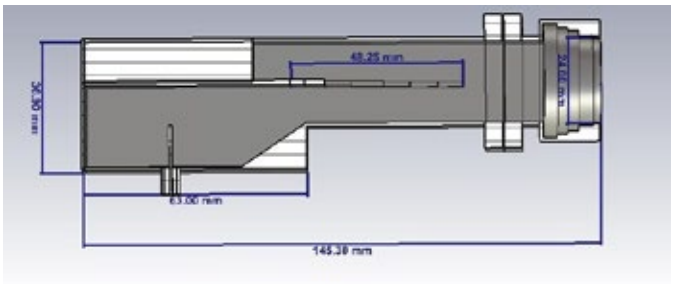
Septum kutuplayıcı OMT (Orthomode Transdüser) gibi yapılarda da karşımıza çıkan dönüştürücü yapılardır. Bu yapılar sayesinde Bu yapılar sayesinde dalganın ortogonellerini istediğimiz gibi ayırıp birbirlerinden izole edebiliriz.

Septum polarize yapısın bakacak olursak, Bir polarizerin şemaları, kademeli bir metal bölmeli kutuplayıcının orta düzlemde dikdörtgensel bir dalga kılavuzunu keserek onu iki yarım dairesel çıkış portuna böldüğü Şekil 6'da gösterilmektedir. Bir E^y girişi için, çıkış portlarına ulaşmak için elektrik alanı 90° dönmelidir ve iki çıkış portundaki iki elektrik alanı 180° faz farklıdır. Buna karşılık, E^x girişi yönelimde bozulmadan kalır ve iki çıkış elektrik alanı aynı fazdadır (Şekil 6). Kademeli bölme, E^y girişi için bir empedans transformatörü görevi görür ve E^x girişine göre bir gecikme yaratmak için faz hızını yavaşlatır. Giriş elektrik alanının her iki bileşeni de mevcut olduğunda giriş ve çıkış güçlerini korumak için, çıkış portlarındaki iki bileşen arasındaki göreceli faz gecikmesinin ±90° olması sağlanır.



Şekil 6 Septum kutuplayıcı yapısı kesiti

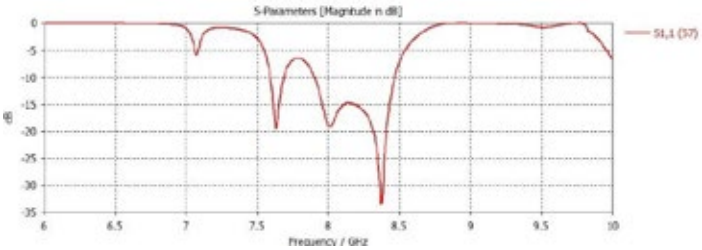
Şekil 6'da, septum kutuplayıcının yandan kesiti gözükmektedir. Merdiven basamaklarına benzeyen kısımların boyutları, dalga boyu ile orantılı olarak çizilmiştir. Her basamakta dalganın dönüşü artmıştır ve çıkışta dairesel kutuplanmış elektromanyetik dalga elde edilmektedir. Bu yapının antene uygulanması için ara geçiş parçasına ihtiyaç duyulmaktadır.



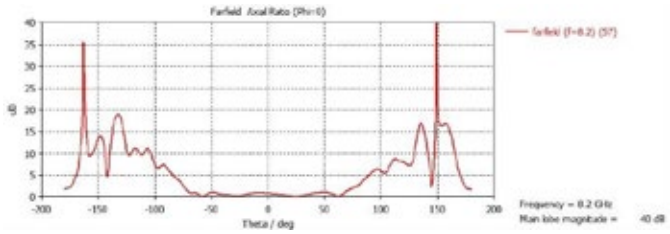
Şekil 7 Besleme kısmı yandan kesiti ve bölümlerin ölçüleri

TE11 modunda veya HE11 hibrit modunda bir iletim oluşturabilmesi için dikdörtgen dalga kılavuzundan dairesel dalga kılavuzuna dönüştürücü kullanılmalıdır. Kullanılan dönüştürücü yapısı yerden kazanılması amacıyla [10]'da uygulandığı gibi direkt geçişli yapıda tasarlanmıştır. Kullanılan dönüştürücü bölümleri geri dönüş kaybının dönüştürülmesi için arttırılmıştır.

Tasarlanan yapının son hali şekil 7'de görülmektedir. Yapıda görülebileceği gibi ilk olarak coax besleme yapısından dalga kılavuzuna geçiş yapılmıştır. Ardından daireselliğin sağlanabilmesi için septum kutuplayıcı yapısı sistem içine entegre edilmiştir. Son olarak anten girişine bağlantıyı sağlayacak dikdörtgen-dairesel dalga kılavuzu geçişi görülmektedir. Ayrıca sistemin üretiminde kolaylık sağlanması açısından geçişten önce bağlantı arayüzü de eklenerek tasarım son haline getirilmiştir. Buna göre son halde elde edilen besleme yapısının yansıma grafiği şekil 8'de görülmektedir. İstenilen band aralığında sistemin yaklaşık -15dB seviyelerinde olduğu görülmüştür. Ayrıca sistem kutupsal olarak dairesel olması istendiğinden eksenel oranı buna uygun olarak tasarlanmış ve sonucun merkezde yaklaşık 1.42dB seviyelerinde 75°'lere kadar 2 dB'nin altında olduğu Şekil 9'da görülmektedir.



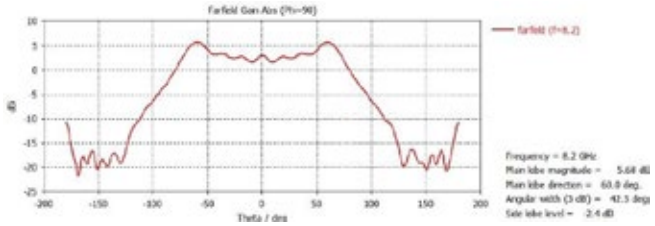
Şekil 8 Besleme yapısına ait saçılma parametresi grafiği



Şekil 9 Besleme yapısına ait eksenel oran grafiği

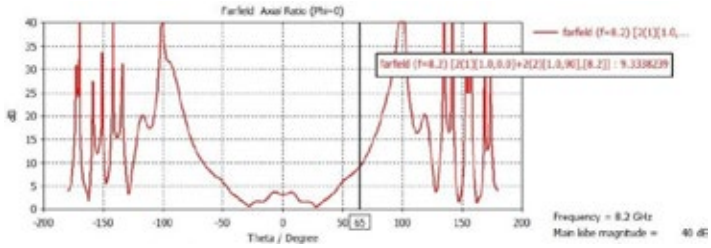
I. SİMÜLASYON SONUÇLARİ

Tasarlanan yapının son hali Şekil 3 ve 4'de görülmektedir. Tasarlanan yapı CST Microwave Studio üzerinde çizilip ölçümleri gerçekleştirilmiştir. Buna göre istenilen isoflux paterni yaklaşık olarak şekil 10'daki gibi 65°-70°'de 4.5dBi üstünde; orta noktalara doğru 1.5dBi seviyelerinde olduğu görülmektedir.



Şekil 10 Tasarlanan antenin simülasyon sonucundaki huzme şekli

Sistemin iletişimde kullanılabilecek olması sebebiyle anten yapısının eksenel oranı istenilen huzme aralığında daireselliğinin de incelenmesi önemlidir. Bu çalışma kapsamında tasarlanan antenin eksenel oranı Şekil 11'de görüldüğü gibi orta kısımlarda 3dB altında iken 50°'de 5dB üzerine çıkmakta ve EOC noktalarında 9dB seviyelerini görmektedir. Buradaki bozulmanın dalga kılavuzu modundan kaynaklanabileceği [7] ve dağılımdaki faz gecikmesinin etkisinin olabileceği göz önünde bulundurulmalıdır(Şekil 5).



Şekil 11 Tasarlanan antene ait eksenel oran grafiği

II. SONUÇLAR

Bu çalışmada geniş kapsama alanı sağlayacak isoflux huzme şekline sahip boğum anten tasarımı yapılmıştır. Literatürdeki yapılardan farklı olarak tasarlanan yapıda 7 boğum kullanılmış kontrolün daha kolay sağlandığı gözlenmiştir. Yapılan tasarım sonucu antenin huzme seklinin istenilen şekli sağladığı görülmüştür. Ayrıca antenin eksenel oranın sistemdeki eksenel oranı doğrudan etkilediği görülmüştür.

KAYNAKLAR

[1] *Akan, Volkan. (2020). Design of polyrod antenna having isoflux radiation characteristic for satellite communication systems. International Advanced Researches and Engineering Journal. 4. 226-232. 10.35860/iarej.742702.*

[2] *E. Arnaud et al., "Compact Isoflux X-Band Payload Telemetry Antenna With Simultaneous Dual Circular Polarization for LEO Satellite Applications," in IEEE Antennas and Wireless Propagation Letters, vol. 19, no. 10, pp. 1679-1683, Oct. 2020, doi: 10.1109/LAWP.2020.3013989.*

[3] *N. Chahat, L. R. Amaro, J. Harrell, C. Wang, P. Estabrook and S. A. Butman, "X-Band Choke Ring Horn Telecom Antenna for Interference Mitigation on NASA's SWOT Mission," in IEEE Transactions on Antennas and Propagation, vol. 64, no. 6, pp. 2075-2082, June 2016, doi: 10.1109/TAP.2016.2546298.*

[4] *M. Fallahzadeh, H. Aliakbarian, A. Haddadi and S. Radiom, "Beam shaping of X-band stepped choke ring antenna for LED satellite applications," in IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine, vol. 33, no. 10, pp. 34-39, Oct. 2018, doi: 10.1109/MAES.2018.160160.*

[5] *Inc., Nova Photonics. "A Three Dimensional Choke Ring Ground Plane Antenna." (2003).*

[6] *Alpagu, Elif. X-band isoflux microstrip patch antenna array desing for low earth orbit satellites. MS thesis. Fen Bilimleri Enstitüsü, 2019.*

[7] *P. Brachat, "Sectoral pattern synthesis with primary feeds," in IEEE Transactions on Antennas and Propagation, vol. 42, no. 4, pp. 484-491, April 1994, doi: 10.1109/8.286216.*

[8] *K. Jeon, K. Lee, J. Son, T. Lee, J. W. Lee and W. Lee, "X-band isoflux pattern antenna for SAR data transmission," 2011 3rd International Asia-Pacific Conference on Synthetic Aperture Radar (APSAR), 2011, pp. 1-4.*

[9] *W. Nawaz and A. K. M. S. Ali, "Improvement of gain in dual fed X band isoflux Choke horn antenna for use in LEO satellite mission," 2015 Fourth International Conference on Aerospace Science and Engineering (ICASE), 2015, pp. 1-4, doi: 10.1109/ICASE.2015.7489517.*

[10] *Yadav, Vivek et al. "Analysis and design of broad-band Square-to-Circular Waveguide Transitions." (2010).*

[11] *Milligan, T.A.,Modern Antenna Design, 2nd ed., USA: IEEE Press and Wiley Interscience, 2005.*

X-Band Horn Anten Tasarımı, Üretimi ve S-Parametrelerinin Ölçülmesi

X-Band Horn Antenna Design, Production and Measurement of S-Parameters

Öğrenci – 1
Serra Uluğ
TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi
Elektrik-Elektronik Mühendisliği
Ankara, Türkiye
ulugserra@gmail.com

Öğrenci – 2
Kaan Erdönmez
TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi
Elektrik-Elektronik Mühendisliği
Ankara, Türkiye
erdonmezk1@gmail.com

Öğrenci – 3
Furkan Laçinkaya
TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi
Elektrik-Elektronik Mühendisliği
Ankara, Türkiye
lkayafurkan@gmail.com

Öğrenci – 4
Alperen Dilmen
TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi
Elektrik-Elektronik Mühendisliği
Ankara, Türkiye
alperendilmen11@gmail.com

Akademik Danışman
Doç. Dr. Mehmet Ünlü
TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi
Elektrik-Elektronik Mühendisliği
Ankara, Türkiye
munlu@etu.edu.tr

Sanayi Danışmanı
Tolga Çiftçi
Türk Havacılık Uzay Sanayii
Ankara, Türkiye
tolga.ciftci@tai.com.tr

Sanayi Danışmanı
Uğur Alkaşı
Türk Havacılık Uzay Sanayii
Ankara, Türkiye
ugur.alkasi@tai.com.tr

***Özetçe* — Haberleşme geniş olarak bilginin bir noktadan diğer bir noktaya aktarımı olarak tanımlanabilir. Haberleşme sistemi içinde bilgi aktarımı, bilgiyi elektromanyetik bir dalgaya modüle ederek elde edilir ki bu, bilgi sinyalinin taşıyıcı rolünü oynar. Modüle edilmiş taşıyıcı, istenilen varış noktasına ulaştığında asıl bilgi sinyali demodüle edilerek yeniden elde edilirGünümüzün modern haberleşme endüstrisinde, haberleşme bağlantılarının en önemli bileşenlerini antenler oluşturmaktadır.Antenler modern Telekomünikasyonun en önemli yapı taşlarıdır. Bu proje kapsamında 8-12 GHz bant aralığı olan X bantta boynuz anten tasarlanacaktır.**

Anahtar Kelimeler* — *x-band,horn anten,uydu haberleşme,3D yazıcı üretim,ısoflux deseni, LEO uydusu, uzay antenleri, anten tasarımı, kompakt boğucu korna

***Abstract* — Communication can be broadly defined as the transfer of information from one point to another. The transmission of information within the communication system is achieved by modulating the information into an electromagnetic wave, which plays the role of carrier of the information signal. When the modulated carrier reaches the desired destination, the actual information signal is obtained again by demodulating. In today's modern communication industry, the most important components of communication connections are antennas.Antennas are the most important building blocks of modern Telecommunications. Within the scope of this project, an antenna will be designed in the X band with a range of 8-12 GHz.**

Keywords* — *x-band,horn antenna,satellite communication,3D printer production,nsoflux pattern, LEO satellite, space antennas,antenna design, compact choke horn

I. PROBLEM TANIMI

. X bant genel olarak yer gözlem uydusu, radar uygulamaları, sivil ve askeri alanlarda kullanılmaktadır. Boynuz antenler mikrodalga sinyallerinin iletimi ve alımı için kullanılır. Bu isim karakteristik görünümlerinden türetilmiştir. Kare, dikdörtgen veya konik olabilir. Maksimum radyasyon ve tepki, boynuzun eksenine karşılık gelir. Bu bakımdan anten akustik bir boynuza benzemektedir. Boynuz antenleri genellikle dalga kılavuzları tarafından beslenir.

Ülkemizin önde gelen savunma sanayi şirketlerinden birisi olan TUSAŞ ile ortak yönetilecek olan bu projede kriterler aşağıdaki gibi seçilmiştir. Yapılacak olan projede X banttın 8-8.4 Ghz'lik bölümü kullanılacaktır. Tasarlanacak olan boynuz anten eş akı (isoflux) ışıma örüntüsüne sahiptir. Yani, yörünge boyunca eşit miktarda güç aktarımı hedeflenmektedir. Tasarlanacak olan boynuz antenin diğer bir özelliği ise oluklu (corrugated) yapıda olmasıdır. Oluklu (corrugated) yapı kullanılmasının sebebi eş akı (isoflux) ışıma örüntüsünün sağlanabilmesidir. Tasarım kriterlerinden

biri de gözlem açısıdır. İstenilen gözlem açısı 120 derecedir. Kazanç grafiği istenilen bant aralığında olmalı ve varyansının 1 dBi değerinden küçük olması gerekmektedir. Literatür taraması, teorik tasarımı ve nümerik simülasyon ile doğrulama aşamalarından sonra üretim aşamasına geçilecektir. Üretim aşamasında daha önce bu anten modelinde kullanılmamış olan metal kaplamalı üç boyutlu yazıcı tekniği kullanılacaktır böylece üretim hızı ve kullanılabilecek materyal çeşidi arttılırken, maliyeti düşecektir. Üretim aşamasından sonra ise antenin yankısız oda ve s-parametreleri ölçümleri yapılacaktır.

II. GERÇEKLEŞTİRİLEN ARAŞTIRMA FAALİYETLERİ

Uydu haberleşme teknolojisi karasal hatların gidemediği yerlerde bir yer yer istasyonundan gelen sinyalleri başka bir yer istasyonuna göndererek veri aktarımını sağlayan teknolojidir. Uydu haberleşmesinin temelde 2 adet bileşeni vardır. Bu bileşenlerin biri yerde diğeri ise uzaydadır. Yerdeki bileşen sabit ya da mobil donanımlardan oluşur. Uzaydaki bileşeni ise uydunun kendisidir. Uydu, aldığı sinyali, iletim esnasında zayıfladığı için, yükselterek yeryüzüne iletir. Sinyal yeryüzüne ulaştığında yer istasyonları ve terminaller tarafından yeniden yükseltilir. Yeryüzündeki uydu alıcıları, uçaklardaki mobil alıcı cihazlar, uydu telefonları, mobil cihazlar gibi farklı biçimlerde olmaktadır. Bu haberleşme ise mikrodalga sinyaller ile gerçekleştirilmektedir. Bu RF mikrodalga sinyallerinin havadaki iletimleri sırasında belirli bir yöne yönlendirilmeleri gereklidir. Bu sorunu çözmek amacıyla boynuz antenler kullanılmaya başlanmıştır. Boynuz antenler mikrodalga ve haberleşme alanlarında sıklıkla kullanılmaktadır. Kolay üretilebilir ve yüksek kazanca sahip Projenin en önemli yenilikçi yönlerinden biri yukarıda bahsedilen antenin üretim tekniğidir. Üretim tekniği olarak son zamanlarda oldukça yeni bir teknoloji olan ve kullanım alanları her geçen gün artmakta olan 3 boyutlu metal yazıcıdır. Bu tekniğin en önemli özellikleri,

- Ekonomik olması (Özellikle savunma sanayi projelerinde öz bütçenin olabildiğince tasarruflu ve verimli kullanılması çok önemlidir)
- Prototiplerinin hızlı üretilebilmesi
- Geometrik açıdan çoğu şeklin üretiminin kolaylıkla yapılabilmesidir.

Ayrıca antenin üretileceği malzeme de ağırlığı azaltacak yönde seçilmiş olup EOS Alüminyum AlSi10Mg malzemesi seçilmiştir. Malzemenin belirlenmesinde hem alüminyum ve magnezyum elementlerinin hem de alaşım teknolojisinin getirdiği önemli özellikler dikkate alınmıştır. Ayrıca seçilen EOS Aluminyum AlSi10Mg malzemesi kolay işlenebilir bir malzemedir. Malzemenin kolay işlenebilir olması zaman ve enerji tasarruflu üretim sürecini de beraberinde getirmektedir. EOS Aluminyum AlSi10Mg malzemesinin bahsedilen özelliklerin yanında yüksek ısıl ve elektriksel iletkenliği bulunmaktadır Bu malzemenin seçilmesinin başlıca sebebi oldukça hafif bir alaşım olmasıdır. Bu malzeme seçimiyle yüksek iletkenlik, dayanıklılık ve düşük ağırlık elde edilir. Günümüzde benzer işlevler için kullanılan antenler incelendiğinde boyutlarından ve ağırlıklarından dolayı birçok sorun oluştuğu gözlemlenmiştir. Bu durumları ortadan kaldırmak ve verimi arttırmak için bu tür bir üretim teknolojisi kullanılması hedeflenmiştir. Diğer bir amaç olarak proje sonucunda elde edilecek çıktıların ülkemizde ve dünyadaki haberleşme, uzay ve havacılık alanlarına önemli katkılarda bulunabilmesidir. Son olarak da çalışmaların sonucunun akademik kaynaklarda yayınlanması hedeflenmektedir.

Kolay üretilebilir ve yüksek kazanca sahip olmaları bu antenleri hem maliyet hem de kullanışlılık bakımından oldukça tercih edilir kılmaktadır. Gün geçtikçe artan kişi sayısıyla birlikte bilgiye kısa sürede maksimum verimle ulaşma ihtiyacı en yüksek düzeye çıkmış olup, bu ihtiyacı karşılamak için yüksek verimli elemanlara ihtiyaç duyulmaktadır. Boynuz antenler ile de hem yüksek verim sağlanabilmekte olup hem de dalgaların yönü kontrol 4 edilerek, daha hassas daha güvenilir bir şekilde uzun mesafelerde iletim sağlanmaktadır. X-Bant Boynuz Anten Tasarımı, üretimi ve s-parametrelerinin ölçülmesi başlıklı projenin amacı X bantta, belirli kriterleri sağlayan *oluklu boynuz yapısında bir anten tasarlamaktır. Tasarlanması ve üretilmesi planlanan anten oluklu yapısı sayesinde *eşakı ışıma örüntüsüne sahip olacaktır. Eşakı yapıdaki antenler yörünge boyunca geniş bir gözlem açısıyla sabit bir şekilde bilgi ve enerji aktarırlar. Antenin en önemli özelliği kazancın çok düşük değişimli olup ışıma örüntüsünün eşakı yapısında olmasıdır. Literatür araştırmaları sırasında daha önce yörünge boyunca sabit enerji aktarımı gerçekleştirmeye çalışılan yapılar tasarlandığı ve verimle ilgili sorunlar yaşandığı tespit edilmiştir. Ayrıca literatür taraması sırasında faydalanılan [1] makalesi incelendiğinde kazancın değişiminin çok yüksek olduğu görülebilmektedir. Kazancının değişiminin bu kadar yüksek olmasına bağlı olarak sabit enerji aktarımı sırasında istenilen verim alınamamıştır [2]. Bu projenin esas amacı kazancın değişimini X bant frekans aralığında yaklaşık-0.5 dBi, +0.5 dBi aralığında sabit tutmaktır. Bu sayede, geniş gözlem açısında, maksimum verimle ve sabit bir şekilde bilgi ve enerji aktarımı yapılması hedeflenmektedir. Projenin çok önemli ve bir diğer amacı ise antenin üretim aşamasında oldukça yeni bir teknoloji olan metal kaplamalı 3D yazıcı teknolojisinin kullanılarak bir ilke imza atılmasıdır. Metal kaplamalı 3D yazıcı teknolojisi ülkemizde ve dünyada çok sık kullanılmayan görece yeni bir teknolojidir. Bu üretim teknolojisi çok kısıtlı sayıdaki firmalar tarafından kullanılmaktadır. Daha önce metal kaplamalı 3D yazıcı teknolojisi kullanılarak üretilen sistemler genellikle çok düşük sıcaklıklarda kullanılmıştır. Çok düşük sıcaklıklardaki bu kullanımlar ve termal döngüler ürünün üzerindeki metal kaplamayı negatif yönde etkilemiş ve kaplamanın soyulmasına yol açmıştır. Bu soyulmaya bağlı olarak da verimde büyük oranda kayıplar gözlemlenmiştir. Bu durum literatür taraması sırasında makale [3] 'ten yola çıkılarak tespit edilmiştir. Yapılması hedeflenen projede ise bu

sıcaklıklarda çalışılmayacak olup, sıcaklığın getirdiği riskler ve zararların en aza indirilmesi hedeflenmiştir. Yapılan literatür araştırmaları sonucunda metal kaplama 3D yazıcı teknolojisi kullanılarak üretilen bir anten örneği bilgimiz dahilinde bulunmamaktadır.

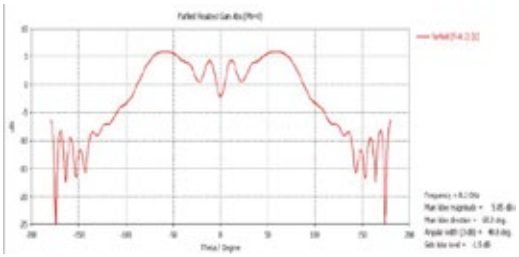
III. ARAŞTIRMA SONUÇLARI VE ÇIKTILAR IV.

Edinilen bilgiler, literatür taramaları, teorik çalışmalar ve çeşitli parametre değişiklikleri sonucunda kriterler tamamıyla sağlanmıştır. Sonuç olarak ortaya çıkan antenin önden görünümü şekil 1.a'da, kazanç grafiği şekil 1.b'de, s-parametresi (S11) grafiği ise şekil 7.c'de gösterilmektedir. Antenin malzemesi PEC (perfect electric conductor) olarak seçilmiştir. Tasarım aşamasında PEC kullanılmasının sebebi PEC malzemesinin iletkenlik seviyesinin mükemmel olması dolayısıyla ideal sonuç vermesi ve simülasyon süresini kısaltmasıdır. Bunun yanında PEC ile elde edilen sonuçlar yüksek iletkenlikli materyallerle (üretimde kullanılacak malzeme seçimine göre alüminyum, bakır, vs.) aynı sonuçlara sahiptir.



Şekil 1.a – Sonuçta elde edilen antenin önden görünümü

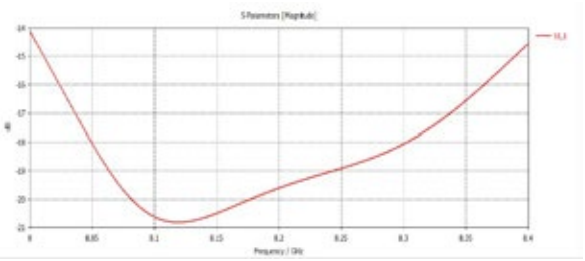
Sonuç olarak en son elde edilen ve kriterleri tamamen sağlayan antenin kazanç grafiği şekil 7.b'de görülmektedir. Şekil 7.b'deki anten -60 ve 60 derecelerde maksimum kazanç değerine ulaşmaktadır ve ulaştığı maksimum kazanç değeri 5.85 dBi'dır. Kriterlerde istenilen de 4 ile 6 dBi arasında olmasıdır ve bu sebeple açıyla birlikte kazanç genlik kriteri de sağlanmıştır. Bunun yanısıra kazanç sıfır derecede sıfırın altına düşerek kazançla ilgili istenilen bir diğer kriter de sağlanmıştır.



Şekil 1.b – Sonuçta elde edilen antenin kazanç grafiği

Sonuçta elde edilen antenin s-parametreleri grafiği ise şekil 1.c'de görülmektedir. Bandın %99'luk bir kısmı -15 dB değerinin altına çekilerek s-parametreleri grafiği hedefi de başarılmıştır.

Tasarımda kullanılan ve bir önceki bölümde anlatılan çeşitli sweepler ve teorik çalışmalar ile elde edilen parametrelerin değerleri Tablo 1'de gösterilmiştir.

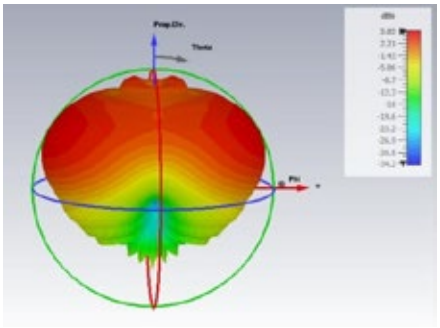


Şekil 1.c – Sonuçta elde edilen antenin s-parametresi grafiği

Tablo 1-Sonuçta elde edilen anten parametrelerinin değerleri

Param.	d1	rx	ry	gx	gy	T1	T2	T3	T4
Value (mm)	19/2	4.9	4.9	10.1	10.1	1	3	3	1
Param.	T5	T6	Rd1	Rd2	Rd3	Rd4	Rd5	Z1	Z2
Value (mm)	3	3	5.7	17.8	17.8	17.8	20	33.3	28.9
Param.	Z3	Z4	Z5	Z6	Y1	Y2	Y3	Y4	Y5
Value (mm)	28.9	28.9	28.9	31.5	10	10	10	10	10

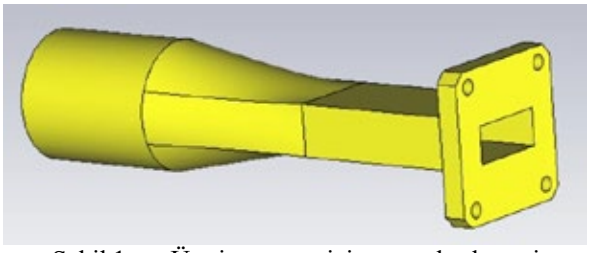
Anten kazancının üç boyutlu görüntüsü şekil 1.d'de verilmiştir.



Şekil 1.d – Elde edilen antenin 3 boyutlu kazanç grafiği

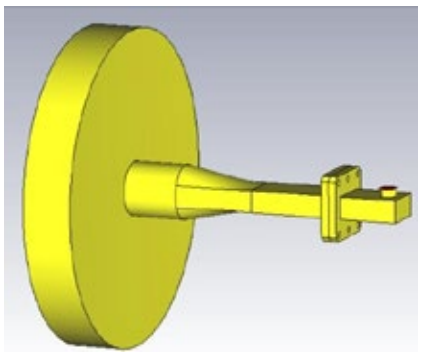
Teorik sonuçlar elde edildikten sonra üretim ve test aşamaları için antenin besleme kısmında bazı değişiklikler yapılmıştır. Dairesel dalga kılavuzundan ölçüm alınamayacağı için ilk aşamada dairesel dalga kılavuzundan dikdörtgen dalga kılavuzuna geçilmiştir. Dikdörtgen dalga kılavuzu boyutları standart X-Bant WR-90 boyutlarına uygun tasarlanmıştır. Dairesel dalga kılavuzundan dikdörtgen dalga kılavuzuna geçiş yapıldıktan sonra anten tekrar optimize edilmiştir. Sonrasında, ölçüm için kullanılacak adaptöre uygun vida delikleri de modele eklenerek beslemenin son haline ulaşılmıştır. Anten beslemesi şekil 1.e'de verilmektedir.

Üretimde malzeme olarak alüminyum kaplama kullanılacağı için metal kısımlar PEC yerine bu aşamada kayıplı alüminyum (lossy aluminum material) olarak seçilmiştir.

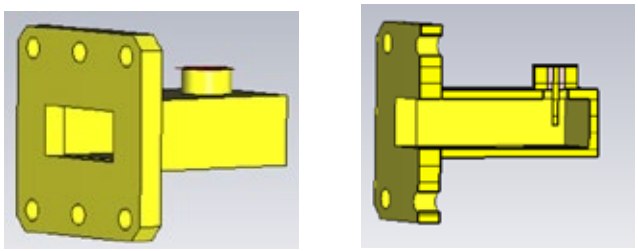


Şekil 1.e – Üretim ve test için anten beslemesi

Şekil 1.e besleme modeli antenle birlikte optimize edildikten sonra gerçek besleme modeline uygun olması için ayrı bir tasarım olarak dalga kılavuzundan SMA adaptöre geçiş yapısı tasarlanmıştır. Bu yapının antenle birleştirilmiş hali şekil 1.f'de gösterilmektedir. Tek başına modeli ise şekil 1.g'de gösterilmektedir.

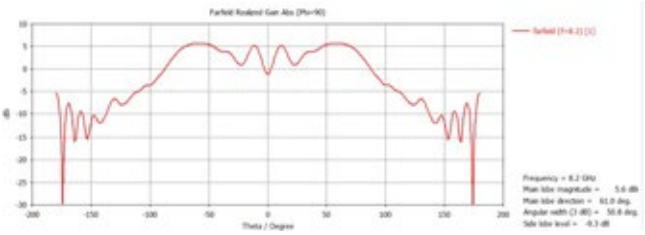


Şekil 1.f – Besleme ve anten birleştirilmiş model

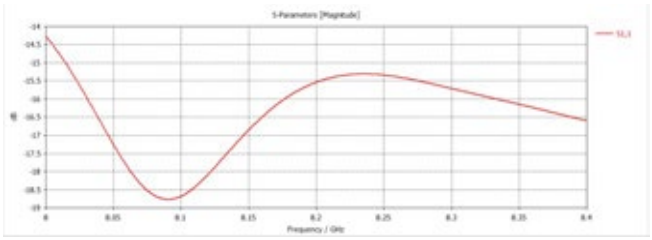


Şekil 1.g – Tek başına besleme modeli

Gerçek model için tasarlanan besleme ve antenin kazanç grafiği sonucu şekil 2.a'da, s-parametreleri (S11) grafiği ise şekil 2.b'de gösterilmektedir. Elde edilen sonuçlar projede istenilen kriterleri tamamıyla sağlamaktadır.



Şekil 2.a – Gerçek Model Sonuçları Anten Kazancı



Şekil 2.b – Gerçek Model Sonuçları S11

V. PROJE EKİBİNİN KAZANIMLARI VE TUSAŞ'A OLAN KATKISI

Proje başlangıcında öncelikle choke horn anten yapısı öğrenilmiş, isoflux, kazanç ve saçılım açısı gibi parametrelerin tam olarak ne oldukları tam anlamıyla kavranmıştır. Yapılan araştırmalar sonucunda uygun bir anten tasarımında s parametresinin -15dB den düşük olması gerektiği öğrenilmiştir.

Projenin bir sonraki adımında tasarlanacak olan choke horn anten üzerine yapılan literatür araştırmaları ile benzer anten yapıları ve tasarımları hakkında bilgi sahibi olunmuştur. Projenin tasarımı sırasında antendeki kazancı ve saçılım açısını etkileyen parametreler tam anlamıyla öğrenilmiş ve tasarımlar bu doğrultuda gerçekleştirilmiştir. Antenin ilk aşamada aperture tasarımı tamamlanmış ve daha sonrasında waveguide tasarımına başlanmıştır. Bu aşamada ise waveguide yapısının antenin üzerinde çok önemli bir etkiye sahip olduğu gözlemlenmiştir. Tasarımı yapılacak waveguide tasarımı için yine birçok literatür taraması yapılmıştır. Yapılan bu literatür taramaları sonucunda ise kullanılması en uygun olan waveguide yapısının circular to rectangular yapısı olduğu öğrenilmiştir. Ayrı ayrı tasarımı yapılan aperture ve waveguide birleştirilirken s parametrelerinde ve kazanç grafiğinde çeşitli sorunlarla karşılaşılmış ve parametreler güncellenerek bu sorunlar çözülmüştür. Böylelikle de hangi parametrelerin antenin kazancı ve s parametresi üzerine nasıl bir etkisi olduğu tam anlamıyla öğrenilmiştir.

Bu proje sürecinde en büyük kazanımlarımızdan bir diğeri ise CST simülasyon programını yetkin bir düzeyde kullanmayı öğrenmemiz olmuştur. Çünkü yukarıda anlatılan tüm tasarım aşamaları CST programında tekrar tekrar güncellenerek yapılmıştır.

VI. ÖNERİLER, ALINAN DERSLER VE GELECEK ÇALIŞMALAR

A. Öneriler

- Isoflux patternin elde edilebilmesi için antene uygun boyutlar ve geometrik modelde ridge yapılarının kullanılması önerilmektedir.

B. Alınan Dersler

- İstenilen pattern krtiterlerin sağlayabilmek içim ridge yapılarının kullanılmasının önemi
- Empedans uyumunun sağlanabilmesi için besleme kısmındaki dairesel dalga klavuzunun yarıçapının dalga klavuzu teorisine uygun olarak belirlenmesi
- Uygun optimizasyon tipinin belirlenmesi(CMA Evolution Strategy, Trust Region Framework, Nelder Mead Simplex Algorithm).

C. Gelecek Çalışmalar

- Test süreci

KAYNAKLAR

[1] K. Jeon, K. Lee, J. Son, T. Lee, J. W. Lee and W. Lee, "X-band isoflux pattern antenna for SAR data transmission," 2011 3rd International Asia-Pacific Conference on Synthetic Aperture Radar (APSAR), 2011, pp. 1-4

[2] Gonzalez, A., Kaneko, K., Huang, CD. et al. Metal 3D-Printed 35–50-GHz Corrugated Horn for Cryogenic Operation. J Infrared Milli Terahz Waves 42, 960–973 (2021)

[3] Eric Arnaud, Jeremy Dugenet, Kevin Elis, Arnaud Girardot, Davy Guihard, et al.. Compact Isoflux X-band Payload Telemetry Antenna with Simultaneous Dual Circular Polarization for LEO Satellite Applications. IEEE Antennas and Wireless Propagation Letters, Institute of Electrical and Electronics Engineers, 2020, pp.1- 1. ff10.1109/LAWP.2020.3013989ff. ffhal-02927978

Yakıt Tüketiminin Ağırlık Merkezi Değişimi ile Uçuş Rotasının Optimize Edilmesi

Optimizing The Flight Route with The Center of Gravity of Fuel Consumption

Öğrenci-1
Bayram Baş
Necmettin Erbakan Üniversitesi
Uçak Mühendisliği
Konya, Türkiye
basbayram135@gmail.com

Öğrenci-2
Özlem Duman
Necmettin Erbakan Üniversitesi
Uçak Mühendisliği
Konya, Türkiye
tfd.ozlem@gmail.com

Öğrenci-3
Feyza Sancaktutan
Necmettin Erbakan Üniversitesi
Makine Mühendisliği
Konya, Türkiye
feyzasancatutan6@gmail.com

Öğrenci-4
Ömer Erişek
Necmettin Erbakan Üniversitesi
Uçak Mühendisliği
Konya, Türkiye
omererisek@gmail.com

Öğrenci-5
Yaşar Dağaşan
Necmettin Erbakan Üniversitesi
Makine Mühendisliği
Konya, Türkiye
ysrdgsn06@gmail.com

Akademik Danışman
Dr. Öğr. Üyesi Mehmet Numan Kaya
Necmettin Erbakan Üniversitesi
Makine Mühendisliği
Konya, Türkiye
mnkaya@erbakan.edu.tr

Sanayi Danışmanı
Musa Yıldırım
Türk Havacılık Uzay Sanayii
Ankara, Türkiye
musa.yildirim@tai.com.tr

***Özetçe*— Uçak performansı, bir uçağın belirli görevleri gerçekleştirme yeteneğini ifade eder. Uçağın verimli ve ekonomik bir şekilde çalıştırılabilmesini sağlamak için uçak tasarlarken ve test ederken önemli bir husustur. Performanstan en çok etkilenen başlıca faktörler kalkış ve iniş mesafesi, tırmanma hızı, yük, menzil, hız, manevra kabiliyeti, kararlılık ve yakıt ekonomisidir. Uçağın istenilen hıza ulaşabilmesi, gerekli irtifaya çıkabilmesi ve belirtilen menzile en doğru güzergah ile gidebilmesi için performans ve performans parametreleri önem arz etmektedir. Ağırlık merkezinin farklı pozisyonlarındaki durumlar için uçağın uzunlamasına statik kararlılığını değişik derecelerde etkilerken ağırlık merkezinin arkaya kayması kararlılığı azaltmaktadır. Proje kapsamında F16 savaş uçağının yakıt tüketiminin ağırlık merkezinde meydana getirdiği değişim incelenmiştir.**

Anahtar Kelimeler — ağırlık merkezi, aerodinamik merkez, uçuş performansı, yakıt tüketimi, rota optimizasyonu.

***Abstract*— Aircraft performance refers to an aircraft's ability to perform certain tasks. It is an important consideration when designing and testing aircraft to ensure that the aircraft can be operated efficiently and economically. The main factors most affected by performance are take-off and landing distance, rate of climb, payload, range, speed, maneuverability, stability and fuel economy. Performance and performance parameters are important for the aircraft to reach the desired speed, reach the required altitude and go to the specified range with the most accurate route. While it affects the longitudinal static stability of the aircraft to varying degrees for situations at different positions of the center of gravity, the rearward shift of the center of gravity reduces the stability. Within the scope of the project, the change in the center of gravity of the fuel consumption of the F16 fighter aircraft was examined.**

Keywords — center of gravity, aerodynamic center, flight performance, fuel consumption, route optimization.

I. GİRİŞ

Uçağın ağırlık merkezi (CG) kontrolü, uçuş direncini ve yakıt tüketimini azaltabilen, seyir menzilini artırabilen ve uçağın uçuş performansını etkin bir şekilde iyileştirebilen önemli bir tasarım teknolojisidir. Uçağın ağırlık merkezi (CG) kontrolü, uçakta eksen hareketleri boyunca yaptığı açıları değiştirerek yüzeylerde meydana gelebilecek sürtünmeyi etkili bir şekilde azaltmak ve potansiyel ekonomik performans faydaları sunmak için önemlidir. CG kontrolü, uçuş sırasında yakıtın çeşitli yakıt tankları arasında transfer edilmesini sağlayan yakıt transfer sistemine dayanmaktadır. Çalışmamız-da simetrik tank tipine sahip seyir uçuşundaki (level flight) bir uçuş durumundaki performans durumunu inceledik. Fakat bununla birlikte, uçuş halindeki uçakların yakıt tüketimi, kanat tanklarında dengesiz miktarda yakıt kalması sorununa da yol açabilir ve bu sorunu hedefleyen makalede uçak kanat tanklarındaki olası yakıt dengesizlikleri ile başa çıkmak için bir CG kontrol stratejisi önermektedir. [1]

Yakıt sistemi, ana uçak sistemlerinden biridir. Yakıt sistemi yakıtı depolar ve yakıtı her koşulda motorlara ulaştırmak üzere tasarlanmıştır. Bu sistemler, ağırlık merkezini kabul edilebilir sınırlar içinde tutmak, yunuslama, yanal denge ve kararlılığı

korumak için yakıtı uçağın etrafında hareket ettirmek için kullanılabilir.

Ağırlık merkezi uçağın arka kısmına doğru hareket ettiğinde, gerekli kuyruk kararlığı için ön kısımda meydana gelen dengeleme kuvveti daha azdır, bu nedenle kaldırma daha azdır ve daha küçük bir hücum açışına izin vermektedir. Bu durumda ağırlık merkezinin ileriye doğru hareketine nazaran daha az indüklenmiş sürükleme kuvveti üretmesine neden olur. Bu durum da ağırlık merkezi arkaya doğru hareket ettiğinde daha az motor itki gücüne ihtiyaç duyar. Çalışmamızda en iyi menzil ve uçuş rotasını sağlamak için ağırlık merkezinin konumlandırması incelenmiştir. Edinilen sonuçlar doğrultusunda ileri veya geri de olduğu durumlar için çeşitli hesaplamalar yapılmıştır. Amacımız en az yakıt tüketimi, en iyi ekonomik faydaları elde etmek ve yüksek manevra kabiliyeti ve kararlılık durumları göz önüne alınarak ağırlık merkezi konumlandırılması sağlamaktır.

II. GERÇEKLEŞTİRİLEN FAALİYETLER

Farklı tip uçakların yakıt tüketimine bağlı olarak ağırlık merkezinin değişimi incelendi. Her bir farklı uçuş safhasında gözlemlenen yakıt tüketimi değişiminin ağırlık merkezinin konumu üzerindeki etkisi incelendi. Konum değişikliğinin tespitinin uçuş performansına etkisi hesaplandı. Hesaplanan sonuçlar ve konum etkisinin analizleri grafiklerle desteklenerek açıklandı. Ulaşılan sonuçlar neticesinde en verimli uçuş rotasını belirlendi ve farklı tip uçaklara uygun olacak şekilde bir algoritma geliştirildi.

III. YÖNTEM

Projede F-16 savaş uçağının yakıt tüketimine bağlı olarak değişen ağırlık merkezinin uçuş rotası üzerindeki etkileri ve bu değişimin optimizasyonu konusu ele alınmıştır. Bu amaçla yapılan çalışmada öncelikli olarak tercih edilen hava aracının genel performans özellikleri oluşturuldu. Sonrasında belirlenen uçuş zarflarına göre kalkıştan inişe kadar olan süreçteki veriler hesaplandı ve sonuçlar tablolar halinde verildi. Elde edilen verilere göre çalışmamızı iki farklı uçuş metoduna bağlı kalarak hesaplandı. İlk olarak sabit hız ve taşıma katsayısına göre en iyi menzil ve bu menzildeki yakıt tüketimi hesaplandı. İkinci olarak sabit hız ve yoğunluktaki menzil hesaplamaları gerçekleştirildi. Ayrıca irtifaya bağlı olarak değişen hız parametrelerine göre MATLAB programında bir algoritma geliştirildi. Algoritmada bütün uçuş zarflarından ziyade seyir uçuşu spesifik olarak tercih edildi. Seyir uçuşunu yapacağımız çalışmalarda daha net cevaplar oluşturması önceliğimiz olmuştur. Buna göre yatay uçuş için yakıt tüketimine bağlı olarak değişen ağırlık merkezi incelenmiş verimli metoda göre uçuş hesaplamaları gerçekleştirilmiştir. Denklem (1) ve (2) de çalışmamızda kullanılan iki farklı uçuş metodunun matematiksel ifadesi gösterilmektedir.

$$X_{BR;Vc_L} = \frac{0.866 E_m V_{BR}}{c} \left[\ln \frac{1}{1-\xi}\right] \quad (1)$$

$$\frac{X_{BR;V,c_L}}{X_{BR;h,V}} = \frac{0.433 \ln\left(\frac{1}{1-\xi}\right)}{\arctan\left[\frac{0.433\xi}{1-0.25\xi}\right]} \quad (2)$$

Projede en iyi menzil için verilen denklemler kullanılarak iki farklı seyir uçuşu için hesaplamalar yapıldı ve en iyi sonuçlar kademeli seyir programı olarak adlandırılan uççuş algoritması ile hesaplandı ve sonuçlar aşağıdaki tabloda gösterilmektedir.

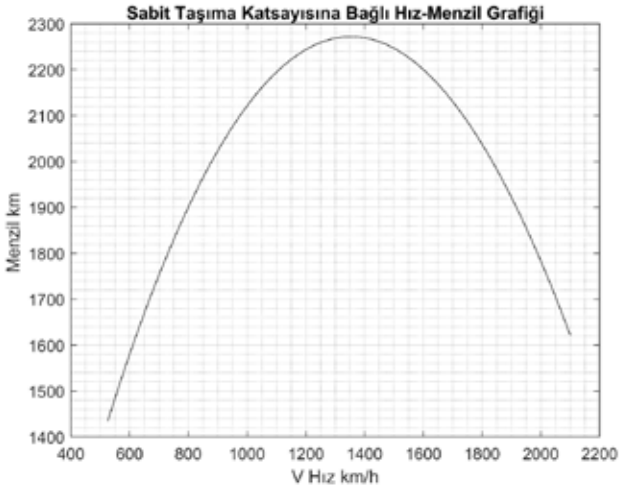
Tablo 1:Kademeli Seyir Proramı

Kademeli Seyir Programı			
En İyi Menzil Programı	**Gösterim**	**Değerler**	**Birim**
Seyir Uçuş Mesafesi	X_{cruise}	8557.45495	km
Toplam Ağırlık	W_{total}	163624.6496	N
En İyi Menzil Hızı	V_{BR}	977.22	km/h
Adım Açısı	$\gamma_{BR,V,Cl}$	0.000666848	rad
Adım Yüksekliği	Δh	1.2	km
Adım Mesafesi	$X_{BR,steps}$	1799.509422	km
Adım Sayısı	N_{step}	4.755437702	4
Adım 1			
Adım Mesafesi	$X_{BR,steps}$	1799.509422	km
Yakıt Tüketimi	ξ	0.174538442	
Yakılan Yakıt Ağırlığı	ΔW_f	28558.79142	N
Yeni Ağırlık	$W_{total,new}$	135065.8582	N
Zaman Adımı	t_{step1}	2.115698016	h
Adım 2			
Adım Mesafesi	$X_{BR,steps}$	6757.945528	km
Yakıt Tüketimi	ξ	0.765931838	
Yakılan Yakıt Ağırlığı	ΔW_f	103451.241	N
Yeni Ağırlık	$W_{total,new}$	31614.61721	N
Zaman Adımı	t_{step1}	16.01717575	h
Adım 3			
Adım Mesafesi	$X_{BR,steps}$	0	km
Yakıt Tüketimi	ξ	0	
Yakılan Yakıt Ağırlığı	ΔW_f	0	N

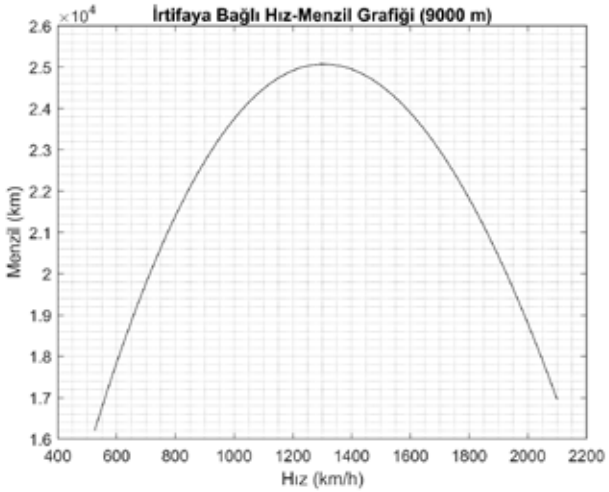
Yeni Ağırlık	$W_{total,new}$	31614.61721	N
Zaman Adımı	t_{step1}	0	h
Adım 4			
Adım Mesafesi	$X_{BR,steps}$	0	km
Yakıt Tüketimi	ξ	0	
Yakılan Yakıt Ağırlığı	ΔW_f	0	N
Yeni Ağırlık	$W_{total,new}$	31614.61721	N
Zaman Adımı	t_{step1}	0	h
Adım 5			
Adım Mesafesi	$X_{BR,steps}$	0	km
Yakıt Tüketimi	ξ	0	
Yakılan Yakıt Ağırlığı	ΔW_f	0	N
Yeni Ağırlık	$W_{total,new}$	31614.61721	N
Zaman Adımı	t_{step1}	0	h
Adım 6			
Adım Mesafesi	$X_{BR,steps}$	0	km
Yakıt Tüketimi	ξ	0	
Yakılan Yakıt Ağırlığı	ΔW_f	0	N
Yeni Ağırlık	$W_{total,new}$	31614.61721	N
Zaman Adımı	t_{step1}	0	h

IV. ARAŞTIRMA SONUÇLARI VE ÇIKTILAR

Projede ağırlık merkezi değişiminin uçuş rotasına etkilerini inceleyebilmek için öncelikli olarak referans alınan seyir uçuş zarfı dikkate alındı. Sonrasında referans uçuş zarfı dikkate alınarak performans hesaplamaları gerçekleştirildi ve elde edilen veriler dikkate alınarak ağırlık merkezi değişimi için veri tabanı oluşturuldu. Buna göre ilk olarak MATLAB ortamında geliştirmiş olduğumuz uçuş algoritmaları ile ağırlık merkezi değişimine değinmeden önce yakıt tüketiminin değişimi farklı durumlarda incelendi. Çalışmamızda iki farklı uçuş metodu kullanılarak sabit taşıma katsayısına bağlı olarak ve sabit yoğunluktaki sonuçlar Şekil 1 ve Şekil 2 de gösterilmektedir.



Şekil 3: SabitTaşıma Katsayısına Bağlı Hız-Menzil Grafiği



Şekil 4: İrtifaya Bağlı Hız-Menzil Grafiği

Yapılan çalışmada yakıt tüketimine bağlı olarak değişen ağırlık merkezinin yunuslama moment katsayısı üzerinde en fazla etkiyi oluşturduğu kanısına varılmıştır. Bunun temel nedeni uçak üzerinde ağırlık merkezinin ileri veya geriye doğru değişiminden elevatör ile kontrolün sağlanacağından yunuslama momentinin büyük oranda etkisi olacaktır. Aşağıda denklemde (3) ve (4) için formül hali gösterilmektedir.

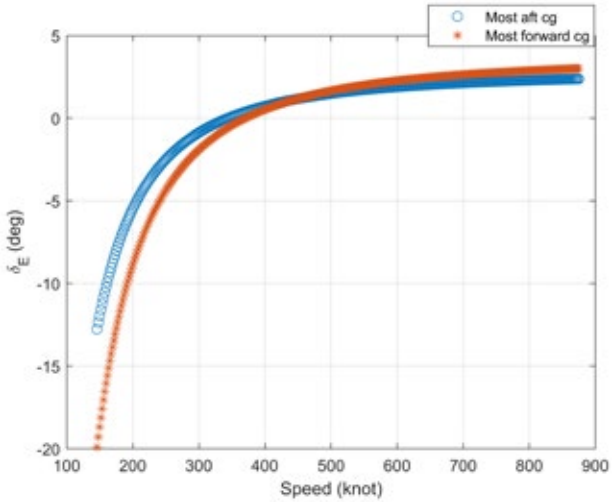
$$C_{m,t} = C_m(\alpha,\beta,\delta_h)\eta_{\delta_h}(\delta_h) + \frac{q\bar{c}}{2V_T}\left[C_{m_q}(\alpha) + \Delta C_{m_q,lef}(\alpha)\left(1-\frac{\delta_{lef}}{25}\right)\right] + C_{Z,t}(x_{cg,ref}-x_{cg}) + \Delta C_{m,lef}\left(1-\frac{\delta_{lef}}{25}\right) + \Delta C_{m,sb}(\alpha)\left(\frac{\delta_{sl}}{60}\right) + \Delta C_m(\alpha) + \Delta C_{m,ds}(\alpha,\delta_h) \quad (3)$$

$$\Delta C_{m,lef} = C_{m,lef}(\alpha,\beta) - C_m(\alpha,\beta,\delta_h = 0^\circ) \quad (4)$$

Genellikle hücum açısına göre yunuslama momenti katsayısının değişiminin negatif olması istenir. Yani hücum açısı arttıkça yunuslama momenti azalmalı. Bu, boylamsal kararlılık için arzu edilir. Hücum açısının sürekli olarak arttırılması, stall durumuna girmesine neden olduğundan, bundan kaçınılmalıdır. Görülebileceği gibi, elevatörün negatif sapması, katsayı pozitif olduğu için burun yukarı yunuslama momentine neden olur ve pozitif sapma olduğu durumda tam tersine neden olur. Daha yüksek hücum açısı değerlerinde, muhtemelen akış ayrılmasından dolayı sapmaların etkinliği azalır.Çalışmamızda F-16 savaş uçağının yakıt tüketimine bağlı olarak değişen ağırlık merkezinin belirlenen uçuş rotasındaki etkileri üzerine MATLAB simulink ortamında hazırlana model yardımıyla veter uzunluğunun $0.25\bar{c}$ değeri ile $0.45\bar{c}$ değerleri arasındaki yunuslama momenti üzerindeki etkileri incelenmiş olup grafiklerle desteklenmiştir.Yapılan çalışma sonucunda belirlenen uçuş zarfına göre yakıt tüketimine bağlı ağırlık merkezi değişimi ele alınmıştır. Bu doğrultuda ağırlık merkezi değişimini en çok etkileyen parametre yunuslama momenti olduğu için algoritmada değişen hücum açısına bağlı olarak ağırlık merkezinin referans veter uzunluğuna göre önde veya arkada olduğu duruma göre iki farklı koşul altında çalışmalar yapılmıştır.Çalışmamızda referans olarak $0.35\bar{c}$ veter uzunluğu alınmıştır. Buna göre ağırlık merkezinin önde olduğu durumlar için $0.25\bar{c}$ -$0.35\bar{c}$ referans uzunluğu aralığına göre hesaplamalar yapılmıştır. Sonrasında ağırlık merkezinin arkada olduğu durumlar için $0.35\bar{c}$ - $0.45\bar{c}$ referans uzunluğu aralığında çalışmalar tamamlanmıştır.

Şekil 3 de ki grafikte verilen iki farklı uçuş durumundaki verilere göre ağırlık merkezi etkileri incelendi. İlk olarak ağırlık merkezinin ileri ve geri hareket ettiği durumlara değinildi. Buna göre ağırlık merkezi ileri doğru hareket ettiğinde, düz seyir uçuşunu korumak için kuyrukta daha büyük bir tepki kuvveti gereklidir. Uçuş esnasında irtifa ve hız değerleri sabitse, kuyrukta aşağı doğru ilave kuvvetin üstesinden gelmek ve kanat üzerinde yüksek bir taşıma üretmek için hücum açısını artırmak gereklidir. Aynı zamanda, daha yüksek hücum açısı nedeniyle taşıma kuvvetinden kaynaklanan indüklenmiş sürükleme kuvveti üretilir. Bu oluşan durum nedeniyle de daha fazla motor itkisi gerekir, bu da daha yüksek yakıt tüketimi ile sonuçlanır. Yakıt tüketimi arttıkça da ağırlık merkezinin konumunda sürekli değişikler olur bu durumun uçuş performansına olumsuz yönde büyük etkisi bulunmaktadır.

Ağırlık merkezi uçağın arka kısmına doğru hareket ettiğinde, gerekli kuyruk kararlığı için ön kısımda meydana gelen dengeleme kuvveti daha azdır, bu nedenle kaldırma daha azdır ve daha küçük bir hücum açışına izin vermektedir. Bu durumda ağırlık merkezinin ileriye doğru hareketine nazaran daha az indüklenmiş sürükleme kuvveti üretmesine neden olur. Bu durum da ağırlık merkezi arkaya doğru hareket ettiğinde daha az motor itki gücüne ihtiyaç duyar.
Çalışmamızda amacımız en iyi menzil ve uçuş rotasını sağlamak için ağırlık merkezinin konumlandırması incelenmiştir. Edinilen sonuçlar doğrultusunda ileri veya geri de olduğu durumlar için çeşitli hesaplamalar yapılmıştır. Amacımız en az yakıt tüketimi, en iyi ekonomik faydaları elde etmek ve yüksek manevra kabiliyeti ve kararlılık durumları göz önüne alınarak ağırlık merkezi konumlandırılması yapılmıştır.



Şekil 5: Ağırlık Merkezi Değişimi

Yukarıdaki Şekil 3 de ağırlık merkezinin önde ve arkada olduğu durumlardaki yatay kuyruk kontrol yüzeyinin değişiminin aerodinamik veter uzunluğunun $0.25\bar{c}$ ile $0.45\bar{c}$ aralığındaki durumlara göre incelendi.

V. Proje Ekibinin Kazanımları ve TUSAŞ'a Olası Katkısı

Genel olarak havacılık şirketlerinde ve savunma sanayii şirketlerinde yakıt tasarrufu önemlilik göstermektedir. Yapılan çalışma da gidilecek en iyi rotayı ve menzili hesaplarken aynı zamanda yakıt tasarrufunu da gözeten bir algoritma oluşturuldu Buna göre projede ki temel amacımızda minimum yakıt tüketimi ile maksimum menzil kat etmek ve bunu mnumum ağırlık merkezi değişim aralığı ile gerçekleştirmektir. Böylelikle uçuş çin iyi rota hesaplamış olup büyük oranda maliyet ve zaman tasarrufu sağlanacaktır. Bu projenin savunma sanayiinin en önde gelen firmalarından olan TUSAŞ'daki ürünlere entegre edidiği takdirde önemli ölçüde zaman ve maliyet katkılarının olacağı öngörülmektedir. Yapılan algoritmanın iyileştirilmeye açık olması ve başka hava araçlarına da entegre edilebilir olması sektöre sağlanabilecek önemli katkılardandır.

VI. Öneriler, Alınan Dersler ve Gelecek Çalışmalar

Bu projede savaş uçağının yakıt tüketimine bağlı olarak değişen ağırlık merkezinin uçuş rotası üzerindeki etkileri ve iyileştirimesi incelendi. Buna göre minimum yakıt tüketimi ile maximum menzil değerleri için ağırlık merkezinin konumu optimize edildi. Her uçuş safhası için en uygun denklem seti oluşturuldu. Oluşturulan bu denklem setlerinden tüm uçuş safhaları için yakıt tüketiminin hesaplandı.Yakıt tüketimine bağlı olarak değişen menzil hesapları yapıldı.Yakıt tüketimine bağlı olarak ağırlık merkezi yerinin değişimi hesaplandı. Mevcut değişimlerin performans üzerindeki etkisi incelendi. MATLAB programından rota optimizasyonu algoritması oluşturuldu. Oluşturulan algoritmaya göre elde edilen sonuçların karşılaştırıp yakıt ve menzile göre en verimli rota oluşturuldu.Çalışmanın ilerleyen aşamalarında yüksek manevra içeren uçuş safhalarının algoritmaya entegre edildi. Elde edilen bu algoritmanın farklı uçak tiplerinde kullanılmaya elverişli hale getirildi.

Kaynaklar

[1] Ying, Zhao, et al. "Design of a Center of Gravity Control Law with Unbalanced Fuel in Aircraft Wing Tanks." *2020 7th International Conference on Dependable Systems and Their Applications (DSA)*. IEEE, 2020.

[2] Wildschek, Andreas, et al. "Fuel management system for cruise performance optimization on a large blended wing body airliner." Progress in flight dynamics, guidance, navigation, control, fault detection, and avionics 6 (2013): 651-670.

[3] Şahin, Özlem, and Çerkez Ağayeva. "An approach to estimate aircraft fuel consumption for the descent phase." Celal Bayar University Journal of Science 14.4 (2018): 379-383.

[4] Huber, B. "Some considerations about aircraft center of gravity." *Proc. 62nd Annual Conference of the Society of Allied Weight Engineers*. 2003.

[5] Goraj, Zdobysław, and Paweł Zakrzewski. "Aircraft fuel systems and their influence on stability margin." *Prace Instytutu Lotnictwa* (2005): 29-40.

[6] Wildschek, Andreas, et al. "Fuel management system for cruise performance optimization on a large blended wing body airliner." Progress in flight dynamics, guidance, navigation, control, fault detection, and avionics 6 (2013): 651-670.

[7] Anderson, David F., and Scott Eberhardt. *Understanding flight*. McGraw-Hill Education, 2010.

[8] Tudosie, A., Petre NEGREA, and V. VĂDUVESCU. "Method of control of aircraft center of gravity based on the fuel consumption order." *J. Scientific Research and Education in the Air Force* 21.28 (2019): 209-214.

[9] AKSAN, M.M., *Uçak Dinamiği,* Arı kitabevi, İstanbul, Türkiye (1969).

[10] KROES, M.J., RARDON J.R., BENT R.D ve McKINLEY, J.L., *Aircraft basic science,* Glencoe Division, Ohio, USA (1990)

[11] Anderson, David F., and Scott Eberhardt. *Understanding flight*. McGraw-Hill Education, 2010.

[12] SANDERSON, J., *A&P technician general textbook,* Senderson Training Product, Englewood, USA (1997).

Yapay Zeka Temelli Kokpit Semboloji Doğrulama Sistemi

Artificial Intelligence Based Cockpit Symbology Identification System

Öğrenci – 1
İsmail Emre Canıtez
Çankaya Üniversitesi
Bilgisayar Mühendisliği
Ankara, Türkiye
ismailemrecanitez@gmail.com

Öğrenci – 2
Mustafa Tahir Bingöl
Çankaya Üniversitesi
Bilgisayar Mühendisliği
Ankara, Türkiye
tahirbngl82@gmail.com

Öğrenci – 3
Nisa Büyüknalbant
Çankaya Üniversitesi
Bilgisayar Mühendisliği
Ankara, Türkiye
nisabostick@gmail.com

Öğrenci – 4
Seyit Semih Yiğitarslan
Çankaya Üniversitesi
Bilgisayar Mühendisliği
Ankara, Türkiye
ssyigitarslan@gmail.com

Öğrenci – 5
Ümit Kumaş
Çankaya Üniversitesi
Bilgisayar Mühendisliği
Ankara, Türkiye
umitkumas@outlook.com

Akademik Danışman
Dr. Öğr. Üyesi Gül Tokdemir
Çankaya Üniversitesi
Bilgisayar Mühendisliği
Ankara, Türkiye
gtokdemir@cankaya.edu.tr

Sanayi Danışmanı
Halil İbrahim Ülgen
Türk Havacılık Uzay Sanayii
Ankara, Türkiye
hulgen@tai.com.tr

***Özetçe*—Uçaklar kokpitlerinde Birincil Uçuş Ekranı (PFD) adı verilen ve hız, altimetre, dikey hız gibi çeşitli göstergelerin bulunduğu ekranlara sahiptir. Bu göstergelerin doğruluğunun test edilmesi önemlidir. İnsan gücü ile yapılan bu işlem oldukça vakit almaktadır. Bu sebeple, bu projede bu işlemin yapay zeka yardımı ile yapılması hedeflenmiştir.**

Anahtar Kelimeler — Birincil Uçuş Ekranı (PFD), Optik Karakter Tanıma (OKT), hız göstergesi, altimetre, dikey hız göstergesi, yapay zeka

***Abstract*—Planes have a Primary Flight Display (PFD) which includes airspeed, altimeter, and vertical speed indicators on their cockpit. It is important to test the accuracy of these indicators. It takes a lot of time with human power. Therefore, it is aimed to be done with help of artificial intelligence in this project.**

Keywords — Primary Flight Display (PFD), Optical Character Recognition (OCR), airspeed indicator, altimeter, vertical speed indicator, artificial intelligence

I. GİRİŞ

Hava araçlarının panellerinde, hava aracının anlık durumunun değerlerini gösteren pek çok indikatör bulunur. Bu indikatörlerden okunan değerler; gerekli hesaplamaların yapılmasında ve karar verme aşamalarında kritik rollere sahiptirler. Bu sebeple panellerde gösterilen değerlerin doğruluğundan kesin olarak emin olunmalıdır.

II. PROBLEMİN TANİMİ

Günümüzde bahsedilen bu panellerin testleri insanlar tarafından yapılmaktadır. Okunan değerlerin hassasiyetinden ve değer aralıklarının çok yüksek olmasından dolayı, insan gözü hata tespitinde yetersiz kalabilmekte veya ufak tutarsızlıklar gözden kaçabilmektedir. Asıl değer ile panelden okunan değer arasındaki en minör tutarsızlığın sonuçları major olabilmektedir. Aynı zamanda bu test süreçleri oldukça uzun sürüp, süreç içinde gerekli olan insan gücünü arttırmakta ve verimi azaltmaktadır.

III. GERÇEKLEŞTİRİLEN ARAŞTİRMA FAALİYETLERİ

A. Literatür Taraması

Yaptığımız literatür taramasında projemize katkı sağlayabilecek birden fazla çalışmaya rastlanmıştır. Fakat bu projeler arasında en dikkat çekici olanı ve projemiz ile benzer çıktıları hedefleyen çalışmanın "Cockpit Display Graphics Symbol Detection for Software Verification Using Deep Learning" isimli çalışma olduğu saptanmıştır. Söz konusu çalışmada kokpitte bulunan ekranlar üzerindeki sembollerin dinamik değişimlerinin saptanması ve bu sembollerin tanımlanması hedeflenmektedir. Bu bağlamda, söz konusu çalışmada hedeflenen çıktılarına ulaşabilmek adına farklı algoritma ve yöntemler kullanılmıştır. Adı geçen çalışmada R-CNN, Fast R-CNN, Faster R-CNN, SSD (Single Shot Detector) ve YOLO (You Only Look Once) gibi algoritmalar

kullanılmıştır. Makalenin yazarları, SSD algoritmasının daha hızlı işlem hızıyla ve kokpitte bulunan ekranların yenileme hızıyla senkronize olarak diğer algoritmalara göre daha yüksek doğruluk ürettiğini öne sürmüşlerdir

B. PFD Üzerindeki Sembollerin Tanınması

Projemizde, PFD donanımları üzerinde bulunan ve uçuş göstergelerinden oluşan sembolojilerin doğrulanması amacıyla model eğitimine ihtiyaç duymaktaydık. Makine öğrenimi çalışmalarındaki en büyük meydan okuma; temiz ve amaca uygun bir veri seti ihtiyacıdır. Bu noktada Microsoft Flight Simulator adlı uçuş simülasyonunu kullanarak toplamda 1200 fotoğraftan oluşan ve modern PFD donanımlarında bulunan tüm göstergeleri içeren bir veri seti oluşturduk. Bu veri seti 3 farklı marka uçağın (Airbus, Boeing, Textron Aviation) PFD donanımlarındaki göstergelerin etiketlenmesi ile oluşturuldu. Veri setini topladıktan sonra sembolojileri tanıyacak modeli eğitmek için çalışmalara başladık.

Modeli eğitebilmek adına Öğrenme Aktarımı (Transfer Learning) yönteminden faydalandık. Bu bağlamda literatür taramasında ulaştığımız sonuca paralel olarak SSD mobilenet_v1_coco isimli modelden yararlandık. Bu modeli ve daha önceden oluşturduğumuz veri setini kullanarak Google Colab üzerinde Python makine öğrenimi kütüphaneleri yardımıyla yeni bir model oluşturmaya çalıştık fakat SSD algoritması ile oluşturduğumuz modelimiz çok düşük doğruluk ve yüksek loss değerleri ile çalışıyordu. Bu bağlamda projemizde Faster R-CNN algoritmasının kullanılmasının daha sağlıklı olacağına karar verdik. Daha önce topladığımız veri seti ile birlikte Faster R-CNN algoritmasını kullanarak eğittiğimiz modelimiz, PFD donanımları üzerindeki göstergeleri Yüzde 95 gibi yüksek doğrulukla tanıyordu. Bu bağlamda Faster R-CNN ile eğittiğimiz modeli kullanmaya başladık.



Şekil. 1.Eğitilen Modelin Çıktısı

C. Optik Karakter Tanıma

Projemizde hedeflediğimiz bir diğer çıktı ise PFD donanımlarının üzerinde bulunan göstergelerde bulunan değerleri doğruluğu yüksek bir şekilde okuyabilmekti. Bu doğrultuda göstergelerde bulunan değerleri okumak için OKT yönteminden faydalandık. Daha önceden eğittiğimiz model, göstergelerin konumlarını ve boyutlarını sağlıklı bir şekilde belirleyebiliyordu. Bu sayede söz konusu göstergelerin fotoğraflardan çıkartılarak okuma işleminin daha sağlıklı olmasını sağladık. Göstergelerde bulunan değerleri okurken Python easyocr kütüphanesinden yararlandık. En nihayetinde göstergelerde bulunan değerleri doğruluğu yüksek bir şekilde okuyabiliyoruz.

IV. ARAŞTİRMA SONUÇLARİ VE ÇİKTİLAR

Günümüz dünyasında her sektör, insan gücünü azaltma arayışı içindedir. Şirketler insan gücü yerine yapay zeka algoritmaları kullanarak işlerini hızlandırmayı hedeflemektedir. Havacılık sektöründe en çok insan gücünün harcandığı konulardan biri ürünlerin doğru çalışıp çalışmadığından emin olmak için yapılan testlerdir. Geliştirmiş olduğumuz bu proje ile PFD ekranlardaki gösterge yerlerinin tespitini yapay zeka ile yapmaktayız. Geliştirmiş olduğumuz proje şekil 2'de görüldüğü gibi bir arayüz ekranına sahiptir.



Şekil. 2.Arayüz Ekranı

Bu menü ekranı sayesinde kullanıcı istediği PFD görselini seçip gösterge tespiti için yapay zeka modelini çalıştırabilmektedir. Uygulamamız, eğitmiş olduğumuz yapay zeka modeli ile gösterge tespiti yaptıktan sonra OKT ile göstergelerdeki değerleri okumakta ve image processing yöntemi ile gösterge ekranının hangi uçağa ait olduğunu tespit edebilmektedir. Şekil 3'te uygulamamızın son çıktısı görülmektedir.



Şekil. 3.Doğrulama Sisteminin Çıktısı

V. Proje Ekibinin Kazanimlari ve TUSAŞ'a Olan Katkisi

Bu proje ile ekip olarak karşılaştığımız sorunları mühendis bakış açısıyla çözmeyi öğrendik. Ayrıca sanayi danışmanımız ve akademik danışmanımızla yaptığımız görüşmeler sayesinde de yeni teknikler öğrenerek bu alanda kendimizi geliştirdik. Yapmış olduğumuz yapay zeka temelli kokpit semboloji doğrulama sistemi sayesinde savunma sanayisi alanında ve TUSAŞ için gerekli alanlarda kullanılabilecek bir sistem oluşturulmuştur.

VI. Öneriler, Alinan Dersler ve Gelecek Çalişmalar

Bu çalışma neticesinde önerilen algoritmalar uygulandığında TUSAŞ tarafından herhangi bir uçağın birincil uçuş ekranındaki göstergeleri doğrulanması otomatik olarak sağlanabilir. Algoritmalar diğer uçuş ekranlarının göstergelerini doğrulanmasında da kullanılabilir.

Ekip olarak makine öğrenmesi algoritmalarını, optik karakter tanıma metotlarını, görüntü işlemeyi ve arayüz tasarlamayı öğrendik. Proje sayesinde ekipçe dayanışmayı ve çalışmayı deneyimledik.

Bu projenin devamı halinde birincil uçuş ekranındaki göstergelerinin konumları ve renkleri de otomatik olarak doğrulanabilir. Kullanılan optik karakter tanıma yerine kokpit göstergelerini doğrulamaya yönelik kullanılabilecek optik karakter tanıma yöntemi geliştirilebilir. Bu sayede göstergeleri doğrulamada başarı oranı artırılabilir. İleriki çalışmalarla makine öğrenmesi yardımıyla uçaklarda bulunan göstergelerinin doğrulanmasını tümüyle otomatik hale getirilebilir.

VII. Bilgilendirme

Bu proje, 2021 yılı 3. dönem TÜBİTAK 2209-B Sanayiye Yönelik Lisans Araştırma Projeleri Desteği Programı kapsamında desteklenmiştir.

Kaynaklar

[1] Girshick, R., Donahue, J., Darrell, T., & Malik, J. (2014). Rich feature hierarchies for accurate object

detection and semantic segmentation. 2014 IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. https://doi.org/10.1109/cvpr.2014.81

[2] Girshick, R. (2015). Fast R-CNN. 2015 IEEE International Conference on Computer Vision (ICCV). https://doi.org/10.1109/iccv.2015.169

[3] Ren, S., He, K., Girshick, R., & Sun, J. (2017). Faster R-CNN: Towards real-time object detection with region proposal networks. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, 39(6), 1137–1149. https://doi.org/10.1109/tpami.2016.2577031

[4] Liu, W., Anguelov, D., Erhan, D., Szegedy, C., Reed, S., Fu, C.-Y., & Berg, A. C. (2016). SSD: Single shot multibox detector. Computer Vision – ECCV 2016, 21–37. https://doi.org/10.1007/978-3-319-46448-0_2

[5] Redmon, J., Divvala, S., Girshick, R., & Farhadi, A. (2016). You only look once: Unified, real-time object detection. 2016 IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition (CVPR). https://doi.org/10.1109/cvpr.2016.91

[6] Pal, D., Alladi, A., Pothireddy, Y., & Koilpillai, G. (2020). Cockpit display graphics symbol detection for software verification using Deep Learning. 2020 International Conference on Data Science and Engineering (ICDSE). https://doi.org/10.1109/icdse50459.2020.9310145

[7] Dongtao, Z., Jie, C., Xing, Y., Hui, S., & Liangliang, S. (2018). Traffic sign detection method of improved SSD based on Deep Learning. 2018 IEEE 4th International Conference on Computer and Communications (ICCC). https://doi.org/10.1109/compcomm.2018.8780999229i

Yapısal Kapsam Analiz Aracı
Structural Coverage Analysis

Öğrenci – 1
Aleyna Dede
Çankaya Üniversitesi
Bilgisayar Mühendisliği
Ankara, Türkiye
aleynadede99@gmail.com

Öğrenci – 2
Ali Bozdoğan
Çankaya Üniversitesi
Bilgisayar Mühendisliği
Ankara, Türkiye
ali.bzdgn95@gmail.com

Öğrenci – 3
Eylül Erdoğan
Çankaya Üniversitesi
Bilgisayar Mühendisliği
Ankara, Türkiye
eylulerdogan99@gmail.com

Akademik Danışman
Prof. Dr. Hayri Sever
Çankaya Üniversitesi
Yazılım Mühendisliği
Ankara, Türkiye
hayri.sever@gmail.com

Sanayi Danışmanı
Ercan Ürek
Türk Havacılık Uzay Sanayii
Ankara, Türkiye
eurek@tai.com.tr

***Özetçe*— Test senaryolarının kapsamı bazen kritik savunma sanayii sistemlerinde yetersiz olabilmektedir. Bizim bu projedeki amacımız, kaynak kod üzerinde koşulan test programlarını analiz edecek bir yapısal analiz kapsam aracı geliştirmektir. Bu geliştireceğimiz ürünün ülkemize ait özgün bir benzerinin bulunmamasından dolayı, ülkemize bu aracı katmak ve aktif kullanımda görmeyi hedefliyoruz. Geliştireceğimiz bu ürün sayesinde test programları daha kapsamlı yazılacak ve birçok alana etki edip maliyet ve efor sıkıntılarından ülkemiz şirketlerini kurtarmasını amaçlamaktayız. Böylece ülkemizin de dışa bağımlılığını ortadan kaldırarak yerli ve milli ürünlerin güvenilir bir şekilde ortaya çıkmasına katkıda bulunmaktadır. Bu doğrultuda kullandığımız test programı ve kaynak kodunu adım adım kompleks hale getirerek gerçek uygulamalarda da denenmesini mümkün kılacağını öngörüyoruz.**

Anahtar Kelimeler — Kaynak kod, Test Senaryosu, Analiz, Dışa bağımlılık, Yerli ve milli, Savunma Sanayii

***Abstract*— The scope of test scenarios can sometimes be insufficient in critical defense industry systems. Our goal in this project is to develop a structural analysis coverage tool that will analyze test programs applied to source code. Since the product we will develop does not have a similar example belongs to our country, we aim to add this system to our country's technology and see it in active use. Thanks to this product we will develop, test programs will be written more comprehensively, and we aim to save our country companies from cost and effort problems by affecting many areas. Thus, it contributes to the reliable emergence of domestic and national products by eliminating foreign dependency in our country. Therefore, we anticipate that it will make it possible to evaluate the test program and source code we use in real applications by making it complex step by step.**

Keywords — Source code, Test scenario, Analysis, Foreign dependency, Domestic and national, Defense Industry

I. GİRİŞ

DO-178C, Havadaki Sistemler ve Ekipman Sertifikasyonunda Yazılım Hususları, FAA, EASA ve Transport Canada gibi sertifika yetkililerinin tüm ticari yazılım tabanlı havacılık sistemlerini onayladığı birincil belgedir. Belge, EUROCAE ile ortak bir çaba içinde RTCA, Incorporated tarafından yayınlanır ve DO-178B'nin yerini alır. DO-178C/ED-12C olarak adlandırılan yeni belge Kasım 2011'de tamamlanmış ve Aralık 2011'de RTCA tarafından onaylanmıştır. Ocak 2012'de satışa ve kullanıma sunulmuştur.

19 Temmuz 2013'te FAA, AC 20-115C'yi onayladı ve DO-178C'yi "havada taşınan sistemlerin yazılım yönleri ve ekipman sertifikasyonu için geçerli FAR uçuşa elverişlilik yönetmeliklerine uygunluğu göstermek için kabul edilebilir bir araç, ancak tek araç değil" olarak tanımladı.

DO-178C, sivil hava uygulamaları için yazılım sistemlerinde doğruluk ve sağlamlığı sağlamak için tüm yazılım yaşam döngüsünü (planlama, geliştirme ve entegre süreçler) kapsayan resmi bir süreç standardıdır. Bütünleşik süreçler, yazılım doğrulamasını, yazılım kalite güvencesini, konfigürasyon yönetimi güvencesini ve düzenleyici makamlarla sertifika irtibatını içerir. DO-178C de dahil olmak üzere ticari havacılık için geliştirilen standartlar, savunma sektöründe de en iyi uygulama olarak kabul edilmektedir.

A. Kısaltmalar

YKA: Yapısal Kapsam Analiz
RTCA: Radio Technical Commission for Aeronautics
ICAO: International Civil Aviation Organization
GATM: Global Air Traffic Management
FAA: Federal Aviation Administration
EASA: European Union Aviation Safety Agency
EUROCEA: European Organization for Civil Aviation Equipment

B. Denklemler

Yapısal Kapsam Analizi çeşitli türlere sahiptir. Bunlar Durum Kapsamı (Statement Coverage), Karar Kapsamı (Decision Coverage), Koşul Kapsamı (Condition Coverage), Koşul / Karar Kapsamı (Condition / Decision Coverage), Değiştirilmiş Koşul / Karar Kapsamı (Modified Condition /

Decision Coverage), Çoklu Koşul Kapsamı (Multiple Condition Coverage) gibi Şekil 1'deki türlerdir.



Şekil. 1. Yapısal Kapsam Analiz Aracı Türleri

Bu projede ağırlıklı olarak Durum Kapsamı üzerinde çalıştık. Geliştirdiğimiz araçta bu kapsamı sağlarken çeşitli testler uygulayarak programda çalışabilir her satır için ulaşılan ve ulaşılmayan durumları kontrol ederek bir analiz oluşturduk. Bu analizin sonucu programın tamamı kontrol edildikten sonra geliştirmiş olduğumuz Kullanıcı Arayüzünde detaylı olarak gösterilmektedir.

Analizi gerçekleştirirken denklem (1) de bulunan kod kapsamı formülünden yararlandık.

$$\%\ Kod\ Kapsamı = \frac{En\ az\ bir\ kez\ yürütülen\ öğe\ sayısı}{Yürütülebilir\ öğelerin\ toplam\ sayısı} \quad (1)$$

Yukarıdaki denkleme göre programdaki tüm kod satırlarının sayısını "Yürütülebilir öğelerin toplam sayısı" içerisinde ve bu satırlar içerisinde ulaşılan, girilen satırların sayısını "En az bir kez yürütülen öğe sayısı" içerisinde tanımladık.

Uygulanılmak istenen test senaryosunun çalışmasına bağlı olarak tamamlanan programın kapsam analiz çıktısı analiz aracımızın arayüzünde yürütülen yerler yeşil boyalı, yürütülmeyen yerler kırmızı boyalı şeklinde ve oransal olarak tüm detaylarıyla belirtilmiştir.

II. PROBLEM TANIMI

Test senaryolarının kapsamı bazen kritik savunma sanayii sistemlerinde yetersiz olabilmektedir. Projede kaynak kod üzerinde koşulan test programlarını analiz edecek bir yapısal analiz kapsam aracı geliştirdik. Geliştirirken havacılık aviyonik sistemlerinde kullanılan DO-178C sertifikasını esas aldık. DO-178C, aviyonik sistemlerin kodlarını yüksek kategorilerde test ederek yüksek ölçekli güvenliğin sağlanmasına katkıda bulunur. 1980'lerin başında yazılımların hava sistemlerinde uçak ve motorlarda kullanılan ekipmanlarda yaygınlaşmasıyla birlikte uçuşa elverişlilik gereksinimleri karşılanmıştır. Uyumluluk için yazılım süreçlerini tanımlamaya ihtiyacını karşılamak için Havacılık Radyo Teknik Komisyonu (RTCA) 1982 yılında DO-178'i (Hava Sistemleri ve Ekipman Sertifikasyonunda Yazılım Hususları) [1] yayınlamıştır. Belge, deneyimlerden alınan geri bildirimlere dayanarak bugüne kadar üç kez yenilenmiştir. DO-178A'nın bir revizyonu 1985'te, DO-178B 1992'de ve DO-178C 2011'de yayınlandı. Uluslararası Sivil Havacılık Örgütü (ICAO) tarafından oluşturulan Küresel Aviyonik Trafik Yönetimi (GATM) anlaşmasına göre, tüm sivil hava araçları sivil havacılık otoritelerinin onayına tabidir. Yazılım için sivil havacılık otoritesi onayı, DO-178C belgesine uygunluk anlamına gelir. Ayrıca günümüzde askeri hava ve uzay araçlarında, nükleer santrallerde, hatta deniz araçlarında veya genel olarak güvenlik açısından kritik sistem yazılımlarında, sistem güvenliğinin bozulmaması için DO-178C uyumu bir sözleşme maddesi olabilmektedir.

Bu proje ile DO-178C hava indirme standardına göre test edilmeyen ve var olan arasında bir Mevcut Durum (GAP) Analizi yapabilen bir yazılım test aracı geliştirdik. Başka bir deyişle, kodun hangi bölümlerine girildiği ve hangi bölümlerine girilmediği kontrol edilmektedir. Bu nedenle yapısal kapsam analizi projemiz, kod yapısının hangi bölümlerinin DO-178C gibi testlerle yürütüleceğini belirler. Ayrıca test senaryoları ve kod yapısı arasında izlenebilirlik sağlamaktadır.

III. GERÇEKLEŞTİRİLEN ARAŞTİRMA FAALİYETLERİ

Proje üzerinde çalışılmaya başlanmadan önce, projenin geliştirme süreci aşamalarının doğru bir şekilde tespit edilebilmesi amacıyla aracın benzer örnekleri olup olmadığı ve kullanılan teknikler analiz edilmiştir. Bu analizler doğrultusunda, DO-178C ve DO-178B standartlarının proje üzerinde kritik öneme sahip olduğu görülmüş ve öncelikli olarak bu standartlar araştırılmıştır. DO-178C analiz safhasında rol alacağından yazılımın güvenilirliği çok büyük bir önem arz etmektedir. Bu noktada, DO-178C ve DO178-B standartları, yazılımın güvenilirliğinin sağlanması noktasında kılavuz görevi görmektedir. Aviyonik yazılım sistemlerinde dünya çapında kabul görmüş olan bu standartlar, tüm yazılım yaşam döngüsü süreçleri için amaçlar tanımlamıştır. Bu amaçlar, ilgili yazılımın kritiklik seviyesine göre değişmektedir. DO-178B standardı için kritiklik seviyesine göre karşılanması gereken amaç sayısı Tablo 1'de verilmiştir [2].

Tablo 1. DO-178B Standardı Kritiklik Seviyesine Göre Karşılanması Gereken Amaç Sayıları

Yazılım Seviyesi	Karşılanması İstenilen Amaç Sayısı
A	66
B	65
C	57
D	28
E	0

Projemiz, öncelikli olarak, Savunma Sanayii'mizde kullanılmayı amaçladığından, bu standartlar geliştirme sürecinde ekibimiz tarafından ön planda tutulmuştur.

Projenin bir test yazılımıyla karıştırılmaması büyük önem taşımaktadır. Yapısal Kapsam Analiz Aracı, mevcut test prosedürlerinin gereksinimlere bağlı kalarak kod yapısının ne kadarını çalıştırdığının bir ölçütüdür. Bu noktada, Yapısal

Kapsam Analiz Aracı'nın çıktıları aşağıdaki şekilde özetlenebilir:

- Gerekli olmayan kod bloklarının tespit edilmesi.
- Eksik gereksinimlerin belirlenmesi.
- Test yeterliliğinin ve kalitesinin doğrulanması.

Bu noktada, projemizin mevcut örnekleri incelenmiş ve çeşitli "Yapısal Kapsam Aracı" örneklerinin bulunduğu görülmüştür. Bu örnekler, ekibimiz tarafından incelenmiş, kullanılan teknikler analiz edilmiştir. Tablo 1'de de belirtildiği üzere, yazılımlar yapılacak işe bağlı olarak belli kritiklik seviyelerine ayrılmaktadırlar. Yapısal Kapsam Analiz Aracı belirlenmiş olan kritiklik seviyesine bağlı kalarak farklı prosedürler kullanılarak uygulanır. Aşağıdaki bu analiz yöntemleri, en az kritiklik seviyesinden en çok kritiklik seviyesine doğru dizilerek açıklanmıştır [3].

A. Durum Kapsama – Statement Coverage

Durum Kapsama analizi, programdaki her bir kod satırının gereksinimlere bağlı kalınarak en az bir kez çalıştırılmış olması gerektiğini vurgular. Bu sayede, tüm kod satırlarının erişilebilir durumda olması gerektiğini görürüz. Aşağıda verilen Şekil 2'de basit bir kod yapısı üzerinde Durum Kapsama analizi gerçekleştirilmiştir.

```
1  Prints (int a, int b) {
2  int result = a+ b;
3  If (result> 0)
4      Print ("Positive", result)
5  Else
6      Print ("Negative", result)
7  }
```

Şekil. 2. Durum Kapsama Analizi Hesaplanması [4]

Sarı renkle taranan kodlar çalıştırılan kod satırlarını temsil etmektedir. Çalıştırılan toplam satır sayısı 5, Tüm kod bloğundaki toplam satır sayısını ise 7 olduğunu görebiliriz. Denklem Tanımı başlığındaki belirtilen formülü kullanarak, 5/7 = %71'lik Durum Kapsama Analizi sonucu elde edebiliriz.

B. Karar Kapsama – Decision Coverage

Karar Kapsama Analizi, kontrol yapısının sonucunun hem doğru hem de yanlış olabileceği durumları kapsar. Basit kontrol yapıları mevcut olduğunda Karar kapsama analizin tamamının uygulanmasını sağlasa da kompleks yapılarda bu durum geçerli olmayabilir. Şekil 3'te bu durumu daha detaylı açıklamak adına basit bir karar bloğu verilmiştir [3]. Bu örnekte A ve B olarak iki adet girdi bulunmaktadır. Bu girdiler Doğru-Yanlış ve Yanlış-Yanlış olarak verildiği durumda karar kapsanmış olacaktır, ancak B girdisinin değerinin programa herhangi bir etkisi olmadığı gözlemlenebilir.

```
if (A or B) then
   ...
end if;
```

Şekil. 3. Karar Kapsama Örnek Kod Bloğu

C. Koşul Kapsama – Condition Coverage

Koşul Kapsama Analizi, bir karar içerisindeki tüm koşulların en az bir kez alabileceği tüm değerleri alması gerektiğini vurgular. Fakat bu kararın tüm sonuçlarının en az bir kez kapsanmış olduğu anlamına gelmez. Şekil 3'teki örnek göz önüne alındığında, A ve B girdileri için Doğru-Yanlış ve Yanlış-Doğru ifadeleri A ve B girdilerinin alabileceği tüm değerleri kapsadığından koşul kapsanmış olur, ancak, tüm kararlar kapsanmaz çünkü Yanlış sonucuna varılmamış olunur. Bu durumda hem Koşul hem de Karar Kapsama analizlerinin belirli bir zayıf noktası olduğu sonucuna ulaşabiliriz.

D. Koşul/Karar Kapsama – Condition/Decision Coverage

Koşul/Karar Kapsama analizinde Koşul ve Karar Kapsama yöntemlerindeki bahsedilmiş olan zayıflıkların kapanması amaçlanmaktadır. Bu doğrultuda, iki teknik tek bir tekniğe indirgenerek, kodun hem tüm koşul kombinasyonlarını hem de tüm karar kombinasyonlarını sağlaması beklenmektedir. Olası tüm karar değerlerine ve tüm koşul değerlerine ulaşılır ve Koşul/Karar Kapsama analizi tamamlanmış olur. Ancak, Koşul/Karar Kapsama'nın da zayıflığı mevcuttur. Şekil 3'te verilen örnek üzerinde A ve B girdilerinin Doğru-Doğru ve Yanlış-Yanlış olduğu durumda tüm koşullar kapsanmış olur ve tüm olabilecek tüm Kararlara ulaşılır. Ancak, or ifadesi yerine and ifadesi kullanılmış olsaydı, koşulan testler ulaşılan sonuçları yakalayamamış olacaktı. Bu durumda da tam performanslı bir kapsama gerçekleştirilememiş olunacaktır.

E. Değiştirilmiş Koşul/Karar Kapsama – Modified Condition/Decision Coverage, MC/DC

Değiştirilmiş Koşul/Karar Kapsama, Koşul/Karar Kapsama'nın geliştirilmiş bir türüdür. Tüm koşulların kararı etkilemesi gerektiğini vurgular. Bu sayede, Koşul/Karar Kapsama'da bahsedilen tehlike ortadan kalkmış olur. Değiştirilmiş Koşul/Karar Kapsama'da Şekil 3'teki A ve B değerleri için Doğru-Yanlış, Yanlış-Doğru ve Yanlış-Yanlış girdileri sağlandığında tüm koşullar kapsanmış olacaktır. Aynı zamanda, olası tüm kararlara ulaşmış olacağız. Bu yöntemin zayıflığı ise test sayısının diğer yöntemlere göre çok daha fazla olması gerektiğidir.

F. Çoğul Koşul Kapsama – Multiple Condition Coverage

Çoğul Koşul Kapsama, bir karar üzerindeki tüm koşulların tüm olasılıklarının test edilmesini vurgular. Örneğin bir karar n koşul barındırıyor ise 2^n adet testin koşulması gerektiği anlamına gelir. Bu sonuç, işlem zamanını bir hayli arttıracak ve programın akışını ağırlaştıracaktır. Bu sebeplerden ötürü çok tercih edilememektedir.

G. YKA Adımları

Yapısal Kapsam Analizi'nin doğru bir şekilde gerçekleştirilmesi için takip edilmesi gereken adımlar bulunmaktadır. Aşağıdaki listede bu adımlar sıralanmıştır.

- YKA Verisinin Toplanması ve Kod Enstrümantasyonu

YKA verisinin toplanabilmesi için testlerin enstrümante edilmiş kod üzerinde koşması ve ilgili veriyi oluşturması

gerekmektedir. Bu sebeple, öncelikle kaynak kod enstrümante edilmelidir. Bu enstrümantasyon, kaynak kod üzerine eklenecek kod satırları ile gerçekleştirilebilir. Kod enstrümantasyonu, programın hangi noktalarının çalıştırıldığını çıktı olarak verir ve bu aşama ileriki safhaların doğru çalışabilmesi için hayati öneme sahiptir.

- YKA Aşaması

Bu aşama, kapsanamamış testler için uygulanan bir aşamadır. Kapsanamayan testlerin neden kapsanamadığı ile ilgili analiz yapar. Bu nedenler, kullanılmayan kod ya da koşulan testin yetersizliği gibi nedenlerden kaynaklanıyor olabilir. Eğer bir test %100 oranında kapsanmış ise YKA Aşamasına geçilmesine gerek yoktur.

- YKA Sonuçlarının Doğrulanması

YKA Sonuçları elde edildikten sonra, sonuçların doğruluğu sağlanmalıdır. Bu durumda, Gözden Geçirme süreci uygulanarak doğrulama gerçekleştirmek mümkündür.

- Analiz Çıktıları

YKA başarılı bir şekilde tamamlandıktan sonra, çıktılar elde edilecektir. Bu çıktılar aşağıdaki gibi sıralanabilir:

  - Yapısal Kapsam Analiz Raporu
  - Enstrümantasyon Verisi
  - Yazılım Değişiklik Gerekliliği

Araştırmalarımıza göre, bu projenin ülkemiz içerisinde ilgili askeri standartlar doğrultusunda yeterliliği sağlayacak herhangi bir araç olmadığı, ancak halihazırda TUSAŞ'ın da kullanmakta olduğu yurtdışı kaynaklı muadillerinin mevcut olduğu görülmüştür. Proje geliştirme sürecinde bu örnekler göz önünde bulundurulmuş, arayüz tasarımları, kullanılan teknikler ve uygulanacak adımlar konularında mevcut örnekler ve çıktıları, ekibimize rehberlik etmiştir.

IV. ARAŞTIRMA SONUÇLARI VE ÇIKTILAR

Yaptığımız detaylı araştırmalar sonucunda birçok sivil hava aracının sertifikasyona tabii tutulduğunu öğrendik. Eğer hava aracınızın aviyonik ve yazılım araçları yetkilendirilmiş sertifikasyonlardan başarılı olmaz ise uçabilme yeteneğine sahip olamıyor. Sertifikasyon süreçlerinde kullanılan donanım ve yazılım araçları ise büyük oranda Türk şirketleri tarafından ithal ediliyor. Bu hususta üretilen ve geliştirilen yüksek teknolojik ürünlerin dışa bağımlı olmasına sebep oluyor. Üretilen ürünlerin yüksek donanıma ve kaliteye sahip olmasını istiyorsak kritik teknolojilerin şirketlerin kendi bünyesinde üretilmesi ve geliştirilmesi gerekiyor. Üretilen hava araçlarının satışı söz konusu olduğunda dışa bağımlı olmamak hem satış alanında başarınızı etkileyecek hem de pazarda yerinizi sağlamlaştırabilecek bir önemli hususdur. DO-178C sertifikasyon yazılım araçları da bu bahsedilen hususlardan biridir. Şirketimizin bu kritik yazılım aracını yerlileştirerek hem alanında uzman kadroların oluşmasına yatırım yaparak şirketin dışa bağımlılığını ortadan kaldırması tavsiye edilmektedir.

V. PROJE EKİBİNİN KAZANIMLARI VE TUSAŞ'A OLASI KATKISI

Proje hedefine ulaşırken mevcut bir kaynak kod ve test senaryosu üzerinden C/C++ programlama dili ile bir arayüz programı geliştirilmiştir. Kaynak kodun büyümesi ve karışık hale getirilmesi göz önünde bulundurularak program geliştirilmiş ve doğruluğu gözlemlenmiştir.

Projemiz yazılım aracının kritik test senaryolarını yeterli bir şekilde analiz edebiliyor ve geri bildirim sunabiliyor. TUSAŞ'a ait uçakların içerisindeki kodlardan sunulan geri bildirim baz alınarak hem geliştirici hem de testçi bir araya gelerek ürün ülkemiz SSB envanterine girmeden önce projemiz sayesinde en üst düzeyde güvenilirliği ve doğruluğu sağlanmış olacaktır. Bu projenin daha önceki örneklerinin tamamı yurt dışı bazlıdır. Bu örnekler, kaynak kodu üzerinde koşulmuş olan testin tüm senaryoları sağlayıp sağlamadığını öngörmeye yarayan araçlardır. Bizim geliştirmiş olduğumuz araç bu özelliği sağlamakta olup, program bitiminde analiz çıktısı da vermektedir. Hangi koşulların test edildiğini ve koşulmak istenilen testin gerçekten o senaryoyu test edip etmediği bilgilerini çıktı olarak vermektedir. TUSAŞ bu sistemi kullanarak ülkemizin bu alanda dışa bağımlılığı azalıp ve ihraç etme potansiyeline ulaşacaktır.

VI. ÖNERİLER, ALINAN DERSLER VE GELECEK ÇALIŞMALAR

Yapısal Kapsam Analiz Aracı, yeterli yetkinlikleri sağlayacak herhangi bir milli örneğinin bulunmadığı bir araçtır. Milli projelerde koşulan testler hayati öneme sahiptir. Bu noktada testlerin yeterliliğinin tespit edilmesi çok kritik bir iştir. Yapısal Kapsam Analizi Aracı'nı dış ülkelerden satın alıyor olmak, projenin gizlilik ilkelerine tehdit oluşturmakta olup, aynı zamanda mali açıdan ülkemizi ve firmalarımızı olumsuz etkilemektedir. Bu durum, ekibimizin ilgili projenin kritikliğini anlamasına yardımcı olmuş, ülkemizi bu konuda dışa bağımsız kılmak adına milli bir araç geliştirme adına ekip üyelerini motive etmiştir. Projenin mevcut geliştirme ortamlarındaki derleyiciler ile karıştırılmaması da büyük önem arz etmektedir. Gerçekleştirilen Araştırma Faaliyetleri başlığında da bahsedildiği üzere çeşitli Yapısal Kapsam Analiz yöntemleri bulunmakta olup her birinin kritik farklılıkları bulunmaktadır. Araştırmalarımız ve geliştirme sürecimiz boyunca, farklı analiz tekniklerinin güçlü yanları ve zayıf yanları da gözlemlenmiştir. Örneğin, Şekil 3'te verilmiş olan örnek için Koşul ve Karar Kapsama analiz araçlarının analizlerini gerçekleştirirken ikisinin de zayıf noktası olduğu, bu zayıflıkların iki analiz yöntemini birleştirerek tek bir yöntem içerisinde kullanılarak daha etkili ve doğru sonuçlar alındığı görülmüştür.

Projemiz Durum Kapsama Analizi gerçekleştirmektedir. İleriki çalışmalarda, Karar/Koşul Kapsama, Değiştirilmiş Koşul/Karar Kapsama gibi daha ileri teknikler uygulanabilir. Programın arayüzü geliştirilerek, hangi analizin gerçekleştirilmesi talep ediliyor ise bu seçim kullanıcıya bırakılarak yapılabilir, ya da raporlama aşamasında her bir analiz yöntemi için ayrı ayrı sonuçları gözlemlenebilir.

Milli projelerimizin en önemli süreçlerinden biri olan güvenlik bazlı yazılım geliştirme ve doğrulama sürecinin kritik

bölümlerinden biri olan Yapısal Kapsam analizi genellikle yaşam döngüsünün son adımında yer alan ve tüm ürünlerin ve çıktıların (gereksinimler, kaynak kod, test senaryoları vb.) uyumluluğunu ve kalitesini garanti altına almaktadır. Bu doğrultuda, Yapısal Kapsam Analiz aracının kritikliği bir kez daha ispatlanmış olup, proje geliştirilmeye devam edilmelidir. Gelecek dönemde, daha komplike kod yapıları için de benzer çalışmaların yapılması projenin devamlılığı adına faydalı olacaktır.

KAYNAKLAR

[1] Software Considerations in Airborne Systems and Equipment Certification, Temmuz 11, 2022, http://www.dcs.gla.ac.uk/~johnson/teaching/safety/reports/schad.html

[2] Pişken, U. Ata, B., "Türkiye'de DO-178B Uyumlu Yazılım Sertifikasyon Projelerinde Planlama Sürecinde Yaşanan Problemler", Savunma Teknolojileri ve Mühendislik A.Ş., Mühendislik ve Sertifikasyon Müdürlüğü, Ankara, Türkiye.

[3] Ertürk, N., Yüceer E., Polat C., Öner M., "Yazılım Yapısal Kapsama Analizi", Aydın Yazılım ve Elektronik Sanayi A.Ş., Ankara, Türkiye.

[4] Hamilton T. "Code Coverage Tutorial: Branch, Statement, Decision, FSM", 2022.

Yapısal Kapsam Analiz Aracı
Structural Coverage Analysis

Öğrenci – 1
Beyza Nur Bayrak
Uludağ Üniversitesi
Elektrik Elektronik Mühendisliği
Bursa, Türkiye
beyzanur.byrk.99@gmail.com

Öğrenci – 2
Fatma Nur Topçu
Uludağ Üniversitesi
Elektrik Elektronik Mühendisliği
Bursa, Türkiye
fatmanurtopcu97@gmail.com

Öğrenci – 3
Betül Gürbüz
Uludağ Üniversitesi
Elektrik Elektronik Mühendisliği
Bursa, Türkiye
betulguurbuuz@gmail.com

Öğrenci – 4
Zehra Emil
Uludağ Üniversitesi
Elektrik Elektronik Mühendisliği
Bursa, Türkiye
zehraemil@gmail.com

Öğrenci – 5
İsmail Burak Duru
Uludağ Üniversitesi
Elektrik Elektronik Mühendisliği
Bursa, Türkiye
i.burakduru@gmail.com

Akademik Danışman
Doç. Dr. Umut Aydemir
Uludağ Üniversitesi
Elektrik Elektronik Mühendisliği
Bursa, Türkiye
umutaydemir@gmail.com

Sanayi Danışmanı
Ercan Ürek
Türk Havacılık Uzay Sanayii
Ankara, Türkiye
eurek@tai.com.tr

***Özetçe*— Savunma sanayi gibi kritik yazılım geliştiren kurumlar, ürünlerini belli bir kalite seviyesinde üretmek ve bunu göstermek için bir yazılım geliştirme standardı kullanır veya bir yazılım yaşam döngüsü süreci takip eder. Diğer taraftan üretilen yazılım ürünü önemli bir sistemin parçası olacaksa veya insan hayatını etkileyecek nitelikte ise bu durumda ulusal veya uluslararası kuruluşlar tarafından bu tür yazılımların geliştirilme sürecinin uygun standartlarda olması istenir. Bu isterler doğrultusunda tasarlanması planlanan yapısal kapsam analiz aracının DO-178B standartlarına uygun olması amaçlanmaktadır. (Özkok ve Ceylan, 2008)**

Ülkemizde gelişen havacılık sektörü ile beraber giderek artan oranda aviyonik ekipmana olan istek ve buna paralel olarak da bu ekipmanlarda yer alacak yeni yazılım ihtiyacı ortaya çıkmıştır. Bu yazılımları geliştirirken kullanılması gereken yazılım araçlarına olan gereklilik bu oranda artmaktadır. Bu ihtiyaçlar doğrultusunda aviyonik sistemlerden minimum kod ile maksimum verimli sonuçlar elde etmek için önerilen proje kapsamında tasarlanan yapısal kapsam analizi aracı ise yerli bir muadili olmayan, aviyonik yazılım geliştirme sürecinde oldukça büyük öneme sahip bir ihtiyaçtır. Yapısal kapsam analizi gereksinim tabanlı testlerin koşturulması sonucunda kodun ne kadarlık bölümünün çalıştırıldığını anlamaya yönelik yapılan analiz olarak tanımlanır.

Anahtar Kelimeler — Kritik Yazılım, DO-178B, Durum Kapsamı, Şube Kapsamı

***Abstract*— Institutions that develop critical software, such as the defense industry, use a software development standard or follow a software lifecycle process to produce and demonstrate their products at a certain quality level. On the other hand, if the software product produced is to be a part of an important system or to affect human life, then national or international organizations require the development process of such software to comply with appropriate standards. The structural scope analysis tool, which is planned to be designed in line with these requirements, is intended to comply with DO-178B standards.**

With the developing aviation sector in our country, the demand for avionic equipment has increased and in parallel, the need for new software to be included in these equipment has emerged. The need for software tools that should be used while developing these software is increasing at this rate. In line with these needs, the structural scope analysis tool designed within the scope of the proposed project in order to obtain maximum efficient results with minimum code from avionic systems is a need of great importance in the avionics software development process, which has no domestic equivalent. Structural scope analysis is defined as the analysis made to understand how much of the code is run as a result of running requirements-based tests.

Keywords — Critical Software, DO-178B, Statement Coverage, Branch Coverage

I. Problem Tanimi

Dünyada yazılımın yoğun olarak kullanıldığı sistemler çalışırken emniyetli olmak zorundadır. Bu durum günümüzde insan üretimi fakat hata yapmayan yazılım geliştirilmesi ihtiyacı ortaya çıkarır. Bu ihtiyaç güvenlik kritik yazılım geliştirme çevriminde, hata bulmaya ve önlemeye yönelik yeni yöntemlerin ortaya çıkarılması ve uygulanması ile hata oranını en aza indirgemeye çalışır.

Havacılık ve uzay sanayiinde geliştirilen yazılımlarda binlerce satırlık gereksinim kümeleri içerisinde kaybolmadan, anlaşılır ve çalıştırılabilir ortam üzerinden gözden geçirmeleri gerçekleştirilerek, yazılımın sistem üzerinde çalıştırıldığında ortaya çıkması muhtemel hataların henüz sisteme girmeden tespit edilmesi gerekir. Aviyonik sistemlerde belirlenen isterler

doğrultusunda DO-178B [1] standartlar kılavuzluğunda yazılım doğrulama sürecinin güvenlik kritik yazılımlarda hata bulma metrikleri ve sağladığı faydalardan yaralanmak gerekir.

Bu projede hava araçları için sistem mühendisleri tarafından belirlenen gereksinimlerine göre yazılan kritik yazılımların, yazılım testleri çalışırken geliştirilen kodun kaç satır/blok yürütüldüğünü ölçmek için geliştirilen yazılımın yapısal kapsam analiz aracı gerçekleştirilmiştir. Araç ile yapısal kapsam analiz verisinin toplanması için, testlerin enstrümente edilmiş kod üzerinde koşturulur. Koşturulan test senaryolarının ilgili yazılım kaynak kodunun ne kadarlık bölümünü çalıştırdığını anlamak üzerine yapılan ölçüm için, enstrümantasyon yöntemi ile kaynak koda özel kod parçaları eklenerek, enstrümante edilmiş kod sayesinde, gereksinim tabanlı testlerin koşumu sonrasında kaynak kodun hangi kısımlarının çalıştırılabildiği kolaylıkla ayrıştırılabilir hale geldi.

Ayrıca araştırmalar yapıldığında kritik yazılım geliştirme ve doğrulama sürecinde uluslararası kuruluşlar tarafından geliştirilen yapısal kapsam analiz araçları bulunduğu ülkemizde bu alanda hali hazırda geliştirilmiş bir yapısal kapsam analiz aracı bulunmadığı, bu kapsamda yazılım geliştirme ve doğruluma aşamasının en zorlu süreçlerinden birisi olan yapısal kapsam analizinin kolaylaştırılması ve uluslararası araçlara olan bağımlılığı azaltmak gerektiği gözlenmiştir. Geliştirilen proje ile yerli ve milli bir araç tasarımının ilk adımları atılarak geliştirilmeye açık bir tasarım yapılmıştır.

II. GERÇEKLEŞTİRİLEN ARAŞTİRMA FAALİYETLERİ

Projeye başlamadan önce proje adımlarının belirlenmesi ve belirlenen adımlarına uygun ilerleyebilmek için projenin amacı ve ihtiyaçları dikkate alınarak detaylı bir literatür araştırması yapıldı. Araştırmalar dikkate alınarak ilk olarak test edilmek istenen yazılımın akış diyagramı incelenerek dallanma bölümleri belirlenir ve bu bölümler kapsam için uygun olup olmadığına karar verilir. Gerekli uygunluk sağlanması durumunda enstrümente edilmiş kodun C programlama dili ortamında yazılmasının uygun olacağına karar verilir.

Yapılan araştırmalar sonucunda herhangi bir sistemin belirli bir niteliğinin ölçülmesi için gerekli olan yazılım metriklerinden Statement Coverage ve Branch Coverage kullanılarak çalışan program hakkında bilgi toplanır ve ardından test takımının kod kapsamı hakkında bir rapor oluşturmak için bunu kaynak bilgilerle birleştirir.

Gereksinimlere uygun yazılan kodun farklı metriklere göre test edilerek kapsamının yapılması için enstrümente edilmiş kod (instrumented code) yazılır. Enstrümente edilmiş kodun hazırlanmasında makro tanımlamaları (macro definition) kullanılır. C önişlemcisi makro tanımlaması yapılmasına izin verir. Makro tanımlamalarında define komutu ile fonksiyon oluşturulup satır numaralarına erişilebilir. Şekil II-1'de makro tanımlamaları gösterilmiştir. Makro olarak tanımlanan fonksiyonlar çağırılarak testi edilecek kodun çalışan satır numaralarına erişilebilir.

```
#define Log1(){_Log1(__LINE__);}
```

Şekil II.1 Makro Tanımlaması

Durum kapsamı (Statement Coverage) [2] için, test edilecek kodda bulunan tüm fonksiyonların ve döngülerin giriş ve çıkış kısımlarına makro olarak tanımladığımız fonksiyonlar çağırılır. Kod çalıştırıldığında girilen tüm fonksiyonların ve döngülerin giriş ve çıkış kısımlarının satır numaraları arasındaki fark alınarak çalışan tüm satır numaraları hafızada bir dizi (array) halinde tutulur. Aynı fonksiyon veya döngü birden fazla çalıştırıldığı durumda satır numaraları diziye sadece bir kez eklenir. Hava aracı kodu çalıştırılması tamamlandığında hafızada dizi halinde tutulan satır numaraları statement_coverage.txt dosyasına yazdırılır ve çalışan satır numaralarının toplam koda oranı ile durum kapsamı elde edilebilir.

```
int _Log5(int line)
{
    w = line;
}

int _Log6(int line)
{
    q = line;
}
int statement()
{
    char dizi[10];
    sprintf(dizi,"%d-%d",w,q);
    xx = toplam();
    fprintf(cfPtr,"%s\n", dizi);
}
```

Şekil II.2 Durum Kapsamı için Enstrümente Edilmiş Kod

Şube kapsamı (Branch Coverage) [3] için, test edilecek kodda bulunan tüm if-else, for döngüsü, switch-case döngüsü, while döngülerinin içlerinde çağırılır. Kod çalıştırıldığında bu döngülerin satır numaraları hafızada tutulur. Aynı döngü birden fazla çalıştırıldığında sadece bir kez satır numarası hafızada tutulur. Hava aracı kodu çalışması tamamlandığında hafızada tutulan satır numaraları branch_covrage.txt dosyasına yazdırılır. Çalışan satır numaraları analiz edilerek toplam if-else yapılarından kaç tanesine girdiğinin oranından if-else kapsamı, toplam for yapılarından kaç tanesine girdiğinin oranından for döngüsü kapsamı, toplam switch-case yapılarından kaç tanesine girdiğinin oranından switch-case döngüsü kapsamı, toplam while yapılarından kaç tanesine girdiğinin oranından while döngüsü kapsamı elde edilir.

```
int _Log1(int line)
{
    fprintf(Ptr, "%d - if/else function\n", line-1);
    a = line-1;
    buffer();
    return 0;
}
```

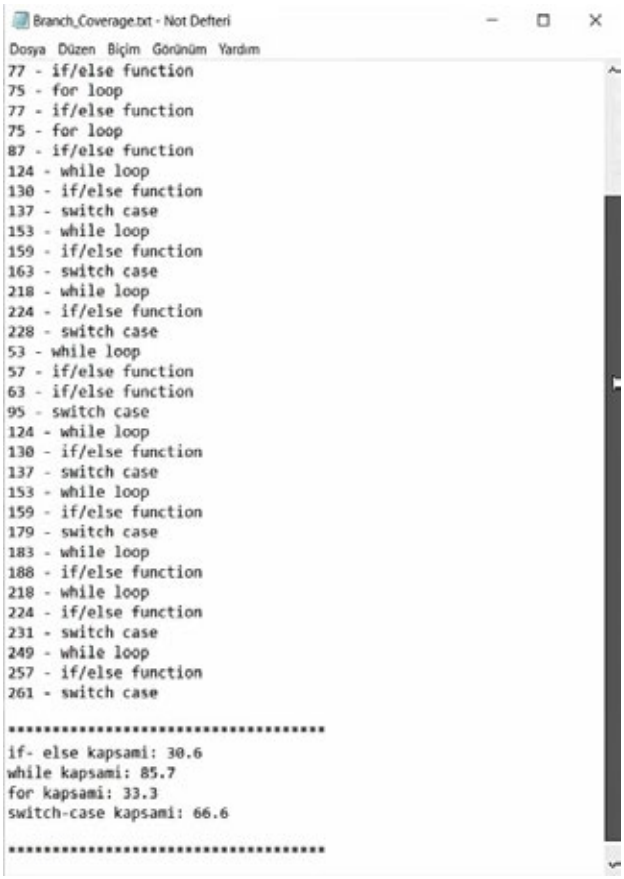
Şekil II.3 Şube Kapsamı için Enstrümente Edilmiş Kod

Hazırlanan enstrümente edilmiş kod, header dosyası olarak kaydedilir. Header dosyası, .h uzantılı bir dosyadır. Kaynak dosya arasında paylaşılacak C işlev bildirimlerini ve makro tanımlarını içerir.

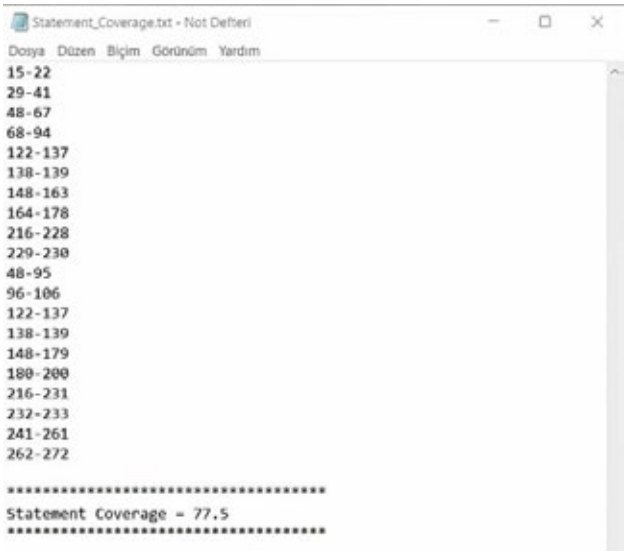
III. ARAŞTİRMA SONUÇLARİ VE ÇİKTİLAR

Aktif çalışmaya uygun hale getirilen enstrümente edilmiş kod ile test edilecek kodun derlenmesi ile kodun çalışması

tamamlandıktan sonra proje dosyası klasöründe fonksiyon kapsam oranları oluşturulan branch_coverage.txt dosyasına tutulurken satır kapsam oranları statement_coverage.txt dosyasında tutulur.



Şekil III.1 Şube Kapsamı (Branch Coverage) Metin Dosyası Çıktısı



Şekil III.2 Durum Kapsamı (Statement Coverage) Metin Dosyası Çıktısı

Yapısal kapsama analizi özet dosyaları tüm testler ve kaynak kod dosyaları doğrulandıktan sonra kapsama analizi veri tabanı sonuç verileri üretilir. Bu verilerde her bir kaynak kod dosyasına ait kapsama analizi metrikleri, hangi testlerin hangi adımda kapsandığı ve kapsanma yüzdesi bilgileri bulunur. Doğrulama süreci sonunda, üretilen yapısal kapsam analizi özet dosyası, test sonuçları ve kapsama analizi çıktıları sertifikasyon için hazır hale gelir. Bu proje kapsamında; yapısal kapsam analiz aracı ile yazılım üzerinde gerçekleştirilen testlere hızlı cevap vermesi, onaylı yazılım planı ve standartlara uyum sağması, kod üzerinde yapılan değişikliği test ederek yazılımın kalitesini arttırmaya yardımcı olunması sağlanmıştır.

IV. Proje Ekibinin Kazanimlari Ve TUSAŞ'a Olasi Katkisi

A. Proje Ekibinin Kazanımları

Bitirme projesi kapsamında Yapısal Kapsam Analiz Aracı konulu proje için yapılan literatür araştırması ile test yazılımı, yazılım yaşam döngüsü, yazılım metrikleri ve kapsam araçları hakkında incelemeler yaparak yapısal kapsam analiz araçlarının uygulaması ve kullanımı ile bilgi edinildi.

Ekip proje süresince, ortak çalışma ve araştırma yapabilme, durumlar karşısında farklı fikir üretebilme, hızlı ve etkili karar alabilme ve proje yürütme becerileri geliştirmiştir. Ayrıca bu konuda çalışmak ekibin ufkunu açarak bu alandaki çalışmalarda fikir sahibi olmaya olanak sağladı.

B. Projenin TUSAŞ'a Olası Katkıları

Yapısal kapsam analiz aracı ile test edilecek koda uygun olarak belirlenen gereksinimleri test edebilmek, kod çalışırken kodun kaç satır/blok yürütüldüğünü ve kapsamını analiz etmek için ortaya çıkarılan tasarım ile Türk Havacılık ve Uzay Sanayisine katkıda bulunmak istemekteyiz. Proje kapsamında tasarlanan Yapısal Kapsam Analiz Aracı yazılım üzerinde gerçekleştirilen testlerde sisteme yüklenmeden oluşabilecek hataları bularak zamandan tasaruf sağlanarak, maliyeti düşürmek öngörülmektedir. Araç üzerinde yapılan çalışmalar geliştirlerek yerli araç tasarımı tamamlanarak kullanılabilir ürün haline getirmek hedeflenmektedir.

V. Öneriler, Alinan Dersler Ve Gelecek Çalişmalar

Proje kapsamında yapılan araç tasarım bir uygulama haline getirilmek istenmiştir fakat yazılım için kullanılan programlama dili ile uygulama tasarımı yapılan programlama dili arasında yaşanan entegrasyondan probleminden dolayı tasarım, uygulamaya entegre edilen testi yapılacak kod yerine enstrümente edilmiş kod içerisine testi yapılacak kod dosyasının akatarılması ile gerçekleşmektedir. Edinilen bu deneyimden öğrenildiği üzere enstrümente edilmiş kodun yazımı için kullanılan programlama dili ile arayüz ortamının yapılacağı programlama dilinin birbirine uygun seçilmesidir.

TÜBİTAK 2209/B Sanayiye Yönelik Araştırma Projeleri Desteği Programı ile destek almaya hak kazanan Yapısal Kapsam Analiz Aracı proje ile çalışmalara devam ederek geliştirlecek enstrümente edilmiş kodun programlama dili ile uygulamaya dönüştürülecek arayüzün programlama dili uygun

seçilerek mevcut projede kullanılan tasarım yerine daha gelişmiş yerli bir araç tasarlanarak yazılım testlerinin yapısal kapsam analizi için kullanılabilir araç tasarlanmak hedeflenmektedir.

KAYNAKLAR

[1] RTCA SC-167/EUROCAE WG-12, Software Considerations In Airborne Systems And Equipment Certification, RTCA Inc., Washington, D. C., 86-88, 1992

[2] Hayhurst, K., Veerhusen, D., Chilenski, J. and Rierson, L., A Practical Tutorial on Modified Condition/Decision Coverage, NASA, Washington, 7-8, 2001.

[3] Structural coverage analysis, Ocak 15, 2022, https://www.rapitasystems.com/products/features/structural-coverage-analysis

Yönlü Kuplör Tasarımı, Üretimi ve Performans Testlerinin Gerçekleştirilmesi

Directional Coupler Design, Manufacturing and Performance Testing

Öğrenci – 1
Ömer Selim Yaşa
İzmir Katip Çelebi Üniversitesi
Elektrik-Elektronik Mühendisliği
İzmir, Türkiye
osyasa99@gmail.com

Öğrenci – 2
Yaşar Kaplan
İzmir Katip Çelebi Üniversitesi
Elektrik-Elektronik Mühendisliği
Gaziantep, Türkiye
yasarkaplan1510@gmail.com

Akademik Danışman
Doç. Dr. Merih Palandöken
İzmir Katip Çelebi Üniversitesi
Elektrik-Elektronik Mühendisliği
İzmir, Türkiye
merihmems1980@gmail.com

Akademik Danışman
Prof. Dr. Adnan Kaya
İzmir Katip Çelebi Üniversitesi
Elektrik-Elektronik Mühendisliği
İzmir, Türkiye
cellular1973@gmail.com

Sanayi Danışmanı
Hacer Karagöl
Türk Havacılık Uzay Sanayii
Ankara, Türkiye
hkaragol@tai.com.tr

***Özetçe*— Bu çalışmada, mikrodalga ve radyo frekansı (RF) sistemlerinde, giriş gücünü gerekli kuplaj seviyesi oranı ile diğer portlara dağıtarak, gelen ve yansıyan dalgalar hakkında bilgi veren, iletim hattı boyunca belli bir noktadaki güç ve frekans ölçümlerinde kullanılabilen, 2.4 GHz frekans bandında performans gösteren yönlü kuplör tasarımı, üretimi ve performans testleri gerçekleştirilmiştir. Tasarım aşamasında gerekli olan tasarım parametrelerinin hesaplanması (iletim hattı genişlikleri, iletim hattı uzunlukları vs.) AppCAD programı kullanılarak gerçekleştirilmiştir. Belirli aralıklarla iletim hatları arasında ki mesafe azaltılarak daha kararlı sonuçlar elde edilmeye çalışılmıştır. Çalışma kapsamında tasarlanan yönlü kuplöre ait tek ve çift mod analizleri gerçekleştirilmiştir. Kuplörün tasarım aşamaları, CST Studio programı kullanılarak gerçekleştirilmiştir.**

Anahtar Kelimeler — Mikrodalga Sistemler, RF Sistemler, Yönlü Kuplör Topolojileri, CST, AWR.

***Abstract*— In this study, in microwave and radio frequency (RF) systems, distributing the input power to other ports with the required coupling level ratio, providing information about incoming and reflected waves, which can be used for power and frequency measurements at a certain point along the transmission line, directional coupler design, production and performance tests were carried out in the 2.45 GHz frequency band. The calculation of the design parameters required at the design stage has been carried out using the AppCAD program. It has been tried to obtain more stable results by reducing the distance between the transmission lines at certain intervals. Even and Odd mode analyses of the designed directional coupler have been performed. The design stages of the coupler have been carried out using the CST program.**

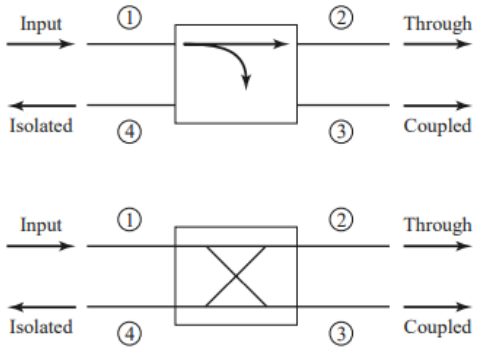
Keywords — Microwave Systems, RF Systems, Directional Coupler Topologies, CST, AWR.

I. GİRİŞ

Mikrodalga sistemlerde, gönderilmiş olan dalganın bir kısmı geri yansıyacaktır, bu durum kaynak ve yük arasındaki empedans uyuşmazlığından dolayı meydana gelmektedir [1]. Geri yansıyan dalgalar güç kaybı yaşanması anlamına gelmektedir, bu sistemlerde güç kaybı yaşanıyor olması istenmeyen bir durumdur. Yönlü kuplörler 4 porttan oluşan pasif mikrodalga devre elemanlarıdır ve ideal şartlar altında kayıpsızlardır [2]. Bazı kullanım alanları ise şu şekildedir:

- Mikrodalga devrelerinin belli bir noktasındaki güç veya frekansın ölçülmesi
- Mikrodalga gücünün örneklenmesi
- Duran dalga oranı, yansıma katsayısı, empedans ve geri dönüş kaybı ölçümünde
- Mikrodalga transistörlerinin S-Parametrelerinin belirlenmesinde ve zayıflatıcı gibi çeşitli uygulamalarda yönlü kuplörlerden faydalanılmaktadır [3].

Yönlü kuplörlerin temel çalışma prensibi Şekil 1 yardımıyla açıklanabilir. Şekil 1' de görüldüğü üzere kuplörler 4 adet porta sahiptir. 1. Porttan sağlanan güç belirli bir kuplaj faktörü ($|S_{13}|^2 = \beta^2$) ile 3. Porta (Kuplaj Portu) kuplajlanır. Geriye kalan güç belirli bir katsayı ($|S_{12}|^2 = \alpha^2 = 1 - \beta^2$) ile 2. Porta (İletim Portu) gider. 4. port izolasyon portudur, bu portta terminasyon yapılmaktadır. İdeal bir yönlü kuplör de 4. Porta (İzolasyon Portu) hiçbir güç iletilmez [4].



Şekil. 1. Yönlü Kuplör Gösterimi

Yönlü kuplörler için aşağıdaki formülasyonlar kullanılmaktadır:

$$\text{Kuplaj Faktörü} = C = 10log\frac{P1}{P3} = -20\ log\ \beta\ dB \quad (1)$$

$$\text{Yönlülük} = D = 10log\frac{P3}{P4} = 20\ log\frac{\beta}{|S14|}\ dB \quad (2)$$

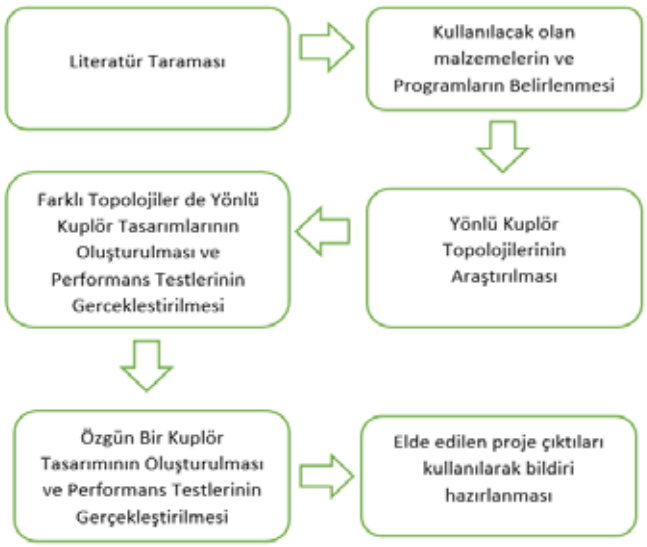
$$\text{İzolasyon} = I = 10log\frac{P1}{P4} = -20\ log\ |S14|\ dB \quad (3)$$

$$\text{Ekleme Kaybı} = L = 10log\frac{P1}{P2} = -20\ log\ |S12|\ dB \quad (4)$$

Kuplaj faktörü (Coupling) giriş portundaki gücün, kuplaj portundaki güce oranını ifade eder. Yönlülük (Directivity), kuplörün kuplaj portundaki sinyali, izolasyon portundaki sinyalden ayırabilme yeteneğinin bir ölçüsüdür. İzolasyon (Isolation), diğer iki port uyumlu yükler tarafından sonlandırıldığında, giriş portu ve izolasyon portunun sinyal seviyeleri arasındaki oran olarak tanımlanır. İdeal bir yönlü kuplörün ekleme kaybı (Insertion Loss), tamamen kuplaj kaybından oluşacaktır. Ancak gerçek bir yönlü kuplörde ekleme kaybı, kuplaj kaybı, dielektrik kaybı, iletken kaybı ve duran dalga oranı kaybının kombinasyonundan oluşur [5].

II. Gerçekleştirilen Araştırma Faaliyetleri

Proje süresince takip edilen iş akış şeması Şekil 2'de verilmiştir. Proje süresi boyunca literatür taramasına devam edilmiştir. Literatürde mevcut bulunan gerçekleştirilmiş çalışmalar incelenerek, kullanılacak olan malzemelerin ve programların belirlenmesi sağlanmıştır. Projede altlık malzeme olarak FR-4, iletken malzeme olarak ise bakır kullanılmıştır. Gerekli olan iletim hattı hesaplamalarının gerçekleştirilmesi amacıyla sıklıkla AppCAD programından faydalanılmıştır. Geliştirilen tasarımlar, AWR ve CST benzetim programları kullanılarak gerçekleştirilmiştir. Farklı topolojilerde gerçekleştirilmiş olan yönlü kuplör tasarımları aşağıda verilmiştir.



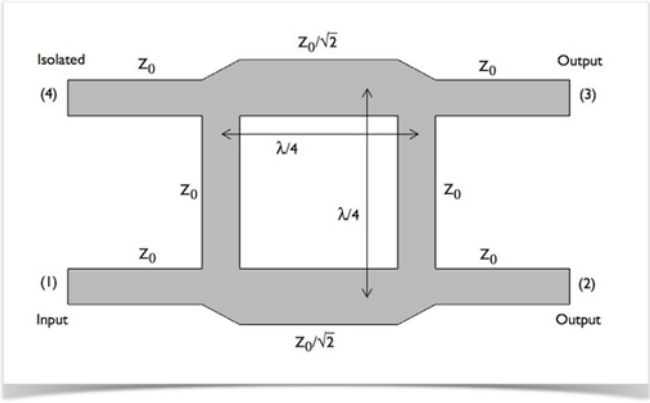
Şekil. 2. İş Akış Çizelgesi

A. *Dördün Hibrit Kuplör (Dal Hatlı Bağlaştırıcı)*

Dördün hibrit kuplör, iletim portu (through) ve kuplaj portu (coupled) arasındaki gücü 90° faz farkı ile 3 dB büyüklüğe sahip olacak şekilde bölen yönlü kuplördür [6]. Microstrip ve stripline formları dal hatlı bağlaştırıcı olarak adlandırılır. Kayıpsız durumda, izolasyon (isolated) portunda güç yoktur.

Dal hatlı bağlaştırıcının modeli yüksek derecede simetri içerdiğinden dolayı, herhangi bir port giriş portu olarak seçilebilir. Çıkış gücü her zaman giriş portunun karşısındaki yollarda görülecektir [4].

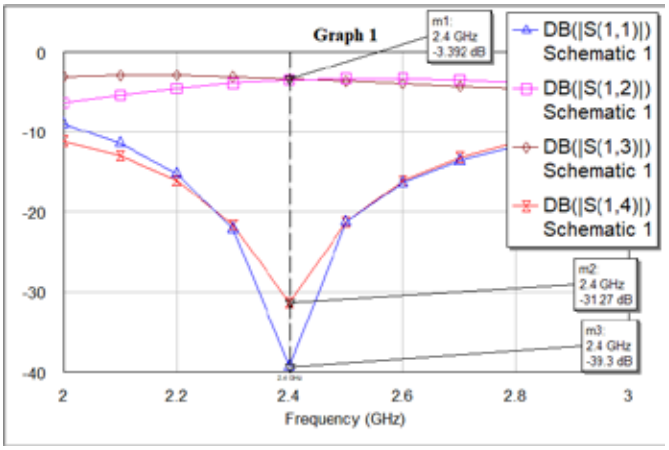
2.4 GHz rezonans frekansına sahip tasarım AWR programında çizilmiştir. Dal hattı empedansları AppCAD programı ile hesaplanmıştır. Z_0 empedansı 50Ω olacak şekilde yol genişliği ayarlanmıştır. Elektriksel uzunluk her yol için eşit ve λ/4 büyüklüğündedir. λ değeri 2.4 GHz frekansı için c=λf formülü ile hesaplanmış ve elektriksel uzunluklar bulunmuştur. Devre modeli Şekil 3.'te görülmektedir.



Şekil. 3. Dal Hatlı Bağlaştırıcı Modeli

Kuplör geri dönüş kaybı verileri (S-parametreleri) bakımından incelenmiştir. Benzetim sonuçları teorik verileri desteklemektedir. Giriş portundan verilen gücün değeri yaklaşık -32 dB olarak gözlemlenmiştir. Bu değer, verilen gücün sadece %0.000631'lik bir kısmının geri döndüğünü

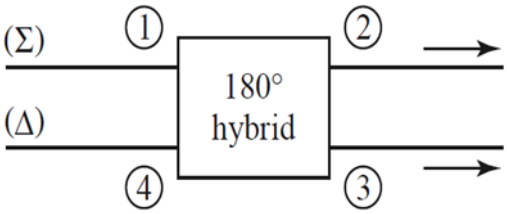
göstermektedir. İletim portu (through) ve kuplaj (coupled) portu arasında güç eşit bir şekilde paylaştırılmıştır ve değerleri yaklaşık -3 dB olarak görülmektedir. Giriş portundan verilen gücün izole (isolated) portta -40 dB gibi çok düşük bir değer olduğu görülmüştür. Bu değerler yönlü kuplörün sağlıklı biçimde çalıştığını göstermektedir. İdeal değerler ve benzetim sonuçları arasındaki farkın sebebi kullanılan iletken (bakır) ve altlık (FR-4) malzemenin kayıplı olmasıdır.



Şekil. 4. Dal Hatlı Bağlaştırıcı Geri Dönüş Kaybı (S-Parametreleri) Grafiği

B. 180° Hibrit Kuplör

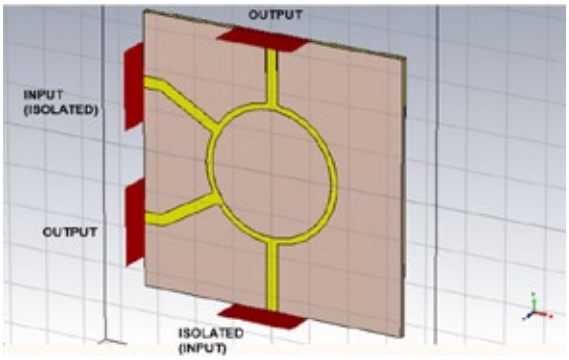
180° hibrit kuplör, dört adet porta sahip ve çıkış portları arasında gücü 180° faz farkı ile eşit şekilde bölen kuplördür. Örnek bir 180° hibrit kuplör modeli Şekil 5.'de görülmektedir. Şekil 5 referans alınırsa, port 4'ten verilen güç port 2 ve port 3 arasında eşit büyüklükte 180° faz farkı ile bölünecek, port 1'te ideal kayıpsız malzemelerin kullanılması durumunda bir güç değeri okunmayacaktır [7].



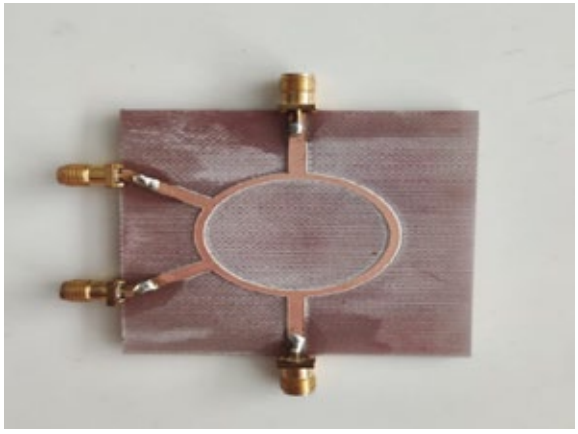
Şekil. 5. 180° Hibrit Kuplör Modeli

2.45 GHz rezonans frekansında çalışan bir halka hibrit (ring hybrid) modeli CST Studio benzetim programı ile çizilmiştir. Z_0 empedansı 50Ω olacak şekilde portlara bağlanan yolların kalınlığı AppCAD programı ile hesaplanmıştır. Ring adı verilen ve yollara bağlanan çemberin kalınlığı $Z_0\sqrt{2}$ empedansına sahip olacak şekilde hesaplanmıştır. Çemberin çevresinin elektriksel uzunluğu toplam 6λ/4'tür.

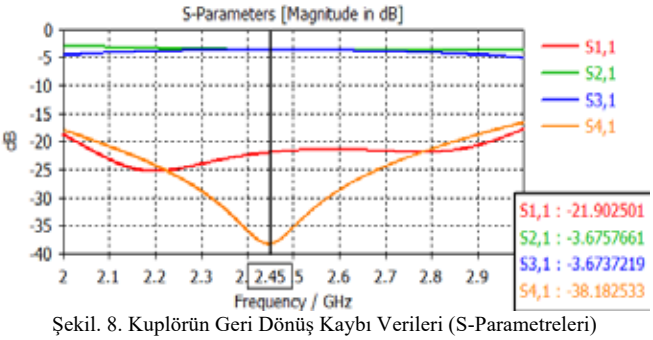
2.45 GHz için dalga boyu hesaplanmış ve ilk önce çemberin çevresi, daha sonra yarıçapı elde edilmiştir. Tüm bu veriler ile birlikte, tasarım tamamlanmış ve geri dönüş kaybı verileri bakımından incelenmiştir. Elde edilen sonuçlar incelendiğinde, giriş portundan verilen gücün -40 dB'lik bir kısmının geri döndüğü görülmektedir. İletilen gücün geri dönmediği, through ve coupled port arasında yaklaşık -3 dB (50%) olarak paylaştırıldığı görülmektedir. Isolated port'ta beklendiği gibi -40 dB gözlenmiştir. Kayıplı malzemeler kullanılması sebebiyle teorik ve benzetim sonuçları arasında küçük farklar bulunmaktadır. Benzetim sonuçları teorik sonuçları destekler niteliktedir. Kuplörün çizimi ve geri dönüş kaybı verileri grafiği sırasıyla aşağıdaki şekillerde görülmektedir.



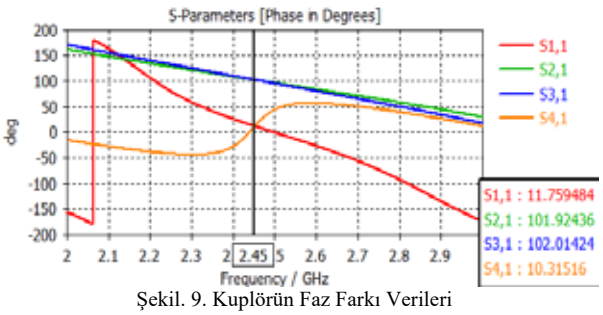
Şekil. 6. CST Studio Ortamında 180° Hibrit Kuplör Tasarımı



Şekil. 7. Fabrikasyonu Gerçekleştirilen 180° Hibrit Kuplör



Şekil. 8. Kuplörün Geri Dönüş Kaybı Verileri (S-Parametreleri)

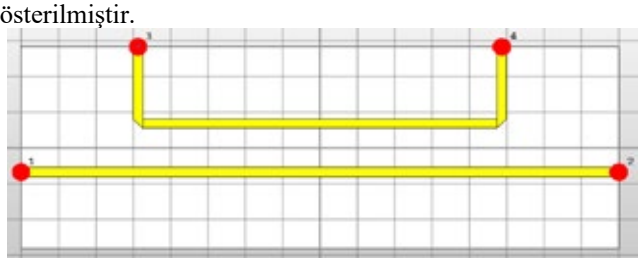


Şekil. 9. Kuplörün Faz Farkı Verileri

Kuplörün faz farkı verilerinin ve geri dönüş kaybı verilerinin ideal olmaması, kullanılan malzemelerin kayıplı olmasından dolayıdır. Kullanılan malzemeler kayıpsız seçilerek teorik değerlere daha yakın veriler elde edilebilir.

C. Yönlü Kuplör

Şekil 10'daki kuplör tasarımı, 2.4 Ghz rezonans frekansında çalışacak şekilde FR-4 altlık malzemesi kullanılarak, CST Studio ortamında benzetimi gerçekleştirilmiştir. Fabrikasyon görüntüsü Şekil 11'de verilmiştir. Network analizör ile geri dönüş kaybı verilerinin ölçümleri yapılmıştır. Elde edilen sonuçlar ve benzetim sonuçları takip eden grafiklerde gösterilmiştir.



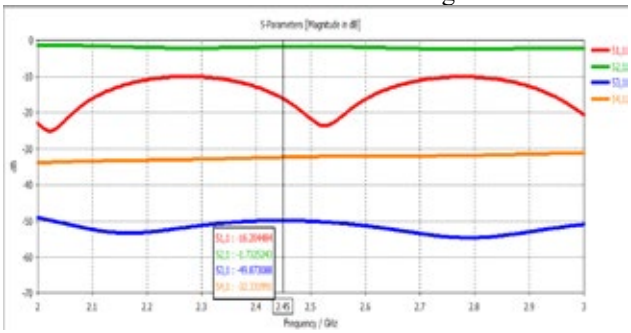
Şekil. 10. Fabrikasyonu Sağlanan Kuplörün CST Studio Ortamındaki Görüntüsü



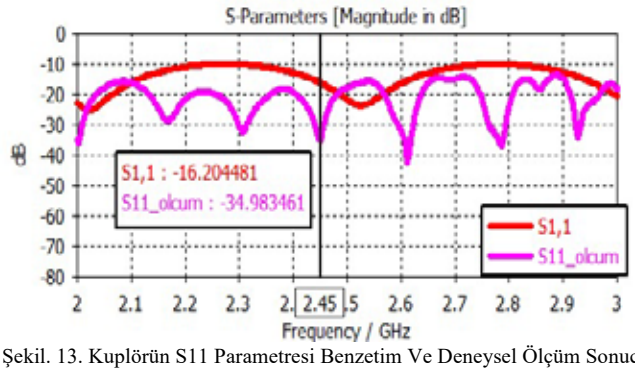
Şekil. 11. Fabrikasyonu Gerçekleştirilen Kuplörün Görünütüsü

Benzetimi ve deneysel ölçümü yapılan kuplör modeli, ölçüm uygulamalarında kullanılmaktadır. Network analizör ile deneysel ölçüm yapılırken, RF kaynağı önce bu kuplöre bağlanıp, ardından antene bağlanırsa, antenin geri dönüş kaybı verileri kuplörün 3. veya 4. portlarından ölçülebilir. Seçilen port dışında kalan port tasarıma göre 50 Ω empedansı ile termine edilmelidir.

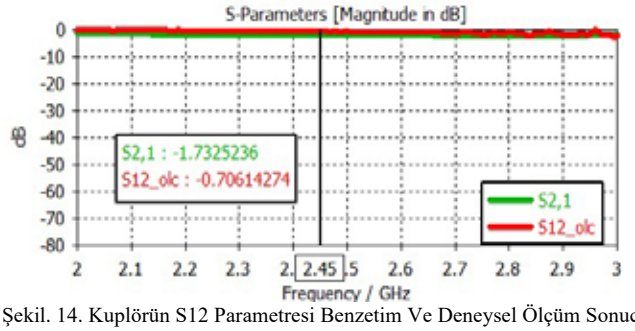
Network analizörlerde bu yapı analizörün içinde bulunmakta ve anten direkt olarak network analizöre bağlanabilmektedir.



Şekil. 12. Kuplörün Geri Dönüş Kaybı Verilerinin Benzetim Sonuçları (S-Parametreleri)



Şekil. 13. Kuplörün S11 Parametresi Benzetim Ve Deneysel Ölçüm Sonucu



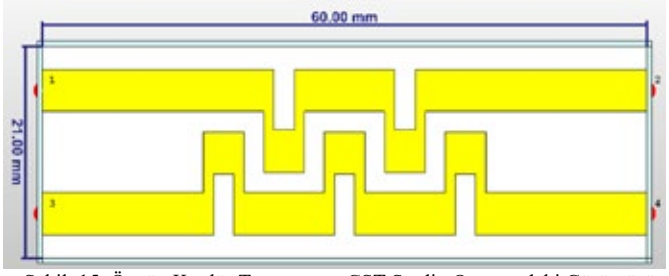
Şekil. 14. Kuplörün S12 Parametresi Benzetim Ve Deneysel Ölçüm Sonucu

Table 1. Kuplöre Ait Simülasyon ve Ölçüm Sonuçlarının Karşılaştırılması

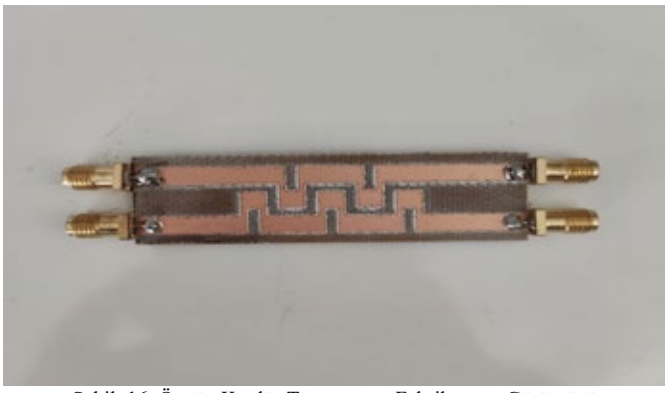
	Kuplörün Benzetim Sonuçları (f=2.45 GHz)	***Kuplörün Ölçüm Sonuçları (f=2.45 GHz)***
S_{11}	-16.20 dB	-34.98 dB
S_{12}	-1.73 dB	-0.71 dB
S_{13}	-49.87 dB	-49.65 dB
S_{14}	-32.33 dB	-28.15 dB

III. ARAŞTIRMA SONUÇLARI VE ÇIKTILAR

Gerçekleştirilen araçtırma faaliyetleri sonucunda, çeşitli yönlü kuplör topolojileri hakkında bilgi sahibi olunmuştur. Elde edilen bilgiler kullanılarak, bu alanda kullanılabilecek özgün bir kuplör tasarımı geliştirilmiştir. Geliştirilen kuplörün fabrikasyonu sağlanmış, network analizör kullanılarak performans testleri gerçekleştirilmiştir. Elde edilen deneysel sonuçlar, benzetim sonuçlarıyla karşılaştırılmıştır. Bu sonuçlara ait karşılaştırmalı tablo ve grafikler aşağıda verilmiştir. Şekil 15'deki kuplör tasarımı, 2.4 Ghz Merkez frekansında çalışacak şekilde FR-4 altlık malzemesi kullanılarak, CST Studio ortamında benzetimi gerçekleştirilmiştir. Fabrikasyon görüntüsü Şekil 16'da verilmiştir.

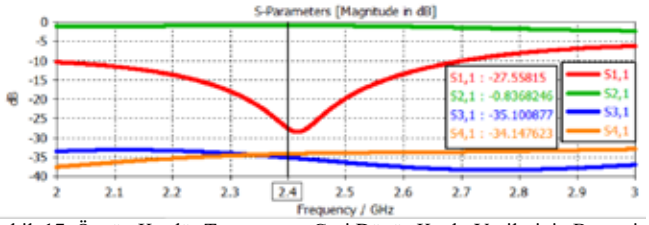


Şekil. 15. Özgün Kuplör Tasarımının CST Studio Ortamındaki Görüntüsü



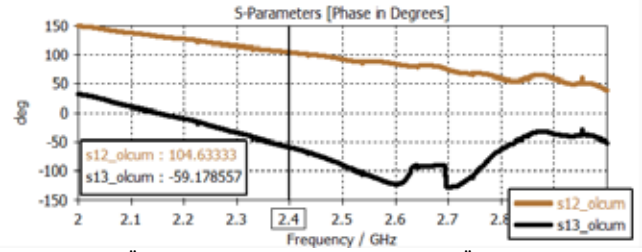
Şekil. 16. Özgün Kuplör Tasarımının Fabrikasyon Görüntüsü

Geliştirilmiş olan özgün kuplör tasarımı bir önceki bölümde bahsedilen kuplör ile aynı mantıkta çalışmaktadır. Mikrodalga sistemlerinde kullanılan elemanlar için aranan özelliklerden en önemlilerinden birisi boyuttur. Geliştirilen özgün kuplör tasarımın boyutu bir önceki kuplöre göre önemli ölçüde küçültülmüştür. Önceki kuplörün boyutları 16cm x 5.7cm iken, özgün kuplörün boyutları 6 cm x 2.1 cm olarak performansı aynı kalacak şekilde küçültülmüştür. Aşağıda ki grafiklerde şekil 17'de tasarlanan özgün kuplörün geri dönüş kaybı verilerinin benzetim sonuçları (s parametreleri) verilmiştir. 2.4 GHz frekansında s parameter sonuçları, benzetim ve deneysel ölçüm sonuçları olarak karşılaştırılması Tablo 2'de verilmiştir.



Şekil. 17. Özgün Kuplör Tasarımının Geri Dönüş Kaybı Verilerinin Benzetim Sonuçları (S-Parametreleri)

Tasarlanan özgün yönlü kuplörün ikinci ve üçüncü portları arasında ki faz farkı ilişkisi Şekil 18' de gösterilmiştir. 2.4 GHz frekansında portlar arasında ki faz farkı 163.81° olarak elde edilmiştir.



Şekil. 18. Özgün Kuplörün Faz Farkı Verilerinin Ölçüm Sonuçları

Table 2. Özgün Kuplöre Ait Simülasyon ve Ölçüm Sonuçlarının Karşılaştırılması

	Kuplörün Benzetim Sonuçları (f=2.4 GHz)	***Kuplörün Ölçüm Sonuçları (f=2.4 GHz)***
S_{11}	-27.56 dB	-28.02 dB
S_{12}	-0.84 dB	-1.48 dB
S_{13}	-35.10 dB	-27.13 dB
S_{14}	-34.15 dB	-28.32 dB

IV. Proje Ekibinin Kazanımları ve TUSAŞ'a Olası Katkıları

Yönlü kuplörler modern RF ve mikrodalga sistemlerde, anten dizilerinde, radar sistemlerinde önemli bir araştırma konusudur. Proje ekibimiz,

- Literatürdeki yönlü kuplörler hakkında bilgi edinme
- Disiplinli bir araştırma içerisinde grup olarak çalışabilme
- Yönlü Kuplör topolojilerinin öğrenilmesi
- Bu alanda kullanılan programları kullanma becerisi

konularında kazanımlar elde etmiştir.

TUSAŞ'ın geliştirmekte olduğu yerli ve milli projelerde yukarıda bahsedilen herhangi bir alanda, özgün, yerli ve milli olarak kullanılabilecek yönlü kuplör tasarımları elde edilmiştir. Fabrikasyonu gerçekleştirilen kuplörler TUSAŞ bünyesinde gerçekleştirilen projelerde doğrudan kullanılabilir.

V. Öneriler, Alınan Dersler ve Gelecek Çalışmalar

Bu çalışmada, farklı yönlü kuplör tasarımı topolojileri hakkında araştırmalar gerçekleştirilerek, özgün bir kuplör tasarımı ortaya konmuş, gerekli benzetimleri ve deneysel ölçümleri gerçekleştirilmiştir. Bu çalışmalarda, üretim kolaylığı açısından *microstrip* yapılar tercih edilmiştir. Yönlü kuplör tasarımları dalga kılavuz yapıları kullanılarak değiştirilebilir ve geliştirilebilir. Bu sayede, iletilebilecek olan güç kapasitesi artacaktır.

Teşekkür

'Sanayi Odaklı Lisans Bitirme Projeleri' programı kapsamında bu çalışmamızı desteklediği için Türk Havacılık ve Uzay Sanayii A.Ş'ye, süreç boyunca desteklerini ve katkılarını esirgemeyen değerli hocalarımız Doç. Dr. Merih Palandöken ve Prof. Dr. Adnan Kaya'ya en içten teşekkürlerimizi sunarız.

Kaynaklar

[1] Yeleser, Çağrı. 400-1300 MHz bandı mikrodalga devre analizörü tasarımı. Diss. Karadeniz Teknik Üniversitesi, 2015

[2] Aktaş, Ömer, ve Sibel Yenikaya. "Geniş Bantlı Mikroşerit Yönlü Kuplör Tasarımı ve Analizi." (2016).

[3] Gökalp,Nesrin, ve Yavuz, Münteha Şura. "YÖNLÜ KUPLÖR TASARIMI.", 2012

[4] Pozar D. M., Microwave Engineering, John Wiley & Sons, 4.baskı, 2011

[5] HEYDARLİ, G. A Novel Coupled Line Directional Coupler Design for L-Band Wireless Applications. *Avrupa Bilim ve Teknoloji Dergisi*, (36), 143-146.

[6] Mohmoud Moubadir, Hicham Aziz et al. "A Miniaturized Branch-Line Hybrid Coupler Microstrip for Long Term Evolution Application." 11th International Conference Interdisciplinarity in Engineering 2017.

[7] Park, M. J., & Lee, B. (2005). Coupled-line 180 hybrid coupler. *Microwave and optical technology letters*, *45*(2), 173-176.

Yüksek İvme Sönümleyici Non-Newtonian Malzeme İncelenmesi

Investigation of High Acceleration Damping Non-Newtonian Material

Öğrenci – 1
Cihan Hopali
Eskişehir Osmangazi Üniversitesi
Makine Mühendisliği Bölümü
Eskişehir, Türkiye
cihanhopali@gmail.com

Öğrenci – 2
Doğukan Balabanlı
Eskişehir Osmangazi Üniversitesi
Makine Mühendisliği Bölümü
Eskişehir, Türkiye
dogukanbalabanli@gmail.com

Öğrenci – 3
Orkun Bilgili
Eskişehir Osmangazi Üniversitesi
Makine Mühendisliği Bölümü
Eskişehir, Türkiye
orkunblgl00@gmail.com

Akademik Danışman
Doç. Dr. Selim Gürgen
Eskişehir Osmangazi Üniversitesi
Uçak Mühendisliği Bölümü
Eskişehir, Türkiye
sgurgen@ogu.edu.tr

Sanayi Danışmanı
Tarık Türkistanlı
Türk Havacılık Uzay Sanayii
Ankara, Türkiye
tarik.turkistanli@tai.com.tr

Sanayi Danışmanı
Nasra Sonat Akşit
Türk Havacılık Uzay Sanayii
Ankara, Türkiye
nasrasonat.aksit@tai.com.tr

***Özetçe*—Non-Newtonian malzemeler üzerine kuvvet uygulandığında sertleşen, yük ortamdan kaldırıldığında ise ilk haline dönen akıllı malzemelerdir. Bu özellikleri sayesinde mükemmel enerji sönümleme ve darbe direncine sahip olarak mühendislik uygulamalarında sıklıkla kullanılmaktadırlar. Bu akıllı malzemeler, günümüzde hava taşıtlarında, otomotiv bileşenlerinde, askeri koruma önlemlerinde ve birçok mühendislik alanında yer bulmaktadır. Bu çalışmada, enerji sönümleme ve darbe direnci özelliklerini arttırmak için üretilen non-Newtonian malzemelerin Karbon Nano Tüp (KNT) katkıları ile güçlendirilmesi amaçlanmıştır. Üretilen non-Newtonian malzemeler, darbe sönümleyici bir sistemde kullanılabilmesi için sünger yapılarla bir araya getirilmiştir. Kullanılacak olan sünger, darbe koruyucu yapılarda sıklıkla kullanılan poliüretan malzeme olarak seçilmiştir. Hazırlanan numuneler bir düşürme kulesi altında darbe testlerine maruz bırakılmıştır. Düşürme testlerinde, numuneler üzerine düşen ağırlık üzerine bağlanan bir ivme sensoru ile numunelerin ivme sönümleme performansları ölçülmüştür. Sonuçlara göre, non-Newtonian malzeme içindeki KNT miktarı belli bir değere kadar arttığında ivme sönümleme performansı da artmaktadır.**

Anahtar Kelimeler — Non-Newtonian malzeme, akıllı malzemeler, ivme sönümleme.

***Abstract*— Non-Newtonian materials are smart materials that stiffened when force is applied on them and return to their original state when the load is removed from the environment. Due to these properties, they are widely used in engineering applications as they have excellent energy absorption and impact resistance. These smart materials are found in aircraft, automotive components, military protective systems and many engineering fields today. In this study, it is aimed to reinforce the non-Newtonian materials with Carbon Nano Tube (CNT) additives to increase their energy absorption and impact resistance properties. The non-Newtonian materials were combined with foam structures so that they can be used in an impact absorbing system. Polyurethane foam, which is frequently used in impact protection structures, was selected in this work. The samples were subjected to impact tests under a drop tower. In the drop tests, the acceleration damping performances of the samples were measured with an acceleration sensor connected to the dropping mass. According to the results, when the amount of CNT in the non-Newtonian material increases up to a certain level, the acceleration damping performance also increases.**

Keywords — Non-Newtonian material, smart materials, acceelration damping.

I. GİRİŞ

Son yıllarda akıllı malzemeler, koruyucu yapılar gibi farklı mühendislik uygulamalarına uyarlanmıştır. Non-Newtonian malzemeler de akıllı malzemeler grubunda yer alan malzemelerdendir. Non-Newtonian malzemeler, durağan halde viskoz özellikler gösteren ancak üzerine kuvvet uygulandığında ise elastik özellikleri gelişen dolayısıyla sertleşme davranışı gösteren tipteki malzemelerdir. Bu gruptaki malzemeler, Kayma Altında Katılaşan Sıvılar (KAKS) gibi sıvı esaslı matrise sahip olabileceği gibi jel kıvamdaki matrise sahip malzemeler de olabilmektedir. KAKS'lar koruyucu sistemlere dahil edilerek, bir darbe sırasında viskozitesi ani bir sıçrama sergiler ve böylece yapının darbe direncine katkıda bulunur. Literatürdeki çalışmalarda, aramid bazlı kumaşlara KAKS uygulanmış ve bu kompozitler yarı-statik [1], düşük hız [2], yüksek hız [3] ve hiper hız [4] tehditleri altında test edilmiştir. Tüm bu çalışma sonuçlarına göre, KAKS'lar dahil edildiği yapıların anti-darbe performansını arttırmıştır. Bu avantajına rağmen, KAKS'lar sıvı esaslı matrise sahiptir ve bu sıvı faz içinde dağıtılmış nano ya da mikro partiküller içermektedir. Dolayısıyla, partikül çökelmesi gibi bir risk ile karşı karşıyadır. Ayrıca, KAKS'lar uygulama alanında atmosfere açık olan ortam şartlarından dolayı nem alma gibi riski de

barındırmaktadır. Nem alma, katılaşma performansını olumsuz etkileyerek darbe özelliklerinde bozulmaya sebep olabilmektedir [5]. Bu olumsuz durumları ortadan kaldırmak adına, jel esaslı matrise sahip non-Newtonian malzemelerin kullanılması daha uygun olmaktadır. Singh ve ark. [6], KAKS yapısındaki sıvı matrisi koyu kıvamlı bir malzeme ile değiştirerek daha kararlı yapıda bir non-Newtonian malzeme üretmiştir. Farklı karıştırma yöntemleri uygulayarak en uygun içerikteki non-Newtonian malzemeyi önermiştir. Tian et al. [7], silikon yağı ve yükleme altında sertleşme özellikleri gösteren silikon kauçuğu karıştırarak farklı bir akıllı jel üretmiştir. Bu çalışmada, karışımdaki silikon yağı yüklemesi ağırlıkça %33'ten ağırlıkça %67'ye değiştirilmiştir ve numunelerin reolojisi, kararlı durum ve dinamik koşullar altında ölçülmüştür. Bu ölçümlere dayanarak, kompozitler, silikon yağı yüklemesini artırarak çok daha sert davranış sergilemiştir. Mikroyapı analizlerine göre, silikon kauçuk çapraz bağlanma nedeniyle ağ benzeri oluşumlara sebep olur ve böylece sertleşme davranışına katkıda bulunmaktadır. Wang ve ark. [8] silikon kauçuğun yerine, çapraz bağ oluşturacak boroksit kullanarak sertleşme davranışına sahip bir akıllı polimer geliştirmiştir. Bu akıllı malzeme, darbe koşullarında sertleşme özelliklerinden yararlanmak için yüksek performanslı kumaşlarla bir araya getirilmiştir [9], [10]. Non-Newtonian karakterdeki bu malzemenin yüksek performans kumaşlarında darbe direncini geliştirdiği görülmüştür. Akıllı polimer kaplı Kevlar kumaşlarda darbe kuvveti %64 oranında azalırken, kuru kumaşlarda bu değer sadece %27 kadar azalmaktadır [11].

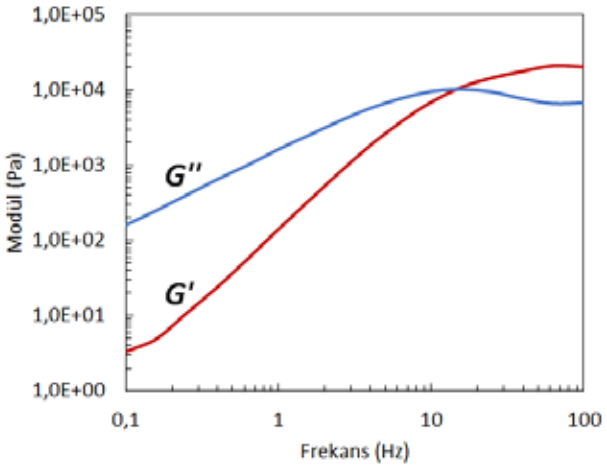
Bu çalışmada, sıvı matris esaslı KAKS'lardan daha kararlı yapıya sahip olması nedeniyle jel esaslı non-Newtonian malzemelerin üretilmesi hedeflenmiştir. Sertleşme mekanizmasını iyileştirmek amacıyla, bu akıllı malzemeye farklı oranlarda KNT takviyesi yapılmıştır. Üretilen jel esaslı non-Newtonian malzemeler, poliüretan sünger içine emdirilerek çarpma direnci yüksek akıllı kompozitlerin üretilmesi sağlanmıştır. Non-Newtonian malzemeler pek çok mühendislik alanında kullanılmaktadır ve darbe sönümleme sistemleri de bu akıllı malzemelerin verimli bir şekilde kullanıldığı alanların başında gelmektedir. Süngere entegre edilmiş non-Newtonian malzemeler, çarpma koşullarında ani yüklemeye maruz kalan yapıları yüksek darbelerden korumaktadır. KNT takviyesi ise belli bir takviye miktarına kadar ivme sönümleme performansını arttırmaktadır. Ancak eşik oran üzerindeki KNT takviyesi ivme sönümleme performansını düşürmektedir.

II. Gerçekleştirilen Araştırma Faaliyetleri

İlk aşamada yapılacak olan işlem, jel haldeki non-Newtonian malzemelerin sentezlenmesidir. Üretim aşamasında boroksit ve dimetilsiloksan karışımı hazırlanarak 200°C'de kürlenmeye alınmıştır. Karışım bir yüksek hızlı mikser ile 30 dk sonunda hazırlanmıştır. Vulkanizasyon işlemi sayesinde yapışkan kıvamdaki jelin daha kararlı bir yapıya sahip olması sağlanmıştır. Hazırlanan malzeme içine farklı oranlarda (%0.5, %1 ve %1.5) KNT ilavesi yapılmıştır. Malzeme üretimi sonrasında, akıllı kompozit yapıların elde edilmesi için non-Newtonian malzemeler poliüretan sünger yapılara emdirilmiştir. Bu aşamada süngerler, alkol ortamında çözdürülen jel havuzuna yatırılmıştır. Kuruma sonrasında karışım içeriğindeki alkol buharlaşarak ortamdan uzaklaşmıştır. Non-Newtonian özelliği incelemek için hazırlanan numuneler Dinamik Mekanik Analiz ile test edilmiştir. Testler, 0.1 - 100 Hz aralığında artan frekanslarda gerçekleştirilmiştir. Malzemeler %1 kayma oranında deforme edilecek şekilde testler tamamlanmıştır. İvme sönümleme testlerinde, hazırlanan akıllı süngerlere 15 mm çaplı yarı-küresel uca sahip bir kütle düşürülmüştür. Testler, üç farklı çarpma enerji seviyesi için üç farklı yükseklikten yapılmıştır. Düşürme ağırlığı 1 kg olarak sabit tutulmuştur. Düşen kütle üzerine bağlanan bir sensor yardımıyla darbe anında oluşan ivme değerleri kaydedilmiştir. Üç farklı enerji seviyesi ve farklı içerikli numuneler için ivme sönümleme değerleri karşılaştırılmıştır.

III. Araştırma Sonuçları ve Çıktılar

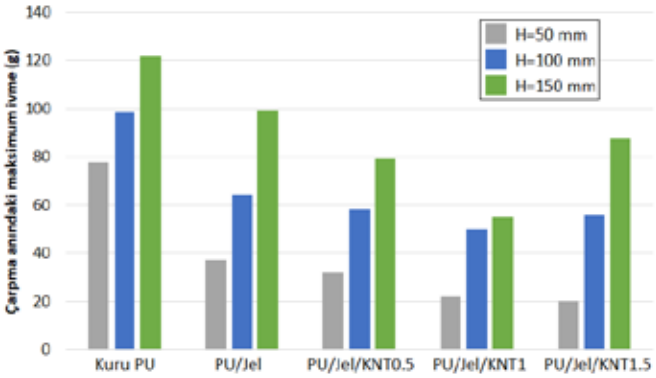
Şekil 1, non-Newtonian jele ait dinamik reoloji sonuçlarını vermektedir. Grafikten görüldüğü üzere, üretilen jel artan yükleme altında viskoz halden elastik davranışa doğru geçiş göstermektedir. Bu durum, malzemenin elastik tepkisini gösteren depo modülünden (G') anlaşılmaktadır. Malzemeye ait kayıp modülü (G'') ise belli bir noktaya kadar artmakta ancak bu nokta sonrasında hafifçe azalarak malzemenin sıvı karakterden çok elastik davranış sergilediğini ifade etmektedir. Başka bir ifadeyle, malzemenin viskoz karakteri düşük frekanslarda etkin olurken yaklaşık 15 Hz değerinin üzerinde ise elastik davranışın hâkim olduğu anlaşılmaktadır.



Şekil 1. Dinamik reoloji sonuçları

Şekil 2, düşürme testlerinden elde edilen sonuçları göstermektedir. Sonuçlar her bir numunenin, üç farklı düşürme yüksekliği için çarpma anında elde edilen maksimum ivme değerlerini göstermektedir. Buna göre, kuru poliüretan sünger iyi bir sönümleyici olmasına rağmen oldukça yüksek ivme değerlerine sebep olmaktadır. Katkısız non-Newtonian jel uygulaması ardından ivme değerlerinin oldukça düştüğü görülmektedir. Jel uygulaması ardından 50 mm düşme mesafesi için yaklaşık yarı yarıya azalan bir ivme değeri ortaya çıkmaktadır. Jel içeriğine KNT eklendikçe ivmedeki azalma devam etmektedir. Ancak bu eğilim %1 KNT içeriğine kadar geçerlidir. KNT takviyesi %1.5 değerine çıktığında ivme sönümleme performansında bir düşüş görülmektedir.

Non-Newtonian jelin sünger yapısındaki çalışma mekanizması, çarpma anında yapının elastik özelliklerini geliştirmesinden ibarettir. Jel içeriğinde bulunan moleküler yapıdaki zincirler, çarpma anında kolay çözülemez bir davranış sergilediği için yapının daha katı davranmasını sağlamaktadır. Bu olay hıza bağlı bir durumdur. Düşük hızlı deformasyonlarda moleküler zincirler esneyip açılmaya fırsat verecek bir zaman aralığına sahiptir. Oysaki deformasyon hızı arttığında, deformasyon kısa bir zaman diliminde gerçekleşir ve karmaşık şekilde bulunan moleküler zincirlerin esneyip uzayarak çözülmesi için yeterli süre elde edilemez. Bu durumda malzemenin katılığında artışı görebiliriz. KNT takviyesi ise moleküler yapıdaki bağlanmayı arttırıcı bir etki sunmakta ve zincirlerin çözülmesini engelleyen bir durumu ortaya çıkarmaktadır. Bu nedenle jel karakteristiği daha elastik bir hal almaktadır. Sertleşmenin daha yüksek olmasından dolayı ivme sönümleme performansının arttığından bahsedilebilir. Ancak aşırı KNT yüklemesi bu performansı düşürücü bir etki sunmaktadır.



Şekil 2. Düşürme test sonuçları

IV. Proje Ekibinin Kazanımları ve TUSAŞ'a Olası Katkıları

Bu proje kapsamında non-Newtonian malzemeler hakkında bilgi edinilmiştir. Bu akıllı malzemelerin üretimi ve davranışları gibi temel konularda önemli deneyimler kazanılmıştır. Non-Newtonian malzemeler için önemli bir uygulama alanı olan sönümleme uygulamaları için uygun tasarımlar gerçekleştirilerek çarpma koşullarındaki performanslar irdelenmiştir.

Proje kapsamında, üretilen akıllı malzemelerin, TUSAŞ'ın ürünlerine adapte edilebilirliğine yönelik temel bir çalışma ortaya koyulmuştur. İvme sönümleme gerektiren uygulamalarda non-Newtonian malzeme kullanımı açısından bilgi edinilmiştir.

V. Öneriler, Alınan Dersler ve Gelecek Çalışmalar

Bu proje kapsamında, jel kıvamdaki non-Newtonian malzeme üretimi ve ivme sönümleme davranışları incelenmiştir. KNT eklentilerinin ivme söngümleme davranışı üzerindeki etkileri araştırılmıştır. Non-Newtonian malzemelerin katılaşma davranışının ivme söngmleme uygulamaları için uygun olduğu anlaşılmıştır. Sönümleme performansının artması açısından KNT takviyesinin önemli olduğu görülmüştür. İleriki çalışmalarda ise KNT eşik miktarının daha hassas belirlenmesi ve yüksek takviye oranlarında KNT takviyesinin non-Newtonian malzeme içindeki rolü daha detaylı araştırılacaktır. Bu sayede, ivme sönümleme uygulamaları için optimum içerikli akıllı yapıların üretimi mümkün olacaktır.

Teşekkür

Yazarlar, bu çalışmayı finanse eden Türk Havacılık ve Uzay Sanayii A.Ş.'ye ve laboratuvar imkânlarından faydalandıran Eskişehir Osmangazi Üniversitesi, Uçak Mühendisliği Bölümü'ne teşekkür eder.

Kaynaklar

[1] Cwalina CD, Dombrowski RD, McCutcheon CJ, Christiansen EL, Wagner NJ. MMOD Puncture Resistance of EVA Suits with Shear Thickening Fluid (STF) – Armortm Absorber Layers. Procedia Eng 2015;103:97–104.

[2] Srivastava A, Majumdar A, Butola BS. Improving the impact resistance performance of Kevlar fabrics using silica based shear thickening fluid. Mater Sci Eng, A 2011;529:224–9.

[3] Gürgen S, Kuşhan MC. The ballistic performance of aramid based fabrics impregnated with multi-phase shear thickening fluids. Polym Test 2017;64:296–306.

[4] Kim Y, Park Y, Cha J, Ankem VA, Kim C-G. Behavior of Shear Thickening Fluid (STF) impregnated fabric composite rear wall under hypervelocity impact. Compos Struct 2018;204:52–62.

[5] He Q, Cao S, Wang Y, Xuan S, Wang P, Gong X. Impact resistance of shear thickening fluid/Kevlar composite treated with shear-stiffening gel. Compos Part Appl Sci Manuf 2018;106:82–90.

[6] Singh M, Verma SK, Biswas I, Mehta R. Effect of addition of silicone oil on the rheology of fumed silica and polyethylene glycol shear thickening suspension. J Polym Eng 2018;39(1):48–57.

[7] Tian TF, Li WH, Ding J, Alici G, Du H. Study of shear-stiffened elastomers. Smart Mater Struct 2012;21(12):125009.

[8] Wang S, et al. Multifunctional polymer composite with excellent shear stiffening performance and magnetorheological effect. J Mater Chem C 2014;2(34):7133–40.

[9] Wang Y, et al. A novel magnetorheological shear-stiffening elastomer with selfhealing ability. Compos Sci Technol 2018;168:303–11.

[10] Lin X-G, Guo F, Du C-B, Yu G-J. The Mechanical Properties of a Novel STMR Damper Based on Magnetorheological Silly Putty. Adv Mater Sci Eng 2018;2018:1–15.

[11] Zhao C, Xu C, Cao S, Xuan S, Jiang W, Gong X. Anti-impact behavior of a novel soft body armor based on shear thickening gel (STG) impregnated Kevlar fabrics. Smart Mater Struct 2019;28(7):075036.

Şok Absorbe Edici Malzeme Olarak Manyetoreolojik Akışkanların İncelenmesi

Investigation of Magnetorheological Fluids as Shock Absorption Materials

Öğrenci
İbrahim Egemen Küçük
Orta Doğu Teknik Üniversitesi
Metalurji ve Malzeme Mühendisliği
Ankara, Türkiye
kucuk.egemen@metu.edu.tr

Akademik Danışman
Doç. Dr. Simge Çınar Aygün
Orta Doğu Teknik Üniversitesi
Metalurji ve Malzeme Mühendisliği
Ankara, Türkiye
csimge@metu.edu.tr

Sanayi Danışmanı
Tarık Türkistanlı
Türk Havacılık Uzay Sanayii
Ankara, Türkiye
tarik.turkistanli@tai.com.tr

***Özetçe*—Manyetoreolojik Akışkanlar bir tür akıllı malzemedir. Manyetik alana tabi tutulduklarında akış davranışlarında değişiklikler görülür. Başlangıçta viskozitesi düşük normal bir sıvı gibi davranırlar, ama daha sonra sistemdeki manyetize edilebilir parçacıkların zincire benzer dizilmesi sebebiyle akışkan katı gibi davranmaya başlar. Manyetoreolojik akışkanlar askeri, otomotiv ve havacılık sektörlerinde şok absorbe eden damperlerde kullanılır. Bizim araştırmalarımız hava araçlarındaki fırlatma koltuklarında kullanılmak üzere çökme kararlılığı ve şok absorbe etme kapasitesi daha yüksek olan yeni bir manyetoreolojik akışkan üretmektir. Stearil alkol kullandığımız çalışmalarımızda şok absorbe etme kapasitesi yükselmiş, fakat çökme kararlılığı yaygın olarak kullanılan manyetoreolojik akışkanlara çok yakın çıkmıştır.**

Anahtar Kelimeler — manyetoreolojik akışkanlar, şok absorbasyonu, fırlatma koltuğu, stearil alkol

***Abstract*—Magnetorheological Fluids (MRFs) are a kind of smart material. They have an alteration in their rheological behavior when they are exposed to magnetic field. They initially behave like a regular liquid with low viscosity, however due to chain-like alignment of the magnetizable particles inside the system, the fluid begins to behave in a solid-like manner. Magnetorheological Fluids are already used in military, automotive, aerospace industries as dampers for shock absorption reasons. Our research was focused on developing a novel MRF with new formulation that has a better sedimentation stability and increased shock absorption capacity to be used as shock absorbent in ejection seats of aircrafts. Our studies with Stearyl Alcohol (C18H38O) showed that the shock absorption capacity can be increased when compared to commonly used MRFs, however the sedimentation stability is nearly the same with the literature.**

Keywords — magnetorheological fluids, shock absorption, stearyl alcohol

I. GİRİŞ

Hava araçlarındaki fırlatma koltukları çok yüksek miktarda şok yaratmaktadır ve bu şok koltuktaki kişinin omurgasına çok zarar vermektedir. Bu kimi zaman ölümcül olabilen hasardan kaçınmak için bu şoku absorbe edecek bir sistem kullanılabilir. Manyetik alana tepki vererek sıvıdan ziyade katı gibi davranan manyetoreolojik akışkanlar bu amaç için kullanılabilir. Katı gibi davranmalarının sebebi manyetize edilebilen parçacıkların manyetik alan altında zincir benzeri yapı oluşturmaları ve bu yapının akışkanın akmasını engellemesidir.

Manyetoreolojik akışkanlar üç ana içerikten oluşur. Bunlar manyetize edilebilir parçacıklar, taşıyıcı akışkan ve katkı malzemeleridir. Manyetize edilebilir parçacıklar manyetik alana tepki olarak akışta oluşan davranış değişikliğinden sorumlu olan içeriktir. Karbonil demir tozu yüksek doygunluk manyetizasyonu sebebiyle en çok tercih edilen parçacıktır. Taşıyıcı akışkan sistemdeki ana sıvı fazdır ve manyetoreolojik akışkana akma yeteneği verir. Taşıyıcı akışkan olarak silikon yağı, mineral yağı ve su kullanılabilir. Katkı malzemeleri genellikle manyetoreolojik akışkanın özelliklerini geliştirmek için kullanılır. Jelleşme ajanları, viskozite arttırıcılar ve kaplayıcılar olarak sınıflandırılabilir. Katkı malzemelerine stearik asit, laurik asit, polistiren örnek verilebilir.

Manyetoreolojik akışkanların karşılaştığı bazı problemler vardır. Problemlerden en önemlisi taşıyıcı akışkana göre çok yüksek özkütleye sahip olan manyetize edilebilir parçacıklar sebebiyle oluşan düşük çökme kararlılıklarıdır. Düşük çökme kararlılıkları dışında, şok absorbe edebilme kapasiteleri arttırılmalıdır. Çalışmalarımızda daha önce kullanılmamış bir katkı malzemesi olarak Stearil Alkol kullanılarak yeni bir manyetoreolojik akışkan üretilmiştir. Stearil alkol hali hazırda kozmetik, parfümeri ve kayganlaştırıcı olarak kullanılmaktadır. Manyetoreolojik akışkanlarda daha önce hiç kullanılmamış olmasına rağmen ürettiğimiz akışkandan elde ettiğimiz sonuçlar umut vaat edicidir. Çalışmalarımız esnasında

karşılaştırma yapmak amacıyla Laurik asidin ve Stearik asidin katkı malzemesi olarak kullanıldığı numuneler de üretilmiştir.

II. DENEYLER

A. *Malzemeler*

Küresel şekle sahip ve ortalama boyutu 3,4 µm karbonil demir tozları manyetize edilebilir parçacık olarak kullanılmıştır. Taşıyıcı akışkan olarak viskozitesi 100 cSt olan silikon yağı kullanılmıştır. Katkı malzemesi olarak Laurik Asit ($C_{12}H_{24}O_2$), Stearik Asit ($C_{18}H_{36}O_2$), Stearil Alkol ($C_{18}H_{38}O$) kullanılmıştır.

B. *Prosedür*

Manyetoreolojik akışkan numunelerini hazırlamak için katı fiber mekanizması kullanılmıştır. Bunu başarmak doğru miktarda katkı malzemesi taşıyıcı akışkan olan silikon yağı ile karıştırılmıştır. Sonrasında bu karışım sıcaklığı 100 °C'ye çıkacak kadar ısıtılmıştır ve karıştırılarak katkı malzemesinin silikon yağının içinde çözünmesi sağlanmıştır. Çözünme sağlandıktan sonra oda sıcaklığına kadar soğutulan sistemde jelleşme oluşmuştur. Daha sonrasında sisteme karbonil demir tozu eklenerek ve karıştırılarak manyetoreolojik akışkan üretilmiştir. Üretilen numuneler ve içerikleri Tablo 1'de verilmiştir. Oluşturduğumuz numuneleri karakterize etmek için Taramalı Elektron Mikroskopu (FEI Nova NanoSEM 450), Anton Paar Akışölçer (MCR 102E), fotoğraf makinesi ve optik mikroskop kullanılmıştır.

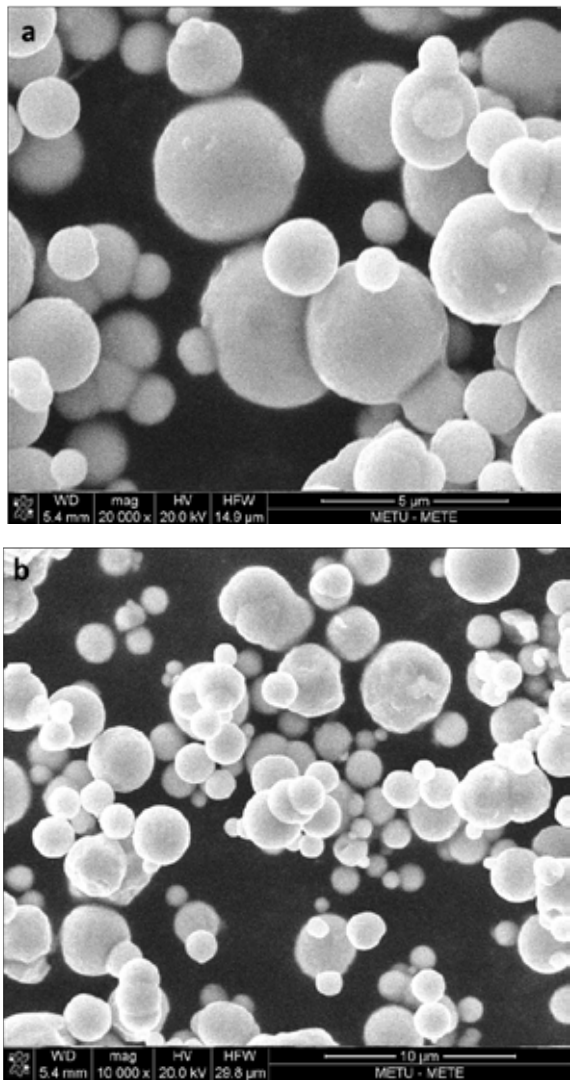
Tablo 1. Manyetoreolojik akışkan numuneleri ve içerikleri

Numune Adı	***Karbonil Demir Tozu (ağırlık %)***	***Silikon Yağı (ağırlık %)***	***Katkı Malzemeleri (ağırlık %)***
MRF1	40	58	Laurik Asit (2)
MRF2	40	58	Stearik Asit (2)
MRF3	40	58	Stearil Alkol (2)
MRF4	40	54	Laurik Asit (6)
MRF5	40	54	Stearik Asit (6)
MRF6	40	54	Stearil Alkol (6)
MRF7	40	50	Laurik Asit (10)
MRF8	40	50	Stearik Asit (10)
MRF9	40	50	Stearil Alkol (10)
MRF10	40	45	Stearil Alkol (15)

III. SONUÇLAR VE TARTIŞMA

A. *Karbonil Demir Tozunun Karakterizasyonu*

Karbonil demir tozunun boyutunu ve şeklini belirlemek için Taramalı Elektron Mikroskopu kullanılmıştır. Şekil 1a ve 1b'den de görülebileceği üzere karbonil demir tozlarımız küresel bir morfolojiye ve 3-4 µm boyuta sahiptir.



Şekil 1. Karbonil demir tozunun taramalı elektron mikroskop görüntüsü

B. *Çökme Testi*

Çökme kararlılığı manyetoreolojik akışkanlar için en önemli özelliklerden birisidir. Tablo 1'de içerikleri verilen on farklı numune ile dokuz günlük çökme testi yapılmıştır. Şekil 2'de numunelerin ilk ve son gün fotoğrafları verilmiştir.

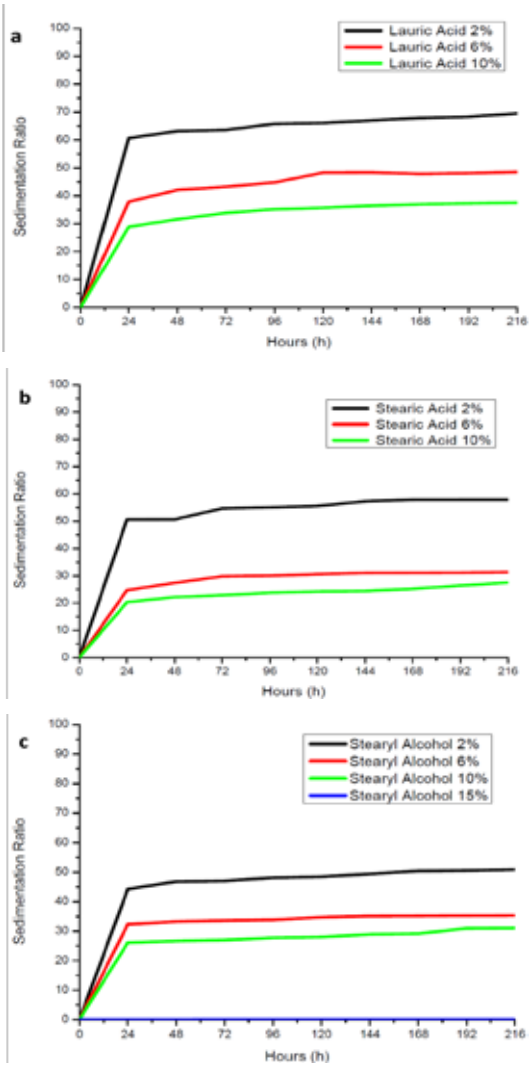


Şekil 2. Hazırlanan manyetoreolojik akışkan numunelerinin çökme testlerinden ilk ve son gün çekilen fotoğraflar

Çökme oranı aşağıda verilen formül ile hesaplanmaktadır.

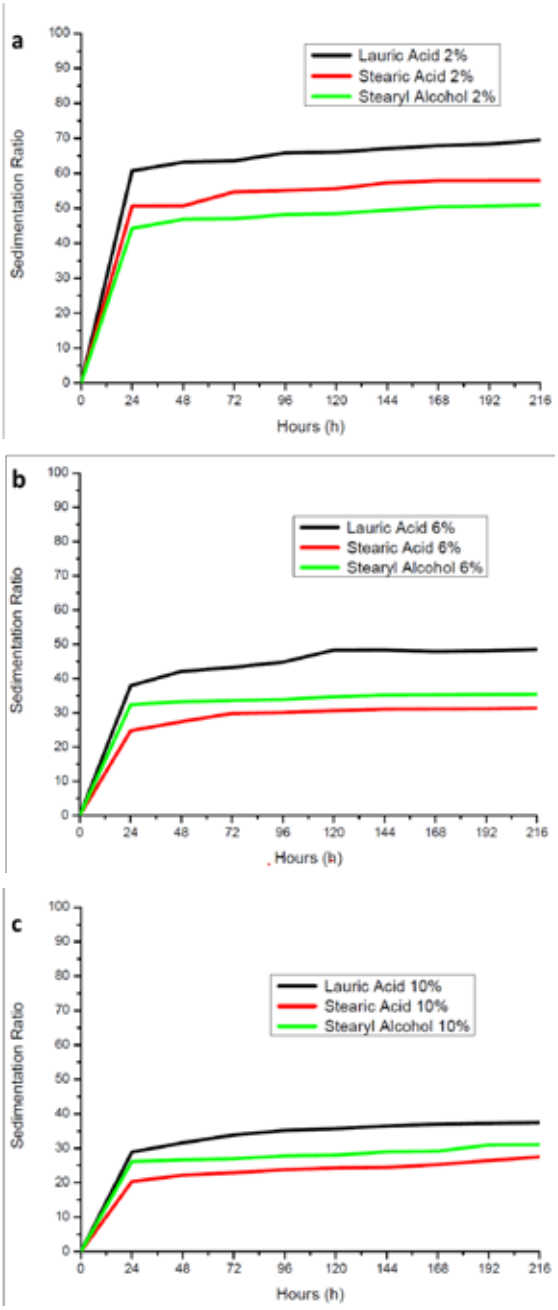
Çökme Oranı (%) = (Temiz Sıvı Yüksekliği/Tüm Sıvı Yüksekliği) * 100

Aşağıda verilen Şekil 3a, 3b ve 3c dokuz gün boyunca hesaplanan çökme oranlarının saate göre grafiğidir. Bu grafiklerde ayrı her grafik aynı kimyasalın farklı oranlarını kıyaslamaktadır.



Şekil 3. Farklı numunelerin çökme oranlarının kullanılan katkı malzeme miktarına göre kıyaslanması a) Laurik Asit, b) Stearik Asit ve c) Stearil Alkol

Şekil 3 kullanılan katkı malzeme miktarının arttırılmasının düşük çökme oranına, bir diğer deyişle arttırılmış çökme kararlılığına sebep olduğunu göstermiştir. Ayrı Şekil 3c. toplam numune ağırlığının %15'i Stearil Alkol olan numune hiç çökmemiştir. Aynı durum %15 Laurik Asit ve Stearic Asit içeren numuneler için de geçerli olsa da literatürde bu numunelerin çok yüksek viskozitelere sahip olduğunu ve bu yüzden tercih edilmediğini göstermektedir.

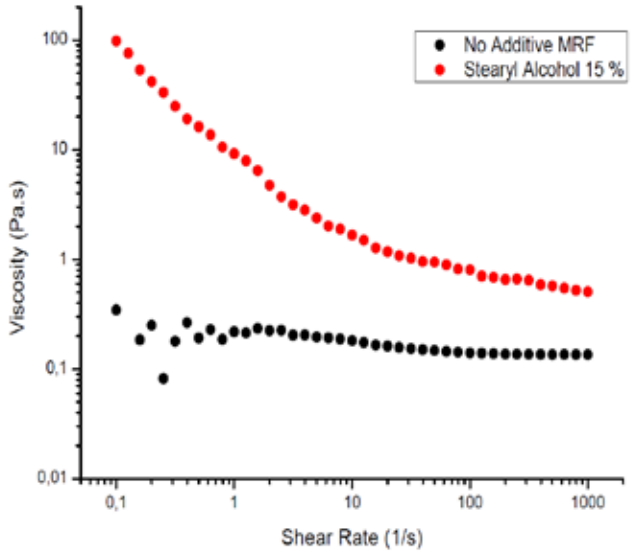


Şekil 4. Farklı numunelerin çökme oranlarının kullanılan katkı malzeme türüne göre kıyaslanması a) Laurik Asit, b) Stearik Asit ve c) Stearil Alkol

Şekil 4 kullanılan katkı malzeme türünün değiştirilip kullanılan miktarın sabit tutulduğu durumların arttırılmasının çökme kararlılığına etkisi gözlenmiştir. Sonuç olarak %2 kullanılan durumlarda Stearil Alkol daha tercih edilesi iken, %6 ve %10 olan durumlar Stearik Asit daha tercih edilesidir. Laurik Asit 3 kıyas durumunda da en düşük çökme kararlılığına sebep olmuştur.

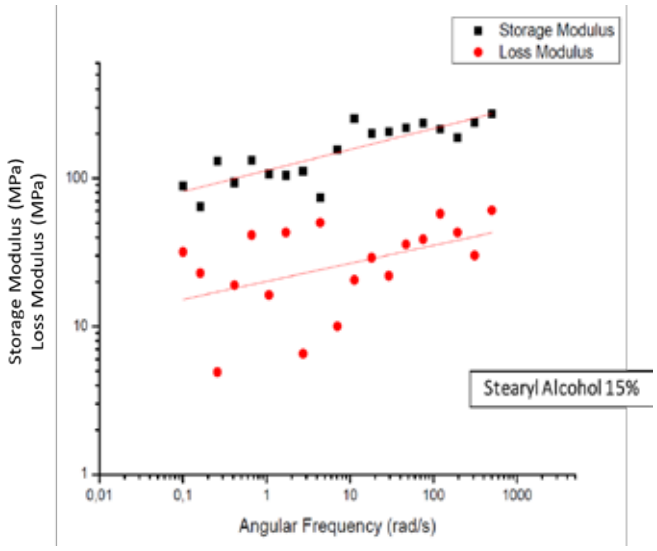
C. *Akış Davranışı Analizi*

Akış davranışı manyetoreolojik akışkanların en önemli parametrelerinden birisidir. Akış davranışını analiz etmek için Şekil 5'te görülebileceği gibi içeriğinde katkı malzemesi olmayan manyetoreolojik akışkan ve %15 Stearil Alkol içeren numune kıyaslanmıştır, jelleşme esnasında oluşan fiberler sebebiyle akışı zorlaşan %15 Stearil Alkol içeren numunenin viskozitesi daha yüksek çıkmıştır.



Şekil 5. Katkı malzemesi bulunmayan ve %15 Stearil Alkol içeren numunenin akış eğrisi

Ayrıca şok absorbe etme kapasitesini anlayabilmek için akışölçerde osilasyon testi de yapılmıştır. Buradan çıkan sonuç Şekil 6'da verilmiş olup, Stearil Alkol içeren numunenin literatürdeki manyetoreolojik akışkanlara göre daha yüksek Depolama Katsayısına ve Kayıp Katsayısına sahip olduğu tespit edilmiştir.



Şekil 6. %15 Stearil Alkol içeren numunenin osilasyon test sonuçları

IV. SONUÇ

Sonuç olarak, Stearil Alkol kullanılan yeni bir manyetoreolojik akışkan geliştirilmiştir. Yeni akışkanımızın çökme kararlılığı düşük konsantrasyonlar için tercih edilebilir olsa da konsantrasyon arttıkça çökme kararlılığı zayıflamaktadır. Fakat, manyetik alan yokken sahip olduğu viskozite değeri genelde kullanılan manyetoreolojik akışkanlardan düşük çıkmıştır. Bu durum oldukça iyidir, çünkü başlangıç viskozitemiz (manyetik alan yokken) ne kadar düşük olursa manyetize edilebilir parçacıklarımızın manyetik alana verdiği tepki kolay hareket edebildikleri için daha hızlı olur. Ek olarak, %15 Stearil Alkol içeren manyetoreolojik akışkanımız literatürde üzerinde durulan ve yaygın olarak kullanılan manyetoreolojik akışkanlardan daha yüksek depolama ve kayıp katsayılarına sahiptir. Bu değerler şok absorbe etme kapasitesinin artmış olabileceğini indike etmektedir. Tam olarak şok absorbe etme kapasitesini arttırdık denmesi için daha kompleks karakterizasyon metotları kullanılmalıdır.

KAYNAKLAR

[1] *M. Ashtiani, S. H. Hashemabadi, and A. Ghaffari, "A review on the magnetorheological fluid preparation and stabilization," Journal of Magnetism and Magnetic Materials, vol. 374. Elsevier BV, pp. 716–730, Jan. 2015. doi: 10.1016/j.jmmm.2014.09.020.*

[2] *R. Ahamed, M. M. Ferdaus, and Y. Li, "Advancement in energy harvesting magneto-rheological fluid damper: A review," Korea-Australia Rheology Journal, vol. 28, no. 4. Springer Science and Business Media LLC, pp. 355–379, Nov. 2016. doi: 10.1007/s13367-016-0035-2.*

[3] *J. de Vicente, D. J. Klingenberg, and R. Hidalgo-Alvarez, "Magnetorheological fluids: a review," Soft Matter, vol. 7, no. 8. Royal Society of Chemistry (RSC), p. 3701, 2011. doi: 10.1039/c0sm01221a.*

[4] *M. Ashtiani and S. H. Hashemabadi, "An experimental study on the effect of fatty acid chain length on the magnetorheological fluid stabilization and rheological properties," Colloids and Surfaces A: Physicochemical and Engineering Aspects, vol. 469. Elsevier BV, pp. 29–35, Mar. 2015. doi: 10.1016/j.colsurfa.2014.12.046.*

[5] *G. Zhang, H. Wang, J. Wang, J. Zheng, and Q. Ouyang, "Dynamic rheological properties of polyurethane-based magnetorheological gels studied using oscillation shear tests," RSC Advances, vol. 9, no. 18. Royal Society of Chemistry (RSC), pp. 10124–10134, 2019. doi: 10.1039/c8ra10297j.*



LIFTUP

2021-2022 SEZONU

www.liftup.tusas.com

TÜRKHAVACILIK UZAYSANAYİİ

TUSAŞ - Türk Havacılık ve Uzay Sanayii A.Ş.
TSKGV'nin bağlı ortaklığı ve SSB'nin iştirakidir.

Fethiye Mh. Havacılık Blv. No: 17 06980 Kahramankazan - Ankara / TÜRKİYE
T +90 (312) 8111800 • F +90 (312) 8111425

turkishaerospace tusas_tr / tusas_en / TusasKariyer

www.tusas.com