
GAZİ ÜNİVERSİTESİ
Gazi
1926

HELİKOPTER KAPI MENTEŞESİNİN OPTİMİZASYONU VE EKLEMELİ İMALAT İLE ÜRETİMİ

Aysu DÖĞER

YÜKSEK LİSANS TEZİ
MAKİNA MÜHENDİSLİĞİ ANA BİLİM DALI

GAZİ ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

ARALIK 2025

ETİK BEYAN

Gazi Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Tez Yazım Kurallarına uygun olarak hazırladığım bu tez çalışmasında;

- Tez içinde sunduğum verileri, bilgileri ve dokümanları akademik ve etik kurallar çerçevesinde elde ettiğimi,
- Tüm bilgi, belge, değerlendirme ve sonuçları bilimsel etik ve ahlak kurallarına uygun olarak sunduğumu,
- Tez çalışmasında yararlandığım eserlerin tümüne uygun atıfta bulunarak kaynak gösterdiğimi,
- Kullanılan verilerde herhangi bir değişiklik yapmadığımı,
- Bu tezde sunduğum çalışmanın özgün olduğunu,

bildirir, aksi bir durumda aleyhime doğabilecek tüm hak kayıplarını kabullendiğimi beyan ederim.

Aysu DÖĞER

29/12/2025

HELİKOPTER KAPI MENTEŞESİNİN OPTİMİZASYONU VE EKLEMELİ İMALAT İLE ÜRETİMİ

(Yüksek Lisans Tezi)

Aysu DÖĞER

GAZİ ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

Aralık 2025

ÖZET

Havacılık sektöründe yakıt verimliliğinin artırılması ve karbon emisyonlarının azaltılması için yapısal bileşenlerin hafifletilmesi önemlidir. Bu çalışmada, helikopter kapı menteşesinin topoloji optimizasyonu ve üretken tasarım yöntemleri kullanılarak yeniden tasarlanması ve seçici lazer ergitme (SLE) yöntemiyle üretilebilirliğinin deneysel olarak doğrulanması amaçlanmaktadır. Geleneksel dövme Al7075 alaşımından üretilen referans menteşe geometrisi, iki aşamalı bir optimizasyon metodoloji ile incelenmiştir. İlk aşamada Autodesk Fusion 360 yazılımının üretken tasarım modülü kullanılarak çoklu tasarım alternatifleri oluşturulmuş ve %62,3 kütle azaltma hedefi belirlenmiştir. İkinci aşamada, nTop platformunda Solid Isotropic Material with Penalization (SIMP) tabanlı topoloji optimizasyonu uygulanarak bu hedef hacim oranı kısıtı olarak tanımlanmış ve AlSi10Mg malzemesi için optimize edilmiş nihai geometri elde edilmiştir. Sonlu elemanlar analiziyle yapısal doğrulama gerçekleştirilmiş; orijinal 114 gramlık tasarıma göre 43 gramlık teorik kütle ile %62,3 oranında hafifletme sağlanmıştır. SLE yöntemiyle 45° oryantasyon açısında üretilen parçanın ölçülen kütlesi 46 gram olarak belirlenmiştir; teorik değerle arasındaki 3 gramlık fark, yüzey pürüzlülüğü ve kısmen ergimeyen toz partiküllerinin yüzeye yapışmasıyla açıklanmaktadır. Bu çalışma, helikopter kapı menteşelerinde üretken tasarım ve topoloji optimizasyonun sinerjik kullanımı ile SLE teknolojisinin entegrasyonunu ele alması açısından literatüre özgün katkı sunmaktadır.

Bilim Kodu	: 91428
Anahtar Kelimeler	: Statik analiz, topoloji optimizasyonu, eklemeli imalat, sonlu elemanlar analizi, üretken tasarım, seçici lazer ergitme (SLE), havacılık yapıları, AlSi10Mg
Sayfa Adedi	: 131
Danışman	: Prof. Dr. Elmas SALAMCI

OPTIMIZATION AND PRODUCTION OF A HELICOPTER DOOR HINGE VIA ADDITIVE MANUFACTURING

(M. Sc. Thesis)

Aysu DÖĞER

GAZİ UNIVERSITY

GRADUATE SCHOOL OF NATURAL AND APPLIED SCIENCES

December 2025

ABSTRACT

Weight reduction of structural components is important in the aerospace industry for improving fuel efficiency and reducing carbon emissions. This study aims to redesign a helicopter door hinge using topology optimization and generative design methodologies, and to experimentally validate its manufacturability via Selective Laser Melting (SLM). A two-stage optimization framework was applied to the reference hinge geometry conventionally manufactured from forged Al7075 alloy. In the first stage, multiple design alternatives were generated using the generative design module of Autodesk Fusion 360, establishing a mass reduction target of a 62.3%. In the second stage, SIMP (Solid Isotropic Material with Penalization) based topology optimization was conducted in the nTop platform, where this target was implemented as a volume fraction constraint to obtain the final optimized geometry for AlSi10Mg material. Structural validation was performed through finite element analysis, demonstrating a 62.3 weight reduction from the original 114 g design to a theoretical mass of 43 g. The as-manufactured part produced via SLM at a 45° build orientation exhibited a measured mass of 46 g; the 3 g deviation from the theoretical value is attributed to surface roughness and partially melted powder particles adhered to the surface. This study contributes to the literature by systematically demonstrating the integrated application of generative design, topology optimization and SLM technology for helicopter door hinge components.

Science Code : 91428

Key Words : Static analysis, topology optimization, additive manufacturing, finite element analysis, generative design, selective laser melting, aerospace structures, AlSi10Mg

Page Number : 131

Supervisor : Prof. Dr. Elmas SALAMCI

TEŞEKKÜR

Yüksek lisans tez çalışmamın planlanması ve yürütülmesinde değerli bilgi ve tecrübeleriyle bana yol gösterip her türlü desteği sağlayan kıymetli danışman hocam Prof. Dr. Elmas SALAMCI'ya en içten teşekkürlerimi borç bilirim.

Deneysel çalışmalarımı yürütmemde ve imalat süreçlerinde katkılarından dolayı Sivas Bilim ve Teknoloji Üniversitesi'ne teşekkür ederim.

Bu zorlu süreçte sevgilerini, sabırlarını, maddi ve manevi desteklerini benden esirgemeyen aileme; varlığıyla bana güç veren, inancını ve desteğini hiç eksik etmeyen Melih YAZICILAR'a sonsuz teşekkür ederim.

İÇİNDEKİLER

Sayfa

ÖZET iv

ABSTRACT v

TEŞEKKÜR vi

İÇİNDEKİLER vii

ÇİZELGELERİN LİSTESİ ix

ŞEKİLLERİN LİSTESİ x

RESİMLERİN LİSTESİ xi

SİMGELER VE KISALTMALAR xvi

1. GİRİŞ 1

2. LİTERATÜR ARAŞTIRMASI 5

2.1. Helikopter ve Helikopter Kapı Menteşe Sistemleri 5

2.2. Sonlu Elemanlar Yöntemi 7

2.3. Yapısal Optimizasyon Yaklaşımları 9

2.3.1. Topoloji optimizasyonu 12

2.3.2. Üretken tasarım 19

2.4. Eklemeli İmalat 25

2.5. Topoloji Optimizasyonu ve Eklemeli İmalatın Birlikte Kullanıldığı Uygulamalar 34

3. METOD VE YÖNTEM 45

3.1. Geometri Tanımı, Başlangıç Modeli, Yük ve Sınır Koşulları 46

3.2. Yöntem 1: Fusion 360 Üretken Tasarım 56

3.3. Yöntem 2: nTop SIMP Topoloji Optimizasyonu 63

3.5. Eklemeli İmalat Süreci 90

4. BULGULAR 99

4.1. Fusion 360 Doğrulama Analizleri 99

Sayfa

4.2. nTop Sonlu Elemanlar Analiz Sonuçları 106
4.3. Üretim Sonuçları 110
5. SONUÇ VE ÖNERİLER 113
KAYNAKLAR 115
ÖZGEÇMİŞ 131

ÇİZELGELERİN LİSTESİ

Çizelge **Sayfa**

Çizelge 3.1. Optimizasyon analizlerinde kullanılan AlSi10Mg alaşımının mekanik özellikleri 47

Çizelge 3.2. Helikopter kapı menteşesi optimizasyon analizinde kullanılan yük ve sınır koşulları 51

Çizelge 3.3. nTop'taki AlSi10Mg malzeme özellikleri..... 65

Çizelge 3.4. Ağ yapısı yakınsama analizi sonuçları 66

Çizelge 3.5. Üretim parametreleri ve değerleri..... 92

Çizelge 4.1. Üretken tasarım sonucu elde edilen tasarım alternatifleri 101

Çizelge 4.2. Fusion 360 analiz sonuçları 105

Çizelge 4.3. nTop analiz sonuçları..... 110

ŞEKİLLERİN LİSTESİ

Şekil **Sayfa**

Şekil 2.1. a) Boyut optimizasyonu b) Şekil optimizasyonu c) Topoloji optimizasyonu 12

Şekil 2.2. Yapısal optimizasyon yöntemlerinin sınıflandırılması 12

Şekil 2.3. Homojenizasyon yöntemiyle topoloji optimizasyonu sonucu elde edilen makro ve mikro yapı dağılımı 14

Şekil 2.4. Yoğunluk tabanlı topoloji optimizasyonunun gösterimi 17

Şekil 2.5. Eklemeli imalat yöntemlerinin sınıflandırılması 26

Şekil 2.6. Foto-polimerizasyon yönteminin şematik gösterimi 28

Şekil 2.7. Bağlayıcı püskürtme yöntemi şeması 33

Şekil 2.8. Orijinal ve son tasarım için performans karşılaştırması 35

Şekil 3.1. Helikopter kapı menteşesi iki aşamalı topoloji optimizasyonu metodolojisi akış şeması 46

Şekil 3.2. Ağ yapısı boyutuna göre maksimum Von Mises gerilmesi ve maksimum yer değiştirme değerlerinin yakınsama grafiği 67

RESİMLERİN LİSTESİ

Resim **Sayfa**

Resim 2.1. Optimizasyon süreci 13

Resim 2.2. Topoloji optimizasyonu akış şeması..... 14

Resim 2.3. Üretken tasarımla üretilen airbus A320 biyonik bölme..... 20

Resim 2.4. Üretken tasarım ile tasarlanan insansız hava aracı için iniş takımı 21

Resim 2.5. General motors çoklu braket tasarımı..... 21

Resim 2.6. General motors koltuk braketi tasarım sonuçları..... 22

Resim 2.7. Üretken tasarımla üretilen protez ayak..... 22

Resim 2.8. Üretken tasarımla üretilen gidon 23

Resim 2.9. Üretken tasarım ile üretilen farklı çerçeveler/gövdeler arasındaki gerilme/gerinim analizi karşılaştırması 24

Resim 2.10. Stratasys FDM tipi üç boyutlu yazıcı 26

Resim 2.11. Talaşlı imalat ve eklemeli imalat proses süreci 27

Resim 2.12. FDM mimarisi A) Sistemin çalışma şekli B) Sistem uygulamasının şematik gösterimi 29

Resim 2.13. SLE üretim yöntemi şeması 31

Resim 2.14. Malzeme püskürtme işlemi..... 32

Resim 2.15. a) Orijinal parça b) Optimizasyon döngüsü..... 35

Resim 2.16. Orijinal braket tasarımı..... 36

Resim 2.17. Eklemeli imalat ile üretilen LEAP motoru yakıt nozül parçası..... 37

Resim 2.18. a) Orijinal tasarım b) Topoloji optimizasyonu sonrası tasarım c) Kafes yapısı tasarım..... 38

Resim 2.19. Topoloji optimizasyonu uygulanmış havacılık braketi..... 38

Resim 2.20. Eklemeli imalat ile üretilmiş Sentinel 1 uydu anteni destek braketi 39

Resim 2.21. Optimize edilip eklemeli imalat ile üretilen Airbus A350 XWB kamera kablo yönlendirici tutacağı..... 39

Resim 2.22. a) Menteşe braketinin üç boyutlu modeli b) Menteşe braketinin topoloji optimizasyon modeli..... 40

Resim **Sayfa**

Resim 2.23. Eklemeli imalat ile üretilen bileşenler 40

Resim 2.24. Bir uçak parçasının topoloji optimizasyonu süreci: a) Orijinal tasarım alanı b) Optimizasyon analizi ve malzeme dağılmı c) EBM ile üretim için hazırlanan nihai optimize geometri 42

Resim 2.25. a) Menteşenin ilk geometrisi b) Menteşenin son görüntüsü 42

Resim 2.26. Eklemeli imalat için optimizasyon süreci 43

Resim 2.27. EBM ile optimize edilmiş pilon 43

Resim 3.1. Helikopter kapı menteşesinin orijinal CAD modeli 48

Resim 3.2. Helikopter kapı menteşesinin fiziksel özellikleri 48

Resim 3.3. CATIA programında helikopter kapısının tasarımı 49

Resim 3.4. Helikopter kapı menteşesinin helikopter kapısında gösterimi 49

Resim 3.5. Helikopter kapısının ağırlık merkezi 50

Resim 3.6. Helikopter kapı menteşesinin orijinal boyutları 50

Resim 3.7. Fusion 360 üretken tasarım modülü arayüzü 56

Resim 3.8. Korunan geometriler 57

Resim 3.9. Engel geometriler 58

Resim 3.10. Başlangıç geometrisi 58

Resim 3.11. Statik analiz paneli 59

Resim 3.12. Pin yuvasına uygulanan yük bileşenleri 59

Resim 3.13. Pin yuvasına uygulanan moment büyüklüğü 60

Resim 3.14. Civatalara ön yük tanımlaması 60

Resim 3.15. Ankastre mesnet tanımlaması 61

Resim 3.16. Hedef ve limit tanımlamaları 61

Resim 3.17. Malzeme tanımlaması 62

Resim 3.18. Fusion 360'daki AlSi10Mg malzeme özellikleri 62

Resim 3.19. İmalat kısıtlamaları 63

Resim 3.20. nTop'ta model kurulum aşaması 64

Resim **Sayfa**

Resim 3.21. Helikopter kapı menteşesi için pasif bölgelerin oluşturulması 65

Resim 3.22. Sonlu elemanlar modeli için malzeme seçimi ve ağ yapısı ayarları 65

Resim 3.23. Sonlu elemanlar analizi için hacim ağ yapısı oluşturulması 68

Resim 3.24. Ağ yapısı hassasiyeti için ağ yapısı parametrelerinin tanımlanması 68

Resim 3.25. Menteşe geometrisine ait yerel koordinat sisteminin oluşturulması 69

Resim 3.26. Menteşe ve civata yükleme yüzeyleri seçimi 70

Resim 3.27. Sonlu elemanlar modeli için sabit mesnet ve pasif bölge tanımlamaları 70

Resim 3.28. Sabit sınır koşulu tanımı 71

Resim 3.29. Yükleme senaryoları için yük uygulama noktalarının belirlenmesi 72

Resim 3.30. Civata ön yüklemesinin tanımlanması 73

Resim 3.31. Uzak kuvvet yükleme durumu 74

Resim 3.32. 45°lik açılı yük uygulaması için koordinat sisteminin döndürüllmesi ve menteşe yükü tanımı 75

Resim 3.33. Menteşe için noktasal moment yükleme durumu 75

Resim 3.34. Optimizasyon hedefi olarak tüm yük durumlarında rijitliğin artırılması 76

Resim 3.35. Topoloji optimizasyonu kısıtlamaları 77

Resim 3.36. Optimize edilmiş helikopter kapı menteşesinin nihai geometrisi 78

Resim 3.37. Eklemeli imalat kısıtlamalı optimizasyon senaryosu 79

Resim 3.38. 45° sarkma açısı ve üretim yönü kısıtlamaları ile optimizasyon ayarları ... 80

Resim 3.39. Üretim kısıtlamalı optimizasyon kurulumu ve analiz parametreleri 80

Resim 3.40. Üretim kısıtlamalı optimizasyonun nihai tasarımı 81

Resim 3.41. Optimize edilmiş modelin son işlem adımları 82

Resim 3.42. Yüzey yumuşatma işlemi sonrası elde edilen nihai parça 83

Resim 3.43. Optimize edilmiş ve pürüzsüzleştirilmiş modelin doğrulama analizi için ağ yapısına dönüştürülmesi 83

Resim 3.44. Nihai tasarımın sonlu elemanlar ağı görselleştirmesi 84

Resim **Sayfa**

Resim 3.45. Optimizasyon sonrası doğrulama analizi için sonlu elemanlar model ve malzeme tanımlamaları 84

Resim 3.46. Nihai tasarımın doğrulama simülasyonu için ankastre sınır koşullarının ve kısıtlamaların tanımlanması 85

Resim 3.47. Optimize edilmiş model üzerinde tanımlanan sabit mesnet sınır koşullarının görselleştirilmesi 85

Resim 3.48. Menteşe yükleme yüzeyine uygulanan kuvvet 86

Resim 3.49. Menteşe yükleme yüzeyine etkiyen moment yüklemesi 87

Resim 3.50. Birinci cıvata bağlantı noktası için eksenel ön yükleme 87

Resim 3.51. İkinci ve üçüncü civata bağlantı noktası için eksenel ön yükleme 88

Resim 3.52. Statik analiz sonuçları ve güvenlik faktörü doğrulaması 89

Resim 3.53. Optimize edilmiş nihai modelin STL formatında dışa aktarılması 90

Resim 3.54. Ermaksan EnaVision – 130 91

Resim 3.55. Ermaksan EnaVision – 130 sisteminin üretim haznesi, serici kol ve yapı platformu konfigürasyonu 92

Resim 3.56. Optimize edilmiş parçanın üretim tablası üzerindeki konumu ve oluşturulan destek yapıları 93

Resim 3.57. Destek parçalarının parça ile temas bölgelerini gösteren transparan görünüm 93

Resim 3.58. Dilimleme işlemi sonrası oluşturulan lazer tarama yollarının üstten görünümü 94

Resim 3.59. Katman geometrisinin ve iç dolgunun detaylı görünümü 94

Resim 3.60. Üretim platformu üzerinde parçanın gaz akış ve toz serim yöntemlerine göre oryantasyonu 95

Resim 3.61. Üretim süreci tamamlanan parçanın toz yatağı içerisindeki görünümü 96

Resim 3.62. Toz temizleme işlemi sonrası nihai parçanın toz yatağında farklı açılardan görünümleri 97

Resim 3.63. Toz temizleme işleminin ardından nihai parçanın destek yapılarıyla görünümü 98

Resim 4.1. Üretken tasarım analizi sonuçları ve tasarım alternatifleri 99

Resim **Sayfa**

Resim 4.2. Fusion 360 üretken tasarımda kütle ve minimum güvenlik faktörü arasındaki dağılım grafiği 100

Resim 4.3. Üretken tasarım sonuçları tablosu 100

Resim 4.4. Fusion 360'da üretilen alternatifler arasındaki en uygun tasarım 102

Resim 4.5. Üretken tasarım ile elde edilen optimize menteşe geometrisi 102

Resim 4.6. Fusion 360'ta optimize edilmiş tasarımın yer değiştirmesi 103

Resim 4.7. Fusion 360'ta optimize edilmiş tasarımın von mises gerilmeleri 103

Resim 4.8. Fusion 360'ta optimize edilmiş tasarımın güvenlik faktörü 104

Resim 4.9. Fusion 360'ta orijinal geometrinin yer değiştirmesi 104

Resim 4.10. Fusion 360'ta orijinal geometrinin von mises gerilmeleri 105

Resim 4.11. Fusion 360'ta orijinal geometrinin güvenlik faktörü 105

Resim 4.12. nTop'ta topoloji optimizasyonu yapılmış bileşen ölçüleri 106

Resim 4.13. nTop'ta optimize edilmiş tasarımın yer değiştirmesi 107

Resim 4.14. nTop'ta optimize edilmiş geometrinin Von Mises gerilmeleri 108

Resim 4.15. nTop'ta optimize edilmiş geometrinin güvenlik faktörü 108

Resim 4.16. nTop'ta orijinal geometrinin yer değiştirmesi 109

Resim 4.17. nTop'ta orijinal geometrinin Von Mises gerilmeleri 109

Resim 4.18. nTop'ta orijinal geometrinin güvenlik faktörü 110

Resim 4.19. Destek yapılarından ayrılmış ve kumlama uygulanmış parça 111

SİMGELER VE KISALTMALAR

Bu çalışmada kullanılmış simgeler ve kısaltmalar, açıklamaları ile birlikte aşağıda sunulmuştur.

Simgeler	Açıklamalar
d	Çap
E	Elastisite (Young) Modülü
E_0	Katı Malzemenin Elastisite Modülü
F	Kuvvet
g	Gram
g/cm^3	Gram Bölü Santimetreküp (Yoğunluk Birimi)
GPa	Gigapaskal
kg	Kilogram
kg/cm^3	Kilogram Bölü Santimetreküp (Yoğunluk Birimi)
kN	Kilonewton
m	Metre
m^2	Metrekare
m^3	Metreküp
mm	Milimetre
mm^2	Milimetrekare
MPa	Megapaskal
N	Newton
N.m	Newton Metre
p	Ceza Faktörü
s	Saniye
t	Zaman
V	Hız Alanı veya Hacim
°C	Santigrat Derece
µm	Mikrometre
σ	Gerilme
ρ	Göreli Yoğunluk (0 ile 1 arası)

Simgeler	Açıklamalar
ϕ	Seviye Kümesi Fonksiyonu
∇ϕ	Seviye Kümesi Fonksiyonun Gradyanı

Kısaltmalar	Açıklamalar
Al7075	7075 Serisi Alüminyum Alaşımı
AlSi10Mg	Alüminyum-Silisyum-Magnezyum Alaşımı
ASTM	American Society for Testing and Materials
BESO	Bidirectional Evolutionary Structural Optimization
BJ	Binder Jetting
CAD	Computer Aided Design
CATIA	Computer Aided Three Dimensional Interactive Application
DED	Direct Energy Deposition
DLP	Digital Light Processing
EASA	European Union Aviation Safety Agency
EBAM	Electron Beam Additive Manufacturing
EBM	Electron Beam Melting
ESO	Evolutionary Structural Optimization
FAA	Federal Aviation Administration
FDM	Fused Deposition Modeling
Fusion 360	Autodesk Fusion 360
ISO	Uluslararası Standartlar Teşkilatı
İHA	İnsansız Hava Aracı
ing.	İngilizce
LENS	Laser Engineered Net Shape
LOM	Laminated Object Manufacturing
L-PBF	Laser Powder Bed Fusion
NAS	National Aerospace Standard
NASA	National Aeronautics and Space Administration
nTop	nTop
PBF- LB	Laser Beam Powder Bed Fusion
SIMP	Solid Isotropic Material with Penalization

Kısaltmalar	Açıklamalar
SLA	Stereolitography
SLE	Seçici Lazer Ergitme
SLS	Selective Laser Sintering
STL	Standard Triangle Language
Ti6Al4V	Titanyum-Alüminyum-Vanadyum Alaşımı
UAM	Ultrasonic Additive Manufacturing
UV	Ultraviyole

1. GİRİŞ

Havacılık ve uzay endüstrisinde yakıt tüketimini azaltmak ve karbon emisyonlarını düşürmek amacı ile hafif ve yüksek mukavemetli yapısal bileşenler geliştirilmesi önem kazanmaktadır. Geleneksel imalat yöntemleri uzun yıllardır havacılık ve uzay endüstrisinde kullanılsa da tasarımsal özgürlük ve ağırlık optimizasyonu konularında sınırlamaları bulunmaktadır. Özellikle helikopter gibi döner kanatlı hava araçlarında görev profillerinin çeşitliliği ve zorlu çevresel koşullar nedeniyle yapısal bileşenlerin ağırlık-performans optimizasyonu önemlidir.

Topoloji optimizasyonu ile belirli yük ve sınır koşulları altında, tanımlı bir tasarım hacmi içerisinde malzemenin en etkin şekilde nasıl dağıtılması gerektiği belirlenmektedir. Öte yandan üretken tasarım yaklaşımları çok sayıda tasarım alternatifi üreterek farklı malzeme, üretim ve performans kısıtlarını aynı anda değerlendirebilmektedir.

Son yıllarda malzeme bilimi ve üretim teknolojilerindeki gelişmelerle birlikte eklemeli imalat teknolojileri havacılık sektöründe yaygın olarak kullanılmaktadır. Geleneksel imalat yöntemlerinin aksine malzemeyi katman katman birleştirerek parça üretmeye dayanan bu teknolojiyle, daha önce üretilmesi zor ya da maliyetli olan karmaşık geometrilerin üretilmesine olanak sağlamaktadır. Toz yataklı ergitme gibi yöntemler; alüminyum, titanyum ve paslanmaz çelik alaşımlarından, karmaşık iç geometriler ve kafes yapı içeren, tek adımda üretilebilir hafif bileşenlerin tasarlanmasını sağlamaktadır. Bununla birlikte eklemeli imalat süreçleri minimum unsur boyutu, destek gereksinimi, desteksiz üretilebilen maksimum açıklık ve kritik açı değerleri gibi kendine özgü geometrik ve teknolojik sınırlara sahiptir ve tasarımın bu sınırlara uygun olarak gerçekleştirilmesi zorunludur. Optimizasyon metodolojilerinin endüstriyel olarak uygulanabilir hale gelmesinde, seçici lazer ergitme (SLE) gibi toz yatak füzyonu esaslı metal eklemeli imalat süreçleri önemli rol oynamaktadır. SLE teknolojisiyle AlSi10Mg gibi havacılıkta yaygın kullanılan alüminyum alaşımları yüksek geometrik karmaşıklığa sahip, ince cidarlı ve iç kanallı yapılar halinde kalıp gerektirmeden katmanlı olarak üretilmektedir. Ancak minimum üretilebilir kesit boyutları, destek yapısı gereksinimleri, imalat yönüne duyarlı anizotropik mekanik özellikler ve yüzey pürüzlülüğü gibi süreç kaynaklı kısıtlar topoloji optimizasyonu ve üretken tasarım sonuçlarının doğrudan üretime aktarılmasını zorlaştırmaktadır. Bu nedenle, SLE süreç parametreleri ve geometrik limitler tasarım aşamasında dikkate alınmalıdır.

Literatürde havacılık braketleri, iniş takımı bileşenleri ve farklı yapısal bağlantı elemanları üzerinde topoloji optimizasyonu ve eklemeli imalatın birlikte uygulandığı çok sayıda çalışma vardır; fakat helikopter kapı menteşeleri özelinde kapsamlı ve sistematik çalışmalar sınırlıdır. Mevcut çalışmalar çoğunlukla tek bir optimizasyon metoduna odaklanmakta, üretken tasarım ve topoloji optimizasyonunu bütünleşik bir çerçevede ele almamakta ve SLE ile üretilebilirliği bulunmamaktadır. Bu çalışmada, üretken tasarım ve SIMP optimizasyonu sıralı bir çerçevede birleştirilip helikopter kapı menteşesinin kütle azaltımı deneysel olarak doğrulanmış ve SLE prosesine özgün geometrik kısıtlar optimizasyon aşamasına entegre edilmiştir.

Bu çalışmada; helikopter kapı menteşesi tasarımı başlangıç geometrisi olarak alınmakta, öncelikle Autodesk Fusion 360 yazılımının üretken tasarım modülüyle geniş bir tasarım uzayı içinde çok sayıda hafifletilmiş tasarım alternatifi üretilmekte, ardından da seçilen hedef kütle azaltma oranı nTop platformunda SIMP tabanlı topoloji optimizasyonu için hacim oranı kısıtı olarak kullanılmıştır. Böylece üretken tasarımın keşif odağı ile topoloji optimizasyonunun matematiksel hassasiyeti birleştirilerek hem yapısal performans hem de SLE ile üretilebilirlik kriterini sağlayan nihai bir menteşe geometrisine ulaşılmıştır. Elde edilen tasarımlar, sonlu elemanlar analiziyle statik yükler altında değerlendirilmekte; gerilme dağılımı, yer değiştirme, güvenlik katsayısı ve kütle değerleri açısından orijinal dövme Al7075 menteşe tasarımı ile karşılaştırılmaktadır. Optimizasyon sürecinde SLE sürecine özgün minimum et kalınlığı, destek gerektiren sarkma açıları, imalat yönü ve ağ yapısı gibi parametreler de dikkate alınarak sadece teorik olarak optimum değil, aynı zamanda pratikte üretilebilir bir geometri elde edilmiştir.

Araştırmanın amacı

Bu tez çalışmasının amacı helikopter kapı menteşesinin kütlesini, uçuş emniyetini ve yapısal bütünlüğünü koruyarak azaltmak ve bunu yaparken topoloji optimizasyonu ile üretken tasarım yöntemlerinin farklı avantaj ve kısıtlamalarını sistematik olarak ortaya koymaktır. İkinci olarak ise elde edilen tasarımın metal toz yatak füzyonu esaslı SLE süreciyle üretilebilirliğini göstermektir. Böylece, yalnızca sonlu elemanlar analizi seviyesinde sayısal olarak optimum çözümlerin değil, aynı zamanda üretilebilir çözümlerin belirlenmesi hedeflenmektedir.

Araştırmanın konusu

Tez kapsamında, helikopter kapı menteşesinin topoloji optimizasyonu ve üretken tasarım yöntemleri kullanılarak hafifletilmesi ve elde edilen tasarımların SLE yöntemiyle üretilebilirliği incelenmiştir. Çalışmada mevcut dövme Al7075 alaşımlı menteşe tasarımı referans alınırken; öncelikle Autodesk Fusion 360 yazılımında, tanımlı tasarım alanı, yük ve sınır koşulları ile korunan ve engellenen geometriler göz önünde bulundurularak farklı üretim kısıtları altında çoklu üretken tasarım senaryoları oluşturulmuştur. Elde edilen tasarım sonuçları arasından yapısal gerekliliği sağlayan ve maksimum kütle azaltma oranını hedefleyen en uygun alternatif seçilmiş; bu oran ikinci aşamada gerçekleştirilecek topoloji optimizasyonu için hedef hacim oranına dönüştürülmüştür.

İkinci aşamada, nTop platformunda SIMP temelli yoğunluk tabanlı topoloji optimizasyonu uygulanmıştır. Topoloji optimizasyonu sonucunda elde edilen yoğunluk dağılımı, SLE ile üretime uygun bir geometriye dönüştürülmüştür. Nihai geometrileri doğrulamak için Fusion 360 ve nTop ortamında sonlu elemanlar analizi yapılmıştır.

2. LİTERATÜR ARAŞTIRMASI

2.1. Helikopter ve Helikopter Kapı Menteşe Sistemleri

Helikopter kavramı 15. yüzyılda Leonardo da Vinci'ye kadar uzanmaktadır; ancak ilk pratik helikopterler 20. yüzyılın başlarında ortaya çıkmıştır. 19. yüzyılın sonlarında ve 20. yüzyılın başlarında Paul Cornu ve Igor Sikorsky motorlu, kontrollü uçuş denemelerine başlamıştır. Helikopterlerin gelişimi başlangıçta askeri ihtiyaçlardan kaynaklanmış ve Igor Sikorsky gibi öncülerin önemli katkıları olmuştur. İlk başarılı helikopterler, İkinci Dünya Savaşı sırasında kullanılmış ve havacılıkta yeni bir çağı başlatmıştır [1]. Cornu, 1907 yılında alçak irtifada birkaç saniye havada kalarak ilk insanlı döner kanatlı uçuşu gerçekleştirmiştir. Ancak tasarımın kontrol ve denge açısından iyileştirilmesi gereken noktaları vardı [2, 3]. 1920'lerde Juan de la Cierva tarafından geliştirilen otogiro, düşük hızlarda güvenli uçuş yapabilecek bir araç geliştirme çabasının sonucudur ve modern helikopterin öncüsüdür [4]. Igor Sikorsky'nin ilk kez 1939 yılında uçan VS-300'ü ilk başarılı tek rotorlu helikopter olarak kabul edilmektedir. Torka karşı koymak için kuyruk rotoruna sahipti ve kontrollü bir uçuş gerçekleştirilmiştir. VS-300, tek rotorlu konfigürasyonun uygulanabilirliğini göstererek modern helikopter tasarımlarına öncülük etmiştir [1-6]. İkinci Dünya Savaşı sırasında helikopterler keşif, kurtarma ve irtibat görevleri için sınırlı askeri amaçlarda kullanılmıştır. 1942 yılında geliştirilen Sikorsky R-4, ilk seri üretim helikopteridir ve savaşta önemli rol oynamıştır. Böylece helikopterlerin askeri operasyonlara entegrasyona başlamıştır [1-6]. Türbin motorlarının 1950'lerde kullanılmaya başlanması helikopterlerin performanslarında önemli rol oynamaktadır. Türbinli motorlar pistonlu motorlara kıyasla daha fazla güç, güvenilirlik ve yakıt verimliliği sunarak helikopterlerin daha ağır yükler taşımasında ve daha zorlu ortamlarda çalışmasına olanak sağlamıştır [7, 8]. Vietnam Savaşı, askeri helikopterler için bir dönüm noktası olmuştur. Bell UH-1 "Huey" ve Sikorsky CH-54 "Skycrane" gibi helikopterler asker nakli, tıbbi tahliye ve ağırlık kaldırma operasyonlarında kullanılmıştır. Bu dönemde silahlı helikopterler de kullanılmıştır [6-9].

Helikopter kapı menteşeleri, uçak kapılarının güvenli ve verimli çalışmasını sağlayan kritik bileşenlerdir. Helikopter kapı menteşeleri, kapının ağırlığını desteklemek ve açma kapama sırasında oluşan kuvvetlere dayanmak üzere tasarlanmıştır [10, 11]. Helikopter kapı menteşelerinde, uçağın toplam ağırlığını azaltmak, yakıt verimliliğini ve performansı artırmak için genellikle hafif malzemeler kullanılmaktadır [12].

Tez kapsamında topoloji optimizasyonu yapılarak eklemeli imalat yöntemiyle üretilecek olan helikopter kapı menteşesi dövme yöntemiyle Al7075' den üretilmektedir. Dövme genellikle kalıp kullanmak suretiyle sıkıştırma kuvveti uygulanarak metalin şekillendirilmesidir. Bu işlemle alüminyum alaşımlarının tane yapısı inceltilip mukavemeti artırılarak mekanik özellikleri iyileştirilmektedir [13, 14]. Alüminyum alaşımlar; yüksek mukavemet-ağırlık oranı, korozyon direnci ve üretim kolaylığı nedeniyle helikopter kapı menteşelerinde yaygın olarak kullanılmaktadır [14, 15]. Menteşe pimleri, kapıyı uçak gövdesine bağlayan kritik bileşenlerdir. Bu pimler, kapının ağırlığını taşıyacak ve çalışma esnasında oluşan kuvvetlere dayanacak kadar güçlü olmalıdır [14, 15].

AlSi10Mg alaşımı iyi yüzey kalitesi, korozyona karşı dayanımı ve yüksek mekanik özellikleriyle öne çıkan bir Al-Si alaşımıdır [16]. Ayrıca düşük ağırlık oranı, işlenebilirlik ve kaynaklanabilirlik gibi mühendislik özelliklerine sahiptir. SLE yöntemi, yüksek yoğunlukta bileşenler üretme yeteneğine sahip olduğu için AlSi10Mg alaşımının eklemeli imalatında çok tercih edilmektedir [17]. AlSi10Mg hafif yapısı, yüksek özgül mukavemeti ve yüksek termal iletkenliği nedeniyle havacılık ve uzay uygulamalarında kullanılmaktadır. Alaşımın yüksek sıcaklıklarda mekanik bütünlüğünü koruyabilmesi, havacılık ve uzay ortamları için de uygun hale gelmesini sağlamaktadır [18, 19]. AlSi10Mg bileşenlerini üretmek için yaygın kullanılan eklemeli imalat yöntemleri, yüksek enerjili lazerler kullanılarak toz hammaddenin katman katman eritilmesini içeren SLE ve PBF-LB'dir (İng. *Laser Beam Powder Bed Fusion*) [20, 21].

Helikopter kapı menteşesinin tasarımı aşağıdaki hususları içerir:

- Yük durumları: Menteşe; kapının ağırlığı, aerodinamik kuvvetler ve darbeler gibi yük durumlarına dayanmalıdır.
- Malzeme seçimi: Titanyum alaşımları (örn. Ti6Al4V) ve alüminyum alaşımları (örn. Al 7050), menteşenin ağırlığını azaltırken dayanıklılığını sağlamaktadır.
- Üretim kısıtlamaları: Tasarım, eklemeli imalat sürecinin sınırlamalarını dikkate almalıdır.
- Ağırlık azaltma: Topoloji optimizasyonunun amacı, yapısal bütünlüğü korurken menteşenin ağırlığını en aza indirmektir [22-28].

Havacılık ve uzay uygulamalarında kullanılan yaygın malzemeler arasında titanyum alaşımları (örn. Ti6Al4V) ve alüminyum alaşımları (örn. Al7050) yer almaktadır.

Faydalarına rağmen helikopter kapı menteşelerinin topoloji optimizasyonu ve eklemeli imalat ile ilgili çeşitli zorluklar ve sınırlamalar vardır:

1. Malzeme anizotropisi: Eklemeli imalat parçalarının mekanik özellikleri, tasarım ve analiz aşamalarında hesaba katılması gereken yapı yönüne ve işlem parametrelerine bağlı olarak değişebilmektedir [29, 30].
2. Ardıl işlem: Eklemeli imalat parçaları, istenen yüzey kalitesi ve mekanik özellikleri elde etmek için genellikle işleme ve ısıl işlem gibi işlem sonrası adımlar gerektirmektedir [31, 32].
3. Sertifikasyon ve düzenleyici gereklilikler: Havacılık ve uzay uygulamalarında topoloji optimizasyonlu eklemeli imalat parçalarının benimsenmesi, uygulamanın önünde bir engel oluşturabilecek katı sertifikasyon ve düzenleme gerekliliklerine uygun olmalıdır [33, 34].

2.2. Sonlu Elemanlar Yöntemi

Sonlu elemanlar yöntemi, geleneksel analitik yöntemlerle çözülmesi zor olan karmaşık yapısal ve mekanik problemleri çözmek için kullanılmaktadır. Otomotiv, kimya, inşaat ve makine gibi birçok alanda mühendislik sorunlarının çözümünü daha hızlı ve daha basit bir hale getirmiştir. Sonlu elemanlar yöntemi 1940'lı ve 1950'li yıllarda havacılık ve nükleer endüstrilerinin ihtiyaçları doğrultusunda ortaya çıkmıştır. Başlangıçta yapısal mekanik problemleri çözmek için geliştirilmiştir; ancak kısa sürede ısı transferi, akışkan dinamiği gibi diğer alanlarda da kullanılmaya başlanmıştır. 1960'larda "sonlu eleman" terimini Ray Clough ortaya atmıştır [35]. 1970'lerde NASTRAN gibi ilk ticari sonlu elemanlar yöntemi yazılımları piyasaya sürülmüştür ve 1990'larda 'süreksiz Galerkin yöntemi' gibi daha ileri seviye sayısal yöntemler geliştirilmiştir. Sonlu elemanlar yönteminin gelişimindeki önemli adımlar arasında Rayleigh-Ritz yönteminin tanıtılması, doğrudan sertlik yönteminin geliştirilmesi ve varyasyonel ilkelerin formülasyonu yer almaktadır [35, 36]. Akışkanlar mekaniği ve ısı transferi problemleri için sonlu elemanlar yönteminin geliştirilmesine Olgierd Zienkiewicz önemli katkılar sağlamıştır [36]. Sonlu elemanlar yöntemi sayısal yöntemler, hesaplama algoritmaları ve gelişmiş yazılım araçları geliştikçe ilerlemiştir. ANSYS, ABAQUS ve NASTRAN gibi ticari yazılımlar sonlu elemanlar yöntemi tabanlı simülasyonlar için yaygın olarak kullanılmaktadır. Bu yazılım araçları model oluşturma, ağ oluşturma ve sonuç görselleştirme için kullanıcı dostu arayüzler sağlayarak sonlu elemanlar

yönteminin kullanımını yaygınlaştırmaktadır [37, 38]. Sonlu elemanlar yönteminin teorik modelleri, her biri kısmi diferansiyel denklemler tarafından yönetilen sonlu elemanlara ayrılmasını içerir. Bu yöntemle denklemler varyasyonal ilkeler ve sayısal yöntemlerle çözülür ve gerilim, gerinim, deformasyon dağılımları hakkında bilgi edinilir [39]. Sonlu elemanlar yönteminin yazılımlarda uygulanması model oluşturma, ağ oluşturma, sınır koşulu belirleme ve sonuç analizi gibi birkaç temel adımı içerir. Yazılımlarla doğrusal elastikiyet, plastisite ve termal genleşme gibi farklı davranış türlerini simüle etmeye imkân sağlayan çeşitli elemanlar ve malzeme modelleri sunar [37, 38]. Ağ yapısı üretimi sonlu elemanlar yöntemi sürecinde önemli bir adımdır; çünkü ağ yapısı kalitesi, simülasyonun doğruluğunu ve verimliliğini doğrudan etkilemektedir. Ağ yapısı, problem alanının çözüm elde etmek için üçgenler, dörtgenler veya dörtyüzlüler gibi daha küçük elemanlara ayrılmasıdır [40, 41]. Ağ yapılarının birleştiği yere düğüm noktası denir [42, 43]. Sınır koşulları, simüle edilen sistemin davranışını tanımlamak için gereklidir. Sonlu elemanlar yönteminde sınır koşulları; Dirichlet koşulları (yer değiştirmeleri veya sıcaklıkları belirleyen), Neumann koşulları (kuvvetleri veya ısı akışlarını belirleyen) ve Robin koşulları (yer değiştirme ve kuvvet özelliklerini birleştiren) dâhil olmak üzere farklı türlerde olabilir. Sınır koşullarının doğru bir şekilde belirlenmesi, güvenilir simülasyon sonuçları elde etmek için önemlidir; zira yanlış veya eksik sınır koşulları çözümde hataya yol açabilmektedir [37, 38]. Sonlu elemanlar yöntemi; yapısal analiz, aerodinamik kuvvetler ve ağırlık gibi çeşitli yükler altında kanatlar ve gövde gibi uçak bileşenlerinde deformasyon ve gerilim dağılımını belirlemek için kullanılmaktadır [44, 45]. Sonlu elemanlar yönteminin akışkanlar dinamiği uygulamaları arasında uçakların etrafındaki hava akışının simülasyonu ve turbo makinelerde akışkan-yapı etkileşiminin analizi yer almaktadır. Bu simülasyonlar, aerodinamik performansı optimize etmek ve havacılık sistemlerinin güvenliğini ve verimliliğini sağlamak için gereklidir [46, 47].

Statik analiz, bileşenlerin tasarımında ve doğrulanmasında kritik bir adımdır. Bu süreç, bileşenin yapısal davranışını statik yükler altında simüle etmekte ve performans kriterlerinin karşılanmasını sağlamaktadır. Statik analiz tipik olarak sonlu eleman modellemesi (sonlu elemanlar yöntemi), gerilim ve deformasyon analizi ve optimizasyon kısıtlamaları içermektedir [48, 49].

Statik analiz, menteşe braketleri ve iniş takımı bileşenleri gibi çeşitli havacılık bileşenlerinde başarılı bir şekilde uygulanmıştır. Bu yaklaşım, optimize edilmiş tasarımların performansını

doğrulamak için kullanılmaktadır [22, 50, 51]. Helikopter kapı menteşeleri için statik analiz, menteşenin kapının ağırlığı altında ve çalışma esnasında dış kuvvetler gibi statik yükler altına girdiğindeki davranışını simüle etmektedir. Bu analiz, sonlu eleman yöntemlerini kullanarak yapıdaki gerilme ve gerinim dağılımlarını hesaplamakta ve elde edilen sonuçlar, optimizasyon sürecini yönlendirmek için kullanılmaktadır. Böylece, nihai tasarım malzeme kullanımını en aza indirirken performans gereksinimlerini karşılamaktadır [23, 52].

2.3. Yapısal Optimizasyon Yaklaşımları

Yapısal optimizasyon, belirli performans kriterlerine ulaşmak için yapı içindeki malzeme ve tasarım parametrelerinin optimum dağılımını belirleme süreci olarak tanımlanabilir. Yapısal optimizasyonun temel amaçları arasında ağırlığı en aza indirmek, malzeme tüketimini azaltmak, rijitliği artırmak ve gerilme, yer değiştirme ve burkulma limitleri gibi tasarım kısıtlamalarına uyum bulunmaktadır [53, 54]. Havacılık ve uzay endüstrisinde yapısal optimizasyon hafif ve verimli uçak ve uzay aracı bileşenleri tasarlamak için kullanılmaktadır. Hafifletme tasarımı, uçak ve uzay araçlarının kütlesini azaltarak yakıt maliyetlerini düşürme kabiliyetine sahip olduğundan havacılık ve uzay endüstrisinde önemli bir konudur. Uluslararası Sivil Havacılık Örgütü, 2050 yılına kadar havacılık emisyonlarını yarıya indirme hedefi koymuştur ve bunu başarmak için uçakları daha enerji verimli hale getirmek için büyüyen bir hareket vardır. Bunu yapmanın en etkili yöntemlerinden biri de kütle azaltma tekniklerini kullanmaktır. Örnek olarak bir Boeing 787'nin hacmi %20 oranında azaltılırsa, hızlanma ve diğer performans ölçütleri geliştirilebilecek ve yakıt verimliliği %10-12 oranında artırılabilecektir [55].

Gerçek dünya uygulamalarında yapısal optimizasyon, örneğin sertliği artırırken ağırlığı azaltmak gibi birden fazla ve genellikle birbiriyle çelişen hedefler içermektedir. Pareto cephesi yaklaşımı gibi çok amaçlı optimizasyon teknikleriyle çelişen hedefler dengelenmekte ve bir dizi optimum çözüm üretilmektedir [56]. Doğrusal ve doğrusal olmayan programlama gibi matematiksel programlama teknikleri yapısal optimizasyonda yaygın olarak kullanılmaktadır. Bu yöntemler sürekli tasarım değişkenleri ve iyi tanımlanmış kısıtları olan problemlerde etkilidir [57]. Yine doğal olaylardan esinlenen metasezgisel algoritmalar, karmaşık optimizasyon problemlerini çözmek için kullanılmaktadır. Yaygın örnekleri genetik algoritma, parçacık sürü optimizasyonu, karınca kolonisi optimizasyonu ve armoni arama algoritmasıdır.

Yapısal optimizasyon makine öğrenimi ve yapay zekâ uygulamaları ile de gelişmeye devam etmektedir. Sinir ağları ve vekil modelleme gibi tekniklerle karmaşık yapısal tepkiler yaklaşık olarak hesaplanabilmekte ve optimizasyonun hesaplama maliyeti azalmaktadır [52, 58]. Stokastik optimizasyon yöntemleri malzeme özellikleri ve yükleme koşulları gibi tasarım parametrelerindeki belirsizlikleri göz önünde bulundururken, optimum tasarımın güvenilirliğini ve sağlamlığını temin etmek amacıyla genellikle olasılıksal modeller kullanılmaktadır [57, 59].

Sonlu elemanlar yöntemi yapısal optimizasyonda önemli bir araçtır ve kısıtlamalar ve yükler altında yapısal davranış hakkında bilgi vermektedir. ABAQUS, ANSYS ve NASTRAN gibi ticari yazılımlar yapısal optimizasyon için kullanılmaktadır [60, 61]. Altair OptiStruct ve Siemens NX Nastran topoloji, boyut ve şekil optimizasyonu için entegre ortamlar sağlarken [62], Python ve MATLAB gibi programlama dilleri, özel optimizasyon algoritmaları geliştirmek ve bunları sonlu eleman analiz araçları ile entegre etmek için giderek daha fazla kullanılmaktadır [58, 61].

Yapısal optimizasyonda amaç fonksiyonu, optimizasyon sürecinin ulaşmak istediği hedefi tanımlamaktadır. Bunlar; ağırlığı minimize etmek, sertliği maksimize etmek veya malzeme kullanımını azaltmak gibi amaçları içermektedir. Amaç fonksiyonu, yapının performans metriğini ölçmektedir. Örneğin, ağırlık minimizasyonu problemlerinde amaç fonksiyonu genelde yapının toplam kütlesidir [63, 64]. Amaç fonksiyonu tasarım gereklilikleri tarafından dayatılan kısıtlamalara tabidir. Bu kısıtlamalar ise gerilme sınırlarını, yer değiştirme sınırlarını veya frekans kısıtlamalarını içerebilmektedir [65, 66]. Tasarım değişkenleri, istenen hedefe ulaşmak için optimizasyon sürecinde ayarlanabilir parametrelerdir. Bu değişkenler geometriyi, malzeme özelliklerini veya diğer yapısal nitelikleri tanımlamaktadır. Tasarım değişkenleri sürekli (örn. kalınlık, yoğunluk) veya ayrık (örn. malzeme türü, bileşen sayısı) olabilir [63-65]. Tasarım değişkeni geometri veya malzeme seçimi anlamına da gelmektedir. Tasarım sırasında, tasarım değişkeni isteğe göre değiştirilebilmektedir [67]. Durum değişkenleri, herhangi bir zamanda bir yapının durumunu tanımlayan büyüklükler olup yer değiştirmeleri, hızları, ivmeleri, gerilmeleri ve gerinimleri içermektedir [68]. Ürünün işlevselliğinden ödün vermeden malzeme dağılımında veya geometrik özelliklerde değişiklik yapılmasına izin veren optimizasyon hacmine ise tasarım alanı denmektedir. İstenen değerlere ulaşmak için optimizasyon yöntemi, tasarım değişkenlerinin boyut ve/veya koordinatlarının değiştirilmesini içermektedir. Bu değişkenler

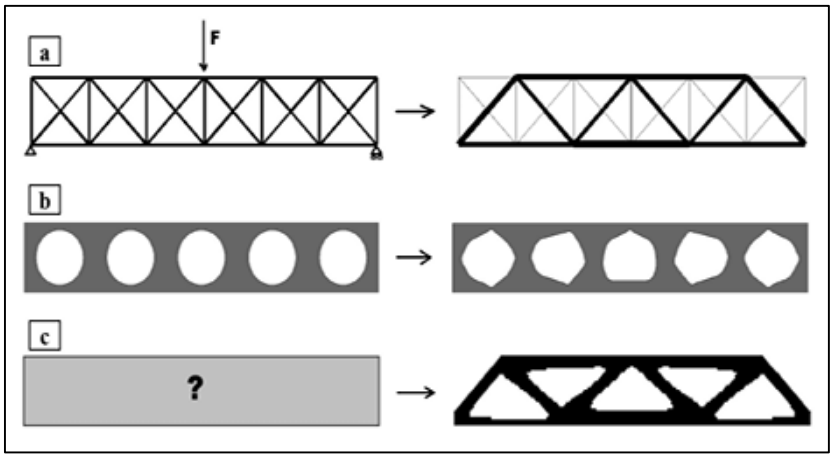
oryantasyon açısı, hacim, yoğunluk, kenar uzunluğu ve kalınlık gibi parametreleri barındırmaktadır. Tasarım kriterlerinin üzerine çıkmaktan kaçınmak ve daha kesin sonuçlar elde etmek için optimize edilmiş modeli üretmek amacı ile belirlenen sınır değerleri bulunmaktadır. Optimize etmek maksadıyla tasarım parametrelerinin en uygun kombinasyonu aranmakta ve herhangi bir sınır koşulu dikkate alınarak amaç fonksiyonuna ulaşılana kadar iterasyon yapılmaktadır.

Yapısal optimizasyon üç ana türe ayrılabilir:

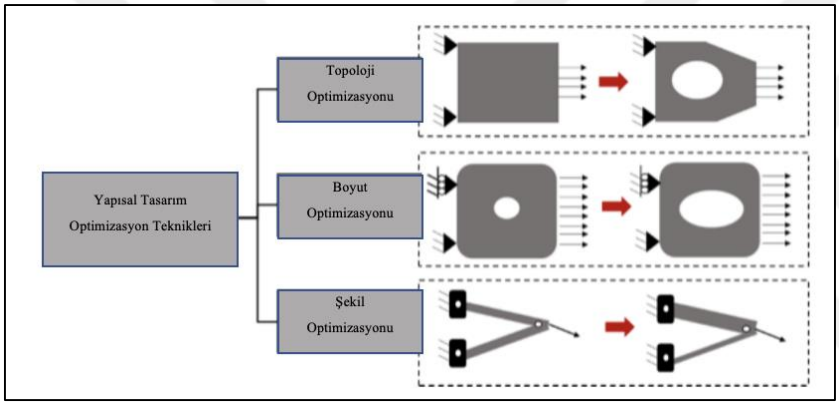
1) Topoloji optimizasyonu: Tasarım alanı içinde malzemenin optimum yerleşimi belirlenir [69].
2) Boyut optimizasyonu: Yapısal elemanların kesit boyutları optimize edilir [52, 53].
3) Şekil optimizasyonu: Belirli yükler ve kısıtlamalar altında yapının geometrik şeklinin değiştirilmesini içerir [52, 70].

Şekil optimizasyonu, optimal performans için bir yapının sınırlarını veya dış şeklini değiştirmeyi içerirken, genellikle gerilme yoğunlaşmalarını azaltmak veya aerodinamiği iyileştirmek için yüzeyleri düzeltmeyi ve geometrileri ayarlamayı içermektedir. Yöntemleri arasında serbest form optimizasyonu ve seviye sesi yaklaşımları bulunmaktadır [71, 72]. Şekil optimizasyonunda tasarım değişkeni olarak delik çapları, yapısal elemanların kalınlığı, radyüs veya pahlar kullanılmaktadır [67]. Boyut optimizasyonu genellikle ağırlığı veya maliyeti en aza indirirken tasarım kısıtlamalarını karşılamak amacıyla kalınlık veya kesit alanları gibi boyutların ayarlanmasını içermektedir [73]. Çubuk çapı, kiriş kalınlığı ve sac kalınlığı tasarım değişkenlerine örnek olarak verilebilir [53]. Topoloji optimizasyonu ise genellikle ara malzeme yoğunluklarını engellemek için bir ceza fonksiyonu kullanan ve malzemenin ikili dağılımını (katı veya boşluk) oluşturan SIMP yöntemi gibi teknikleri kullanmaktadır [69]. Topoloji optimizasyonu, ilk tasarım parametrelerine bağlı değildir ve geniş bir tasarım alanına sahiptir. Boyut veya biçim optimizasyonunun aksine topoloji optimizasyonu, bir bileşenin içindeki boşluklar ve katılar gibi iç unsurların oluşturulmasına, birleştirilmesine ve bölünmesine izin vermektedir. Boyut veya şekil optimizasyonu ile karşılaştırıldığında bu tasarım esnekliği üstün yapısal performans sunmaktadır [74].

Yapısal optimizasyon yöntemlerinin kıyaslaması Şekil 2.1 ve Şekil 2.2'de verilen görsellerde özetlenmiştir [75].



Şekil 2.1. a) Boyut optimizasyonu b) Şekil optimizasyonu c) Topoloji optimizasyonu [76]



Şekil 2.2. Yapısal optimizasyon yöntemlerinin sınıflandırılması [77]

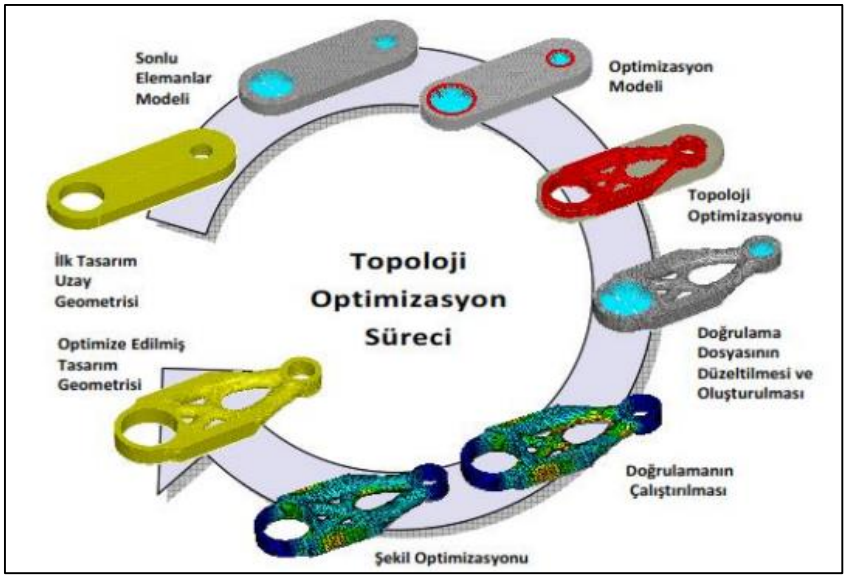
2.3.1. Topoloji optimizasyonu

Topoloji optimizasyonu, belirli yükler ve sınırlamalar altında, bir yapı içerisinde malzemenin nerede bulunması ve nerede bulunmaması gerektiğini matematiksel olarak belirleyen bir yöntemdir. Basitçe ifade etmek gerekirse, topoloji optimizasyonu şu soruyu yanıtlamaktadır: "Verilen bir hacim içinde, en az malzeme kullanarak en güçlü yapı nasıl oluşturulabilir?" Geleneksel tasarım yaklaşımlarından farklı olarak, topoloji optimizasyonunda başlangıçta nihai şekil bilinmemektedir. Tasarımcı sadece kullanılabilecek alanı (tasarım alanı), yükleri ve sınırlamaları belirlemekte; ardından bilgisayar algoritmaları en uygun malzeme dağılımını hesaplamaktadır. Topoloji optimizasyonu, tasarım alanını küçük elemanlara bölerek her eleman için bir karar vermektedir: "Burada malzeme olmalı mı (1), yoksa olmamalı mı (0)?" Matematiksel olarak "0-1 sorunu" olarak adlandırılan bu durum, bir tasarım alanındaki malzemenin optimum dağılımını belirlemek için kullanılan bir hesaplama yöntemidir [55]. Bendsoe ve Kikuchi'nin

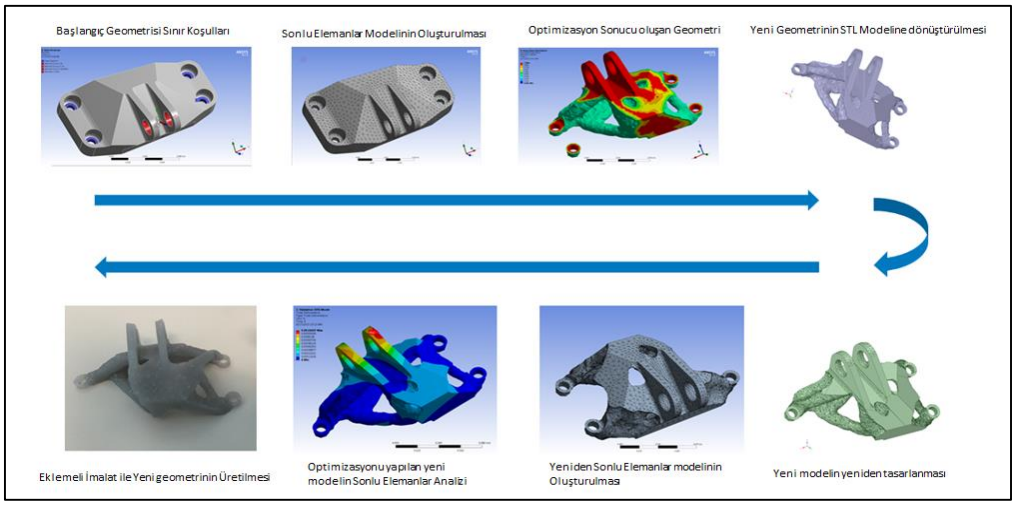
çalışmaları, topoloji optimizasyonu alanının ilerlemesinde önemli bir rol oynamıştır. 1988 yılında yayımladıkları makalede, modern topoloji optimizasyon tekniklerinin temelini oluşturan homojenleştirme yöntemini tanıtmışlardır [78-80]. Topoloji optimizasyonu, özellikle havacılık ve uzay mühendisliğinde en az ağırlıkta ve en iyi performansa sahip tasarımlar için etkili bir araç haline gelmiştir. Topoloji optimizasyonunun birincil amacı, yapısal bütünlüğünü korurken menteşenin ağırlığını en aza indirmektir. Bu, yük taşımayan malzemenin çıkarılması ve malzeme dağılımının optimize edilmesiyle elde edilmektedir [23, 50, 81]. Topoloji optimizasyonunun SLE gibi gelişmiş üretim teknikleriyle entegrasyonu, karmaşık geometrilerin oluşturulabilmesini sağlamakta, bu da yapısal bütünlük ve performansı artırmaktadır [48, 82].

Topoloji optimizasyonu ağırlık azaltma, mukavemet artırma gibi istenen performans ölçütlerini elde etmek için tasarım alanı içindeki malzemenin optimum dağılımını çeşitli matematiksel yöntemler kullanarak (sonlu elemanlar yöntemi, seviye seti metodu vb.) belirleyen bir araçtır.

Topoloji optimizasyonu uygulama sürecinde, Resim 2.1 ve Resim 2.2'de görüldüğü üzere öncelikle tasarlanan veya mevcut parçanın katı modelinde optimizasyonun uygulanacağı tasarım alanı belirlenmektedir. Kuvvet daha sonra parça üzerine yerleştirilmekte; parçanın analizi tamamlandıktan sonra istenilen sonuç alınamadığı takdirde analiz tekrarlanabilmektedir.

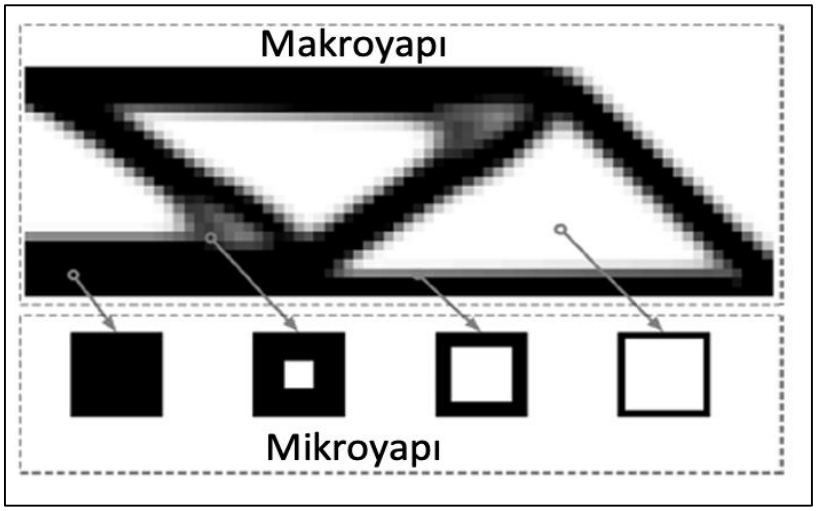


Resim 2.1. Optimizasyon süreci [83]



Resim 2.2. Topoloji optimizasyonu akış şeması [83]

Homojenizasyon yöntemi, Bendsoe ve Kikuchi tarafından 1988 yılında geliştirilen en eski topoloji tekniklerinden biridir. Yöntem, makro düzeyde optimum malzeme dağılımını belirlemek için gözenekli bir malzemenin homojenleştirilmesi esasına dayanmaktadır. Homojenizasyon yönteminde tasarım alanı periyodik olarak dağıtılmış mikro delikler veya boşluklar bulunan kompozit malzeme olarak modellenmektedir. Bu yöntem, mikro ölçekte malzeme özelliklerini homojenize ederek (yani, etkili malzeme özelliklerini hesaplayarak) makro ölçekte optimal yapılar tasarlamaktadır. Sonsuz derecede küçük özelliklere sahip periyodik kompozitler kullanarak tasarım alanını "rahatlatmakta" (*relaxed design space*) ve bu sayede daha düşük hesaplama maliyetiyle optimal çözümler elde edilebilmektedir. Homojenizasyonla elde edilen makro ve mikro dağılım Şekil 2.3'te gösterilmiştir [84, 85].



Şekil 2.3. Homojenizasyon yöntemiyle topoloji optimizasyonu sonucu elde edilen makro ve mikro yapı dağılımı [85]

Topoloji optimizasyonunda sıklıkla kullanılan modellerden biri SIMP yöntemi olup temelleri Bendsoe'nin "Malzeme Dağılım Problemi Olarak Optimal Şekil Tasarımı" adlı çalışmasında 1989 yılında ortaya çıkmıştır. Göreceli kullanım kolaylığı nedeniyle topoloji optimizasyon teknikleri arasında popülerlik açısından diğerlerini geride bırakan SIMP yöntemi, birçok topoloji optimizasyon programının üzerine inşa edildiği temeldir [86-89].

SIMP yöntemi sonlu elemanlar ağındaki her bir elemana 0 (boşluk) ve 1 (katı) arasında bir yoğunluk değerinin atandığı yoğunluk tabanlı bir topoloji optimizasyon yöntemidir. Yöntemde, malzeme modelindeki ceza faktörüyle ara yoğunluklar cezalandırılır ve çözüm katı ve boşluk bölgelerinin ikili dağılımına itilmektedir [90, 91].

SIMP yönteminin temel prensibine göre bir elemanın Young modülü, göreli yoğunluğunun *p*'inci kuvveti ile orantılı olarak Eşitlik 2.1'de tanımlanmaktadır:

$$E(\rho) = \rho^p E_0 \tag{2.1}$$

$E(\rho)$: Malzemenin Young modülü (Malzemenin gerilme altında ne kadar deforme olduğunu ölçen mekanik özelliktir; malzemenin rijitliğini belirler).

ρ: Malzemenin göreli yoğunluğu 0 (boş, malzeme yok) ve 1 (tamamen dolu, katı malzeme) arasında değişir.

p: Ceza faktörü. Genellikle 1'den büyük bir değerdir. Ara yoğunluk değerlerini cezalndırarak optimizasyon sürecinde elemanların ya tamamen dolu ($\rho = 1$) ya da tamamen boş (ρ=ρmin, minimum yoğunluk) olmasına yönlendirir.

E_0: Katı malzemenin Young modülü; yani $\rho = 1$ olduğunda malzemenin sahip olduğu temel elastik modülüdür.

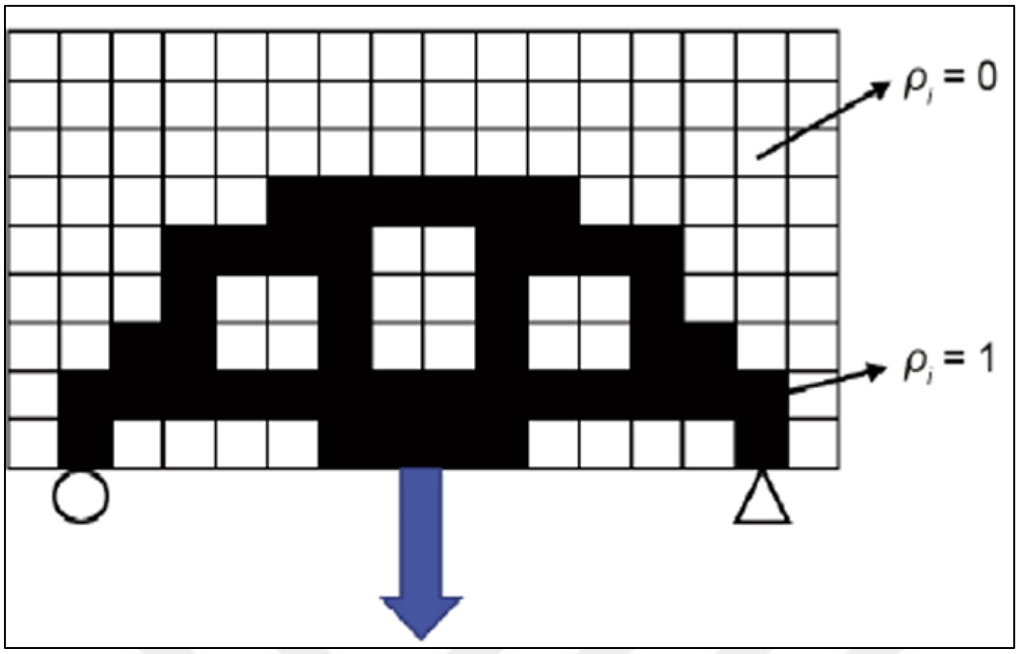
SIMP modeli, incelenecek yapıyı sonlu elemanlar modeli ile küçük parçalara ayırarak yük koşulu altında ilgili yapının genel sertliğine etkisini incelemeyi ve o elemanda malzeme bulunup bulunmadığına karar vermeyi sağlamaktadır. Bu işlemi gerçekleştirmek için ilgili elemana, elemanın elastisitesi ile doğrudan çarpılan bir yoğunluk değeri verilmektedir. Her bir iterasyonda, bu elemana farklı bir yoğunluk değeri atanmaktadır. Ceza katsayısı olarak bilinen girdi, elemanın yoğunluk değerinin gittikçe 1 veya 0 değerine yaklaşmasını

sağlarken, tüm iterasyonların sonunda elemanın yoğunluk değeri 1'e eşitse, eleman yapıda kalmaya devam etmekte; eğer bu değer sıfır ise eleman yapıdan silinmektedir. 0 olarak gösterilen bu değer, açıklamayı basitleştirmek adına nümerik hesaplar sırasında hata yapmamak için 0'a çok yakın olup 0'dan büyük alınmaktadır [92].

Bu yaklaşım, tasarım alanını aşmadan geometriye parçalar eklemekte veya kaldırmaktadır ve bileşenin belirli yükler altındaki yapısal davranışına göre gereksiz bölgeleri kaldırarak daha hafif bir bileşen tasarımı elde edilmektedir. SIMP tekniği, önceden belirlenen etki alanı içinde malzeme yoğunluğunu değiştirerek ideal yapıyı sağlamaktadır. Yapı performansını belirlemek için önceden tanımlanan alan parçalarına ayrılmaktadır. SIMP yöntemi, bir bölgenin FE analizini ve ardından her bir bileşenin yoğunluğunun optimizasyonunu içermektedir. Yeni eleman yoğunlukları ile konfigürasyon analiz edilerek optimizasyon tekrarlanmakta ve yakınsama sağlanana kadar optimizasyon süreci devam etmektedir [86, 93].

Tasarım değişkenlerinin kullanımı yolu ile her sonlu eleman birimine Şekil 2.4'teki gibi bir yoğunluk atanmaktadır [76, 88, 94]. Bu yöntem, tasarım alanı içindeki malzeme dağılımını temsil etmek için bir yoğunluk alanı kullanmaktadır. Yoğunluk alanı, yapısal tepki ve optimizasyon kriterlerine göre yinelemeli olarak güncellenmektedir. Düşük yoğunluklu elemanlar boşluk veya çıkarılmış olarak kabul edilirken, yüksek yoğunluklu elemanlar katı malzemeler olarak kabul edilmektedir.

Şekil 2.4, yapının topolojisini ortaya koymaktadır; siyah bileşenler malzeme ile dolu segmentleri ($\rho i=1$) ve beyaz elemanlar boşlukları ($\rho i=0$) göstermektedir. Çok pratik olması nedeniyle bu yöntem mühendislikte kullanım için idealdir. Çeşitli kısıtlamaları, fiziği ve malzemeleri içeren problemlerde bu yaklaşımın son uygulamalarda yaygın olarak kullanıldığı görülmüştür [94, 95].



Şekil 2.4. Yoğunluk tabanlı topoloji optimizasyonunun gösterimi [94]

Evrimsel yapısal optimizasyon (ESO) yöntemi ilk olarak 1993 yılında Xie ve Steven tarafından yapısal topoloji optimizasyon problemlerini çözmek için kullanılmıştır. Yöntem tam gerilmeli, yani tüm elemanların yapının performansına etkin bir şekilde katkıda bulunduğu yapılar elde etmek için tasarım alanı içindeki malzeme dağılımını optimize etmenin zorluklarından dolayı geliştirilmiştir. ESO yöntemi, gerilim veya gerinim enerjisi gibi daha düşük tasarım değerlerine sahip unsurları tasarım alanından çıkaran yinelemeli bir sürece dayanmaktadır. Bu süreç, optimum bir tasarım elde edilene kadar devam etmekte ve nihai karar, ortaya çıkan yapının uygulanabilirliğine göre verilmektedir. ESO yönteminin sezgisel ve basit bir yaklaşıma sahip olması, onu yapısal optimizasyon alanındaki çeşitli uygulamalar için erişilebilir kılmaktadır. ESO yönteminin teorik temeli, evrimsel optimizasyon kavramına dayanmaktadır; burada tasarım alanı, yeterince kullanılmayan unsurlar çıkarılarak yinelemeli olarak iyileştirilmektedir. Tasarım alanı başlangıçta tamamen malzemeyle doldurularak yapı içindeki gerilme veya gerinim enerjisi dağılımını belirlemek amacıyla sonlu bir eleman analizi gerçekleştirilmektedir. En düşük tasarım değerine (örneğin gerilme/şekil değiştirme enerjisi) sahip elemanlar tasarım alanından çıkarılmaktadır. Sonlu elemanlar analizi ve eleman çıkarma süreci, önceden belirlenmiş bir hacim azaltma ya da kararlı bir tasarım konfigürasyonuna ulaşma gibi bir durdurma kriteri karşılanana kadar tekrarlanmaktadır [96]. ESO yöntemi, SIMP gibi diğer topoloji optimizasyon yöntemlerine benzer şekilde, elemanların özelliklerinin kademeli olarak ayarlanması yerine tasarım alanından tamamen çıkarıldığı bir hard-kill yaklaşımı olarak sınıflandırılmaktadır [69].

Çift yönlü evrimsel yapısal optimizasyon (BESO) yöntemi, optimizasyon işlemi sırasında hem elemanların çıkarılmasına hem de eklenmesine izin vererek ESO'nun yeteneklerini genişletmektedir. ESO yönteminde optimizasyon öncesi geometrinin durumu çok önemlidir, çünkü ESO yöntemi yapının güçsüz kaldığı yerleri güçlendirememektedir. Bununla birlikte BESO, yapıdan etkili olmayan yapısal bileşenleri ESO gibi koparmakla birlikte yüksek gerilim seviyelerine sahip bölgeleri güçlendirmek ve gerilimi düşürmek için malzeme ekleme yeteneğine de sahiptir. Bu çift yönlü yaklaşım, yöntemin daha karmaşık optimizasyon problemlerini ele almasını ve daha iyi yakınsama oranları elde etmesini sağlamaktadır [97, 98].

Seviye kümesi yöntemi, yapısal optimizasyonun yanı sıra görüntü işlemeden nümerik akışkan modellemeye kadar çeşitli alanlarda kullanılmaktadır. Bu yöntem, optimize edilecek geometrinin sınırlarını yeniden şekillendirme yeteneğine sahiptir. Bu sınırların hareket etmesi, birleştirilmesi ve bölünmesi parçanın optimalleştirilmesini sağlamaktadır [99]. Seviye kümesi yöntemi, geometrinin sınırlarını hareket ettirerek geometrinin hacmini optimize etmektedir.

Seviye kümesi yöntemi şekillerin ve sınırların doğrudan çizilmek yerine bir matematiksel fonksiyon aracılığı ile dolaylı olarak tanımlanmasına dayanmaktadır. Bu yöntem, yapının sınırlarını bir fonksiyonun belirli bir değeri (genellikle sıfır seviyesi) olarak ifade etmekte ve böylece şekil ve sınırlar açıkça gösterilmeden temsil edilmektedir. Seviye kümesi fonksiyonu tasarım alanındaki her noktada bir değer alırken, bu değerin 0 olduğu yerler yapının sınırını oluşturmaktadır. Örneğin fonksiyonun değeri sıfırdan büyükse bu genellikle yapının dışını, sıfırdan küçükse yapının içini ifade etmektedir.

Seviye kümesi yönteminin temel denklemi Eşitlik 2.2'de verilmiştir:

$$\mathrm{E}\frac{\partial \phi}{\partial \mathrm{t}} + \mathrm{V} \cdot \nabla \phi = 0 \qquad (2.2)$$

Bu denklem, seviye kümesi fonksiyonun (ϕ) zamanla nasıl değiştiğini ve sınırın bir hız alanı altında nasıl hareket ettiğini ifade etmektedir. $\phi=0$ olan yerler yapının sınırını tanımlamaktadır. V hız alanını temsil ederken sınırın hareket yönünü ve hızını belirlermekte; t ise zamanı ifade etmektedir. $\nabla\phi$ seviye kümesi fonksiyonun gradyanıdır. $V \cdot \nabla\phi$ hız alanının gradyan yönündeki bileşenini ifade etmektedir. Bu denklem, temelde seviye kümesi fonksiyonunun, sıfır seviyesinin (yani sıfırın) zamanla hız alanı (V) doğrultusunda hareket ettiğini belirtmektedir. Bu denklem, arayüzün zaman içinde nasıl deforme olduğunu, birleştiğini ve ayrıldığını

modellemeyi mümkün kılmaktadır. Topoloji optimizasyonunda yapısal sınırların zamanla değişimini modellemek için kullanılmaktadır. Örneğin bir yapının optimizasyonu sırasında yeni deliklerin oluşumu veya mevcut sınırların birleştirilmesi gibi topolojik değişimler, seviye kümesi fonksiyonunun evrilmesiyle doğal bir şekilde gerçekleşmektedir. Bu yöntem karmaşık geometrilerde ve dinamik durumların olduğu durumlarda kullanılabilmektedir [100].

2.3.2. Üretken tasarım

Üretken tasarım, yapay zekâ destekli algoritmalar kullanarak belirli kısıtlamalar ve hedefler doğrultusunda çok sayıda tasarım alternatifi üreten bir metodolojidir [101]. Tek bir tasarım oluşturmaya odaklanan *Computer Aided Design* (CAD) yöntemlerinden farklı olarak, üretken tasarımda çeşitli tasarım alternatifleri sunulmaktadır [102, 103]. Üretken tasarımın en önemli avantajlarından biri ürün geliştirme sürecini hızlandırmasıdır. Üretken tasarım tipik olarak bilgisayar destekli tasarım yazılımları ile yapılmaktadır. SolidWorks, CATIA, Autodesk ve Siemens NX bu popüler platformlardan bazılarıdır.

Autodesk Fusion 360, belirli hedefler ve kısıtlamalar çerçevesinde çeşitli tasarım seçeneklerinin keşfedilmesini sağlayan güçlü bir üretken tasarım modülüne sahiptir. Fusion 360'ın üretken tasarım araçları, kullanıcıların belirli kısıtlamalar ve performans gereksinimleri doğrultusunda optimize edilmiş tasarım alternatifleri oluşturmasına olanak tanımaktadır. Bu süreç, tasarımcılara daha hafif, daha güçlü ve daha verimli ürünler geliştirme fırsatı vermektedir. Autodesk Fusion 360'ta üretken tasarım, bulut tabanlı çalışarak tasarım seçeneklerinin hızlı şekilde yinelenmesini ve analiz edilmesini sağlamaktadır. Fusion 360, üretken tasarımda gelişmiş yapay zeka kullanmaktadır. Üretken tasarımın hesaplama karmaşıklığı, bu hesaplamaların masaüstü bilgisayarların kapasitesini aştığı için bulut tabanlı işlemeyi gerektirmektedir. Sistem üretim kısıtlamaları, maliyet hususları ve ürün performans gereksinimlerine göre aynı anda birden fazla çözüm üretmekte ve her üretim yönteminin kendine özgü avantajları, zorlukları, maliyetleri ortaya konmaktadır [104].

Fusion 360'da tasarımın temel geometrisi belirlenmektedir. Korunacak geometriler, örneğin bir parçanın cıvata delikleri veya başka parça ile temas edecek yüzeyleri, tasarımda mutlaka kalması gereken kritik bölgelerdir. Engel geometriler ise tasarımın girmememesi gereken alanlardır. Montaj sırasında kullanılacak aletlerin veya diğer bileşenlerin hareket yolları engel geometrilere örnektir. İsteğe bağlı olarak başlangıç geometrisi belirlenebilmektedir; böylece algoritmanın

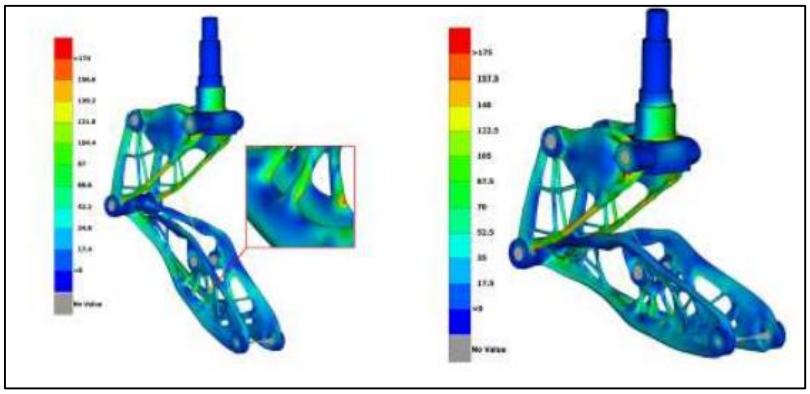
başlayacağı temel şekil oluşmakta ve çözüm süresi kısalmaktadır. Sonrasında yapısal kısıtlamalarla parçanın sabitleneceği veya hareket edemeyeceği yüzeyler belirlenerek yüklerle parçanın maruz kalacağı kuvvet, tork ve basınçlar tanımlanmaktadır. Üretim yöntemi seçeneği girilip malzeme de belirlendiğinde çözüm başlatılmakta, Fusion 360 bu verileri bulut tabanlı bir çözücüye göndermekte ve çözücü belirlenenen kriterlere ve kısıtlamara uyan tasarım alternatiflerini oluşturmaktadır. Çıkan sonuçlar farklı kriterlere göre (ağırlık ve malzeme maliyeti, maksimum gerilme ve güvenlik faktörü, yer değiştirme ve üretim yöntemi) filtrelenebilmekte ve projenin hedeflerine en uygun tasarım seçilmektedir.

Fusion 360'ın üretken tasarımının en önemli havacılık uygulamalarından biri, Airbus'ın Resim 2.3'te görülen biyonik bölme projesidir. Airbus'ın Autodesk ile iş birliğiyle, geleneksel bölmeler 30 kg'dan 16,5 kg'ya düşürülerek %45 daha hafif, ancak aynı mukavemetli bir tasarım yapılmıştır. Şirketin, bu tasarımı A320 uçaklarının tümünde uygulayarak yıllık yaklaşık 465.000 metrik ton CO_2 emisyonu tasarrufu sağlayabileceği tahmin edilmiştir [105, 106].



Resim 2.3. Üretken tasarımla üretilen airbus A320 biyonik bölme [107]

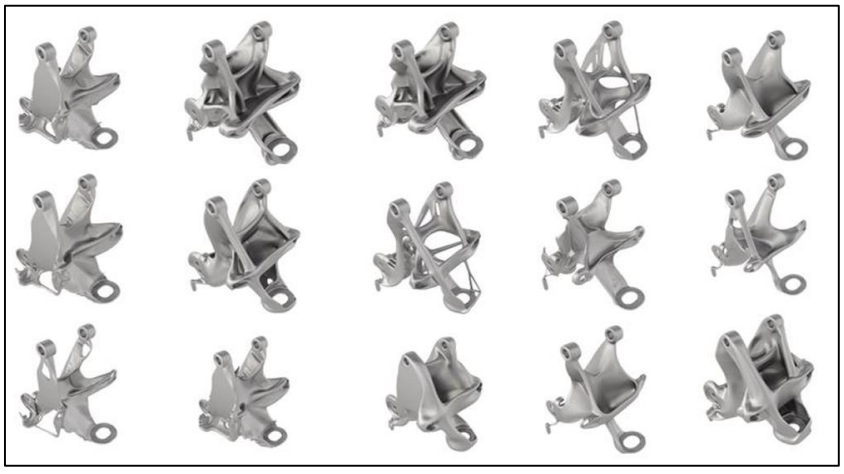
Zaimis ve diğerleri, insansız hava aracının (İHA) burun iniş takımı için üretken tasarım gerçekleştirmişlerdir. Autodesk 360 yazılımı kullanılarak operasyonal yükler ve bağlantı noktaları tanımlanmış ve üretim yöntemi olarak 3 eksenli CNC işleme seçilmiştir. Bu çalışmayla üretken tasarımın yalnızca eklemeli imalat için değil, aynı zamanda geleneksel talaşlı imalat yöntemleriyle de kullanılabileceği gösterilmiş olup %36'lık bir kütle azaltımı gerçekleştirilmiştir. İniş takımına ait görseller Resim 2.4'te gösterilmiştir [108].



Resim 2.4. Üretken tasarım ile tasarlanan insansız hava aracı için iniş takımı [108]

General Electric'in Autodesk Research ile iş birliği, jet motor bileşenleri için üretken tasarımın endüstriyel ölçekte uygulanmasını göstermektedir. Üç yıllık araştırma programı, üretken tasarım yolu ile yakıt ve enerji verimliliğini artırırken çevresel etkiyi azaltmaya odaklanmıştır. Projede çok büyük mekanik ve termal yükler altında kalan kritik bir bileşen olan türbin merkez çerçevesi gövde montajı hedeflenmiştir [109].

General Motors (GM) ve Autodesk, 2018 yılında üretken tasarım ile Resim 2.5'teki çoklu braket tasarımlarını kullanarak bir koltuk braketi üretmiştir. Bu parça genellikle yaklaşık sekiz farklı parçadan oluşurken, birkaç farklı otomotiv tedarikçisinden alınmakta ve aracın koltukları ve emniyet kemeri tokaları için sağlam bir temel teşkil etmektedir. Üretken bir tasarıma sahip olan ve eklemeli imalat yöntemiyle yapılan braket, normal parçadan Resim 2.6'da görüldüğü üzere %40 daha hafif ve %20 daha güçlüdür. GM'nin bu parçaların üretiminde eklemeli imalat kullanarak maliyetleri düşürebileceği söylenmektedir [110].

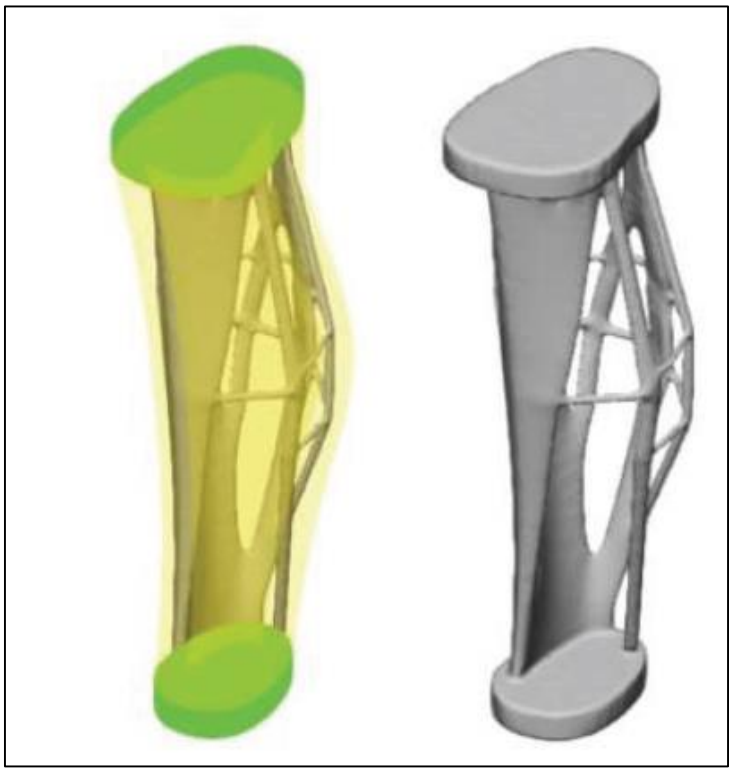


Resim 2.5. General motors çoklu braket tasarımı [110]



Resim 2.6. General motors koltuk braketi tasarım sonuçları [110]

Srijan Rajput ve diğerleri, protez endüstrisindeki yüksek maliyet ve uzun üretim sürelerinden dolayı üretken tasarım ve uyumlu mekanizma kullanarak Resim 2.7'de görülebileceği gibi protez bacağın optimizasyonuna yönelik çalışmalar gerçekleştirmişlerdir. Tasarlanan protez *Fused Deposition Modeling* (FDM) tekniğiyle üretilmiştir. Çalışmanın sonucunda, geleneksel tasarımlara göre daha az parçadan oluşan, aşınma yıpranma potansiyeli düşük yenilikçi bir protez tasarımı ortaya çıkmıştır. Özellikle karmaşık kafes yapıların üretiminde eklemeli imalatın sağladığı avantajlara değinilmiştir [111].



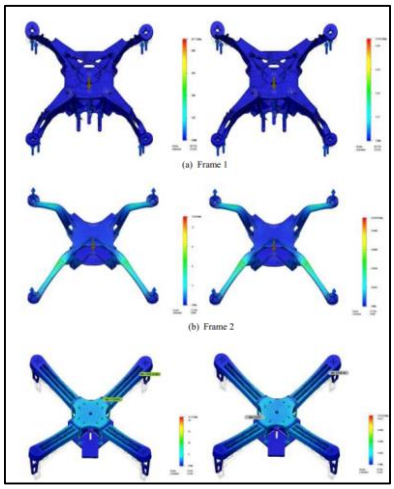
Resim 2.7. Üretken tasarımla üretilen protez ayak [111]

Üretken tasarımın pratik uygulamalarını inceleyen bir diğer önemli çalışma, Ersin Toptaş ve diğerleri tarafından Resim 2.8'de verildiği üzere bisiklet gidonu üzerine yapılmıştır. Yapılan analizler sonucunda, alüminyum malzemeyle oluşturulan tasarımın hem en hafif seçenek olduğu hem de en düşük üretim maliyetini sunduğu görülmüştür. Bu optimize edilmiş geometrinin 53,5 MPa'lık maksimum gerilme değeri ve 4,49 gibi yüksek bir güvenlik katsayısı sunması, tasarımın mühendislik açısından güvenilir olduğunu göstermiştir [112].



Resim 2.8. Üretken tasarımla üretilen gidon [112]

Autodesk Fusion 360 yazılımındaki üretken tasarım araçlarından yararlanılarak, bir optimize edilmiş quadcopter gövdesi ve geleneksel olarak tasarlanmış DJI F450 drone gövdesi karşılaştırılmıştır [113]. Optimize edilmiş tasarımın kırılmaya karşı daha yüksek direnç sergilediği ve operasyonel yükler altında minimum düzeyde yer değiştirme gösterdiği gözlemlenmiştir. İmalat yöntemi olarak FDM tercih edilmiştir. Üretken tasarım ve eklemeli imalatın birleşimi geleneksel yöntemlerle üretilen drone gövdelerine göre daha hafif, daha dayanıklı ve mekanik olarak daha verimli yapılar ortaya koymuştur. Optimize edilmiş çerçevelerden biri 227 gram ağırlığındayken, DJI F450 çerçevesi 330 gramdır. Yapısal bütünlük açısından üretken tasarımla elde edilen çerçevelerin güvenlik faktörleri (13.3 ve 133), DJI F450'nin (3.301) üstündedir. Maksimum yer değiştirme (deformasyon) değeri bir tasarımda 0.01 mm olarak ölçülürken, DJI F450 için 4.016 mm'dir; bu da optimize edilmiş yapının yüklere karşı çok daha dirençli olduğunu göstermektedir. Resim 2.9'da üretken tasarım ile üretilen farklı çerçeveler/gövdeler arasındaki gerilme/gerinim analizi karşılaştırması verilmiştir.



Resim 2.9. Üretken tasarım ile üretilen farklı çerçeveler/gövdeler arasındaki gerilme/gerinim analizi karşılaştırması

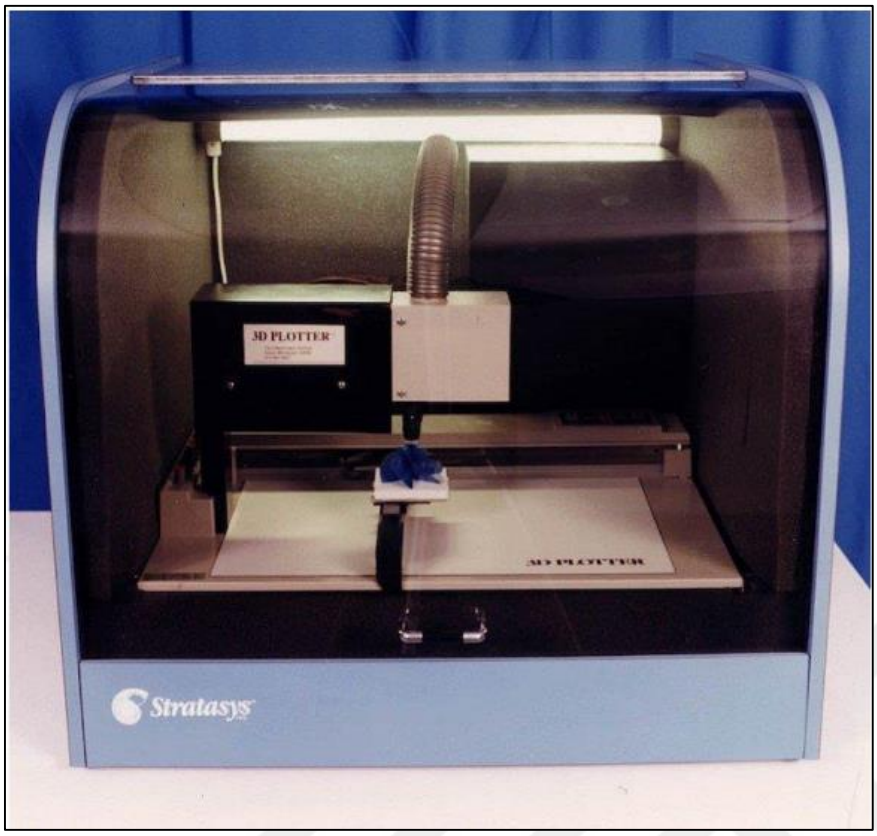
Havacılık endüstrisinde yapısal tasarım süreçlerinin gelişmesiyle topoloji optimizasyonu ve üretken tasarım yaklaşımları günümüzde önemli metodolojiler haline gelmiştir. Topoloji optimizasyonu belirli bir tasarım alanıyla tek bir optimize edilmiş çözüm üretirken, üretken tasarım herhangi bir başlangıç geometrisi olmadan yapay zekâ destekli çoklu tasarım seçenekleri sunmaktadır. Mevcut tasarımların iyileştirilmesi gerektiğinde, tek optimal çözüm arandığında, sınırlı hesaplama kaynakları olduğunda ve deterministik sonuçlar gerektiğinde topoloji optimizasyonu kullanılırken; sıfırdan yeni tasarım belirlendiğinde, çoklu alternatif değerlendirme istendiğinde, yenilikçi alışılmamış çözümler istendiğinde ve çok kriterli optimizasyon yapılmak istendiğinde üretken tasarım kullanılmaktadır. Topoloji optimizasyonu yapısal bütünlüğü korurken %50-64 oranında ağırlık azaltımı sağlayabilmekte ve hesaplamalı olarak daha az kaynak gerektirmektedir. Üretken tasarım ise tasarım sürecini %20-30 oranında hızlandırmakta, yaratıcılık sınırlarını aşmakta ve doğal yapıları taklit eden organik formlar üretmektedir. Öte yandan topoloji optimizasyonu üretim kısıtları konusunda sınırlı kalmakta ve çok fazla seçenek sunmamamaktadır. Üretken tasarım ise yüksek başlangıç maliyetleri, uzman bilgisi gerektirmesi ve çok fazla seçenek sunarak karar verme sürecini zorlaştırması gibi limitasyonlar taşımaktadır [114, 115]. Topoloji optimizasyonu, sonlu elemanlar analizi temelli iteratif süreçleri kullanırken, üretken tasarım makine öğrenmesi tabanlı bulut hesaplama ile daha hızlı sonuçlar üretmektedir [116]. Tasarım özgürlüğü bakımından üretken tasarım, geleneksel tasarım paradigmalarını aşarak bilinmeyen geometrileri keşfetme yeteneğine sahipken; topoloji optimizasyonu daha kontrollü, ancak sınırlı bir tasarım alanında çalışmaktadır.

Mevcut literatür topoloji optimizasyonunun ve üretken tasarımın havacılık bileşenlerinin hafifletilmesinde güçlü araçlar olduğunu göstermektedir. Ancak bu iki metodolojiyi doğrudan helikopter kapı menteşesi gibi kritik bir bileşen için karşılaştıran ve eklemeli imalat ile üretilebilirliği odağında ele alan kapsamlı bir çalışma bulunmamaktadır.

2.4. Eklemeli İmalat

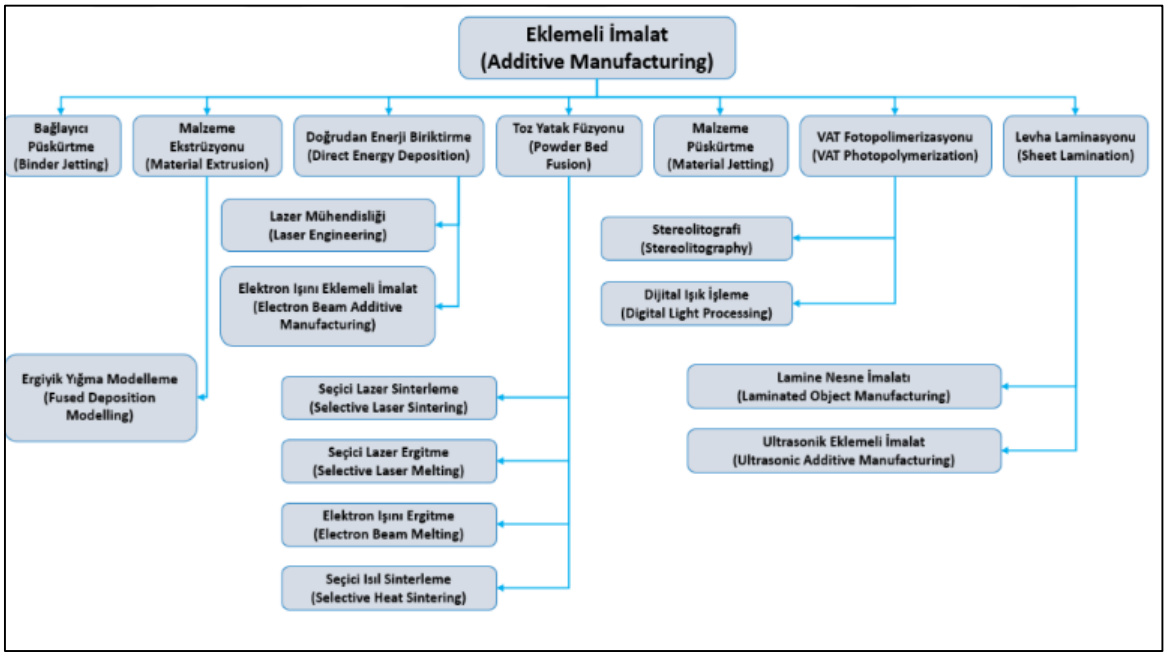
Eklemeli imalat, kesme delme işlemlerini içeren eksiltici üretimden farklı olarak, malzemeleri katman katman ekleyerek nesneler oluşturma sürecidir. Eklemeli imalatla geleneksel üretim yöntemleriyle üretilmesi zor olan karmaşık şekiller ve yapılar oluşturulur. Eklemeli imalatın kalıp ve araç gerektirmeyen bir süreç olması en büyük avantajlarından biridir ve bu, parçaların doğrudan üretimini mümkün kılmaktadır. Özellikle eklemeli imalat hızlı prototipleme veya küçük ölçekli üretim için idealdir. Eklemeli imalat yetenekleri birden fazla bileşenin birleştirilmesini ve bir montaj için gereken bileşen sayısının azaltılmasını sağlamaktadır. Süreç 3D modelle başlamakta, daha sonra bu model ince katmanlara bölünmekte ve ardından sırasıyla yazdırılmaktadır [117-119]. Bu teknolojiler, yüksek hassasiyet ve minimum malzeme atığı ile birlikte yüksek malzeme verimliliği sağlamaktadır [68, 71,74]. Bu üretim yöntemi soğutucu sıvılar, talaş gibi çevreye zarar verici atıklar çıkarılmadığı için avantajlıdır [120].

Eklemeli imalatın kökenleri 20. yüzyılın ortalarına dayanmaktadır. Eklemeli imalat teknolojisi için ilk patent 1964 yılında verilmiştir [121, 122]. Ancak ilk ticari eklemeli imalat teknolojileri 1980'lerde ortaya çıkmıştır. Chuck Hull tarafından 1984 yılında geliştirilen stereolitografi (SLA), eklemeli imalatta yeni bir dönemi başlatmıştır. Bu teknolojiyle ultraviyole ışık kullanılarak sıvı fotopolimerler katman katman katılaşmış ve yüksek hassasiyetle karmaşık geometriler oluşturulmuştur [123, 124]. 1980'lerin sonu ve 1990'ların başında çeşitli eklemeli imalat teknolojileri gelişim göstermiştir. 1988'de geliştirilen FDM, yaygın teknolojilerden biri haline gelmiştir. Resim 2.10'da Stratasys firmasına ait FDM teknolojisini kullanan ilk ticari 3D yazıcı gösterilmiştir [125].



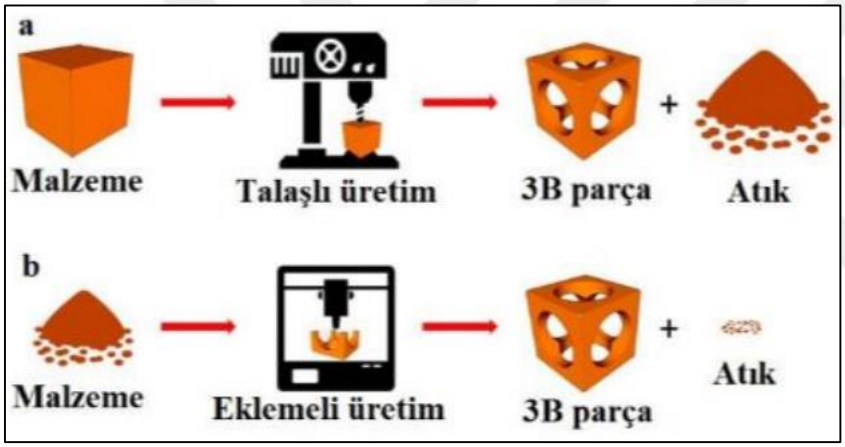
Resim 2.10. Stratasys FDM tipi üç boyutlu yazıcı [125]

ASTM, eklemeli imalat süreçlerini yedi kategoriye ayırmıştır. Bunlar Şekil 2.5'te şematize edilmiştir.



Şekil 2.5. Eklemeli imalat yöntemlerinin sınıflandırılması [126]

Eklemeli imalat, geleneksel üretim yöntemleriyle elde edilmesi zor ya da imkânsız olan karmaşık şekillerin ve yapıların oluşturulmasını sağlamaktadır. Pahalı aletlere veya kalıplara ihtiyaç duymadan özel ihtiyaçlara göre özelleştirilmiş parçaların üretimini mümkün kılmakta; bu da teslimat sürelerini ve üretim maliyetlerini azaltmaktadır. Havacılık ve tıp gibi özel çözümler gerektiren sektörler için özellikle faydalıdır [127, 128]. Eklemeli imalatın hızlı prototipleme özelliği, tasarımların hızlı bir şekilde tekrarlanmasını ve test edilmesini mümkün kılarak ürün geliştirmeyle ilgili zaman ve maliyet tasarrufu sağlamaktadır [126-129]. Eklemeli imalat, geleneksel imalat yöntemlerine kıyasla daha sürdürülebilir bir üretim yönemidir. Bir parçayı üretmek için gerekli miktarda malzeme kullanarak malzeme israfını en aza indirirken çevresel etkiyi de azaltmaktadır [130, 131]. Talaşlı imalat ve eklemeli imalat proses sürecinin farklılığı Resim 2.11'de görülmektedir.

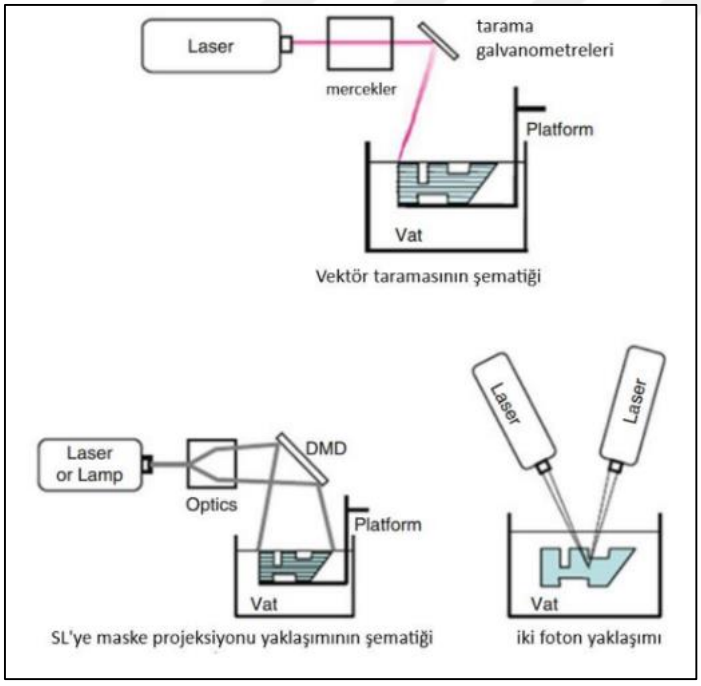


Resim 2.11. Talaşlı imalat ve eklemeli imalat proses süreci [132]

Eklemeli imalat, bilgisayar destekli tasarım (CAD) yazılımı kullanarak bileşeninin 3B modelinin tasarlanması ile başlamaktadır [133]. Elde edilen geometri modelinin en son versiyonu, STL formatında bir dosya haline getirildikten sonra makineye aktarılmakta ve böylece üretim başlatılabilmektedir. 3D modelin ince yatay katmanlar halinde dilimlenebilmesinin yanı sıra bu katmanların kalınlığı da istenen çözünürlüğe ve üretim sisteminin yeteneklerine göre 10 ila 30 μm arasında değişebilmektedir. Dilimlemeden sonra her katman için bir tarama yolu planlanmakta; bu sayede enerji kaynağının izleyeceği en uygun yol belirlenebilmektedir. Toz, tel veya sıvı şeklinde olabilen malzeme hazırlanarak bir alt tabaka ya da yapı platformuna biriktirilmektedir. Lazer veya elektron ışını gibi bir enerji kaynağı malzemeyi plananan yola göre yerel olarak eritmek için kullanılmakta; böylece malzeme katılaşmakta ve önceki katmana yapışan katı bir tabaka oluşmaktadır.

Malzeme biriktirme ve enerji uygulaması süreci, tüm bileşen oluşana kadar katman katman tekrarlanmaktadır. Bileşen inşa edildikten sonra soğutulmakta; yine iç gerilmeleri azaltmak ya da mekanik özellikleri iyileştirmek için ısıl işlemlere tabi tutulabilmektedir [133-137].

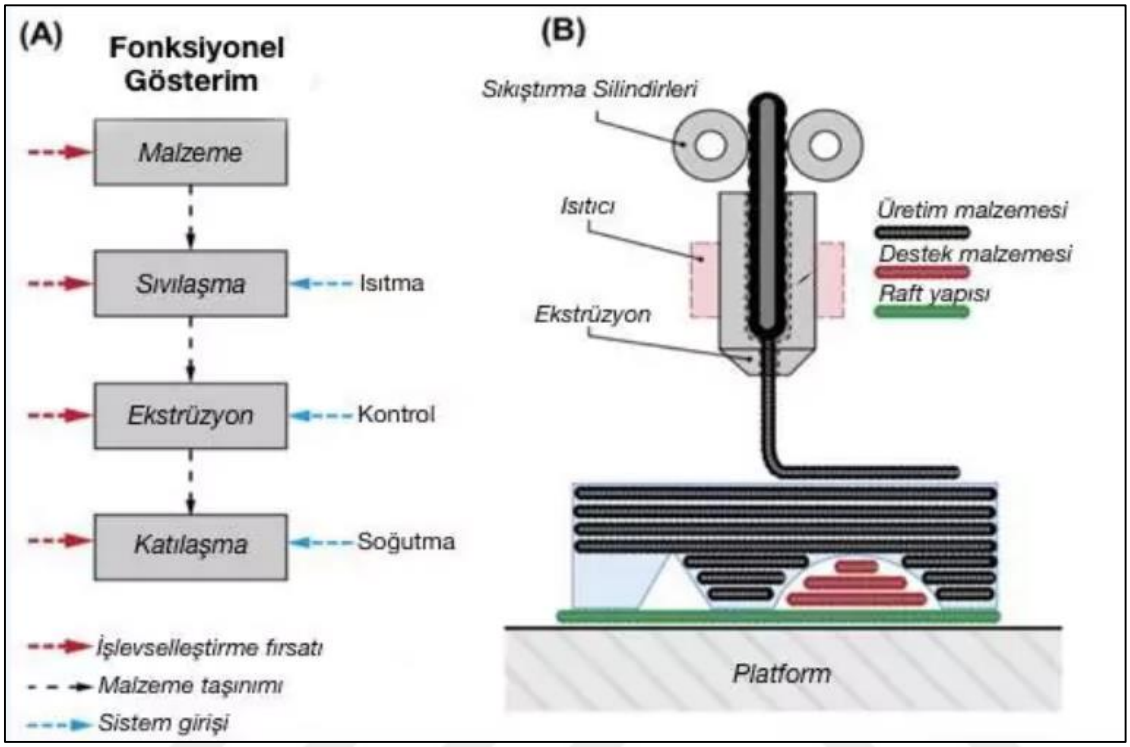
VAT fotopolimerizasyonu: Bu yöntemde, tank içerisinde bulunan sıvı reçinenin ilk katmandan başlayarak katman katman katılaşmasını sağlamak için radyoaktif ışın, led ışın ve lazer ışınları gibi kürleyici sistemler kullanılmaktadır. Üretim yöntemi şeması Şekil 2.6'da görülmektedir [138]. Genellikle ultraviyole (UV) spekturumunda bulunan kontrollü elektromanyetik radyasyon, fotopolimerizasyonu başlatmak için ışığa duyarlı fotopolimer reçineye yönlendirilirken molekülleri çapraz bağlamakta ve reçineyi katman katman katılaştırmaktadır [139, 140]. Stereolitografi (SLA) ve dijital ışık işleme (DLP) yaygın örneklerdir. Yüksek baskı hızı, yüksek parça çözünürlüğü, yüksek detay ve yüksek malzeme maliyeti, UV ışın yönteminin özellikleridir. Prototipleme, diş modelleri, küçük ölçekli üretimde kullanılmaktadır [141, 142].



Şekil 2.6. Foto-polimerizasyon yönteminin şematik gösterimi [138]

Malzeme ekstrüzyonu, termoplastik malzemelerin ısıtılmış bir nodülden katman katman ekstrüde edilmesini içermektedir. FDM bu kategorideki en yaygın teknolojidir. Düşük maliyet, kullanım kolaylığı ve çok çeşitli malzemelerle uyumluluk avantajları arasındadır.

Hızlı prototipleme eğitim modellerinde ve tüketici ürünlerinde kullanılmaktadır [143, 144]. FDM yönteminin çalışma prensibi ve sistem mimarisi Resim 2.12'de gösterilmiştir.

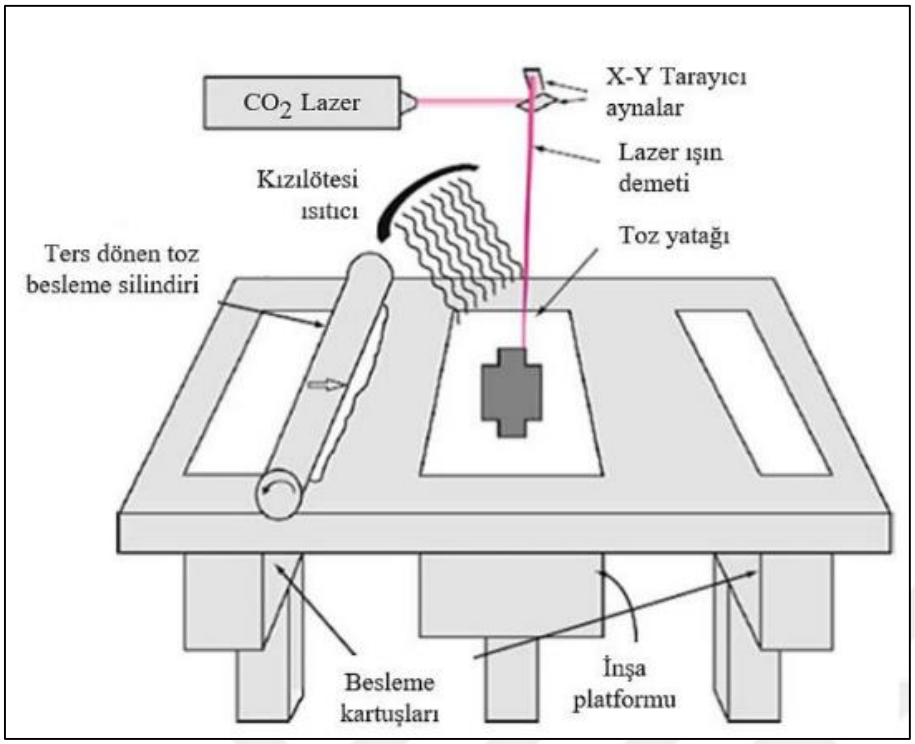


Resim 2.12. FDM mimarisi A) Sistemin çalışma şekli B) Sistem uygulamasının şematik gösterimi [145]

Toz yatak füzyonu metaller, seramikler ve polimerler dahil olmak üzere çeşitli malzemelerden oluşan karmaşık geometrileri oluşturmayı sağlayan eklemeli imalat teknolojisidir. Bu süreç, ince bir toz tabakasının bir yapım platformu üzerinde yayılması ve lazer veya elektron ışını gibi yüksek enerjili bir kaynağı kullanarak seçici olarak eritilmesiyle katı bir tabaka oluşturmasını içermektedir [146-148]. Süreç, nihai ürünü oluşturmak için katman katman tekrarlanmaktadır. Seçici lazer sinterleme (SLS) ve SLE, elektron ışını ergitme (EBM) bu işlemin örnekleridir. Havacılık, otomotiv ve endüstriyel bileşenlerde kullanılmaktadır [149, 150]. SLS toz parçacıklarını sinterlemek için düşük güçlü bir lazer kullanmakta; böylece parçacıklar tamamen eritilmeden birbirine yapışacak kadar ısıtılmaktadır. Bu da SLE ile üretilen parçalara kıyasla tam yoğunlukta olmayan ve daha düşük mekanik mukavemete sahip parçalarla sonuçlanmaktadır [151]. SLE toz parçacıklarını eritmek için yüksek güçlü bir lazer kullandığından füzyona ve tamamen yoğun parçaların oluşmasına yol açmakta, dolayısıyla daha güçlü ve dayanıklı bileşenler ortaya çıkmaktadır [151, 152]. SLE mikro yapı ve özellikler üzerinde hassas kontrol ile karmaşık,

yüksek performanslı parçaların üretimini mümkün kılmaktadır [153-155]. SLE yönteminde üretilen parçaların ince mikro yapısı, hızlı soğuma oranından kaynaklanmaktadır. Sonuç olarak bu yöntemle yapılan parçalar, SLE yönteminin sağladığı gelişmiş mikro yapı nedeniyle üstün mekanik özelliklere sahiptir. SLE yönteminde, yapı platformuna göre 45° ve altındaki açılar toz yatağının doğal destekleyici etkisiyle üretilebilirken, bu açının üzerindeki sarkma bölgeleri kritik destek gereksinimi duymaktadır [155].

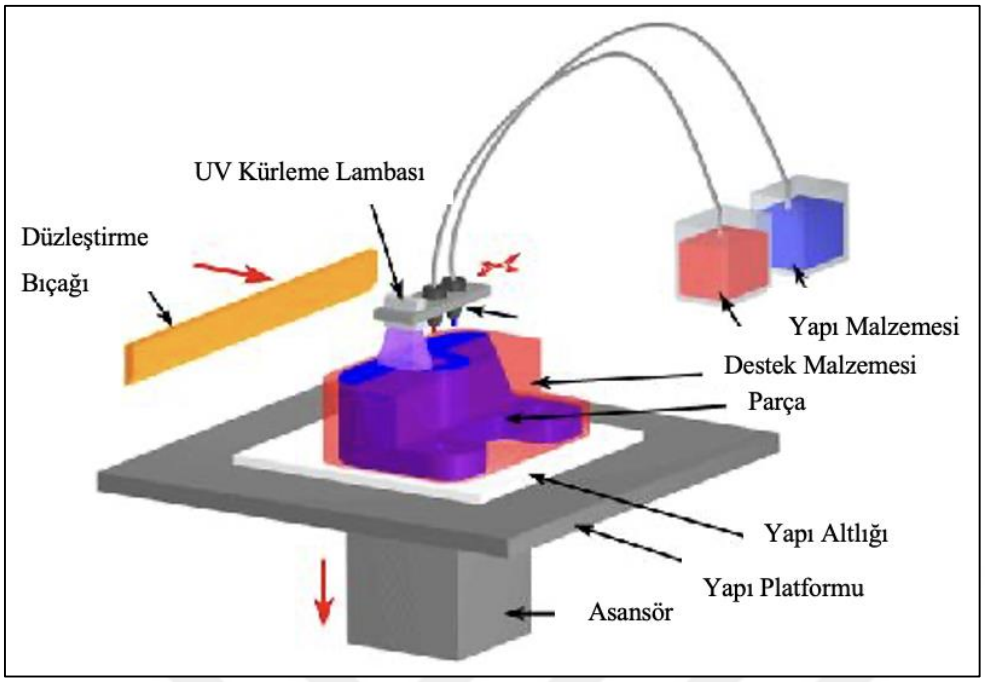
3B model verisi SLE cihazına aktarılmadan önce, eğer gerekliyse destek elemanlarını eklemek ve lazerle taranacak her bir katmanın stereolitografi dosya formatında dilimlenmiş verisini oluşturmak için uygun yazılım (Magics, Netfabb gibi) kullanılmaktadır. Süreç, toz dağıtım pistonunun yukarı doğru itilmesiyle başlamaktadır. Ardından silindir, toz deposundan aldığı metal tozunu imalat tozu yatağı üzerine ince ve düzgün bir katman halinde sererken; toz haline getirilmiş malzeme, bir hazneden rulo veya bıçak aracılığı ile toz yatağı üzerine eşit şekilde yayılmaktadır. Yayılan her bir toz katmanının kalınlığı, kullanılan malzemeye ve işleme koşullarına bağlı olarak genellikle 25 ila 100 μm arasındadır [156]. Katmanı serdikten sonra tarayıcı sistem aracılığı ile yönlendirilen lazer ışını, üretilecek parçanın o katmandaki kesitini çizmek üzere metal tozunun üzerine hareket etmekte, lazer metal tozunu tam ergime noktasına kadar ısıtmakta ve bu sayede tozlar birbirine kaynaşarak imal edilen parçanın bir katmanı oluşmaktadır. Her katman tamamlandıktan sonra imalat pistonu bir katman kalınlığı kadar aşağı inerken toz dağıtım pistonundan yeni toz yükseltilmekte ve silindir yardımı ile yeni bir toz katmanı serilmektedir. Parçanın tamamı oluşuncaya kadar aşamalar tekrarlanmaktadır. SLE işlemi sırasında ısıtılmış metal parçaların oksitlenmesini önlemek için inert bir atmosfer oluşturulmalıdır. Bu tür durumlarda, ortama nitrojen veya argon verilerek kontrollü bir ortam sağlanmaktadır[157, 158]. Yöntemin şematik işleyişi Resim 2.13'te gösterilmiştir.



Resim 2.13. SLE üretim yöntemi şeması [89]

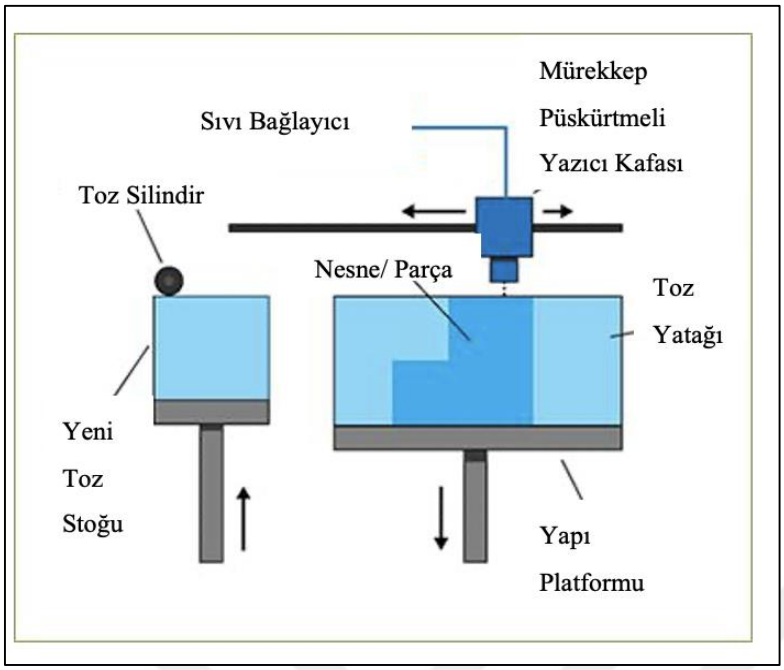
İnşaat platformundaki toz, cam geçiş sıcaklığı veya ergime sıcaklığı olarak bilinen belirli bir sıcaklıkta tutulmaktadır. Tozun inşa platformuna serilmeden önce ısıtılması ve üretim tablasına belirli bir ön ısıtma yapılabilmesi için inşa platformunun üzerine kızılötesi ısıtıcılar yerleştirilmekte, bazı durumlarda inşa tablası için dirençli ısıtıcılar kullanılabilmektedir. Toza ön ısıtma yapılması ve inşa platformu içerisinin belirli bir sıcaklıkta tutulması, üretim için gereken lazer gücünü azaltmak ve üretim sürecinde oluşan düzensiz termal genleşmelerden kaynaklanan çarpılma ve çekmeleri önlemek için gereklidir [90].

Malzeme püskürtmede malzeme damlacıkları püskürtülürek ve ardından ultroviye ışınla kürlenerek ya da sertleştirilerek nihai ürün oluşturulmaktadır. Yüksek hız ve renkli baskı yetenekleriyle ön plana çıkan bu yöntem, işlevsel prototiplemede ve karmaşık geometrilerin üretilmesinde kullanılmaktadır [141-143]. Malzeme püskürtmede en yaygın kullanılan malzemeler, UV ışığı kullanarak katılaşan polimerler ya da fotopolimerlerdir [159-161].



Resim 2.14. Malzeme püskürtme işlemi [162]

Resim 2.14'de gösterilen ve Şekil 2.7'de şeması gösterilen bağlayıcı püskürtme yöntemi (BJ) toz yatağı üzerine sıvı bağlayıcının seçici olarak biriktirilmesini içermektedir. Süreç, ince bir toz malzeme tabakasının yapı platformuna biriktirilmesiyle başlamaktadır. Mürekkep püskürtme teknolojisi kullanılarak toz yatağı üzerine seçici olarak sıvı bir bağlayıcı biriktirilmektedir. Bağlayıcı, toz parçacıklarını istenen şekilde birbirine yapıştıran bir yapıştırıcı görevi görmektedir. Bağlayıcı püskürtme yönteminde ısı kullanılmadığından çok çeşitli malzemeler kullanılabilmektedir. Bağlayıcı püskürtme üretim süresinden ve maliyetlerden tasarruf sağlasa da ortaya çıkan bileşenler genellikle daha zayıf olup daha fazla işlem gerektirmektedir. Baskı işleminden sonra parça; bağlayıcıyı katılaştırmak için kürleme, fazla tozu gidermek için toz alma ve nihai parçanın mekanik özelliklerini geliştirmek için sinterleme gibi yoğunlaştırma yöntemleri gibi [163-166] birkaç işlemden daha geçmektedir.



Şekil 2.7. Bağlayıcı püskürtme yöntemi şeması [162]

Doğrudan enerji biriktirmede lazer veya elektron ışını gibi odaklanmış bir enerji ışını kullanılarak metal eritilip bir alt tabaka üzerine biriktirilmektedir. DED'de (İng. *Direct Energy Deposition*) malzeme, enerji kaynağı tarafından oluşturulan eritme havuzuna doğrudan beslenmektedir. İşlemde hem toz hem de tal madde kullanılabilirken önceden serilmiş bir toz yatağına gerek bulunmamaktadır [164-167]. Uçak endüstrisi, yakıt nozulları ve türbin kanatları da dahil olmak üzere büyük mukavemeti nedeniyle şiddetli gerilimlere ve sıcaklıklara dayanabilen yapısal elemanlar ortaya koyabilmektedir. EBM ve SLE yöntemleri birbirine benzer üretim prosedürlerini içermektedir. EBM yönteminde elektron ışını, SLE yönteminde lazer kullanılırken; elektron ışını, lazere göre daha yüksek enerji yoğunluğuna sahiptir. Ek olarak, EBM yönteminde elektrik iletkenliği gereklidir. Bu gereklilik nedeniyle malzeme seçenekleri sadece metallerle sınırlıdır. Bununla birlikte SLE yönteminde böyle bir gereksinim olmadığından seramik, polimer ve metal malzemeler de kullanılabilmektedir [168, 169]. Toz yatağı füzyonunda odaklanmış bir enerji kaynağı kullanılarak önceden serilmiş bir toz yatağında toz parçacıkları seçici olarak eritilmektedir. Malzeme, nozullar aracılığı ile eritme havuzuna iletilerek burada eritilmekte ve alt tabakaya ya da daha önceden biriktirilmiş katmanlara kaynaştırılmaktadır [24, 89]. Lazerle net şekillendirme (*Laser Engineered Net Shape* - LENS) ve elektron ışınlı eklemeli imalat (*Electron Beam Additive Manufacturing* - EBAM) teknolojileri bu üretim için kullanılmaktadır. Avantajları arasında yüksek hassasiyet ve değerli bileşenlerin

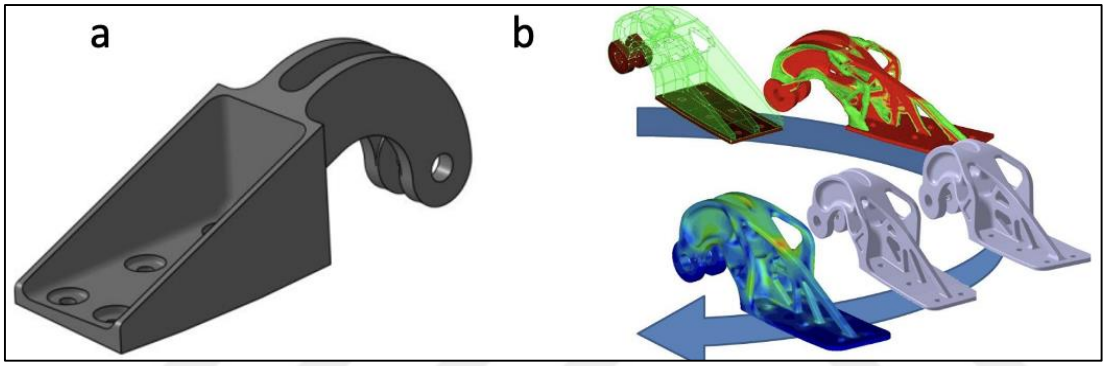
onarımını yapabilme bulunan bu yöntem, havacılık ve otomotiv sektörleri ile yüksek değerli bileşenlerin onarımında kullanılmaktadır [142, 149].

Levha laminasyonu, yapıştırıcı veya ultrasonik kaynak kullanarak ince malzeme levhalarını birbirine yapıştırmayı içermektedir. Tabakalar genellikle laminasyon sürecinde kullanılmadan önce film, folyo ve plaka haline getirilmektedir. Bu yöntem kâğıt, metal, polimer, tekstil ve seramik gibi çeşitli malzemelerin kullanımındaki çok yönlülüğüyle bilinmektedir. Metal levhaları birleştirmek için ultrasonik titreşimlerin kullanıldığı ultrasonik eklemeli imalat (UAM), yapışkan kaplı kağıt, plastik veya metal laminat katları art arda yapıştıran lamine nesne üretimi (LOM) ve katmanları birleştirmek için sürtünme ısısını kullanan sürtünme karıştırmalı eklemeli üretim (FSAM) yöntemleri bulunmaktadır. Sensörler ve teller gibi karmaşık iç kanallara ve gömülü bileşenlere sahip parçalar üretilebilmektedir. Düşük malzeme maliyeti ve hızlı üretim kabiliyetleri nedeniyle ucuz prototipler oluşturmak için kullanılmıştır. İstenen yüzey kalitesini elde etmek için ise son işlem gerektirmektedir [170, 171].

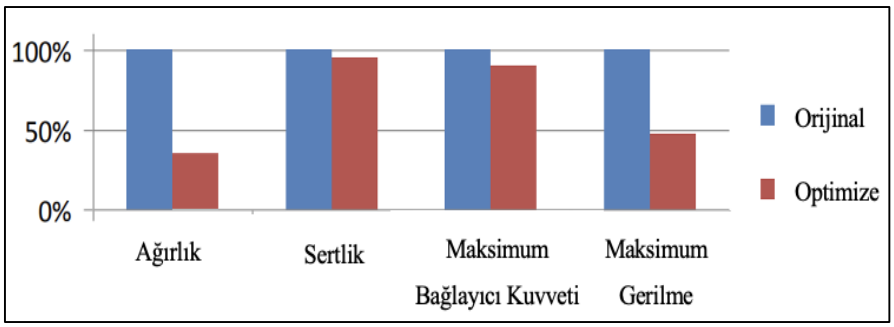
2.5. Topoloji Optimizasyonu ve Eklemeli İmalatın Birlikte Kullanıldığı Uygulamalar

Havacılık mühendisliğinde yapısal bütünlüğü korurken, minimum ağırlıkta uydu parçaları ve uçak braketleri gibi karmaşık bileşenlerin tasarımını mümkün kılan topoloji optimizasyonu kullanılmaktadır. Eklemeli imalat, topoloji optimizasyonunun kapsamını daha da genişleterek, geleneksel üretim yöntemleriyle üretilemeyen karmaşık geometrilerin oluşturulmasına olanak sağlamıştır. Son yıllarda pratik mühendislik örnekleri, topoloji optimizasyonu ve eklemeli imalat teknolojilerinin uygun birleşiminin, yüksek performanslı yapıların tasarımında etkili bir yaklaşım olduğunu kanıtlamıştır [172-174]. Topoloji optimizasyonu ve eklemeli imalat entegrasyonu ile üretilen bileşenler hafif ve yüksek performanslı olanları tercih edilen bir seçenek olarak ortaya çıkmaktadır. Bu yaklaşımlar, özellikle kritik önem taşıyan havacılık ve uzay uygulamalarında yapısal bütünlüğü ve performansı artırmaktadır [50-52]. Topoloji optimizasyonu ve eklemeli imalat kombinasyonu, malzeme israfını en aza indirerek ve hızlı prototipleme sağlayarak üretim maliyetlerini ve teslim sürelerini azaltabilmektedir [32]. Eklemeli imalat yöntemi kullanılarak üretilebilecek parçaların topoloji optimize edilmesi ürünlerin verimliliğini ve işlevselliğini artırmakla kalmaz, aynı zamanda minimum malzeme kullanımını ve hafifliği de temin eder [175-178].

Matthew Tomlin ve diğerleri, havacılık bileşenlerinin yeniden tasarımı için topoloji optimizasyonu ve eklemeli imalatın entegrasyonunu kullanmışlardır. Airbus A320 motor kaputu menteşe braketinin analizinde OptiStruct yazılımından faydalanarak, yapısal bütünlüğü korurken %64'lük bir ağırlık azaltımı (0,918 kg'den 0,326 kg'ye) sağlamışlardır. Orijinal braket HC101 çelikten yapılmış ve kum dökümden sonra üç eksenli freze makinesi kullanarak üretilmiştir. Bu çalışma ile motor kaputu menteşe braketi Ti-6Al-4V malzeme ve L-PBF yöntemlerini kullanarak üretilmiştir. Resim 2.15'de Airbus A320 nasel menteşe braketine ait orijinal geometri ve topoloji optimizasyon sürecini; Şekil 2.8'de ise performans karşılaştırmasını göstermektedir [179].



Resim 2.15. a) Orijinal parça b) Optimizasyon döngüsü



Şekil 2.8. Orijinal ve son tasarım için performans karşılaştırması

Jie Liu ve diğerleri, hafif spoiler tasarımını gerçekleştirmek için birden fazla ileri teknikleri birleştiren bir metodoloji kullanmıştır. Stratejik malzeme dağılımı ve yapısal konfigürasyon yoluyla ağırlığı en aza indirirken sertliği en üst düzeye çıkaran bir uçak spoileri oluşturmak hedeflenmiştir. Uçak spoileri için en uygun malzeme dağılımını belirlemek için topoloji optimizasyonu kullanılmıştır. Optimizasyon problemi, hacim kısıtlaması altında yapısal sertliği en üst düzeye çıkarmak için formüle edilmiştir. Bu araştırmada mekanik özelliklere

ve yapısal rollere göre birden fazla madde stratejik olarak kullanılmıştır [180]. Çift malzeme yaklaşımları benimsenirken, kritik yük taşıma bağlantıları ve yüksek gerilme konsantrasyonu alanları için titanyum, orta düzeyde mukavemet özellikleri gerektiren kalan yerlerde de alüminyum alaşımı kullanılmıştır. Spoiler yapısı içinde 3D kagome kafes yapısı uygulanmıştır. Geleneksel spoiler tasarımına kıyasla ağırlık yaklaşık %80 azaltılmıştır. Hesaplama yöntemleriyle spoiler tasarımı belirlendikten sonra ışığa duyarlı reçine ve eklemeli imalat teknolojisi kullanılarak prototip model üretilmiştir.

Hanush ve diğerleri, bir havacılık braketi topoloji optimizasyonunu gerçekleştirmişler ve CAD kullanarak yeniden tasarlamışlardır. 80 W lazer gücü, 1000 mm/sn tarama hızı ve minimum artık gerilim, optimum lazer ergitme işlem parametreleri için kullanılmıştır. Topoloji optimizasyonu kullanılarak parçanın ağırlığı %44,8 düşürülmüştür [181].

Resim 2.16'da gösterildiği gibi GE Aviation tarafından kullanılan jet motoru braketin orijinal ağırlığı 2,033 gram olup Ti6Al4V alaşımı kullanılarak yapılmıştır. Eklemeli imalatı için yapılan topoloji optimizasyonu çalışmasında braketin ağırlığında %84'e yakın bir ağırlık azalması (325 g) sağlanmıştır. Şekil 2.7'de gösterildiği gibi çeşitli geometriler elde edilmiştir [46, 182]. Braket tasarımının uygulanması ile GE LEAP uçak motorunun ağırlığı 1,7 kg azaltılmıştır. Bu ağırlık azalması küresel havayolu filosuna uygulandığında, araştırma sırasında 37-71 milyon dolar değerinde yıllık 12 ila 22 milyon galon yakıt tasarrufu sağlanabilecektir. Bu da ağırlık azalışlarının az bile olsa önemli çevresel ve ekonomik etkileri olduğunu göstermektedir [183].



Resim 2.16. Orijinal braket tasarımı

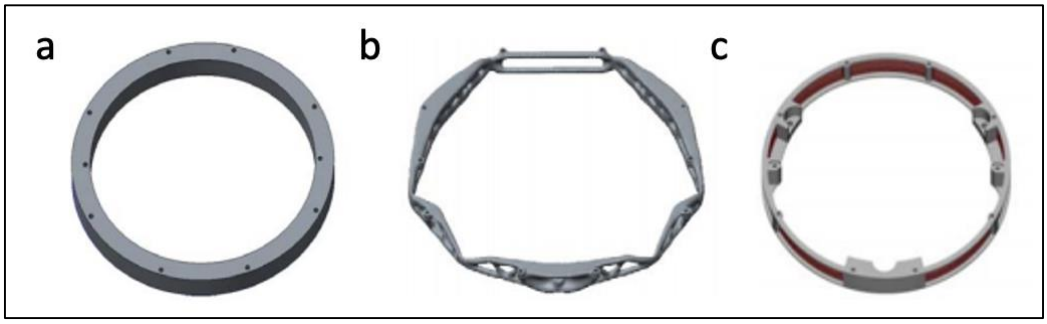
GE Aviation, Resim 2.17'de bulunan 100.000'inci eklemeli imalat ile üretilmiş yakıt nozulu ucunu sevk etmiştir. Boeing 737 MAX ve Airbus A320neo dahil ticari uçaklara güç sağlayan CFM LEAP motorlarının temel bileşenleri olan yakıt nozul uçlarının eklemeli imalat ile üretilmesi, kritik havacılık bileşenlerinin üretiminin evrimleştiğini göstermektedir. Bir önceki nesil güç ünitelerine kıyasla %15 daha iyi yakıt verimliliği sağlayan motorlar üretilirken parça karmaşıklığı %25 ağırlık azalması ile tek bir entegre parçaya indirilmiştir. GE'nin Auburn tesisinde kritik motor parçalarının üretimine ayrılmış 40'tan fazla metal 3D yazıcı çalışmaktadır. Yakıt nozul uçları, özel endüstriyel 3D yazıcılarda doğrudan metal lazer eritme teknolojisi kullanılarak kobalt krom alaşımından üretilmektedir [184].



Resim 2.17. Eklemeli imalat ile üretilen LEAP motoru yakıt nozül parçası [184]

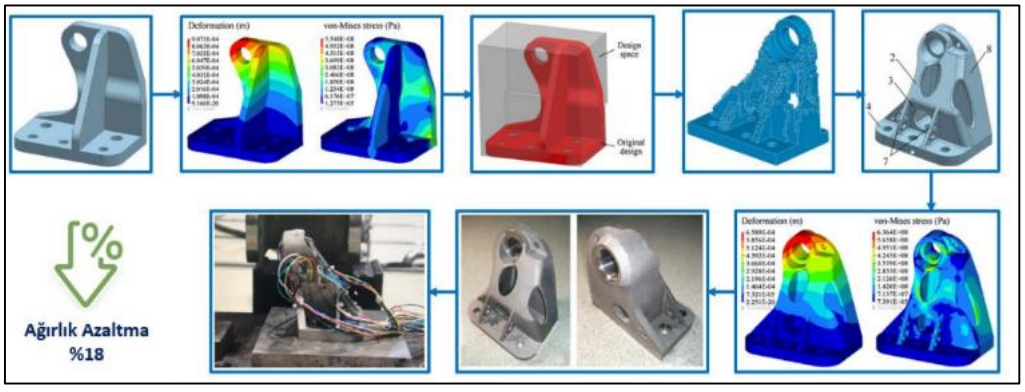
Xieolei ve diğerleri, eklemeli imalat teknolojilerini kullanarak Resim 2.18'de bulunan radar montaj braketlerinin yapısal tasarımını optimize etmeyi amaçlamıştır. Mekanik bütünlük korunurken ağırlık azaltımını sağlamak için topoloji optimizasyonu ve kafes yapı tasarımı kullanılmıştır. Kritik olmayan malzemeyi braketten iteratif olarak çıkarmak için sonlu elemanlar analizi kullanılmıştır. Bu sayede deneysel olarak tasarlanan braketlere göre ağırlık %24,8 azaltılmıştır. Hafif bir kafes malzemesi tasarıma dahil edilerek ağırlıkta %21,9 azalma sağlanmıştır. Ancak bu yaklaşım topoloji açısından optimize edilmiş yapıya kıyasla maksimum yük koşulları altında daha yüksek deformasyona sebebiyet vermiştir. Topoloji optimizasyonlu braket, maksimum yük altında en düşük deformasyonu göstermiş; hem ampirik tasarımdan hem de kafes yapıdan daha iyi performans sergilemiştir. Topoloji optimizasyonlu tasarımın birinci mod frekansı %14,5 artmıştır; kafes yapı ise modal performansta %3,5'luk düşüş göstermiştir. Optimize edilmiş tasarımlar geleneksel

yöntemlerin yapamayacağı karmaşık iç geometrilerin ve entegre yük yollarının üretilmesini sağlayan eklemeli imalat yöntemiyle üretilmiştir [185].



Resim 2.18. a) Orijinal tasarım b) Topoloji optimizasyonu sonrası tasarım c) Kafes yapısı tasarım [185]

Guanghui Shi ve diğerleri, bir havacılık braketinin TO ile ağırlığının azaltılıp SLE yöntemi kullanılarak üretilmesi için yaptıkları çalışmada, orijinal ağırlığı 1,91 kilogram olan braketin kütlesini topoloji optimizasyonu yolu ile 1.56 kilograma düşürerek %18'lik bir hafifletme sağlamışlardır. Eklemeli imalat ile üretmek için geliştirilmiş bir SLE platformu olan Xi'an Bright Laser Technologies Co. Ltd.'nin (BLT) BLT-S300 platformunu kullanmışlardır [186]. Çalışma sonunda üretilen braket Resim 2.19'da gösterilmiştir.



Resim 2.19. Topoloji optimizasyonu uygulanmış havacılık braketi [186]

RUAG Space'in Sentinel-1A uydu anteninin destek braketi, Altair'in Optistruct yazılımı kullanılarak malzeme dağılımı hesaplamalı olarak optimize edilmiş ve %40-50 oranında kütle azaltımı (1,4 kg'dan 0,94 kg'ye) sağlanırken yapısal rijitliği de %30'un üzerinde artmıştır. AlSi10Mg alüminyum alaşımı kullanılarak doğrudan metal lazer sinterlemeyle üretilen destek braketinin eklemeli imalat ile üretilmiş hali Resim 2.20'de gösterilmiştir [187].



Resim 2.20. Eklemeli imalat ile üretilmiş Sentinel 1 uydu anteni destek braketi [187]

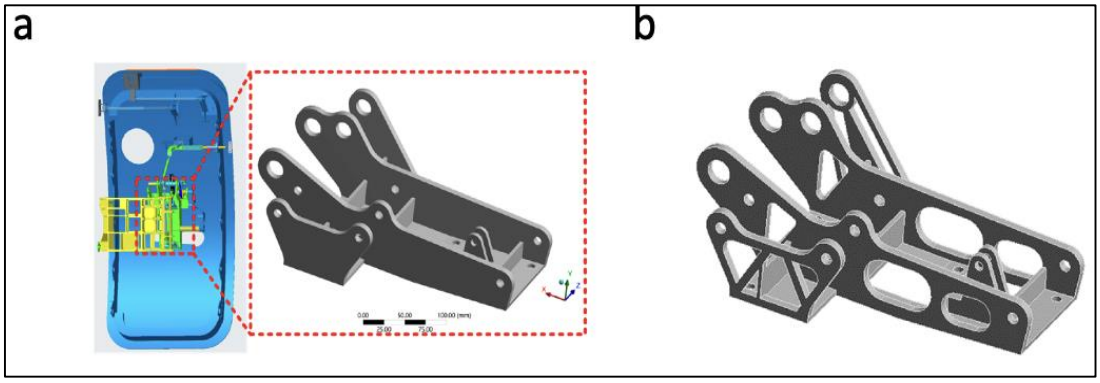
Airbus A350 XWB'nin kamera kablo sistemlerinde eklemeli imalatla karmaşık bileşenlerin hızlı prototiplemesi ve üretilmesi mümkün hale gelmiştir. Aluminyumdan titanyuma malzeme değişimiyle ağırlık %30 azaltılmış, 30 parça tek bir ünitede birleştirilmiş ve üretim süresi 70 günden 19 saate indirilmiştir. Parçanın ağırlığı 452 gramdan 317 grama düşmüştür [188]. Optimize edilmiş ve eklemeli imalat ile üretilmiş kablo yönlendirici tutacağı Resim 2.21'de gösterilmiştir.



Resim 2.21. Optimize edilip eklemeli imalat ile üretilen Airbus A350 XWB kamera kablo yönlendirici tutacağı [188]

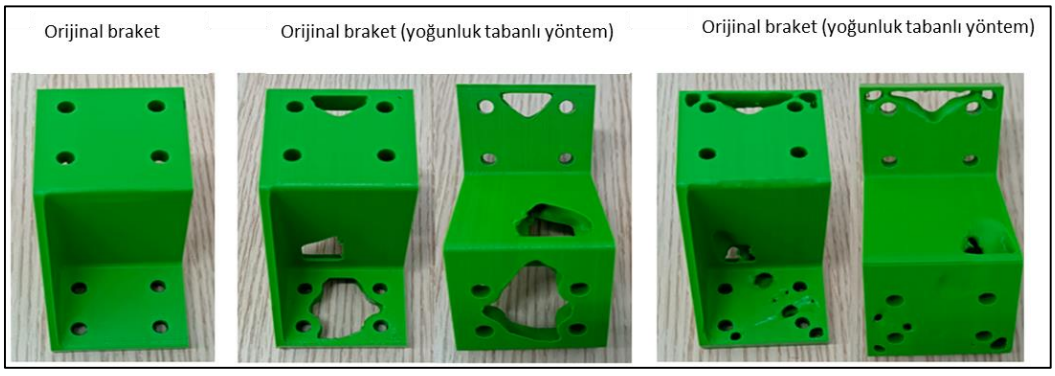
Xie ve diğerleri tarafından, gelişmiş hesaplamalı ve deneysel doğrulama ile yapısal bütünlük korunurken sivil uçak menteşe braketinde %28 ağırlık azaltımı sağlanmıştır. Sayısal simülasyonlar, optimize edilmiş tasarımda homojen gerilme dağılımı olduğunu ve kütle azaltımına rağmen Von Mises gerilme değerlerinin güvenli çalışma sınırları içinde olduğunu

göstermiştir [23]. Menteşe braketinin ilk hali ve topoloji optimizasyonuyla elde edilen hali Resim 2.22'de gösterilmiştir.



Resim 2.22. a) Menteşe braketinin üç boyutlu modeli b) Menteşe braketinin topoloji optimizasyon modeli

Okorie ve diğerleri, yoğunluk tabanlı ve seviye ayarlı topoloji optimizasyon yöntemlerini kullanarak sertliği korurken %20 ağırlık azalması elde etmiştir. Çalışmada polilaktik asit malzeme kullanılarak FDM ile üretilen havacılık braketi üzerinde her iki optimizasyon yöntemi karşılaştırılmış; yoğunluk tabanlı yaklaşımlara kıyasla daha pürüzsüz ve daha üretilebilir geometriler oluşturmada seviye ayar yönteminin üstünlüğü vurgulanmış ve 1.5'un üzerinde güvenlik faktörü sağlanmıştır [189]. %8 sapma ile deney sonuçlarıyla korelasyon gösteren sonlu elemanlar analiziyle kanıtlandığı üzere operasyonel yükler altında yapısal bütünlüğünü korurken 463 cm^3 tasarım alanı azaltımı ile malzeme verimliliği sağlamıştır. Havacılık braketinin farklı topoloji optimizasyon yöntemlerini kullanarak elde ettiği geometriler Resim 2.23'te bulunmaktadır.



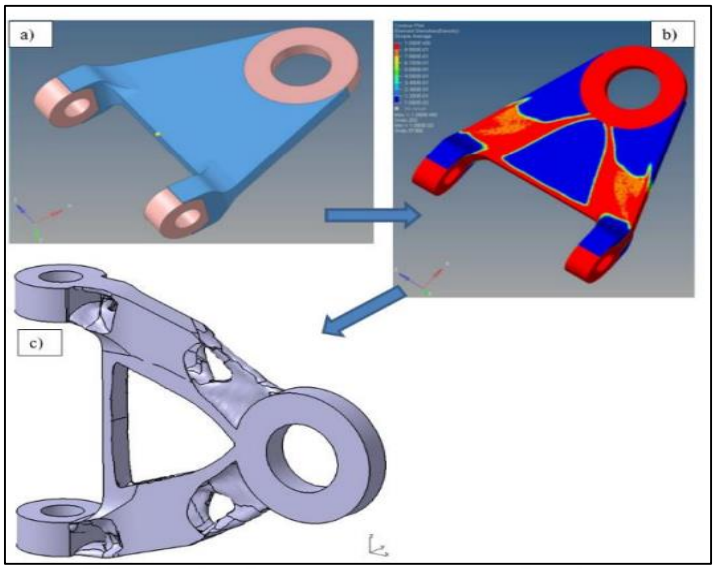
Resim 2.23. Eklemeli imalat ile üretilen bileşenler (orijinal, seviye kümesi yöntemiyle optimize edilmiş ve yoğunluk tabanlı yöntemle optimize edilmiş)[189]

Hurtado-Pérez ve diğerleri, uydu yapılarında topoloji optimizasyonunun uygulanmasını ele almakta ve üretilebilir kısıtlamaların ve eklemeli imalatın önemini vurgulamıştır [190]. Demir, yorulmanın kritik olduğu helikopter bileşenleri için özel olarak tasarlanmış yenilikçi bir topoloji optimizasyon metodolojisi geliştirmiş ve Al7075 alaşımından üretilen kuyruk rotor hatve koluna odaklanmıştır. Yorulma optimizasyonlu hatve kol tasarımının statik optimizasyonlu versiyonundan %18 daha ağır olmasına rağmen, orijinal bileşene kıyasla %34'lük ağırlık azalması sağladığını ortaya koymuştur [191].

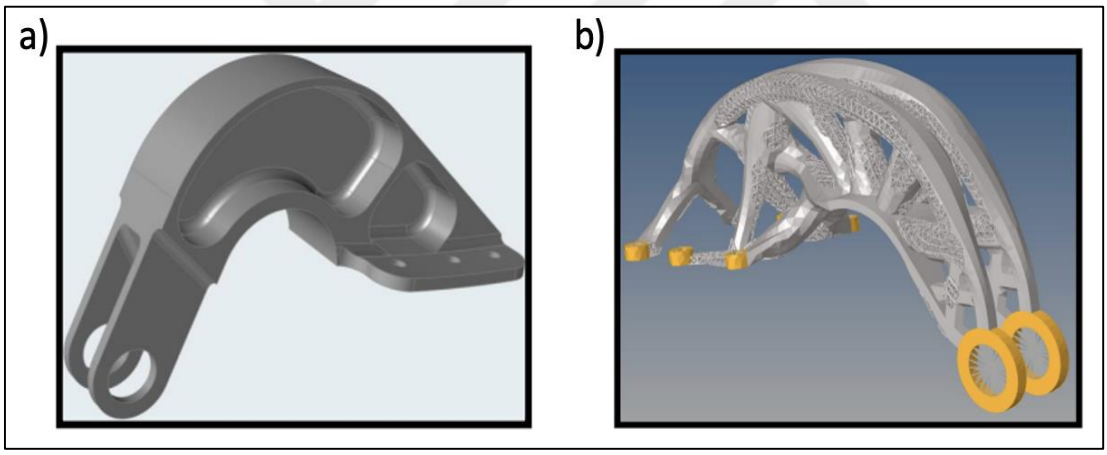
Klahn ve diğerlerinin 2008 yılında Airbus desteğiyle yayımlanan yüksek lisans çalışmasında, SLE yöntemiyle üretilen A380 uçağı CCRC (İng. *cabin crew rest compartment*) bağlantı braketinin 2017 koşullarında mevcut yazılımsal ve literatürsel gelişmelerle yeniden tasarlanması ve üretilmesi anlatılmıştır. 2008 yılı eklemeli imalat tasarımı 1,32 kg ağırlığında ve 1,28 emniyet katsayısına sahipken, 2017 tasarımı 0,62 kg ağırlığında ve 1,64 emniyet katsayısına sahiptir (Şekil 2.8). Şekil 2.9 her iki tasarımın üretim sonrası şekillerini göstermektedir. 2008 yılında CAD yazılımlarının yeteneklerinin ötesinde kalan noktalar düzeltilmiş olup yeni tasarım keskin köşe ve gerilme konsantrasyon noktalarını içermemektedir [192].

Gülcan ve diğerleri, topoloji optimizasyonu kullanılarak geleneksel olarak üretilmiş bir uçak parçasının yeniden tasarlanmasına odaklanmıştır. Optimize edilmiş geometrinin orijinal tasarımla aynı yükleme koşulları altında plastik deformasyon göstermediğini kanıtlamak için sonlu elemanlar analizi kullanılmıştır. Optimize edilmiş bileşen Ti6Al4V titanyum alaşımı kullanılarak EBM yöntemiyle üretilmiştir. Üretilen parçanın statik testleri, sayısal tahminlerle deneysel sonuçlar arasındaki korelasyonu göstererek tasarımı doğrulamıştır. Bileşenin yük taşıma kapasitesi korunurken, %40,7'lik ağırlık azalması elde edilmiştir [193]. Resim 2.24'te görüldüğü üzere orijinal parça geometrisi üzerindeki gerilme yığılmaları analiz edilerek malzeme dağılımı yeniden düzenlenmiştir.

Eklemeli imalat kullanılarak bir uçak kapı menteşesinin tasarım optimizasyonu üzerine yapılan bir çalışmada yaklaşık %44'lük kütle azaltımı elde edilmiştir. Metodoloji topoloji, şekil ve kafes malzeme optimizasyonunu içermektedir [194]. Menteşenin optimizasyon öncesi-sonrası görüntüsü Resim 2.25'te sunulmaktadır.

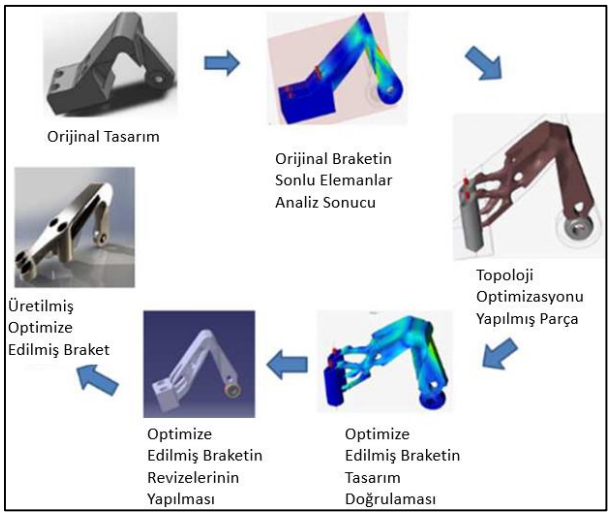


Resim 2.24. Bir uçak parçasının topoloji optimizasyonu süreci: a) Orijinal tasarım alanı b) Optimizasyon analizi ve malzeme dağılmı c) EBM ile üretim için hazırlanan nihai optimize geometri [193]



Resim 2.25. a) Menteşenin ilk geometrisi b) Menteşenin son görüntüsü [194]

Prathyusha ve diğerleri, uçak iniş kapısı braketi tasarımında topoloji optimizasyonu ve eklemeli imalat teknolojilerini entegre etmiştir. Çeşitli yükleme koşulları altında braketin geometrisini optimize etmek için SIMP yöntemini kullanan Altair Solid-Thinking Inspire ve Optistruct çözücüsü kullanılmıştır. Bileşenin kütlesinde %52,27'lik ağırlık azalması ve sertliğinde de %30 artış sağlanmıştır. Optimize edilmiş braket SLE ile üretilmiştir. Braketin mekanik özelliklerini iyileştirmek için çeşitli son işlemler uygulanmıştır. Sonlu elemanlar analizi doğrulaması, optimize edilmiş tasarımın Von Mises gerilmelerinin akma mukavemeti sınırları içinde kalarak yapısal bütünlüğünü koruduğunu ortaya koymuştur [28]. Eklemeli imalat için kullanılan optimizasyon süreci Resim 2.26'da gösterilmiştir.



Resim 2.26. Eklemeli imalat için optimizasyon süreci [28]

Yakın ve diğerleri, drone şasi tasarımına topoloji optimizasyonu uygulayarak eklemeli imalat için çalışma gerçekleştirmişlerdir. Topoloji optimizasyonun ardından şasi ağırlığı %78 azalmıştır. Toz yatak füzyonu eklemeli imalat yöntemi kullanılmıştır. Optimize edilen geometri, NX ortamında tasarlanmış ve aynı sınır koşulları sağlanarak yükleme koşulları altında güvenli bir şekilde çalışabileceği doğrulanmıştır [195]. Yılmaz ve diğerleri ise İHA pilon bağlantı parçalarında topoloji optimizasyonu gerçekleştirmiş; ardından elektron ışını ergitme ile Ti6Al4V malzeme kullanarak optimize edilmiş tasarımları üretmiştir. Metodoloji, fırlatma uçuş ve iniş koşullarını temsil eden üç kritik yük durumunun analizini içermektedir. Üretilen pilon Resim 2.27'de gösterilmektedir [196].



Resim 2.27. EBM ile optimize edilmiş pilon

3. METOD VE YÖNTEM

Bu çalışmada helikopter kapı menteşesinin ağırlık azaltımı için iki aşamalı bir optimizasyon metodolojisi geliştirilmiştir. Bu yaklaşımla, üretken tasarımın geniş tasarım uzayı keşif kabiliyeti ile SIMP yönteminin hassas yoğunluk dağılımı optimizasyonu birleştirilerek yapısal performans ve üretilebilirlik açısından optimize edilmiş geometri elde edilmesi hedeflenmektedir.

İlk aşamada, Autodesk Fusion 360 yazılımının üretken tasarım modülü kullanılarak geniş tasarım uzayı içinde çoklu alternatif geometriler oluşturulmuş ve optimum kütle azaltma oranı belirlenmiştir. İkinci aşamada ise Fusion 360'dan elde edilen kütle azaltma hedefi, nTop platformunda SIMP yöntemiyle topoloji optimizasyonuna hacim oranı kısıtı olarak tanımlanmıştır. Bu yöntemle yapısal uyumluluk minimizasyonu ile maksimum rijitlik hedefine ulaşılırken, üretilebilirlik kısıtlamaları da dikkat alınmaktadır.

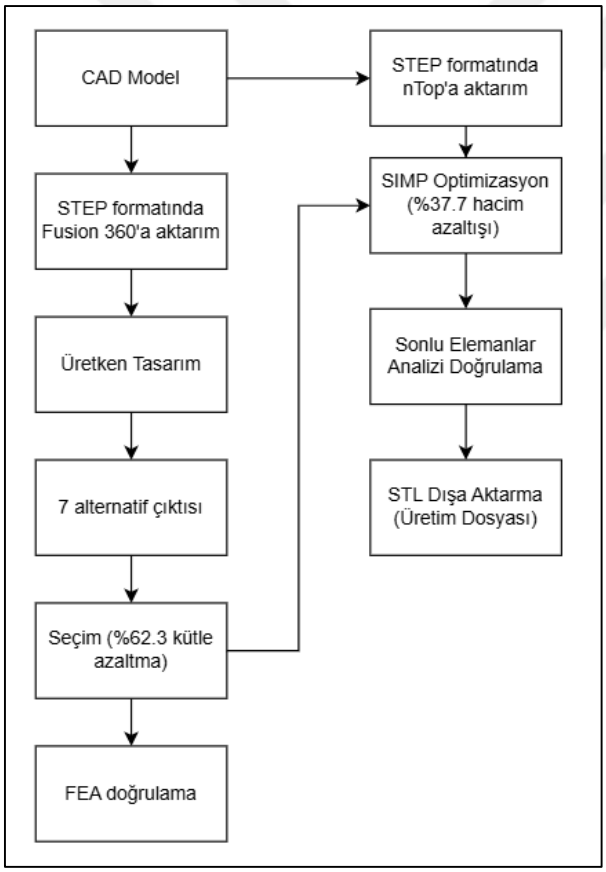
İki aşamalı optimizasyon stratejisinin benimsenmesinin nedenleri şunlardır:

1) Tasarım uzayı keşfi: Fusion 360 üretken tasarım, çoklu hedef optimizasyonu ve algoritmik keşif yolu ile geniş bir tasarım uzayını hızlı ve verimli şekilde taramaktadır. Böylece geleneksel tasarım yöntemleriyle erişilemeyecek organik ve karmaşık şekiller üretilebilmektedir.
2) Hassas yoğunluk kontrolü: nTop SIMP optimizasyonu, Fusion 360'da çıkan kütle hedefini hacim oranı kısıtı olarak kullanarak malzeme dağılımını element bazında hassas bir şekilde optimize etmektedir.
3) Üretilebilirlik entegrasyonu: Her iki yöntem de eklemeli imalat kısıtlarını dikkate alırken, nTop özellikle build direction ve sarkma kısıtlaması gibi üretim parametrelerini daha detaylı kontrol etme imkânı sunmaktadır.

İlk aşamada, başlangıç CAD modeli Fusion 360'a aktarılarak, korunan geometriler ve tasarım uzayı tanımlanmıştır. Yükler, sınır koşulları ve üretim kısıtlamaları uygulandıktan sonra üretken tasarım analizi çalıştırılarak çoklu alternatif geometriler üretilmiştir. En uygun tasarım seçildikten sonra yapısal doğrulama gerçekleştirilmiş ve %62,3 kütle azaltma hedefi belirlenmiştir.

İkinci aşamada, CAD modeli nTop v5.14.3 platformuna aktarılmış ve Fusion 360'tan elde edilen %62,3 kütle azaltma oranı, %37,7 hacim oranı kısıtına dönüştürülerek SIMP optimizasyonu gerçekleştirilmiştir ve final geometri elde edilmiştir.

Bu iki aşamalı metodoloji, üretken tasarımın keşif odaklı yaklaşımının topoloji optimizasyonun matematiksel hassasiyetiyle birleştirerek sinerjik bir optimizasyon çerçevesi oluşturmuştur. Fusion 360 tasarım alternatiflerini hızla üreterek optimal kütle azaltma hedefini belirlerken, nTop SIMP yöntemi bu hedefi hacim oranı kısıtı olarak kullanarak element bazında yoğunluk dağılımını optimize etmektedir. İki aşamalı optimizasyon Şekil 3.1'de verilmiştir.



Şekil 3.1. Helikopter kapı menteşesi iki aşamalı topoloji optimizasyonu metodolojisi akış şeması

3.1. Geometri Tanımı, Başlangıç Modeli, Yük ve Sınır Koşulları

Helikopter kapı menteşesi, helikopter kapı gövdesi ve kapı arasında mekanik bağlantı sağlayan bileşendir. Bu menteşe kapının açılma kapanma hareketini sağlarken kapının

ağırlığını taşıma ve uçuş sırasında oluşan dinamik yükleri helikopter gövdesine aktarmayı da sağlamaktadır. Orijinal CAD modeli CATIA programında tasarlanmış ve optimizasyon çalışmaları için STEP formatında Fusion 360 ve nTop platformlarına aktarılmıştır. Orijinal tasarım Al7075 alüminyum alaşımından üretilmiştir; tez kapsamında eklemeli imalat hedeflendiği için optimizasyon çalışmalarında SLE prosesinde yaygın kullanılan AlSi10Mg malzemesi seçilmiştir. AlSi10Mg malzemesinin mekanik özellikleri Çizelge 3.1'de verilmiştir.

Çizelge 3.1. Optimizasyon analizlerinde kullanılan AlSi10Mg alaşımının mekanik özellikleri

Özellik	Değer	Birim
Yoğunluk	2 680	kg/m^3
Young Modülü	70	GPa
Poisson Oranı	0,33	
Akma Dayanımı	240	MPa
Çekme Dayanımı	440	MPa

Helikopter kapı menteşesinin bazı fonksiyonel gereksinimleri karşılaması gerekmektedir.

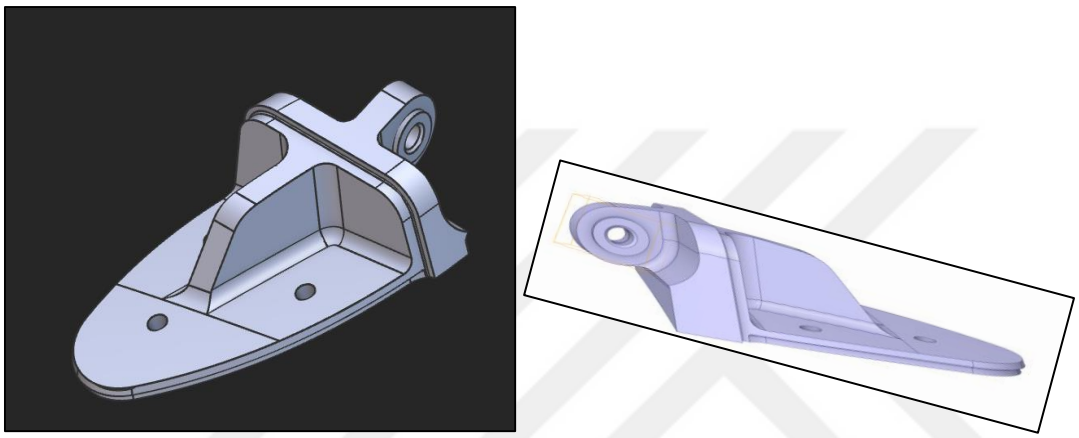
- *Yük taşıma kapasitesi:* Menteşe, helikopter kapısının ağırlığı olan 5 kg'yi güvenli bir şekilde taşınmalıdır.
- *Cıvata bağlantıları:* NAS 6203 standardına uygun M8 cıvata delikleri ve yatak yüzeyleri helikopter gövdesine güvenli montaj için önemlidir.
- *Pim bağlantısı:* Menteşenin kapıya bağlantısını sağlayan silindirik pim yuvası, rotasyonel hareketi mümkün kılmalı ve yük transferini sağlamalıdır.
- *Yapısal güvenlik:* Havacılık düzenlemelerine (EASA CS-29, FAA Part 29) göre helikopter kapı menteşeleri gibi yapısal parçalar için minimum güvenlik faktörü 1.5 olarak belirlenmiştir.
- *Montaj:* Menteşe geometrisi, kapının açılıp kapanma hareketi sırasında helikopter gövdesi ve diğer bileşenlerle çakışmamalıdır.

Menteşe, gerçek operasyonel koşulları yansıtan yükleme senaryolarına maruz kalmaktadır.

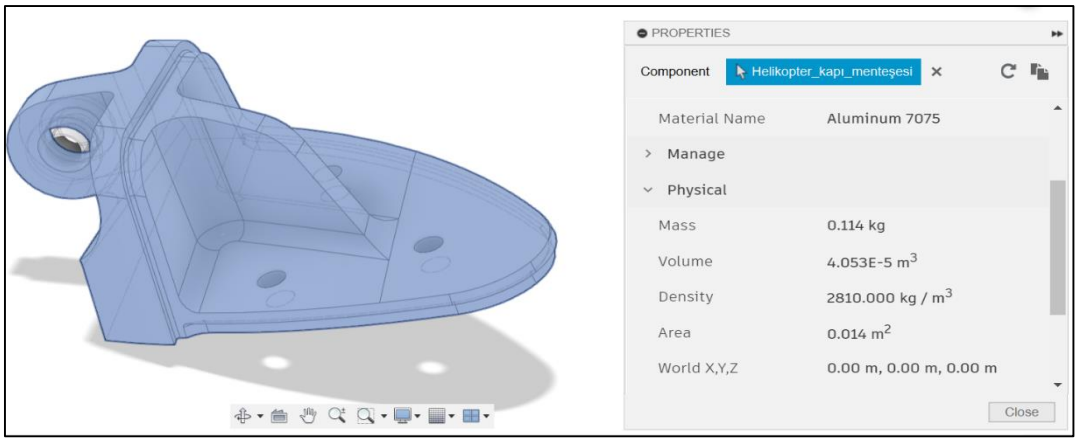
- *Kapı ağırlığı:* 5 kg kütleye sahip kapının ağırlık merkezi, yer çekimi ivmesi (9.81 m/s^2) ile 49 N kuvvet uygulamaktadır ve bu kuvvet menteşe üzerinde moment oluşturmaktadır.

- *Cıvata ön yüklemesi:* NASA-STD-5020 standardına göre hesaplanan cıvata ön yüklemesi, tek cıvata için 13,932 N olmak üzere toplamda 3 cıvata için 41,796 N'dur.
- *Ankastre mesnet:* Menteşenin helikopter gövdesine montaj yüzeyi tüm serbestlik dereceleri kısıtlanmış ankastre mesnet olarak modellenmiştir.

Helikopter kapı menteşesinin CAD modeli ile fiziksel özellikleri Resim 3.1 ve Resim 3.2'de verilmiştir.

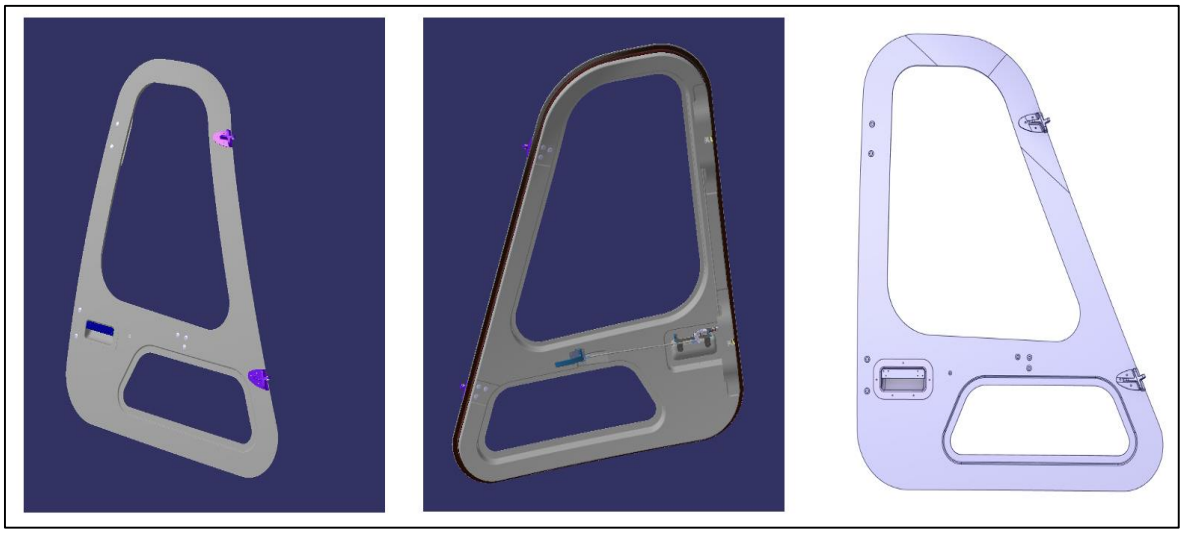


Resim 3.1. Helikopter kapı menteşesinin orijinal CAD modeli

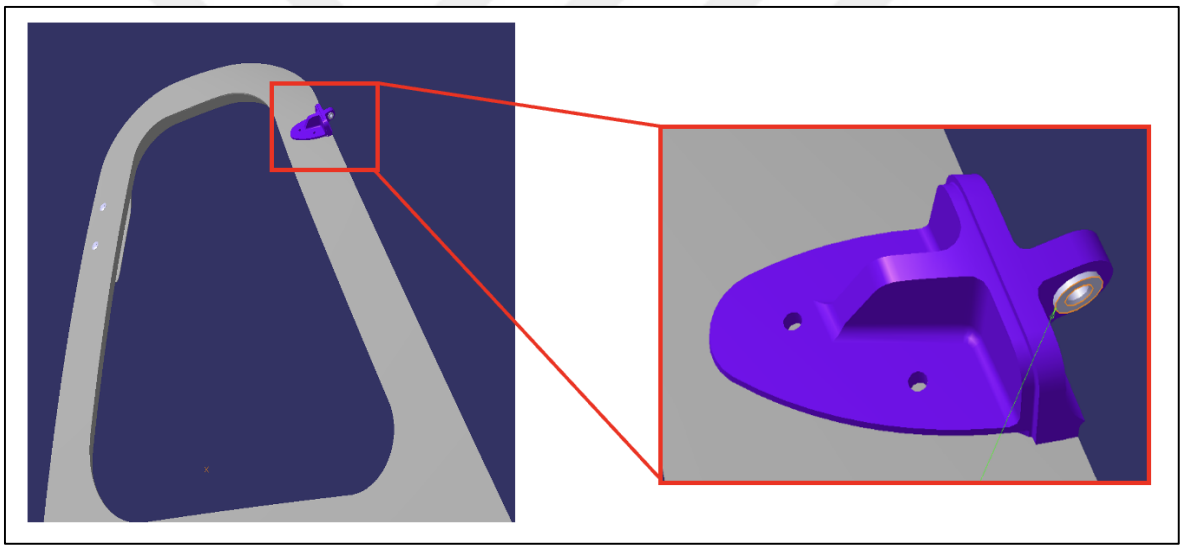


Resim 3.2. Helikopter kapı menteşesinin fiziksel özellikleri

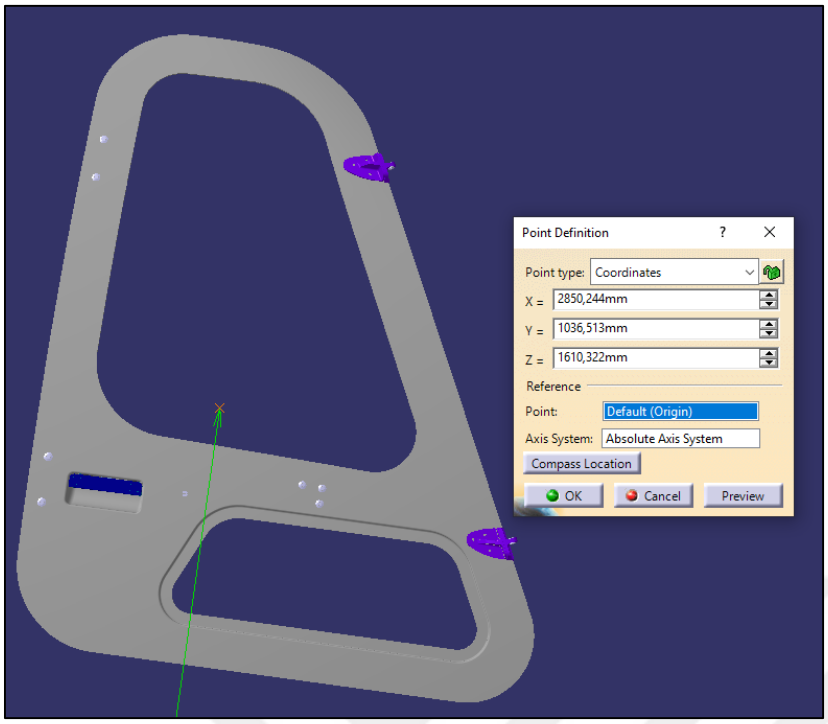
CATIA programında helikopter kapısının tasarımı ve menteşenin kapı üzerinde konumlanması ile kapının ağırlık merkezi Resim 3.3 ve Resim 3.4'te verilmiştir.



Resim 3.3. CATIA programında helikopter kapısının tasarımı

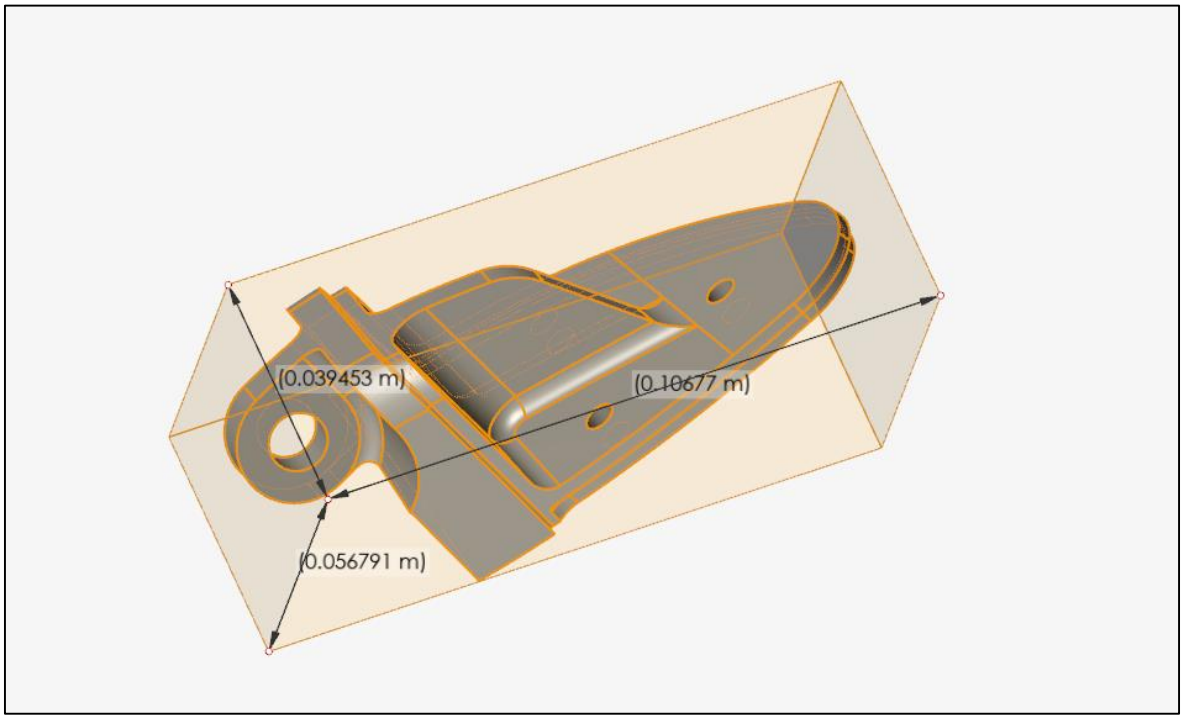


Resim 3.4. Helikopter kapı menteşesinin helikopter kapısında gösterimi



Resim 3.5. Helikopter kapısının ağırlık merkezi

Helikopter kapı menteşesinin optimize edilmeden önceki boyutları Resim 3.5 ve Resim 3.6'da bulunmaktadır.



Resim 3.6. Helikopter kapı menteşesinin orijinal boyutları

Optimizasyon analizlerinde kullanılan yük ve sınır koşulları Çizelge 3.2'de özetlenmiştir. Kapı ağırlığı 49 N olarak tespit edilmiş ve ağırlık merkezinden uzak kuvvet olarak tanımlanmıştır. NASA-STD-5020 standardına göre hesaplanan cıvata ön yüklemesi, her bir cıvata için 13,932 N, toplamda 3 cıvata için 41,796 N'dir. Menteşenin helikopter gövdesine montaj yüzeyleri ankastre mesnet olarak modellenmiştir.

Çizelge 3.2. Helikopter kapı menteşesi optimizasyon analizinde kullanılan yük ve sınır koşulları

Yük/Sınır Koşulu	Değer	Birim	Uygulama Bölgesi	Yön/Eksen	Hesaplama/Açıklama
YÜKLER					
Kapı Ağırlığı	49	N	Ağırlık Merkezi	-Z (Yerçekimi)	m x g= 5 kg x 9,81 m/s^2
Menteşe Moment Yükü					
Moment (Mx)	0,863	N.m	Menteşe Yük Yüzeyi	X ekseni	Uzak moment yüklemesi
Moment (My)	1,698	N.m	Menteşe Yük Yüzeyi	Y ekseni	Uzak moment yüklemesi
Moment (Mz)	0,098	N.m	Menteşe Yük Yüzeyi	Z ekseni	Uzak moment yüklemesi
45° Açılı Kapı Kuvveti					
X yönü kuvvet	16	N	Menteşe Yük Yüzeyi	X ekseni	
Y yönü kuvvet	2	N	Menteşe Yük Yüzeyi	Y ekseni	
Z yönü kuvvet	-32	N	Menteşe Yük Yüzeyi	Z ekseni	
Cıvata Ön Yüklemesi					
Tek Cıvata Ön Yüklemesi	13,932	N	Cıvata delik iç yüzeyi	-Z	NASA-STD-5020B
Toplam Preload (3 cıvata)	41,796	N	3 cıvata montaj bölgesi	-Z	3 x 13,932 N
Yük Dağılım Bölgesi	±90	Derece	Delik çevresi	Parabolik profil	Toplam 180° yük dağılımı
SINIR KOŞULLARI					
Ankastre Mesnet			Helikopter gövdesi montaj yüzeyleri (3 cıvata deliği)	6 serbestlik derecesi	$Ux = Uy = Uz, Rot_X = Rot_Y = Rot_Z = 0$

Helikopter kapısının 5 kg kütlesinden gelen yer çekimi kuvveti, kapının ağırlık merkezinden menteşeye uzak kuvvet olarak uygulanmıştır; böylece yük tek bir noktadan değil, fiziksel olarak gerçekçi bir şekilde cıvata bağlantılarına ve pim yuvasına dağıtılmıştır. Uzak kuvvet yöntemi, sonlu elemanlar analizinde bir noktadaki kuvvet ve momentin, o noktadan uzakta bulunan bir referans yüzeye ya da noktaya transfer edilmesini sağlayan tekniktir. Statik denge koşulları sağlanarak pim yuvasına etkiyen kuvvet bileşenleri ve moment değerleri hesaplanmıştır.

Helikopter kapı menteşesinin montajında kullanılan M8X1.25 cıvatalar, havacılık standartlarına uygun A-286 alaşımından (ASTM A453 Grade 660 Class B, minimum 586 MPa akma dayanımı) üretilmiştir. NASA-STD-5020B standardına göre havacılık uygulamalarında cıvata ön yüklemesi, akma dayanımının %65'i olarak hesaplanmıştır. M8x1.25 cıvatanın gerilme alanı ISO-898-1 standardına göre Eşitlik 3.1'deki gibi hesaplanmıştır:

$$A_t = \frac{\pi}{4} \times (d - 0.9382p)^2 = \frac{\pi}{4} \times (8 - 0.9382 \times 1.25)^2 = 36.6\, mm^2 \quad (3.1)$$

Nominal cıvata ön yükü Eşitlik 3.2'deki gibi hesaplanmıştır:

$$P_{preload} = 0.65 \times F_{ty} \times A_t = 0.65 \times 586 \times 36{,}6 \cong 13{,}932\, N \quad (3.2)$$

Üç cıvata için toplam ön yükleme 41,796 N'dir.

NASA-STD-5020 standardı, havacılık uygulamalarında cıvata bağlantılarının ayrılmasını önlemek ve yeterli sürtünme kuvveti sağlamak için akma dayanımının %65-75'i oranında ön yükleme önermektedir. Böylece yapısal bütünlük korunurken, cıvatanın akma dayanımını aşması önlenmektedir.

Helikopter kapı menteşesi cıvatalı bağlantı analizi, Shigley'in metodolojisine uygun olarak beş temel adımda yapılandırılmıştır:

Adım 1 kapsamında cıvata rijitliği (k_b), cıvatanın kavrama uzunluğu içerisinde kalan dişsiz gövde ve dişli kısımlarının seri bağlı iki farklı yay gibi davranması esasına göre modellenmiştir. Bu modelde cıvatanın toplam rijitliği, bu iki bölgenin bireysel rijitlik değerlerinin harmonik toplamıdır. Analizde kullanılan M8 cıvata parametreleri aşağıda detaylandırılmıştır:

- Nominal Çapı (d): 8 mm.
- Gövde Alanı (A_d): 50.27 mm^2 (Cıvatanın diş açılmamış tam kesit alanı)
- Gerilme Alanı (A_t): 36.6 mm^2 (Dişli kısmın efektif yük taşıma alanı)
- Elastisite Modülü (E): 207,000 MPa (Çelik cıvatalar için standart değer)

M8 cıvata için tasarımda kullanılan geometrik bağıntılar şu şekildedir:

$$A_d = \frac{\pi\, d^2}{4} = \frac{\pi\, 8^2}{4} = 50.27\, mm^2$$

Kavrama uzunluğu içindeki dağılım:

- Dişsiz gövde uzunluğu: l_d = 7.5mm

- Dişli kısım uzunluğu: l_t=7.5mm

Cıvatanın toplam rijitliği, kavrama uzunluğu içerisindeki dişli ve dişsiz kısımların seri bağlı iki yay gibi modellenmesiyle hesaplanmaktadır. M8 cıvata ve 15 mm kavrama uzunluğu için hesaplama şu şekildedir:

$$k_b = \frac{A_d \cdot A_t \cdot E}{A_d \cdot l_t + A_t \cdot l_d}$$

$$k_b = \frac{50.27 \cdot 36.6 \cdot 207{,}000}{50.27 \cdot 7.5 + 36.6 \cdot 7.5} \approx 5.85 \times 10^5\ N/mm$$

Bu rijitlik değeri, menteşeye binen dış yüklerin cıvata ve parçalar arasında hangi oranda paylaşılacağını belirleyen eklem sabiti (C) hesabının temelini oluşturmaktadır.

Adım 2 kapsamında hesaplanan parça rijitliği (k_m), cıvatanın uyguladığı ön yükleme altında menteşe gövdesinin ne kadar elastik deformasyona uğrayacağını temsil etmektedir. Shigley metodolojisine göre bu bölgedeki gerilme dağılımı, bir kum saati formunda genişleyen kesik koniler olarak modellenmiştir. Analizde, helikopter menteşesinin ve gövdesinin aynı malzemeden (alüminyum alaşımı) yapıldığı ve baskı açısının standart kabul edilen 30° olduğu varsayılmıştır:

- Anma çapı (d): 8 mm
- Baskı çapı (D): 12 mm (1.5d)
- Parça elastisite modülü (E_m): 71,000 Mpa

$$k_m = \frac{(0.5774 * \pi * E_m * d)}{2 * \ln\left(5 * \frac{\left((0.5774 * l + 0.5d)\right)}{(0.5774 * l + 2.5d)}\right)}$$

Belirlenen tasarım parametreleri formülde yerine konulduğunda:

$$k_m = \frac{(0.5774 * \pi * 71000 * 8)}{2 * \ln\left(5 * \frac{\left((0.5774 * 15 + 0.5 * 8)\right)}{(0.5774 * 15 + 2.5 * 8)}\right)} \approx 6.51 \times 10^5 N/mm$$

Hesaplanan k_m değeri, cıvata rijitliği olan k_b değerinden daha yüksektir. Bu durum, helikopter menteşe gövdesinin cıvatadan daha sert olduğunu ve dışarıdan gelen kapı yüklerinin büyük bir kısmının cıvata üzerine binmek yerine menteşe gövdesi tarafından sönümleneceğini doğrulamaktadır.

Eklem sabiti (C), cıvata rijitliğinin toplam rijitliğine oranıdır. Bu katsayı, cıvatanın üzerine binen ek yük miktarını hesaplamak için kullanılmaktadır. Adım 3 kapsamında, önceki adımlarda hesaplanan cıvata rijitliği ve parça rijitliği değerleri kullanılarak hesaplanmaktadır:

$$C = \frac{k_b}{(k_b + k_m)} = \frac{5.85 * 10^5}{5.85 * 10^5 + 6.51 * 10^5} \approx 0.473$$

Bu katsayı, kapıdan gelen dış kuvvetlerin yaklaşık %47,3'ünün cıvataya ek çekme yükü olarak yansıyacağını, geri kalan %52,7'lik kısmın ise menteşe gövdesi tarafından sönümleneceğini göstermektedir.

Toplam cıvata yükü, cıvatanın hem montaj anındaki gerginliğini hem de işletme sırasında üzerine binen ek dış yükü temsil etmektedir. Dış yükün sadece C katsayısı kadar olan kısmı cıvataya ek çekme kuvveti olarak yansımaktadır.

Adım 4 kapsamında toplam cıvata yükü analizi yapılmıştır. NASA-STD-5020B standartlarına göre uygulanan ön yükleme ve dış kuvvet değerleri kullanılmıştır:

- Ön yükleme (*Fi*): 13,932 N (Cıvata başına başlangıç kuvveti).
- Dış eksenel yük (*P*): Toplam çekme yükünün cıvata başına düşen payıdır. Kapı ağırlığı (49 N) ve eksenel dış kuvvetin (32 N) toplamı olan 81 N, üç cıvataya bölündüğünde *P*=27 N olarak alınır.
- Eklem sabiti (*C*): Önceki adımda hesaplanan 0,473 değeri.

$$F_b = F_i + C \cdot P$$

$$F_b = 13932 + 0.473 \cdot 27 \approx 13{,}945\ N$$

Hesaplanan 13,945 N değeri, başlangıçtaki ön yüklemeden daha fazladır. Bu durumun iki temel nedeni bulunmaktadır:

- Yüksek ön yükleme: Cıvata zaten montaj aşamasında çok yüksek düzeyde gerilmiştir; bu durum dış yüklerin etkisini minimize etmektedir.
- Yük sönümleme: Dış yükün yaklaşık %53'ü menteşe gövdesi tarafından sönümlenmekte, sadece %47'si cıvataya eklenmektedir.

Adım 5 kapsamında bağlantının güvenliği "ayrılma" ve "akma" kriterlerine göre denetlenmiştir. Ayrılma ve akma emniyet kontrolleri, tasarımın fiziksel olarak güvenli olup olmadığını doğrulamaktadır. Bu aşamada, helikopter menteşe bağlantısının dış yükler altında parçalarının ayrılıp ayrılmayacağı ve cıvatanın kalıcı olarak deforme olup olmayacağı denetlenmektedir.

Güvenli bir cıvatalı bağlantı için iki temel emniyet kriterinin sağlanması şarttır:

Ayrılma emniyeti (n_O): Bu kontrol, dış çekme yükünün (P), cıvatanın parçaları birbirine bastırma kuvvetini yenip yenemeyeceğini belirlemektedir. Parçaların arasının açılmaması için n_o>1.0 olmalıdır.

$$n_o = \frac{Fi}{\left(P \cdot (1 - C)\right)} = \frac{13932}{\left(27 \cdot (1 - 0.473)\right)} \approx 979$$

Bu sonuç, bağlantının yüksek ön yükleme sayesinde işletme yükleri altında ayrılma riskinin olmadığını kanıtlamaktadır.

Akma emniyeti (n_P) ile Class 8.8 cıvatanın akma sınırı (Sp=600 MPa) baz alındığında, tasarımın güvenli bölgede olduğu doğrulanmıştır.

$$n_p = \frac{\left(S_p \cdot A_t\right)}{F_b} = \frac{(600 \cdot 36.6)}{13945} \approx 1.57$$

Havacılık ve savunma sanayi standartlarında genellikle np≥1.5 istenmektedir. 1.57 değeri oldukça güvenlidir.

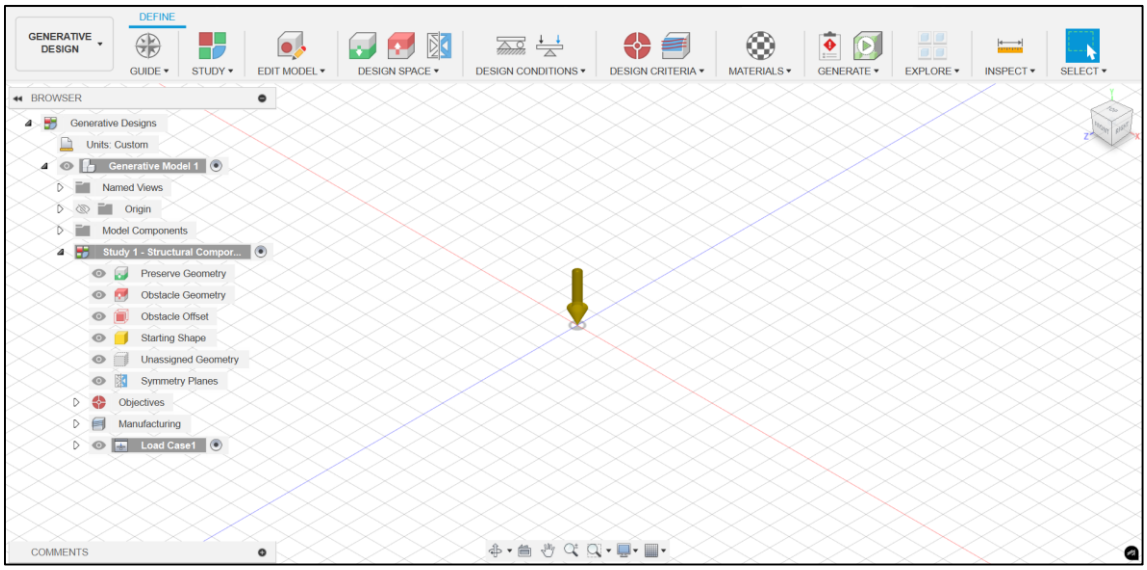
Yapılan beş adımlı analiz sonucunda, helikopter kapı menteşesi tasarımı şu sonuçlarla doğrulanmıştır:

- Yapısal bütünlük: Cıvata üzerindeki toplam yük, cıvatanın taşıma kapasitesinin altındadır.
- Sızdırmazlık ve rijitlik: Bağlantı, dış yükler altında hiçbir ayrılma emaresi göstermeyecek kadar yüksek bir ön yüklemeye sahiptir.

Menteşenin helikopter gövdesine montaj yüzeyleri, menteşenin cıvatalarla gövdeye rijit bağlandığını varsaymak için tüm serbestlik dereceleri kısıtlanacak şekilde ankastre mesnet olarak tanımlanmıştır. nTop analizinde sabitlenmiş yüzeylerden 4 mm içeri genişletilmiş pasif bölge oluşturularak sadece yüzeyde değil, yüzeyin etrafındaki hacimde de malzeme korunumu sağlanmıştır.

3.2. Yöntem 1: Fusion 360 Üretken Tasarım

Bu bölümde, helikopter kapı menteşesinin Autodesk Fusion 360 yazılımının üretken tasarım modülü kullanılarak gerçekleştirilen optimizasyon süreci anlatılmaktadır. Fusion 360'ın üretken tasarım modülü tanımlı sınır koşulları ve üretim kısıtlamaları ile algoritmik keşifle çoklu tasarım alternatifleri üretmektedir. Bu yaklaşımla yapısal performans gereksinimleri karşılanırken kütle azaltımının maksimize edilmesi amaçlanmaktadır. Tez kapsamında kullanılan üretken tasarım modülü Resim 3.7'de görülmektedir.



Resim 3.7. Fusion 360 üretken tasarım modülü arayüzü

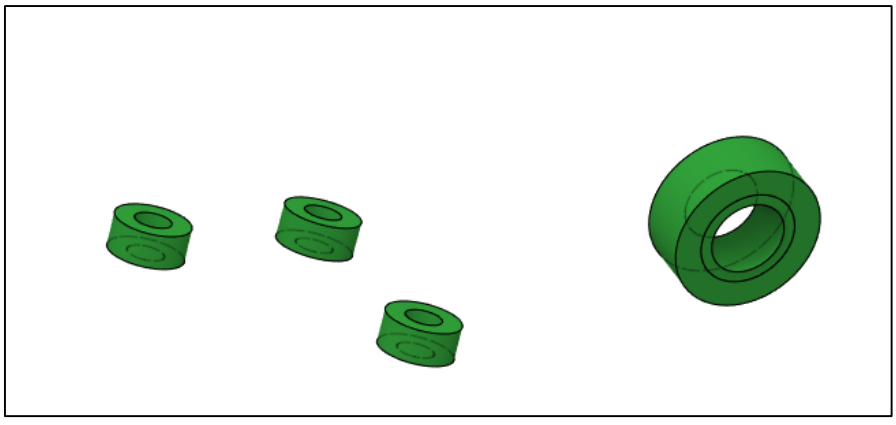
CAD modeli, Fusion 360 platformuna STEP formatında aktarılmıştır. Model aktarımı sonrasında geometrik tutarsızlıklar kontrol edilmiş, küçük pah ve filletlar basitleştirilmiş ve analize etki etmeyen detaylar kaldırılarak üretken tasarım modülü için uygun hale getirilmiştir.

Üretken tasarım optimizasyonun başarısı, algoritmanın çalışacağı tasarım uzayının doğru tanımlanmasına bağlıdır. Korunan geometriler, engel geometriler ve başlangıç şekli olmak üzere üç temel parametre belirlenmiştir. Korunan geometri, üretken tasarımda korunması gereken ve algoritma tarafından değiştirilmemesi gereken bölgelerdir. Helikopter kapı menteşesi için korunan geometriler Resim 3.8'de gösterilmiştir.

Cıvata delikleri: Menteşenin helikopter gövdesine bağlandığı NAS 6203 standardına uygun M8 cıvata deliklerinin yatak yüzeyleri (3 adet).

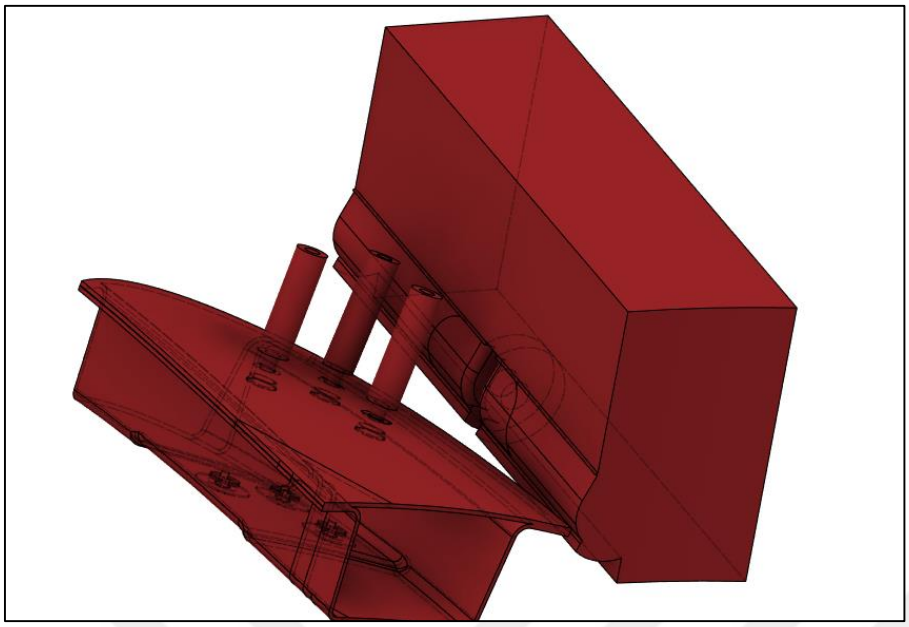
Pim yüzeyleri: Menteşenin kapıya bağlantısını sağlayan ve rotasyonel hareket eksenini oluşturan silindirik iç yüzeyler.

Montaj yüzeyleri: Temas ve bağlantı noktalarındaki kritik fonksiyonel yüzeyler.



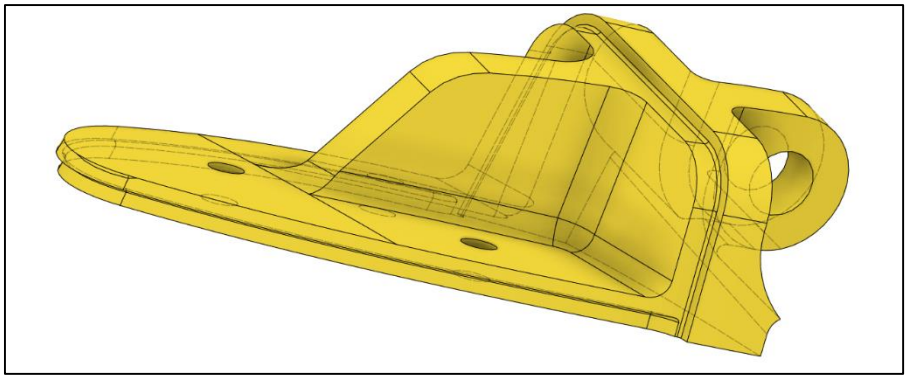
Resim 3.8. Korunan geometriler

Engel geometrisi, üretken tasarım algoritmasının malzeme eklenmemesi gereken boşluklarını veya bölgelerini tanımlamaktadır. Helikopter kapı menteşesi için engel geometriler Resim 3.9'da gösterilmiştir. Kapının açılma kapanma hareketi sırasında menteşenin geçtiği montaj zarfı ve helikopter gövdesiyle diğer bileşenlerle çakışma riski olan alanları içermektedir.



Resim 3.9. Engel geometriler

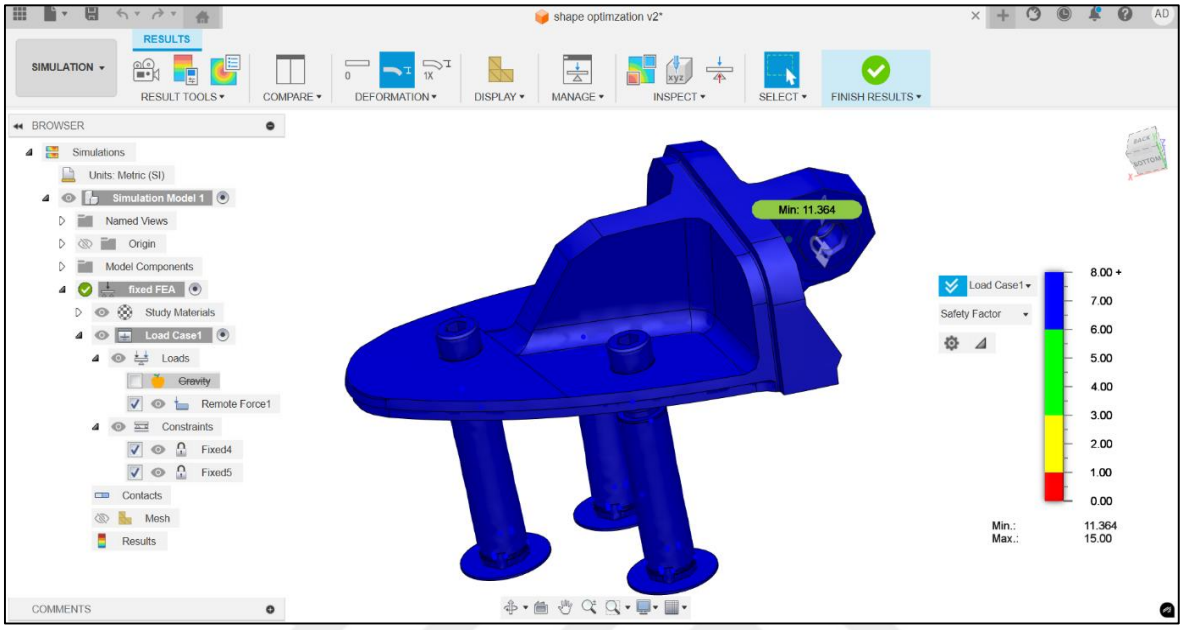
Başlangıç şekli, üretken tasarım algoritmasına optimizasyon için bir başlangıç noktası sağlayan geometridir. Algoritma bu başlangıç noktasını referans alarak üzerinden malzeme ekleyerek ya da çıkartarak yeni geometriler oluşturmaktadır. Tez kapsamında, Resim 3.10'daki orijinal menteşe geometrisi başlangıç şekli olarak tanımlanmış ve algoritma bu geometri üzerinden iteratif optimizasyon gerçekleştirmiştir.



Resim 3.10. Başlangıç geometrisi

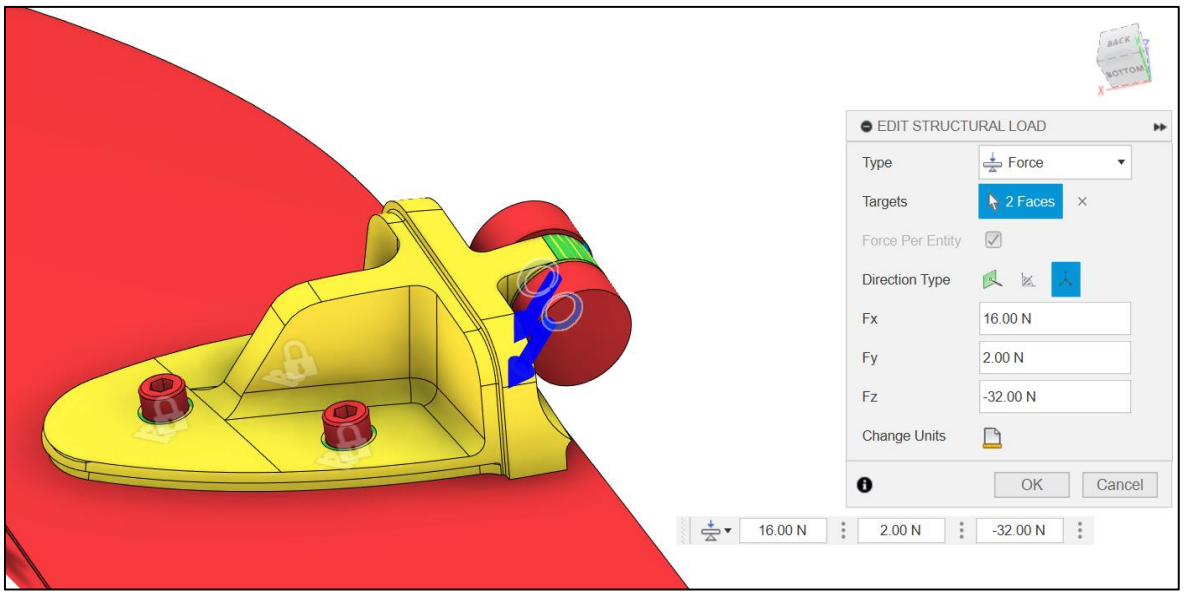
Helikopter kapısının menteşeye uyguladığı yüklerin doğru modellenmesi için uzak kuvvet yaklaşımı uygulanmıştır. Bu yaklaşımda 49 N'lik kapı ağırlığı, geometrik ağırlık merkezinden menteşeye uygulanmıştır. Fusion 360'ta Resim 3.11'de görülen statik analiz modülüyle bu uzak kuvvet, sistem dengesini sağlayacak şekilde menteşe üzerindeki reaksiyon kuvvetlerine dönüştürülmüştür. Statik denge koşulları sağlanarak pin yuvasına

etkiyen kuvvet bileşenleri hesaplanmıştır. Statik analiz sonucunda elde edilen reaksiyon kuvvetleri, üretken tasarım modülüne girdi olarak tanımlanmıştır.

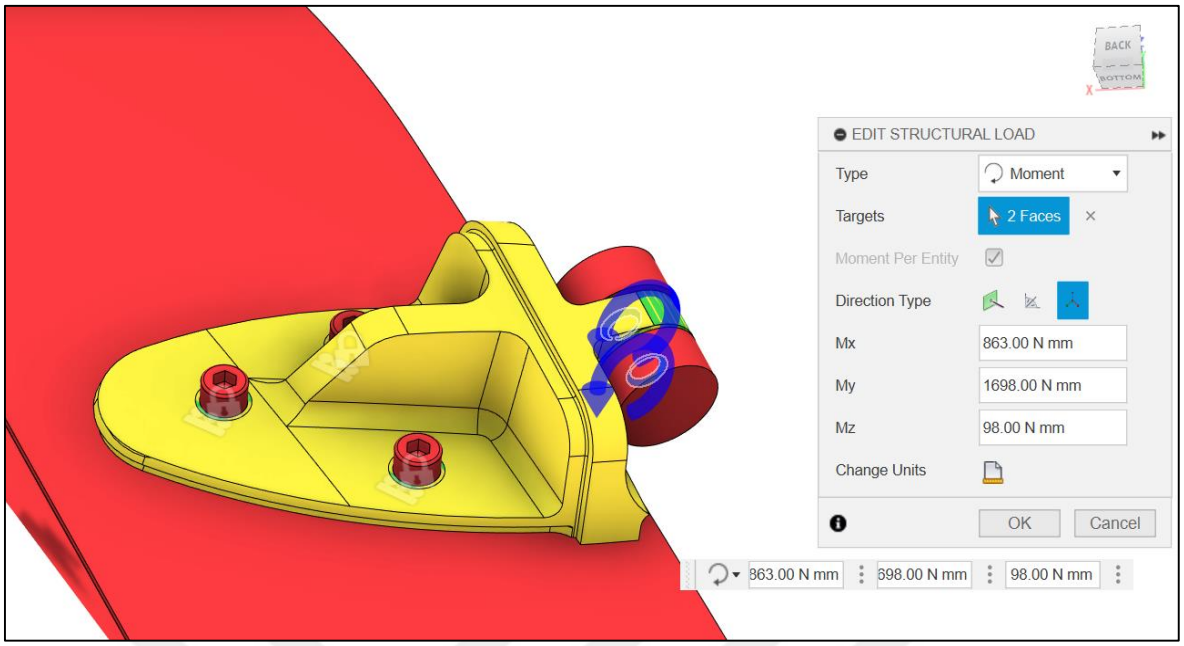


Resim 3.11. Statik analiz paneli

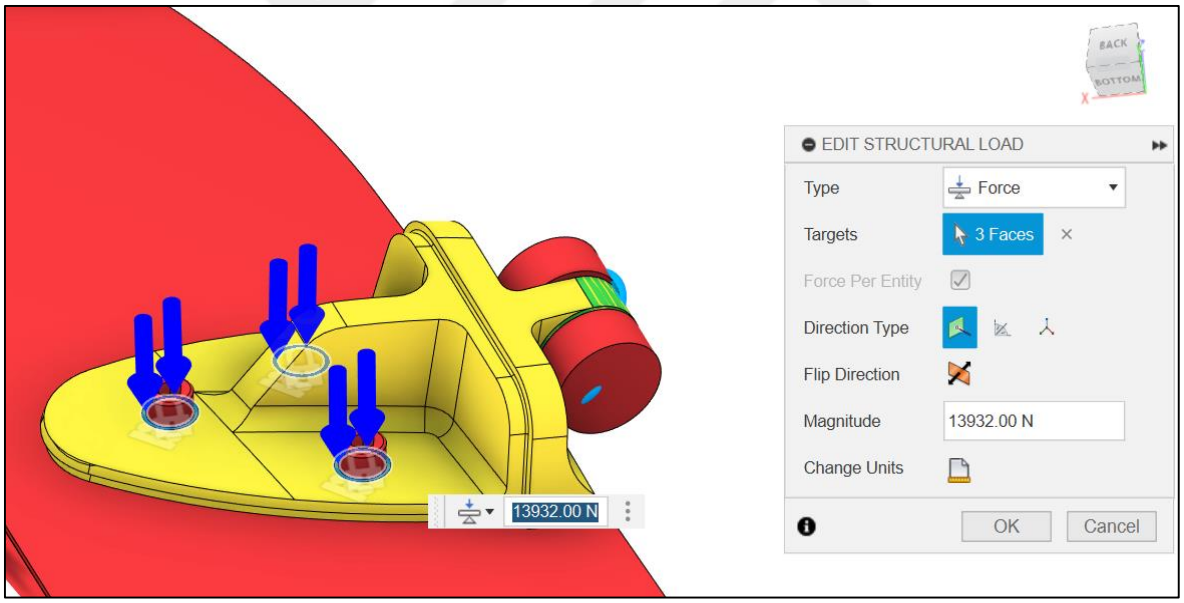
Üretken tasarım modülüne aktarılan yük koşulları Resim 3.12, Resim 3.13 ve Resim 3.14'te görüldüğü üzere tanımlanmıştır.



Resim 3.12. Pin yuvasına uygulanan yük bileşenleri

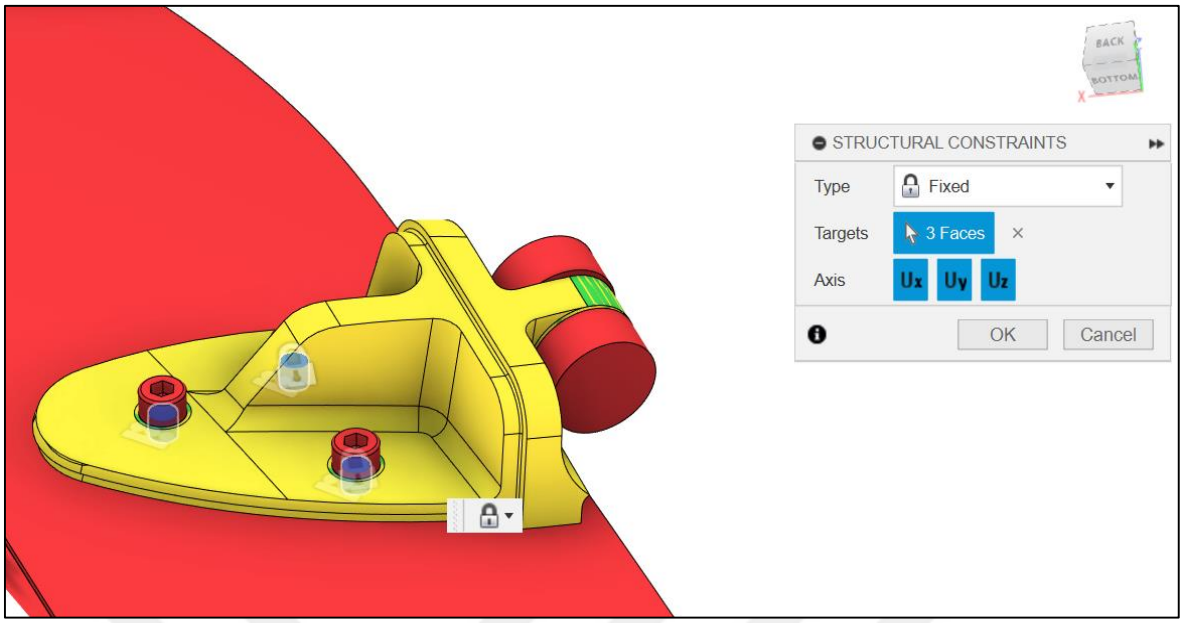


Resim 3.13. Pin yuvasına uygulanan moment büyüklüğü



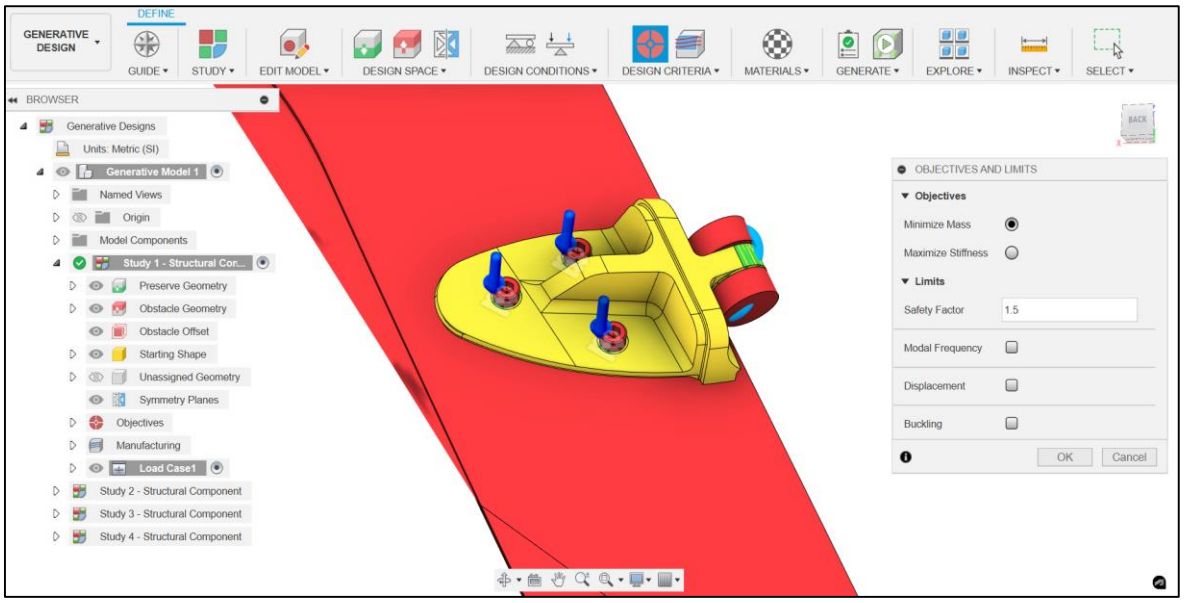
Resim 3.14. Civatalara ön yük tanımlaması

Menteşenin helikopter gövdesine sabitlendiği cıvata deliklerinin iç yüzeyleri, tüm serbestlik dereceleri kısıtlanacak şekilde Resim 3.15'te görüldüğü üzere ankastre mesnet (*fixed support*) olarak tanımlanmıştır.



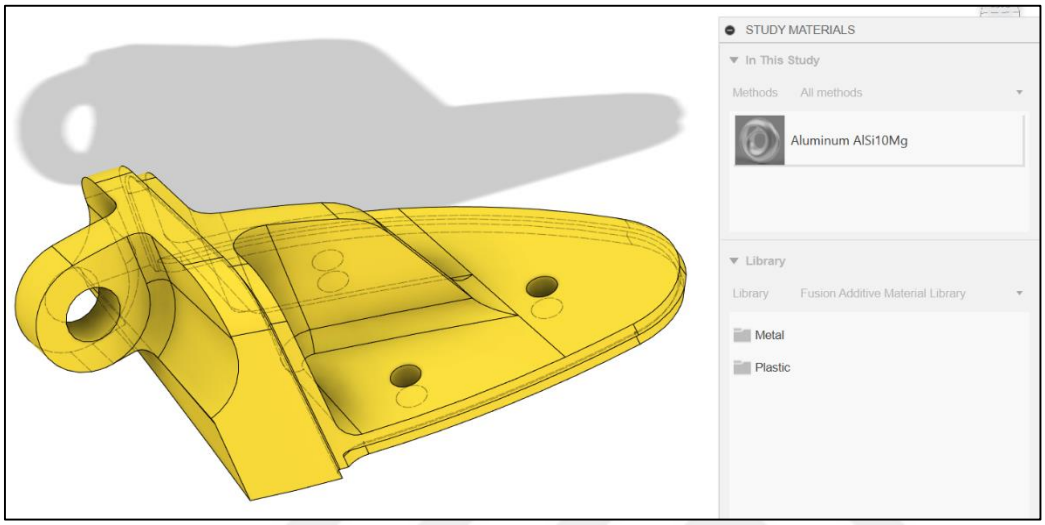
Resim 3.15. Ankastre mesnet tanımlaması

Üretken tasarım için yapısal bütünlükten ödün vermeden, Resim 3.16'da belirtildiği gibi, helikopter kapı menteşesinin kütlesini azaltmak hedef olarak belirlenmiştir. Güvenlik faktörü minimum 1.5 (EASA CS-29 ve FAA Part 29 düzenlemelerine uygun olarak helikopter kapı menteşeleri gibi yapısal parçalar için tipik minimum güvenlik faktörü) olarak belirlenmiştir.



Resim 3.16. Hedef ve limit tanımlamaları

Malzeme özellikleri Resim 3.17'deki gibi tanımlanmıştır. Orijinal menteşe Al7075 alaşımından üretilmiştir, ancak eklemeli imalat ile üretim hedeflendiği için SLE prosesinde yaygın kullanılan AlSi10Mg malzemesi seçilmiştir. Fusion 360'daki malzeme özellikleri Resim 3.18'de aktarılmıştır.

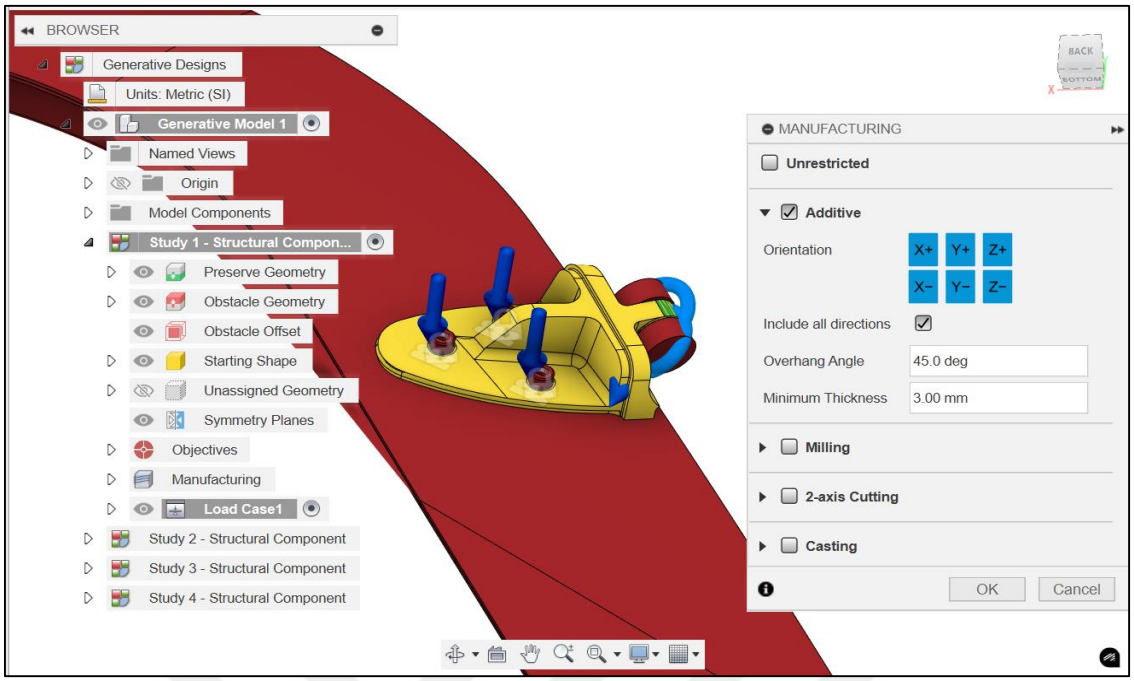


Resim 3.17. Malzeme tanımlaması

Yoğunluk	2.670E-06 kg / mm^3
Elastisite Modülü	71000.00 MPa
Poisson Oranı	0.33
Akma Mukavemeti	240.00 MPa
Çekme Mukavemeti	460.00 MPa
Isıl İletkenlik	0.165 W / (mm K)
Isıl Genleşme Katsayısı	2.100E-05 / K
Özgül Isı	880.00 J / (kg K)

Resim 3.18. Fusion 360'daki AlSi10Mg malzeme özellikleri

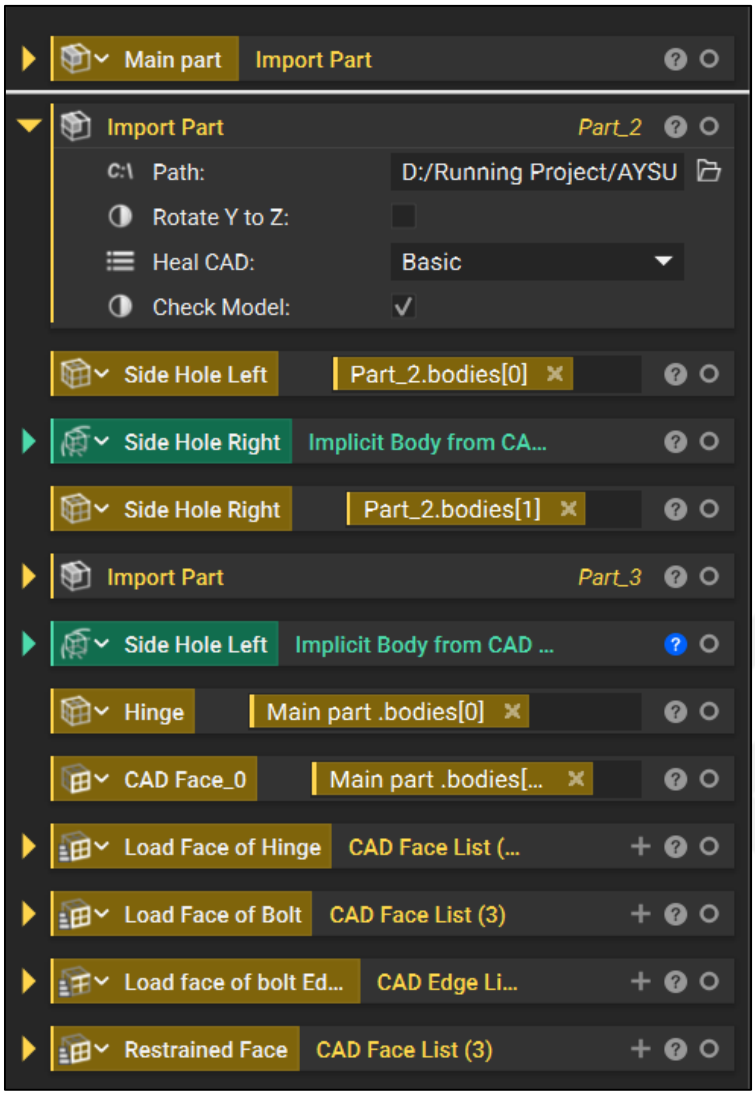
Üretim yöntemi olarak eklemeli imalat seçilmiş ve Resim 3.19'daki kısıtlar uygulanmıştır. Destek yapısı ihtiyacını minimize etmek için 45° maksimum sarkma açısı, 3 mm minimum duvar kalınlığı belirlenmiştir.



Resim 3.19. İmalat kısıtlamaları

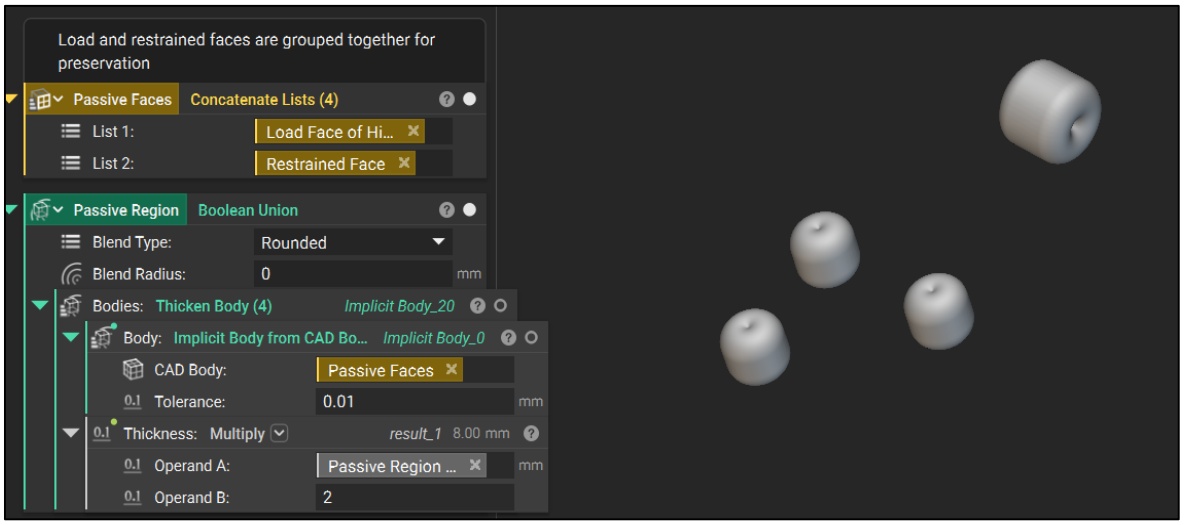
3.3. Yöntem 2: nTop SIMP Topoloji Optimizasyonu

Bu çalışmada helikopter kapı menteşesinin topoloji optimizasyonu nTop v5.14.3 yazılımı ile yapılmış; STEP dosyası nTop'a aktarılmıştır. Resim 3.20'deki gibi modeldeki olası yüzey/kabuk tutarsızlıkları *Check Model* komutu ile kontrol edilmiştir.



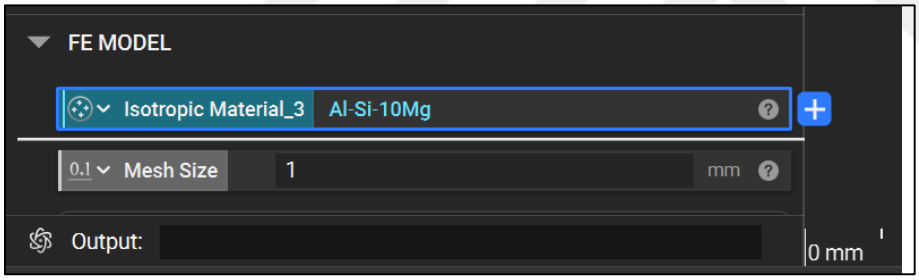
Resim 3.20. nTop'ta model kurulum aşaması

Menteşeye yük uygulanan yüzeyler, cıvata yük yüzeyleri, cıvata kenar yükleri ve menteşenin helikopter gövdesine monte edildiği yüzeyler tanımlanmıştır. Helikopter kapısının ağırlığından ve yüklerden dolayı menteşeye uygulanacak yüzey tanımlanmıştır. Topoloji optimizasyonu sırasında korunması gereken bölgeler, pasif bölgeler olarak tanımlanmıştır. Pasif bölgelerin yüzey değil hacimsel bir bölge oluşturması istendiği için Resim 3.21'deki gibi yapılmakta; böylece optimizasyon algoritması CAD yüzeylerini kalınlaştırarak bu bölgelerin etrafındaki malzemeleri korumaktadır.



Resim 3.21. Helikopter kapı menteşesi için pasif bölgelerin oluşturulması

Sonlu elemanlar modeli için kullanılacak malzeme ve ağ yapısı ayarları Resim 3.22'de tanımlanmıştır.



Resim 3.22. Sonlu elemanlar modeli için malzeme seçimi ve ağ yapısı ayarları

Al-Si-10Mg malzemesi tanımlanmıştır. Özellikleri Çizelge 3.3'te verilmiştir.

Çizelge 3.3. nTop'taki AlSi10Mg malzeme özellikleri

Yoğunluk	2 680 kg/m^3
Poisson Oranı	0,33
Young Modülü	70 GPa

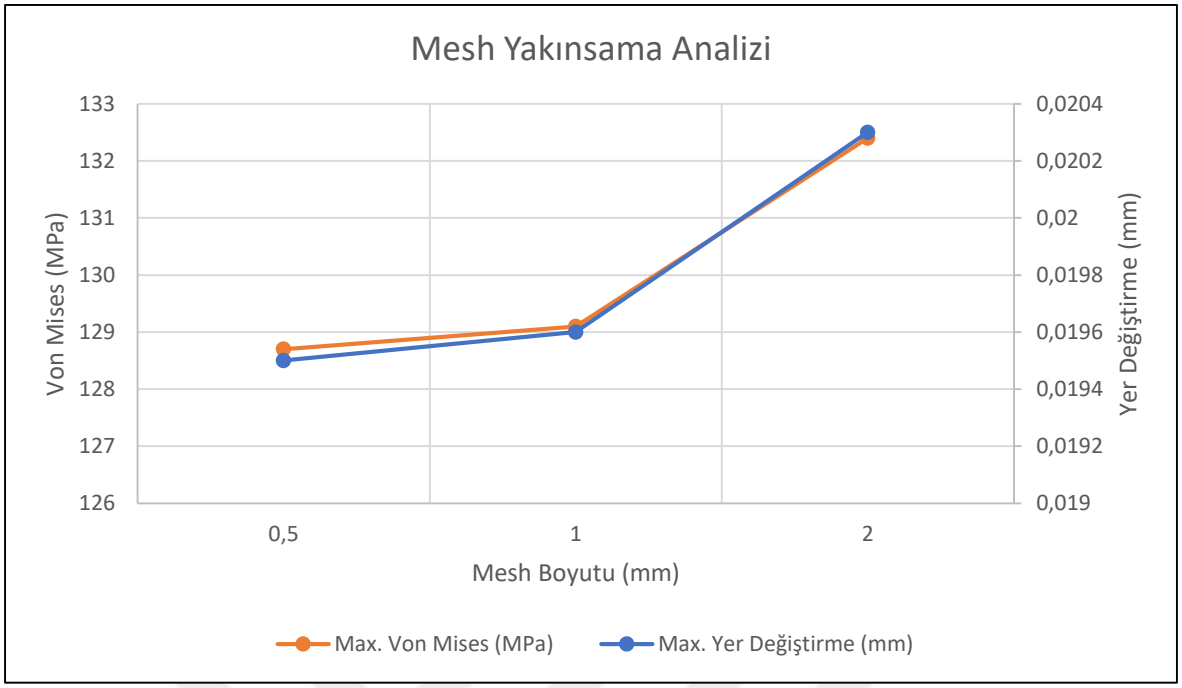
Sonlu elemanlar analizinde ağ yapısı boyutunun analiz sonuçlarına etkisini değerlendirmek ve ağ yapısı bağımsız bir çözüm elde etmek için yakınsama çalışması gerçekleştirilmiştir. Helikopter kapı menteşesinin orijinal geometrisi üzerinde 0,5 mm, 1 mm ve 2 mm olmak üzere üç farklı ağ yapısı boyutu ile ön analizler yapılmıştır. Her ağ yapısı boyutu için maksimum Von Mises gerilmesi ve maksimum yer değiştirme değerleri karşılaştırılarak ağ

yapısı yoğunluğunun çözüm hassasiyetine etkisi değerlendirilmiştir. Ağ yapısı yakınsama analizi topoloji optimizasyonu öncesinde geometri üzerinde statik yapısal analiz gerçekleştirilmiştir.

Çizelge 3.4. Ağ yapısı yakınsama analizi sonuçları

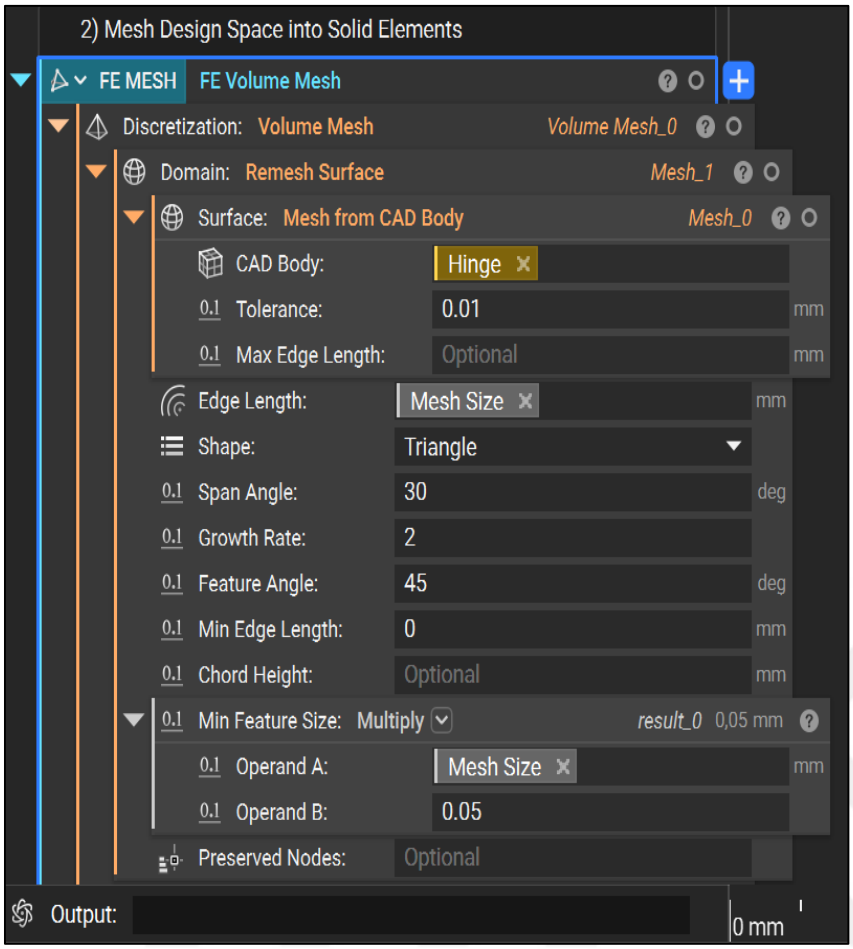
Ağ Yapısı Boyutu (mm)	Element Sayısı	Maksimum En-Boy Oranı	Ortalama Çarpıklık	Maksimum Von Mises (MPa)	Önceki Ağ Yapısına Göre Fark (%)	Maksimum Yer Değiştirme (mm)	Önceki Ağ Yapısına Göre Fark (%)	Hesaplama Süresi (dakika)
2	42,187	2,8	0,18	132,4	-	0,0203	-	3,2
1	156,943	2,4	0,15	129,1	2,49	0,0196	3,45	8,7
0.5	618,325	2,1	0,12	128,7	0,31	0,0195	0,51	41,3

Yakınsama analizinin sonuçları, 1 mm ağ yapısı boyutunun 0,5 mm ağ yapısı boyutu ile karşılaştırıldığında maksimum Von Mises gerilmesinde %0,31, maksimum yer değiştirmede ise %0,51'lik fark gösterdiğini ortaya koymaktadır. Bu farklar, kabul edilebilir tolerans sınırları içinde (%1'in altında) kalmakta olup çözümün ağ yapısı bağımsızlığına ulaştığını göstermektedir. 2 mm ağ yapısı boyutu, daha kaba bir çözüm sunarak 1 mm ağ yapısı boyutuna göre maksimum Von Mises gerilmesinde %2,49, yer değiştirmede ise %3,45 fark göstermiştir. Bu farklar yapısal analizler için önerilen %5 tolerans sınırı içinde olmasına rağmen, kritik havacılık uygulamalarında yeterli hassasiyeti sağlamamaktadır. 0,5 mm ağ yapısı boyutu en yüksek hassasiyeti sunmasına karşın hesaplama süresini 41,3 dakikaya çıkarmış ve element sayısını 4 kat artırmıştır. 1 mm ağ yapısı boyutu ile 8,7 dakikalık hesaplama süresi ile %0,31-0,51 hassasiyet kaybı karşılığında %79 daha hızlı çözüm elde edilmiştir. Ağ yapısı yakınsama analizi Şekil 3.2'de verilmiştir.



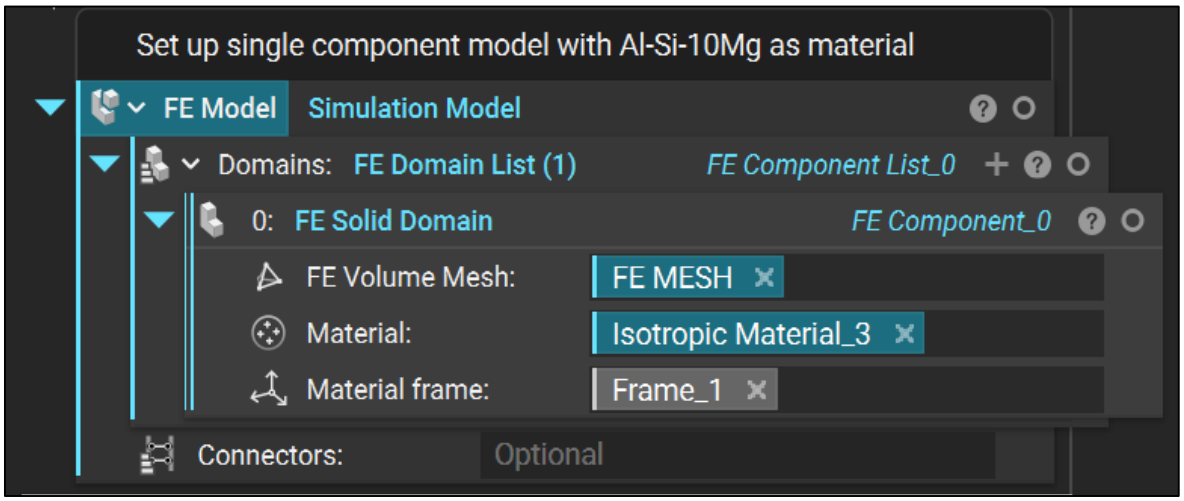
Şekil 3.2. Ağ yapısı boyutuna göre maksimum Von Mises gerilmesi ve maksimum yer değiştirme değerlerinin yakınsama grafiği

Ağ yapısı boyutu 1 mm olarak tanımlanmıştır. Alternatif ağ yapısı boyutları ile (0.5, 1 ve 2 mm) ile ön test yapılmış ve 1 mm yeterli hassasiyet ve makul hesaplama süresi sunmuştur. Bu seçim, hesaplama maliyeti ve çözüm hassasiyeti dengesini sağlamak için yapılmıştır. Menteşenin CAD geometrisini üç boyutlu tetrahedral sonlu elemanlara bölmek üzere Resim 3.23'teki blok tanımlanmıştır. Önce yüzey ağ yapısı oluşturulan geometri, bu blok ile hacimsel elemanlara dönüştürülmekte ve her bir tetrahedron optimize edilebilir birim haline gelmektedir. Optimizasyon algoritması, bu katı elemanların her birine malzeme yoğunluğu atmakta ve iterasyon sürecinde hangi elemanların korunacağına, hangilerinin kaldırılacağına karar vermektedir. Ağ yapısı boyutu 1 mm olarak tanımlandığı için menteşenin tüm hacmi yaklaşık 1 mm kenar uzunluğundaki tetrahedral elemanlarla doldurulmaktadır. Bu adımla geometri artık matematik tabanlı sürekli yapıdan, her birinin ayrı ayrı analiz edilebileceği ayrık sonlu elemanlar sistemine dönüşmektedir.



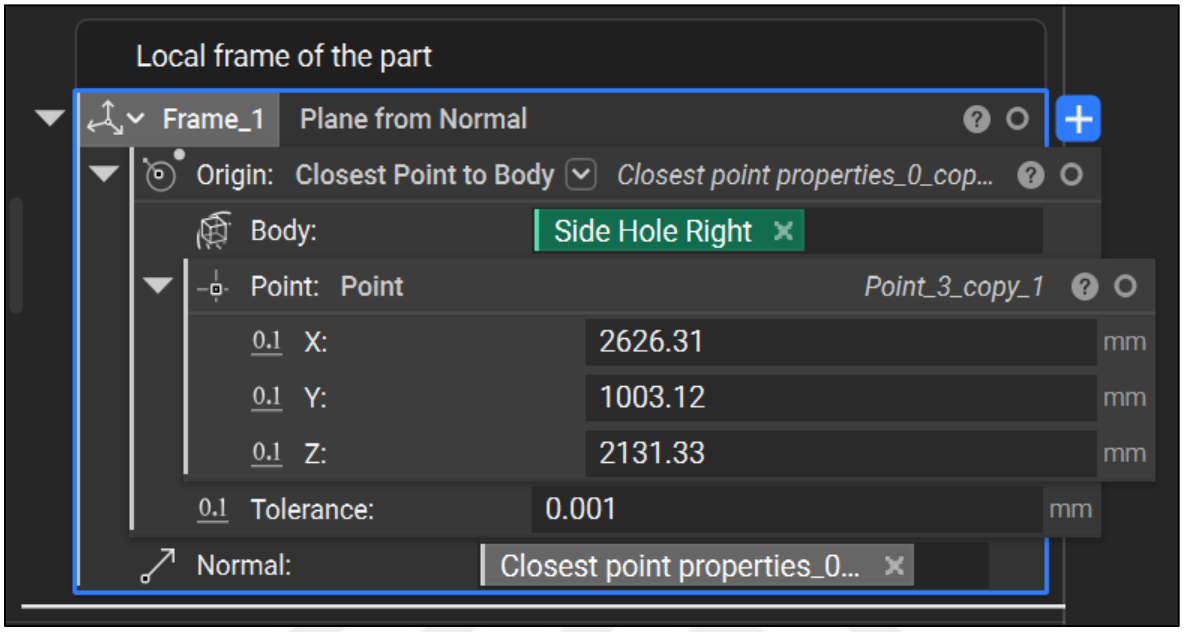
Resim 3.23. Sonlu elemanlar analizi için hacim ağ yapısı oluşturulması

Ağ yapısına Resim 3.24'te gösterildiği gibi malzeme özellikleri atanmakta ve simülasyona hazırlanmaktadır.



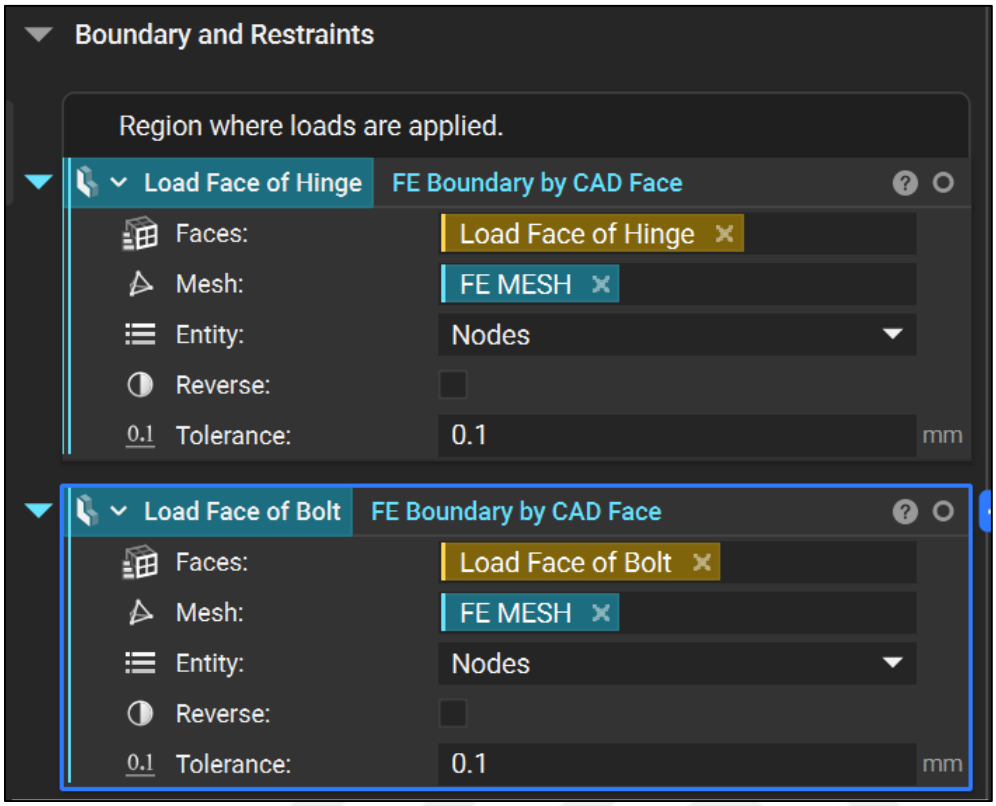
Resim 3.24. Ağ yapısı hassasiyeti için ağ yapısı parametrelerinin tanımlanması

Menteşenin montaj yüzeyleri global koordinat sisteminin hiçbir düzlemine paralel ya da dik olmadığından Resim 3.25'te belirtilen lokal koordinat sistemi tanımlanmıştır.

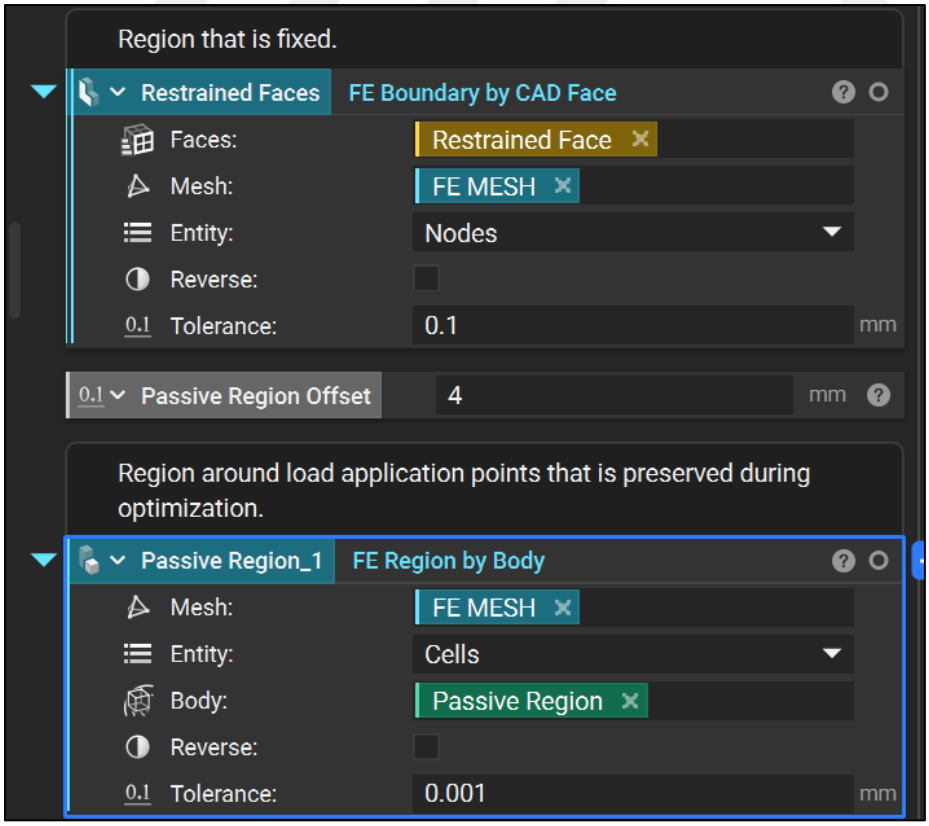


Resim 3.25. Menteşe geometrisine ait yerel koordinat sisteminin oluşturulması

Resim 3.26'da görüldüğü üzere sınır ve yük koşulları yüzeyleri tanımlaması yapılmıştır. Menteşenin helikopter gövdesine monte edildiği ve hareket etmesine izin verilmeyen yüzeyler Resim 3.27'de olduğu gibi kısıtlanmış yüzeyler olarak tanımlanmaktadır. Sabitlenmiş yüzeylerden 4 mm içeri genişletilmiş bölge oluşturulmuştur; böylece sadece yüzeyde değil, yüzeyin etrafında hacimde de malzeme korunmaktadır.



Resim 3.26. Menteşe ve civata yükleme yüzeyleri seçimi



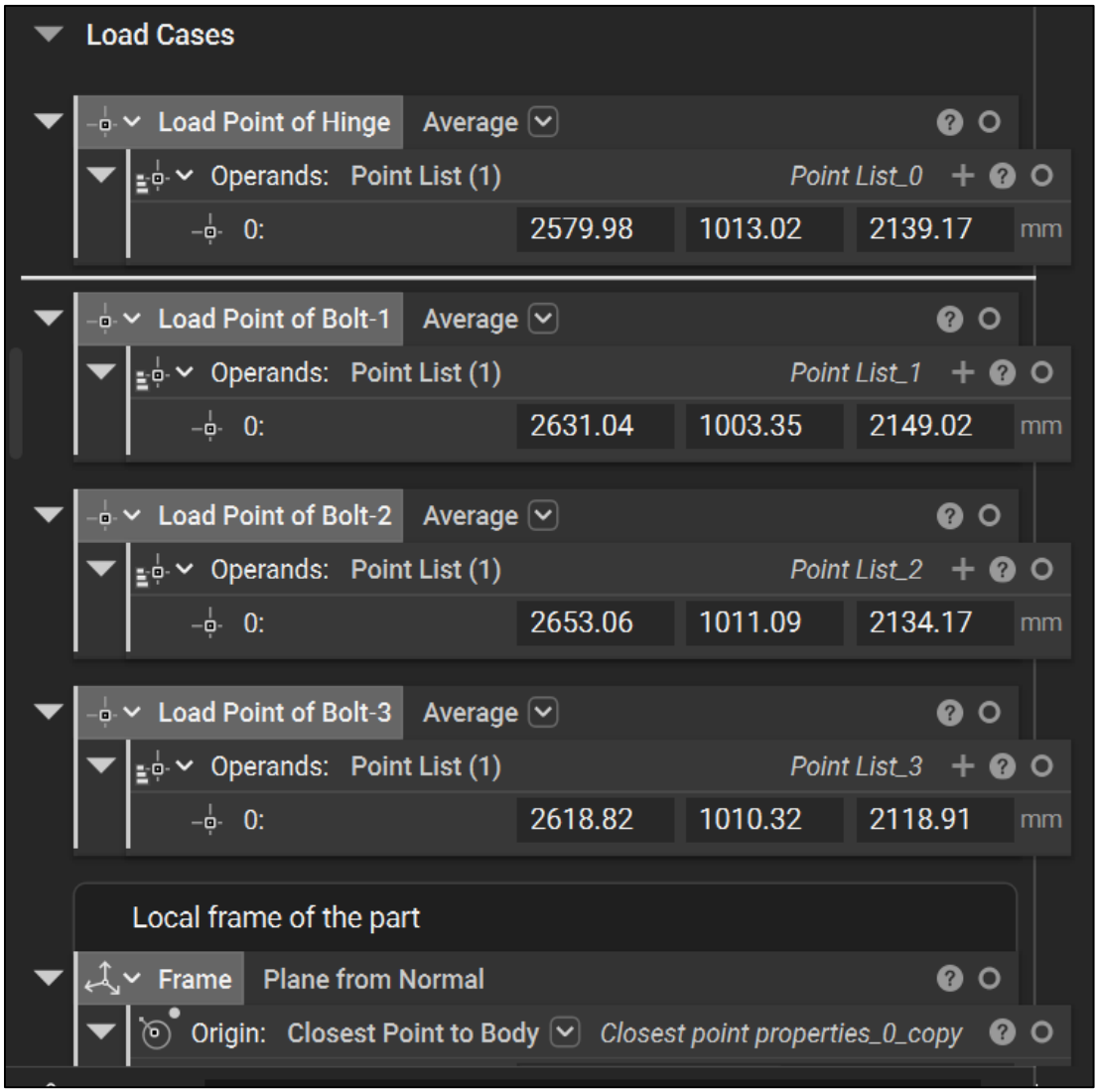
Resim 3.27. Sonlu elemanlar modeli için sabit mesnet ve pasif bölge tanımlamaları

Menteşenin helikopter gövdesine cıvatalandığı bölgelerde Resim 3.28'de görüldüğü üzere herhangi bir hareket ve dönme olmadığı için serbestlik dereceleri 0 olarak tanımlanmıştır.

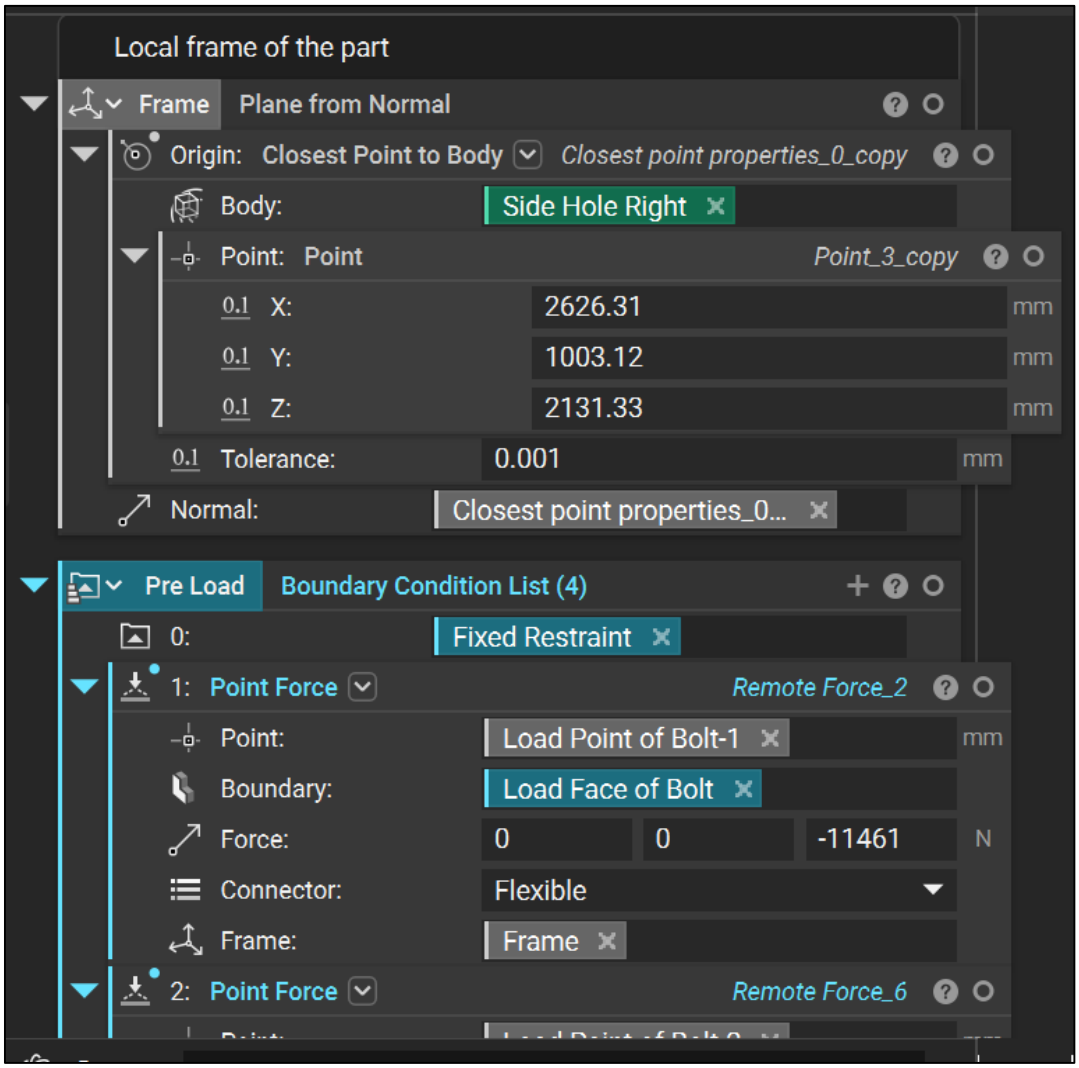


Resim 3.28. Sabit sınır koşulu tanımı

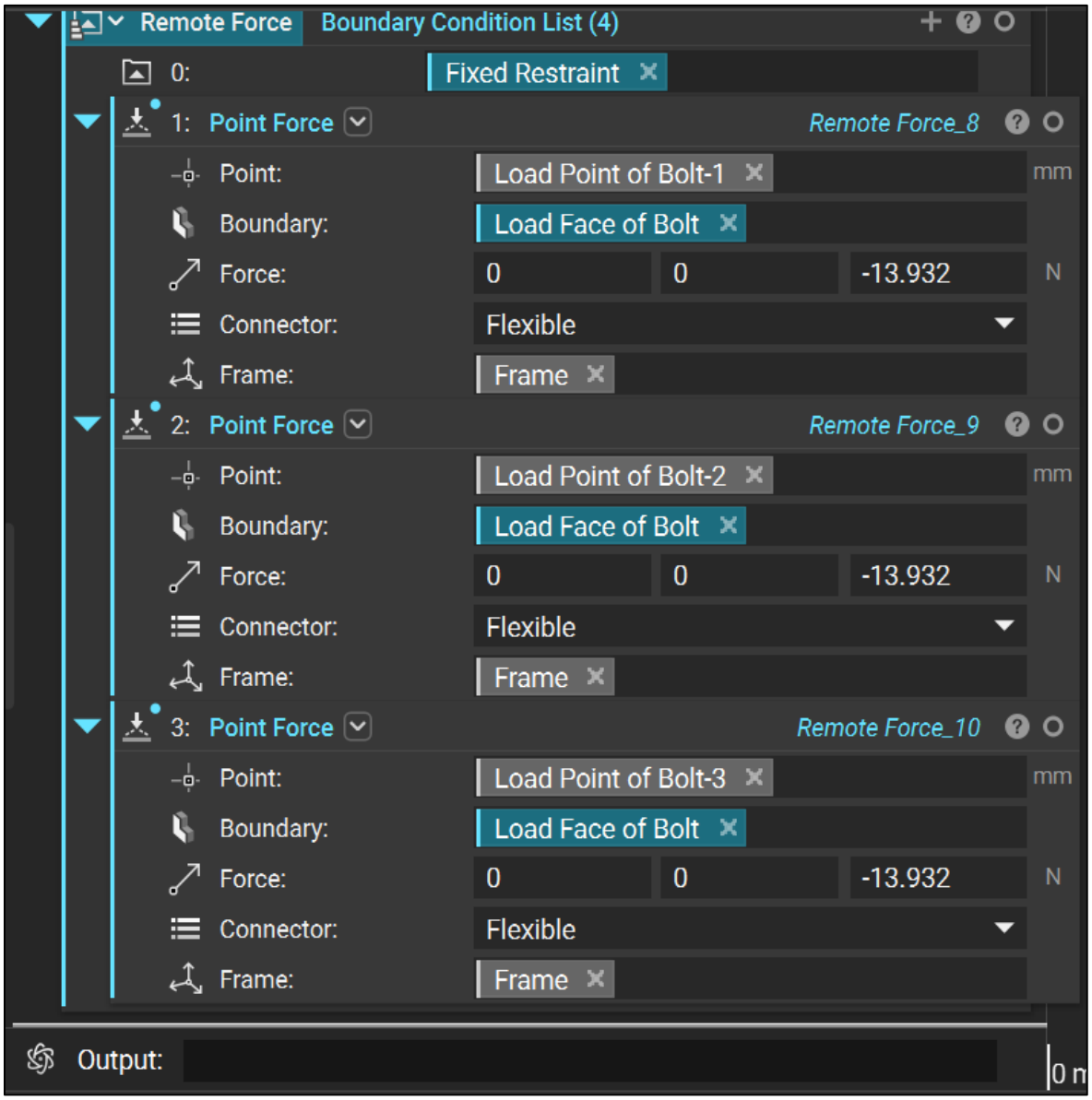
Yüklerin uygulanacağı koordinatlar belirlenmiş ve bu kapsamda menteşe yük noktası ile cıvata bağlantı noktaları için uzaysal konumlar Resim 3.29'da görüldüğü şekilde sisteme girilmiştir. Bağlantı güvenirliğini modellemek amacıyla cıvatalara Resim 3.30'da görüldüğü gibi ön yükleme uygulanmıştır. Uzak kuvvet tanımlaması da Resim 3.31'de görüldüğü üzere dahil edilmiştir. Menteşenin eğimi nedeniyle yükleme çerçevesi Resim 3.32'de ifade edildiği üzere 45° döndürülmüş ve menteşenin yerel eksenlerinde tanımlanması sağlanmıştır. Son olarak, menteşeye etkiyen moment yükleri Resim 3.33'deki gibi tanımlanmıştır.



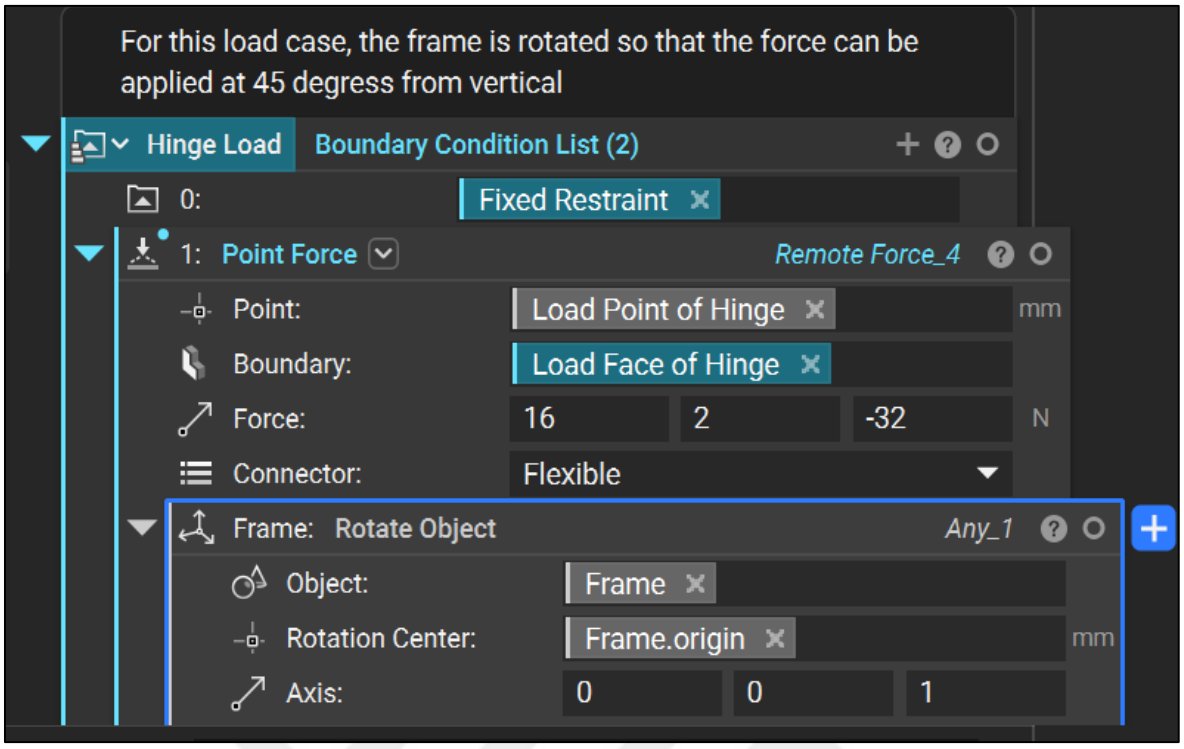
Resim 3.29. Yükleme senaryoları için yük uygulama noktalarının belirlenmesi



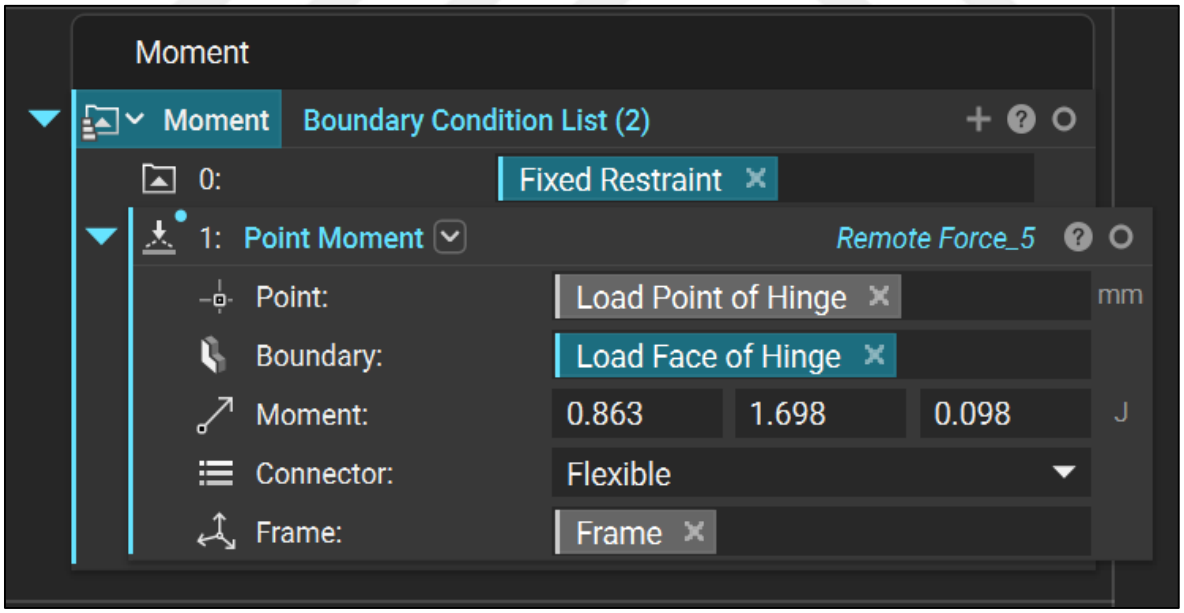
Resim 3.30. Civata ön yüklemesinin tanımlanması



Resim 3.31. Uzak kuvvet yükleme durumu



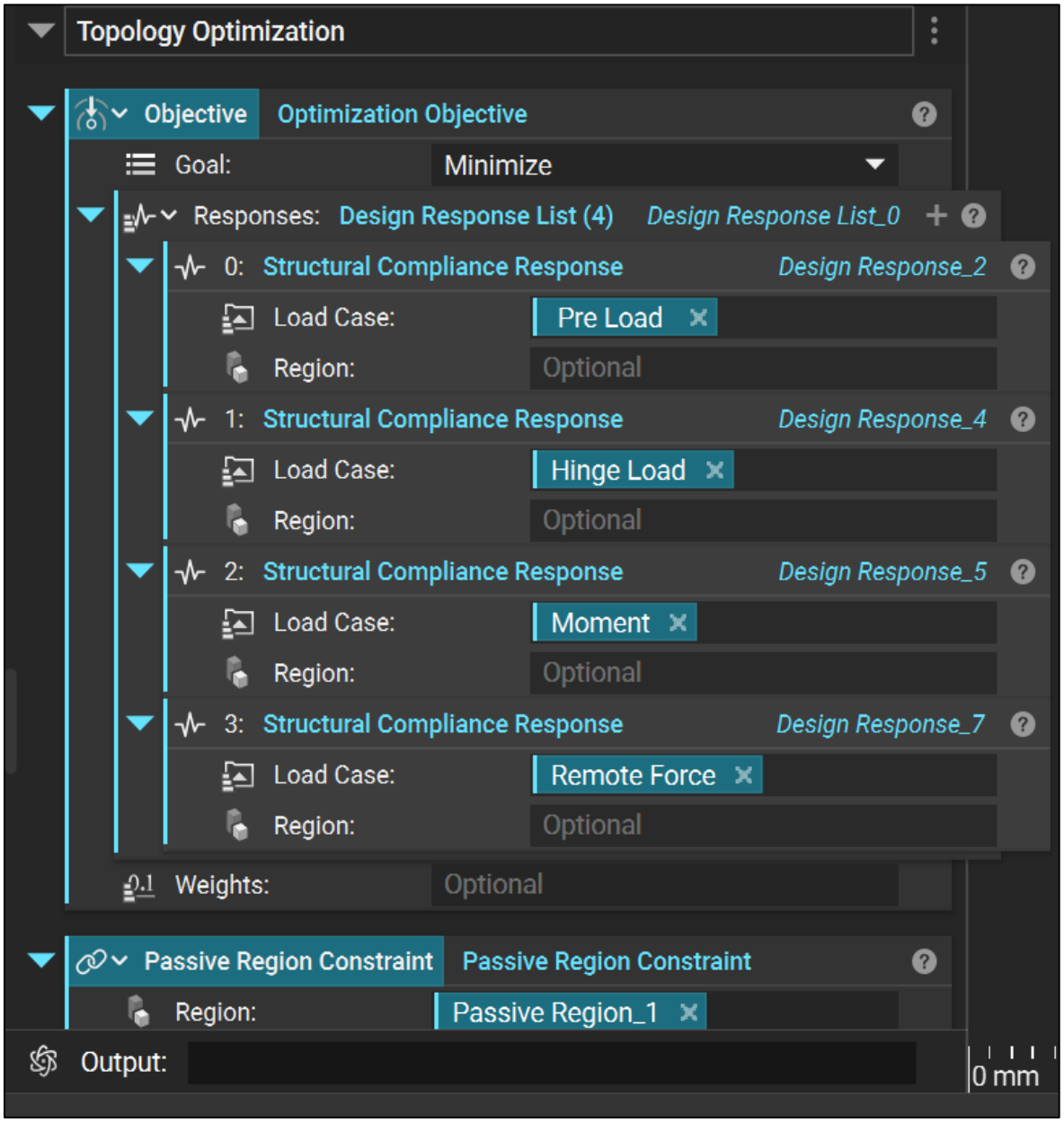
Resim 3.32. 45°lik açılı yük uygulaması için koordinat sisteminin döndürülmesi ve menteşe yükü tanımı



Resim 3.33. Menteşe için noktasal moment yükleme durumu

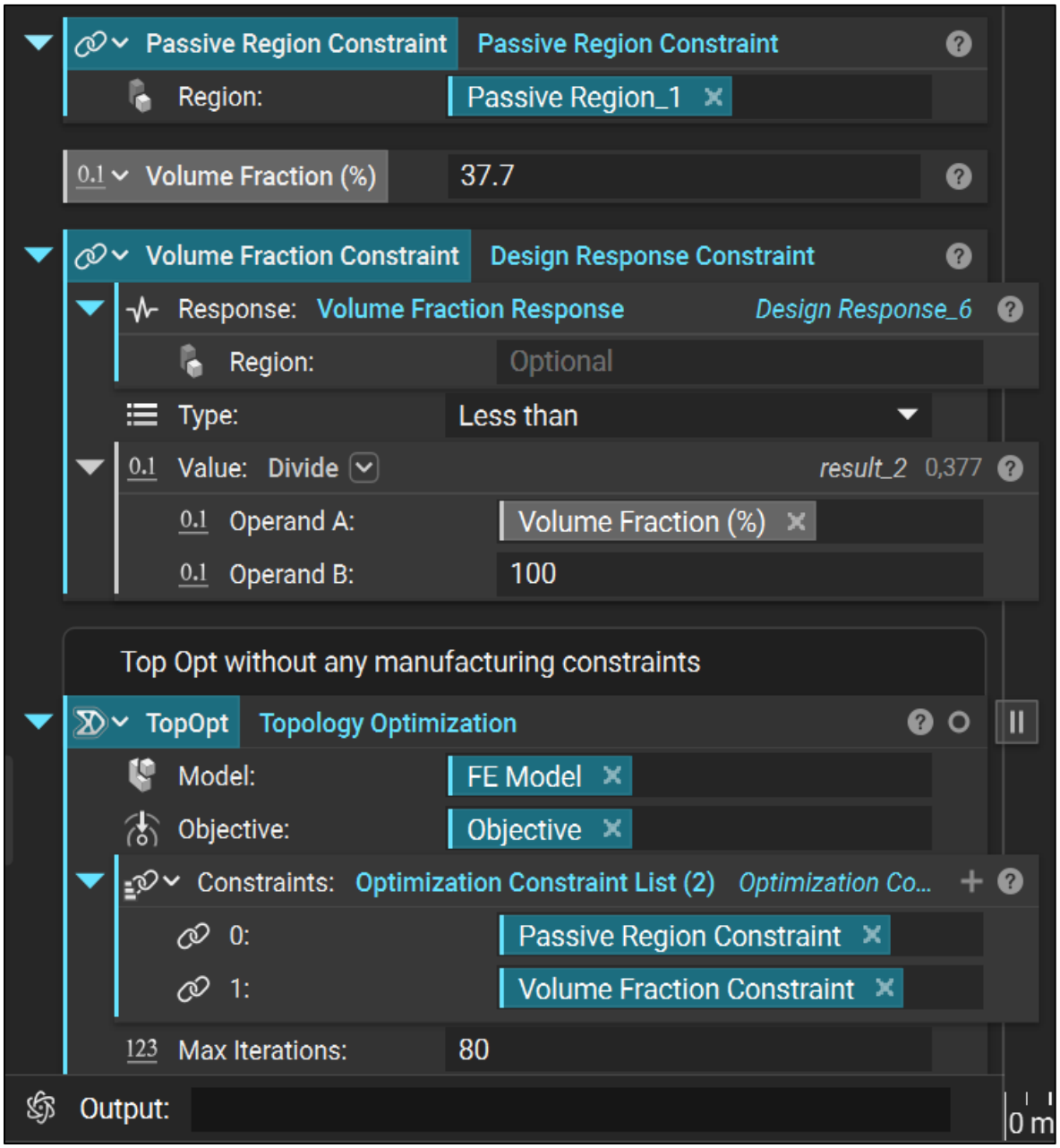
Resim 3.34'te görüldüğü üzere helikopter kapı menteşesi, gerçek operasyonel koşulları yansıtan dört farklı kritik yükleme senaryosu altında eş zamanlı olarak optimize edilmiştir. Algoritma, bu dört yükleme durumu için hesaplanan esneklik değerlerinin toplamını

minimize ederek yük kombinasyonlarına aynı anda mukavemet gösterecek en ideal malzeme dağılımını bulacaktır.



Resim 3.34. Optimizasyon hedefi olarak tüm yük durumlarında rijitliğin artırılması

Menteşenin fonksiyonel gereksinimlerinin korunması amacı ile Resim 3.35'te belirtildiği üzere pasif bölge kısıtı tanımlanmıştır. Ağırlık azaltma hedefi doğrultusunda, optimizasyon sonucunda elde edilecek tasarımın hacim oranı %37,7 olarak sınırlandırılmış; hacim oranı kısıtı tanımlanmıştır. Böylece orjinal tasarıma göre %62,3 ağırlık azaltımı hedeflenmiştir. Optimizasyon algoritması, 32. iterasyonda yakınsama kriterlerine ulaşmıştır.



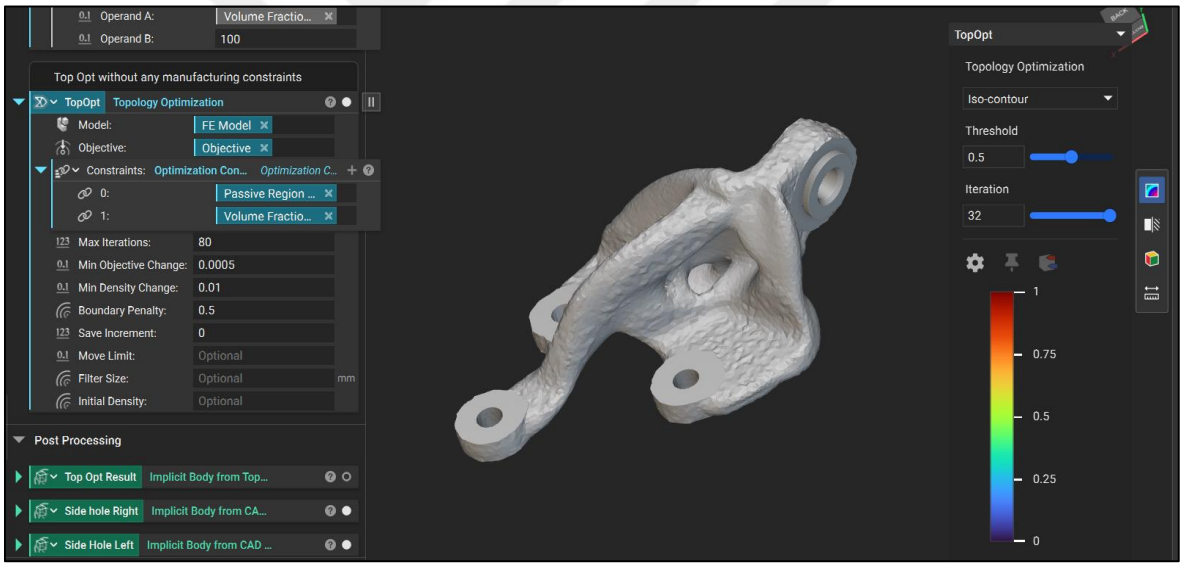
Resim 3.35. Topoloji optimizasyonu kısıtlamaları

Optimizasyonun girdi parametreleri daha önce oluşturulan sonlu elemanlar modeli (AlSi10Mg malzeme özellikleri, 1 mm ortalama ağ yapısı boyutu, yük ve sınır koşullarını içermektedir) ve amaç fonksiyonudur (yapısal '*compliance*'ın minimize edilmesi). İki temel kısıt uygulanmıştır:

1. Pasif bölge kısıtı: Menteşenin fonksiyonel açıdan kritik olan bölgeleri optimizasyon sürecinde korunmuştur.

2. Hacim oranı kısıtı: Final geometrinin hacim oranı, başlangıç tasarım alanının %37,7'si ile sınırlandırılmıştır.

Optimizasyon algoritması iki kritik yakınsama koşulundan biri sağlandığında sonlandırılmaktadır. İlk kriter, ardışık iterasyonlar arasındaki compliance değişiminin 0.0005'ten küçük olmasıdır. İkinci kriter ise element yoğunluklarındaki maksimum değişimin 0.01'den küçük olmasıdır. Bu yakınsama değerleriyle optimizasyon, gereksiz hesaplama süresinin önüne geçerek yeterli hassasiyete ulaşacaktır. Bu değerler, nTop'nin önerdiği standart yakınsama toleranslarıdır. Tasarım alanı sınırlarında malzeme yerleşimi, 0,5 sınır cezası katsayısıyla kontrol edilmiştir. nTop, SIMP ceza faktörünü standart olarak 3 almaktadır. Topoloji optimizasyonu yapılmış helikopter kapı menteşesi Resim 3.36'da yer almaktadır.

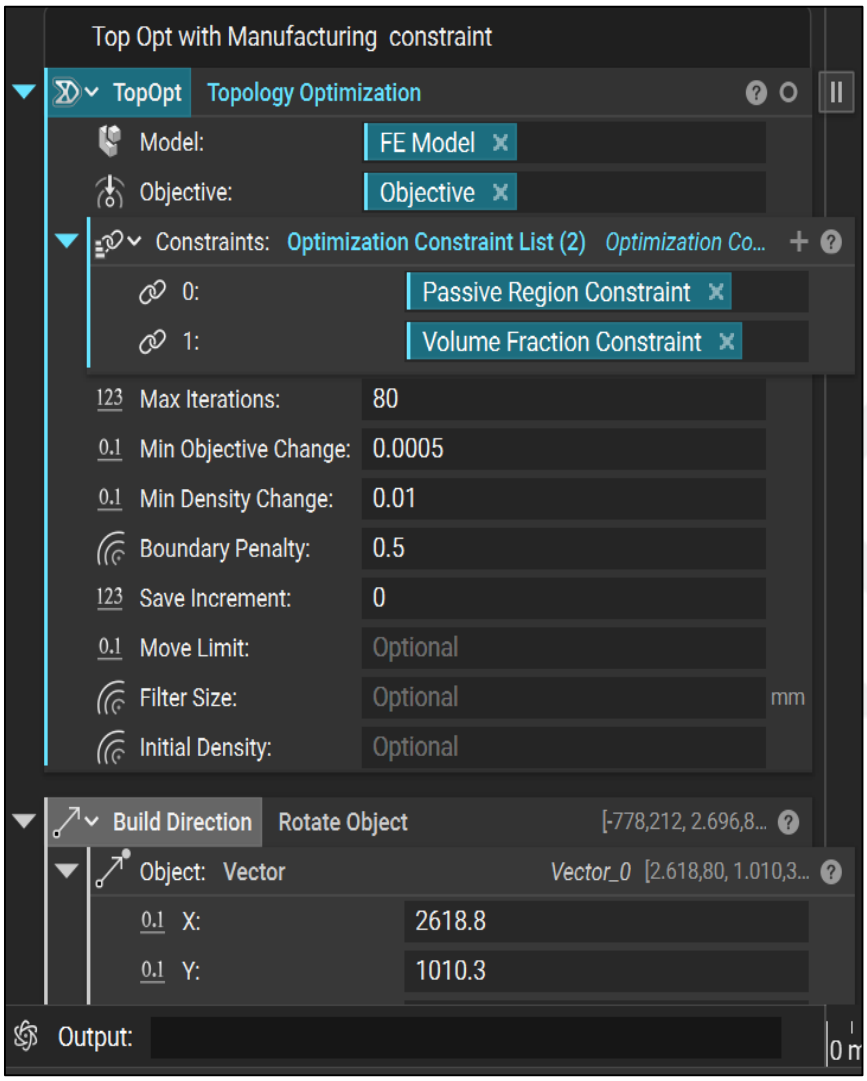


Resim 3.36. Optimize edilmiş helikopter kapı menteşesinin nihai geometrisi

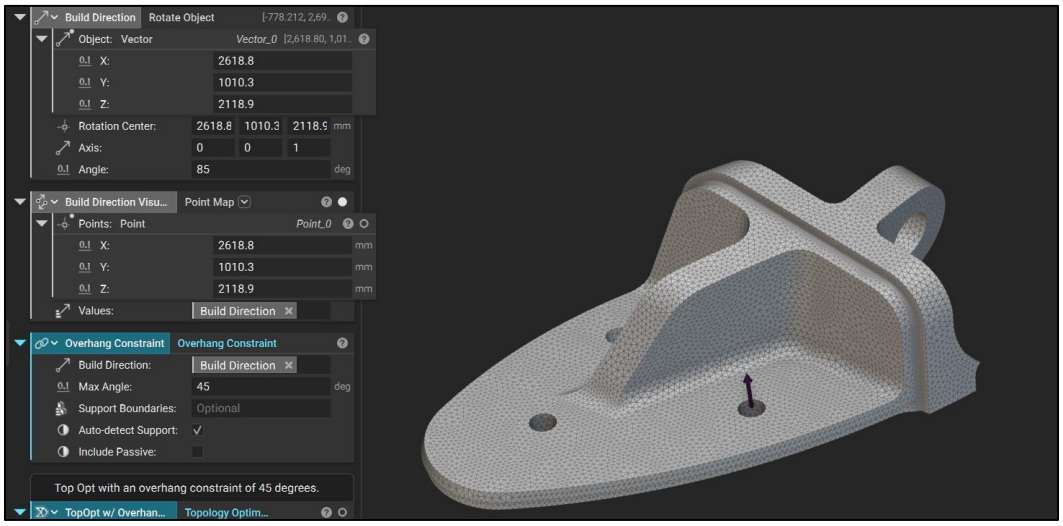
Optimizasyonda eklemeli imalat ile üretilebilirliği doğrulamak için geometrik kısıtlamalar tanımlanmıştır. Bu kapsamda hacim azaltma hedefine ek olarak üretim yönü ve sarkma açıları dahil edilmiştir. Resim 3.37 ve Resim 3.38'de gösterilen kurulum arayüzünde kısıtlamalar belirlenmiştir.

Resim 3.39'da görüldüğü üzere üretim yönü vektörü tanımlanmıştır. Bu doğrultuda, destek yapısı gerekmeden basılabilecek maksimum sarkma açısı 45° olarak sınırlandırılmıştır. Algoritma, bu kısıtlamayı dikkate alarak malzeme dağılımını optimize etmiş ve 45°'den daha

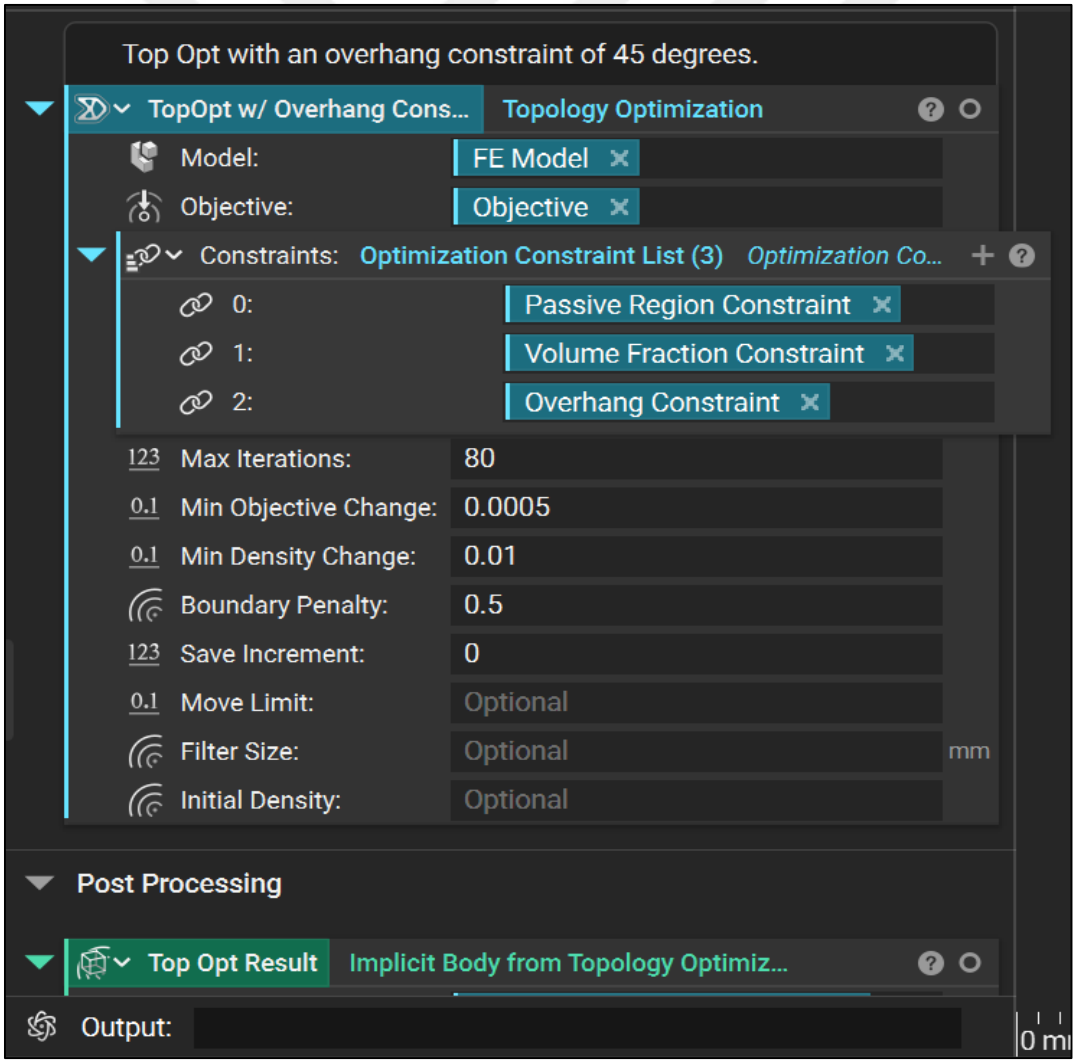
yatay çıkıntıların oluşmasını engelleyerek kendi kendini taşıyabilen bir geometri oluşturmuştur. Optimizasyon sonucunda elde edilen nihai geometri Resim 3.40'ta sunulmuştur. Optimizasyon algoritması, 65. iterasyonda yakınsama kriterlerine ulaşmıştır.



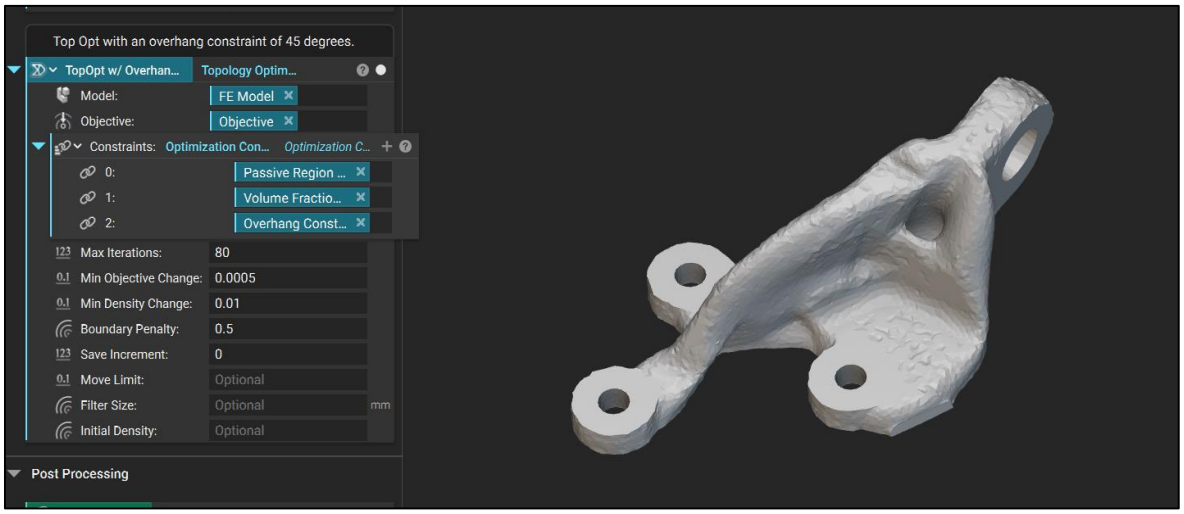
Resim 3.37. Eklemeli imalat kısıtlamalı optimizasyon senaryosu



Resim 3.38. 45° sarkma açısı ve üretim yönü kısıtlamaları ile optimizasyon ayarları

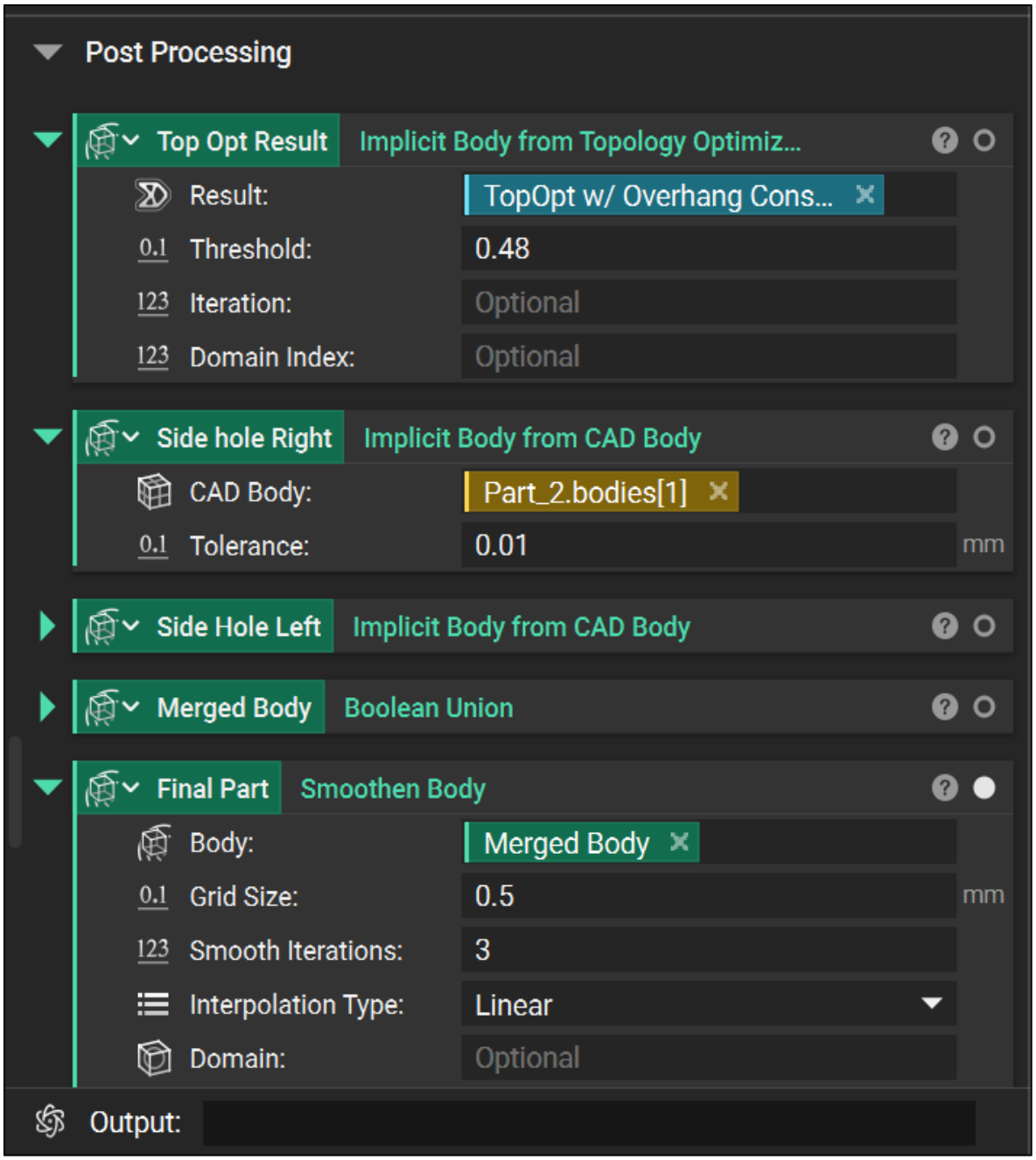


Resim 3.39. Üretim kısıtlamalı optimizasyon kurulumu ve analiz parametreleri

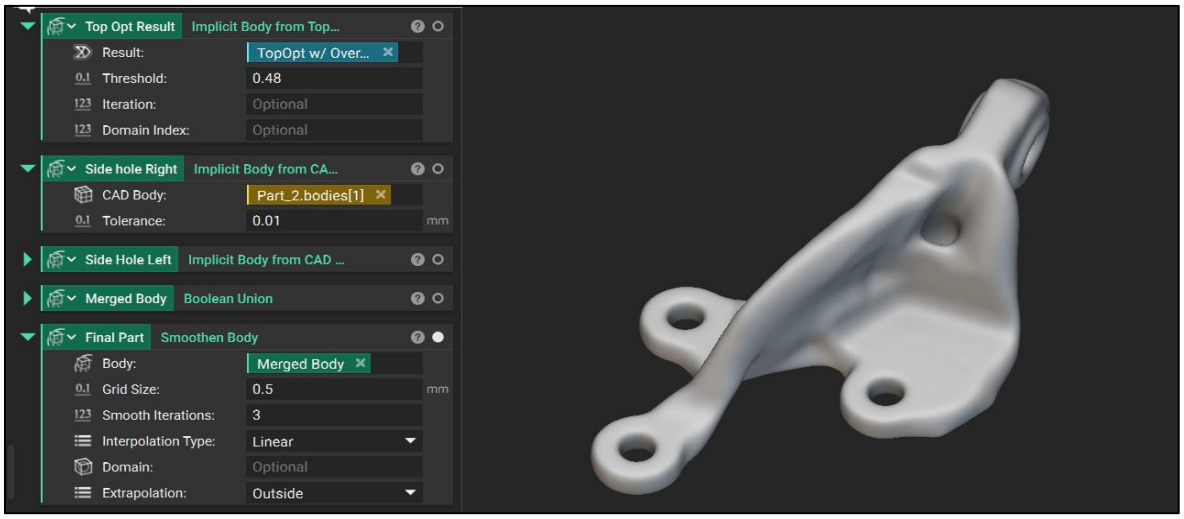


Resim 3.40. Üretim kısıtlamalı optimizasyonun nihai tasarımı

Topoloji optimizasyonu sonucu elde edilen ham yoğunluk dağılımının üretilebilir bir geometriye dönüştürülmesi için Resim 3.41'de görüldüğü üzere ardıl işlem uygulanmıştır. İlk adımda, element yoğunlukları 0.48 eşik değeriyle filtrelenerek örtük cisim oluşturulmuştur. Ancak bu aşamada elde edilen geometri, ağ yapısı durumundan ötürü pürüzlü yüzeylere sahiptir. Gövde montaj deliği (menteşenin helikopter gövdesine bağlandığı delik), orijinal CAD modelinden örtük cisime dönüştürülerek optimize geometriye eklenmiştir. Son aşamada, yüzey yumuşatma uygulanarak yüzey kalitesi iyileştirilmiştir. Yüzey yumuşatma sonrası elde edilen parça Resim 3.42'de bulunmaktadır.

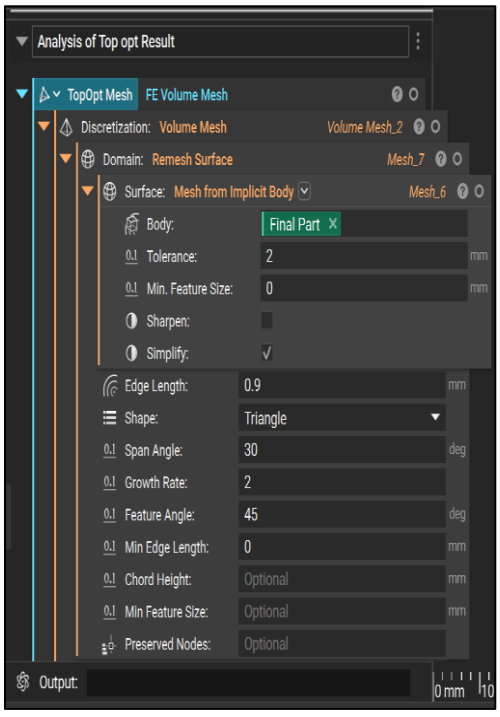


Resim 3.41. Optimize edilmiş modelin son işlem adımları

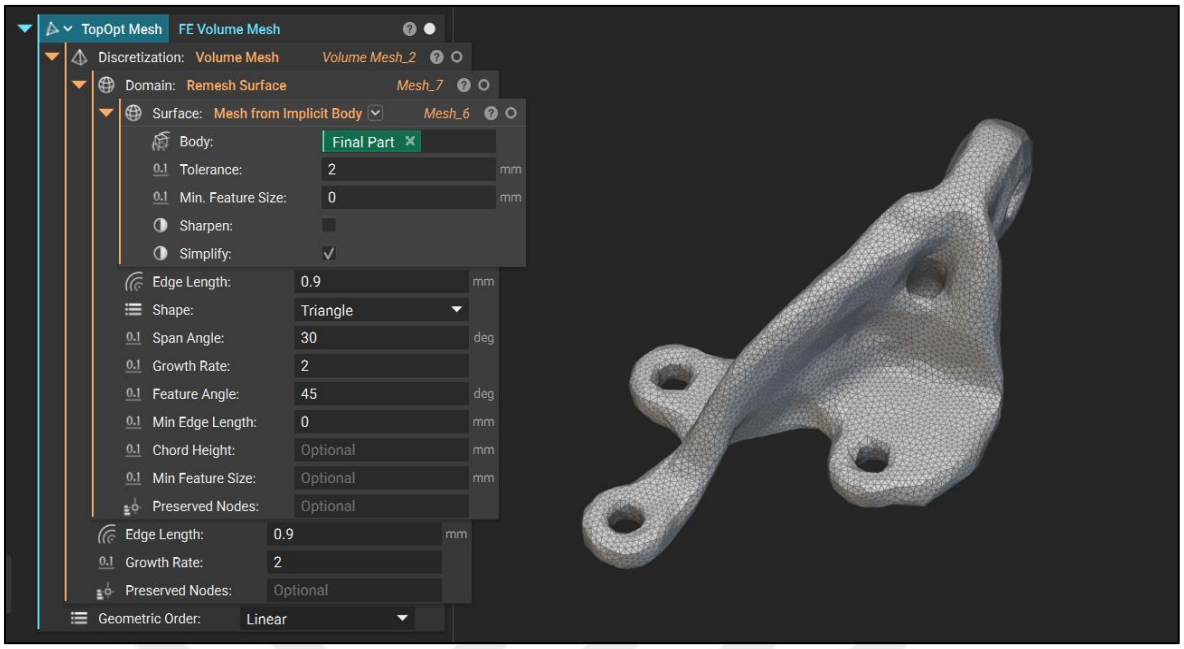


Resim 3.42. Yüzey yumuşatma işlemi sonrası elde edilen nihai parça

Topoloji optimizasyonu sonrası elde edilen örtük geometriye, analiz süreçlerine uygun hale getirilmesi amacıyla ardıl işlemler uygulanmıştır. Resim 3.43'te detaylandırıldığı üzere yüzey ağı oluşturulmuştur. Elde edilen bu başlangıç ağı, topolojik olarak düzenlenmiş ve eleman kalitesi artırılmıştır. Son olarak, Resim 3.44'te görüldüğü üzere, iyileştirilen bu yüzey ağı, yapısal analizler için gerekli olan ve tetrahedral elemanlardan oluşan sürekli bir hacimsel ağ yapısına dönüştürülmüştür.

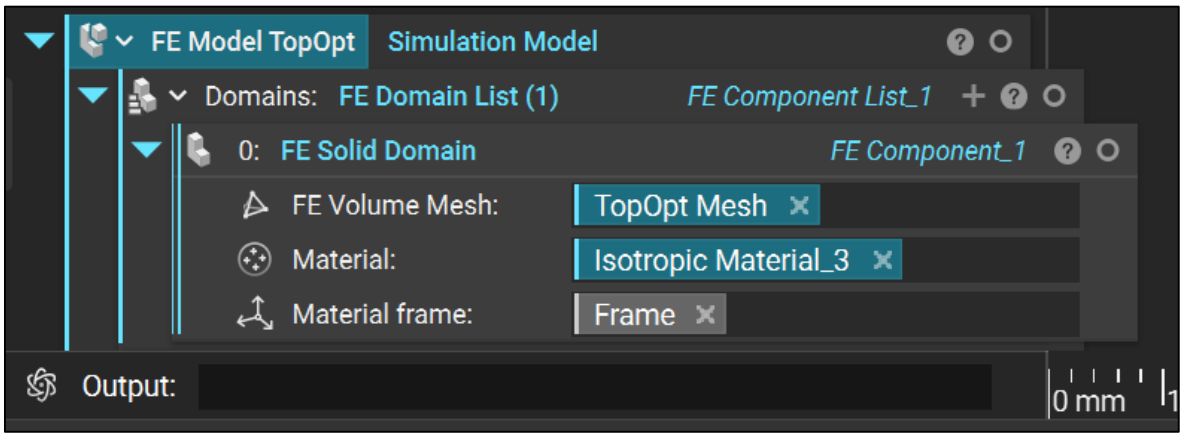


Resim 3.43. Optimize edilmiş ve pürüzsüzleştirilmiş modelin doğrulama analizi için ağ yapısına dönüştürülmesi



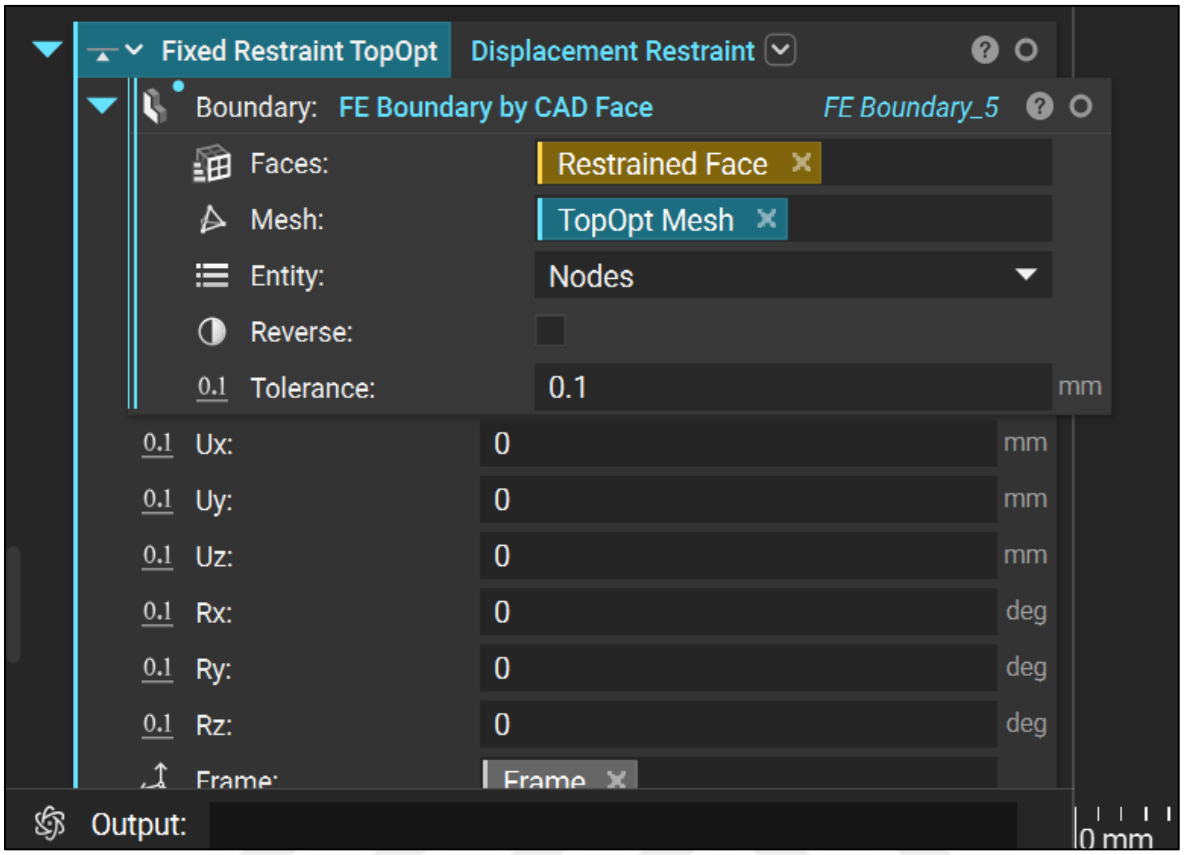
Resim 3.44. Nihai tasarımın sonlu elemanlar ağı görselleştirmesi

Optimize edilmiş helikopter kapı menteşesinin sonlu elemanlar analizi için daha önce oluşturulan hacim ağ yapısı, AlSi10Mg malzeme özellikleri ve global koordinat sistemi ile Resim 3.45'te görüldüğü üzere birleştirilmiştir.

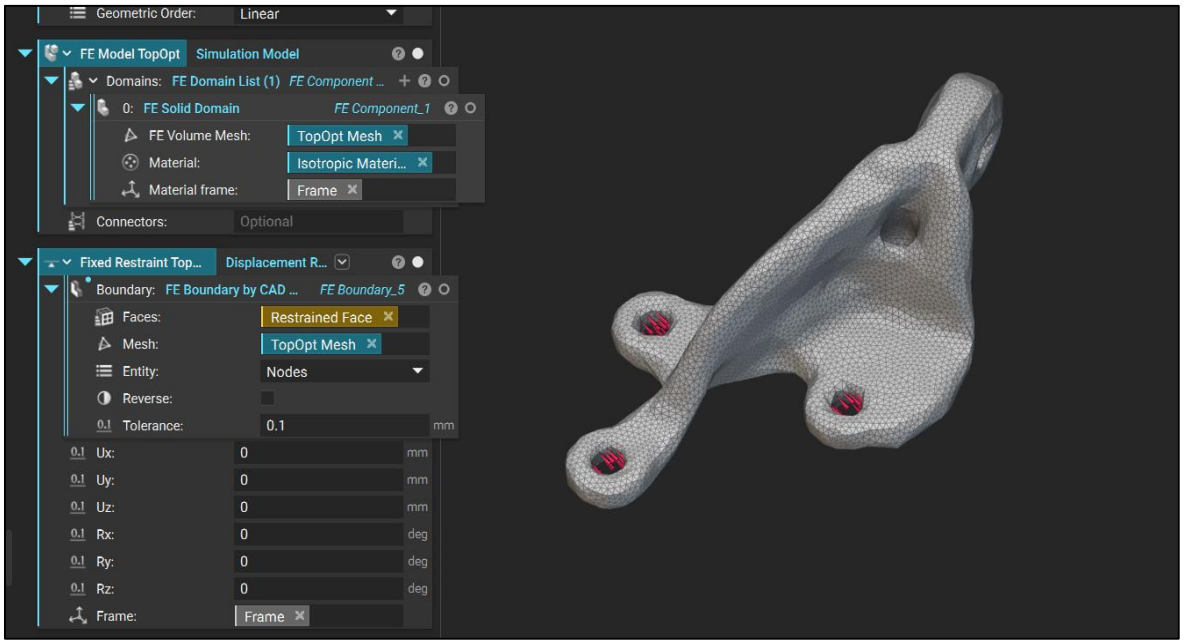


Resim 3.45. Optimizasyon sonrası doğrulama analizi için sonlu elemanlar model ve malzeme tanımlamaları

Menteşenin helikopter gövdesine montaj yüzeyi sabitlenmiş sınır koşulu olarak tanımlanmaktadır. Menteşenin helikopter gövdesine montaj bölgesi üzerindeki tüm düğümler için yer değiştirmeler ve dönme sınırları Resim 3.46'daki gibi sıfırlanmıştır. Resim 3.47'de görülebildiği üzere bu sınır koşulları modelin bağlantı deliklerine (kırmızı bölgeler) uygulanmıştır.

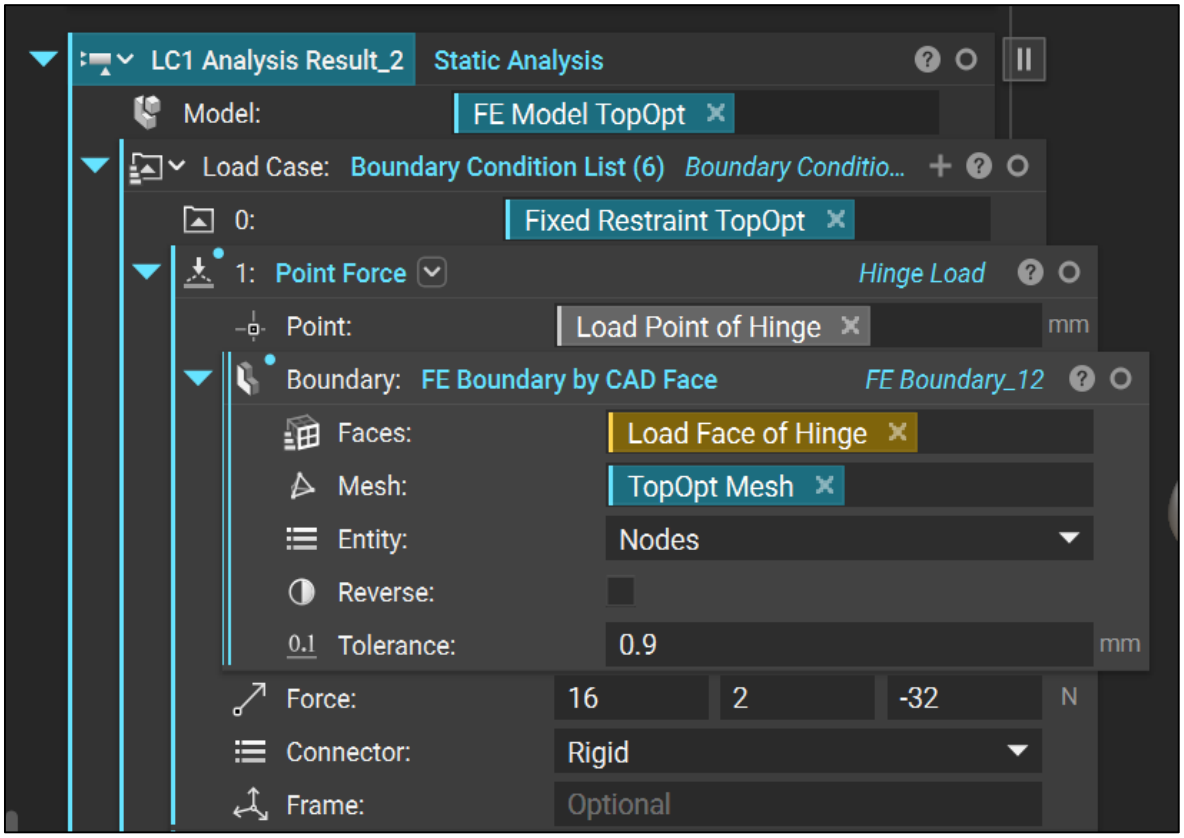


Resim 3.46. Nihai tasarımın doğrulama simülasyonu için ankastre sınır koşullarının ve kısıtlamaların tanımlanması

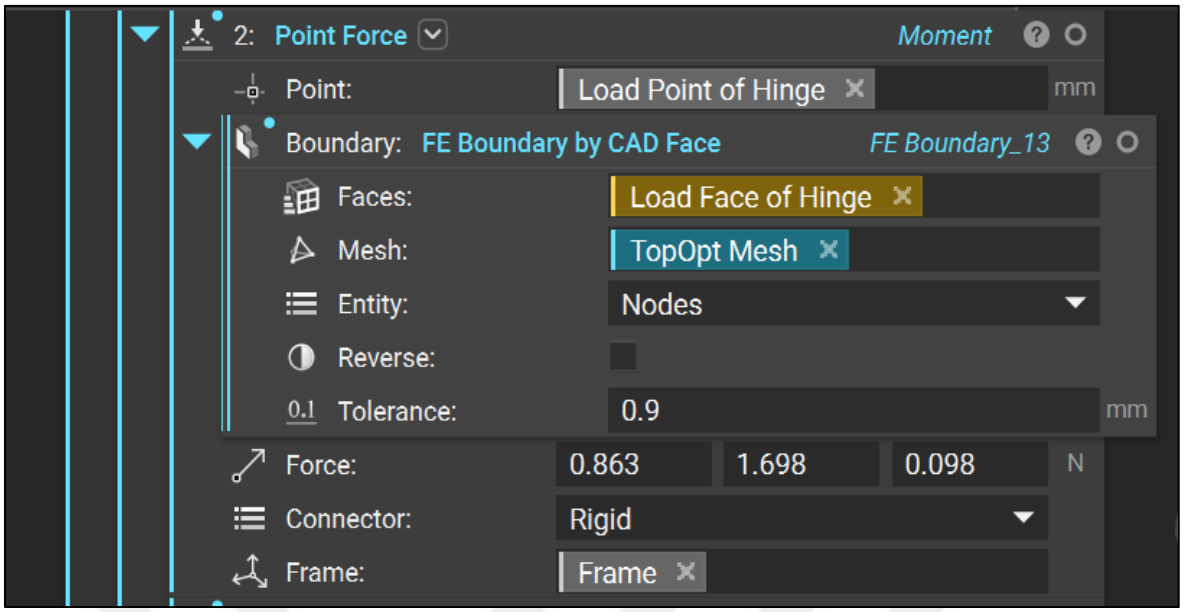


Resim 3.47. Optimize edilmiş model üzerinde tanımlanan sabit mesnet sınır koşullarının görselleştirilmesi

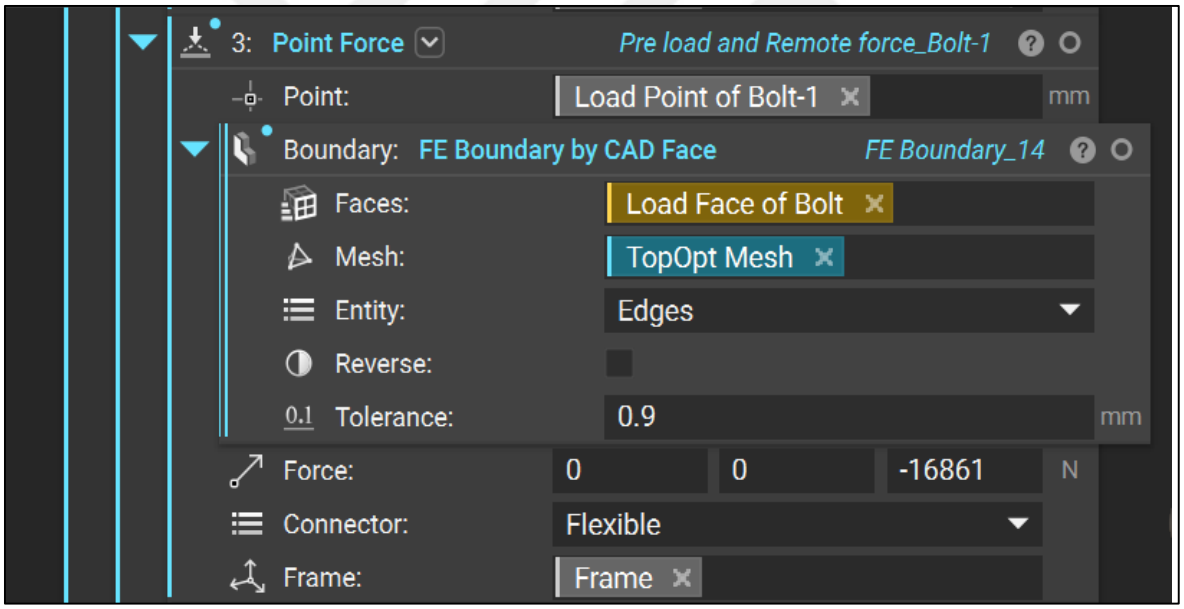
Optimize edilmiş menteşe geometrisinin yapısal doğrulaması için statik analiz gerçekleştirilmiştir. Menteşe yükleme yüzeyine uygulanan kuvvet vektörü Resim 3.48'de, bu bölgeye etkiyen moment yüklemesi ise Resim 3.49'da gösterilmektedir. Üç adet cıvata bağlantı noktasına eksenel ön yükleme ve uzak kuvvet tanımları yapılmıştır. Birinci cıvata için Resim 3.50'de, ikinci ve üçüncü cıvatalar için ise Resim 3.51'de detaylandırılmıştır.



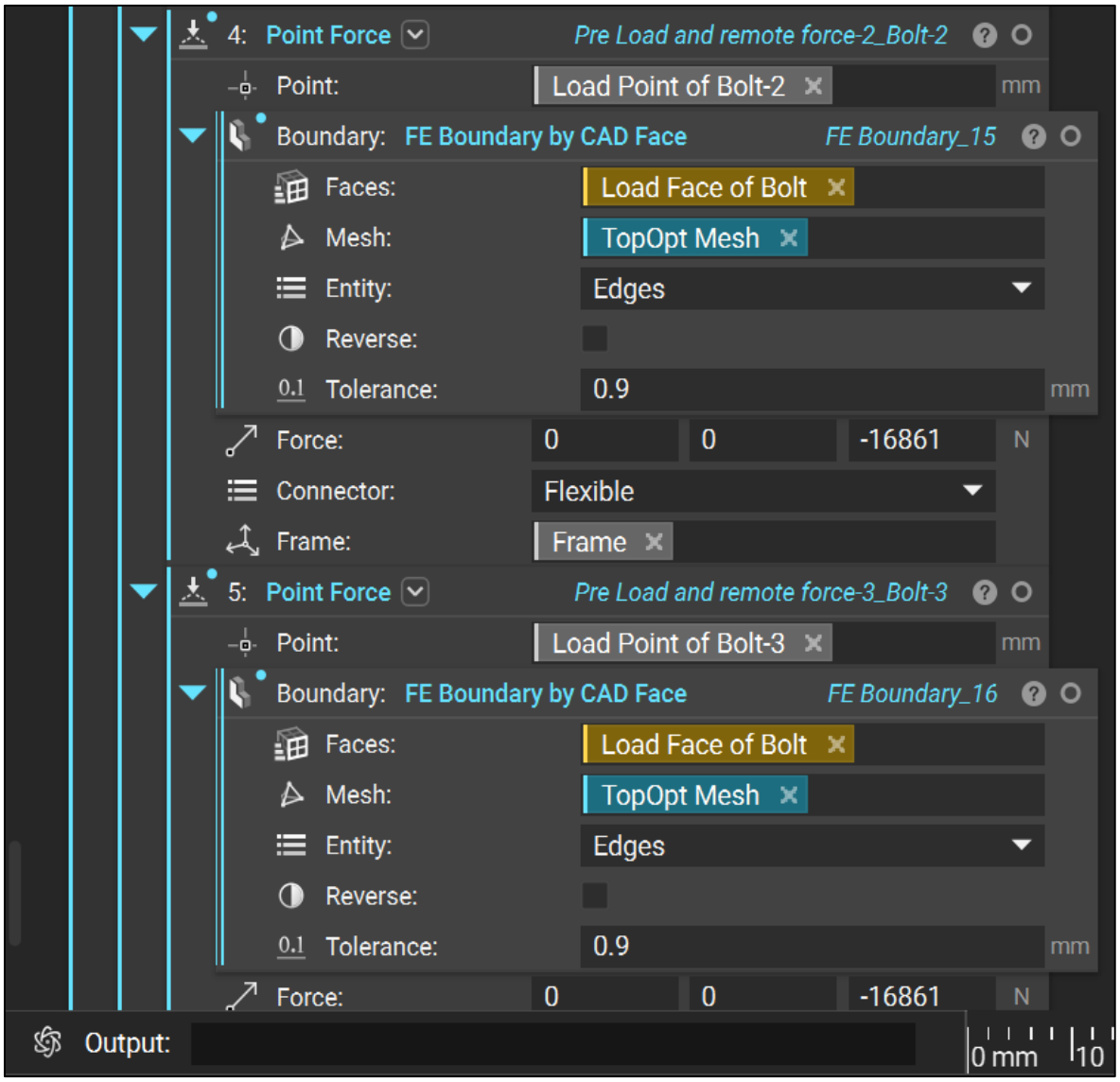
Resim 3.48. Menteşe yükleme yüzeyine uygulanan kuvvet



Resim 3.49. Menteşe yükleme yüzeyine etkiyen moment yüklemesi

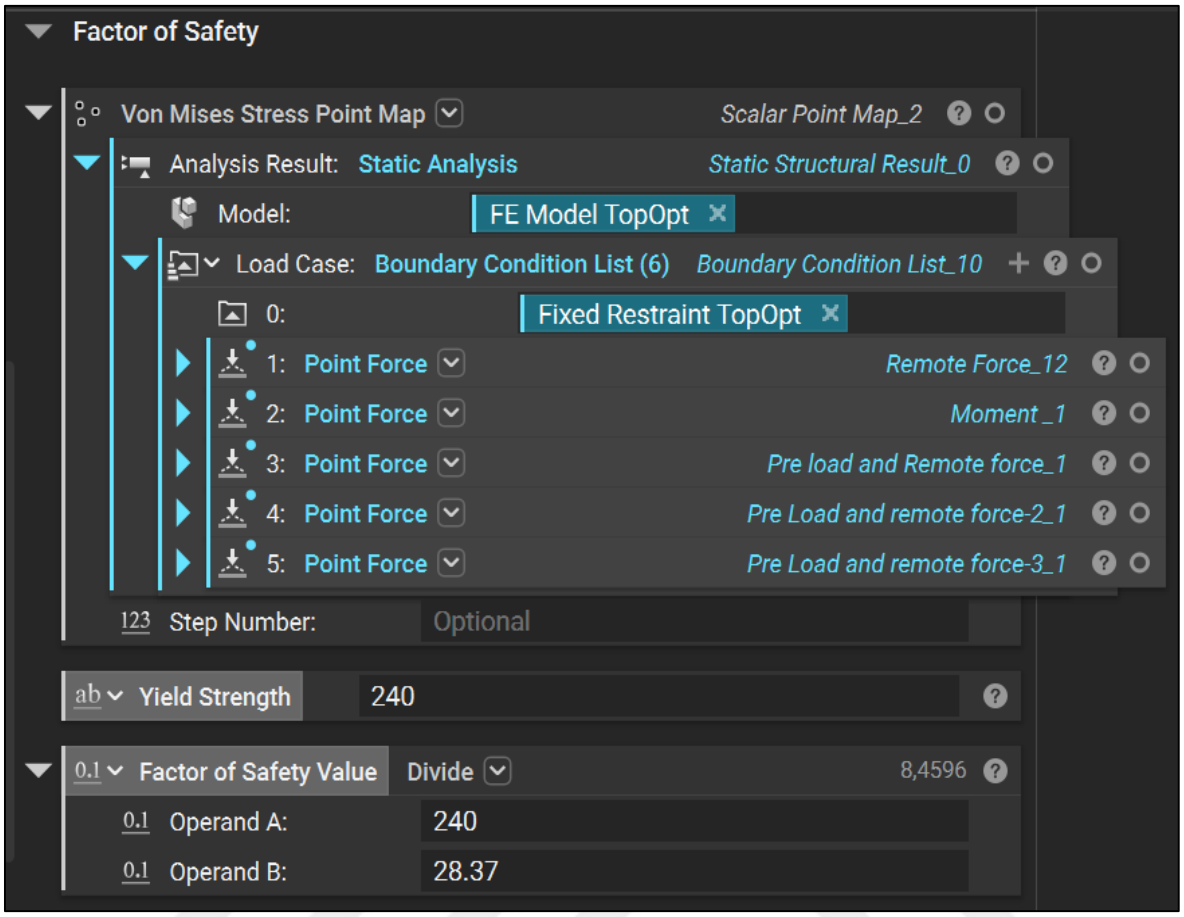


Resim 3.50. Birinci cıvata bağlantı noktası için eksenel ön yükleme



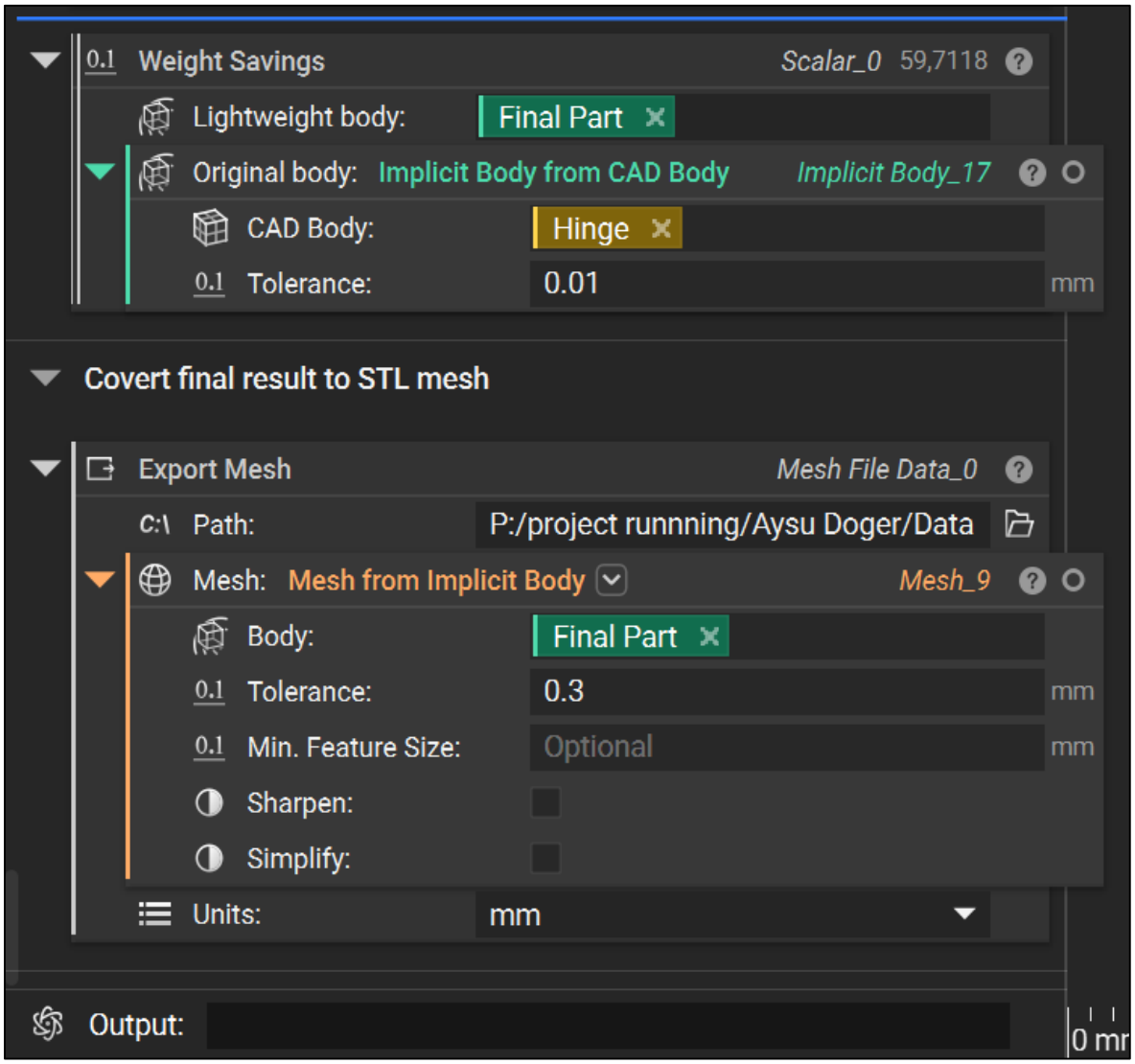
Resim 3.51. İkinci ve üçüncü civata bağlantı noktası için eksenel ön yükleme

Statik analiz sonucunda elde edilen maksimum Von Mises gerilmesi (28.37 MPa) ile malzemenin akma dayanımı (240 MPa) karşılaştırılarak yapının dayanımı doğrulanmıştır. Yapılan hesaplar sonucunda güvenlik faktörü 8.46 olarak tespit edilmiş, bu hesaplama adımları Resim 3.52'de sunulmuştur.



Resim 3.52. Statik analiz sonuçları ve güvenlik faktörü doğrulaması

Orijinal CAD modeli ile optimize edilen nihai parça arasındaki ağırlık farkı incelenmiştir. Yapılan karşılaştırma sonucunda, kütlenin %62,3 oranında azaldığı görülmüş ve nihai geometrinin üretim için STL formatında dışa aktarılması Resim 3.53'de gösterilen parametrelerle gerçekleştirilmiştir.



Resim 3.53. Optimize edilmiş nihai modelin STL formatında dışa aktarılması

3.5. Eklemeli İmalat Süreci

Tasarım ve analiz aşamaları tamamlanan parçanın üretim aşamasına geçilmiştir. Üretim metodu olarak ERMAKSAN firmasının Resim 3.54'te görülen SLE makinesi seçilmiştir. Üretim parametreleri ve değerleri Resim 3.55'te gösterilmiştir. Çizelge 3.5'te makinenin üretim haznesinin genel görünümü sunulmuştur.



Resim 3.54. Ermaksan EnaVision – 130

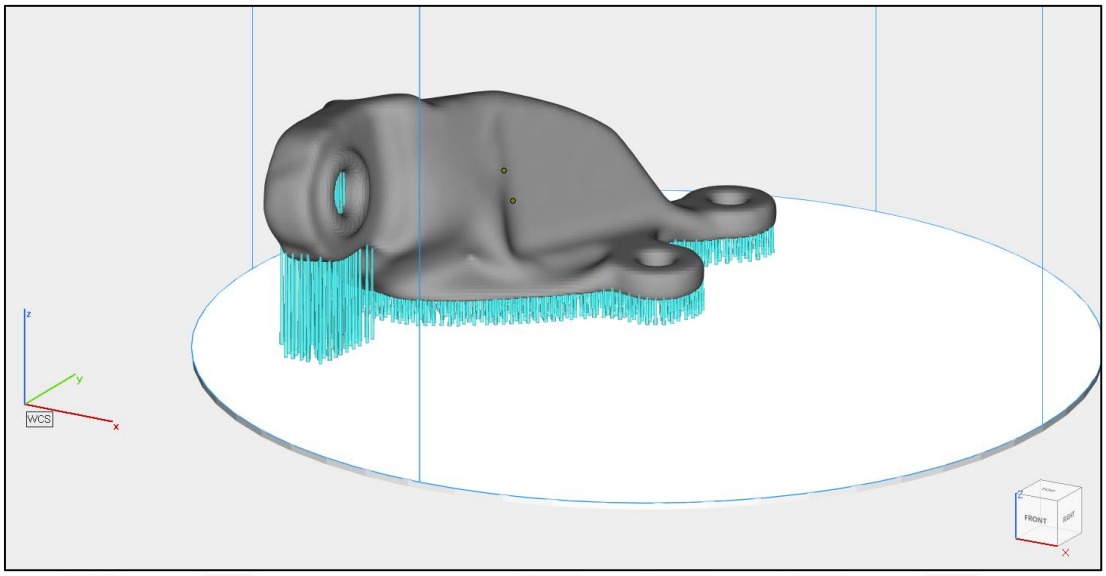


Resim 3.55. Ermaksan EnaVision – 130 sisteminin üretim haznesi, serici kol ve yapı platformu konfigürasyonu

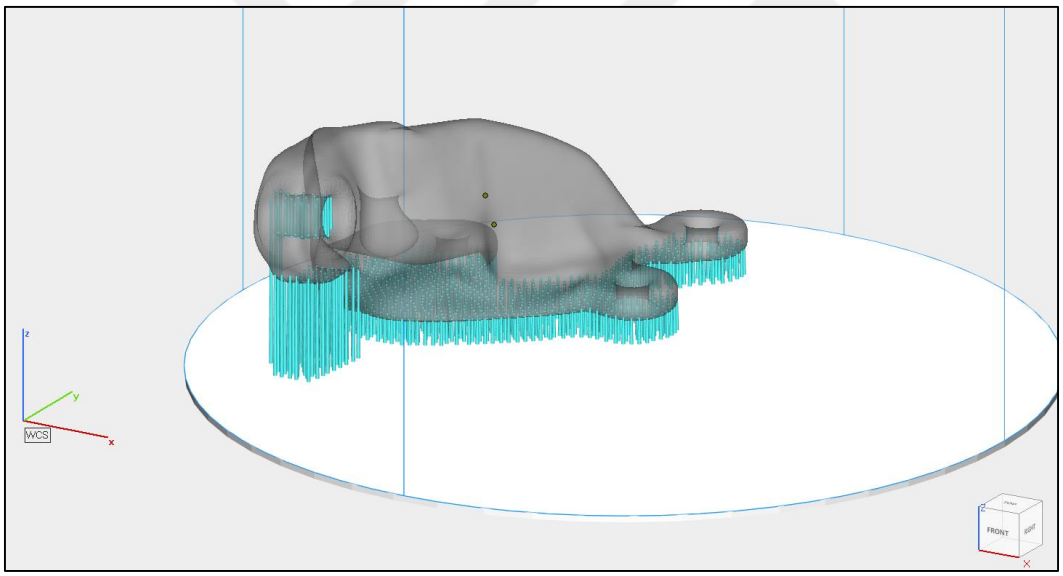
Çizelge 3.5. Üretim parametreleri ve değerleri

Teknoloji	Lazer toz yataklı füzyon
Lazer Gücü	320 W
Lazer Tarama Hızı	800 mm/s
Lazer Tarama Aralığı	110 µm
Lazer Spot Çapı	85 µm
Tarama Stratejisi (Satranç Tahtası)	4,83 mm
Katman Kalınlığı	30 µm
Destek Yapıları	Koni
Üretim Atmosferi	Azot
Toz	AlSi10Mg (Ermaksan)

Optimize edilen parça, eklemeli imalat sürecine hazırlık aşamasında MAGICS yazılımı kullanılarak işlenmiştir. Parçanın inşa platformu üzerindeki oryantasyonu belirlendikten sonra, üretim sırasında oluşabilecek termal deformasyonları önlemek ve çıkıntı bölgelerini desteklemek için gerekli destek yapıları oluşturulmuştur. Destek yapılarıyla birlikte inşa platformuna yerleştirilen modelin genel görünümü Resim 3.56’da; transparan görünüm ile destek detaylarının belli olduğu gösterim ise Resim 3.57’de sunulmuştur.

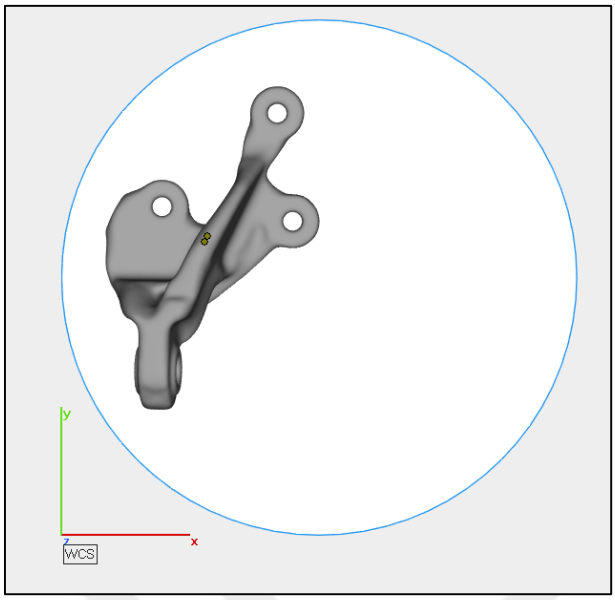


Resim 3.56. Optimize edilmiş parçanın üretim tablası üzerindeki konumu ve oluşturulan destek yapıları



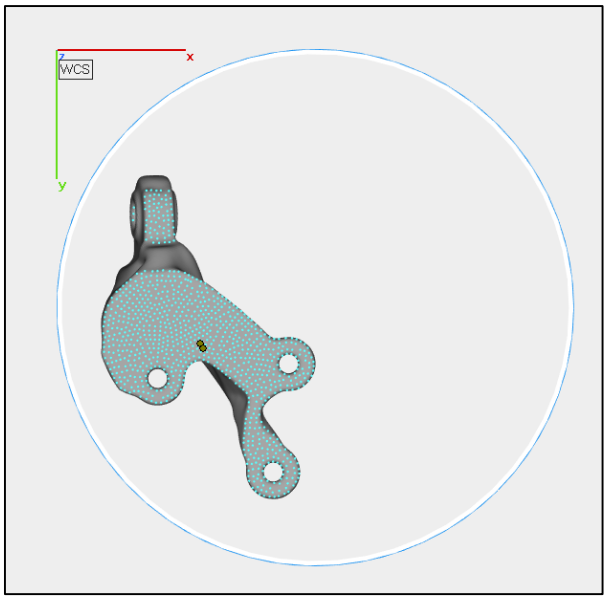
Resim 3.57. Destek parçalarının parça ile temas bölgelerini gösteren transparan görünüm

Optimize edilmiş parça, belirlenen katman kalınlığına göre dilimlenerek lazer ışının izleyeceği tarama yolları oluşturulmuştur. Resim 3.58'de dilimleme işlemi sonucunda parçanın üst kesitinde oluşan tarama geometrisi ve dış kontur sınırları görülmektedir.

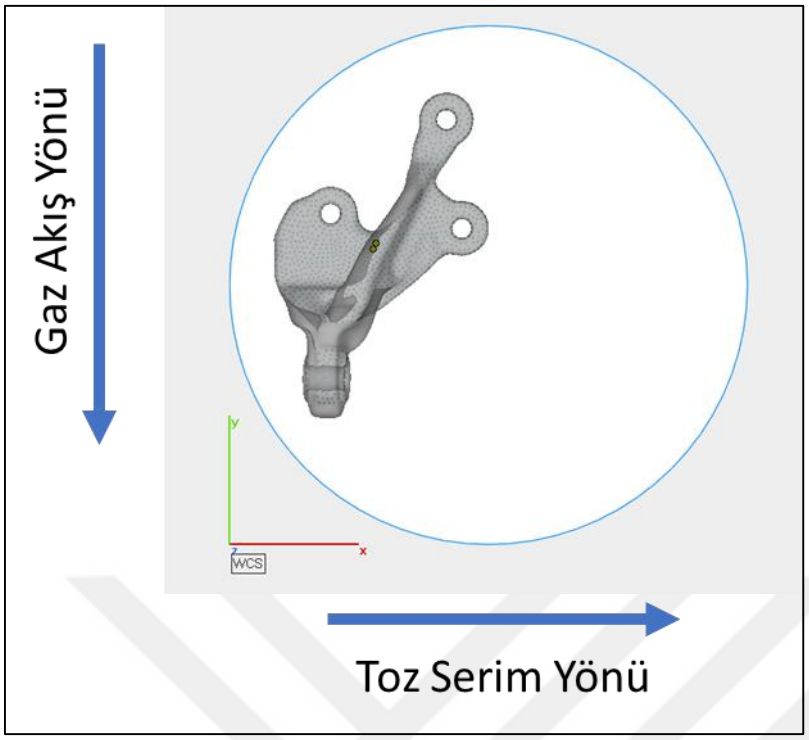


Resim 3.58. Dilimleme işlemi sonrası oluşturulan lazer tarama yollarının üstten görünümü

Modelin iç yapısının doluluk oranını ve mekanik özelliklerini belirleyen tarama stratejisinin detayları Resim 3.59'da gösterilmiştir. Üretim kalitesini optimize etmek amacıyla parçanın makine içindeki konumu inert gaz akışına ve serici bıçak hareketine göre ayarlanmıştır. Bu kapsamda son üretim oryantasyonu, gaz akış yönü ve toz serim yönü referans alınarak Resim 3.60**Hata! Başvuru kaynağı bulunamadı.**'da şematize edilmiştir.



Resim 3.59. Katman geometrisinin ve iç dolgunun detaylı görünümü

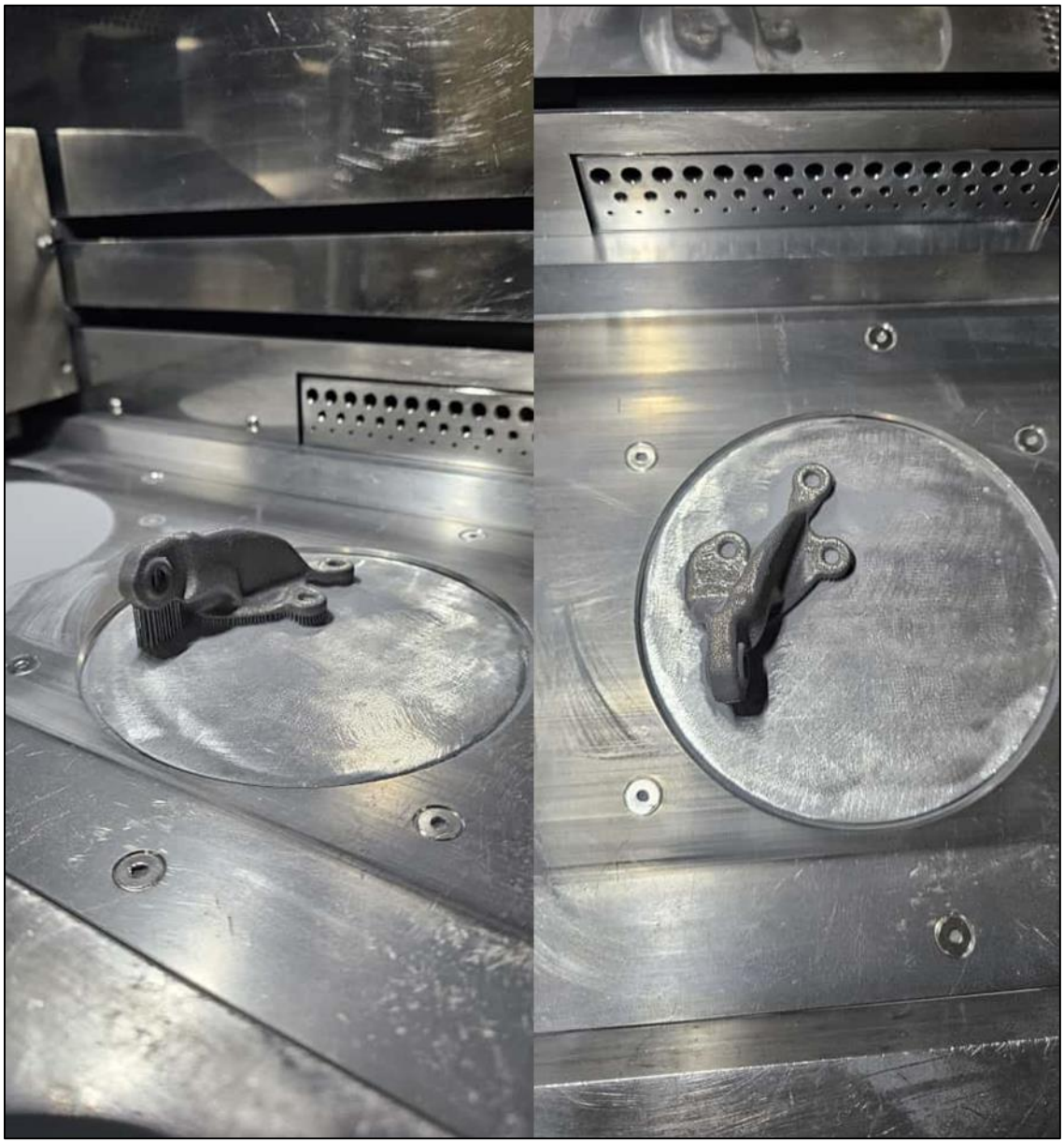


Resim 3.60. Üretim platformu üzerinde parçanın gaz akış ve toz serim yöntemlerine göre oryantasyonu

Üretim süreci tamamlanan parça, toz yatağı içinde Resim 3.61'de gösterildiği gibi konumlanmaktadır. Üretim sonrası fazla tozların uzaklaştırılmasıyla elde edilen parça Resim 3.62'de farklı perspektiflerden gösterilmiştir.



Resim 3.61. Üretim süreci tamamlanan parçanın toz yatağı içerisindeki görünümü



(a) (b)

Resim 3.62. Toz temizleme işlemi sonrası nihai parçanın toz yatağında farklı açılardan görünümleri

Temizleme işlemi sonrası destek yapılarıyla birlikte nihai parça Resim 3.63'te detaylandırılmıştır.

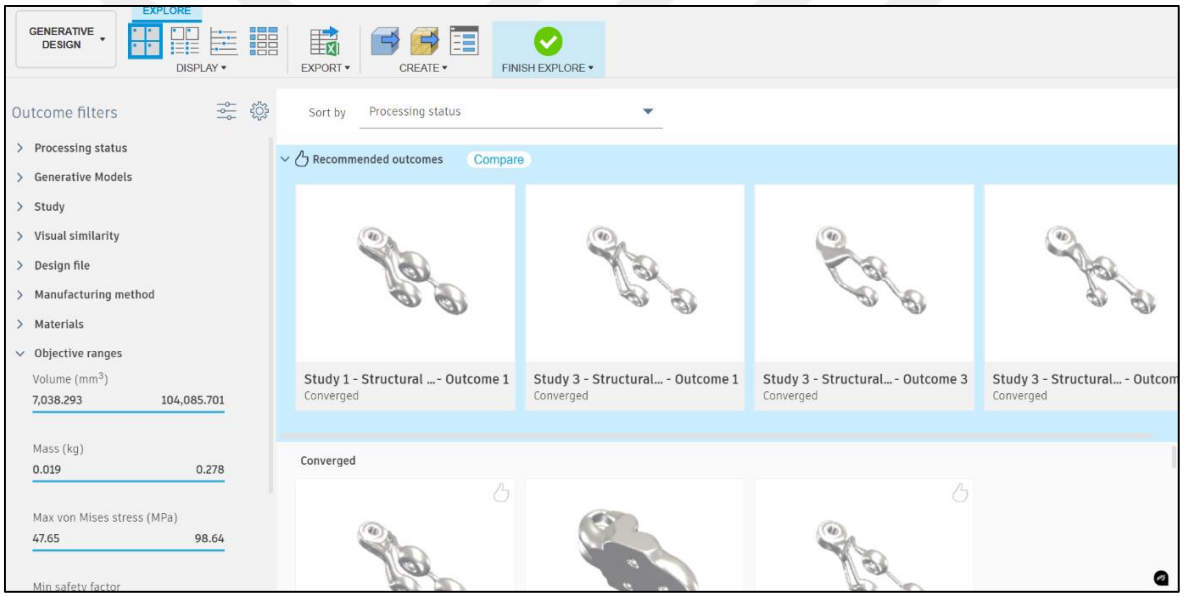


Resim 3.63. Toz temizleme işleminin ardından nihai parçanın destek yapılarıyla görünümü

4. BULGULAR

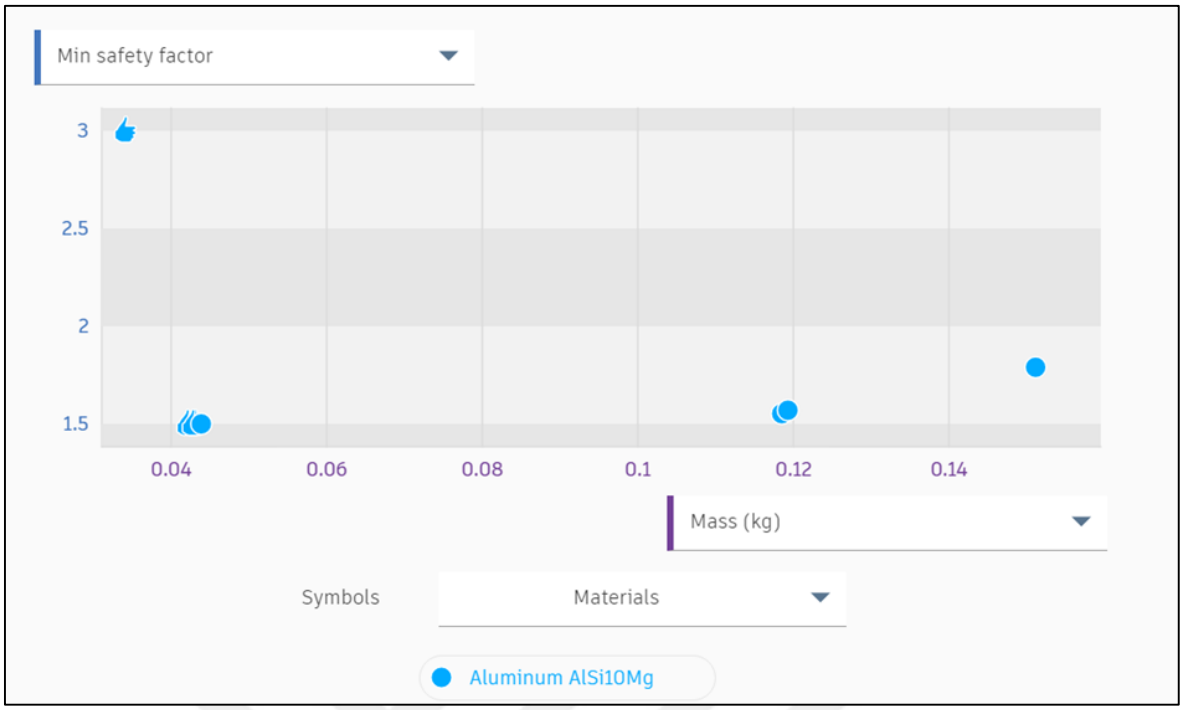
4.1. Fusion 360 Doğrulama Analizleri

Tüm parametreler tanımlandıktan sonra Fusion 360'ın üretken tasarım algoritması çalıştırılmıştır. Algoritma; tanımlı sınır koşulları, yükler, malzeme özellikleri ve üretim kısıtlamaları dahilinde tasarım uzayını keşfederek optimal geometriler üretmiştir. Üretken tasarım modülü farklı kütle azaltma oranlarında ve güvenlik faktörlerinde Resim 4.1'de görüldüğü üzere 7 adet alternatif tasarım üretmiştir. Her tasarım belirtilen performans hedefleri, üretim kısıtları ve malzeme özellikleri arasında farklı dengeler sağlamaktadır.



Resim 4.1. Üretken tasarım analizi sonuçları ve tasarım alternatifleri

Resim 4.2 ve Resim 4.3'te görüldüğü üzere AlSi10Mg malzemesi kullanılarak üretken tasarım alternatifleri 0,04 kg ile 0,16 kg arasında değişen kütle değerlerindedir; minimum güvenlik faktörü ise 1,5 ila 3 arasında değişmektedir. Bu dağılım, tasarımda ağırlık azaltma hedefiyle yapısal güvenlik arasında bir denge kurulması gerektiğini ortaya koymakta ve 2-3 güvenlik faktörü kriterini sağlayan çözümlerin belirli bir kütle aralığında (0,12-0,16 kg) elde edilebildiğini göstermektedir.



Resim 4.2. Fusion 360 üretken tasarımda kütle ve minimum güvenlik faktörü arasındaki dağılım grafiği

Name	Preview Features	Recommendation	Processing status	Generative model	Material
Study 3 - Structural ... - Outcome 1		86.982 %	Converged	Generative Model 1	Aluminum AlSi10Mg
Study 3 - Structural... - Outcome 2		66.929 %	Converged	Generative Model 1	Aluminum AlSi10Mg
Study 3 - Structural... - Outcome 3		58.207 %	Converged	Generative Model 1	Aluminum AlSi10Mg
Study 3 - Structural... - Outcome 4		8.05 %	Converged	Generative Model 1	Aluminum AlSi10Mg
Study 3 - Structural... - Outcome 5		8.91 %	Converged	Generative Model 1	Aluminum AlSi10Mg
Study 3 - Structural... - Outcome 6		0 %	Converged	Generative Model 1	Aluminum AlSi10Mg
Study 3 - Structural... - Outcome 7		63.155 %	Converged	Generative Model 1	Aluminum AlSi10Mg

Resim 4.3. Üretken tasarım sonuçları tablosu

Çizelge 4.1'de üretken tasarım sonucu elde edilen tasarım alternatifleri önerme yüzdesi, malzeme, imalat metodu, kütle, maksimum Von Mises gerilmesi, minimum güvenlik faktörü ve hacim değerlerine göre listelenmiştir.

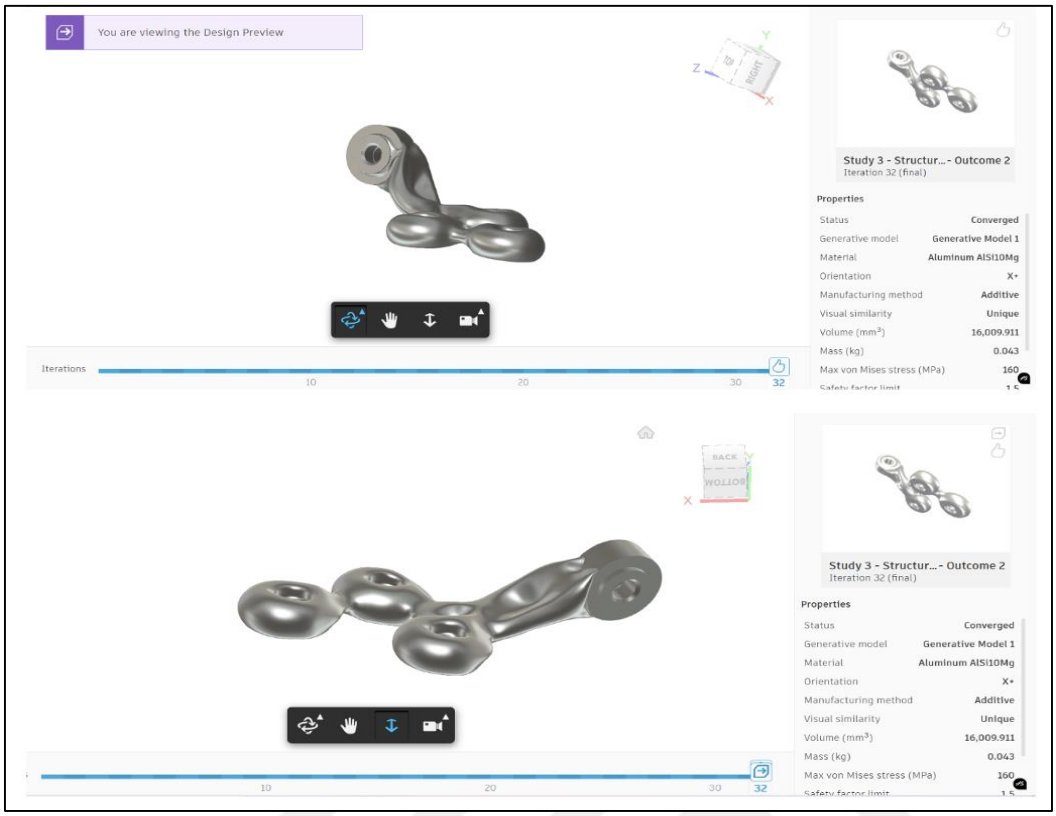
Çizelge 4.1. Üretken tasarım sonucu elde edilen tasarım alternatifleri

Adı	Önerme Yüzdesi	Malzeme	İmalat Metodu	Kütle (kg)	Maksimum von Mises Gerilmesi (MPa)	Minimum güvenlik faktörü	Maksimum Yer Değiştirme (mm)	Hacim (mm^3)
Yapısal Parça - Çıktı 1	86,982%	AlSi10Mg	Kısıtlanmamış	0,042	160	1,5	0,031	15,73
Yapısal Parça - Çıktı 2	66,929%	AlSi10Mg	Eklemeli	0,043	160	1,5	0,033	16,01
Yapısal Parça - Çıktı 3	58,207%	AlSi10Mg	Eklemeli	0,043	160	1,5	0,049	16,288
Yapısal Parça - Çıktı 4	8,05%	AlSi10Mg	Eklemeli	0,119	152,853	1,57	0,014	44.679
Yapısal Parça - Çıktı 5	8,91%	AlSi10Mg	Eklemeli	0,119	154,598	1,552	0,014	44,382
Yapısal Parça - Çıktı 6	0%	AlSi10Mg	Eklemeli	0,151	134,088	1,79	0,012	56,605
Yapısal Parça - Çıktı 7	63,155%	AlSi10Mg	Eklemeli	0,043	160	1,5	0,036	16,086

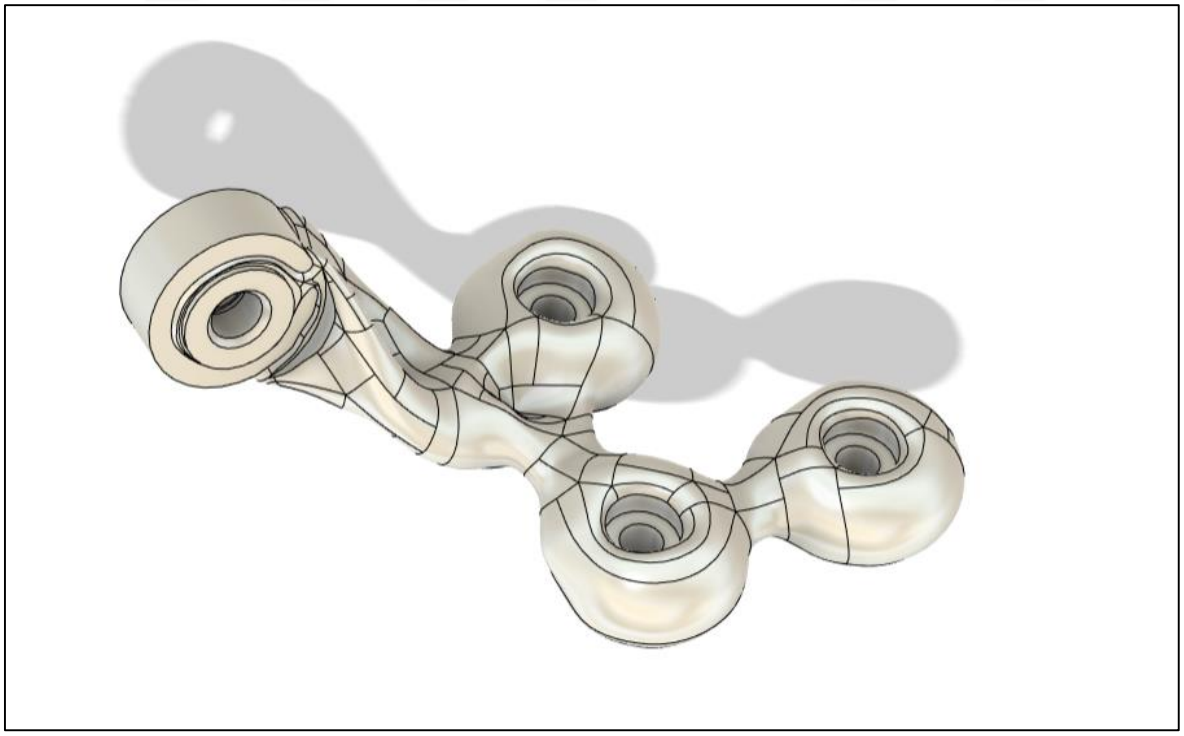
Üretilen alternatifler arasından en uygun tasarım, Resim 4.4'te görülen 'Yapısal Parça - Çıktı 2' olarak aşağıdaki kriterler doğrultusunda seçilmiştir;

- Maksimum kütle azaltma oranı
- Güvenlik faktörü ≥ 1,5
- Üretilebilirlik (eklemeli imalat uygunluğu)
- Maksimum gerilme ve yer değiştirme değeri

Parça, 114 gr'dan 43 gr'a düşürülerek kütlede %62,3'lük bir azalma meydana gelmiştir. Resim 4.5'te optimize geometri yakından görülmektedir.

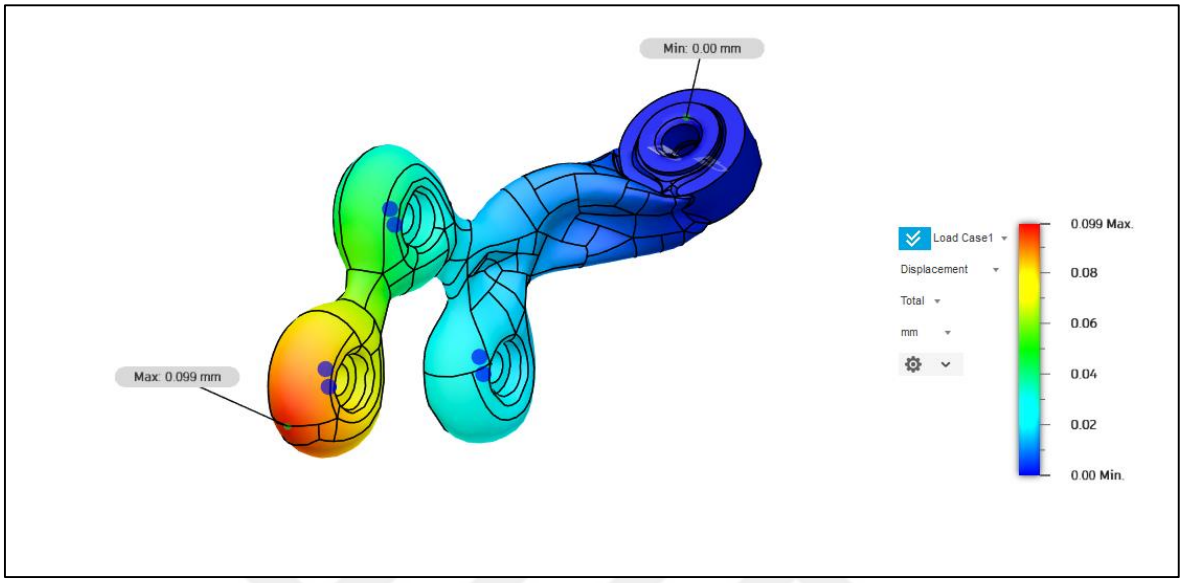


Resim 4.4. Fusion 360'da üretilen alternatifler arasındaki en uygun tasarım



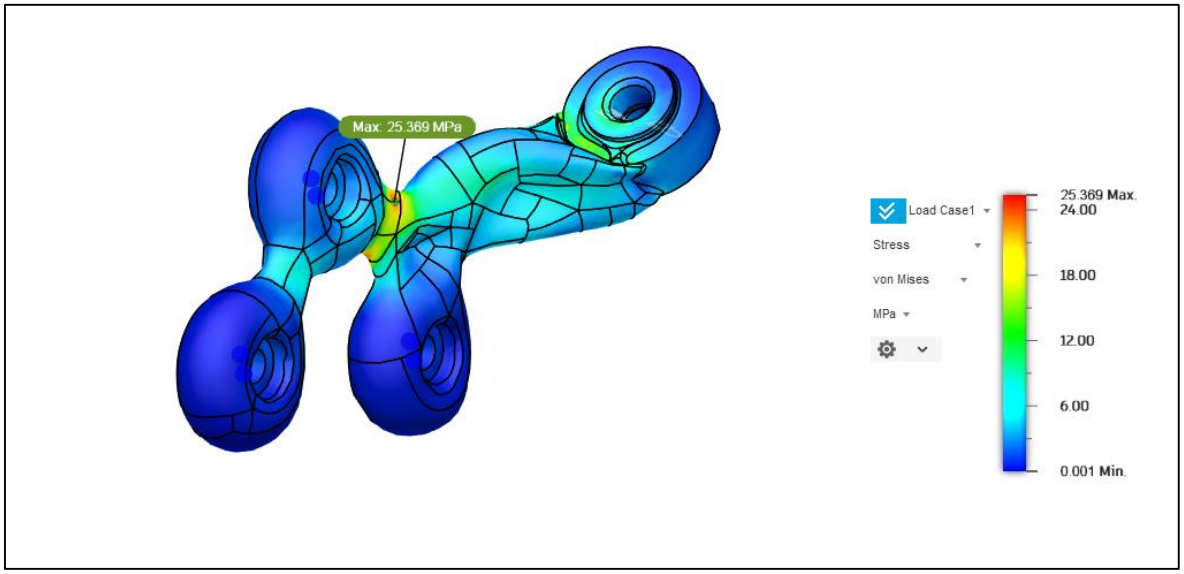
Resim 4.5. Üretken tasarım ile elde edilen optimize menteşe geometrisi

Seçilen tasarımın yapısal performansını doğrulamak için Fusion 360'ta statik analiz yapılmıştır. Resim 4.6'da optimize edilmiş tasarımın yer değiştirmesi görülmektedir.



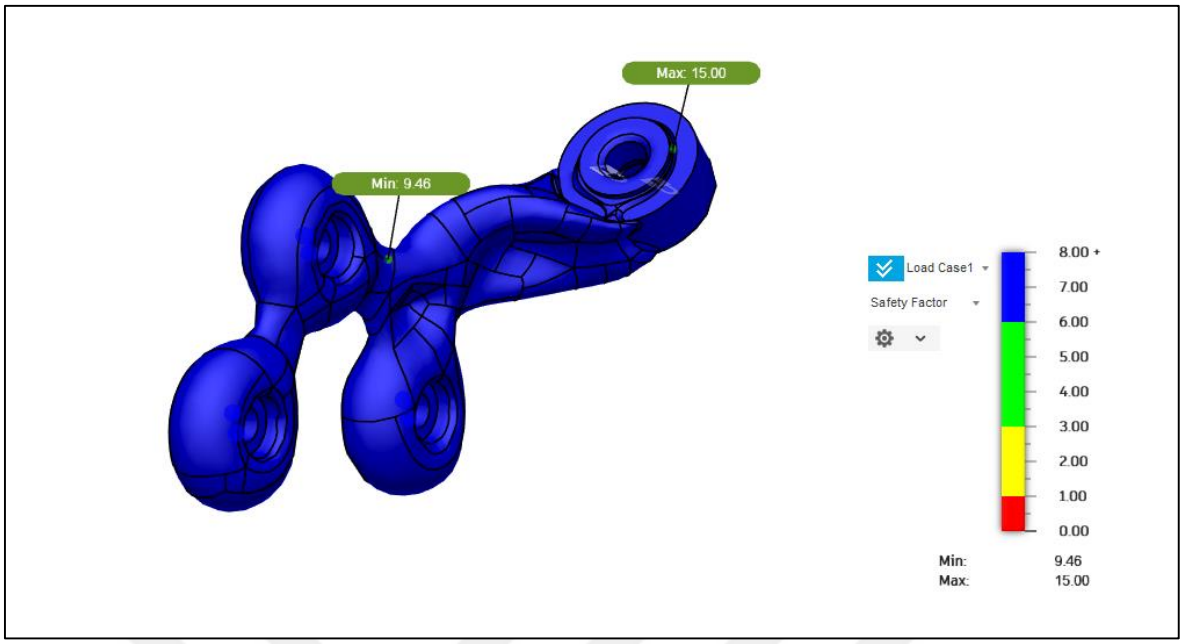
Resim 4.6. Fusion 360'ta optimize edilmiş tasarımın yer değiştirmesi

Resim 4.7'de optimize edilmiş tasarımın Von Mises gerilmeleri görülmektedir.



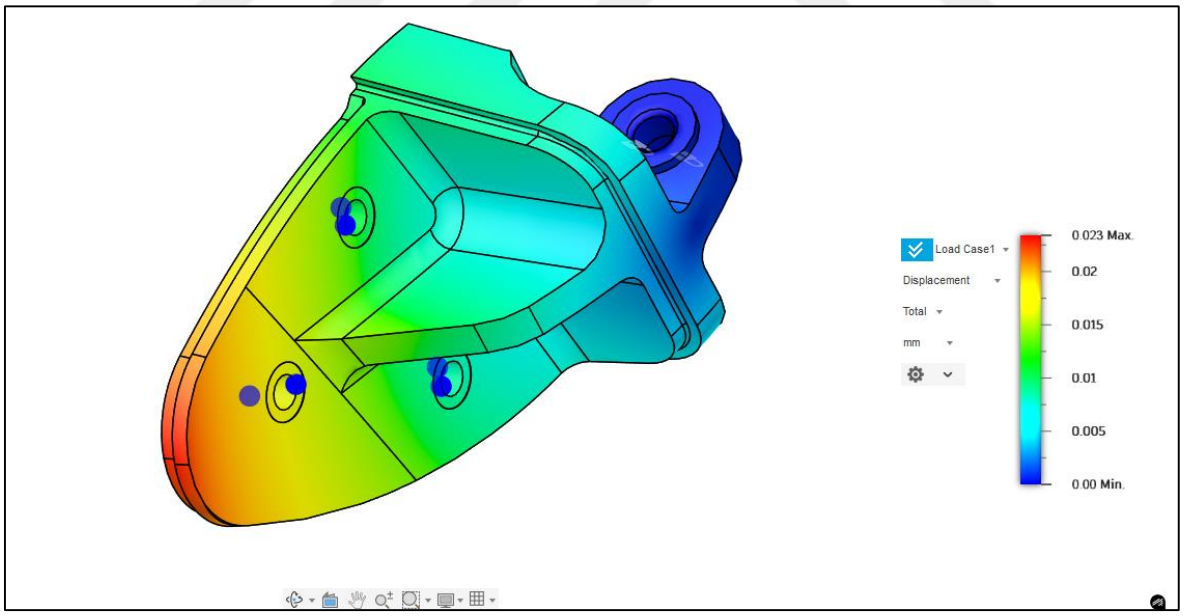
Resim 4.7. Fusion 360'ta optimize edilmiş tasarımın von mises gerilmeleri

Resim 4.8'de optimize edilmiş tasarımın güvenlik faktörü değerleri görünmektedir.



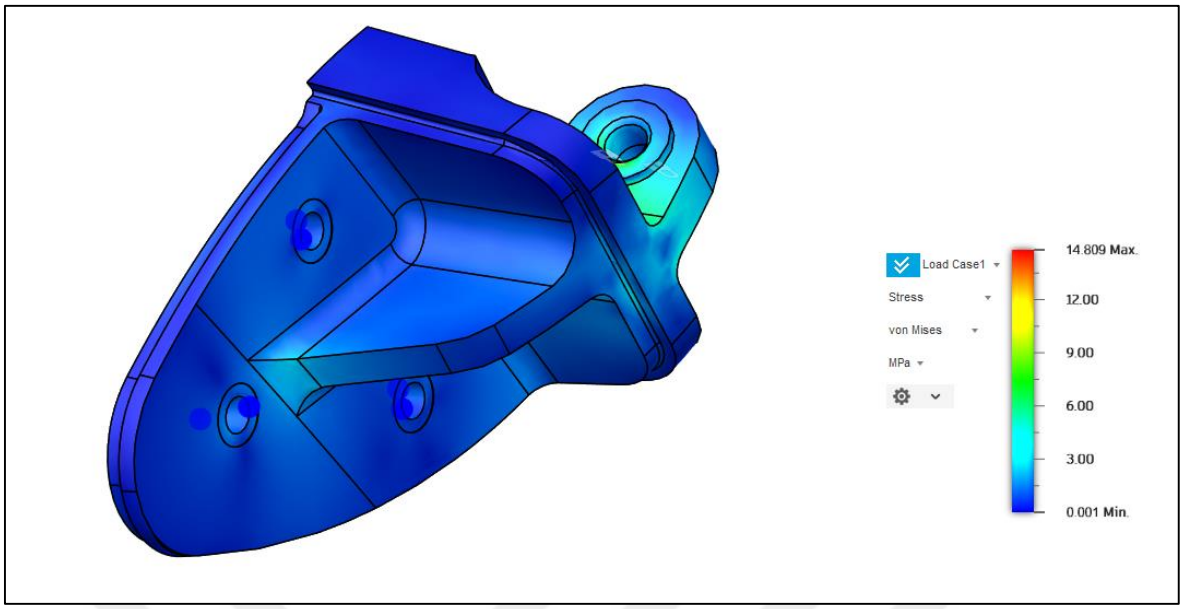
Resim 4.8. Fusion 360'ta optimize edilmiş tasarımın güvenlik faktörü

Resim 4.9'da orijinal geometrinin yer değiştirmesi görülmektedir.



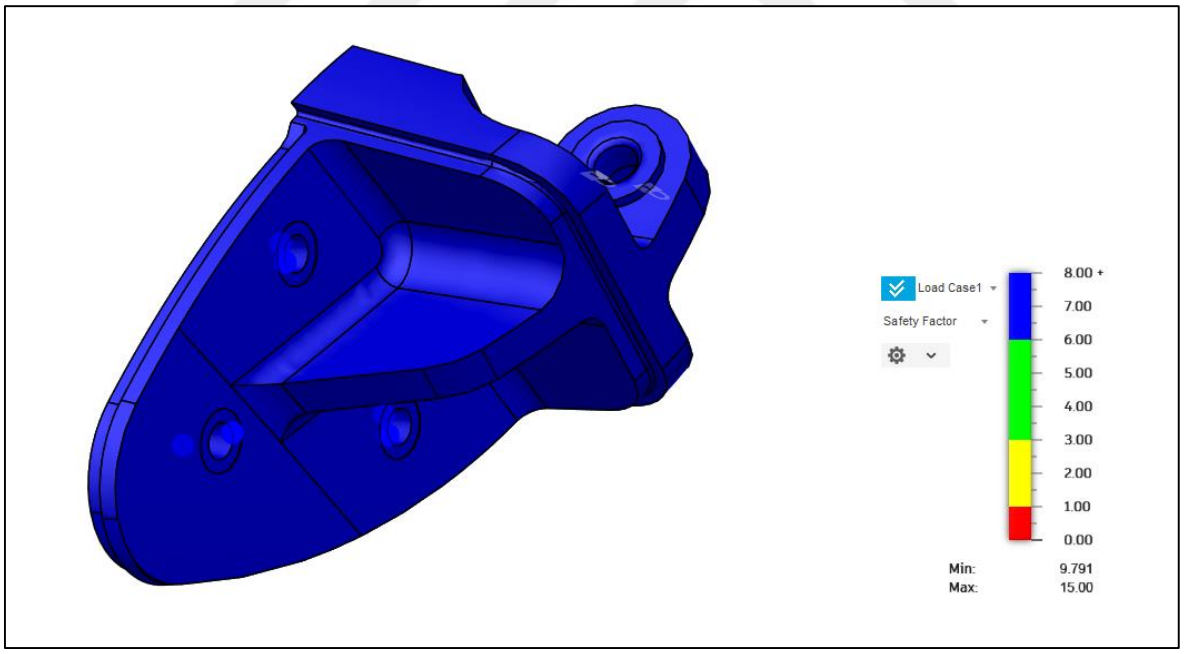
Resim 4.9. Fusion 360'ta orijinal geometrinin yer değiştirmesi

Resim 4.10'da orijinal geometrinin Von Mises gerilmeleri görünmektedir.



Resim 4.10. Fusion 360'ta orijinal geometrinin von mises gerilmeleri

Resim 4.11'de orijinal geometrinin güvenlik faktör değerleri görülmektedir.



Resim 4.11. Fusion 360'ta orijinal geometrinin güvenlik faktörü

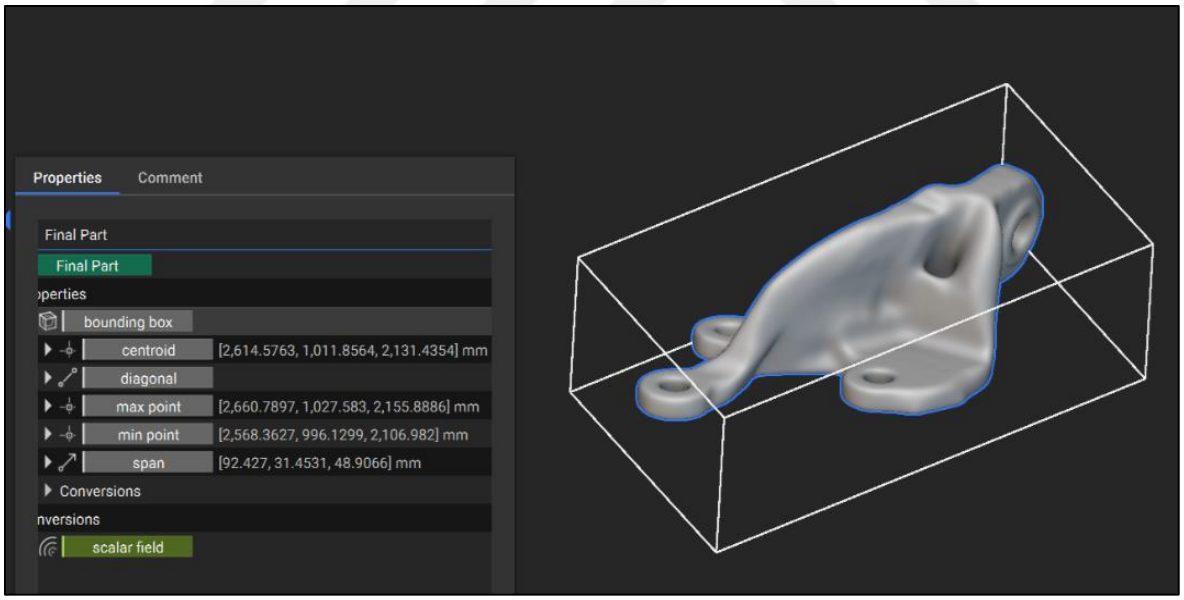
Çizelge 4.2. Fusion 360 analiz sonuçları

Parametre	Orijinal Geometri	Optimize Geometri	Değişim (%)
Maksimum Yer Değiştirme (mm)	0,099	0,023	-76,8
Maksimum Von Mises Gerilmesi (MPa)	25,369	16	-36,9
Güvenlik Faktörü	9,791	9,460	-3,4
Kütle (g)	114	43	-62,3

Üretken tasarım optimizasyonu sonucunda elde edilen geometri, orijinal tasarıma kıyasla performans iyileştirmelerini göstermektedir. Çizelge 4.2'de görüldüğü üzere maksimum yer değiştirme %70,6 oranında azalmıştır; bu da optimizasyon sonrası rijitliğin önemli ölçüde arttığını göstermektedir. Von Mises değerlerindeki %50,7 oranında azalma, optimize geometride gerilme konsantrasyonlarının minimize edildiğini ve yük dağılımının homojen hale getirildiğini göstermektedir. Her iki geometrideki güvenlik faktörü haritası, tüm bölgelerin 8'in üzerinde değerlere sahip olduğunu göstermektedir. Optimize geometride güvenlik faktörünün homojen dağılımı ise daha verimli malzeme kullanımını işaret etmektedir.

4.2. nTop Sonlu Elemanlar Analiz Sonuçları

Fusion 360 üretken tasarım algoritması ile üretilen geometri, yapısal performansı iyileştirerek malzeme kullanımını optimize etmiştir. Yer değiştirme ve gerilme değerindeki iyileşme, daha az malzemeyle daha rijit yapı elde edildiğini göstermektedir.



Resim 4.12. nTop'ta topoloji optimizasyonu yapılmış bileşen ölçüleri

nTopoloji optimizasyonu ve post processing adımları tamamlandıktan sonra, elde edilen nihai geometrinin boyutları Resim 4.12'de belirlenmiştir.

Optimize edilmiş menteşe geometrisi için sınırlayıcı kutu boyutları;

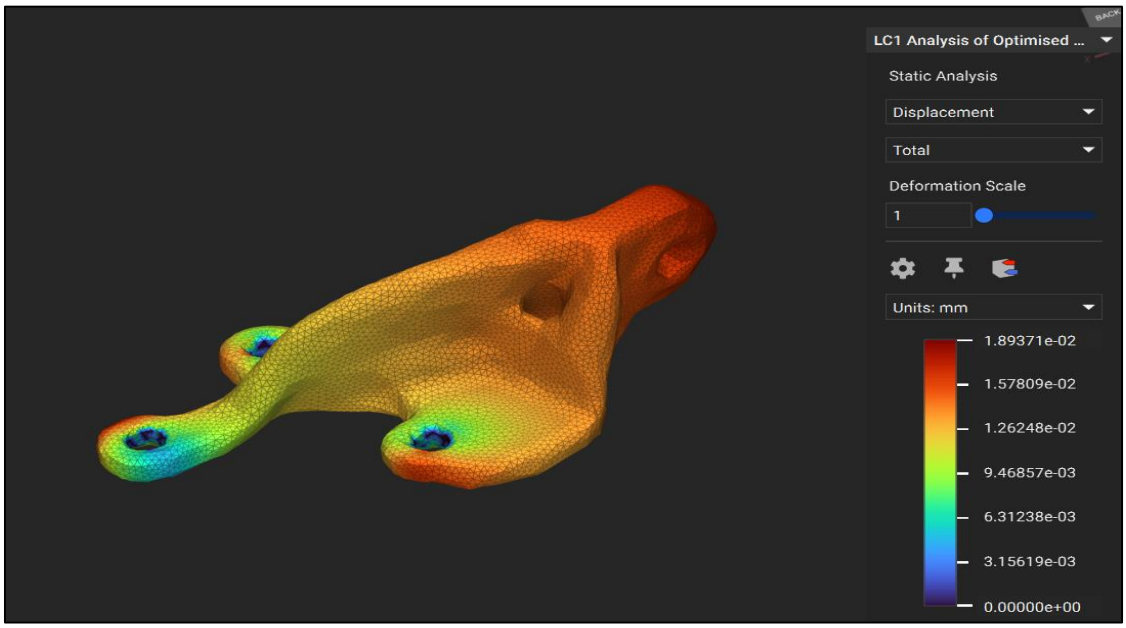
X ekseni (Uzunluk) : 92,427 mm

Y ekseni (Genişlik) : 31,453 mm

Z ekseni (Yükseklik) : 48,907 mm

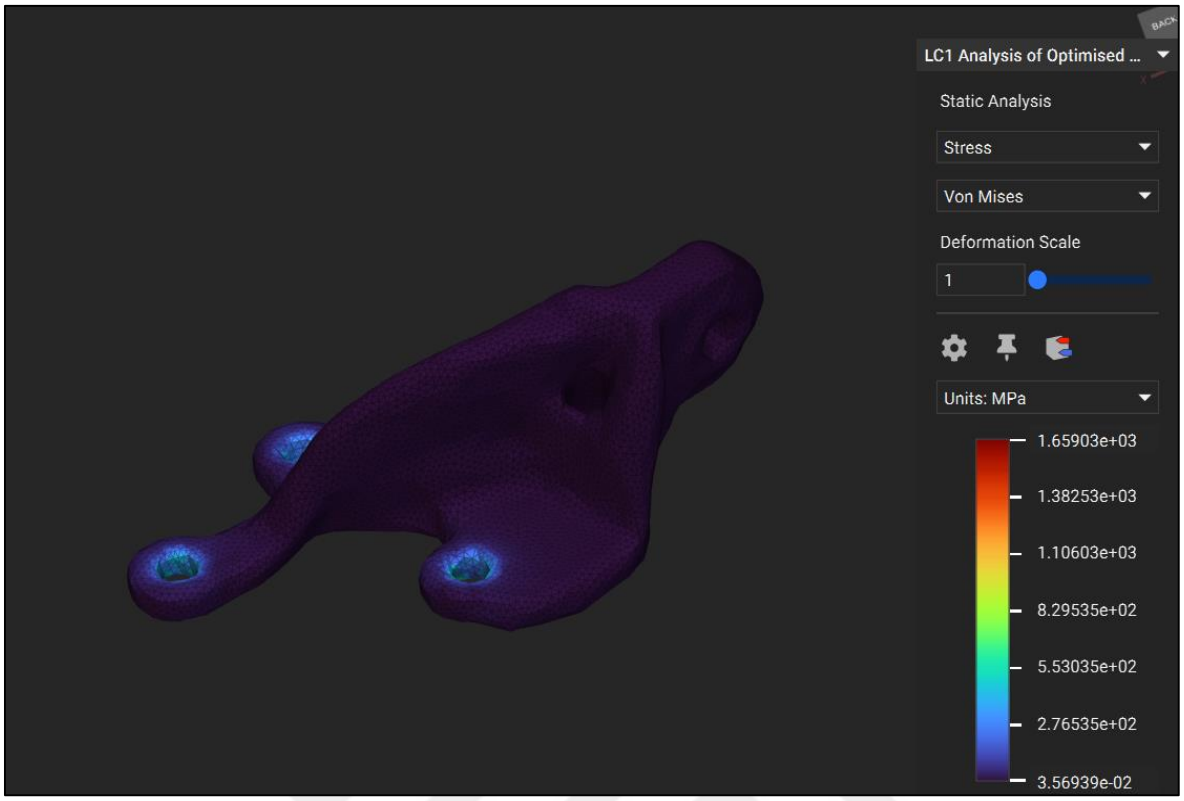
Optimize edilmiş tasarımın yapısal performansını doğrulamak için orijinal ve optimize edilmiş geometriler arasında karşılaştırmalı sonlu elemanları analizi gerçekleştirilmiştir.

Resim 4.13'te optimize edilmiş tasarımın geometrinin yer değiştirme değerleri görülmektedir.



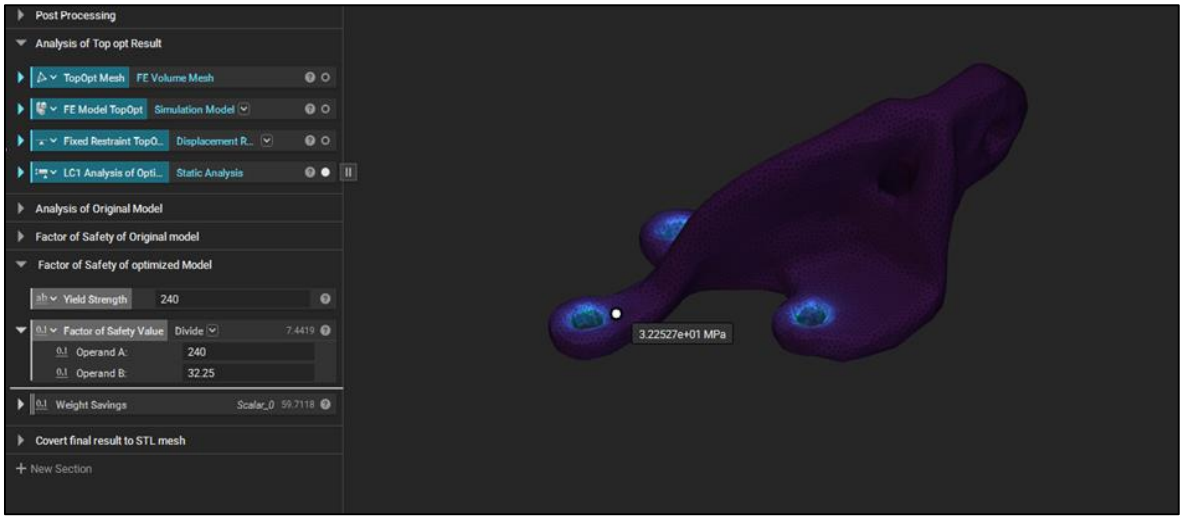
Resim 4.13. nTop'ta optimize edilmiş tasarımın yer değiştirmesi

Resim 4.14'te optimize edilmiş tasarımın Von Mises değerleri görülmektedir.



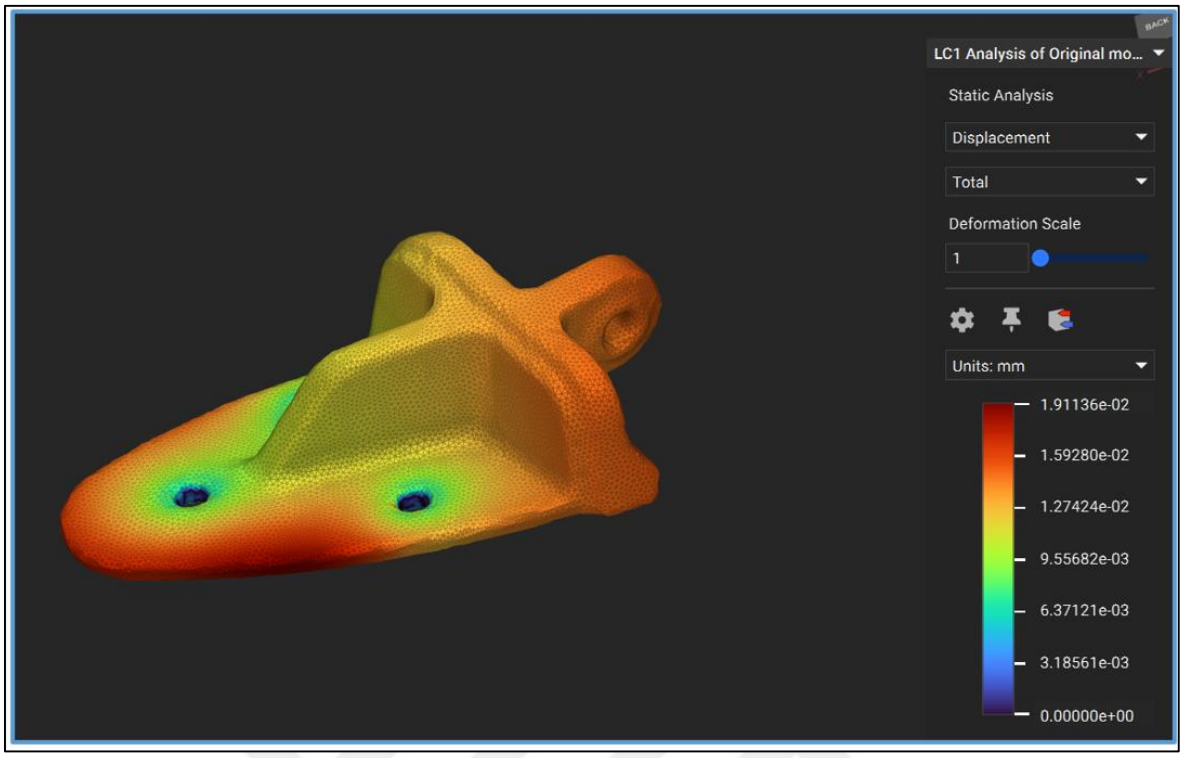
Resim 4.14. nTop'ta optimize edilmiş geometrinin Von Mises gerilmeleri

Resim 4.15'te optimize edilmiş tasarımın güvenlik faktör değerleri görülmektedir



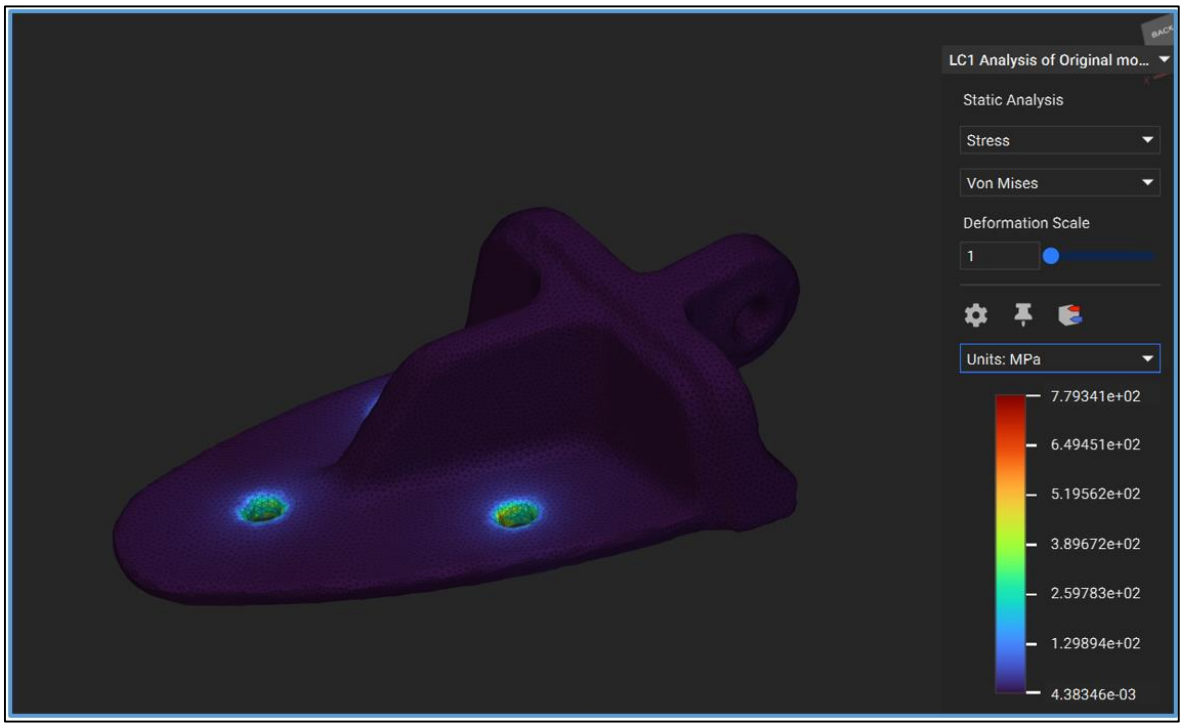
Resim 4.15. nTop'ta optimize edilmiş geometrinin güvenlik faktörü

Resim 4.16'da orijinal geometrinin yer değiştirme değerleri görülmektedir.



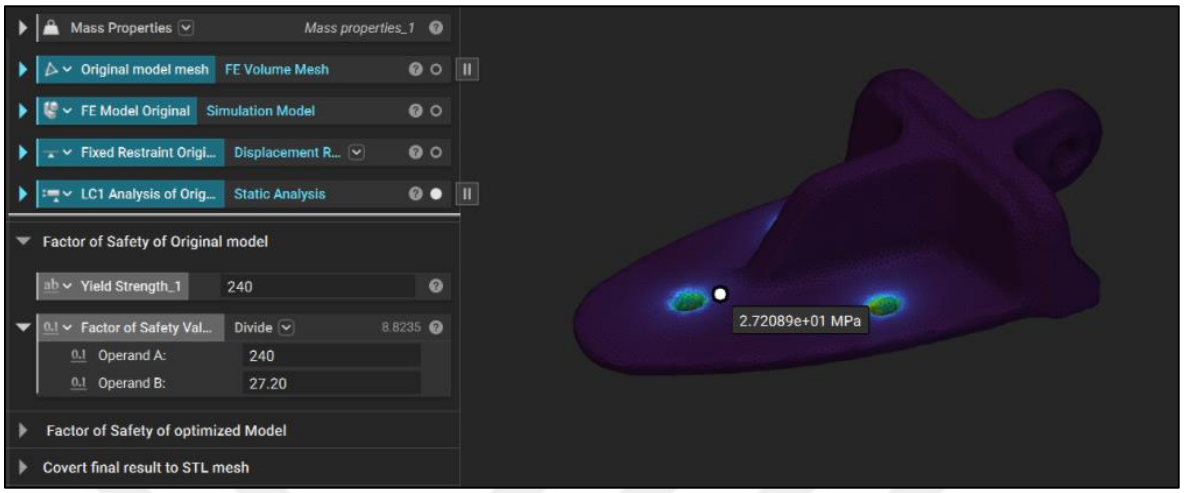
Resim 4.16. nTop'ta orijinal geometrinin yer değiştirmesi

Resim 4.17'de orijinal geometrinin Von Mises değerleri görülmektedir



Resim 4.17. nTop'ta orijinal geometrinin Von Mises gerilmeleri

Resim 4.18’de orijinal geometrinin güvenlik faktör değerleri görülmektedir



Resim 4.18. nTop'ta orijinal geometrinin güvenlik faktörü

Topoloji optimizasyonunun yapısal performansa etkisini değerlendirmek için orijinal ve optimize edilmiş helikopter kapı menteşesi geometrileri, aynı yükleme koşulları altında sonlu elemanlar analiziyle karşılaştırılmıştır. Her iki geometri için maksimum Von Mises gerilmesi, maksimum yer değiştirme ve principal strain değerleri elde edilmiştir. Değerler Çizelge 4.3’te verilmiştir.

Çizelge 4.3. nTop analiz sonuçları

Parametre	Orijinal Geometri	Optimize Geometri	Değişim (%)
Maksimum Yer Değiştirme (mm)	0,0191	0,0189	-1,05
Maksimum Von Mises Gerilmesi (MPa)	27,20	32,25	+18,57
Güvenlik Faktörü	8,82	7,44	-15,65
Kütle (g)	114	43	-62,3

4.3. Üretim Sonuçları

Belirlenen işlem parametreleri ve oryantasyon stratejisi ile gerçekleştirilen üretim süreci tamamlanmıştır. Üretim platformundan alınan optimize edilmiş menteşe üzerine yapılan makroskobik incelemelerde, parça bütünlüğünü etkileyecek makro çatlaklara, gözeneklere ve katmanlara ayrılma hatalarına rastlanmamıştır. Tasarımdaki ince bağlantı kolları ve boşluklu yapılar, CAD modelindeki formuna uygun şekilde katılaşmıştır. Parçanın 45° açı ile konumlandırılması sayesinde, destek yapısı gerektiren alt yüzeylerde sarkma açısı veya çapak oluşumu minimum seviyede tutulmuştur. Ham haldeki parçanın yüzeyi

incelendiğinde, katmanlı imalattan kaynaklanan basamak etkisi ve kısmen yapışmış toz parçacıkları gözlemlenmiştir, ancak bu durum SLE prosesinin sonucudur ve kabul edilebilir sınırlar içindedir. Üretim sonrası uygulanan mekanik temizleme ve kumlama işlemleri sonucu Resim 4.19'da görülmektedir. Nihai parçanın yüzey pürüzlülüğü homojen bir mat görünüme ulaşmıştır.



Resim 4.19. Destek yapılarından ayrılmış ve kumlama uygulanmış parça

Geleneksel yöntemlerle üretilen orijinal menteşe ağırlığı 114 gram iken, topoloji optimizasyonu ve eklemeli imalat sonucu üretilen nihai parça 46 gram olarak ölçülmüştür. Bu sonuç, parça kütlesinde %62.3 oranında bir hafifletme sağlamıştır. Top yazılımıyla tasarlanan geometri ile seçmeli lazer ergitme yöntemiyle üretilen parça arasındaki %7'lik kütle farkı, parçanın yüzey morfolojisinden ve hacimsel genişlemesinden kaynaklanmaktadır. Parçanın görsel incelemesi ve mikro-bilgisayarlı tomografi taramaları, bilgisayar destekli tasarım verilerindeki pürüzsüz yüzeylerin aksine, fiziksel numunenin özellikle alt yüzeylerinde yoğun bir pürüzlülük tabakasına sahip olduğunu göstermiştir. Bu durum, üretim sırasında ergime havuzunun altındaki toz yatağına kontrolsüzce nüfuz etmesi ve yarı erimiş toz taneciklerinin yüzeye yapışmasıyla açıklanmaktadır.

Analizlerden elde edilen somut veriler şunlardır:

- Yüzey yapışması: Parçanın askıda kalan ve desteksiz bölgelerinde ölçülen pürüzlülük değerlerinin, tasarım sınırlarının ortalama 0,1 mm dışına çıktığı saptanmıştır.
- Hacimsel fark: Tasarım verisi ile tarama verisinin üst üste bindirilmesi sonucunda, parçanın tüm cidar yüzeylerinde meydana gelen bu mikroskobik kalınlaşmanın toplam hacmi ve dolayısıyla kütleyi %7 oranında artırdığı doğrulanmıştır.

- Yoğunluk doğrulaması: Mikro-bilgisayarlı tomografi ile yapılan kesit analizlerinde, parça iç yapısının %99,7 oranında yoğun olduğu ve kütle artışının içsel bir hatadan kaynaklanmadığı kesinleşmiştir.

5. SONUÇ VE ÖNERİLER

Bu çalışma kapsamında, helikopter kapı menteşesinin yapısal performasını koruyarak kütle azaltımı için üretken tasarımın keşif odaklı algoritması ve SIMP yönteminin matematiksel hassasiyeti birleştirilerek iki aşamalı bir optimizasyon metodolojisi uygulanmış ve SLE yöntemiyle üretilebilirliği deneysel olarak doğrulanmıştır. Fusion 360 çoklu tasarım alternatiflerini hızlı üreterek optimal kütle hedefini belirlemiş; nTop ise bu hedefi hacim oranı kısıtı olarak kullanarak eleman bazında yoğunluk dağılımını optimize etmiştir.

Fusion 360'taki üretken analiz sonucunda normalde Al7075 alaşımından üretilen 114 gram kütleye sahip menteşe geometrisi, AlSi10Mg malzemesi kullanılarak 43 grama düşürülmüş ve %62.3 oranında kütle azaltımı sağlanmıştır. Fusion 360 sonuçları optimize geometrinin rijitliğinde artış olduğunu (%76,8 yer değiştirmenin düşmesi) ve gerilme dağılımının daha homojen hale gelmesiyle maksimum gerilmenin %36,9 oranında azaldığını göstermektedir.

nTop platformunda gerçekleştirilen SIMP tabanlı topoloji optimizasyonu, Fusion 360 sonuçlarını doğrulayıcı bulgular sunmuştur. nTop analizlerinde maksimum yer değiştirme değeri %1,05 azalarak parçanın rijitliğinin korunduğu gözlemlenirken, maksimum Von Mises gerilmesi %18,57 artış göstermiştir. Bu gerilme artışı, optimize geometrinin daha etkin malzeme dağılımı sayesinde kritik bölgelerde yük taşıma kapasitesini artırmasından kaynaklanmaktadır. nTop'ta ve Fusion'da elde edilen güvenlik faktörleri havacılık standartlarının gerektirdiği emniyet sınırları üstündedir. Bu bulgular, hafifletilen optimize tasarımın operasyonel yükler altında güvenli çalışabileceğini göstermektedir. Çalışmada uygulanan 45º sarkma kısıtlaması, SLE prosesinin fiziksel sınırlamalarını optimizasyon sürecine entegre etmektedir. Böylece optimize edilmiş geometrinin üretimi sırasında destek yapısı ihtiyacını minimize ederek post-processing süreçlerini basitleştirmekte ve üretim maliyetlerini düşürmektedir. Üretilen parçanın destek yapısının, özellikle menteşe mafsal bölgelerinin iç kısımlarından kolaylıkla temizlenebilmiş olması, seçilen oryantasyon açısının sadece üretim başarısı için değil, ardıl işlemlerin verimliliği açısından da doğru bir tercih olduğunu göstermiştir.

Optimize edilmiş geometri, AlSi10Mg alaşımı kullanılarak SLE ile üretilmiştir. nTop yazılımıyla hesaplanan teorik kütle ile SLE ile üretilen parçanın kütlesi arasında %7'lik bir fark gözlemlenmiştir. Topoloji optimizasyonu ile elde edilen bu karmaşık geometrideki kütle

sapması, eklemeli imalatın karakteristik bir yüzey etkisi olan "etkin cidar kalınlaşması" ile ilişkilendirilmiştir. Sayısal ölçümler, parçanın yüksek yüzey alanı/hacim oranı nedeniyle, yüzeydeki pütürlü dokunun kütle bütçesi üzerinde beklenenden daha büyük bir etkisi olduğunu ortaya koymuştur. Bu çalışmada elde edilen %62,3'lük kütle azaltımı, literatürdeki başarılı örneklere yakın performans sergilemekte ve helikopter kapı menteşelerinde topoloji optimizasyonu ve SLE entegrasyonunun sistematik olarak ele alındığı nadir çalışmalardan biridir.

Gelecek çalışmalarda S-N eğrileri kullanılarak yorulma analizi entegrasyonu ve çoklu yük durumları optimizasyona dahil edilebilir. SLE ile üretilen optimize parçanın mikroyapı karakterizasyonu ve mekanik testleri yapılarak imalat yönüne bağlı anizotropik özellikler deneysel olarak doğrulanabilir. Farklı üretim oryantasyonlarının yüzey kalitesi ve mekanik özellikler üzerindeki etkisi sistematik olarak incelenebilir. Optimize edilmiş parçanın EASA ve FAA sertifikasyon süreçlerine uygunluğu için testler gerçekleştirilip prototip parçanın gerçek uçuş koşullarında validasyonu sağlanabilir.

KAYNAKLAR

1. McGowen, S. S. (2005). *Helicopters: An illustrated history of their impact* (2. Baskı). Santa Barbara, CA: ABC-CLIO Publishing, 118-120.

2. Harding, R. M., and Mills, F. J. (1983). Special forms of flight: II: Helicopters. *British Medical Journal, 287*(6388), 346–349.

3. Balaban, K. (1923). *Evolution of the helicopter (NACA-TM-196).* Technical Memorandum No. 196, National Advisory Committee for Aeronautics, USA.

4. Leishman, J. G. (2004). Development of the autogiro: A technical perspective. *Journal of Aircraft, 41*(4), 765–781.

5. Baker, D. (1994). *Flight and flying: A chronology* (1.Baskı). New York: Facts on File, 45-47.

6. Allen, M. (1993). *Military helicopter doctrines of the major powers, 1945–1992: Making decisions about air-land warfare* (3.Baskı). Westport: Greenwood Publishing, 145-147.

7. Ni, X. P., Cai, R. H., Cao, J. X., and Yu, J. Z. (2003). Present situation and prospects of helicopter technology. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica,* 24(1), 16–20.

8. Savtotti, P. P., and Trickett, A. (1991). The evolution of helicopter technology, 1940–1986. *The Journal of the American Helicopter Society*, 36(2), 111–130.

9. Soboliev, D. (2016). *Development of helicopter capabilities in the U.S. Army during the Korean and Vietnam Wars*. Master's Thesis, U.S. Army Command and General Staff College, Kansas, USA, 20-21.

10. Heeren, J. (2018). *Aircraft door hinge assembly* (Patent No. US10906625B2). United States Patent and Trademark Office.

11. Amelio, A. F., and Susek, D. N. (1996). *Aircraft duplex hinge assembly* (U.S. Patent No. 5,544,449). United Technologies Corporation.

12. Li, Y., Wang, W., and Qiao, L. (2018, 10-12 Temmuz). *A novel hinge structure of fiber Bragg grating acceleration sensor*. In International Conference in Communications, Signal Processing, and Systems. Singapore: Springer Singapore, 445–455.

13. Deng, L., Wang, X., Jin, J., and Xia, J. (2018). Precision forging technology for aluminum alloy. *Frontiers of Mechanical Engineering*, 13(1), 25–36.

14. İnternet: Zou, B. and Zou, L. (2019, 2 Nisan). *An aluminum alloy forging and its preparation process* [一种铝合金锻件及其制备工艺] (Patent Yayın No: CN109554644A). Kunshan Zhenda Aluminum Industry Co. Ltd., Çin. Web: https://patents.google.com/patent/CN109554644A Son Erişim Tarihi: 17.05.2025.

15. Sumner, W. P., and Bookout, P. J. (2013). *Low profile jettisonable door system*. (Patent No. US20130200214A1). United States Patent and Trademark Office.

16. Kahramanzade, H., Sert, Y. ve Küçükömeroğlu, T. (2021). Sürtünme karıştırma işleminin eklemeli imalat yöntemi ile üretilen AlSi10Mg alaşımının tribolojik özelliklerine etkisi. *Avrupa Bilim ve Teknoloji Dergisi*, (28), 1159-1166.

17. Buchbinder, D., Meiners, W., Wissenbach, K., and Poprawe, R. (2015). Selective laser melting of aluminum die-cast alloy: Correlations between process parameters, solidification conditions, and resulting mechanical properties. *Journal of Laser Applications*, 27(2), 29205,1-7.

18. Gadlegaonkar, N., Bansod, P. J., Lakshmikanthan, A., and Bhole, K. (2025). A review on additively manufactured AlSi10Mg alloy: Mechanical, tribological, and microstructure properties. *Journal of Mines, Metals & Fuels*, 73(1), 87-101.

19. Joo, H. (2024). *A study on the correlation between heat-treatment microstructure and mechanical properties of additive manufactured Al-Si-Mg alloy with bulk and lattice structure for weight reduction of vehicle parts and application of shock absorbing regions* (1.Baskı). Warrendale, PA: SAE International, 1-6.

20. Rautio, T., Jaskari, M., Hietala, M., Mustakangas, A., and Järvenpää, A. (2024). Mechanical characterization and fatigue behavior of AlSi10Mg alloy fabricated via laser powder bed fusion: Influence of printing orientation. *Advances in Science and Technology*, 157, 41-47.

21. Kotha, S., Laxminarayana, P., Shyamala, K., and Buchaiah, K. (2024). Selective laser melting process optimization and mechanical properties evolution of AlSi10Mg by determining temperature of the build chamber using Arduino IDE and coding algorithm. *International Journal for Multidisciplinary Research*, 12(8), 928-943.

22. Pıçak, S. C., Yahşi, M., ve Gültekin, E. (2023). A study on topology optimization of landing gear parts. *Celal Bayar University Journal of Science*, 19(2), 643–652.

23. Xie, B., Wu, X., Liu, L., and Zhang, Y. (2023). Topological design of a hinger bracket based on additive manufacturing. *Materials,* 16(11), 4061.

24. Kim, T.U. (2023, 29 Ekim- 2 Kasım). *Lightweight design with topology optimization for additive manufacturing of aircraft components.* Proceedings of the ASME 2023 International Mechanical Engineering Congress and Exposition. Volume 4: Advanced Materials: Design, Processing, Characterization and Applications; Advances in Aerospace Technology, New Orleans, Louisiana, USA.

25. Zou, J., and Mou, H. (2022). Topology optimization of self-supporting structures for additive manufacturing with adaptive explicit continuous constraint. *Computer Modeling in Engineering & Sciences*, 132(2), 451-469.

26. Arobli, M., Taghizadieh, N., Yaghmaei-Sabegh, S., and Azar, S. Z. (2024). Optimizing additive manufacturing: Minimizing support structures through constraint-based design. *Structures,* 63, 106379.

27. Tajima, M., and Yamada, T. (2023). Topology optimization with geometric constraints for additive manufacturing based on coupled fictitious physical model. *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*, 417, 116415.

28. Prathyusha, A. L. R., and Babu, G. R. (2022, 28-30 Aralık). *3D printing integration with topology optimization for innovative design and fabrication of lightweight aerospace structures.* Proceedings of the 2022 International Conference on Recent Trends in Microelectronics, Automation, Computing and Communications Systems (ICMACC), Hyderabad, India, 1-6.

29. Li, S., Yuan, S., Zhu, J., Zhang, W., Zhang, H., and Li, J. (2021). Multidisciplinary topology optimization incorporating process-structure-property-performance relationship of additive manufacturing. *Structural and Multidisciplinary Optimization*, 63(5), 2141-2157.

30. Zhou, C., Zhao, Q., and Jiang, N. (2024). Stress and temperature constrained thermoelastic topology optimization of support structures for additive manufacturing. *The International Journal of Advanced Manufacturing Technology*, 134(5–6), 2251–2268.

31. Zhang, X., Zeng, H., Jiang, X., Zhang, S., Zhou, H., Chai, H., and Guo, X. (2023). Moving morphable components structural optimum approach considering wire arc additive manufacturing constraint and its application in satellite. *Thin-Walled Structures*, 192(8), 111177.

32. Saraçyakupoğlu, T. (2021). Bir gaz türbin motoru kompresör palesinin Ti6Al4V alaşımından eklemeli üretim yöntemi ile imalatı ve boyutsal doğrulaması. *Mühendis ve Makina,* 62(702), 151-179.

33. Kim, T. U. (2024,17-21 Kasım). *Topology optimization of a landing gear part considering fatigue constraint for additive manufacturing.* Proceedings of the ASME 2024 International Mechanical Engineering Congress and Exposition. Volume 3: Advanced Materials: Design, Processing, Characterization and Applications; Advances in Aerospace Technology, Portland, Oregon, USA,1-7.

34. Ghribi, A., Amar, A., and Krichen, A. (2023). *Topology optimization and additive manufacturing of lower arm of a robotic manipulator*. In L. Sai, R. B. Sghaier, K. Abdelkader, K. Sai, W. B., Sai, and M. A. Laribi (Eds.), *Proceedings of the 2nd International Conference on Innovative Materials, Manufacturing, and Advanced Technologies*. Switzerland: Springer Nature, 278-287.

35. Rao, S. S. (2010). *The finite element method in engineering* (5th ed.). Switzerland: Elsevier Science, 245-312.

36. Pidaparti, R. M. (2017). *Engineering finite element analysis* (2.Baskı). Switzerland: Elsevier Science,121-198.

37. Madenci, E. ve Guven, I. (2015). *The finite element method and applications in engineering using ANSYS* (2nd ed.). New York: Springer,145-312.

38. Gadala, M. S. (2020). *Finite elements for engineers with ANSYS applications* (3.Baskı). Cambridge: Cambridge University Press, 210-368.

39. Altuğ, F. (2006). *Sonlu elemanlar yöntemi ile yapısal analiz ve optimizasyon*. Yüksek Lisans Tezi, Yıldız Teknik Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü, İstanbul, 25-30.

40. Drakopoulos, F. (2017). *Finite element modeling driven by health care and aerospace applications.* Doctor of Philosophy (PhD), Dissertation, Computer Science, Old Dominion University, Virginia, 45-47.

41. Pardue, J. K. (2015). *Parallel two-dimensional unstructured anisotropic Delaunay mesh generation for aerospace applications*. Master of Science (MS), Dissertation, Computer Science, Old Dominion University, Virginia, 50-55.

42. Erden, S. ve Yalçınkaya, S. (2020). Uçak koltuğunun yapısal analizi ve topoloji optimizasyonu. H. Kalaycıoğlu ve S. Yalçınkaya (Ed.), *Mühendislik alanında teknolojik gelişmeler* (2.Baskı) içinde İstanbul: Güven Plus Grup A.Ş. Yayınları, 121-150

43. Ghorpade, U. S., Chavan, D. S., Patil, V., and Gaikwad, M. A. (2013). Finite element analysis and natural frequency optimization of engine bracket. *International Journal of Mechanical and Industrial Engineering*, 1-7.

44. Fredriksson, B. (2014). Advanced numerical methods for analysis and design of aircraft structures. *International Journal of Vehicle Design*, 7, 306–336.

45. Briggs, C., and Kuhnla, R. (2011, 10-11 Eylül). *Aircraft structural modeling in aero-mechanical design.* 52nd Structures, Structural Dynamics and Materials Conference, American Institute of Aeronautics and Astronautics, USA, 196.

46. Rajanna, M. R., Johnson, E. L., Codoni, D., Korobenko, A., Bazilevs, Y., Liu, N., Lua, J., Phan, N., and Hsu, M.C. (2022, January 3-7). Finite element simulation and validation for aerospace applications: Stabilized methods, weak Dirichlet boundary conditions, and discontinuity capturing for compressible flows. *AIAA SCITECH 2022 Forum*, San Diego, California, USA.

47. Rubino, A., de Tullio, M. D., De Marinis, D., and Cinefra, M. (2023). Development of accurate fluid-structure interaction models for aerospace problems. *Materials Research Proceedings*, 33, 219-225.

48. Venini, P., and Pingaro, M. (2023). Static and dynamic topology optimization: An innovative unifying approach. *Structural and Multidisciplinary Optimization*, 66(4), 1–27.

49. Kahraman, F. ve Küçük, M. (2020). Otomotiv endüstrisinde topoloji optimizasyonu ile ağırlık azaltma uygulaması üzerine bir araştırma. *Avrupa Bilim ve Teknoloji Dergisi*, 20, 623-631.

50. Liu, Y., Wang, Z., and Li, X. (2025). Topological optimization design of aircraft landing gear door hinge frame. *Engineering Solid Mechanics*, 13(1), 15–26.

51. Wang, B., Yang, S., and Sun, Z. (2020). Topology optimization of aircraft flip spreader for lightweight. *Journal of Physics: Conference Series*, 1650(3), 032149.

52. Manguri, A., Hassan, H., Saeed, N., and Jakowski, R. (2025). Topology, size, and shape optimization in civil engineering structures: A review. *CMES - Computer Modeling in Engineering & Sciences*, 142(2), 933-971.

53. Liu, M. (2024). Application and practice of mathematical optimization method in structural mechanics design. *Academic Journal of Science and Technology*, 13(1), 151-154.

54. Mei, L., and Wang, Q. (2021). Structural optimization in civil engineering: A literature review. *Buildings*, 11(2), 66.

55. Zhu, J. H., Zhang, W. H., and Xia, L. (2016). Topology optimization in aircraft and aerospace structures design. *Archives of Computational Methods in Engineering*, 23(4), 595–622.

56. Niño-Alvarez, L., and Begambre-Carrillo, O. (2022). Multiobjective topology optimization of planar trusses using stress trajectories and metaheuristic algorithms. *Revista Facultad de Ingeniería - Universidad de Antioquia*, (107), 9-25.

57. Khalid, M., and Bansal, S. (2024). On the improvement of design space subsets formulation for iteratively optimizing structural systems. *Journal of Physics*, 2647(21), 212002.

58. Yavan, F., and Maalek, R. (2025). Reliability-constrained structural design optimization using visual programming in building information modeling (BIM) projects. *Applied Sciences*, 15(3), 1025.

59. Martínez-Frutos, J., and Periago Esparza, F. (2018). Structural optimization under uncertainty. In F. Periago Esparza, and J. Martínez-Frutos (Eds.), *Optimal control of PDEs under uncertainty*. Champaign: Springer, 91–108.

60. Wang, Q., Schmotzer, L., and Kim, Y. (2018, June 10-12). *Design optimization of building structures using a metamodeling method.* Proceedings of the 3rd International Conference on Civil, Structural and Transportation Engineering, Niagara Falls, Canada, 205.

61. Wang, Q., Schmotzer, L., and Kim, Y. (2020, August 3-8). *An adaptive RBF method for design optimization of building structures.* Proceedings of International Structural Engineering and Construction (ISEC) Society: The Third European and Mediterranean Structural Engineering and Construction Conference (EURO MED SEC 03), Limassol, Cyprus.

62. Lagaros, N. D. (2014). A general purpose real-world structural design optimization computing platform. *Structural and Multidisciplinary Optimization*, 49(6), 1047–1066.

63. Bendsøe, M. P. (2006, July 1-7). *Computational challenges for multi-physics topology optimization.* In C.A. Motasoares (Ed.), III European Conference on Computational Mechanics Dordrecht: Springer, 1.

64. Patnaik, S. N., Guptill, J. D., and Berke, L. (1995). Merits and limitations of optimality criteria method for structural optimization. *International Journal for Numerical Methods in Engineering*, 38(18), 3087–3120.

65. Arora, J. S. (2024). *Introduction to optimum design*. (3.Baskı). London: Elsevier, 613–695.

66. Arora, J. S. (2012). Practical applications of optimization. In J. S. Arora (Ed.), *Introduction to optimum design*. Massachusetts: Academic Press, 575–617.

67. Feroğlu, I. (2021). *Design of the main landing gear for a trainer aircraft with topology optimization*. Yüksek Lisans Tezi, İstanbul Teknik Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü, İstanbul,10-11.

68. Gajewski, A., and Zyczkowski, M. (1988). *Problems of optimal structural design*. In A. Gajewski, and M. Zyczkowski (Eds.), *Optimal structural design under stability constraints*. Dordrecht: Kluwer Academic Publishers, 25–39.

69. Deaton, J. D., and Grandhi, R. V. (2014). A survey of structural and multidisciplinary continuum topology optimization: post 2000. *Structural and Multidisciplinary Optimization*, 49(1), 1–38.

70. París, J., Martínez, S., Nogueira, X., Colominas, I., Navarrina, F., and Casteleiro, M. (2016). A minimum weight formulation with stress constraints in topology optimization of structures. *Revista Internacional de Métodos Numéricos para Cálculo y Diseño en Ingeniería*, 28, 33-48.

71. Nakayama, H., and Shimoda, M. (2016, June 5-10). *Shape-topology optimization for designing shell structures.* In 7th European Congress on Computational Methods in Applied Sciences and Engineering, Crete, Greece, 3249–3258.

72. Shimoda, M., Nakayama, H., Suzaki, S., and Tsutsumi, R. (2021). A unified simultaneous shape and topology optimization method for multi-material laminated shell structures. *Structural and Multidisciplinary Optimization*, 64(6), 1–36.

73. Sahab, M. G., Toropov, V., and Gandomi, A. H. (2013). A review on traditional and modern structural optimization: Problems and techniques. In X. S. Yang, S. Talatahari, and A. H. Alavi (Eds.), *Metaheuristic applications in structures and infrastructures*. New York: Elsevier, 25–47.

74. Liu, J., Gaynor, A. T., Chen, S., Kang, Z., Suresh, K., Takezawa, A., Li, L., Kato, J., Tang, J., Wang, C. C. L., Cheng, L., Liang, X., and To, A. C. (2018). Current and future trends in topology optimization for additive manufacturing. *Structural and Multidisciplinary Optimization*, 57(6), 2457–2483.

75. Mao, B., Tian, Y., Wang, C., Liu, D., Zhou, Y., and Li, J. (2023). The application of optimization design in stomatology: A literature review. *Medicine in Novel Technology and Devices*, 19, 100252.

76. Olason, A., and Tidman, D. (2010). *Methodology for topology and shape optimization in the design process*. Master's Thesis in the Master's programme Solid and Fluid Mechanics, Chalmers University of Technology, Gothenburg, Sweden,120-121.

77. Peto, M. (2019). *Topology and lattice-based structural design optimization for additively manufactured medical implants*. Master's Thesis, University of North Texas, Department of Engineering Technology, Texas,10-11.

78. Sigmund, O., and Maute, K. (2013). Topology optimization approaches: A comparative review. *Structural and Multidisciplinary Optimization,* 48(6), 1031-1055.

79. Bendsøe, M. P., and Kikuchi, N. (1988). Generating optimal topologies in structural design using a homogenization method. *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering,* 71(2), 197-224.

80. Youn, S.K., and Park, S.H. (1995). A study on the shape and topology optimization of structures. In S. N. Atluri, G. Yagawa, and T. Cruse (Eds.), *Computational Mechanics '95*. Berlin: Springer, 83-188.

81. Akilan, S., and Janardhan Reddy, K. (2024). Design improvement of steering knuckle through topology optimization for additive manufacturing. *Cogent Engineering,* 11(1), 2416487.

82. Dangal, B., and Jung, S. (2023). The impact of additive manufacturing constraints and design objectives on structural topology optimization. *Applied Sciences,* 13(18), 10161.

83. Yuran, A. F. ve Yavuz, İ. (2021). Endüstri 4.0 ve 3 boyutlu yazıcıların karşılaştırılması. *Mühendis ve Makina,* 62(704), 580-606.

84. Wang, C., Gu, X., Zhu, J., Zhou, H., Li, S., and Zhang, W. (2022). Concurrent design of hierarchical structures with three-dimensional parameterized lattice microstructures for additive manufacturing. *Structural and Multidisciplinary Optimization*, 61(4), 869-894.

85. Allaire, G., and Kohn, R. V. (1993). Topology optimization and optimal shape design using homogenization. In G. Bouchitté, G. Buttazzo, and P. Suquet (Eds.), *Homogenization and applications to material sciences*. Dordrecht: Springer, 207–218.

86. Bendsøe, M. P., and Sigmund, O. (2004). *Topology optimization: Theory, methods, and applications* (7.Baskı). Dordrecht: Springer,155-157.

87. Sigmund, O., and Maute, K. (2021). Fifty years of topology optimization. *Structural and Multidisciplinary Optimization*, 63(3), 1555-1558.

88. Bendsøe, M. P., and Sigmund, O. (1999). Material interpolation schemes in topology optimization. *Archive of Applied Mechanics*, 69(9–10), 635–654.

89. Gibson, I., Rosen, D. W., and Stucker, B. (2015). *Additive manufacturing technologies: 3D printing, rapid prototyping, and direct digital manufacturing* (2nd ed.). New York: Springer, 450-498.

90. Alvarez, H. A., Zambrano, H. R., and Silva, O. M. (2019). Influence of density-based topology optimization parameters on the design of periodic cellular materials. *Materials*, 12(22), 3736.

91. Salinas, A. (2024). *Three-dimensional shape optimization by density-based topology optimization*. Master's Thesis, Pontificia Universidad Catolica De Chile, Santiago de Chile, 112-113.

92. Huang, X., and Xie, Y. M. (2010). A further review of ESO type methods for topology optimization. *Structural and Multidisciplinary Optimization,* 41(5), 671–683.

93. Rosinha, I. P., Gernaey, K. V., Woodley, J. M., and Krühne, U. (2015). Topology optimization for biocatalytic microreactor configurations. *Computer Aided Chemical Engineering,* 37, 1463–1468.

94. Liu, S., Li, Q., Liu, J., Chen, W., and Zhang, Y. (2018). A realization method for transforming a topology optimization design into additive manufacturing structures. *Engineering,* 4(2), 277–285.

95. Zhao, H., Long, K., and Ma, Z. D. (2010). Homogenization topology optimization method based on continuous field. *Advances in Mechanical Engineering,* 2010, ID528397.

96. Özkal, F. M. ve Uysal, H. (2009). Evrimsel yapı optimizasyonuna genel bir bakış. *Pamukkale Üniversitesi Mühendislik Bilimleri Dergisi*, 15(3), 383–393.

97. Jiang, H., He, Z., Tan, H.Y., and Li, E. (2024). Robust topology optimization of structures considering additive manufacturing-induced material anisotropy and uncertainty. *Applied Mathematical Modelling,* 136, 115635.

98. Niiuchi, Y., Matsumoto, S., and Fujii, D. (2016). Topology optimization of 3D structures using improved ESO method. *Journal of Structural and Construction Engineering (Transactions of AIJ),* 81(723), 851–858.

99. Jia, H., Beom, H. G., Wang, Y., Lin, S., and Liu, B. (2011). Evolutionary level set method for structural topology optimization. *Computers and Structures,* 89(5), 445–454.

100. Güler, Z. (2013). *GPU programlama kullanan seviye kümeleri ve uygulamaları.* Yüksek Lisans Tezi, Fırat Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü, Elazığ, 109.

101. Regenwetter, L., Nobari, A. H., and Ahmed, F. (2022). Deep generative models in engineering design: A review. *Journal of Mechanical Design,* 144(7), 071704.

102. Pilagatti, A. N., Atzeni, E., and Salmi, A. (2023). Exploiting the generative design potential to select the best conceptual design of an aerospace component to be produced by additive manufacturing. *The International Journal of Advanced Manufacturing Technology,* 126(11–12), 1–16.

103. Raju, A., Siddharth, S., Jain, J., Arjun, A., Srinivasan, L., and Sivarajan, S. (2024). A generative approach to mass optimization of wheel assembly. *Advances in Transdisciplinary Engineering,* 58, 23-30.

104. İnternet: McGarry, S. (2024). Leveraging generative design AI in autodesk fusion for optimal solutions. *Autodesk.* Web: https://www.autodesk.com/products/fusion-360/blog/leveraging-generative-design-ai-in-autodesk-fusion-for-optimal-solutions/, Son Erişim Tarihi: 17.05.2025.

105. İnternet: Airbus. (2016). Pioneering bionic 3D printing – Breakthrough for future Airbus A320. Web: https://www.airbus.com/en/newsroom/news/2016-03-pioneering-bionic-3d-printing, Son Erişim Tarihi: 17.05.2025.

106. Bastian, M. (2019). Generative design: A paradigm shift in design and structural optimization. *Reviews on Advanced Materials Science*, 58(1), 111–112.

107. Thilmany, J., and Saunders, Z. (2018). Printed parts for a lighter flight: Airbus uses additive manufacturing to eliminate unnecessary weight from aircraft. *Mechanical Engineering*, 140(12), 37.

108. Zaimis, E., Giannakis, G., and Savaidis, D. (2020). Generative design case study of a CNC machined nose landing gear for an unmanned aerial vehicle. *Materials Science and Engineering*, 1024(1), 012064.

109. İnternet: Markovic, N. (2022, December 2). General Electric collaboration targets jet engine efficiency with generative design. *Autodesk.* Web: https://www.research.autodesk.com/blog/general-electric-collaboration-targets-jet-engine-efficiency-with-generative-design/, Son Erişim Tarihi: 09.11.2025.

110. İnternet: Sher, D. (2024). How major automakers use AM for production today, part 2: General Motors additive manufacturing. Web: https://www.voxelmatters.com/general-motors-additive-manufacturing/, Son Erişim Tarihi: 09.11.2025.

111. Rajput, S., Saurabh, S., and Singh, B. K. (2022). Optimization of prosthetic leg using generative design and compliant mechanism. *Materials Today: Proceedings*, 48, 1528–1535.

112. Toptas, E. (2020). Innovative approach to the design of mechanical parts. *Journal of Mechatronics and Artificial Intelligence in Engineering*, 1(1), 13-20.

113. Bright, J., Suryaprakash, R., Akash, S., and Giridharan, U. (2020). Optimization of quadcopter frame using generative design and comparison with DJI F450 drone frame. *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*, 1012(1), 012019.

114. Pavan, T. V., Gupta, V. L. J., Harisha, S. K., and Rajkumar, G. R. (2024, November 7-9). *Topology optimization and generative design for weight reduction in palletizer robots.* 8th International Conference on Computational System and Information Technology for Sustainable Solutions (CSITSS), Bengaluru, India,160-161.

115. van den Brink, W., Koenis, T., Osinga, T., and Montero-Sistiaga, M. (2025). Topology optimization for aircraft applications using hybrid and multi-material methods for different component scales. *Engineering Proceedings*, 90(1), 67.

116. Ullah, A., Asami, K., Holtz, L., Röver, T., Azher, K., Bartsch, K., and Emmelmann, C. (2024). A machine learning approach for mechanical component design based on topology optimization considering the restrictions of additive manufacturing. *Journal of Manufacturing and Materials Processing,* 8(5), 220.

117. Urbaite, G. (2024). 3D printing and additive manufacturing: Revolutionizing the production process. *Luminis Applied Science and Engineering,* 1(1), 73-83.

118. İnternet: Öberg, C. (2023). Additive manufacturing technology. *Oxford Research Encyclopedia of Business and Management*. Web: https://oxfordre.com/business/display/10.1093/acrefore/9780190224851.001.0001/acrefore-9780190224851-e-423 Son Erişim Tarihi: 10.01.2025.

119. Kiran, M. B., and Badheka, V. J. (2023). *Advances in additive manufacturing* (2.Baskı). Boca Raton: CRC Press,149-166.

120. Dedeakayoğulları, H. ve Kaçal, A. (2020). Eklemeli imalat teknolojileri ve kullanılan talaşlı imalat yöntemleri üzerine yapılan çalışmaların değerlendirilmesi. *İmalat Teknolojileri ve Uygulamaları,* 1(1), 1–12.

121. Beaman, J. J., Bourell, D. L., Seepersad, C. C., and Kovar, D. (2020). Additive manufacturing review: Early past to current practice. *Journal of Manufacturing Science and Engineering,* 142(11), 1–14.

122. İnternet: Wohlers, T., Gornet, T., Mostow, N., Campbell, I., Diegel, O., Kowen, J., Huff, R., Stucker, B., Fidan, I., Doukas, A., Drab, B., Drstvenšek, I., Eitsert, N., Espalin, D., Feldhausen, T., Ghany, K. A., Gillett-Crooks, M., Guo, D., Held, A., Hargovan, S., Holmegaard, L., Jeng, J.Y., Jurrens, K., Keating, B. ve Peels, J. (2016, 29 Nisan). History of additive manufacturing (Wohlers Report 2016–2022). SSRN, Rochester, ABD, 1–38. Web: https://ssrn.com/abstract=4474824 Son Erişim Tarihi: 04.05.2023.

123. Boyer, C., Blasco, E., and Ke, C. (2023). Unleashing the potential of 3D printing: Bridging chemistry and applications. *Small,* 19(50), e2309837.

124. Kiran, M. B., and Badheka, V. J. (2023). An overview of the advances in the 3D printing technology. In J. K. Pandey, S. Manna, and R. K. Patel (Eds.), *3D printing technology for water treatment applications*. New Delhi: Elsevier eBooks, 1-37.

125. İnternet: Davies, S. (2020). Exclusive interview: Retiring Stratasys founder Scott Crump on his 3D printing legacy. *TCT Magazine*. Web: https://www.tctmagazine.com/additive-manufacturing-3d-printing-news/exclusive-stratasys-scott-crump-3d-printing-legacy, Son Erişim Tarihi: 16.04.2025.

126. Rouf, S., Malik, A., Singh, N., Raina, A., Naveed, N., Siddiqui, M. I. H., and Haq, M. I. U. (2022). Additive manufacturing technologies: Industrial and medical applications. *Sustainable Operations and Computers,* 3, 258-274.

127. Jeronen, J., Tuovinen, T., and Kurki, M. (2023). *Fundamental mathematical modeling of additive manufacturing* (3. Baskı). Champaign: Springer International Publishing, 1-12.

128. Balasubramanian, K. R., Senthilkumar, V., and Senthilvel, D. (2020). Introduction to additive manufacturing. In K. R. Balasubramanian, and V. Senthilkumar (Eds.), *Additive manufacturing applications for metals and composites*. India: IGI Global, 1–24.

129. Mhetre, G., Jadhav, V. S., Deshmukh, S. P., and Thakar, C. M. (2022). A review on additive manufacturing technology. *ECS Transactions*, 107(1), 15355–15374.

130. Mehrpouya, M., Vosooghnia, A., Dehghanghadikolaei, A., and Fotovvati, B. (2021). The benefits of additive manufacturing for sustainable design and production. In K. Gupta, and K. Salonitis (Eds.), *Sustainable manufacturing*. India: Elsevier, 1–24.

131. Javaid, M., Haleem, A., Singh, R. P., Suman, R., and Rab, S. (2021), Role of additive manufacturing applications towards environmental sustainability. *Advanced Industrial and Engineering Polymer Research*, 4(4), 312-322.

132. Özer, G. (2020). Eklemeli üretim teknolojileri üzerine bir derleme. *Ömer Halisdemir Üniversitesi Mühendislik Bilimleri Dergisi*, 9(1), 606-621.

133. Sürmen, H. K. (2019). Eklemeli imalat (3B baskı): Teknolojiler ve uygulamalar. *Uludağ Üniversitesi Mühendislik Fakültesi Dergisi,* 24(2), 373-392.

134. Gade, S. R., Vagge, S., and Rathod, M. (2023). A review on additive manufacturing—Methods, materials, and its associated failures. *Advances in Science and Technology—Research Journal, 17*(3), 40–63.

135. Dave, V. R., Madigan, R. B., Cola, M. J., and Piltch, M. S. (2016, June 30). *Method and system for monitoring additive manufacturing processes* (U.S. Patent Application Publication No. US20160184893A1). U.S. Patent and Trademark Office.

137. İnternet: Lingyun, Z., and Xiaohui, C. (2017). Additive manufacturing method for metal part. *SciSpace*. Web: https://scispace.com/papers/additive-manufacturing-method-for-metal-part-1xeq3tb65w, Son Erişim Tarihi: 16.04.2025.

138. Zhou, L., Miller, J., Vezza, J., Mayster, M., Raffay, M., Justice, Q., Al Tamimi, Z., Hansotte, G., Sunkara, L. D., and Bernat, J. (2024). Additive manufacturing: A comprehensive review. *Sensors*, 24(9), 2668.

139. Bikas, H., Stavropoulos, P., and Chryssolouris, G. (2016). Additive manufacturing methods and modeling approaches: A critical review. *International Journal of Advanced Manufacturing Technology*, 83(1-4), 389-405.

140. Narayan, R. J. (Ed.). (2022). *ASM handbook, Volume 23A: Additive manufacturing in biomedical applications.* (2.Baskı). London:ASM International, 203.

141. Davoudinejad, A. (2021). Vat photopolymerization methods in additive manufacturing. In J. Pou, A. Riveiro, and J. P. Davim (Eds.), *Additive manufacturing* New York: Elsevier, 159–181.

142. Dubey, D., Singh, S. P., and Behera, B. K. (2024). A review on recent advancements in additive manufacturing techniques. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part E: Journal of Process Mechanical Engineering*, 20, 85.

143. Wawryniuk, Z., Brancewicz-Steinmetz, E., and Sawicki, J. (2024). Revolutionizing transportation: An overview of 3D printing in aviation, automotive, and space industries. *The International Journal of Advanced Manufacturing Technology,* 134, 3083-3105.

144. Zhou, L., Miller, J., Vezza, J., Mayster, M., Raffay, M., Justice, Q., Al Tamimi, Z., Hansotte, G., Sunkara, L. D., and Bernat, J. (2024). Additive manufacturing: A comprehensive review. *Sensors,* 24(9), 2668.

145. Parupelli, S. K., and Desai, S. (2019). A comprehensive review of additive manufacturing (3D printing): Processes, applications and future potential. *American Journal of Applied Sciences,* 16(8), 244-272.

146. Leary, M. (2020). Material extrusion. In M. Leary (Ed.), *Design for additive manufacturing*. New York: Elsevier, 223-268.

147. Fina, F., Gaisford, S., and Basit, A. (2018). Powder bed fusion: The working process, current applications and opportunities. In A. W. Basit, and S. Gaisford (Eds.), *3D printing of pharmaceuticals*. Champaign: Springer, 81–105.

148. Wang, D., Yang, Y., Liu, Y., Bai, Y., and Tan, C. (2023). Introductions. In D. Wang, Y. Yang, Y. Liu, Y. Bai, and C. Tan (Eds.), *Laser powder bed fusion of additive manufacturing technology*. New York: Springer 1-33.

149. Pope, L., Shidid, D., and Fox, K. (2022). Powder-bed fusion. In R. J. Narayan (Ed.), *ASM handbook, Volume 23A: Additive manufacturing in biomedical applications*. Online: ASM International eBooks, 115-129.

150. Bourell, D. L. (2016). Perspectives on additive manufacturing. *Annual Review of Materials Research,* 46(1), 1–18.

151. Dobrzańska-Danikiewicz, A., and Bączyk, A. (2024). A review of additive manufacturing technologies. *Archives of Materials Science and Engineering,* 128(1), 68-85.

152. Zhang, J., Song, B., Wei, Q., Bourell, D., and Shi, Y. (2023). A review of selective laser melting of aluminum alloys: Processing, microstructure, property and developing trends. *Journal of Materials Science & Technology*, 35(2), 270-284.

153. Kruth, J.-P., Vandenbroucke, B., van Vaerenbergh, J., and Mercelis, P. (2005, April 20-23). *Benchmarking of different SLS/SLE processes as rapid manufacturing techniques.* International Conference on Polymers and Moulds Innovations (PMI), Gent, Belgium.

154. Joralmon, D., Tang, T., Jayant, L., Yoo, M., and Li, X. (2024). Recent advances and prospects in selective laser sintering (SLS) and melting (SLE) and multiphoton lithography for 3D printing. In: *Advanced 3D printing technologies*. UK: Royal Society of Chemistry, 185-217.

155. İnternet: Liu, Y., An, C., Zhang, B., Sun, C., Cao, Y., Zhao, G., Wang, Y., Dichen, L., Jiankang, H., Lian, Q., and Ling, W. (2016). Powder-material-oriented SLE/SLS powder laying technology. *SciSpace*. Web: https://scispace.com/papers/powder-material-oriented-slm-sls-powder-laying-technology-1nja934j9c, Son Erişim Tarihi: 16.04.2025.

156. Brandl, E., Heckenberger, U., Holzinger, V., and Buchbinder, D. (2012). Additive manufactured AlSi10Mg samples using selective laser melting (SLE): Microstructure, high cycle fatigue, and fracture behavior. *Materials & Design*, 34, 159-169.

157. Chowdhury, S., Yadaiah, N., Prakash, C., Ramakrishna, S., Dixit, S., Gupta, L. R., and Buddhi, D. (2022). Laser powder bed fusion: a state-of-the-art review of the technology, materials, properties & defects, and numerical modelling. *Journal of Materials Research and Technology*, 20, 2109-2172.

158. Katz-Demyanetz, A., Popov, V. V., Kovalevsky, A., Safranchik, D., and Koptyug, A. (2019). Powder-bed additive manufacturing for aerospace application: Techniques, metallic and metal/ceramic composite materials and trends. *Manufacturing Review*, 6, 5.

159. Yap, C. Y., Chua, C. K., Dong, Z. L., Liu, Z. H., Zhang, D. Q., Loh, L. E., and Sing, S. L. (2015). Review of selective laser melting: Materials and applications. *Applied Physics Reviews*, 2(4), 041101.

160. Williams, C. B., and Bezek, L. B. (2020). Material jetting of polymers. Bourell, D. L., Frazier, W., Kuhn, H. ve Seifi, M. (Editörler), *ASM Handbook, Volume 24: Additive Manufacturing Processes* içinde. Materials Park, Ohio: ASM International, 58–68.

161. Makin, T. R. (2023). Process-structure-property effects of ultraviolet curing in multi-material jetting additive manufacturing. *Additive Manufacturing*, 73, 103640.

162. Gülcan, O., Gunaydin, K., and Tamer, A. (2021). The state of the art of material jetting – A critical review. *Polymers*, 13(16), 2829.

163. İnternet: Loughborough University. (t.y.). About additive manufacturing. Web: https://www.lboro.ac.uk/research/amrg/about/the7categoriesofadditivemanufacturing/materialjetting/, Son Erişim Tarihi: 20.05.2025.

164. Erickson, E. L., and Chmielus, M. (2023). Binder jetting. In J. Zhang, and Y. G. Jung (Eds.), *Additive manufacturing: Materials, processes, quantifications and applications*. New York: Springer International Publishing, 443–458.

165. Lawrence, J. R., Lawrence, M. G., Fezzaa, K., Clark, S. J., and Crane, N. B. (2024). High-speed X-ray imaging of droplet–powder interaction in binder jet additive manufacturing. *Additive Manufacturing*, 89, 104269.

166. Inkley, C., and Crane, N. B. (2023). Impact of controlled prewetting on part formation in binder jet additive manufacturing. *Additive Manufacturing*, 72, 103619.

167. Wang, L., Zhang, R., Ze, T., Zhang, Z., Liu, Z., Chen, S., and Lu, B. (2023). Forming technology of non-heat source binder jetting metal powder and its final treatment process. *Research Square* (Preprint), 132(3–4), 207–208.

168. Ahn, D.-G. (2021). Directed energy deposition (DED) process: State of the art. *International Journal of Precision Engineering and Manufacturing–Green Technology*, 8(2), 703–742.

169. Azam, F. I., Abdul Rani, A. M., Altaf, K., Rao, T. V. V. L. N., and Zaharin, H. A. (2018). An in-depth review on direct additive manufacturing of metals. *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*, 328, 012005.

170. An, Z., Wang, B., and Yu, M. (2024). Numerical study of temperature field and melt pool properties during electron beam selective melting process with single line and multiple line scanning. *Mathematics*, 12(14), 2238.

171. Pilipović, A. (2022). Sheet lamination. In J. Izdebska-Podsiadly (Ed.), *Polymers for 3D printing*. New York: Elsevier, 127–136.

172. Haddad, M., Nixon, K. B., and Wolff, S. J. (2023). *Sheet lamination*. E. Pei, A. Bernard, D. Gu, C. Klahn, M. Monzón, M. Petersen ve T. Sun (Editörler), içinde *Springer Handbook of Additive Manufacturing* (2. Baskı). Cham: Springer, 407–423.

173. Berrocal, L., Fernández, R., Galvan Gonzalez, S. R., Periñán, A., Tudela, S., Vilanova, J. C., Rubio, L., Marquez, J., Guerrero, J., and Lasagni, F. (2019). Topology optimization and additive manufacturing for aerospace components. *Progress in Additive Manufacturing*, 4(2), 1–13.

174. Ibhadode, O., Zhang, Z., Sixt, J., Nsiempba, K. M., Orakwe, J., Martinez-Marchese, A., Ero, O., Shahabad, S. I., Bonakdar, A., and Toyserkani, E. (2023). Topology optimization for metal additive manufacturing: Current trends, challenges, and future outlook. *Virtual and Physical Prototyping*, 18(1), 1–24.

175. Meng, L., Zhang, W., Quan, D., Shi, G., Tang, L., Hou, Y., Breitkopf, P., Zhu, J., and Gao, T. (2020). From topology optimization design to additive manufacturing: Today's success and tomorrow's roadmap. *Archives of Computational Methods in Engineering*, 27(3), 805–830.

176. El Khadiri, I., Zemzami, M., Hmina, N., Lagache, M., and Belhouideg, S. (2021, 25-27 Ağustos). *Topology optimization of structures obtained by additive manufacturing: Case of 3D beam*. 7th International Conference on Optimization and Applications, Wolfenbüttel, Germany, 203.

177. İnternet: Nanyang Technological University. (t.y.). Topology optimization guidelines for 3D printing of lightweight structures: Methods, considerations, and applications. Web: https://www.ntu.edu.sg/docs/librariesprovider125/default-document-library/topology-optimisation-document.pdf?sfvrsn=1c321709_3, Son Erişim Tarihi: 12.11.2025.

178. Khorasani, M., Ghasemi, A., Rolfe, B., and Gibson, I. (2022). Additive manufacturing: A powerful tool for the aerospace industry. *Rapid Prototyping Journal*, 28(1), 87–100.

179. Tomlin, M., and Meyer, J. (2011, November 7-9). *Topology optimization of an additive layer manufactured (ALM) aerospace part*. The 7th Altair CAE Technology Conference, Bristol, UK, 186.

180. Liu, J., Ou, H., He, J., and Wen, G. (2019). Topological design of a lightweight sandwich aircraft spoiler. *Materials*, 12(19), 3225.

181. Satya Hanush, S., and Manjaiah, M. (2022). Topology optimization of aerospace part to enhance the performance by additive manufacturing process. *Materials Today: Proceedings*, 62(14), 7373-7378.

182. Whalen, E., Beyene, A., and Mueller, C. (2021, 5 Kasım). SimJEB: Simulated Jet Engine Bracket Dataset. *Computers and Graphics*, 97, 97-107.

183. Carter, W. T., Emo, D. J., Abbott, D. H., Bruck, C. E., Wilson, G. H., Wolfe, J. B., Finkhousen, D. M., Tepper, A., and Stevens, R. G. (2014, 10 Eylül). *The GE aircraft engine bracket challenge: An experiment in crowdsourcing for mechanical design concepts*. Solid Freeform Fabrication Symposium, Austin, TX, United States, 140-141.

184. Blakey-Milner, B.,adu-Gyamfi, P., Sekur, A., Wirza, R., and He, Y. (2021). Metal additive manufacturing in aerospace: A review. *Materials and Design*, 209, 110008.

185. Xiaolei, F., Zhigang, Y., and Ji, Z. (2020, December 4-6). *Lightweight design of an airborne radar mounting bracket based on additive manufacturing.* 3rd World Conference on Mechanical Engineering and Intelligent Manufacturing, Shangai, China, 579-582.

186. Shi, G., Guan, C., Quan, D., Wu, D., Tang, L., and Gao, T. (2020). An aerospace bracket designed by thermo-elastic topology optimization and manufactured by additive manufacturing. *Chinese Journal of Aeronautics*, 33(4), 1252–1259.

187. İnternet: The European Space Agency. (2014). 3d-printed antenna support. Web: https://www.esa.int/ESA_Multimedia/Images/2014/11/3D-printed_antenna_support, Son Erişim Tarihi: 13.11.2025.

188. İnternet: Sogeti High Tech Additive Manufacturing for the New Airbus A350. Web: https://www.eos.info/en-us/industries/customer-success-stories/airbus-a350xwb-3d-printed-cable-mount, Son Erişim Tarihi: 03.04.2024.

189. Okorie, O., Perveen, A., Talamona, D., and Kostas, K. (2023). Topology optimization of an aerospace bracket: Numerical and experimental investigation. *Applied Sciences*, 13(24), 13218.

190. Hurtado-Pérez, A. B., Pablo-Sotelo, A. de J., Ramírez-López, F., Hernández-Gómez, J. J., and Mata-Rivera, M. F. (2023). On topology optimisation methods and additive manufacture for satellite structures: A review. *Aerospace*, 10(12), 1025.

191. Demir, S., Kurt, M. ve Kotil, T. (2022). Fatigue damage–based topology optimization of helicopter tail rotor pitch arm. *Journal of Aerospace Engineering*, 35(5), 23-24.

192. Klahn, C., Omidvarkarjan, D., and Meboldt, M. (2017, September 13-15). *Evolution of design guidelines for additive manufacturing—highlighting achievements and open issues by revisiting an early SLE aircraft bracket*. International Conference on Additive Manufacturing in Products and Applications, Zurich, Switzerland, 186.

193. Gülcan, O., Sokollu, B., Yiğitbaşı, S. T. ve Konukseven, E. İ. (2022). Ağırlık azaltma amacıyla elektron ışını ile ergitme yöntemiyle üretilen bir uçak parçasının tasarımı, topoloji optimizasyonu ve testi. *International Journal of 3D Printing Technology and Digital Industry*, 6(2), 207–217.

194. Trudel, E., El Sayed, M., Kok, L., and Provost, E. (2019, September 13-15). *Multiscale design optimization of additively manufactured aerospace structures employing functionally graded lattice materials*. AIAA SciTech Forum, San Diego, California, 87.

195. Yakın, A., Şimşek, T. ve Akkurt, A. (2023). Remodeling of the drone chassis designed for additive manufacturing method according to topology optimization. *International Conference on Applied Engineering and Natural Sciences*, 1(1), 708-717.

196. Yılmaz, M. Ve Sahin, E. (n.d.). Weight reduction of an unmanned aerial vehicle pylon fitting by topology optimization and additive manufacturing with electron beam melting. *Journal of Additive Manufacturing Technologies*, 1(2), 1–5.



Gazili olmak ayrıcalıktır