



**HAVACILIK UYGULAMALARI İÇİN AÇIK KAYNAKLI PARAMETRİK
BİR AERODİNAMİK ŞEKİL OPTİMİZASYON ÇERÇEVESİNİN
GELİŞTİRİLMESİ**

Buğra BATAN

**YÜKSEK LİSANS TEZİ
MAKİNA MÜHENDİSLİĞİ ANA BİLİM DALI**

**GAZİ ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ**

HAZİRAN 2023

ETİK BEYAN

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

- 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 çalışmada 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.

Buğra BATAN

22/06/2022

HAVACILIK UYGULAMALARI İÇİN AÇIK KAYNAKLI PARAMETRİK BİR AERODİNAMİK ŞEKİL OPTİMİZASYON ÇERÇEVESİNİN GELİŞTİRİLMESİ

(Yüksek Lisans Tezi)

Buğra BATAN

GAZİ ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

Haziran 2023

ÖZET

Sürekli büyüyen havacılık sektöründe uçuş sayısının artması nedeniyle uçakların karbon ayak izi de artış göstermektedir. Uçakların aerodinamik performansının iyileştirilmesi kritik bir gereklilik haline gelmiştir. Bu nedenle, uçak bileşenlerinin tasarımında aerodinamik şekil optimizasyonu (ASO) büyük önem taşımaktadır. Bu çalışmada, transonik rejimde sabit bir uçak kanadı (ONERA M6) ve N2A-EXTE hava aracının geometrilerini optimize etmek için açık kaynaklı araçlar kullanılarak hesaplamalı akışkanlar dinamiği (HAD) tabanlı parametrik bir ASO döngüsü tasarlanmıştır. Sunulan ASO çerçevesi kullanılarak elde edilen sonuçlar, sabit bir kanadın (ONERA M6) taşıma-sürüklenme oranı yaklaşık olarak %18 oranında ve N2A-EXTE hava aracı için ise maksimum %10'luk göreceli iyileştirme yaptığını göstermiştir. Optimize edilmiş aerodinamik yüzeylerin üzerindeki basınç dağılımı ve süpersonik bölgelerin başlangıç geometrisi ile kıyaslanması sonucunda yapılan göreceli iyileştirmenin nedenleri ortaya konmuştur. Ayrıca N2A-EXTE hava aracı için oluşturulan yeni tasarımlar için hacim, yüzey alanı ve boylamsal statik kararlılık karakteristiği açısından orijinal hava aracı geometrisi ile kıyaslanmıştır. Jenerik bir kanat ve gerçek bir hava aracı üzerinde yapılan optimizasyon çalışmaları ASO döngüsünün yeterince kararlı olduğunu ve iyi çalıştığını ortaya koymuştur. Bu çalışmada tasarlanan ASO döngüsünde yer alan açık kaynak yazılımlar başka tasarım araçları ile yer değiştirilebilir olup farklı havacılık uygulamalarında ve hava araçlarının ön tasarım aşamalarında kolaylıkla kullanılabilir. Mevcut çalışmada sunulan ASO döngüsü gelecekte yapılacak çok disiplinli ASO çalışmasının ilk adımı olarak düşünülebilir.

Bilim Kodu : 91428
Anahtar Kelimeler : Açık Kaynak Yazılımlar, Uçan Kanat Hava Aracı, Aerodinamik Şekil Optimizasyonu, HAD, OpenFOAM
Sayfa Adedi : 97
Danışman : Dr. Öğr. Üyesi Tamer ÇALIŞIR
İkinci Danışman : Dr. Şahin YİĞİT

DEVELOPMENT OF AN OPEN-SOURCE AERODYNAMIC SHAPE OPTIMIZATION FRAMEWORK FOR AEROSPACE APPLICATIONS

(M. Sc. Thesis)

Buğra BATAN

GAZİ UNIVERSITY

GRADUATE SCHOOL OF NATURAL AND APPLIED SCIENCES

June 2023

ABSTRACT

As the number of flights in the ever-growing aviation industry increases, so does the carbon footprint of airplanes. Improving the aerodynamic performance of aircraft has become a critical requirement. Therefore, aerodynamic shape optimization (ASO) is of great importance in the design of aircraft components. In this study, a computational fluid dynamics (CFD) based parametric ASO framework is designed using open-source tools to optimize the geometries of a fixed aircraft wing (ONERA M6) and N2A-EXTE aircraft in the transonic regime. The results obtained using the presented ASO framework show that a fixed wing (ONERA M6) improves the transport/drag ratio by approximately 18% and a maximum relative improvement of 10% for the N2A-EXTE aircraft. The reasons for the relative improvement in the pressure distribution over the optimized aerodynamic surfaces and supersonic regions compared to the initial geometry are presented. The new designs for the N2A-EXTE aircraft are also compared with the original aircraft geometry in terms of volume, surface area and longitudinal static stability characteristics. Optimization studies on a generic wing and a real aircraft have shown that the ASO framework is sufficiently stable and works well. The open source software included in the ASO framework designed in this study is interchangeable with other design tools and can be easily used in different aerospace applications and preliminary design stages of aircraft. The ASO framework presented in the present study can be considered as the first step in future multidisciplinary ASO framework.

Science Code : 91428

Key Words : Open Source Softwares, Blended Wing Body, Aerodynamic Shape Optimization, CFD, OpenFOAM

Page Number : 97

Supervisor : Assist. Prof. Dr. Tamer ÇALIŞIR

Co-Supervisor : Dr. Şahin YİĞİT

TEŞEKKÜR

Bu tezin hazırlanma sürecinde değerli bilgi ve deneyimleriyle bana yol gösteren, tez konusunun belirlenmesinden yazılmasına kadar tüm aşamalarda desteğini hiçbir zaman esirgemeyen danışmanlarım Dr. Öğr. Üyesi Tamer ÇALIŞIR ve Dr. Şahin YİĞİT'e teşekkürlerimi sunarım.

Değerli tez jüri üyeleri Prof. Dr. Hasan Umur AKAY ve Doç. Dr. Nureddin DİNLER'e tezime vermiş oldukları geri bildirim ve değerli katkılarından dolayı teşekkürlerimi sunarım.

Yüksek lisans eğitimimde bana sağlamış olduğu imkânlardan dolayı Türk Havacılık ve Uzay Sanayii'ne teşekkürlerimi sunarım. Ayrıca tezim süresince sürekli iletişim halinde kalan ve deneyimlerini benimle paylaşan başta Dr. Saleh ABUHANİEH, Barış CUMHUR ve Atakan OKAN olmak üzere diğer tüm ekip arkadaşlarıma teşekkürlerimi sunarım.

Yoğun çalışmalarım boyunca bana sabırla ve anlayışla yaklaşan, maddi manevi her zaman yanımda olarak yükümü hafifletip bu günlere gelmemde büyük emeği olan annem Serap BATAN ve babam Arif BATAN'a gönülden sonsuz teşekkür ederim. Bu yüksek lisans tez çalışmasını sizlere adıyorum.

“Dünyada her şey için; uygarlık için, hayat için, başarı için en hakiki mürşit ilimdir; fendir. İlim ve fennin dışında rehber aramak dikkatsizliktir, bilgisizliktir, yanlışlıktır. Yalnız ilmin ve fennin yaşadığımız her dakikadaki devrelerinin olgunlaşmasını kavramak ve yükselişini zamanla izlemek şarttır.”

Mustafa Kemal ATATÜRK

İÇİNDEKİLER

	Sayfa
ÖZET	iv
ABSTRACT.....	v
TEŞEKKÜR.....	vi
İÇİNDEKİLER	vii
ÇİZELGELERİN LİSTESİ.....	ix
ŞEKİLLERİN LİSTESİ.....	x
SİMGELER VE KISALTMALAR.....	xiii
1. GİRİŞ.....	1
2. LİTERATÜR ARAŞTIRMASI	7
2.1. Uçan Kanat Hava Aracı Konseptinin Tarihçesi	7
2.2. Aerodinamik Şekil Optimizasyonu	13
2.2.1. Gradyan tabanlı aerodinamik optimizasyon uygulamaları	14
2.2.2. Gradyan tabanlı olmayan ASO uygulamaları	17
2.3. Literatür Özeti ve Çalışmanın Literatüre Katkısı.....	24
3. PROBLEM TANIMI VE MATEMATİKSEL FORMÜLASYON.....	27
3.1. Optimizasyon Probleminin Tanımı	27
3.2. Sayısal Model.....	29
3.2.1. Kabuller.....	30
3.2.2. Korunum denklemleri	30
3.2.3. Sınır şartları.....	33
3.2.4. Art-işlem yöntemleri	35
4. YÖNTEM.....	37
4.1. Uçan Kanat Hava Aracı Aerodinamiği	37
4.1.1. Uçan kanat hava aracı sürükleme bileşenleri	37

	Sayfa
4.2. Parametrik Model ve Yüzey Hücre Ağı Oluşturma (OpenVSP)	39
4.3. Hacim Hücre Yapısı Oluşturma (SUMO/TetGen).....	42
4.4. Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği (OpenFOAM)	45
4.4.1. OpenFOAM paralelleştirme metotları	47
4.5. Optimizasyon (DAKOTA).....	48
4.5.1. DAKOTA girdi metin dosyası	49
4.5.2. DAKOTA’da genetik algoritma.....	50
4.5.3. DAKOTA’da tasarım uzayının keşfedilmesi	51
5. REFERANS ÇALIŞMALARININ DOĞRULANMASI.....	55
5.1. ONERA M6 Kanadı için Referans Çalışmaların Doğrulanması.....	55
5.1.1. Basınç dağılımının referans çalışma ile karşılaştırılması.....	56
5.1.2. Aerodinamik katsayıların referans çalışma ile karşılaştırılması	58
5.2. N2A-EXTE Hava Aracı için Referans Çalışmaların Doğrulanması.....	59
6. OPTİMİZASYON SONUÇLARI	63
6.1. ONERA M6 Kanadı için ASO Sonuçları.....	63
6.2. N2A-EXTE Hava Aracı için ASO Sonuçları	68
7. SONUÇ VE TARTIŞMA.....	83
KAYNAKLAR	85
ÖZGEÇMİŞ	97

ÇİZELGELERİN LİSTESİ

Çizelge	Sayfa
Çizelge 3.1. N2A-EXTE hava aracı seyir uçuş koşulları.....	27
Çizelge 3.2. ONERA M6 optimizasyon probleminde tasarım değişkenleri.....	28
Çizelge 3.3. N2A EXTE optimizasyon probleminde tasarım değişkenleri	28
Çizelge 5.1. HAD analizlerinde kullanılan nümerik şemalar	56
Çizelge 5.2. Euler ağ yapılarında kullanılan hücre sayıları	59
Çizelge 5.3. Kuvvet katsayılarının referans çalışma ile karşılaştırılması	59
Çizelge 5.4. RANS ağ yapılarında kullanılan hücre sayıları ve sınır tabaka özellikleri.	60
Çizelge 6.1. ONERA optimizasyon sonuçları	64
Çizelge 6.2. ONERA M6 tasarım değişkenlerinin karşılaştırılması	65
Çizelge 6.3. Euler ağ yapılarında kullanılan hücre sayıları	68
Çizelge 6.4. N2A-EXTE optimizasyon sonuçları.....	74
Çizelge 6.5. N2A EXTE tasarım değişkenlerinin karşılaştırılması	74
Çizelge 6.6. N2A-EXTE tasarımları için hacim ve yüzey alanı karşılaştırması.....	75

ŞEKİLLERİN LİSTESİ

Şekil	Sayfa
Şekil 1.1. Gövde-kanat uçak konfigürasyonu (a), Yüksek bypass oranına CTW uçak konfigürasyonu (b)	3
Şekil 1.2. CTW (a), uçan kanat (b) hava araçları için aerodinamik ve atalet yüklerinin uçak üzerindeki dağılımının karşılaştırılması	3
Şekil 1.3. Optimizasyon döngüsünün şematik gösterimi.....	5
Şekil 2.1. D-8 kuyuksuz hava aracı (Farnborough Hava Gösterisi 1914).....	8
Şekil 2.2. Northrop uçan kanat hava araçları, (a) Northrop X-216H, (b) Northrop N9-M, (c) Northrop YB-49, (d) Northrop B2 Spirit	8
Şekil 2.3. İlk turbo jetle çalışan uçan kanatlı uçağı Horten Ho-229.....	9
Şekil 2.4. Boeing uçan kanat hava aracı prototipleri (a) X-48, (b) X-48B, (c) X-48C	10
Şekil 2.5. MIT tarafından tasarlanan SAX-40 (a), NASA ve Boeing tarafından tasarlanan N2B (b) ve N2A (c) hibrit uçan kanat hava araçları	12
Şekil 2.6. NASA ve Boeing tarafından tasarlanan N2A-EXTE hibrit uçan kanat hava aracının görseli	12
Şekil 2.7. NASA tarafından geliştirilen tamamen elektrikli N3-X hibrit uçan kanat hava aracı.....	13
Şekil 2.8. Aerodinamik şekil optimizasyonu için tipik genetik algoritma yapısının şematik diyagramı	19
Şekil 2.9. Kanat geometrisinin tanımı ve tasarım parametreleri	21
Şekil 2.10. ARMOGA tarafından tüm amaç fonksiyonlarının üç boyutlu uzayında tanımlanan tüm çözümler	22
Şekil 2.11. Tasarım değişkenleri ve hava aracı üzerinde gösterimi.....	23
Şekil 2.12. 2000-2023 yılları arasında ASO çalışmalarının dağılımı	25
Şekil 2.13. Beş yıllık periyotlarda yapılmış ASO çalışmalarının sınıflandırılması.....	26
Şekil 3.1. Farklı kesitler için tasarım değişkenlerinin gösterimi	29
Şekil 3.2. Hesaplama hacmi ve sınır koşulları.....	33
Şekil 3.3. Kaymaz duvar (a) ve kaymaz duvar (b) sınır koşulunun karşılaştırılması ...	34
Şekil 4.1. Hava aracına etkiyen aerodinamik kuvvetler	37

Şekil	Sayfa
Şekil 4.2. Akışkanlar mekaniği perspektifinden sürüklenme bileşenleri	38
Şekil 4.3. OpenVSP yazılımındaki kesit parametreleri (a) ve tasarım değişkenleri (b) pencereleri.....	40
Şekil 4.4. OpenVSP yazılımında oluşturulmuş örnek parametrik modeller	41
Şekil 4.5. TetGen yazılımı ile oluşturulmuş F-16 uçağı hacim ağı	43
Şekil 4.6. ONERA M6 için $y=0$ noktasında ve y yönü normalinde alınmış kesitte ağ yapısı.....	44
Şekil 4.7. N2A-EXTE için $y=0$ noktasında ve y yönü normalinde alınmış kesitte ağ yapısı.....	44
Şekil 4.8. OpenFOAM klasör yapısı.....	45
Şekil 4.9. OpenFOAM örnek bir basınç sınır koşulu metin dosyası	46
Şekil 4.10. Örnek bir DAKOTA girdi dosyası	50
Şekil 4.11. 50 nokta için rastgele (a) ile LHS (b) dağılımının kıyaslanması	52
Şekil 4.12. Her yönde eşit dağılım (a), her yönde normal dağılım (b) için örnek bir LHS'in eksenler üzerine izdüşümü	52
Şekil 4.13. Örneklem stratejilerinin karşılaştırılması	53
Şekil 5.1. ONERA M6 kanadı	55
Şekil 5.2. ONERA M6'nın kanat boyunca çeşitli kesitlerde C_p dağılımının kıyaslanması	57
Şekil 5.3. ONERA M6 kanadının $y = 0,20b$ (a), $y = 0,44b$ (b), $y = 0,65b$ (c), $y = 0,80b$ (d), $y = 0,90b$ (e), $y = 0,96b$ (f) kanat boyunca C_p dağılımının kıyaslanması	58
Şekil 5.4. Mevcut sonuçlar ile Boeing RANS için sürüklenme poları karşılaştırılması.	60
Şekil 5.5. RANS N2A-EXTE alt (a) ve üst (b) yüzeylerindeki basınç katsayısı konturları	61
Şekil 6.1. Amaç fonksiyonun değerlendirme sayısına göre değişimi.....	64
Şekil 6.2. Orijinal ONERA M6 kanadı (a) ile optimize edilmiş ONERA M6 kanadı (b) üzerindeki basınç dağılımının karşılaştırılması	66
Şekil 6.3. Orijinal ONERA M6 kanadı (a) ile optimize edilmiş ONERA M6 kanadı (b) üzerindeki süpersonik bölgenin karşılaştırılması.....	67

Şekil	Sayfa
Şekil 6.4. Orijinal ONERA M6 kanadı (a), optimize edilmiş ONERA M6 kanadının (b) ve bu iki geometrinin üst üste koyularak (c) geometrik karşılaştırılması.....	68
Şekil 6.5. Euler sonuçları ile Boeing RANS sürüklenme poları karşılaştırılması.....	69
Şekil 6.6. N2A-EXTE üst (a) ve alt (b) yüzeylerindeki Mach konturları.....	69
Şekil 6.7. RANS ve Euler HAD analizlerinin üst (a) ile alt (b) yüzeylerindeki basınç dağılımlarının karşılaştırılması.....	70
Şekil 6.8. LHS örnekleme L/D oranının değerlendirme sayısına göre değişimi	71
Şekil 6.9. Başlangıç geometrisi (a) ile LHS örnekleme ile elde edilen hava aracı geometrisinin (b) karşılaştırılması.....	72
Şekil 6.10. N2A-EXTE amaç fonksiyonun değerlendirme sayısına göre değişimi	73
Şekil 6.11. Başlangıç geometrisi (a) ile optimizasyon ile elde edilen Tasarım-2 (b) ve Tasarım-3 (c) hava aracı geometrilerin karşılaştırılması.....	74
Şekil 6.12. Başlangıç geometrisi (a), Tasarım-1 (b), Tasarım-2 (c), Tasarım-3 (d) hava araçlarında üzerindeki Mach konturları ve oluşan süpersonik bölgelerin karşılaştırılması	76
Şekil 6.13. Basınç katsayısının hesaplandığı kesitlerin hava aracı üzerinde şematik gösterimi	77
Şekil 6.14. Dört farklı kesitte $y = 0,25b$ (a), $y = 0,50b$ (b), $y = 0,75b$ (c), $y = 0,90b$ (d) C_p değerlerinin orijinal geometri ile karşılaştırılması.....	78
Şekil 6.15. Yunuslama moment katsayısının hücum açısına göre değişimi.....	81
Şekil 6.16. $C_{m\alpha}$ değerinin hücum açısına göre değişimi	82

SİMGELER VE KISALTMALAR

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

Simgeler	Açıklamalar
b	Kanat açıklığı (m)
c	Veter uzunluğu (m)
C_D	Sürükleme katsayısı
C_L	Taşıma katsayısı
C_P	Basınç Katsayısı
C_m	Yunuslama moment katsayısı
C_{m_α}	Hücum açısına göre yunuslama momentinin değişimi
$\bar{c}$	Ortalama veter uzunluğu (m)
E	Toplam iç enerji (J)
f	Her bir yüzey elemanı
$\vec{F}$	Toplam kuvvet (N)
F_L	Taşıma kuvveti (N)
F_D	Sürükleme Kuvveti (N)
$\vec{i}$	Birim vektör
L/D	Taşıma sürükleme oranı
Ma	Mach sayısı
$\vec{n}$	Normal vektörü
$\vec{p}$	Basınç vektörü
P	Toplam basınç (Pa)
$\vec{Q}$	Kaynak terim vektörü
R	Gaz sabiti
Re	Reynolds sayısı
$\vec{S}$	Kontrol hacmini çevreleyen yüzeyler (m ²)
t	Zaman (s)
td	Tasarım değişkeni
U_∞	Serbest akış bölgesinde akışkanın hızı (m/s)

Simgeler**Açıklamalar**

u	Kartezyen koordinatlarda x yönündeki hız bileşeni
$\vec{V}$	Akışkanın hız vektörü (m/s)
V_Ω	Hacim (m ³)
v	Kartezyen koordinatlarda y yönündeki hız bileşeni
w	Kartezyen koordinatlarda z yönündeki hız bileşeni
α	Hücum açısı (°)
ρ_∞	Yoğunluk (kg/m ³)
τ	Kayma gerilmesi ()
Ω	Kontrol hacmi

Kısaltmalar**Açıklamalar**

ABD	Amerika Birleşik Devletleri
ACP	Havacılık için ileri kavramlar programı (Advanced concepts for aeronautics program)
API	Uygulama programlama arayüzü (Application programming interface)
ARMOGA	Uyarlanabilir aralıklı çok amaçlı bir genetik algoritma (Adaptive range multi-objective genetic algorithm)
ASO	Aerodinamik şekil optimizasyonu
CO	Karbon monooksit
CO₂	Karbon dioksit
CTW	Geleneksel hava araçları (Conventional tube and wing)
DAKOTA	Optimizasyon çözücüsü (Design analysis kit for optimization and terascale applications)
DES	Detached eddy simulation
DISC	Doğrudan iteratif yüzey eğriliği (Direct iterative surface curvature)
DLR	Alman havacılık ve uzay merkezi (German aerospace center)
EA	Evrimsel algoritma
ERA	Çevreye duyarlı havacılık (Environmentally responsible aviation)
FFD	Serbest biçim deformasyonu (Free form deformation)

Kısaltmalar	Açıklamalar
GA	Genetik algoritma
H₂O	Su
HAD	Hesaplamalı akışkanlar dinamiği
HiSA	(High speed aerodynamic solver)
ICAO	Uluslararası sivil havacılık örgütü (International civil aviation organization)
ICCT	Uluslararası temiz taşımacılık konseyi (International council on clean transportation)
LHS	Latin hiperküp örnekleme (Latin hypercube sampling)
MDO	Çok disiplinli tasarım optimizasyonu (Multidisciplinary design optimization)
MIT	Massachusetts teknoloji enstitüsü (Massachusetts institute of technology)
MOB	Uçan kanat gövde hava araçlarının çok disiplinli optimizasyonu (Multidisciplinary optimisation of a blended wing body)
NACRE	Yeni uçak konseptleri araştırması (New aircraft concepts research)
NASA	Ulusal havacılık ve uzay dairesi (National aeronautics and space administration)
NO	Azot monooksit
NO₂	Azot dioksit
OpenFOAM	(Open field operation and manipulation)
OpenVSP	(Open vehicle sketch pad)
RANS	(Reynolds averaged navier stokes)
RNG	Rastgele numara üreticisi (Random number generator)
ROM	Düşük mertebe metodu (Reduced order method)
SAI	(Silent aircraft initiative)
SUGAR	(Subsonic ultra green aircraft research)
SUMO	(Surface modelling)
TeDP	(Turboelectric distributed propulsion)
VELA	(Very efficient large aircraft)

1. GİRİŞ

Küresel ısınma problemi son yıllarda en çok tartışılan konu başlıklardan birisi olmuştur. Bu probleme yol açan ana neden fosil yakıtların kullanımındır. 2010 yılı itibariyle dünyadaki yakıt tüketiminin yaklaşık olarak %5,8'i havacılık endüstrisinde kullanılmaktadır [1]. Buna ek olarak fosil yakıtlar kullanılarak üretilen sera gazlarının sadece %2,4'lük kısmı havacılık uygulamaları sonucunda ortaya çıkmaktadır ancak bu oran her geçen gün hızla artmaktadır [2]. Sivil havacılıkta yakıt olarak çoğunlukla kerosen kullanılmaktadır. Kerosenin yanması sonucu çoğunlukla karbon dioksit (CO_2) ve su buharı (H_2O) meydana gelmektedir, bu gazların yanı sıra azot monoksit (NO), azot dioksit (NO_2), sülfür dioksit (SO_2), karbon monoksit (CO), hidrokarbonlar ve kurum parçacıkları da meydana gelmektedir. Hava aracının üretmiş olduğu karbon dioksit (CO_2) gazı diğer sera gazları arasında iklim değişimine en çok zararlı etkisi olan gazdır [3]. Ticari havacılık uygulamalarında fosil yakıt kullanımından kaynaklanan küresel CO_2 emisyonları son beş yılda %32'lik bir artış göstermiştir. Ayrıca, bu emisyon artış oranı, Uluslararası Sivil Havacılık Örgütü'nün (ICAO) öngördüğünden %70 daha yüksek olarak gerçekleşmiştir [4].

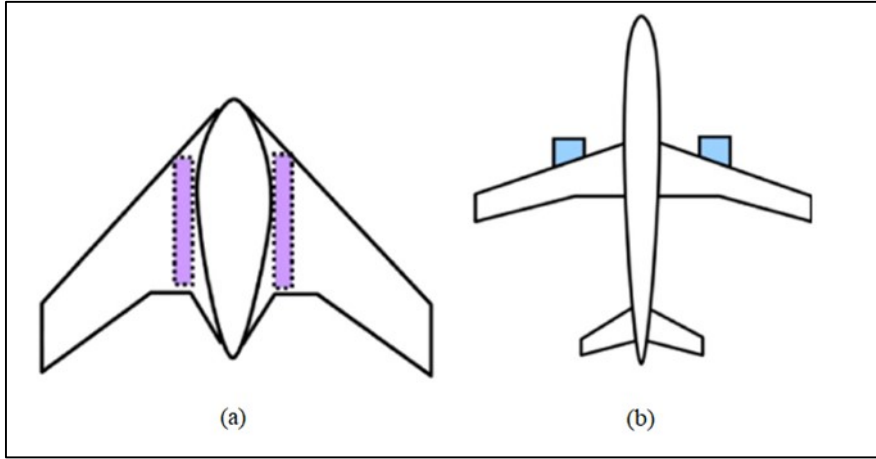
ICAO tarafından yayınlamış olan raporda 2018-2038 yılları arasında hava yolları ile yolcu taşımacılığının yıllık olarak %2,9 ile %4,2 oranları arasında büyümesi öngörülmektedir [5]. Havacılık alanındaki bu büyüme, havacılık sektörünün iklim değişikliği üzerine olan etkisinin artacağını işaret etmektedir. Bu etkileri ilk aşamada kademeli olarak azaltmak ve 2050 yılında ise tamamen sıfırlamak için dünyada önde gelen havacılık otoritesi ICAO tarafından hava araçlarına yönelik emisyon düzenlemeleri yapılmıştır [6]. 2050 yılındaki hedefe ulaşmak için Uluslararası Temiz Taşımacılık Konseyi (ICCT) tarafından karbon emisyonu azaltma süreci üç farklı senaryodan (Eylem, Dönüşüm ve Dönüm Noktası) ve altı önemli parametreye göre oluşturulmuştur. Bu parametreler aşağıda maddeler halinde verilmiştir [7].

- Havacılık trafiğinin verimliliği,
- Gelişmiş uçak teknolojileri,
- Faydalı yük taşıma verimliliği,
- Sıfır emisyonlu uçaklar,
- Hava araçları için sürdürülebilir yakıtlar,
- Ekonomik teşvikler

Ayrıca karbon emisyonunu azaltmak için yapılan hızlı ve agresif düzenlemeler yüzünden 2025 yılında fosil yakıt tüketiminin zirve bir değere ulaşacağı öngörülmektedir. Öte yandan yapılan düzenlemeler sayesinde 2050 yılında havacılıkta fosil yakıt tüketiminin sıfırlanması hedeflenmektedir [7]. Bu hedefe ulaşmak için havacılık endüstrisinde yakıt tüketiminin azaltılması kaçınılmaz bir hal almıştır. Hava araçlarının yakıt tüketiminin azaltılması direkt olarak yanma sonucu oluşan CO₂ gazının emisyon miktarını azaltmak anlamına gelmektedir [3].

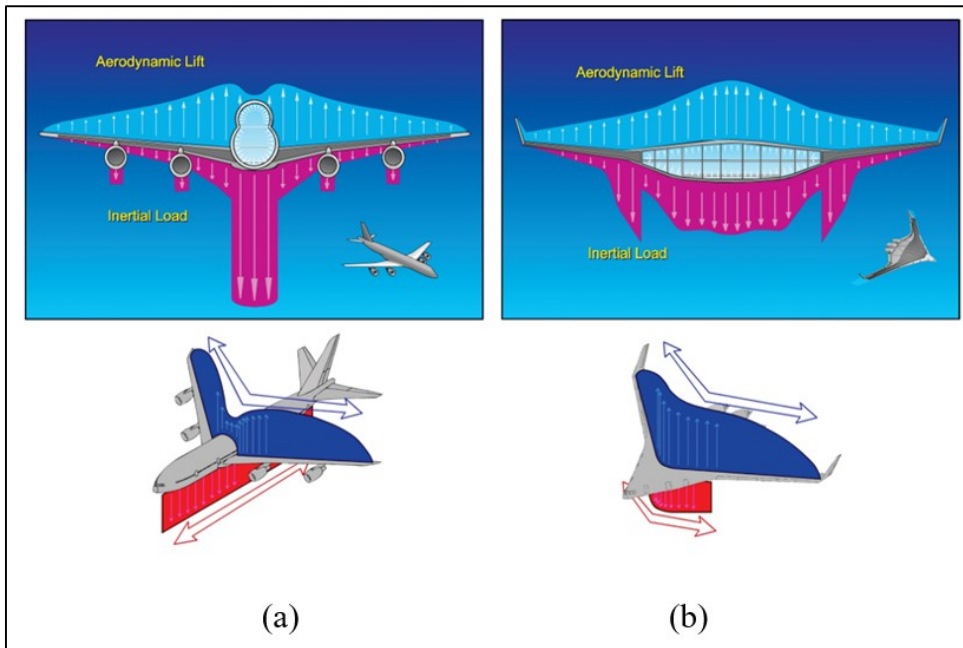
Şekil 1.1.'de sunulan geleneksel tüp ve kanat (CTW) konfigürasyonu uzun yıllardır yolcu ve faydalı yük taşımak için kullanılmıştır ve aerodinamik tasarım olarak neredeyse sınırlarına ulaşmış durumdadır. CTW üzerinde aerodinamik iyileştirmeler elde etmek hâlâ mümkün olsa da ICAO'nun karbon azaltma hedeflerine ulaşılması için iyileştirmelerden daha fazlası gerekmektedir. Hava araçlarının verimliliğini arttırmak hem çevreye olumsuz etkilerini azaltmak adına hem de ekonomik açıdan önemli bir unsurdur ama hızla büyümekte olan havacılık sektöründe tek başına asla yeterli olmayacaktır. Bu yüzden hem çevre dostu hem de daha verimli yeni hava aracı konfigürasyonları geliştirilmesi ihtiyacı doğmuştur. Yenilikçi tasarımlar olarak dikme destekli kanat (strut-braced wings) [8-9], çift balonlu kanat (double-bubble wings) [10], kutu kanat (box wing) [11-12], birleşik kanat (joined-wing) [13-14], harmanlanmış veya uçan kanat (blended/hybrid wing body) [10,15-16] hava aracı konseptleri bulunmaktadır.

Bu yenilikçi tasarımlar arasından harmanlanmış veya uçan kanat tasarımı emisyon ve gürültü açısından diğer tasarımlara göre daha fazla öne çıkmaktadır [15]. Mistry [17] doktora tezinde 96 farklı hava aracı konfigürasyonu içerisinde en az gürültü seviyesine sahip konfigürasyonu bulmak için 12 farklı gürültü parametresi kullanarak bir kıyaslama çalışması yapmıştır. Bu çalışma sonucunda uçan kanat hava aracı konsepti %64,3 puan ile en yüksek puanı alırken yüksek bypass oranına sahip CTW uçak tasarımı %58,7 puan ile uçan kanat tasarımının gerisinde kalmıştır [17]. Gövde-kanat hava aracı taslak çizimi Şekil 1.1. (a)'da ve CTW hava aracı taslak çizimi Şekil 1.1. (b)'de sunulmuştur.



Şekil 1.1. Gövde-kanat uçak konfigürasyonu (a), Yüksek bypass oranına CTW uçak konfigürasyonu (b) [17]

Ayrıca 800 yolcu 7000 deniz mili taşıyacak uçan tasarımının yolcu başına düşen kilometredeki yakıt tüketimi geleneksel konfigürasyona göre %27 daha düşüktür ve bu sayede daha uzun menzile daha fazla faydalı yük taşıma kapasitesine sahiptir [15]. İki tip hava aracının üzerindeki taşıma kuvveti ve atalet kuvvetlerinin dağılımı Şekil 1.2.'de gösterilmiştir. Hava aracı üzerindeki aerodinamik ve atalet yüklerinin dağılımının daha eşit olduğu açıkça görülmektedir, böylece hava aracı daha stabil uçabilmekte ve daha fazla faydalı yük taşıma kapasitesine sahip olmaktadır.



Şekil 1.2. CTW (a), uçan kanat (b) hava araçları için aerodinamik ve atalet yüklerinin uçak üzerindeki dağılımının karşılaştırılması [15]

Optimizasyon, belirli sınırlamalar içerisinde en iyi sonucu arama yöntemidir. Havacılık alanında da birçok uygulama alanı bulunmaktadır. Hava aracının dış kabuk geometrisinde şekil değişiklikleri yapılarak uçuş performansında iyileştirme elde etmeye çalışmak uygulama alanlarından birisidir. Aerodinamik şekil optimizasyonu (ASO), hava aracının yakıt tüketimini azaltarak maliyetleri en aza indiren ve belirtilen kısıtlamaları karşılarken verimliliği en üst düzeye çıkaran optimum bir şekli bulmak için kullanılmaktadır. Kroo [16] tarafından bahsedildiği gibi hava aracının kavramsal tasarım sürecinde yapılacak ASO çalışmaları başka şekilde keşfedilmesi mümkün olmayan yeni aerodinamik yüzeylerin bulunmasına olanak sağlamaktadır. Halen sivil havacılık için tasarım aşamasında olan uçan kanat hava aracı için bu aşamada yapılacak optimizasyon çalışmaları gelecekte yenilikçi tasarımların ortaya çıkmasında önemli rol oynamaktadır. Literatürde bu konu hakkında birçok çalışma bulunmaktadır. ASO hakkında öne çıkan çalışmalar Bölüm 2.2.'de detaylı bir şekilde sunulmuştur.

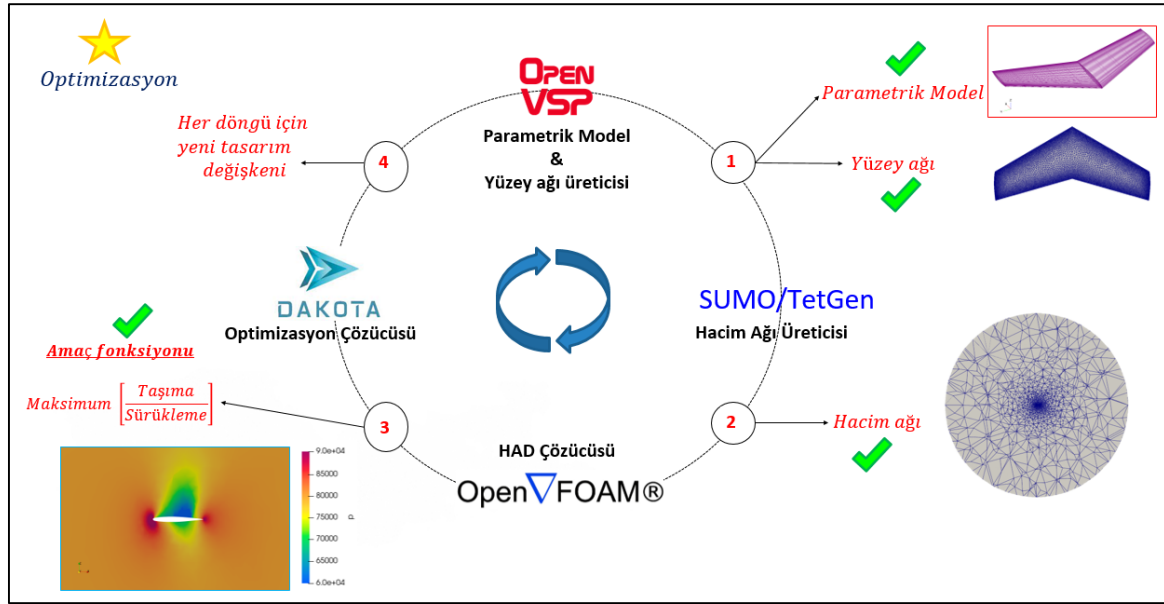
Araştırmanın amacı ve önemi

Bu çalışmanın amacı; tamamen açık kaynak ve hesaplamalı akışkanlar dinamiği (HAD) tabanlı parametrik ASO gerçekleştirecek ve havacılık uygulamalarında kullanılacak pratik bir optimizasyon döngüsü oluşturmaktır. Oluşturulan bu optimizasyon döngüsünde hiçbir ticari lisansa ihtiyaç duyulmamaktadır. Buna ek olarak optimizasyon döngüsündeki her adımı ve döngünün her bir bileşeninin nasıl çalıştığını açıklayarak havacılıktaki ASO problemlerinin çözümüne katkı sağlanması hedeflenmiştir.

Yöntem

Oluşturulan optimizasyon döngüsü Şekil 1.2.'de sunulmuştur ve 4 basamaktan oluşmaktadır. İlk adımda OpenVSP [18] yazılımı kullanılarak hava aracı için bir parametrik model ve sonrasında yüzey ağ yapısı oluşturulmuştur. İkinci adımda ise oluşturulan yüzey ağ yapısı kullanılarak SUMO (Surface Modelling) ve TetGen [19-20] yazılımları ile hacim ağ yapısı oluşturulmuştur. Sıradaki adımda açık kaynaklı HAD çözücüsü olan OpenFOAM [21] kullanılarak viskoz olmayan HAD analizleri transonik rejimde gerçekleştirilerek ilgili hava aracı için taşıma katsayısı (C_L) ve sürüklenme katsayısı (C_D) hesaplanmıştır. Son adımda ise aerodinamik analizlerinden elde edilen sonuçlar optimizasyon aracı DAKOTA (Design Analysis Kit for Optimization and Terascale Applications) [22] tarafından okunmakta ve

genetik algoritma kullanarak amaç fonksiyonunu (C_L / C_D) maksimum yapmak için bir sonraki çevrim adımı için yeni şekil parametreleri hesaplanmıştır. Optimizasyon döngüsü durma kriterine ulaşıncaya kadar devam etmektedir. Bu çalışmada, N2A-EXTE uçan kanat hava aracı için taşıma katsayısının sürüklenme katsayısına oranı nesne fonksiyonu olarak seçilmiştir. Buna ek olarak HAD analizleri her optimizasyon döngüsünde iteratif olarak yapılmaktadır.



Şekil 1.3. Optimizasyon döngüsünün şematik gösterimi

2. LİTERATÜR ARAŞTIRMASI

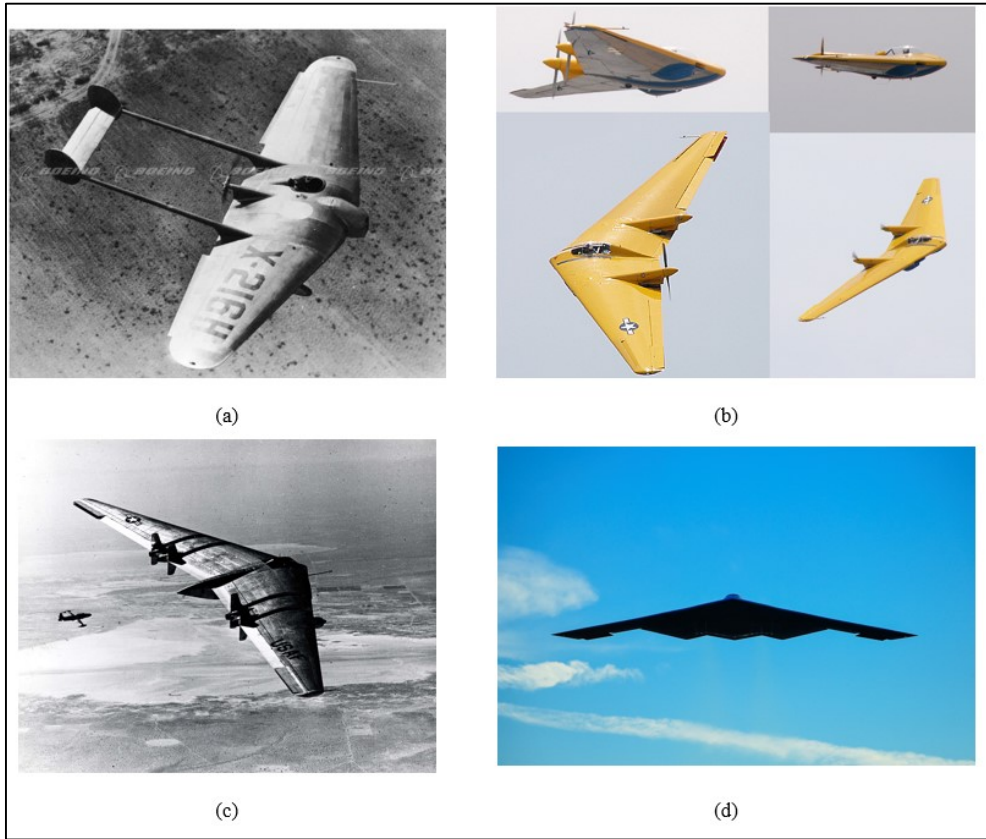
Bu bölümde uçan kanat hava aracı konfigürasyonu ve ASO konuları hakkında genel bilgiler verilmiş ve mevcut çalışma ile literatür arasındaki fark ortaya konulmuştur. Bu kapsamda detaylı bir literatür araştırması sunulmuştur.

2.1. Uçan Kanat Hava Aracı Konseptinin Tarihçesi

Kaydedilen ilk kuyruksuz uçan kanatlı uçak, 1911'de John Dunne tarafından tasarlanan Şekil 2.1.'de sunulan D-8 uçağıdır [23]. Dönme ve yuvarlanma uçuş manevralarını yapabilen tarihin ilk kuyruksuz uçağı MK IV, Captain Hill tarafından 1924 ve 1931 yılları arasında üretilmiştir [24]. Jack Northrop uçan kanat konfigürasyonlarının potansiyellerini keşfetmek için 1927'de Northrop's Corporation şirketini kurmuştur [25]. Northrop's Corporation şirketi tarafından tasarlanan X-216H uçan kanat prototipi 1929 yılında ilk kez uçuruldu. X-216H uçağından ilham alınarak geliştirilen N-1M Jeep uçan kanat hava aracı ilk kez 1940 yılının temmuz ayında uçuş testi başarıyla yapıldı. Bunu takip eden 2 yıl boyunca 200'den fazla uçuş testi yapılarak uçan kanat hava aracının aerodinamik performansı araştırılmıştır. Devam eden tasarım sürecinde 9 m kanat açıklığı, 6326 kg kalkış ağırlığına ve çift motora sahip olan N-9M bombardıman uçağının ölçekli bir modeli şirket tarafından geliştirilmiştir. [26]. 1946 yılında hizmete alınan uzun menzilli ağır bombardıman uçakları olan XB-35 ve YB-35 uçakları N-9M uçağından yaklaşık olarak 3 kat daha büyük olacak şekilde üretilmiştir [26]. II. Dünya Savaşı sonrasında Amerika Birleşik Devletleri (ABD) ordusu tarafından kullanılmak üzere YB-49 uçan kanat bombardıman uçağının ilk uçuşu yapıldı. Genel olarak uçuş test çalışmalarından iyi sonuçlar alınsa da kararlılık sorunları yüzünden bu uçakların üretimi hiç yapılmadı [24]. Bu çalışmalardan edinilen tecrübe ile 1989 yılında ilk uçuşunu başarıyla tamamlamış olan B-2 Spirit üst düzey gizliliğe sahip bombardıman uçağının tasarlanması için önemli bir adım olmuştur [27]. Askeri operasyonlarda son derece başarılı olan B-2 bombardıman uçağı, düşük görünürlük ve uluslararası menzil özellikleriyle uçuş zarfı boyunca güvenli ve verimli operasyonlar sağlamak için geliştirilmiştir [28]. Yukarıda bahsedilen uçan kanat hava araçlarından bazılarının görselleri aşağıda Şekil 2.1' de verilmiştir.



Şekil 2.1. D-8 kuyruksuz hava aracı (Farnborough Hava Gösterisi 1914) [23]



Şekil 2.2. Northrop uçan kanat hava araçları, (a) Northrop X-216H [28], (b) Northrop N9-M [29], (c) Northrop YB-49 [30], (d) Northrop B2 Spirit [31]

Öte yandan Almanyada uçan kanat üretiminin önde gelen isimlerinden Horten kardeşler Walter Horten ve Reimar Horten 1930'lu yıllarda sürekli olarak iyileştirilmiş performansa sahip makineler tasarladılar [24]. 1931 ve 1944 yılları arasında uçan kanat konsepti üzerinde çalıştılar. Bu süreçte Ho serisi uçan kanatlı uçakları geliştirdiler, Şekil 2.3'de gösterilen

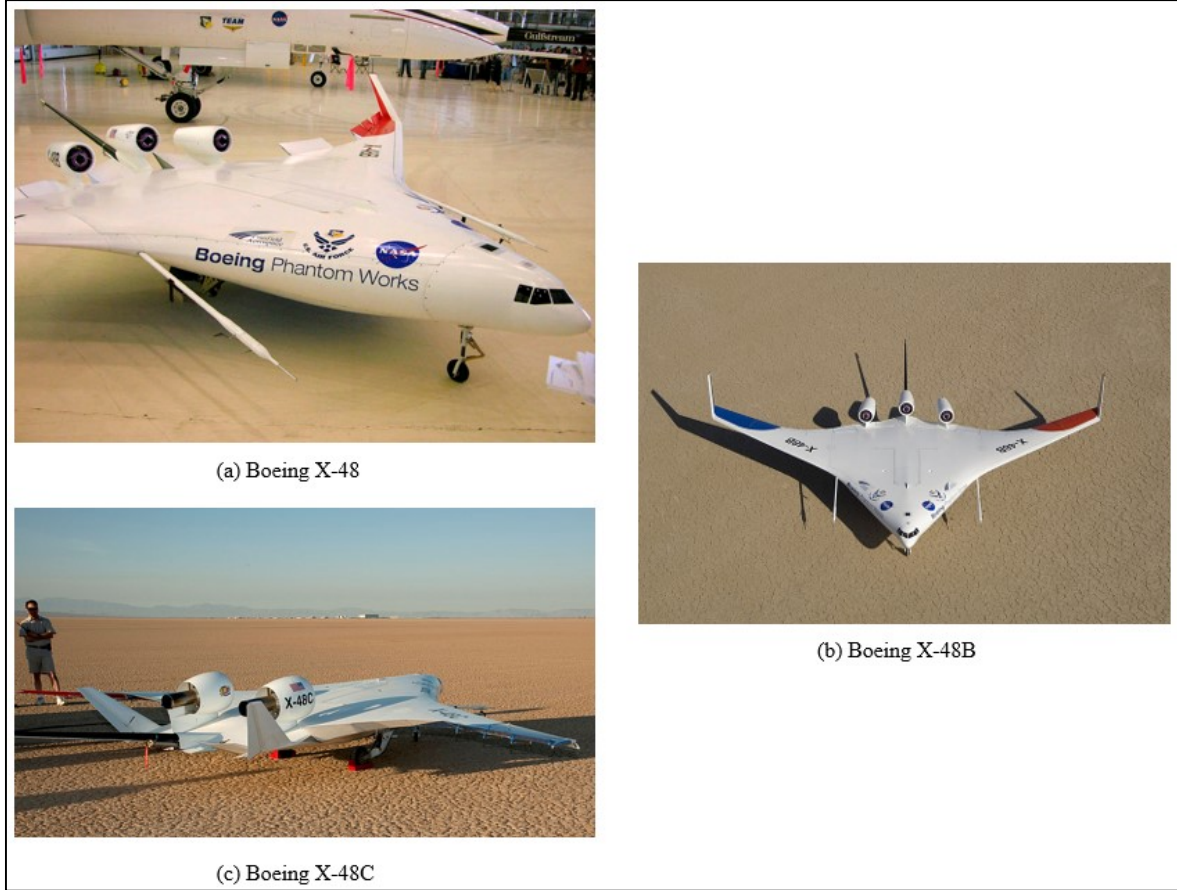
dünyanın ilk turbo jetle çalışan uçan kanatlı Ho – IX uçağının geliştirilmesiyle tanınmaktadır.



Şekil 2.3. İlk turbo jetle çalışan uçan kanatlı uçağı Horten Ho-229 [32]

ABD’de başarı ile tamamlanan uçuşlar ve 1930 ve 1940’lı yıllarda yapılmış öncü çalışmalar doğrultusunda Ulusal Havacılık ve Uzay Dairesi (NASA) bünyesinde bulunan Langley Araştırma Merkezi’ndeki (LAM) bilim insanları, uzun mesafelere yük taşımak için yeni bir hava aracı konsept tasarımı üzerinde 1988 yılında çalışmaya başladılar [33]. Bundan 6 yıl sonra uçan kanat hava araçlarının ticari olarak kullanılması için Boeing ve NASA arasında iş birliği başlamıştır. 1994 yılında NASA’da, yeni bir program olan “Advanced Concepts for Aeronautics Program” (ACP) kapsamında bir uçan kanat hava aracının ticari kullanımı üzerine araştırmalar yapılmaya başlanmıştır. ACP programı kapsamında çalışmalar 1998 yılına kadar devam etmiştir, program sonunda elde edilen bilgiler ışığında uçan kanat konfigürasyonunun yakıt tüketimi, taşıma direnç oranı (L/D) ve doğrudan işletme maliyetleri açısından devrim niteliği olduğu ortaya konmuştur [33]. ACP programında uçan kanat konfigürasyonunun düşük hız ve yüksek hücum açısı dinamiklerini daha iyi anlamak ve sonraki uçaklar için ölçekten bağımsız uçuş kontrol konseptlerinin geliştirilmesine katkıda bulunmak için küçük ölçekli BWB-6 ve BWB-17 prototipleri üretilmiştir. BWB-17 küçük ölçekli projesindeki elde edilen başarı NASA’da çalışan mühendislere, uçan kanat konfigürasyonun ticari yolcu taşımacılığında uygulanabileceğini gösterdi ve 2003 yılında BWB-450’nin üretilmesine yol açtı [14]. BWB-450 ultra verimli bir motor teknolojisine sahip 450 yolcu kapasiteli bir ticari nakliye uçağıdır. Daha sonrasında uçan kanat uçakların aerodinamik özelliklerini daha detaylı araştırmak için X-48 isimli bir hava aracı tasarlama

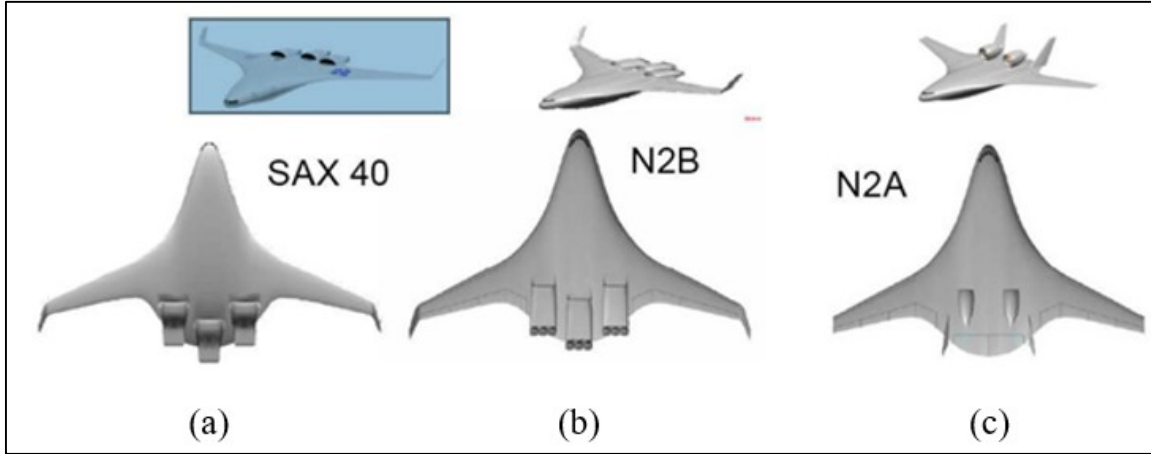
projesi NASA, Boeing, Airbus ve DLR (Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt) tarafından ortaklaşa başlatılmıştır [34]. X-48 için yapılan uçuş testleri uçağın beklenenden daha sessiz olduğunu ve daha fazla yük taşıırken daha iyi bir yakıt verimliliğine sahip olduğunu gösterdi [35]. X-48 projesinin kapsamı oldukça geniş olup bu projede birden fazla prototip üretilmiştir, bu prototipler Şekil 2.4.'de gösterilmiştir.



Şekil 2.4. Boeing uçan kanat hava aracı prototipleri (a) X-48, (b) X-48B, (c) X-48C [34]

Uçan kanat konseptinin faydaları, dünyada diğer önde gelen havacılık kuruluşlarını da uçağın çeşitli yönleri hakkında araştırmalar yapmaya teşvik etmiştir. Avrupa Birliği (AB) tarafından yenilikçi, verimli, uzun menzilli, büyük kapasiteli, yolcu taşımacılığı ve kargo uçağı geliştirmeye yönelik bir dizi proje oluşturulmuştur [36]. İlk projede “Multidisciplinary Optimisation of a Blended Wing Body” (MOB), 2000 ve 2003 yılları arasında bir uçan kanat hava aracının çokdisiplinli optimizasyonunu “Multidisciplinary Design Optimization (MDO)” gerçekleştirmek için bir altyapı hazırlanması planlanmıştır [37]. MOB projesinin amacı, hali hazırda bulunan ticari yöntemleri veya özel kodları kullanarak yenilikçi ve karmaşık havacılık ürünleri oluşturmasını sağlayacak araçlar ve yöntemler geliştirmektir.

İkinci olarak ise “Very Efficient Large Aircraft” (VELA) projesinde uçuş verimliliğini maksimum yaparken yapısal ve kontrol çözümleri geliştirmeye odaklanan iki farklı uçan kanat konfigürasyonu 2002-2005 yılları arasında incelenmiştir [38]. 2005-2009 yılları arasında “New Aircraft Concepts Research” (NACRE) [39] projesinde VELA projesinin sonuçlarını genişletilerek 750 yolcu kapasiteli bir uçan kanat üzerinde çalışmalar yapılmıştır. Son aşamada ise 2008-2012 yılları arasında, “Active Control for Flexible Aircraft” (ACFA2020) [40] projesi, 450 yolcu için NACRE tasarımının küçültülmüş bir versiyonunu inceledi ve aktif bir kontrol geliştirerek yapısal yükleri azaltmayı ve uçuş kalitesini iyileştirmeyi amaçlamıştır. NASA tarafından finanse edilen “Environmentally Responsible Aviation” (ERA) projesinin bir parçası olarak Boeing ve NASA tarafından önemli çalışmalar yapılmıştır. Boeing’in bu projeye ilk katkılarından biri, havacılığın çevresel etkilerini azaltma potansiyeline sahip uçan kanat konsepti de dahil olmak üzere geleneksel olmayan uçak konseptlerini araştırmaya yönelik “Subsonic Ultra Green Aircraft Research” (SUGAR) programını başlatmıştır [41,42]. Massachusetts Teknoloji Enstitüsü (MIT) tarafından kurulan bir araştırmacı, “Silent Aircraft Initiative” (SAI) olarak adlandırılan projede ultra düşük gürültü oluşturan, yakıt tasarruflu bir uçan kanat hava aracının tasarımı üzerinde çalışmalar yaptı. NASA’nın ERA programına yanıt olarak MIT, bu çalışmayı ERA programının hedeflerini karşılayacak şekilde genişletmiştir. Bu araştırma, mevcut olarak kullanılan yolcu taşımacılığı uçaklarından çok daha sessiz olan bir uçak tasarlamayı amaçlıyordu. Ana tasarım faktörü azaltılmış gürültü seviyesi olan 215 yolcu kapasiteli SAX-40 uçağı 2006 yılında tanıtılmıştır [43]. SAX-40 uçağının kavramsal tasarımı Şekil 2.5.’de sunulmuştur. Ayrıca Boeing ve NASA tarafından, SAX-40 tasarımından esinlenerek, ERA programının N+2 gürültü ve emisyon hedeflerini karşılamak ve N2-A/B/EXTE hibrit uçan kanat tasarımlarını geliştirmek için hem sayısal hem de deneysel çalışmalar yapmıştır [44,45]. N2A-EXTE hibrit uçan kanat uçağının görseli Şekil 2.6.’da verilmiştir.

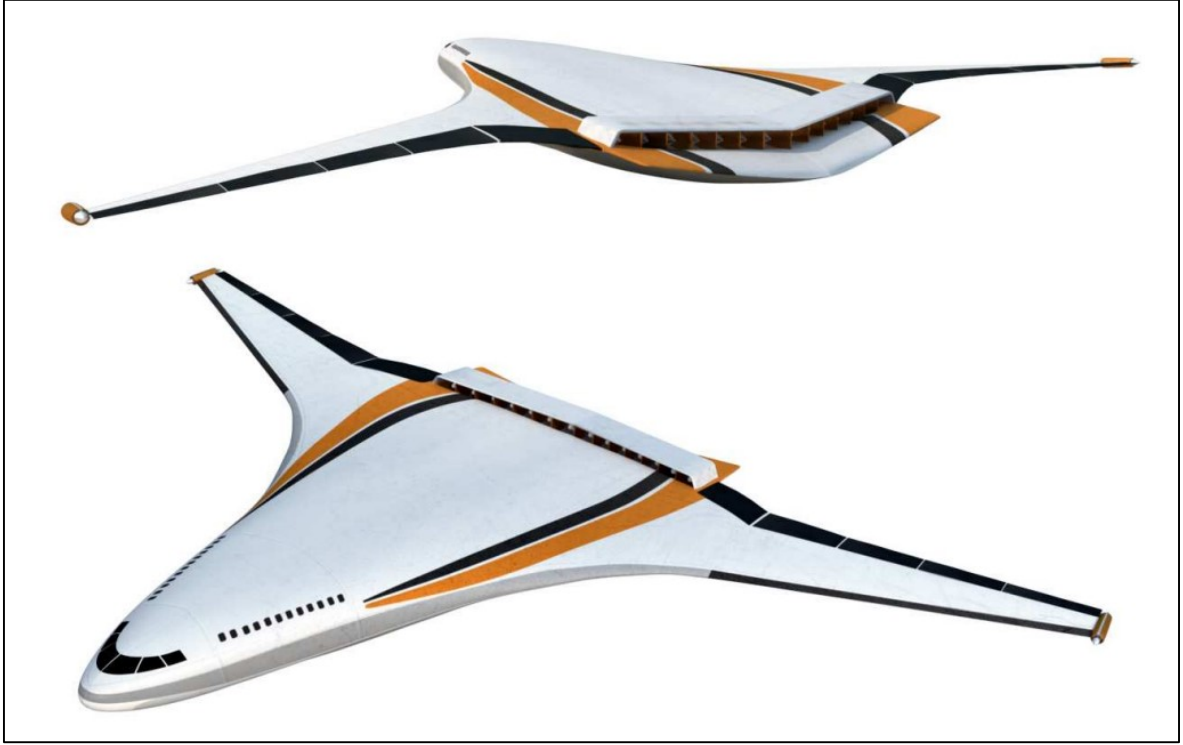


Şekil 2.5. MIT tarafından tasarlanan SAX-40 (a), NASA ve Boeing tarafından tasarlanan N2B (b) ve N2A (c) hibrit uçan kanat hava araçları [52]



Şekil 2.6. NASA ve Boeing tarafından tasarlanan N2A-EXTE hibrit uçan kanat hava aracının görseli [45]

Bu tasarımlar NASA, Boeing ve diğerlerinin [46-51] ilerideki çalışmaları için temel teşkil etmiştir. Son yıllarda tasarlanan N3-X, uçan kanat konseptinin en yeni neslini temsil etmektedir. Tüm ana tahrik gücünü üretmek için elektriği kullanan ve böylece yakıt gereksinimlerini önemli ölçüde azaltan “Turboelectric Distributed Propulsion” (TeDP) adlı devrim niteliğinde bir itki konseptine sahiptir. Araştırmacılar N3-X konfigürasyonu ile klasik tasarımlara göre yakıt tüketiminde %15'e varan bir azalmanın elde edilebileceğini gösterdi [52]. N3-X sivil yolcu taşımacılığı yapacak uçağın tasarımı Şekil 2.7.'de sunulmuştur.



Şekil 2.7. NASA tarafından geliştirilen tamamen elektrikli N3-X hibrit uçan kanat hava aracı [45]

Bu önemli katkıların yanı sıra Bolsunovsky ve arkadaşları [53], Okonkwo ve Smith [54] ve Zhenli ve arkadaşları [55], uçan kanat konfigürasyonunun zaman içerisinde ilerleyişi hakkında tarihsel kavramlardan, mevcut zorluklardan ve gelecekteki uygulamalar da dahil olmak üzere detaylı bir literatür araştırması yapmışlardır.

2.2. Aerodinamik Şekil Optimizasyonu

Genel olarak yapılmış ASO çalışmalarına ek olarak bir uçan kanat hava aracının ASO ile tasarlanması üzerine yapılan çalışmalardan elde edilen çok sayıda bulgu, bu konuda bir temel oluşturmak için bu bölümde özetlenmiştir. Bu bölümde literatürdeki ASO yaklaşımlarını gradyan tabanlı ve gradyan tabanlı olmayan olarak iki kısımda incelenmiştir.

Hava aracı tasarımında kullanılmak üzere simülasyon araçları, rüzgâr tüneli deneyine ihtiyaç olmadan karmaşık akışkanlar dinamiği problemlerini daha iyi anlamak ve farklı tasarımların akış davranışı hakkında tahminlerde bulunmak için geliştirilmiştir. Alternatif tasarımların akışkan davranışlarını ve özelliklerini tahmin edebilen mühendisler artık otomatik olarak mevcut tasarımın performansını arttıracak yollar aramaya başladılar. İlk zamanlarda

kullanılan akış çözücülerin doğruluğu düşük olmasına rağmen zaman içerisinde doğruluk oranı çok artış göstermiştir. Çözücülerin doğruluğu artarken optimizasyon probleminin doğası büyük oranda aynı kalmıştır. Alışılmadık uçaklara olan ilginin tekrar artmasından önce, geleneksel hava aracı konseptinin üzerinde iyileştirmeler yapılarak verimliliğinin artırılması üzerine yoğun optimizasyon çalışmaları yapılmıştır [15]. Buna ek olarak, çevre dostu, aerodinamik verimi yüksek ve uzun menzile daha fazla yükü daha az maliyetle taşıyabilecek hava araçlarına olan ihtiyacın yanında geleneksel tasarımın sınırlarına ulaşmasının ardından uçan kanat hava aracı kavramsal tasarımı oluşturulmaya başlandı [56]. Görev profili uzun menzilli uçaklar için aerodinamik açıdan en mükemmel konfigürasyonun uçan kanat konfigürasyonu olduğu Carter ve Vicroy tarafından yapılan rüzgâr tüneli testleri sonucunda açıkça belirtilmiştir [57].

2.2.1. Gradyan tabanlı aerodinamik optimizasyon uygulamaları

Hicks ve arkadaşları [58, 59] kullanılabilirlik açısından aerodinamik optimizasyon konusunda ilk örneği temsil etmektedir. Bu çalışmada tasarım tekniğini göstermek için üç tasarım problemi seçilmiştir. İlk problemde kanat hacmini kısıtlayıp kanadın üst yüzeyinin %50 değiştirilerek şok direnci azaltılmaya çalışılmıştır. İkinci problemde ise kanat hacmi ve taşıma kuvveti katsayısını sabit tutarak kanadın üst kısmının değiştirilmesi ile kanadın taşıma-sürükleme oranını arttırmayı hedeflemişlerdir. Son problemde düşük hızlarda kanadın hacmini %50 oranda değiştirerek daha iyi bir perdövites (stall) performansı elde etmek amaçlanmıştır. Viskoz olmayan çözücü aerodinamik analiz aracı kullanılarak transonik akış rejiminde elde edilen sonuçların, tasarım hedeflerinde önemli bir iyileştirme yaratacak kadar doğru olduğunu göstermiştir. 1988 yılında Jameson [60] kontrol teorisini aerodinamik tasarıma uygulayarak gradyan tabanlı ASO stratejisinin en önemli parçası “Adjoint” metodunu geliştirmiştir. Bu yaklaşım sayesinde aerodinamik yüzeylerin geometrik sınırlarını kontrol ederek hesaplama maliyeti en az olacak şekilde optimizasyon problemlerini formüle etmek için bu metodun kullanılabileceği Jameson tarafından gösterilmiştir. Drela [61] tarafından taşıma ve yunuslama momenti kısıtlarına göre bir kanat profilinin sürükleme katsayısını en aza indirme problemi, bir sınır tabaka modeli ve Euler çözücü kullanılarak çözüldü. Bu çalışmada tasarım parametreleri için uygun sınırları belirlemeye, optimizasyon probleminin tasarım uzayını sınırlamaya yani optimizasyon problem tanımının ne kadar önemli olduğuna vurgu yapılmıştır. Bu öncü çalışmalar aerodinamik şekil optimizasyonu için sayısal modellemenin zorluklarını da ortaya

koymuştur. Son çeyrek asırda donanım ve yazılım alanlarında kaydedilen büyük gelişmeler ve yeni sayısal metotların entegre edilmesi sayesinde MDO ve ASO araştırmaları artış göstermiştir. Bu alandaki transonik ve ses altı uçuş koşullarında yapılmış bir dizi çalışma ve en son gelişmeler burada sunulmuştur. Hicken ve Zing [62, 63] tarafından eğri tabanlı ağ deformasyon aracı kullanarak ses altı hızlarda türbülanslı (viskoz olmayan) akış koşullarında yüksek doğrulukta gradyan tabanlı bir optimizasyon aracı geliştirildi. Bu yaklaşım ile oldukça kaliteli ağ yapıları üreterek hızlı bir şekilde sonuç elde etmişlerdir. Gagnon ve Zingg [64] başlangıç geometrisi olarak küreden başlayıp sonuçta uçan kanat konfigürasyonu elde edilebileceğini gösterdiler, viskoz etkiler bu çalışmada ihmal edilmiştir. Nadarajah ve Tatossian [65] tarafından geliştirilen gradyan tabanlı optimizasyon aracı ile zamana bağlı viskoz akışlar için hem iki boyutta hem de üç boyutta transonik akış rejiminde “NASA Rectangular Supercritical Wing” kanadını yeniden tasarlamışlardır. Kullandıkları yöntem ile hem yunuslama açısı hem de Mach sayısı sinüzoidal olarak değiştirildiğinde faydalı sonuçların ortaya çıktığını bulmuşlardır.

Son yıllarda kurulan Michigan Üniversitesinde oluşturulan araştırma grubu “MDOLab”, “MACH” adında hibrit duyarlılık analizi yapabilen ve gerekli kısmi türevleri efektif şekilde hesaplayıp otomatik türev alabilen, yüksek doğrulukta ve istikrar bir şekilde çalışan hem aerodinamik ve hem yapısal optimizasyon aracı geliştirdiler [66]. Böylece Adjoint yöntemi ile viskoz olmayan Euler tabanlı HAD çözücüsünü birleştirip aerodinamik optimizasyon aracının gerekli hesaplama gücü ve bellek ihtiyacı azaltılmıştır. Daha sonrasında Z. Lyu ve arkadaşları [67] Euler tabanlı çözücü yerine “Reynolds-Averaged Navier-Stokes (RANS)” [68] tabanlı “TAPENADE” çözücüsünü ve türbülans modellerini ekleyerek optimizasyon aracı üzerinde iyileştirmeler yapmıştır. Z. Lyu ve arkadaşları başka bir çalışmasında “NASA Common Research Model (CRM)” uçak kanadını kullanarak ASO üzerinde çalışan araştırmacıların sonuçlarını birbiri ile kıyaslamasına fırsat tanıyan bir dizi problemten oluşan bir vaka çalışması yapmışlardır [69]. Bu vaka çalışmasında tek nokta optimizasyon metodu ile farklı hücum açılarında 720 adet “Free Form Deformation (FFD)” kontrol noktaları tasarım değişkeni olarak kullanarak CRM kanadının sürüklenme katsayısını %8,5 oranında azaltmayı başarmışlardır. Projenin ana amacı, süpersonik rejimde tek noktalı ve çok noktalı optimizasyon problemlerini çözebilmek ve şekil değiştirebilen kanatları analiz edebilme kabiliyeti kazanmaktır. Daha sonrasında Mader ve Martins [70] kararlılık kısıtlamaları ve bükülme momenti kısıtlamalarına göre Euler tabanlı çözücü kullanarak aerodinamik açıdan en optimum kanat şeklini bulmaya çalışmışlardır. Düşük hızlarda kanat

profil şeklinin kararlılık kısıtlamalarını karşıladığını, ancak yüksek hızlarda yetersiz olduğunu ortaya koymuşlardır. Ning ve Kroo [71] tarafından taşıma kuvveti, ağırlık, yunuslama momenti ve perdövites (stall) hızını içeren kısıtlamalara göre kanadın sürüklenme katsayısını minimum yapacak sayısal optimizasyon metodu üzerinde çalışmışlardır. Bons ve arkadaşları [72] 100 yolcu taşıma kapasitesine sahip bölgesel jet uçağının tasarımını 3 farklı görev profili için optimize etmişlerdir. Uçağın tırmanma hızı, kalkış mesafesi ve motor büyüklüğünü içeren kısıtlamalar ile başlangıçtaki tasarıma göre yakıt tüketiminde %2 iyileştirme elde etmişlerdir. Bu çalışmalar sayesinde farklı kısıtlamalara göre optimum sonucu elde edebilen MDO aracı artık daha karmaşık tasarım problemlerini çözebilecek duruma gelmiştir.

MDO ve ASO teknikleri geleneksel olmayan uçan kanat hava aracı konfigürasyonun tasarım uzayını keşfetmek amacıyla etkili bir şekilde kullanılmaktadır ve bu alanda geliştirmeye açık büyük bir potansiyel vardır. Geleneksel hava aracı konfigürasyonları göre aerodinamik olarak daha verimli olan uçan kanat konfigürasyonunu daha da verimli hale getirmek için Lyu ve Martins [73] “MACH” optimizasyon aracını kullanarak transonik rejimde 273 tane tasarım parametresine göre 800 yolcu taşıma kapasitesine sahip Boeing tarafından üretilmiş uçan kanat hava aracı [15] üzerinde sürüklenme kuvvetini en aza indirmek için bir dizi optimizasyon çalışması yapmışlardır. Transonik seyir durumundaki sürüklenme katsayısı, taşıma, trim, statik marj ve merkez düzlem bükülme momenti kısıtlamalarına bağlı olarak en aza indirilir. Çalışmada Spalart-Allmaras türbülans modeli ile RANS tabanlı HAD çözücüsü kullanmanın özellikle uçan kanat konseptinin kavramsal tasarım aşamasında yararlı olduğunu vurgulamışlardır. Sonuçlar, uçan kanat hava araçlarının geleneksel uçak konfigürasyonlarından daha verimli olma potansiyelini gösteriyor ve bu alanda daha fazla araştırma ve geliştirme için bir temel sağlamaktadır. Liou ve arkadaşları [74] gömülü tahrik sistemine sahip N3-X hibrit uçan kanadının aerodinamik tasarımını ve motor yuvalarının ASO çalışmalarını içermektedir. Ses altı hızlarda çalışan sivil ulaşım uçaklarında sürüklenme katsayısında virgülden sonraki dördüncü basamakta yapılan 1 sayılık azalma, uçağa yaklaşık olarak 90 kg fazla faydalı yük taşıma kapasitesi sağlayabileceğini göstermişlerdir. Ayrıca makalede, uçak tasarımında sürüklenme azaltmanın önemini ve HAD tabanlı yöntemlerinin bu tarz problemde verimli bir şekilde çalıştığını vurgulamaktadır.

Burada kısaca özetlenen örneklerde, geleneksel tasarım yöntemleriyle karşılaştırıldığında ASO yöntemleri tasarım süresini ve maliyetini azaltarak geleceğin hava araçlarının kavramsal tasarım süreçlerine çok büyük katkılar sağladığı görülmektedir.

2.2.2. Gradyan tabanlı olmayan ASO uygulamaları

Gradyan tabanlı optimizasyon metotlarının uygulanabilir olması için sürekli ve deterministik bir tasarım uzayına sahip olması gerekmektedir. Öte yandan gradyan tabanlı olmayan yöntemlerde ise tasarım uzayının sürekli ve tahmin edilebilir olmasına gerek yoktur [75]. Gradyan içermeyen sezgi ötesi yöntemlerin doğada gerçekleşen olaylardan esinlenerek yaratılmıştır ve nümerik açıdan gürültülü optimizasyon problemlerinin global en iyi noktasını bulma kabiliyetine sahiptir [76]. Gradyan tabanlı olmayan yöntemler maliyet fonksiyonunun türevine ihtiyaç duymadan optimize edilmiş bir çözüm elde edebilmektedir.

Genetik algoritmalar (GA)

Evrimsel hesaplama tanımı biyoloji alanında keşfedilmiş olup temeli evrim teorisine dayanmaktadır. Evrimsel hesaplama temel olarak 4 sınıfa ayrılmaktadır ve maddeler halinde aşağıda verilmiştir. Bunlar arasındaki temel farklar bir popülasyon oluştururken kullanılan temsil şemaları, popülasyon çoğaltma işlemleri ve seçim yöntemlerine göre değişmektedir.

- Evrimsel programlama
- Evrimsel algoritmalar (EA)
- Genetik algoritmalar (GA)
- Genetik programlama

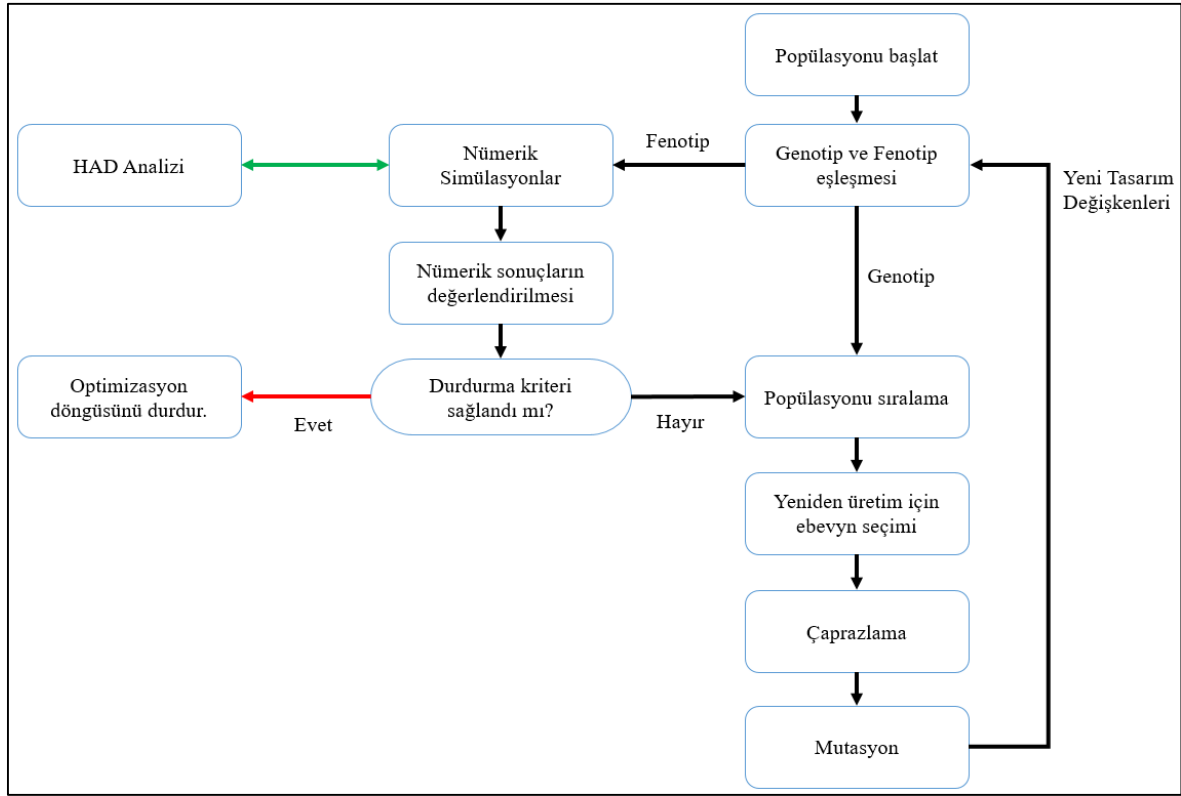
GA'lar, uygulanabilirliği yüksek olmasından ve optimizasyon probleminde global en iyi değeri bulabilmesi sayesinde geniş bir tasarım uzayına sahip aerodinamik tasarım problemlerinde kullanılmaya uygundur. Bir popülasyon içerisinde sadece en iyi olanın hayatta kaldığı evrim teorisine dayanan bir optimizasyon yöntemidir [75]. Bu optimizasyon yöntemi, doğrusal olmayan, dışbükey olmayan ve süreksiz yani karmaşık amaç fonksiyonlarına sahip problemlerinde rahatlıkla kullanılabilir. Chiba ve arkadaşları [76] GA'ların aerodinamik ve yapısal optimizasyon çalışmalarında kullanmanın avantajlarından bahsetmiştir, bu özellikler maddeler halinde aşağıda sunulmuştur.

- GA'lar birden fazla en iyi çözüm bulma yeteneğine sahiptir,
- Paralel çalışabilmesi sayesinde tasarım uzayını her yerden keşfedebilir,
- HAD kodları ile kolaylıkla entegre çalışabilir,
- Sayısal metotlardan dolayı oluşan veri gürültüsüne karşı duyarsızdır.

Zingg ve arkadaşları [77] tarafından yapılan çalışmada GA ile tasarım uzayındaki optimal bölgelerin çabuk bir şekilde bulunabildiğini ancak en iyi çözüme yaklaştıkça yakınsama hızının düşük olduğu ortaya konmuştur. Şekil 2.8.'de genel aerodinamik optimizasyon problemi için iteratif akış şeması sunulmuştur. Optimizasyon probleminin genetik algoritma kullanılarak çözülmesinde etkili olan parametreler aşağıda maddeler halinde verilmiştir;

1. GA popülasyon büyüklüğü,
2. Seçim yöntemleri,
3. Genetik işlemler (çaprazlama ve mutasyon [78, 79]),
4. Genotip-fenotip eşlemesi,
5. Problem tanımı için yeterli tasarım kısıtlamaları,
6. Hesaplama kaynağı

Bu parametrelerin yeterli ve uygun şekilde seçilememesi sonucunda GA optimal çözümü arama performansı azalacak ve hatta çözüm süresi uzayacaktır. GA'ların birçok çeşidi mevcuttur ve bunlar seçim ve üreme işlemlerinde yapılan farklı operasyonlar ile birbirinden ayrılmaktadır. Popülasyon büyüklüğü problemin karmaşıklığına ve tasarım değişkenlerinin sayısı arasında bir ilişki vardır. Popülasyon büyüklüğünün problemin çözümünü nasıl etkilediğini anlamak önemli bir husustur ve bu sayede hesaplama süresini kısaltırken en iyi çözümü bulma performansı artacaktır. Genellikle büyük popülasyonlar hesaplama kaynaklarını gereksiz şekilde harcamaya yol açarken, gereğinden küçük popülasyonlar ise erken yakınsamaya neden olmaktadır. Popülasyon büyüklüğünü belirleme üzerine literatürde çeşitli çalışmalar mevcuttur [80, 81, 82]. Pandey ve arkadaşları değişik başlangıç popülasyonları için popülasyon çeşitliğinin, uygunluk fonksiyonunun ve problemin zorluğuna göre popülasyon büyüklüğünün belirlenmesi üzerine detaylı bir karşılaştırma çalışması yapmışlardır [83].

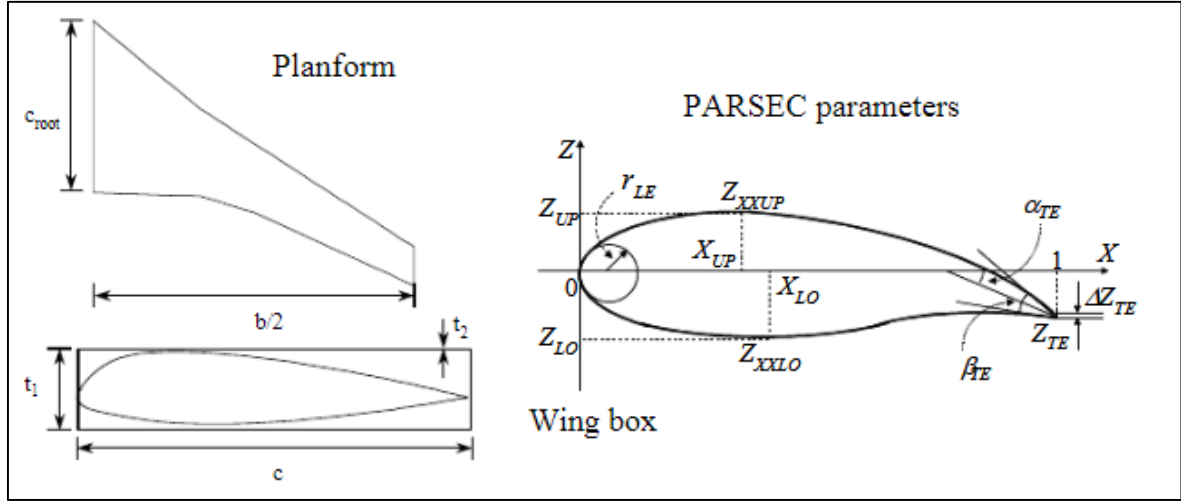


Şekil 2.8. Aerodinamik şekil optimizasyonu için tipik genetik algoritma yapısının şematik diyagramı [84]

Farklı seçim yöntemlerinin ve genetik işlemlerin uygulanmasında kesin kurallar bulunmamaktadır ve genelde kullanıcı seçimlerine bağlıdır. Optimizasyon problemlerinde yaygın olarak seçim yöntemleri elitizm [85], rulet tekerleği [78,86] ve turnuva tipi seçim [86,87] olarak üç ana grupta sınıflandırılabilir. Bu seçim yöntemleri temel olarak popülasyondaki bireyleri seçmek için kullanıcıya alternatif yollar sunmaktadır. Bireylerin seçimi tamamlandıktan sonra popülasyondaki bireylere çaprazlama ve mutasyon genetik işlemleri uygulanabilir. Genetik işlemler genotip-fenotip eşleşmesine bağlıdır. Yaygın olarak kullanılan çaprazlama yöntemlerine tek noktalı çaprazlama [85], iki noktalı çaprazlama [88], çok noktalı çaprazlama [89], gen piyangosu [90], tek tip çaprazlama [89] ve harmanlanmış çaprazlama [91] örnek olarak verilebilir. Deb [91] tarafından GA'larda kullanılan mutasyon yöntemleri kapsamlı bir şekilde incelenmiştir. Genotip-fenotip eşleştirmesi GA'ların performansında önemli bir etkidir. Genotip birey seçiminde kullanılan kuralları belirleyen genetik planları temsil eder ve tasarım uzayının keşfedilmesinde anahtar bir roldedir. Sayısal analiz elde edilen sonuçlardan yararlanarak çözüm fenotipi oluşturulur. Genotip daha sonrasında fenotip ile eşleştirilerek aerodinamik amaç fonksiyonunun performansını arttıracak veya azaltacak şekilde değiştirilmektedir.

Geleneksel GA'lar çözüm genotipi oluşturmak için ikili kodlama kullanmaktadır [92]. İkili kodlamanın sağladığı önemli avantajlarından birisi kullanılabilir şema sayısını arttırdığı için algoritma çözüme hızlı bir şekilde yakınsayabilir [93, 94]. Ancak ikili kodlamada Hamming uçurumları meydana gelmektedir [95]. Hamming uçurumu, sayısal olarak bitişik iki değer birbirinden uzak bit gösterimlerine sahip olduğunda oluşmaktadır. Bu da değişkenlerdeki küçük değişikliklerin performans üzerinde büyük etkiler yaratabilir. Aerodinamik optimizasyon uygulamaları için bu durum sorun teşkil etmektedir, ancak kaçınılmaz varlığı genellikle göz ardı edilmektedir. Bu sebepten ötürü ikili kodlama stratejisinin sınırlarını geliştirmek adına gerçek sayı kodlama yöntemi geliştirilmiştir ve ikili kodlamaya karşı daha iyi performans gösterdiği çeşitli çalışmalarda ortaya konmuştur [96-98]. Zhao ve arkadaşları [99] Çok Adalı GA (MIGA) [100] kullanarak kanat üzerindeki laminar akışın emme kontrolünün optimize edilmesi ile kanattaki sürüklemeyi düşürmeyi amaçlamıştır. Bu yöntemde çözümler farklı bağımsız gruplar halinde adalarda gelişir ve oluşturulan birkaç nesilden sonra adalar kendi arasında etkileşime girebilir. Çeşitliliği sağlamak için yüksek göç oranı kullanılmıştır. Elde ettikleri sonuçlarda kanat üstünde bir emme yuvası kullanmanın sürüklemeyi %8,3 azaltabildiğini göstermiştir. Dizi uzunluğu küçük tutulduğu için tasarım uzayında gerçek kodlama ile etkili bir arama yapılabilir. Ayrıca çözümlerin tasarım uzayı içerisindeki dağılımı daima daha iyi yöne doğru olduğu için algoritmaya arama sınırları tanımlama ihtiyacını ortadan taşımaktadır [101].

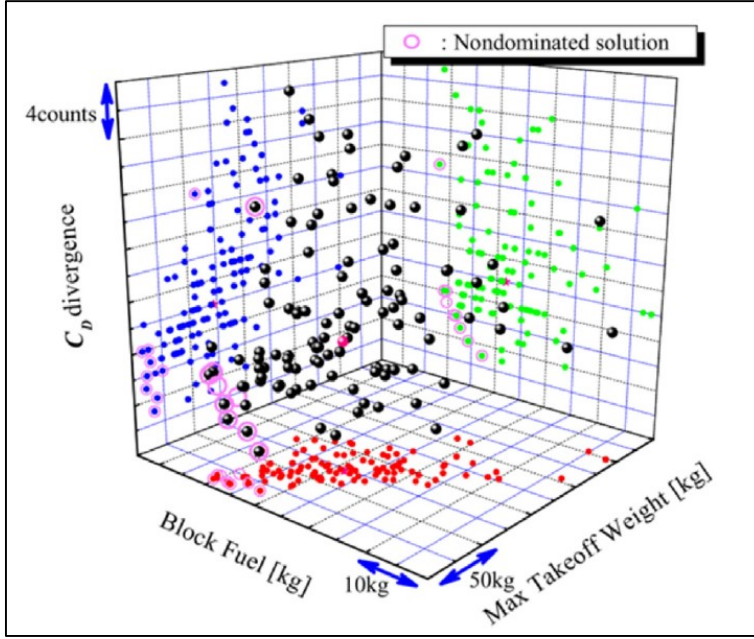
Obayashi ve arkadaşları [102, 103] tarafından transonik akış rejiminde üç boyutlu bir kanadın şekil optimizasyonunu EA kullanılarak yapmıştır. Bu çalışmada transonik seyir halinde minimum kanat kalınlığını koruyarak kanadın taşıma-sürükleme oranının maksimize edilmesi amaçlanmıştır. Kanat geometrisini tanımlamak için 7 farklı kesitte toplam 87 tasarım parametresi kullanılmıştır, kanat ucu ve kanat kökü hariç her kesitteki tasarım parametreleri Şekil 2.9.'da görsel olarak sunulmuştur. Gerçekçi yapısal kısıtlamalar kullanılarak kanat için sürükleme katsayısı en aza indirilmiştir. Ayrıca ayarlanabilir aralıklı GA geleneksel GA'ya göre daha iyi performans gösterdiğini ortaya koymuştur.



Şekil 2.9. Kanat geometrisinin tanımı ve tasarım parametreleri [100]

Sasaki ve Morikawa ve diğerleri [104] çok amaçlı ayarlanabilir aralıklı GA (ARMOGA) kullanarak sesüstü hızlarda 72 tasarım değişkeni ve 4 farklı amaç fonksiyonuna göre optimize etmiştir. Tasarım uzayı geniş olduğu için 64 bireyden oluşan bir popülasyon kullanmışlardır. Geliştirilen ARMOGA'nın geniş tasarım uzayında iyi çalışarak makul sonuçlar verdiğini doğrulamışlardır. Hashimoto ve diğerleri [105] RANS çözücü ile ARMOGA'yı kullanarak yüksek kanatlı uçak konfigürasyonları için gövde ve kanat için taşıma kuvvetinin optimize edilmesi üzerine çalışmışlardır. Hesaplama yükünü ve gereken toplam fonksiyon değerlendirme sayısını azaltmak için gerçek kodlu, uyarlanabilir aralıklı çok amaçlı bir genetik algoritma (ARMOGA) [104] kullanmışlardır. Geleneksel GA'ların arama bölgesi sabit iken ARMOGA'da popülasyon verilerine göre ayarlanan arama bölgeleri sayesinde hesaplama açısından daha verimli CFD tabanlı optimizasyon yapılabilmektedir. Tasarım uzayının büyük olduğu aerodinamik optimizasyon problemlerinde uygun olmayan çözümlerin elde edilmesi yakınsamayı yavaşlatmaktadır. Algoritmanın arama aralığının değişken olması istenilen çözümlerin tahmini kolaylaştırarak hesaplama işlemlerinin verimli şekilde kullanılmasına katkı sağlar [105]. Chiba ve diğerleri [106] ARMOGA ile yüksek doğrulukta çok disiplinli optimizasyon için GA'yı kullanarak bir dizi optimizasyon çalışması yapmıştır. Bu çalışmada kanat yüzeyinin şekli korunurken kanat profilini, büküm ve dihedral dağılımlarını değiştirerek transonik bir bölgesel jet uçağının kanadı aerodinamik, yapısal ve aeroelastisite açısından çok disiplinli olarak optimize etmek için 35 tasarım değişkeni kullanılmıştır. Aerodinamik hesaplar için hem Euler hem de RANS çözücülerini kullanılmıştır. Yapısal ve aeroelastisite değerlendirmesi için NASTRAN ticari yazılımı HAD çözücüsü ile entegre edilmiştir. Ayrıca 3 uçuş koşulu için

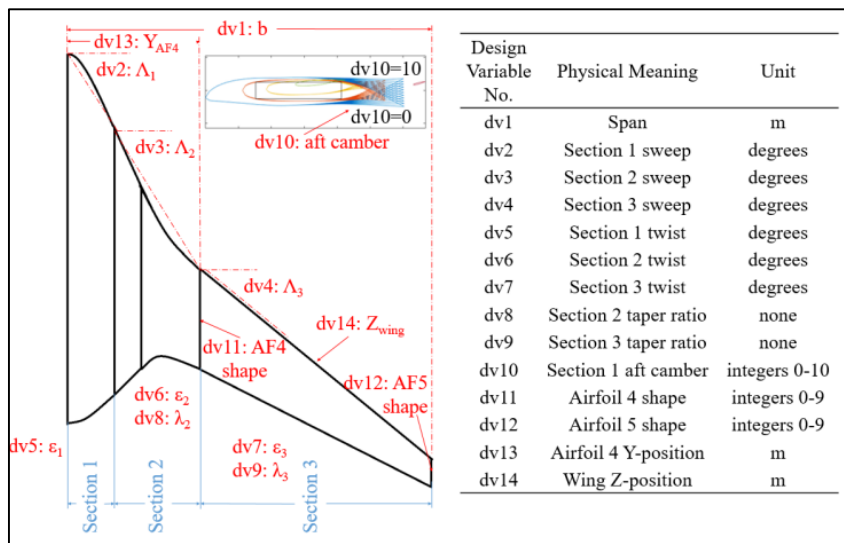
çok noktalı optimizasyon dikkate alınmıştır. Geleneksel olarak tasarlanmış orijinal hava aracına göre optimizasyon sonucu ortaya çıkan tasarımın yakıt tüketiminde %3,6 daha iyi olduğunu ortaya koymuşlardır. Elde edilen çözümler sürüklenme katsayısı, yakıt tüketimi ve maksimum kalkış ağırlığı olarak belirlenen tasarım hedefleri arasında üç boyutlu bir uzayda Şekil 2.10.'da gösterilmiştir.



Şekil 2.10. ARMOGA tarafından tüm amaç fonksiyonlarının üç boyutlu uzayında tanımlanan tüm çözümler [106]

Peigin ve Epstein [107] bir gövde kanat uçağının sürüklenme katsayısını minimum yapmak için tek ve çok noktalı birden fazla kısıtlama kullanarak bir optimizasyon çalışması yapmışlardır. Kullandıkları optimizasyon tekniğinde genetik algoritmalar için lineer olmayan kısıtlamaların verimli bir şekilde çalışması için düşük mertebe metodu (ROM) kullanmışlardır. Başlangıç geometrisine kıyasla hava aracının aerodinamik performansını iyileştiren şekiller elde etmişlerdir. Üç noktalı optimizasyon yaklaşımı ile hava aracının taşıma kuvvet katsayısını istenilen seviyede sabit tutup yüksek Mach sayılarında sürüklenme katsayısını %20 azaltmışlardır. Sonuçlar önerilen yöntemin farklı uçuş koşullarında düşük sürtünmeye sahip aerodinamik yüzeylerin elde edilebileceğini göstermiştir. Ayrıca verimli ASO'yu için istikrarlı ve doğru şekilde çalışan HAD çözücüsünün gerekliliğinden bahsetmişlerdir. Peifeng ve arkadaşları [108] hem düşük hem de yüksek doğrululta aerodinamik analizler gerçekleştirip optimizasyon ve ters tasarım yöntemlerini birleştirerek

uçan kanat hava aracı için yeni bir tasarım metodu geliştirmişlerdir. Taşıma-sürüklenme oranına ve yunuslama trimine göre 300 yolcu kapasitesine sahip uçan kanat hava aracı tasarımları yapmışlardır. Optimizasyona başlamadan büyük tasarım uzayında 13 tasarım değişkeni ile Latin Hiperküp Örneklemesi (LHS) [109] kullanarak çok sayıda örnek nokta oluşturmuşlar ve yüksek doğrulukta yapılan çözümlerde bu noktalardan yararlanmışlardır. Bu çalışmada uçan kanat geometrisinin planform şeklini optimize etmek için yanıt yüzeyi metodolojisi (RSM) [110] ve GA'yı birlikte kullanmışlardır. Tersine tasarımda doğrudan iteratif yüzey eğriliği (DISC) metodu [111, 112] ile RANS çözümünü birleştirmişlerdir. Sonuçta elde edilen tasarım statik stabilite, seyir halinde yüksek taşıma-sürüklenme oranı ve yunuslama trimi için tasarım gereksinimlerini sağladığını gözlemlemişlerdir. Maksimum kalkış ağırlığı ve menzile göre yakıt tüketimini hesaplayıp diğer yolcu uçakları ile kıyasladıklarında tasarlanan uçan kanat hava aracının %13 ile %37 daha iyi performans gösterdiğini ortaya koymuşlardır. Staub ve arkadaşları [113] 200 yolcu kapasiteli 3 farklı uçan kanat hava aracının parametrize edilerek aerodinamik olarak optimizasyonu üzerine çalışmışlardır. Parametre çalışması yaparak her tasarım değişkeni (kanat açıklığı, kanat ok açısı, kanat bükme açısı, sivrilme oranı ve çeşitli kanat profilleri) için duyarlılık analizleri yaparak parametre sayısını azaltmışlardır. Daha sonrasında genetik algoritma kullanarak her üç tasarımın taşıma-sürüklenme oranını maksimum yaparken uçağın dengesini sağlamak için uçağın aerodinamik merkezinin konumunu kısıt olarak kullanmışlardır. Optimizasyon probleminde kullanılan tasarım değişkenlerini Şekil 2.11.'de sunulmuştur.



Şekil 2.11. Tasarım değişkenleri ve hava aracı üzerinde gösterimi [113]

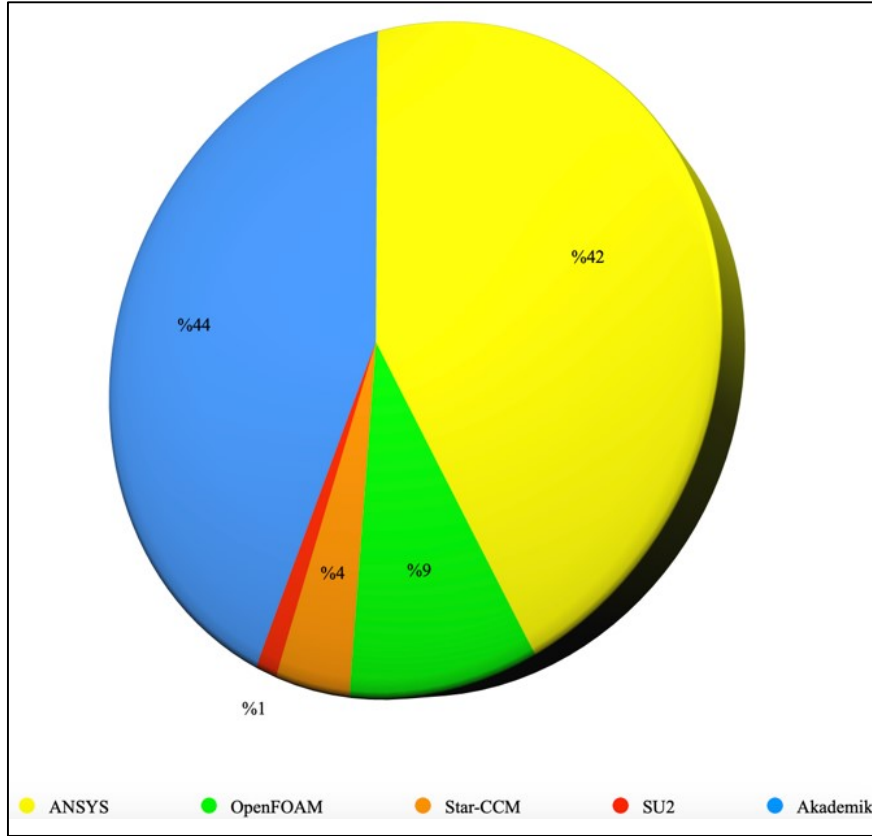
Burada kısaca özetlenen örneklerde, GA'ların ASO yöntemlerinde küçük tasarım uzaylarında efektif bir şekilde çalışıp çeşitli en iyi çözümleri bularak geleceğin hava araçlarının kavramsal tasarım süreçlerine önemli katkılar sağladığı görülmüştür.

2.3. Literatür Özeti ve Çalışmanın Literatüre Katkısı

Uçan kanat konsepti üzerine yapılan araştırmalar ve konseptin farklı yönleri üzerinde çalışmalar yapan üniversiteler ve kurumlar da dahil olmak üzere, uçan kanat konseptinin havacılığın önde gelen şirketlerinin gündemindeki yeri son birkaç on yılda katlanarak artmıştır. Uçan kanat konsepti çeşitli avantajlar sunarken aynı zamanda birçok tasarım zorluğunu da yanında getirmektedir. Bu zorlukların üstesinden gelmek için gelişmiş sistemlerden oluşan bu konsept uçakları tasarlarken birçok değişkenli optimizasyon yaklaşımı kullanmak gerekmektedir. Literatür araştırmasında uçan kanat hava aracını tasarlarken amaç fonksiyonu olarak taşıma-sürüklenme oranını kullanmanın, aerodinamik faydaları arttırırken uçağın işletme maliyetini düşürdüğü bulunmuştur. Ticari yolcu taşımacılığının ana unsurlarından olan güvenlik ve kârlılık oranı açısından bakıldığında zaman, uçan kanat konseptinin verimliliği en üst düzeyde olacak şekilde tasarlanması gerekmektedir. Bu tasarımda ana hedef taşıma kapasitesini maksimum yapmak, sürüklenme katsayısını ve işletme maliyetlerini en aza indirmektir. Bu hedeflere ek olarak yakıt tüketimini en aza indirip taşınan faydalı yükü en üst düzeye çıkartırken uçağın stabilitesinin, yolcu güvenliğinin ve konforunun iyileştirilmesi de hedeflenmektedir. Uçan kanat devrim niteliğinde bir konsept olup tasarım araçları halen üretilmektedir. Sonuç olarak, hızlı ve doğru tasarımı ortaya koymak için aerodinamik şekil optimizasyonu tasarım araçlarına ihtiyaç duyulmaktadır.

ASO çalışmaları 1970'li yıllardan itibaren literatürde yer almaktadır. SCOPUS veri tabanında gerçekleştirilen literatür araştırmasında "Aerodynamic shape optimization" anahtar kelimesine ek olarak "ANSYS", "Star-CCM", "OpenFOAM", "SU2" ve "In-house" anahtar kelimeleri kullanılmıştır. Geçtiğimiz 23 yılda yapılan ASO çalışmalarında kullanılan yazılımların yüzdelik oranları pasta grafiği olarak Şekil 2.12.'de sunulmuştur. Şekil 2.12.'de açıkça görüldüğü üzere yapılan çalışmalar arasında en yaygın olarak akademik geliştirilen kodlar ve ANSYS ticari yazılımı kullanılmaktadır. Bununla birlikte açık kaynak yazılımların kullanımı az bir paya sahiptir. Buna ek olarak Şekil 2.13.'de beş yıllık periyotlar için literatürdeki çalışmalarda kullanılan yazılımlar ticari, akademik ve açık kaynak olarak

sınıflandırılmıştır. Şekil 2.13.'deki grafikten görüldüğü üzere açık kaynak kodlar kullanılarak yapılan çalışmalar gün geçtikçe daha yaygınlaşmaktadır.



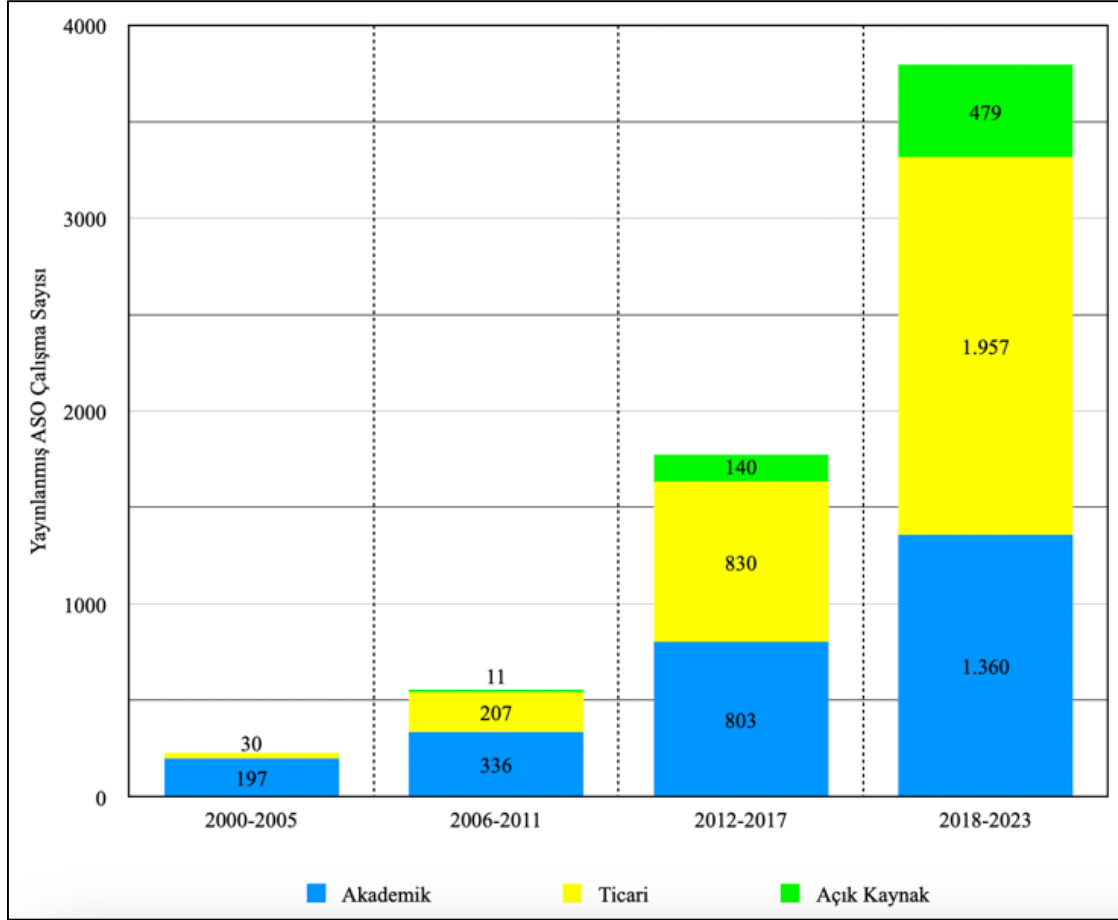
Şekil 2.12. 2000-2023 yılları arasında ASO çalışmalarının dağılımı

Mevcut tez çalışmasında uçan kanat konsept tasarım alanındaki ana boşluk olarak, hızlı bir şekilde alışılmadık tasarımlar üretmek ve optimizasyon tasarım uzayının keşfedilmesini sağlayacak tamamen açık kaynak tabanlı ve parametrik bir optimizasyon tasarım aracının geliştirilmesi ihtiyacı belirlenmiştir. Ayrıca, farklı açık kaynak yazılımları birbirine entegre edilerek hem düşük hem de yüksek doğruluğa sahip bir optimizasyon döngüsü oluşturulup bu alanda yapılan literatürdeki limitli araştırmaları genişletmek amaçlanmıştır.

Yukarıda verilen bilgilerin ışığında, Şekil 1.2.'de görülen ve bu tez çalışmasında sunulan optimizasyon döngüsünün özgün olmasını sağlayan özellikler aşağıda görülmektedir.

- i. Bu çalışmada sunulan optimizasyon döngüsü sadece açık kaynaklı yazılımlar kullanılarak tasarlanmıştır.

- ii. Bu çalışmada önerilen optimizasyon döngüsü, genel kara kutu (black box) mantığıyla tasarlanmış olup farklı seçeneklerle değiştirme imkanına sahiptir. Örneğin bu çalışmada gösterilen yüksek çözünürlüklü HAD analizleri yerine panel metot çözümü yapan bir çözücü ile değiştirilerek, aynı optimizasyon döngüsü çalıştırılabilir. Bu durumda da aynı optimizasyon döngüsü düşük çözünürlüklü bir aerodinamik şekil optimizasyonu yapan (kavramsal tasarım) bir araca dönüşebilmektedir.



Şekil 2.13. Beş yıllık periyotlarda yapılmış ASO çalışmalarının sınıflandırılması

3. PROBLEM TANIMI VE MATEMATİKSEL FORMÜLASYON

3.1. Optimizasyon Probleminin Tanımı

Amaç fonksiyonu, tasarım değişkenleri ve kısıtlamalar bir araya gelerek optimizasyon problemini oluşturmaktadır. Bu çalışmada hem matematiksel hem de mühendislik bakış açısından ASO problemi formüle edilmiştir. Tablo 3.1.'de verilen seyir uçuş koşullarında uçan kanat hava aracının 3 boyutlu olarak viskoz etkiler olmadan HAD analizleri her döngüde gerçekleştirilmektedir.

Çizelge 3.1. N2A-EXTE hava aracı seyir uçuş koşulları

Seyir için Uçuş Koşulları			
		ONERA M6 [114]	N2A-EXTE [115]
Akış Parametreleri	Birimler	Değerler	Değerler
Mach sayısı	-	0,84	0,8
Reynolds sayısı	-	11,72E+06	140E+06
İrtifa	[ft]	-	39.000
Serbest akış hızı	[m/s]	291,64	237,82
Hücum açısı	[°]	3,06	3,514
Kayma açısı	[°]	0	0
Ses hızı	[m/s]	347,19	297,28
Dinamik viskozite	[kg/ms]	1.84E-05	1,44E-05
Referans uzunluk	[m]	1	26,5176
Referans alan	[m ²]	1,15316	925,195
Basınç	[Pa]	79.573,2	17.860
Sıcaklık	[K]	300	219,95
Yoğunluk	[kg/m ³]	0,9242	0,2829

Optimizasyonda amaç fonksiyonu olarak aşağıda Şekil 3.1.'de ve Çizelge 3.2.'de açıklanan geometrik kısıtlamalara tabi olarak taşıma sürüklenme oranını indirmek literatürdeki benzer optimizasyon çalışmaları [108, 113, 116-118] da göz önünde bulundurularak, öngörülmüştür. Optimizasyon probleminde tasarım değişkenleri ve kısıtlamaları, aerodinamik açıdan en uygun tasarımları elde etmek için yeterli alt ve üst sınır değerlerine sahiptir. N2A-EXTE hava aracı için tasarım değişkenleri; kanat açıklığı, kanat büküm açısı, kanat ok açısı, 2 farklı kanat bağlanma açısı ve 4 farklı gövde ok açısı olmak üzere toplamda 9 adettir. Bu çalışmada ONERA M6 kanadı ve N2A-EXTE hava aracı için minimum

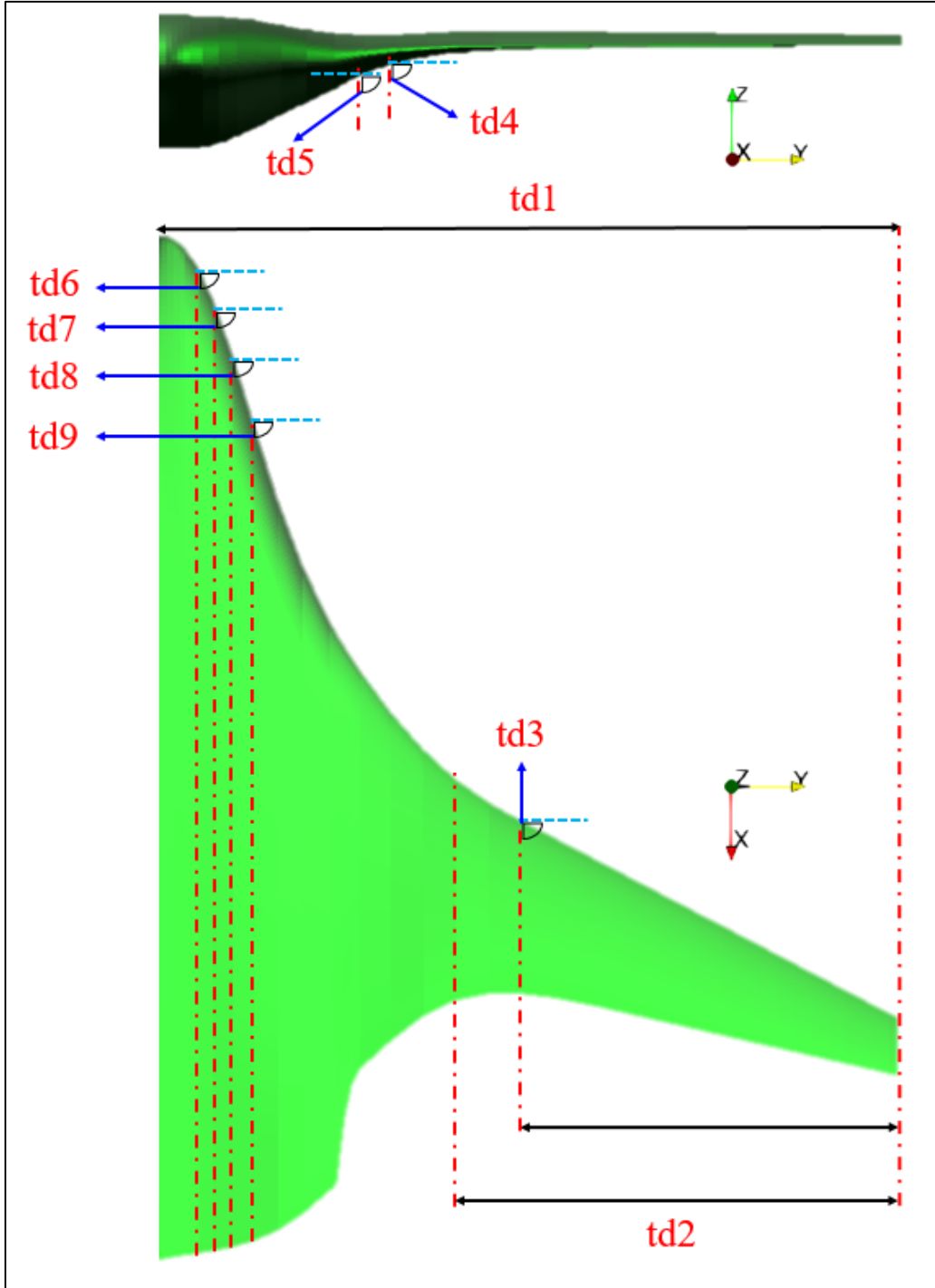
sürtünme sağlayan aerodinamik açıdan en uygun konfigürasyonlar araştırılmıştır. Optimizasyon ile yapılan tasarım değişikliklerinin yapısal ağırlık, aeroelastik davranış üzerindeki etkisi, uçuş dinamikleri vb. modellenmemiştir.

Çizelge 3.2. ONERA M6 optimizasyon probleminde tasarım değişkenleri

Amaç fonksiyonu: Taşıma sürüklenme oranını minimum yapmak		
Alt sınır	Tasarım değişkenleri	Üst sınır
$1,71 \leq$	Kanat en boy oranı	$\leq 2,09$
$27 \leq$	Kanat ok açısı ($^{\circ}$)	≤ 33
$0,506 \leq$	Sivrilme oranı	$\leq 0,618$
$0,506 \leq$	Kanat ucu veter uzunluğu (m)	$\leq 0,618$
$-10 \leq$	Kanat büküm açısı ($^{\circ}$)	≤ 10

Çizelge 3.3. N2A EXTE optimizasyon probleminde tasarım değişkenleri

Amaç fonksiyonu: Taşıma sürüklenme oranını minimum yapmak			
Kısaltmalar	Alt sınır	Tasarım değişkenleri	Üst sınır
td1	$61,745 \leq$	Kanat açıklığı (m)	$\leq 68,245$
td2	$-2,0 \leq$	Kanat büküm açısı ($^{\circ}$)	$\leq 2,0$
td3	$21,78 \leq$	Kanat ok açısı ($^{\circ}$)	$\leq 33,79$
td4	$5,46 \leq$	Bağlanma açısı ($^{\circ}$)	$\leq 8,19$
td5	$3,28 \leq$	Bağlanma açısı ($^{\circ}$)	$\leq 4,92$
td6	$52,25 \leq$	Ok açısı ($^{\circ}$)	$\leq 78,38$
td7	$56,50 \leq$	Ok açısı ($^{\circ}$)	$\leq 84,75$
td8	$58,26 \leq$	Ok açısı ($^{\circ}$)	$\leq 87,39$
td9	$58,01 \leq$	Ok açısı ($^{\circ}$)	$\leq 87,13$



Şekil 3.1. Farklı kesitler için tasarım değişkenlerinin gösterimi

3.2. Sayısal Model

Bu bölümde incelenen problemin çözümünde kullanılan varsayımlar, korunum denklemleri, sınır şartları ve art-işlem yöntemleri sunulmuştur.

3.2.1. Kabuller

Gerçekleştirilen sayısal probleme ait genel kabuller aşağıda maddeler halinde sıralanmıştır.

- Sıkıştırılabilir akış
- Hava ideal gaz olarak modellenmiştir
- Genel olarak transonik ve bölgesel olarak süpersonik akış rejimi
- Yer çekimi etkileri ihmal edilmiştir
- Kimyasal reaksiyonlar ihmal edilmiştir
- Viskoz etkiler ihmal edilmiştir

3.2.2. Korunum denklemleri

Kartezyen koordinatlarda zamandan bağımsız sıkıştırılabilir akış için süreklilik, momentum ve enerjinin korunumu denklemleri diferansiyel formda bu kısımda sunulmuştur. Navier-Stokes denklemleri viskoz bir akışkanın davranışını tanımlamaktadır. Viskoz etkiler ihmal edildiğinde, korunum denklemlerinin bu basitleştirilmiş formuna Euler denklemleri adı verilmektedir. Euler denklemleri Eş. 3.1.'de olduğu gibi konservatif formda kapalı şekilde formüle edilirse, şokların, genişleme dalgalarının ve delta kanatları üzerindeki girdapların doğru bir şekilde temsil edilmesine izin vermektedir [119]. Eş 3.2'de verildiği gibi akı vektörü ($\vec{F}$), konvektif akı ($\vec{F}_c$) ve viskoz akı ($\vec{F}_v$) olarak ikiye ayrılmaktadır. Mevcut çalışmada viskoz etkiler ihmal edildiği için akı vektörü Eş. 3.3'deki gibi konvektif akı vektörüne eşit hale gelmiştir. Ayrıca konvektif akı vektörü ($\vec{F}_c$) kartezyen koordinat sisteminde Eş. 3.4'deki gibi yazılabilmektedir. Konservatif değişkenler vektörü ($\vec{W}$), Eş. 3.5'de verilen beş bileşenin üç boyutundan oluşmaktadır.

$$\frac{\partial \vec{W}}{\partial t} + \vec{\nabla} \cdot \vec{F}(\vec{W}) = \vec{Q}(\vec{W}) \quad (3.1)$$

$$\vec{F}(\vec{W}) = \vec{F}_c(\vec{W}) + \vec{F}_v(\vec{W}) \quad (3.2)$$

$$\vec{F}(\vec{W}) = \vec{F}_c(\vec{W}) \quad (3.3)$$

$$\vec{F}_c = \begin{bmatrix} \rho u \\ \rho u^2 + \vec{p} \\ \rho uv \\ \rho uw \\ (\rho E + p)u \end{bmatrix} \hat{i} + \begin{bmatrix} \rho v \\ qvu \\ \rho v^2 + \vec{p} \\ \rho vw \\ (\rho E + p)v \end{bmatrix} \hat{j} + \begin{bmatrix} \rho w \\ qwu \\ \rho wv \\ \rho w^2 + \vec{p} \\ (\rho E + p)w \end{bmatrix} \hat{k} \quad (3.4)$$

$$\vec{W} = \begin{pmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ \rho E \end{pmatrix} \quad (3.5)$$

Sonlu hacimler yönteminde [128,129] Eş. 3.1’de verilen korunum denklemleri Ω kontrol hacmi içinde integrali alınır Eş. 3.6 elde edilmektedir. Eş. 3.6’daki 2. terimdeki hacim integrali Diverjans/Gauss teoremi kullanılarak Eş. 3.7’deki gibi yüzey integraline dönüştürülmektedir. Mevcut problemde bir kaynak terimi olmadığı için Eş. 3.7 sağ tarafı sıfır eşittir ve Eş. 3.8 gibi yazılabilir.

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_{\Omega} \frac{\partial \vec{W}}{\partial t} d\Omega + \oint_{\Omega} \vec{\nabla} \cdot \vec{F}(\vec{W}) d\Omega = \int_{\Omega} \vec{Q}(\vec{W}) d\Omega \quad (3.6)$$

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_{\Omega} \frac{\partial \vec{W}}{\partial t} d\Omega + \oint_{\partial\Omega} \vec{F}(\vec{W}) \cdot d\vec{S} = \int_{\Omega} \vec{Q}(\vec{W}) d\Omega \quad (3.7)$$

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_{\Omega} \frac{\partial \vec{W}}{\partial t} d\Omega + \oint_{\partial\Omega} \vec{F}(\vec{W}) \cdot d\vec{S} = 0 \quad (3.8)$$

Statik ağ yapısı kabulü ile ortalama değer teoremi kullanılarak akı vektörü kontrol hacmindeki her yüzey için toplam serisi olarak Eş. 3.9’daki gibi ifade edilebilir.

$$\frac{\partial \vec{W}}{\partial t} V_{\Omega} + \sum_f \vec{F}(\vec{W})_f \cdot \vec{S}_f = 0 \quad (3.9)$$

Kontrol hacmine giren ve çıkan akıları bulmak için hesaplama vektörü ($\vec{R}$) Eş. 3.10 gibi tanımlanmaktadır ve Eş. 3.11’deki gibi yazılabilir.

$$\vec{R}(\vec{W})_{\Omega} = - \sum_f \vec{F}(\vec{W})_f \cdot \vec{S}_f \quad (3.10)$$

$$\frac{\partial \vec{W}}{\partial t} V_{\Omega} = -\vec{R}(\vec{W})_{\Omega} \quad (3.11)$$

Kütle, momentum ve enerji korunum denklemlerini temsil eden Euler denklemleri ve Eş. 3.12’de verilen ideal gaz denklemi Şekil 3.2’de gösterilen ilgili sınır koşulları kullanılarak sıkıştırılabilir akış için kararlı durumda eş zamanlı olarak çözülmüştür.

$$P = \rho_{\infty} R T \quad (3.12)$$

Burada $t, \Omega, V_{\Omega}, \vec{W}, \vec{F}, \vec{F}_c, \vec{F}_v, \vec{S}, f, \vec{Q}, \rho_{\infty}, u, v, w, E, \vec{p}, P, R, T$ sırasıyla zaman, kontrol hacmi, hacim, konservatif değişkenler, akı vektörü, konservatif akı vektörü, viskoz akı vektörü, kontrol hacmini çevreleyen yüzey, her bir yüzey elemanı, kaynak terimi, yoğunluk, X yönündeki hız bileşeni, Y yönündeki hız bileşeni, Z yönündeki hız bileşeni, birim kütle başına toplam enerji, basınç akısı vektörü, toplam basınç, ideal gaz sabiti ve sıcaklığı ifade etmektedir.

Korunum denklemlerinin ayrıklaştırılması

Eş 3.11 kapalı formülasyonda zaman için birinci mertebeden ileri Euler ile ayrıklaştırılırsa Eş. 3.13 elde edilmektedir.

$$\frac{\vec{W}_{\Omega}^{(n+1)} - \vec{W}_{\Omega}^{(n)}}{\Delta t} V_{\Omega} = -\vec{R}(\vec{W}_{\Omega}^{(n)})_{\Omega} \quad (3.13)$$

Eş. 3.13’ün sağ tarafında lineer olmayan terimler bulunmaktadır. Eş 3.13 sağ tarafı (n) zaman adımı için Taylor serisi açılımı kullanılarak lineer edilirse Eş. 3.14’deki gibi yazılabilir.

$$\frac{\vec{W}_{\Omega}^{(n+1)} - \vec{W}_{\Omega}^{(n)}}{\Delta t} V_{\Omega} = - \left[\vec{R}(\vec{W}_{\Omega}^{(n)})_{\Omega} + \frac{\partial \vec{R}(\vec{W}_{\Omega}^{(n)})_{\Omega}}{\partial \vec{W}} (\vec{W}_{\Omega}^{(n+1)} - \vec{W}_{\Omega}^{(n)}) \right] \quad (3.14)$$

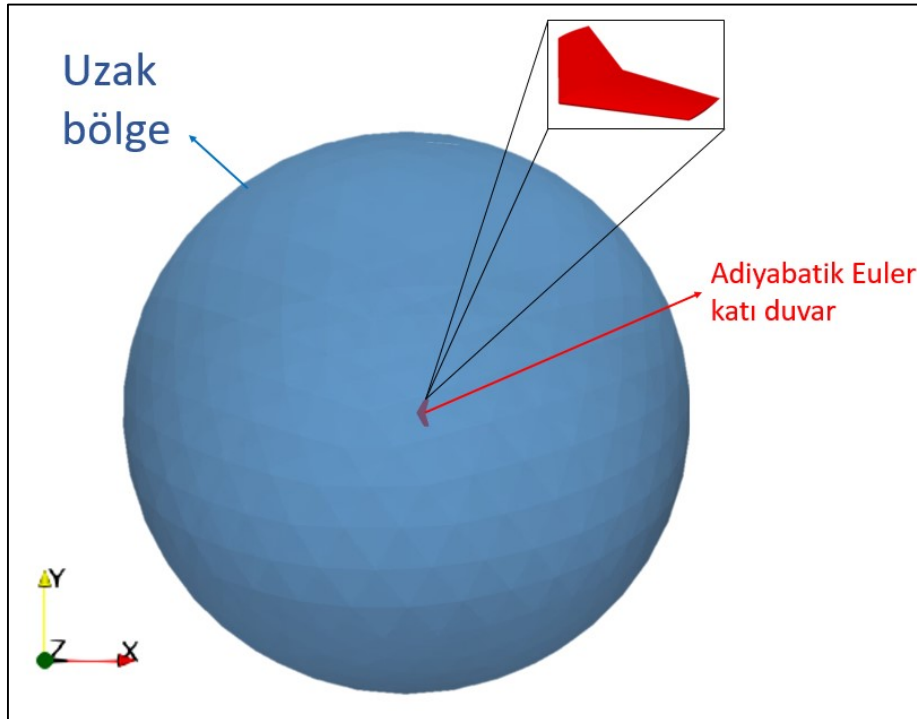
Ayrıca konservatif terimlerdeki değişim Eş. 3.15'deki gibi tanımlanıp Eş. 3.14 tekrar düzenlenirse Eş 3.16 elde edilmektedir. Son olarak Eş 3.16 “[A][x] = [b]” denklem takımı olarak ifade edilmiştir ve denklemin sağ tarafı Jacobian matrisi hesaplanarak konservatif akılar bulunmaktadır. Burada $\vec{I}$ birim vektörü temsil etmektedir.

$$\Delta \vec{W}_\Omega = \vec{W}_\Omega^{(n+1)} - \vec{W}_\Omega^{(n)} \quad (3.15)$$

$$\left[\frac{V_\Omega \vec{I}}{\Delta t} + \frac{\partial \vec{R}(\vec{W}_\Omega^{(n)})}{\partial \vec{W}} \right] \Delta \vec{W}_\Omega = -\vec{R}(\vec{W})_\Omega \quad (3.16)$$

3.2.3. Sınır şartları

OpenFOAM HAD açık kaynak çözücüsünde birçok sınır koşulu bulunmaktadır. Fiziksel problemi gerçek olarak modelleyebilmek için doğru sınır şartlarının seçilmesi gerekmektedir. Bu çalışmada kullanılan sınır şartları Şekil 3.2’de gösterilmiştir.



Şekil 3.2. Hesaplama hacmi ve sınır koşulları

Basınç uzak bölge sınır koşulu

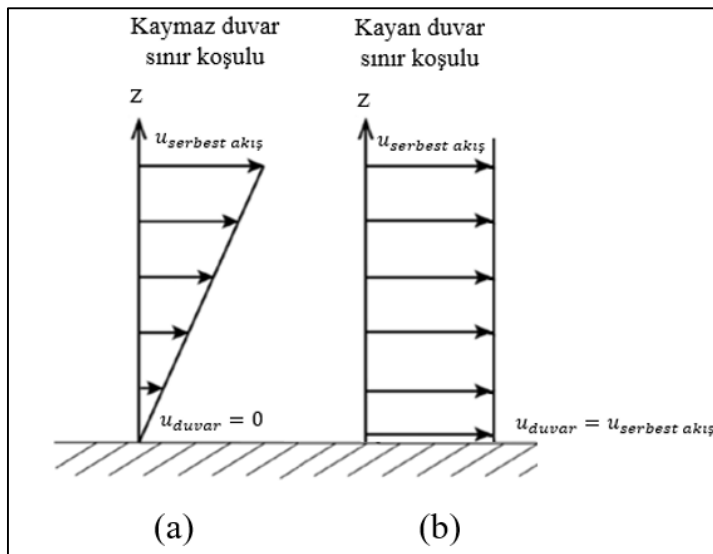
Katı yüzeyden sonlu bir mesafe uzakta, serbest akış değerlerine sahip sınır bölgesi uzak bölge olarak adlandırılmaktadır ve Eş. 3.17’de sunulmuştur. Basınç uzak bölge koşulu, sonsuzdaki serbest akış koşulunu tanımlamak için kullanılmaktadır. Basınç uzak alan koşulunun kullanılması ideal gaz denklemini etkinleştirmektedir. Dolayısıyla yoğunluk ve diğer parametreler Eş. 3.12’de verilen ideal gaz denklemi kullanılarak hesaplanabilmektedir.

$$\vec{V} = [\vec{u}_{serbest akış}, \vec{v}_{serbest akış}, \vec{w}_{serbest akış}]; T = T_{serbest akış}; P = P_{serbest akış} \quad (3.17)$$

Kayan duvar sınır koşulu

Kayma duvarı koşulu ile sürtünmesiz bir yüzey modellenebilir. Matematiksel olarak yüzeyde hızın normal bileşenini silerken teğetsel bileşenleri yüzeyde dokunulmadan tutmaktadır. Eş 3.17 denklem olarak ve Şekil 3.3.’de şematik olarak gösterilmiştir. Kayma duvarı koşulu, duvardaki viskoz etkilerin ihmal edilebilir olduğu ve/veya hücre boyutunuzun sınır katman kalınlığından çok daha büyük olduğu durumlar içindir. Kayma sınırı aynı zamanda simetri yüzeyleri için uygun sınır koşuludur. Kayma koşulu ile, plaka yüzeyindeki hız serbest akış hızı ile aynıdır, bu nedenle hız gradyanı yoktur.

$$\overrightarrow{V_{akışkan}} \cdot \vec{n} = 0 \quad (3.17)$$



Şekil 3.3. Kaymaz duvar (a) ve kaymaz duvar (b) sınır koşulunun karşılaştırılması

3.2.4. Art-işlem yöntemleri

Optimizasyon döngüsünün her adımında belirlenen tasarım değişkenlerine ve geometrik kısıtlamalara göre tek amaç fonksiyonunun maksimize edilmesi amaçlanmaktadır. Taşıma katsayısı (C_L) ve sürüklenme katsayısı (C_D) sırasıyla Eş. 3.18 ve Eş. 3.19 kullanılarak hesaplanmıştır.

$$C_L = \frac{F_L}{\frac{1}{2}\rho_\infty U_\infty^2 S} \quad (3.18)$$

$$C_D = \frac{F_D}{\frac{1}{2}\rho_\infty U_\infty^2 S} \quad (3.19)$$

Burada F_L , F_D , ρ_∞ , U_∞ , S , sırasıyla taşıma kuvveti, sürüklenme kuvveti, serbest akış bölgesindeki akışkanın yoğunluğu, akışkanın hızı ve yüzey alanını ifade etmektedir. Aerodinamik kuvvetler OpenFOAM yazılımında kanat yüzeyindeki basınç değerlerinin Eş. 3.20'deki gibi integrali alınarak hesaplanmaktadır. Toplam aerodinamik kuvvet hesaplandıktan sonra, taşıma ve sürüklenme kuvvetleri sırasıyla Eş. 3.21 ve Eş. 3.22'de verildiği şekilde bulunmaktadır.

$$\vec{F} = \int_{kanat} (\tau + p\vec{I}) \cdot d\vec{S} = \sum_{i=0}^{nf(kanat)} (\tau_i + p_i\vec{I}) \cdot \vec{S}_i \quad (3.20)$$

$$\vec{F}_L = \vec{F} \cdot \vec{n}_{taşıma} \quad (3.21)$$

$$\vec{F}_D = \vec{F} \cdot \vec{n}_{sürüklenme} \quad (3.22)$$

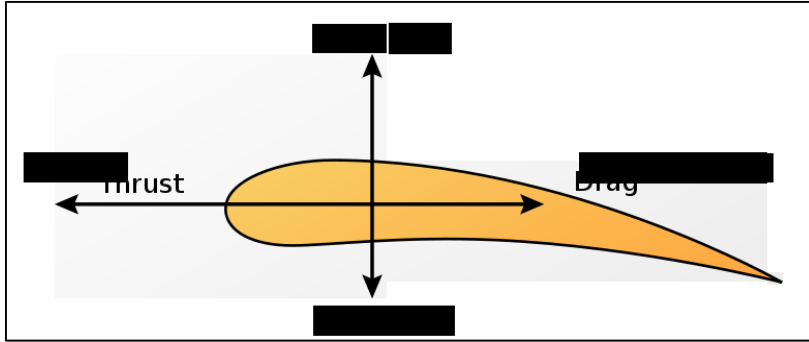
Burada $\vec{F}$, τ , $\vec{I}$, $\vec{n}_{taşıma}$, $\vec{n}_{sürüklenme}$, $n_{f(kanat)}$, sırasıyla toplam kuvvet, viskoz stres tensörü, birim vektör, taşıma vektörü, sürüklenme vektörü ve aerodinamik yüzeyin her bir elemanını ifade etmektedir.

4. YÖNTEM

Bu bölümde uçan kanat hava aracı aerodinamiği ve optimizasyon döngüsünde yer alan yazılımlar ve kullanılan yöntemler sunulmuştur.

4.1. Uçan Kanat Hava Aracı Aerodinamiği

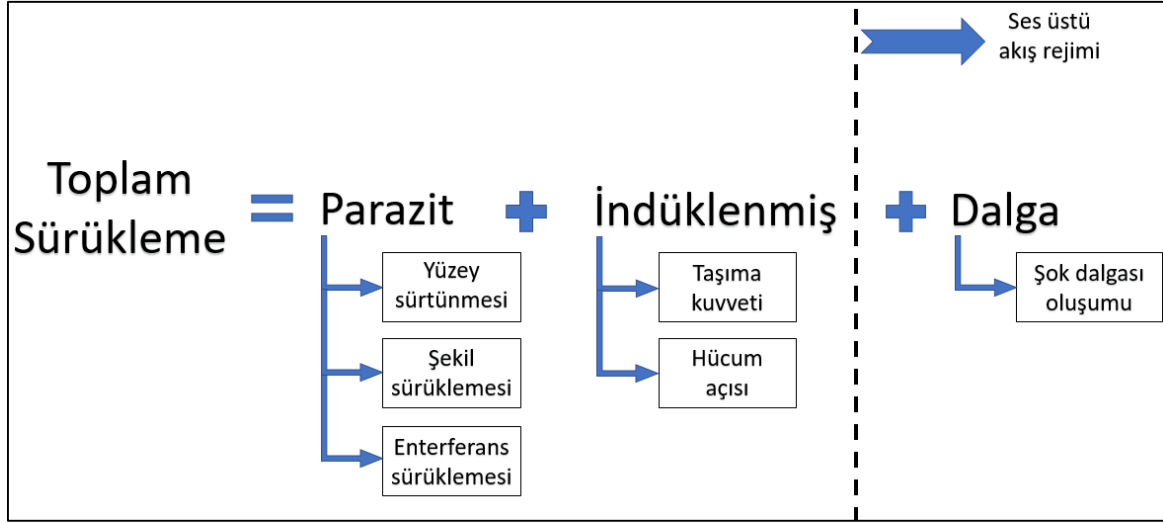
Uçuş sırasında hava aracına etki eden dört ana kuvvet vardır ve Şekil 4.1.'de görsel olarak verilmiştir. Aerodinamik bileşke kuvvetin kanat yüzeyine dik olan ve uçağın havada kalabilmesini sağlayan taşıma kuvvetidir. Benzer şekilde sürüklenme ise hava aracının hareket yönüne paralel ve ters yönde olan direnç kuvvetidir. Hava aracının kütlesi nedeniyle daima dünyanın merkezine doğru ağırlık kuvveti etki etmektedir. Son olarak sürüklenme direncini yenip hava aracının ilerlemesi için motor tarafından oluşturulan itki kuvvetidir. Bir hava aracının aerodinamik performansı sabit bir taşıma kuvveti katsayısına göre sürüklenme katsayısının nasıl değiştiği ile ölçülmektedir. Bu performans taşıma kuvveti katsayısının sürüklenme katsayısına oranı ile belirlenmektedir [120].



Şekil 4.1. Hava aracına etkiyen aerodinamik kuvvetler [120]

4.1.1. Uçan kanat hava aracı sürüklenme bileşenleri

Hava içerisinde bağıl olarak hareket eden hava aracının karşılaştığı dirence sürüklenme denmektedir [120]. Bir hava aracının toplam sürüklenmesi, araca etki eden tüm sürüklenme kuvvetlerinin bileşkesidir. Sürüklenme kuvvetleri temel olarak parazit sürüklenme ve indüklenmiş sürüklenme olmak üzere iki bileşenden oluşmaktadır ve Şekil 4.2.'de görsel olarak sunulmuştur. Ayrıca ses üstü hızlarda dalga sürüklenmesi de dikkate alınmalıdır.



Şekil 4.2. Akışkanlar mekaniği perspektifinden sürüklenme bileşenleri [120]

Parazit sürüklenme, yüzey sürtünmesinden, hava aracının şeklinden ve uçak parçalarının birleşme noktalarında oluşan enterferans sürüklemesinden oluşmaktadır. Ayrıca yüzey sürtünme sürüklemesi ve şekil sürüklemesi birlikte profil sürüklemesi olarak adlandırılmaktadır. Basınç sürüklemesi, hava parçacıklarının belli bir bölgede daha fazla sıkışmasından ve başka bir bölgede daha fazla aralıklı olmasından kaynaklanmaktadır. Viskoz basınç sürüklemesi taşıma kuvvetinin bir parçası olabilir ve hava aracı üzerindeki normal kuvvetlerin sonucu oluşmaktadır. Yüzey sürtünme sürüklemesi ise teğetsel kuvvetlerden kaynaklanmaktadır. Akışkanın viskozitesi nedeniyle, yüzeye yakın bölgede sınır tabakasında akış yavaşlamaktadır ve yüzeyde ise hız sıfırdır. Sınır tabakasının laminar ya da türbülanslı olması, yüzey sürtünme sürüklemesi üzerinde büyük bir etkiye sahiptir [121].

İndüklenmiş sürüklenme, aerodinamik yüzeylerin taşıma kuvveti oluşması sonucunda meydana gelmektedir. Bu taşıma kuvveti, firar kenarında girdaplar oluşturmaktadır. Bu durumda indüklenmiş bir hücum açısının oluşmasına neden olur. Bu indüklenmiş hücum açısı etkili hücum açısını sınırlamaktadır. Kanat üzerinde ortaya çıkan kuvvet vektörü indüklenmiş sürüklemeye neden olmaktadır [122]. Prandtl tarafından oluşturulan kaldırma çizgisi teorisine göre indüklenen sürüklemenin kaldırma katsayısı ile ilişkisi Eş. 4.1’de verilmiştir.

$$C_{D_i} = \frac{C_L^2}{\pi A R e} \quad (4.1)$$

Burada C_{D_i} , AR , e , sembollerini sırasıyla zaman, indüklenmiş sürüklenme katsayısı, kanat en boy oranı ve verim faktörünü ifade etmektedir.

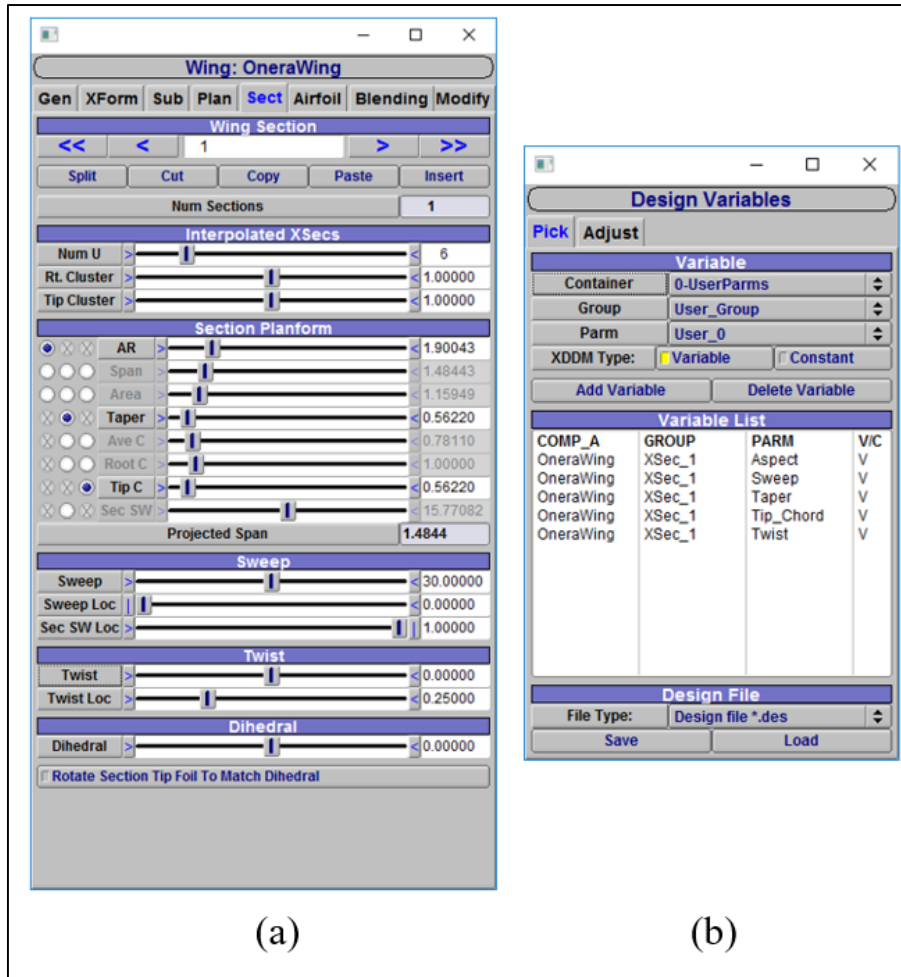
Dalga sürüklemesi, bir cisim üzerinde süpersonik akış bölgeleri mevcut olduğunda meydana gelmektedir. Transonik rejimde şok oluşumu, akışı ses altı hızlara yavaşlatan şok dalgalarına yol açmaktadır. Böyle bir şok dalgasındaki momentum kaybı dalga sürüklenmesine yol açar [123]. Bu fenomen viskoz olmamasına rağmen, şok dalgası bir basınç artışına ve ters bir basınç gradyanına yol açar. Bu gradyan sınır tabakanın kalınlaşmasına ve hatta ayrılmasına neden olarak profil sürüklenmesini artırır. Sınır tabakanın sadece kalınlaşması Vos ve Farokhi tarafından zayıf etkileşim olarak adlandırılır [124]. Ayrılma da meydana geldiğinde, güçlü etkileşim gerçekleşir. Bu durumlarda, laminar sınır tabakalar türbülanslı olanlardan daha önce yüzeyden ayrılmaktadır [124].

Uçan kanat hava aracının seyir durumunda trim sürtünmesinin de dikkat alınması gerekmektedir. Liebeck [19], trimlenmiş bir uçan kanat hava aracına sahip olmak için aerodinamik basınç merkezinin tam olarak ağırlık merkezinde bulunması gerektiğini belirtmektedir. Basınç merkezi ile ağırlık merkezi aynı noktada değilse, uçağı boylamasına trimlemek için bir kontrol yüzeyi kullanılması gereklidir. İrtifa dümeninin moment kolu kısa olduğundan [15] ve irtifa dümeni sapması bir uçan kanat hava aracının merkez gövdesindeki akışı etkilediğinden [74], bir uçan kanat hava aracında küçük bir yunuslama momenti hedeflenmelidir.

4.2. Parametrik Model ve Yüzey Hücre Ağı Oluşturma (OpenVSP)

“Open Vehicle Sketch Pad” OpenVSP olarak kısaltılmıştır [18]. OpenVSP 2012 yılında açık kaynak anlaşması kapsamında NASA tarafından açık kaynak olarak yayınlanmıştır. Tasarımcıların çeşitli havacılık çalışmalarında kullanabilecekleri üç boyutlu uçak modellerini hızlı bir şekilde oluşturmaya imkân tanıyan bir parametrik geometri oluşturma aracıdır [18]. Yazılım üzerinde yapılan geliştirmeler sayesinde üç boyutlu uçak modelleri için ayrıntılı aerodinamik analizler (VSPAERO) ve temel yapısal analizler yapılabilmektedir. OpenVSP’de kanat ve gövde gibi uçağın ana bileşenleri önceden

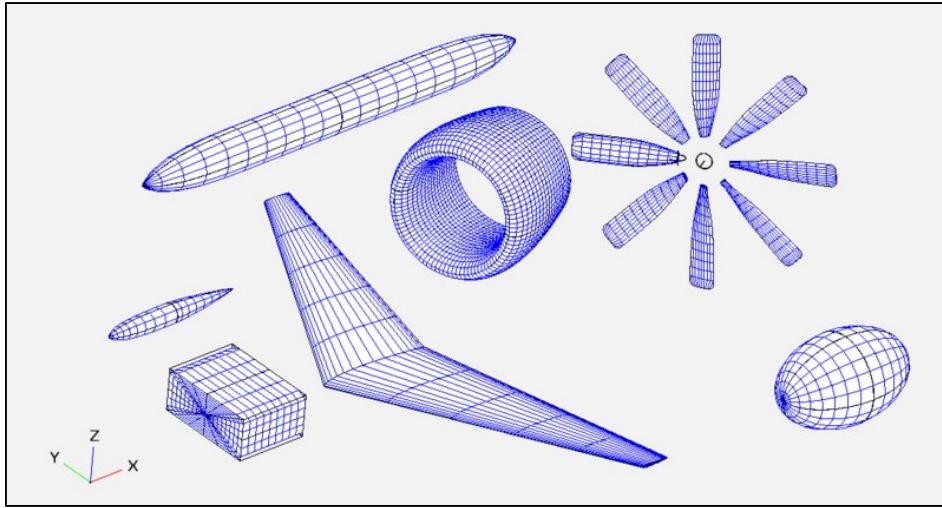
tanımlanmış şekilde parametrik olarak modellenebilir ve uçak geometrisine kolaylıkla birleştirilebilir. Bu parametrik modelleme kabiliyeti OpenVSP aracına kararlılık kazandırmaktadır. Bununla birlikte havacılık uygulamalarına en büyük katkısı hızlı ve doğru model oluşturabilmesidir. Uçak tasarımında yer alan kişilerin aşına olduğu parametreler ve şekil tanımları önceden tanımlanmış olarak yazılımda mevcut olup Şekil 4.3.'de gösterilmiştir. Örneğin kanat açıklığı, kiriş kalınlığı, süpürme açısı ve diğer aerodinamik nicelikler kullanılarak bir kanadı parametrik olarak tasarlanabilir. Bu sayede OpenVSP uçak tasarım sürecine kolaylık sağlarken hız da kazandırmaktadır. Ayrıca OpenVSP birimsiz olarak çalışmaktadır.



Şekil 4.3. OpenVSP yazılımındaki kesit parametreleri (a) ve tasarım değişkenleri (b) pencereleri

OpenVSP’de yapılan güncellemeler sayesinde grafik arayüzü kullanmadan, kullanıcıların oluşturdukları komut dosyaları ile yazılımı kullanmasına olanak tanımaktadır [18]. Kullanıcılar bu özellik sayesinde, çok çeşitli kullanıma sunulan kabiliyeti kullanarak daha

da hızlı şekilde parametrik model oluşturup analizler yapabilmektedir ve örnek parametrik geometriler şekil 4.4.'de sunulmuştur [125]. Bu konuda kullanıcılara esneklik sağlayan OpenVSP tasarım süreçlerine önemli katkılar sağlamıştır. OpenVSP ile iletişim kurmak için betik dili olarak AngelScript [126] ve Python [127] yazılım dilleri kullanılmaktadır. AngelScript, C/C++ kodlama dillerinde yazılmış açık kaynak bir betik dilidir. Kullanıcılar yazdıkları komut dizilerini kullanarak geometriler oluşturup düzenleyerek ve bir dizi işlevi yürüterek OpenVSP ile etkileşime girebilir. Uygulama programlama arayüzü (API) aracılığıyla komut dosyaları oluşturarak OpenVSP ile etkileşime geçip optimizasyon ve tasarım uzayı araştırması için birçok analizi birlikte yürütmek mümkündür.



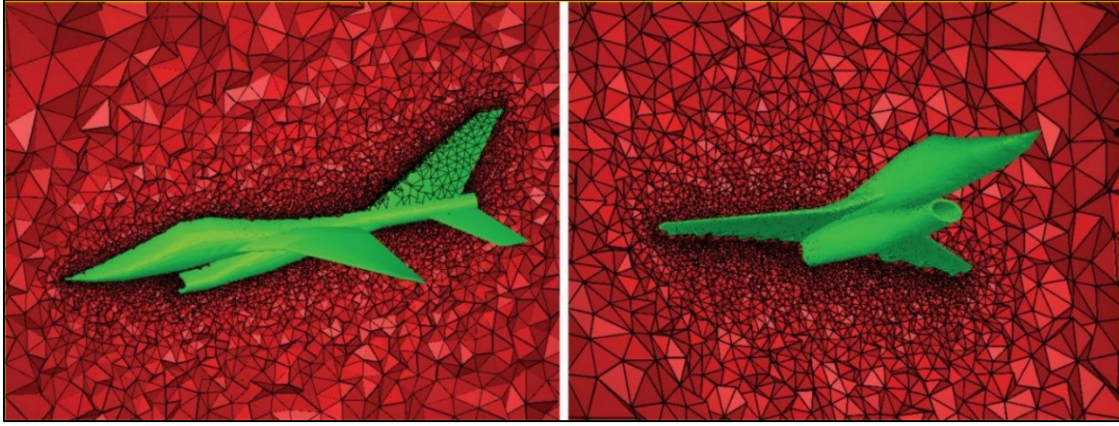
şekil 4.4. OpenVSP yazılımında oluşturulmuş örnek parametrik modeller [125]

Ayrıca OpenVSP, üç boyutlu uçak modellerinin orta doğrulukta HAD analizlerini gerçekleştirme kabiliyetine sahiptir ve bu şekilde kavramsal tasarım sürecine katkı sağlamaktadır. HAD analizleri yüksek doğrulukta yapıldığında tasarım sürecinde önemli bir rol oynamaktadır ama hava aracının nihai geometrisine karar verilmemişken yani kavramsal tasarım aşamasındayken hesaplama gücü açısından çok pahalı bir yöntemdir. Bu nedenle, tasarımcılar çok zaman ve çaba harcamadan ilk tasarımın genel kabuk yapısını değiştirebilecek bir tasarım aracına ihtiyaç duymaktadır. OpenVSP tasarımcılara, kabuk geometrisini kolaylıkla değiştirme ve temel analizler yapmaları için imkân tanımaktadır ve kavramsal tasarım sürecindeki bu boşluğu doldurmaktadır.

4.3. Hacim Hücre Yapısı Oluşturma (SUMO/TetGen)

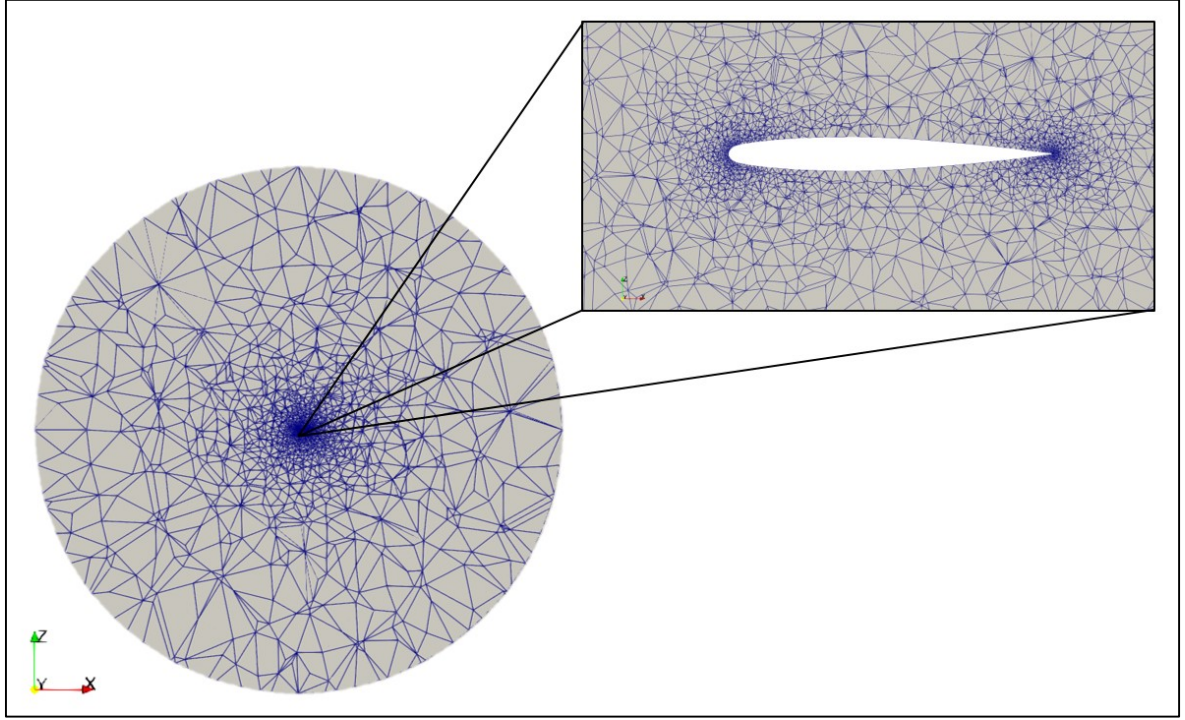
Larosterna firması tarafından SUMO [19] yazılımı içerisinde yer alan “libsurf” kütüphanesi içerisinde yüzey modelleme ve yapılandırılmamış ağ oluşturmak için geometri bileşenleri bulunmaktadır. Eğri ve yüzey geometrisine sahip nesnelerin aynı anda birden fazla yüzeyleri için kesişimleri verimli bir şekilde hesaplayarak ağ oluşturmayı kolaylaştıran temel işleve sahiptir. Farklı dosya formatlarında çeşitli HAD problemleri için verimli bir şekilde hem yüzey hem de hacim hücre yapısı oluşturabilmektedir. “Libsurf” kütüphanesi iki adet yüzey hücre üreticisi içermektedir. TetGen [20] yazılımı ile “Libsurf” yüzey ağ üreticisi birleştirilerek PentaGrow isminde bir ağ üreticisi geliştirilmiştir. PentaGrow RANS çözümler için hibrit dört yüzlü hacim ağları üretmek için kullanılabilir.

TetGen yüksek kalitede dört yüzlü hücre üretmek için kullanılan C++ programlama dilinde yazılmış sayısal metotları ve bilimsel hesaplamayı iyileştirmeyi amaçlayan hücre üreticisidir. TetGen Delaunay tabanlı algoritmalar kullanarak teorik olarak yüksek doğrulukta ağ oluşturmaktadır. Karmaşık 3 boyutlu geometrileri için sağlam ve hızlı bir şekilde hücre oluşturma kabiliyetine sahiptir. TetGen açık kaynaklı bir kod olup kaynak kodu serbestçe kullanılabilir. Dört yüzlü ağ, 3 boyutlu bir alanı bölen 3 boyutlu yapılandırılmamış ızgaralardan oluşmaktadır. F-16 uçağı için örnek bir hacim ağı Şekil 4.5.’de verilmiştir. Bu özellik karmaşık geometrilere ağ oluşturma esnekliği sağlamaktadır. Ayrıca ağ içerisinde bölgesel iyileştirmeler kolaylıkla oluşturulmaktadır. Sonlu elemanlar ve sonlu hacimler yöntemleri gibi kısmi diferansiyel denklemlerin sayısal çözümünü içeren problemlerin yaygınlaşması ile TetGen yazılımının gelişmesinde önemli rol oynamıştır. Oluşturulan hücre kalitesi, sayısal çözümün doğruluğunu ve yakınsama karakteristiğini büyük ölçüde etkilemektedir.

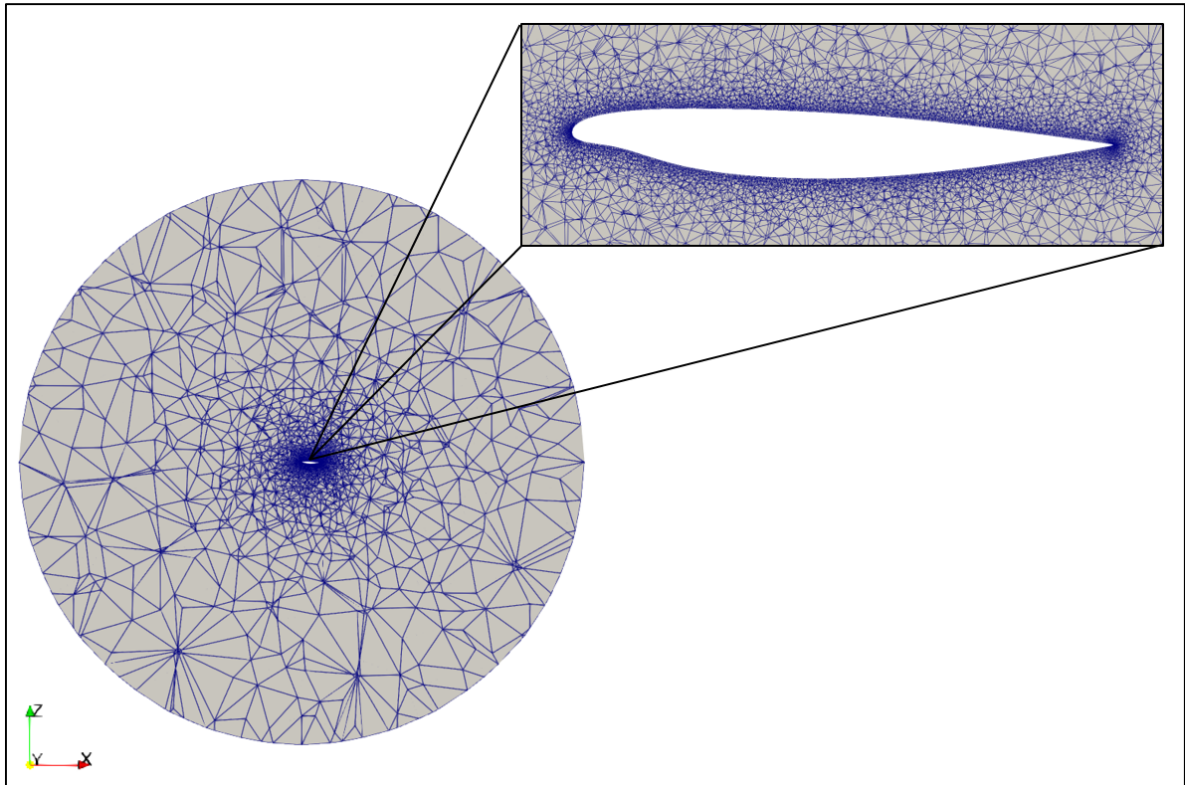


Şekil 4.5. TetGen yazılımı ile oluşturulmuş F-16 uçağı hacim ağı [20]

Hücre oluşturma teknolojilerinde son yıllarda büyük gelişmeler elde edilmiştir. 3 boyutlu geometrilerin karmaşıklığı arttıkça, hücre oluşturma işleminin başarısızlık oranı artmaktadır. 2000’li yılların başında TetGen birçok sınırlamaya sahipti, ancak yıllar içerisinde ağ oluşturma problemlerinin daha iyi anlaşılmasıyla yeni algoritmalar geliştirilerek TetGen’in güvenilirliği ve verimliliği artmıştır. İlerleyen yıllarda çıkan yeni sürümler ile birlikte TetGen’in ağ kalitesini artırmak ve mühendislik uygulamalarına daha iyi destek olmak için sezgisel algoritmalar eklenmiştir. Ağ oluşturma işleminin her adımda yapıldığı bir optimizasyon döngüsünde ağ oluşturma yazılımının kararlılığı ve verimliliği çok fazla önem arz etmektedir. Mevcut çalışmada ONERA M6 kanadı ve N2A-EXTE hava aracı için üretilen Euler hacim ağ yapıları sırasıyla Şekil 4.6. ve Şekil 4.7’de verilmiştir.



Şekil 4.6. ONERA M6 için $y=0$ noktasında ve y yönü normalinde alınmış kesitte ağ yapısı



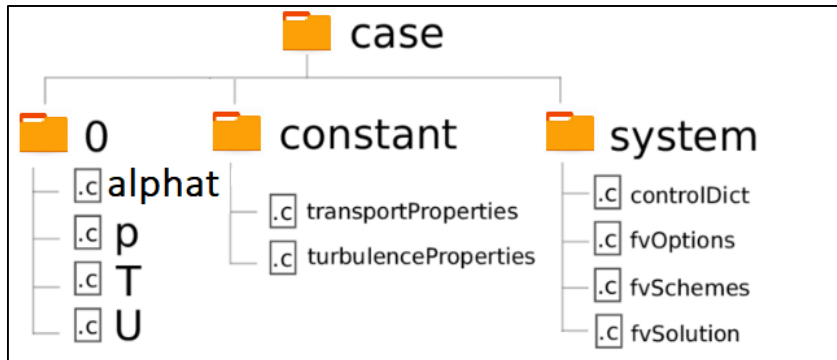
Şekil 4.7. N2A-EXTE için $y=0$ noktasında ve y yönü normalinde alınmış kesitte ağ yapısı

4.4. Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği (OpenFOAM)

OpenFOAM her şeyden önce kısmi diferansiyel denklemleri ve adi diferansiyel denklemleri çözmek için kullanılan C++ programlama dilinde yazılmış açık kaynak tabanlı bir yazılım kütüphanesidir. OpenFOAM kapsamlı multifizik simülasyonları gerçekleştirebilecek yeteneklere sahiptir. Bunlara örnek olarak aşağıda verilen simülasyonlar verilmiştir;

- Sıkıştırılamaz ve sıkıştırılabilir akışlar için hesaplamalı akışkan dinamiği (HAD),
- Hesaplamalı ısı transferi ve birleşik ısı transferi,
- Yanma ve kimyasal reaksiyonlar,
- Çok fazlı akışlar ve kütle transferi,
- Parçacık yöntemleri ve Lagrange parçacık izleme,
- Gerilme analizi ve akışkan-katı etkileşimi,
- Dönen referans çerçeveleri, isteğe bağlı ağ arabirimi, dinamik ağ kullanımı ve uyarlanabilir ağ iyileştirme,
- 6 serbestlik dereceli hareket çözücü, hesaplamalı aero-akustik, hesaplamalı elektromanyetik, hesaplamalı katı mekaniği.

Bu çalışmada HAD problemlerini sonlu hacimler yöntemi kullanarak sayısal olarak çözmek için açık kaynak kodlu OpenFOAM yazılımı kullanılmıştır. OpenFOAM dosya yapısı olarak üç ana klasörden oluşmaktadır. Bunlar “0”, “constant” ve “system” klasörleridir. Genel dosya yapısı Şekil 4.8.’de verilmiştir. Sayısal analizi gerçekleştirmek için gereken bütün bilgiler (başlangıç koşulları, sınır koşulları, ağ yapısı, ayırıklaştırma şemaları vb.) bu üç klasör içerisinde yer almaktadır.



Şekil 4.8. OpenFOAM klasör yapısı

“0” dosyasında çözülecek fiziksel problemin başlangıç ve sınır koşulları bulunmaktadır. Örnek bir metin dosyası Şekil 4.9.’da sunulmuştur. Bu koşullar viskoz olmayan sıkıştırılabilir akış için hız, basınç, sıcaklık, türbülanslı ısıl yayılma katsayısı vb. parametreler “0” klasöründe tanımlanır. OpenFOAM içerisinde yer alan bazı sınır koşulları aşağıdaki maddelerdeki gibi tanımlanabilir;

- ZeroGradient: Neumann tipi sınır koşuldur. Girilen değişkenin sınıra olan dik gradyeninin sıfır olduğunu belirtmektedir.
- FixedValue: Dirichlet tipi sınır koşuldur. Girilen değişken sınıra sabit olarak atanır. Bu sabit değer skalar veya vektörel olabilir.
- Slip: Kayma sınır koşuldur. Viskoz olmayan problemlerde duvardaki değişkenin normal bileşenini siler ve teğet bileşenlerine dokunulmaz.

```

\*-----*/
FoamFile
{
    version      2.0;
    format        ascii;
    class         volVectorField;
    location      "0";
    object        U;
}
// ***** //

dimensions      [0 1 -1 0 0 0 0];
boundaryField
{
    aircraft
    {
        type      slip;
        value      uniform (0 0 0);
    }

    Farfield
    {
        type      characteristicFarfieldVelocity;
        value      uniform (237.39496976006615 -0.0 14.577922760960423);
    }
}
// ***** //

```

Şekil 4.9. OpenFOAM örnek bir basınç sınır koşulu metin dosyası

“constant” klasöründe probleme ait hücre yapısı ve problemin fiziksel özelliklerini içeren bilgiler bulunur. “constant” klasörünün altında bulunan “polyMesh” klasöründe problemin

çözümünde kullanılacak ağ yapısı, noktalar “points”, yüzeyler “faces”, sınır “boundary”, komşu “neighbour”, sahiplik “owner” dosyaları içerisinde bulunur. Ayrıca “constant” klasöründe problemde kullanılan akışkanın termofiziksel özelliklerini “thermophysicalProperties” dosyası içerisinde yer almaktadır. Buna ek olarak problemin çözümünde kullanılan türbülans parametreleri “turbulenceProperties” dosyası içerisinde bulunmaktadır.

“system” klasörü içerisinde temel çözücü ayarları, nümerik ayrıklaştırma şemaları ve çözüm yönteminin detaylarını içeren dosyalar vardır. Çözücü ayarları “system” klasöründe “controlDict” dosyası içerisinde zaman adımı, iterasyon sayısı, veri kayıt ayarları vb. bilgiler bulunmaktadır. Diferansiyel denklemlerin ayrıklaştırma şemaların bulunduğu “fvSchemes” dosyasında yer almaktadır. Ayrıca “fvSolution” dosyasında her ayrık lineer denklem sisteminin nasıl çözüleceğine ilişkin talimatları içerir. Denklem çözücüler, toleranslar ve algoritmalar alt sözlük çözücülerinden kontrol edilir.

4.4.1. OpenFOAM paralelleştirme metotları

OpenFOAM yazılımı tarafından kullanılan paralel hesaplama yöntemleri, geometrinin ve ilişkili alanların parçalara ayrılıp farklı işlemciler arasında dağıtıldığı bir alan ayrıştırma işlemi olarak bilinmektedir. OpenFOAM'da mevcut olan paralelleştirme yöntemleri aşağıda maddeler halinde verilmiştir.

- hierarchical
- manual
- metis
- multiLevel
- scotch
- simple
- structured

“system” klasöründe yer alan “decomposeParDict” metin dosyasında, “numberOfSubdomains” anahtar kelimesini kullanarak çalışmanın ayrıştırılması gereken etki alanı sayısı belirtilmelidir. Kullanılan bu değer mevcut fiziksel çekirdek sayısı ile aynı olmalıdır. “polyMesh” ve “0” klasörleri içindeki bilgiler “decomposePar” komutu

kullanılarak ayrıştırılır. Her bir işlemci için klasör oluşturulur. Her klasör içerisinde ağ bilgileri, sınır koşulları, başlangıç koşulları ve o işlemci için çözüm dosyaları bulunmaktadır. Bu çalışmada “scotch” metodu kullanılmıştır. Bu metotta kullanıcıdan istenen tek girdi, alt alanların veya çekirdeklerin sayısıdır. Bu yöntem işlemci sınırlarının sayısını en aza indirmeye çalıştığı için tercih edilmiştir [129]. Farklı çekirdek sayılarında yapılan ölçeklendirme çalışması sonucunda 5 kat daha fazla çekirdek sayısı kullanıldığında yaklaşık olarak 4 kat hızlanma elde edilmiştir.

4.5. Optimizasyon (DAKOTA)

DAKOTA aracı sayesinde iteratif şekilde kullanıcıya esnek bir şekilde yinelemeli analizler yapma olanağı sağlamaktadır. DAKOTA Sandia National Laboratories tarafından nesne yönelimli yaklaşım kullanılarak C++ programlama dilinde geliştirilmiştir [130]. DAKOTA’nın mevcut kabiliyetleri başka programlarla kolaylıkla uyum içinde çalışmaya elverişlidir. DAKOTA’nın sahip olduğu yetenekler aşağıda maddeler halinde verilmiştir.

- Deney tasarımı
- En küçük kareler yöntemleri
- Belirsizlik ölçümü
- Parametrik çalışma
- Optimizasyon yöntemleri

DAKOTA temel olarak kullanıcıdan aldığı girdi değişkenlerini kullanarak isteğe bağlı kullanılacak programa girdi olarak gönderir. Bu çalışmada DAKOTA tasarım değişkenlerini belirleyip, bunları OpenVSP programına parametrik model oluşturmak için göndermektedir. Daha sonrasında OpenFOAM’da yapılan HAD analizlerin çıktılarını okuyarak bir sonraki döngü için yeni tasarım değişkenlerini sağlamaktadır. Şekil 1.2.’de bu sürece ilişkin temel süreci gösteren bir genel bakış sunmaktadır. DAKOTA bu çalışmada kara kutu optimizasyon aracı olarak kullanılmıştır. Bunun anlamı sadece tasarım değişkenleri ve amaç fonksiyonlarının değerlerini okumakta, ancak anlamlarını veya ilişkileri hakkında bilgiye sahip olmamaktadır.

4.5.1. DAKOTA girdi metin dosyası

DAKOTA, arayüz ile kontrol edilebildiği gibi bir metin giriş dosyası kullanılarak kontrol edilebilir. Örnek bir girdi dosyasının örneği Şekil 4.10.'da verilmiştir. Girdi dosyası birkaç gruptan oluşmaktadır, bu gruplar maddeler halinde aşağıda verilmiştir.

- Metot (Method)
- Model (Model)
- Değişkenler (Variables)
- Arayüz (Interface)
- Yanıtlar (Responses)

Strateji bölümünde DAKOTA'da yer alan ileri düzey optimizasyon prosedürleri (hibrit, çok amaçlı optimizasyon, pareto vb.) tanımlanmaktadır. Metot kısmında ise DAKOTA'nın kullanacağı iteratif teknikler belirtilir. Metot bölümü için diğer seçenekler ise optimizasyon yöntemleri veya veri örnekleme teknikleridir. Model bölümünde DAKOTA tarafından kullanılan model belirtilir. Model terimi, yinelemeli bir yöntemi desteklemek için bir dizi değişkenin bir dizi yanıtla nasıl eşleştirileceğini belirlemek için mantıksal bir birim olarak açıklanabilir [130].

Değişken bölümü, optimizasyon parametreleri için gereken tüm bilgileri içerir. Bu bölümünde her tasarım değişkeni için bir değer aralığı, alt sınırdan başlayıp üst sınırla bitecek şekilde tanımlama yapılmaktadır. Değişkenler sürekli veya süreksiz olabilir ve tasarım değişkenleri, belirsiz değişkenler ve durum değişkenleri olarak sınıflandırılabilir. Arayüz bölümünde kullanılan analiz kodu ile veri alışverişinin nasıl olacağına dair yöntem belirtilir. Girdi dosyasının yanıt bölümünde analiz kodundan DAKOTA'ya geri dönecek veriler tanımlanır. Amaç fonksiyonu, kısıtlamalar, gradyanlar ve Hessian matrisi hakkında bilgiler içermektedir.

```
#####
environment
  #graphics
  tabular_graphics_data
  tabular_graphics_file = 'table_out.dat'
#####
method
  soega
    output verbose
    max_function_evaluations = 1000
    seed = 10983
    population_size = 30
    initialization_type unique_random
    print_each_pop
    mutation_type replace_uniform
    mutation_rate = 0.1

    crossover_type shuffle_random
    num_offspring = 2
    num_parents = 2
    crossover_rate = 0.8

    replacement_type elitist
    fitness_type merit_function
    constraint_penalty = 0.9
    convergence_type average_fitness_tracker
    num_generations = 100
    percent_change = 0.05
#####
variables
  continuous_design = 9
  cdv_initial_point  61.7458865  0.0  27.73912  6.82250  4.09750  65.31370  70.62880  72.82100  72.61240
  lower_bounds       64.99567  -2.5  24.50115  6.14025  3.68775  58.78233  63.56592  65.53890  65.35116
  upper_bounds       68.24545   2.5  30.97710  7.50475  4.50725  71.84507  77.69168  80.10310  79.87364
  cdv_descriptors    'x1'      'x2'      'x3'      'x4'      'x5'      'x6'      'x7'      'x8'      'x9'
#####
interface
  fork
    analysis_driver = 'simulator_script'
    parameters_file = 'params.in'
    results_file    = 'results.out'
    work_directory  directory_tag
    copy_files      = 'templatedir/'
    named 'workdir' file_save #directory_save
  aprepro
#####
responses
  num_objective_functions = 1
  no_gradients
  no_hessians
  sense 'max'
#####
```

Şekil 4.10. Örnek bir DAKOTA girdi dosyası

4.5.2. DAKOTA’da genetik algoritma

Evrimsel bir strateji olarak adlandırılan GA, zayıf çözümleri ayıklamak ve bir optimizasyon problemine yeni çözümler üretmek için en uygun olanın hayatta kalması prensibine göre çalışmaktadır [131]. Bu teknik Darwin'in biyolojik sistemlerin evrimi üzerine yaptığı çalışmalara dayanmaktadır ve J. Holland ve çalışma arkadaşları 1970’lerde bu konuda yapılan çalışmalara öncülük etmiştir [92]. Bu teoriye göre tasarım değişkenlerinden elverişli genetik özelliklere sahip olan bir ebeveynin daha iyi yavrular üretmesi sonucunda amaç fonksiyonu maksimum veya minimum yapmak hedeflenmektedir. Çünkü seçilen ebeveynden sonra gelecek neslin daha iyi performansla sahip olma olasılığı yüksektir. Bir değerlendirme için tasarım değişkenleri kromozomlar şeklinde kodlanır, çaprazlama ve mutasyon gibi biyolojik süreçler kullanılarak yeni bireyler oluşturulur. Optimizasyon

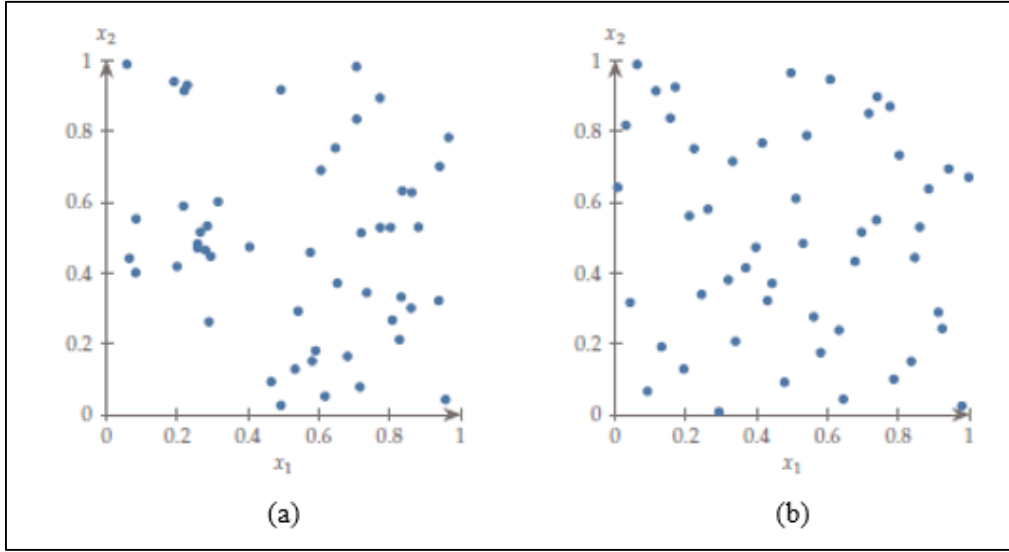
probleminin tasarım uzayını keşfetmek için popülasyonda yeterli çeşitlilik sağlanmalıdır. GA diğer algoritmalarla göre karmaşık problemleri paralel bir şekilde çözebilme yeteneğine sahiptir. Diğer önemli avantajı ise türev hesaplamaları yapılmadığı için amaç fonksiyonunun sürekli ve doğrusal olmasına gerek yoktur.

4.5.3. DAKOTA’da tasarım uzayının keşfedilmesi

Optimizasyona başlamadan önce tasarım uzayından örnekleme yaparken iki temel sorun ortaya çıkmıştır. Birincisi tasarım uzayını tam olarak temsil etmek için kaç nokta gerektiği ve ikincisi ise hangi noktaların seçilmesi gerektiğinin incelenmesi olmuştur. Literatürde örnekleme büyüklüğünün ne olması gerektiği konusunda standart bir kural bulunmamaktadır. Nokta seçimi konusunda ise en iyi yöntemlerden birisi LHS olduğu görülmektedir. DAKOTA kullanım kılavuzu [130] LHS’nin kararlı olduğunu ve her türlü probleme uyarlanabileceğini belirtmektedir. Değişken sayısına göre az sayıda örnekleme model yanıtlarının ortalamasını ve doğrusal korelasyonları belirleyebilir. Ayrıca rastgele numara üreticisi (RNG) ile tohum numarası üretmek mümkündür. Bu stokastik yöntemi tekrarlanabilir hale getirmek için bir mekanizma sağlar. Aynı tohum numarası çalışmalarda kullanıldığında sonuçlar aynı olacaktır.

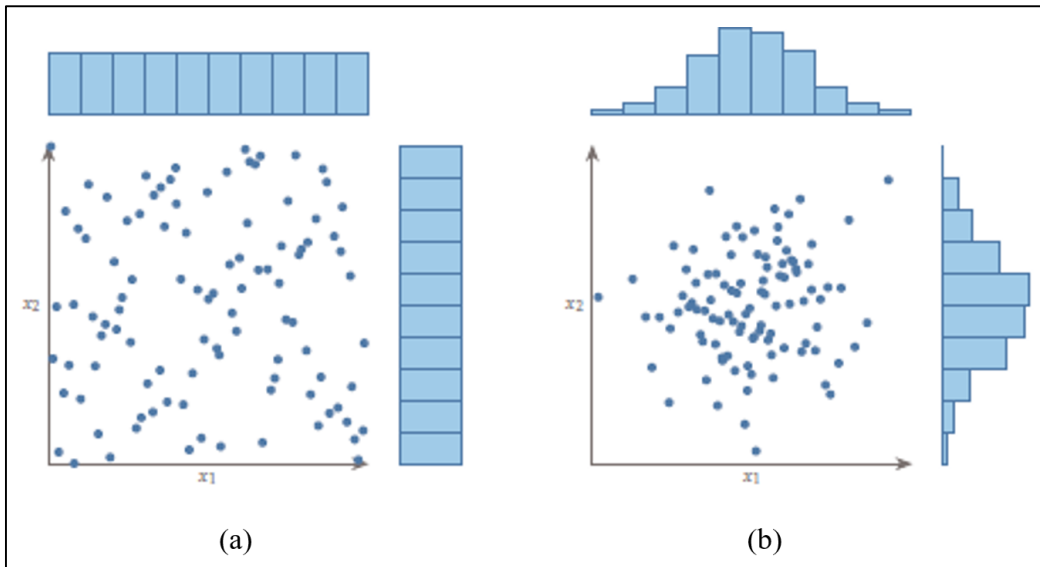
Latin hiperküp örnekleme (LHS)

Rastgele örnekleme yöntemine göre daha verimli çalışan LHS oldukça popüler bir yöntemdir. Rastgele örnekleme kümelenme karakteristiğine sahip olduğunu istenilen dağılıma ulaşmak için çok sayıda noktaya ihtiyaç duyar. Buna örnek olarak Şekil 4.11.’de rastgele oluşturulmuş 50 nokta için bu iki yöntem karşılaştırılmıştır. Rastgele örnekleme yönteminde her örnek nokta önceden alınan örneklerden bağımsızken, LHS’de eşit bir dağılım istendiği için bütün örnek noktaları önceden seçilmektedir.



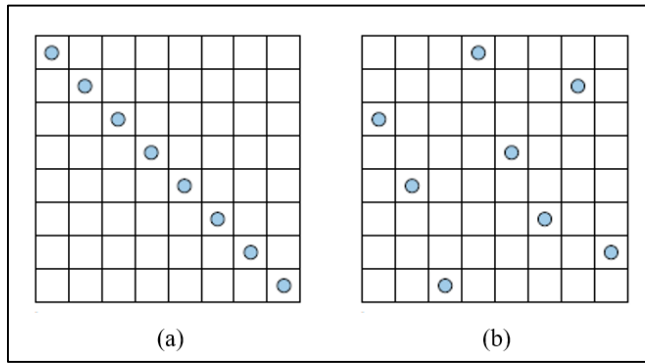
Şekil 4.11. 50 nokta için rastgele (a) ile LHS (b) dağılımının kıyaslanması [84]

Tam bir faktöriyel aramada tasarım uzayındaki her hücreye karşılık bir nokta belirlenecektir. Verimi en yükseğe çıkartırken bütün tasarım uzayını kapsamak için, her satır ve her sütunda bir örnek noktası olması en iyi durumdur. Yani, noktaların her bir boyuttaki izdüşümleri eşit dağılımlı olmalıdır. LHS ile yapılmış eşit dağılımı gösteren histogram grafiği Şekil 4.12. (a)'da verilmiştir, burada yatay ve düşey eksenlerde noktaların eşit şekilde dağıldığı açıkça görülmektedir.



Şekil 4.12. Her yönde eşit dağılım (a), her yönde normal dağılım (b) için örnek bir LHS'in eksenler üzerine izdüşümü [84]

Bu tasarım uzayında herhangi bir satır veya sütunda bir nokta bulunduğu duruma Latin Karesi, daha yüksek boyutlarda Latin Hiperküpü denilmektedir. Bunu elde etmenin birçok yolu vardır, ızgara şeklinde 8 adet Latin kare parçalara bölünmüş 2 boyutlu tasarım uzayı Şekil 4.13.'de sunulmuştur. Şekil 4.13. (a) istenilen kriteri sağlamaktadır ancak uzayı çok iyi temsil etmediği için tasarım değişkenleri arasındaki ilişkiyi keşfedemeyecektir. Şekil 4.13. (b)'de ise her satır ve her sütun için bir örnek nokta seçilirken tasarım uzayını çok daha iyi doldurmaktadır.



Şekil 4.13. Örnekleme stratejilerinin karşılaştırılması [84]

LHS, örnekler arasındaki mesafeyi maksimum yapmaya çalıştığımız bir optimizasyon problemi olarak düşünülebilir. Belirtilen dağılım genellikle önceki örneklerde olduğu gibi eşit dağılımlıdır, ancak Şekil 4.13. (b)'de gösterildiği gibi normal dağılım gibi herhangi bir dağılım da olabilir. Bu optimizasyon probleminin benzersiz bir çözümü yoktur, bu nedenle noktaların kombinasyonunu belirlemek için rastgele süreçler kullanılır. Ayrıca, noktalar genellikle hücre merkezlerine değil, etki alanındaki herhangi bir noktaya ulaşma olasılığına izin vermek için belirli bir hücre içinde rastgele bir konuma yerleştirilir. LHS yaklaşımının avantajı, seçtiğimiz olasılık dağılımlarını doldurmak için büyük sayılar yasasına güvenmek yerine, bunu bir kısıtlama olarak zorlamamızdır. Bu yöntem, tasarım uzayını doğru bir şekilde temsil etmek için çok sayıda örnek gerektirebilir, ancak genellikle rastgele örneklemeden çok daha azını gerektirir.

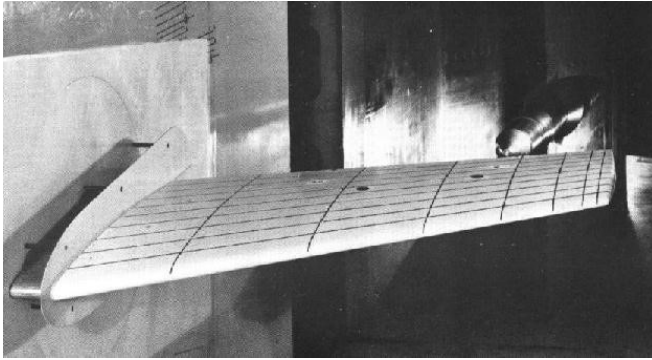
Bu bölümde sayısal çalışma kapsamında uygulanan denklemler ve yöntemler izah edilmiştir. Sonraki bölümlerde doğrulama çalışmaları ve elde edilen sonuçlar ayrıntılı olarak sunulmuştur.

5. REFERANS ÇALIŞMALARININ DOĞRULANMASI

Bu bölümde OpenFOAM yazılımı ile gerçekleştirilen sayısal çalışma ve yaklaşımların, referans olarak alınan çalışmaların sonuçları ile karşılaştırılarak doğrulaması yapılmıştır. Referans çalışmalar olarak ONERA M6 kanadı için hem deneysel [114] hem de sayısal çalışma [132] ve N2A-EXTE [115] hava aracı için bir sayısal çalışma seçilmiştir.

5.1. ONERA M6 Kanadı için Referans Çalışmaların Doğrulanması

İlk referans çalışma olarak Şekil 5.1.'de gösterilen ONERA M6 kanadı için yapılmış 2308 test numaralı deneysel çalışma seçilmiştir. M6 kanadı 1970'li yılların sonunda ONERA tarafından geliştirilmiştir. Yapılan deneysel çalışma ONERA M6 geometrisi için 0,84 Mach transonik rejimdeki rüzgâr tüneline 1979 yılında Schmitt ve Charpin tarafından gerçekleştirilmiştir [133]. Deneyde kullanılan kanat geometrisi Şekil 5.2.'de verilmiştir. Buna ek olarak akış parametreleri 3. Bölümde Çizelge 3.2.'de sunulmuştur. Deney sonucunda kanat üzerinde 6 farklı kesit için basınç katsayıları elde edilmiştir.



Şekil 5.1. ONERA M6 kanadı [133]

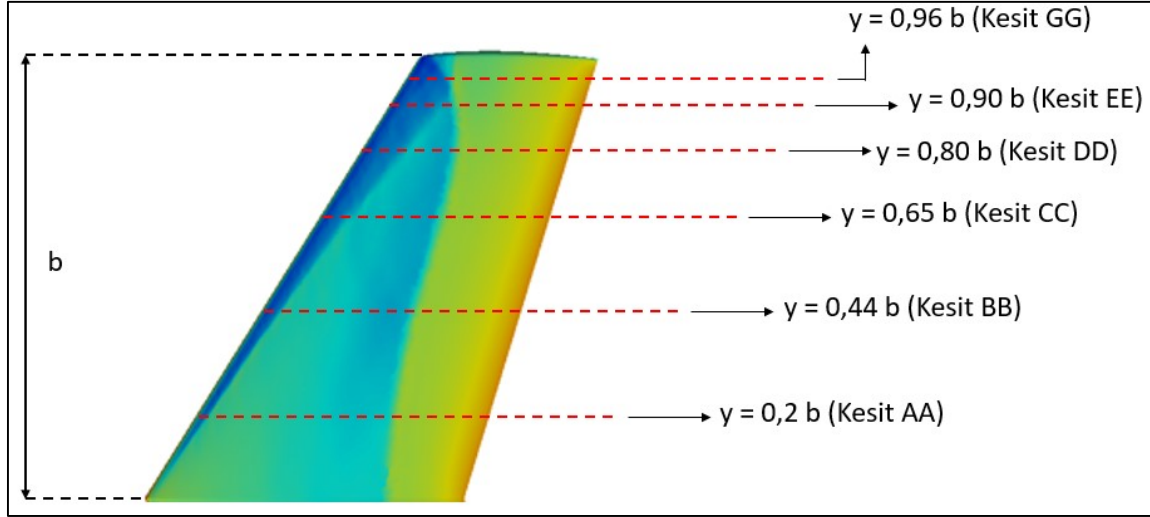
Hesaplama alanı, kanadın veter uzunluğundan 30 kat daha büyük bir küre olarak modellenmiştir [132]. Standart sıkıştırılabilir OpenFOAM çözücülerinin kararlılık ve doğruluk sorunları vardır [134]. Fakat ASO çalışmaları için oldukça kararlı bir çözücü gerektirmektedir. Bu nedenle mevcut çalışmada HAD analizleri transonik rejim için “High Speed Aerodynamic (HiSA) solver” [135] çözücüsü kullanılarak gerçekleştirilmiştir. Konvektif terimin ayrıklaştırılmasında ikinci dereceden “AUSM+-up” şeması [136], difüzyon terimleri için ise ikinci dereceden “Gauss linear corrected” nümerik şeması kullanılmıştır [137] ve tüm şemalar detaylı şekilde Çizelge 5.1.'de verilmiştir.

Çizelge 5.1. HAD analizlerinde kullanılan nümerik şemalar

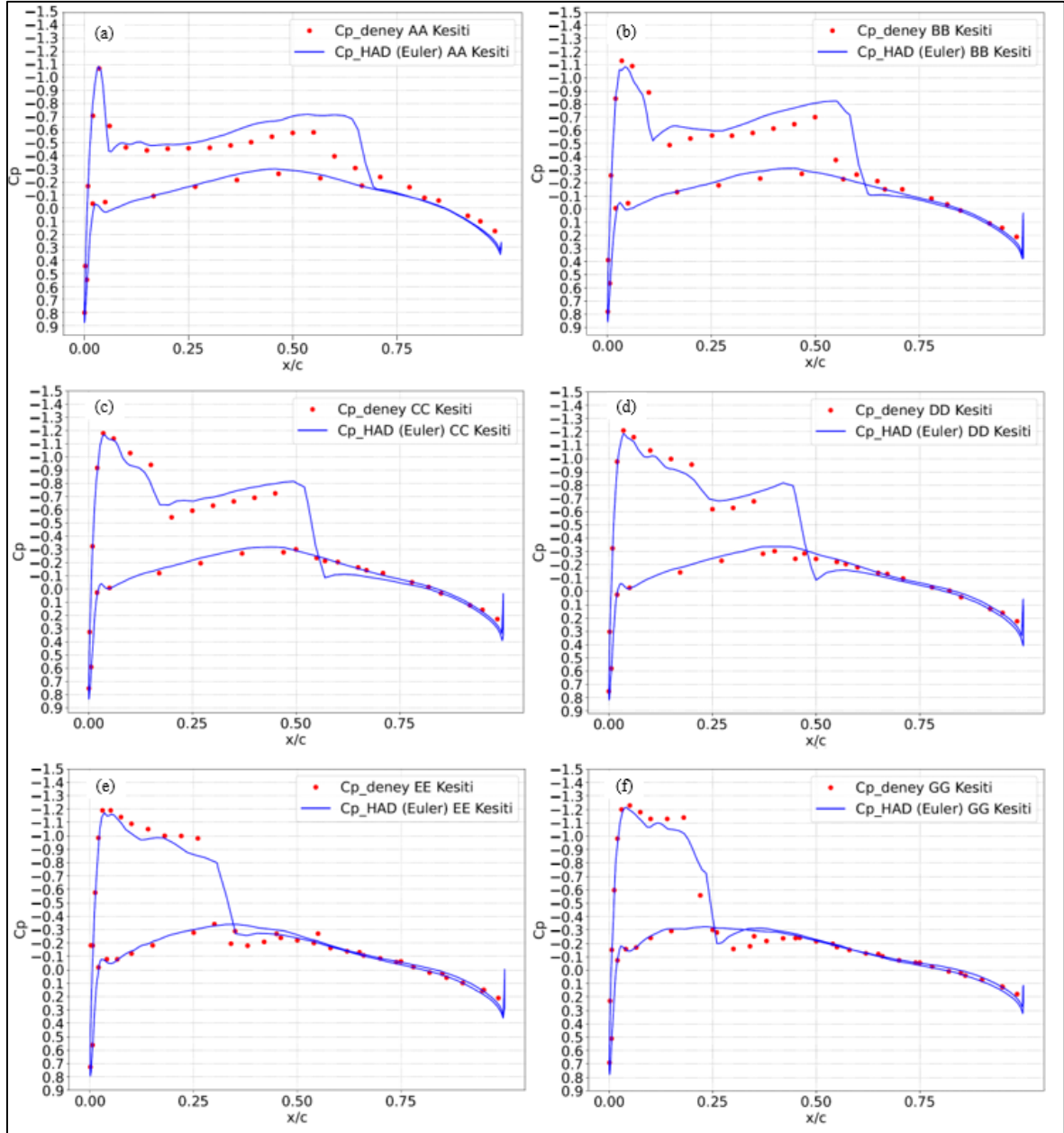
Ayrıklaştırma şemaları	Yöntem		Açıklama
ddtSchemes	default	bounded dualTime rPseudoDeltaT steadyState	1. Dereceden ayrıklaştırma
gradSchemes	default	cellLimited faceLeastSquares linear 0.9	2. Dereceden ayrıklaştırma
divSchemes	default	-	-
Laplacian Schemes	default	Gauss linear corrected	2. Dereceden ayrıklaştırma
Interpolation schemes	default	linear	2. Dereceden ayrıklaştırma
	rho	wVanLeer	
	U	wVanLeer	
	T	wVanLeer	
snGradSchemes	default	corrected	2. Dereceden ayrıklaştırma

5.1.1. Basınç dağılımının referans çalışma ile karşılaştırılması

Şekil 5.2.'de sunulan kanat boyunca belirli kesitlerde basınç katsayısı (C_p) ve şok konumu açısından deneysel çalışma ile mevcut çalışmanın kıyaslanması grafik olarak Şekil 5.3.'de verilmiştir. Deneysel veriler Schmitt ve Charpin [133] tarafından yapılan 2308 numaralı testten alınmıştır. Genel olarak bakıldığında Euler sonuçları deneysel verilerle uyumluluk göstermektedir. Buna ek olarak, kanat boyunca şokun olduğu yeri ve şokun gücünü tahmin etmek değişkenlik göstermektedir. Durrani ve Qin [138] tarafından RANS ve Detached Eddy Simulation (DES) çözümleri kullanılarak yapılmış çalışmada kanadın köküne yakın bölgede deneye göre daha güçlü bir şok dalgası olduğu rapor edilmiştir. Bu bölgedeki şok gücünde deney düzeneğinden kaynaklı ölçüm tutarsızlığı olabileceği tahmin edilmektedir [138]. Buna ek olarak kanat ucunda firar kenarında basınç dağılımı iyi tahmin edilememiştir. Bunun ana nedeni, kanat ucunda oluşan karmaşık girdapların yüksek dereceli çözümler ile viskozite modelleri kullanarak dahi yeniden üretilmiyor olmasıdır [139]. Sonuç olarak Euler çözümleri, ile kanat boyunca yer alan kesitlerin çoğunluğu için yeterli doğrulukta sonuçlar elde edilebildiği söylenebilmektedir.



Şekil 5.2. ONERA M6'nın kanat boyunca çeşitli kesitlerde C_p dağılımının kıyaslanması



Şekil 5.3. ONERA M6 kanadının $y = 0,20b$ (a), $y = 0,44b$ (b), $y = 0,65b$ (c), $y = 0,80b$ (d), $y = 0,90b$, (e), $y = 0,96b$ (f) kanat boyunca C_p dağılımının kıyaslanması

5.1.2. Aerodinamik katsayıların referans çalışma ile karşılaştırılması

Önceki bölümde Euler çözücüsünün transonik bir kanat üzerindeki basınç dağılımını istenilen doğrulukta tahmin edebildiği gösterilmiştir. Ancak deneysel veriler aerodinamik kuvvetler için bir değer içermediğinden Yamazaki vd. [132] tarafından yapılan sayısal çalışma ile aerodinamik kuvvet katsayıları karşılaştırılarak doğrulama yapılmıştır. Buna ek olarak 3 farklı Euler ağı kullanılarak problemin ağ yapısından bağımsızlaştırma çalışmaları gerçekleştirilmiştir. Ağ yapısı detayları Çizelge 5.2.'de sunulmuştur. Ayrıca ağ yapısı 2 ve

ağ yapısı 3 kullanılarak yapılan analiz sonuçlarındaki fark %2'den az olduğu için hesaplama maliyetini azaltmak adına optimizasyon döngüsünde ağ yapısı 2 kullanılmıştır.

Çizelge 5.2. Euler ağ yapılarında kullanılan hücre sayıları

Ağ yapısı	Yüzey Hücre Sayısı	Hacim Hücre Sayısı
1	119.968	730.167
2	302.596	1.744.204
3	716.312	3.994.912

Aerodinamik kuvvet katsayıları literatürdeki Yamazaki ve arkadaşları [132] tarafından yapılmış çalışma ile karşılaştırılmıştır ve sonuçlar Çizelge 5.3.'de sunulmuştur. Çizelge 5.3.'de açıkça görüldüğü gibi elde edilen sonuçlar ile referans çalışma arasında sürüklenme ve taşıma katsayılarındaki fark %2'den azdır. Bu karşılaştırma sonuçlarına göre aerodinamik katsayılar açısından doğrulama çalışması ONERA M6 kanadı için tamamlanmıştır.

Çizelge 5.3. Kuvvet katsayılarının referans çalışma ile karşılaştırılması

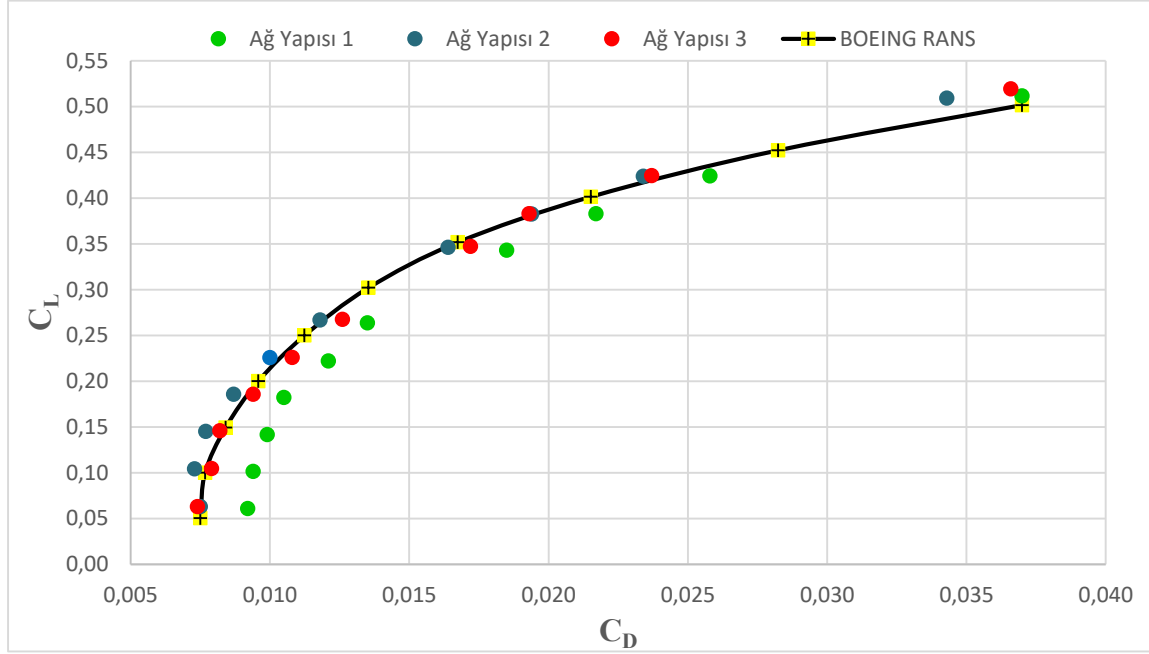
	Yamazaki ve diğerleri [132]	Ağ Yapısı 1	Ağ Yapısı 2	Ağ Yapısı 3
C_L	0,28374	0,28032	0,28550	0,28535
C_D	0,01798	0,01906	0,01834	0,01807
C_L Yüzde fark (%)	-	-1,21	0,62	0,57
C_D Yüzde fark (%)	-	5,97	1,99	0,49

5.2. N2A-EXTE Hava Aracı için Referans Çalışmaların Doğrulanması

İkinci referans çalışma olarak N2A-EXTE uçan kanat hava aracı için Boeing tarafından yapılan sayısal çalışma seçilmiştir. HAD analizleri Çizelge 3.2.'de verilen uçuş koşullarına [115] göre yapılmıştır. Pointwise yazılımı ile sınır tabaka içeren 3 farklı RANS ağı oluşturulup Çizelge 5.4.'de sunulmuştur. Oluşturulan RANS ağlarında ortalama “ y^+ ” değeri 1'in altındadır. Çizelge 3.2.'de belirtilen uçuş koşullarına ek olarak hücum açısı 1° - $6,5^\circ$ arasında her $0,5^\circ$ için bir dizi HAD analizi yapılmıştır ve sürüklenme poları grafik olarak Şekil 5.4.'de verilmiştir.

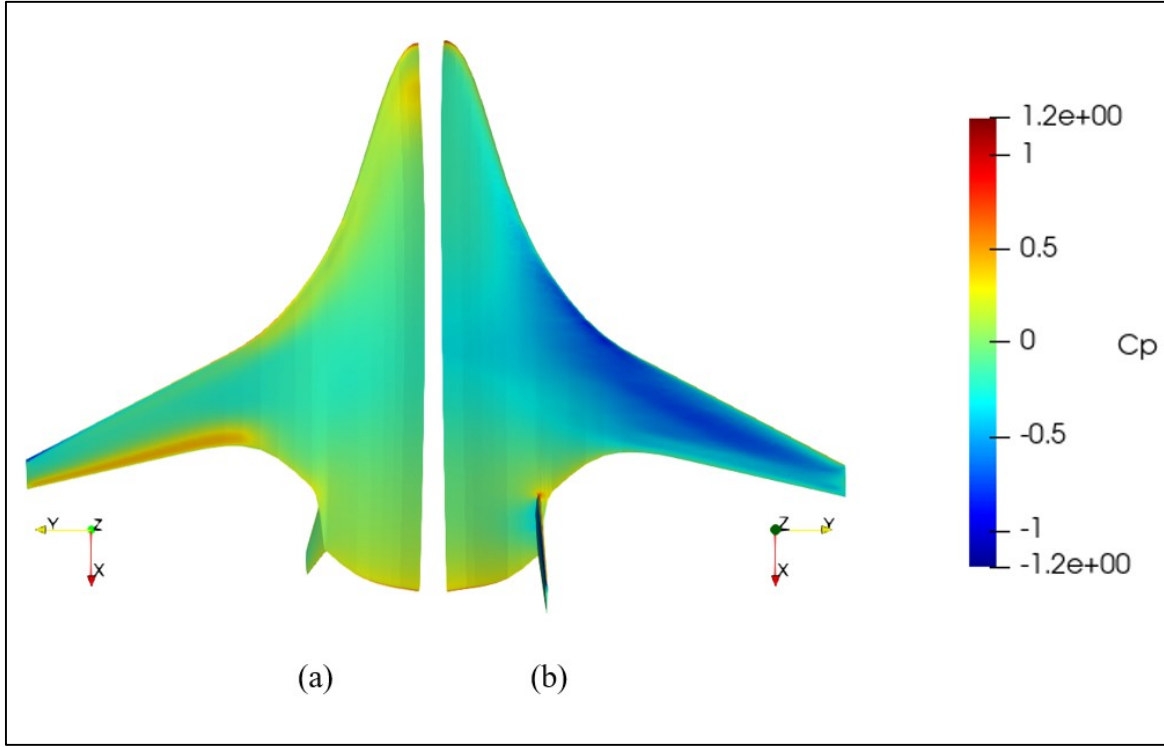
Çizelge 5.4. RANS ağ yapılarında kullanılan hücre sayıları ve sınır tabaka özellikleri

Ağ yapısı	Yüzey Hücre Sayısı	Hacim Hücre Sayısı	İlk sınır tabaka yüksekliği (m)	Büyüme oranı	Sınır tabaka sayısı
1	290.315	21.862.499	7,09E-06	1,25	30
2	490.203	38.473.950	7,09E-06	1,25	30
3	981.450	51.951.619	7,09E-06	1,25	30



Şekil 5.4. Mevcut sonuçlar ile Boeing RANS [115] için sürüklenme poları karşılaştırılması

0.8 Mach gibi yüksek hızlarda yüksek hücum açılarında hava aracının üst yüzeyinde güçlü şoklar meydana gelmektedir ve bunlar akış ayrılımlarına yol açmaktadır. Bu bilgi doğrultusunda, hücum açısı arttıkça mevcut sonuçlar ile Boeing RANS sonuçları arasında farklılıklar olduğu Şekil 5.4.'de görülmektedir. Şekil 5.4. sürüklenme polar grafiğinde elde edilen sonuçlar, Boeing tarafından yapılan çalışmadaki RANS sonuçları ile genel olarak bir uyumluluk göstermektedir. Ayrıca N2A-EXTE hava aracının alt ve üst yüzeylerindeki basınç dağılımları Şekil 5.5.'de sunulmuştur ve kanat üzerindeki şoklar açıkça görülmektedir. Böylelikle mevcut problem için hücre sayısından bağımsızlaştırma çalışmaları tamamlanmıştır.



Şekil 5.5. RANS N2A-EXTE alt (a) ve üst (b) yüzeylerindeki basınç katsayısı konturları

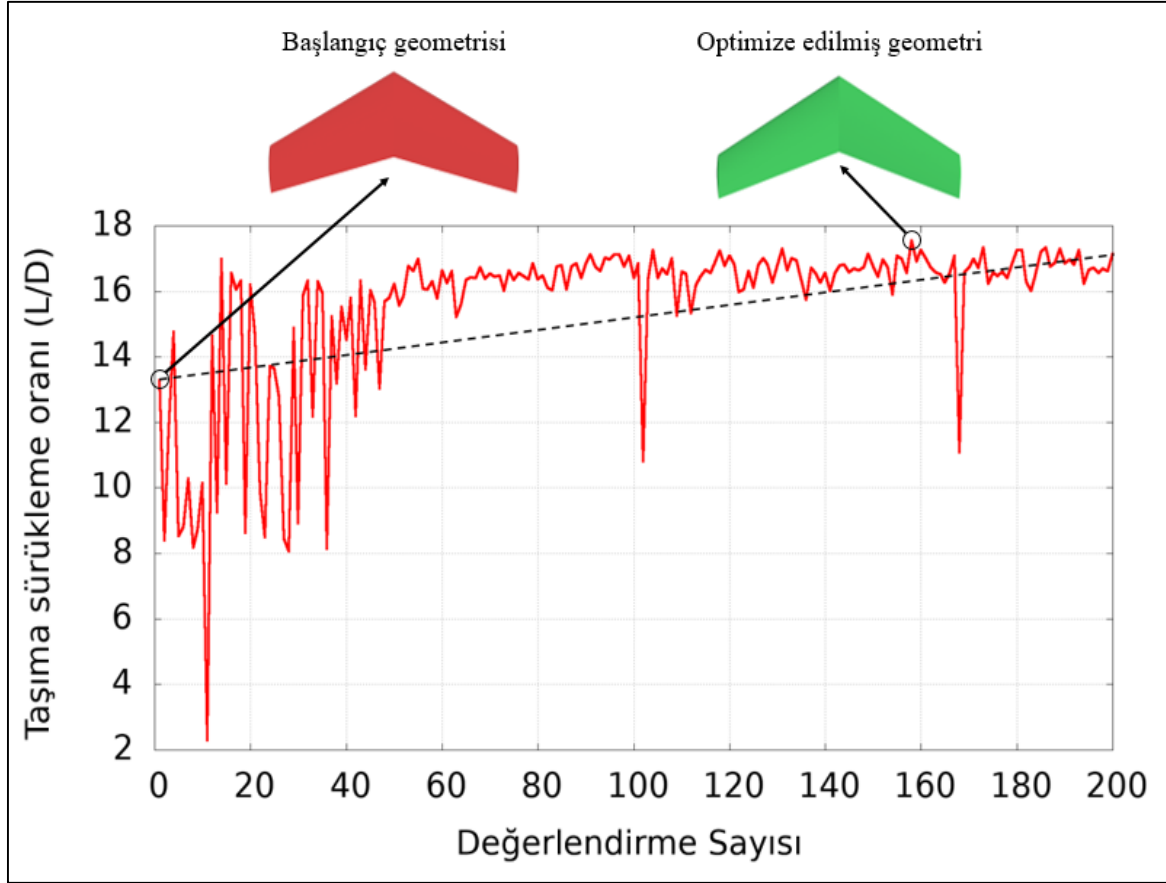
6. OPTİMİZASYON SONUÇLARI

Literatürdeki deneysel ve sayısal çalışmalar kullanılarak HAD kodu ve yöntemlerin doğrulanmasından sonra mevcut tez çalışması kapsamında transonik seyir durumunda ONERA M6 kanadı ve N2A-EXTE hava aracı geometrileri için tamamen açık kaynak ve HAD tabanlı ASO döngüsü kullanılarak optimize edilmiştir. Elde edilen ASO sonuçları bu bölümde sunulmuştur.

ASO'nun amacı, kanat, kanat profili veya tüm hava aracı gibi belirli bir gövdenin, belirli kısıtlamalar ve gereksinimler altında şeklini değiştirerek performansını en üst düzeye çıkarmaktır. ASO çalışmalarında bir başlangıç şekli ile başlayan ve belirtilen kısıtlamalar sağlanana kadar verilen geometriyi değiştirerek aerodinamik performans açısından optimum geometriyi elde etmeye devam eden iteratif bir süreçtir. Aerodinamik performansı hesaplarken HAD kullanılmıştır ve optimizasyon için tek amaçlı genetik algoritma kullanılmıştır. Optimizasyon döngüsünde ağ üreticisi her değerlendirmede başarıyla ağ oluşturamamıştır. Optimizasyon döngüsünün sürekliliğini sağlamak adına ağ üreticisinden kaynaklanan hatalarda amaç fonksiyonu olarak başlangıç geometrisinin taşıma-sürüklenme katsayı değeri alınarak bir sonraki değerlendirmeye geçilmiştir. ASO çalışmasında başlangıç ve son geometri için amaç fonksiyonunun değişimi incelenmiştir. Buna ek olarak HAD analizlerinin hesaplama maliyetini düşürmek için optimizasyon döngüsünde viskoz olmayan Euler HAD çözücüsü kullanılmıştır.

6.1. ONERA M6 Kanadı için ASO Sonuçları

Şekil 6.1.'de gösterildiği gibi, her optimizasyon döngüsünde amaç fonksiyonunun değişimini göstermektedir. Değerlendirme sayısı arttıkça amaç fonksiyonunun iyileştiği Şekil 6.1.'de açıkça görülebilir. Optimizasyon döngüsü, için bu çalışmada toplam değerlendirme sayısı 200 olarak belirlenmiştir. Bunun nedeni ise 200 döngü boyunca amaç fonksiyonunda yeterli görece iyileşmenin elde edilmiş olmasıdır. 200 değerlendirme sonucunda, amaç fonksiyonu yaklaşık %17,92 oranında göreceli olarak maksimize edilmiştir, sonuçlar Çizelge 6.1.'de sunulmuştur.



Şekil 6.1. Amaç fonksiyonun değerlendirme sayısına göre değişimi

Çizelge 6.1. ONERA optimizasyon sonuçları

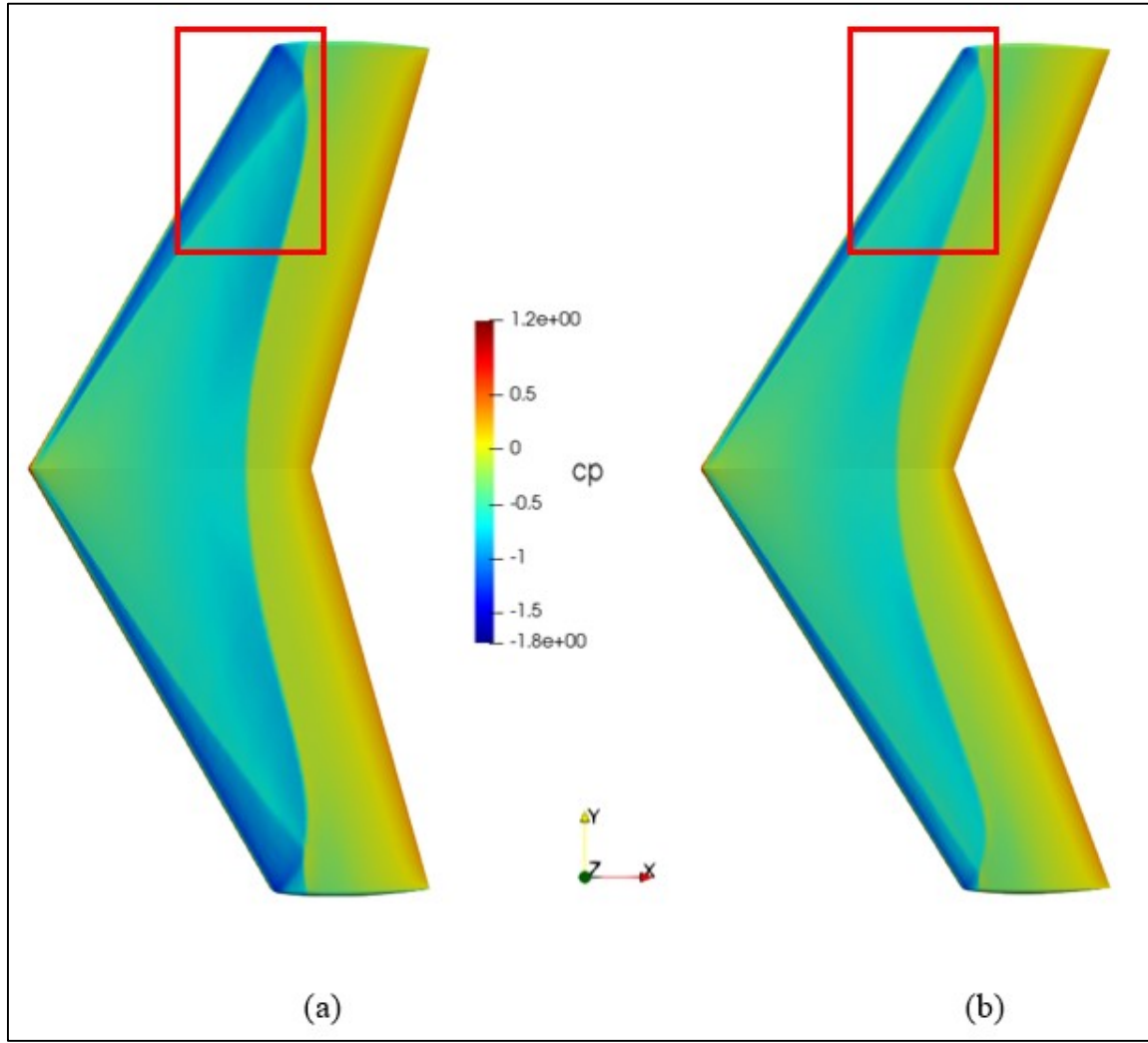
Amaç fonksiyonu	Optimizasyondan önce	Optimizasyondan sonra	Göreceli iyileştirme (%)
C_L/C_D	14,707	17,342	17,92

Her döngüde yeni parametrik model için toplam ağ oluşturma süresi ortalama 30 saniyede tamamlanmış ve kararlı durum HAD analizi (yakınsama için 1000 iterasyon) 160 çekirdek kullanılarak ortalama 240 saniyede tamamlanmıştır. Toplamda bir döngü yaklaşık olarak ortalama 5 dakikada tamamlanmıştır. Optimize edilmiş ve başlangıç kanat geometrileri için tasarım parametreleri Çizelge 6.2.'de sunulmuştur. Başlangıç ve optimize edilmiş kanat yüzeyleri için elde edilen basınç katsayısı konturları Şekil 6.2.'de ve kanat üzerindeki Mach konturları Şekil 6.3.'de verilmiştir.

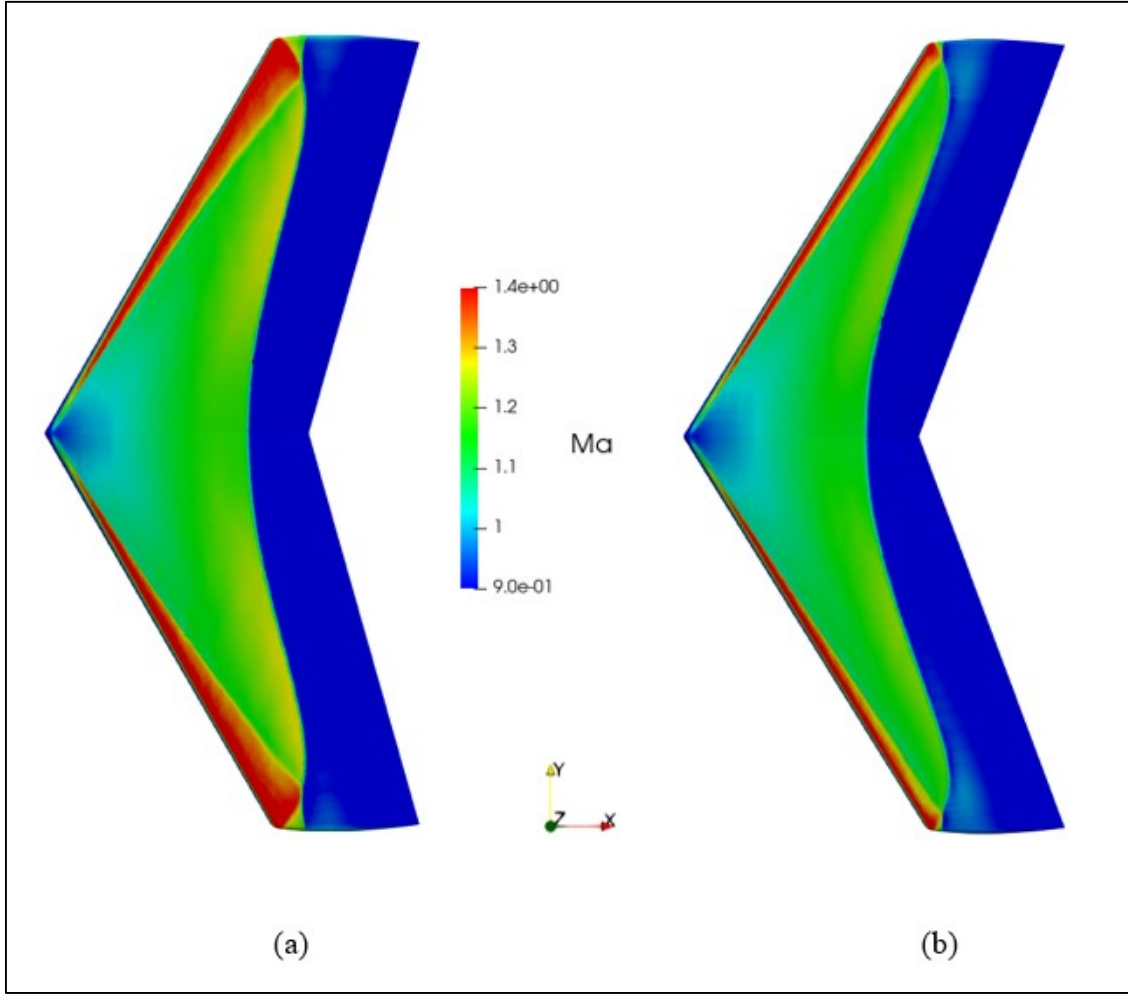
Çizelge 6.2. ONERA M6 tasarım değişkenlerinin karşılaştırılması

Tasarım değişkenleri	Başlangıç geometrisi	Optimize edilmiş geometri
Kanat en boy oranı	1.90	2,0769
Kanat ok açısı (°)	30	31,901
Sivrilme oranı	0,5622	0,5896
Kanat ucu veter uzunluğu (m)	0,5622	0,5210
Kanat büküm açısı (°)	0	-1,955

Şekil 6.2.'de optimize edilmiş geometride şok gücünün (yani hücum kenarındaki mavi bölgede) başlangıç geometrisine kıyasla daha zayıf olduğu gözlemlenmiştir. Ayrıca Şekil 6.3.'de açıkça görüldüğü üzere kanat üzerindeki süpersonik bölge başlangıç geometrisine göre daha küçük olduğu gözlemlenmiştir. Bu nedenle, kaldırma katsayısı biraz azalmış olsa da sürüklenme katsayısı başlangıç geometrisine kıyasla yaklaşık yarı yarıya azalmıştır. Optimize edilmiş geometride şok gücü daha az olduğu için taşıma / sürüklenme oranı iyileştirilmiştir.

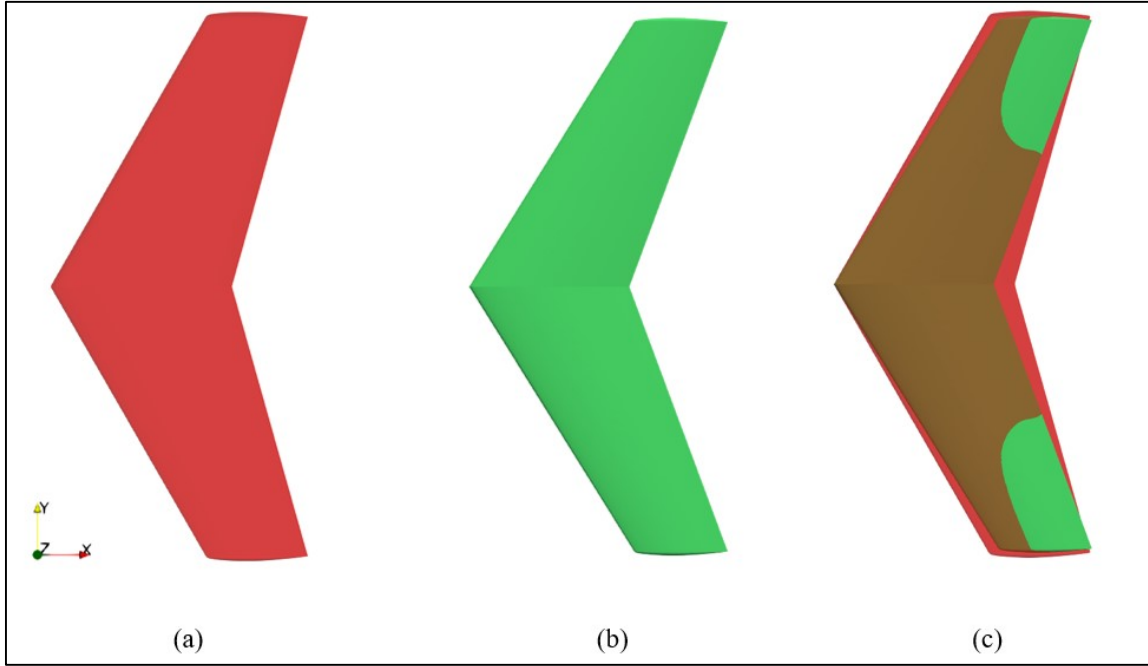


Şekil 6.2. Orijinal ONERA M6 kanadı (a) ile optimize edilmiş ONERA M6 kanadı (b) üzerindeki basınç dağılımının karşılaştırılması



Şekil 6.3. Orijinal ONERA M6 kanadı (a) ile optimize edilmiş ONERA M6 kanadı (b) üzerindeki süpersonik bölgenin karşılaştırılması

Başlangıç kanat geometrisi ile optimize edilmiş kanat geometrisi arasındaki farklar Şekil 6.4.'de gösterilmiştir. Şekil 6.4.'de en-boy oranı, süpürme ve sivrilme oranı parametrelerinin ilk geometriye kıyasla arttığı, kanat ucu veter uzunluğu ve büküm parametrelerinin ise azaldığı açıkça görülmektedir.



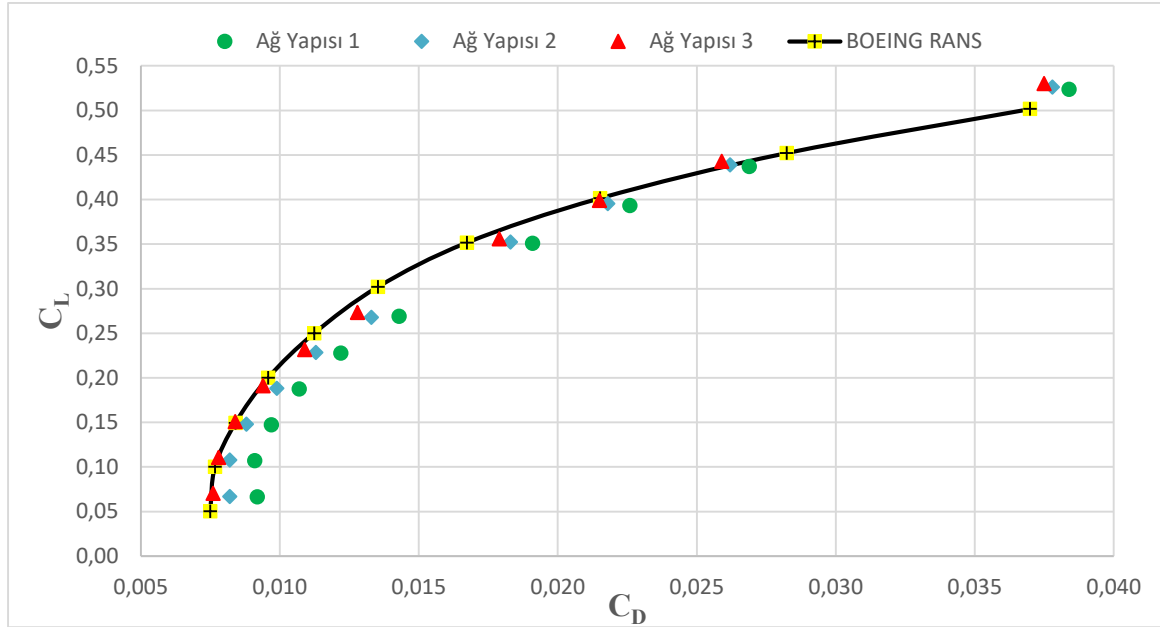
Şekil 6.4. Orijinal ONERA M6 kanadı (a), optimize edilmiş ONERA M6 kanadının (b) ve bu iki geometrinin üst üste koyularak (c) geometrik karşılaştırılması

6.2. N2A-EXTE Hava Aracı için ASO Sonuçları

N2A-EXTE hava aracı için 5. Bölüm’de yer alan doğrulama çalışmaları RANS HAD çözücüsü kullanılarak yapılmıştır. 0.8 Mach gibi yüksek hızlarda atalet kuvvetleri viskoz kuvvetlere göre daha baskın hale gelmektedir. Mevcut çalışmada viskoz etkilerin ihmal edilerek sınır tabaka olmadan daha az hücre sayısına sahip ağlar oluşturulup Euler HAD çözücüsü ile hesaplama maliyetinin azaltılabileceği ihtimali araştırılmıştır. Bu bilgiler ışığında doğrulama çalışmaları, N2A-EXTE için 5. Bölüm’de izlenen aynı strateji ile Euler çözücü kullanılarak HAD analizleri gerçekleştirilip doğrulama çalışmaları genişletilmiştir. Ayrıntıları Çizelge 6.3.’de verilen 3 farklı Euler ağı kullanılarak Şekil 6.5.’de verilen sürüklenme poları grafiği oluşturulmuştur. Şekilde 6.5.’de açıkça görüldüğü gibi hücre sayısı arttıkça mevcut sonuçlar Boeing [115] tarafından elde edilen sonuçlara yakınlık göstermektedir.

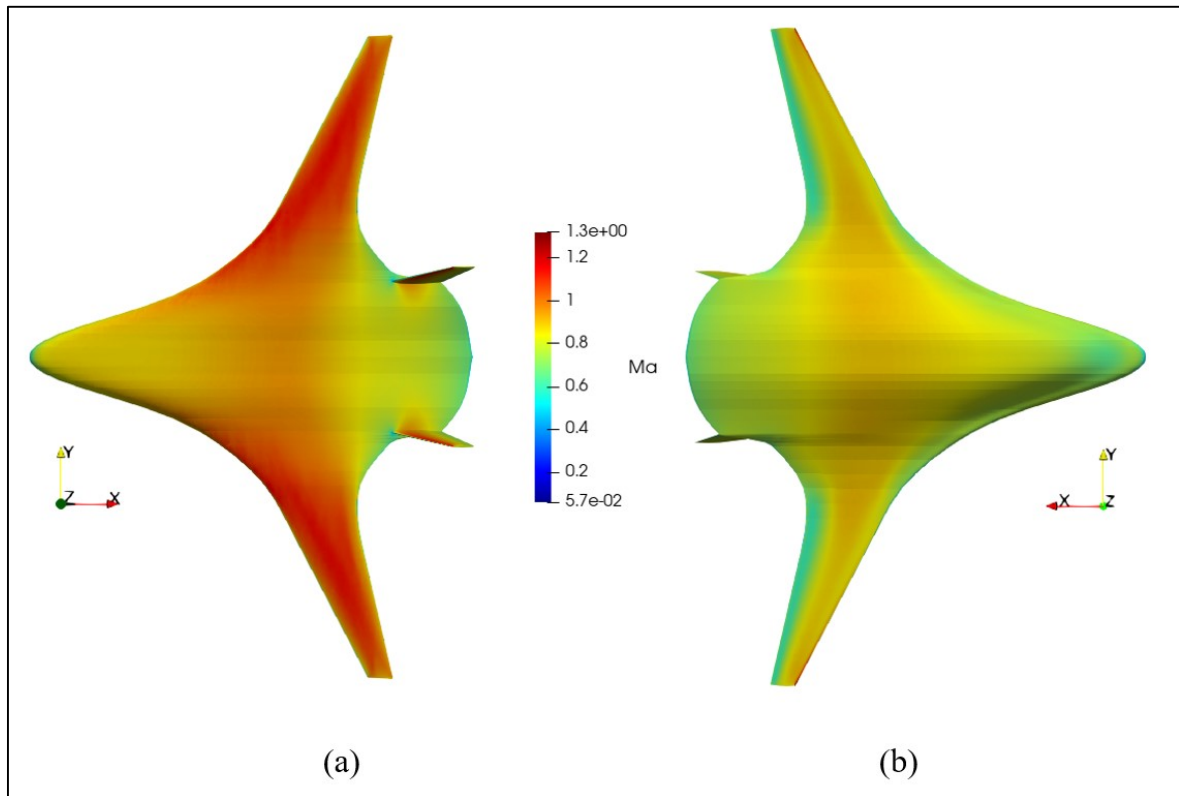
Çizelge 6.3. Euler ağ yapılarında kullanılan hücre sayıları

Ağ yapısı	Yüzey Hücre Sayısı	Hacim Hücre Sayısı
1	290.032	3.827.048
2	520.412	5.891.118
3	981.630	9.904.726



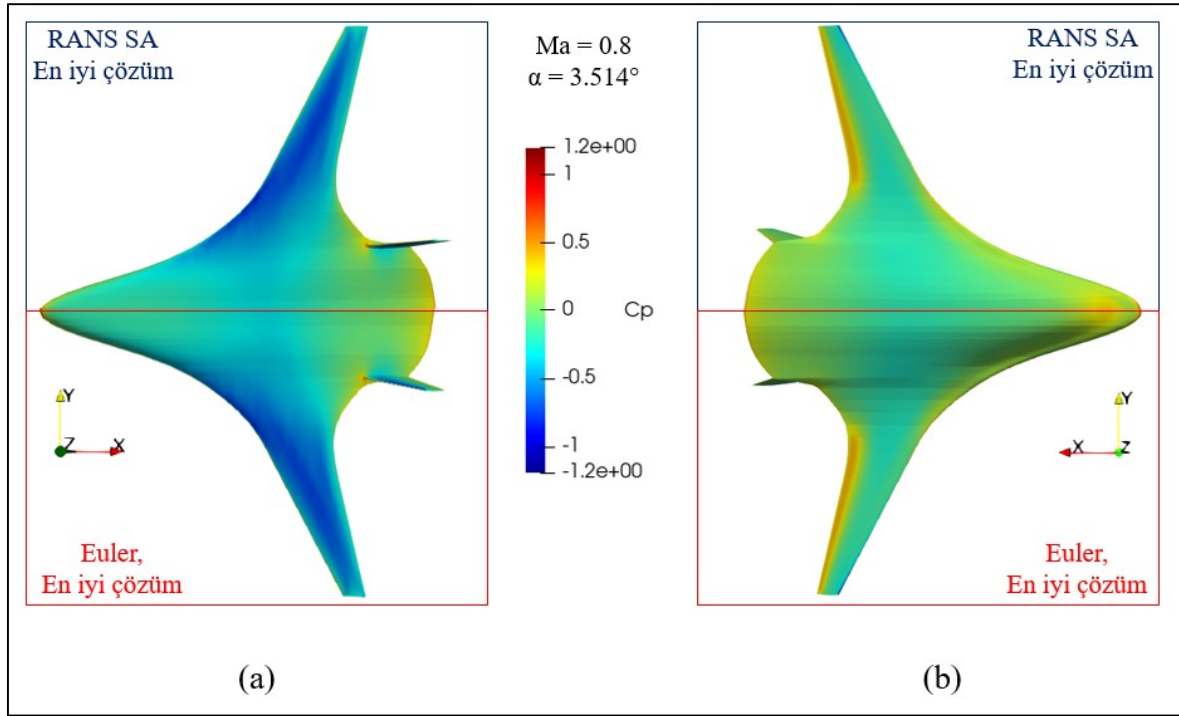
Şekil 6.5. Euler sonuçları ile Boeing RANS [115] sürüklenme poları karşılaştırılması

Seyir uçuş koşullarında N2A-EXTE hava aracının üzerindeki süpersonik bölge Şekil 6.6.’da Mach konturları olarak verilmiştir. Kanat üzerindeki süpersonik bölgeler, doğrulama çalışmalarında elde edilen RANS sonuçlar ile benzerlik göstermektedir.



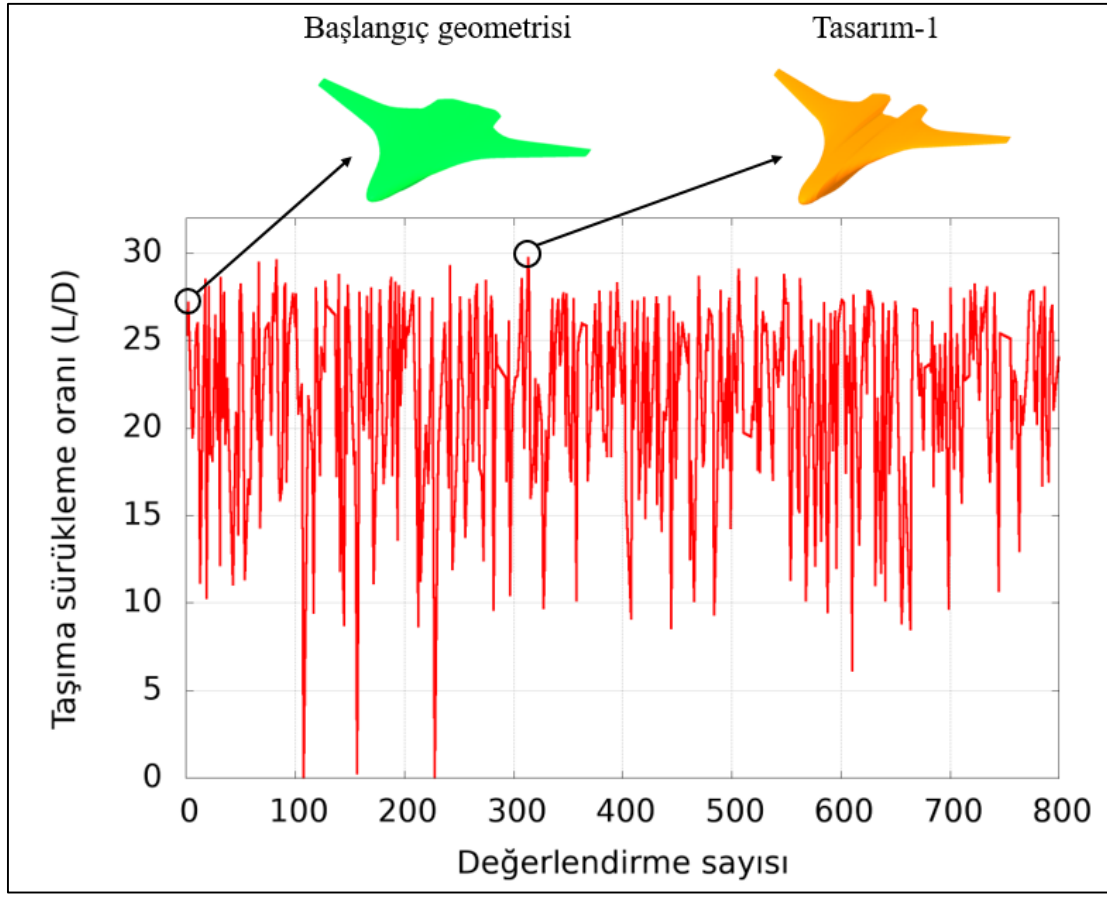
Şekil 6.6. N2A-EXTE üst (a) ve alt (b) yüzeylerindeki Mach konturları

Ayrıca RANS ve Euler yaklaşımlarını kıyaslamak için hava aracı üzerindeki basınç dağılımları Şekil 6.7.'de karşılaştırılmıştır. Şekil 6.7.'de açıkça görüldüğü üzere basınç dağılımları birbirine çok benzerdir. Bu nedenle N2A-EXTE ASO çalışmalarında Euler yaklaşımı kullanılmıştır. Buna ek olarak mevcut çalışma limitli hesaplama kaynağı kullanılarak yapıldığı için hesaplama maliyetini azaltmak adına optimizasyon döngüsünde 6 milyon hücreden oluşan Euler ağ yapısı 2 kullanılmıştır.



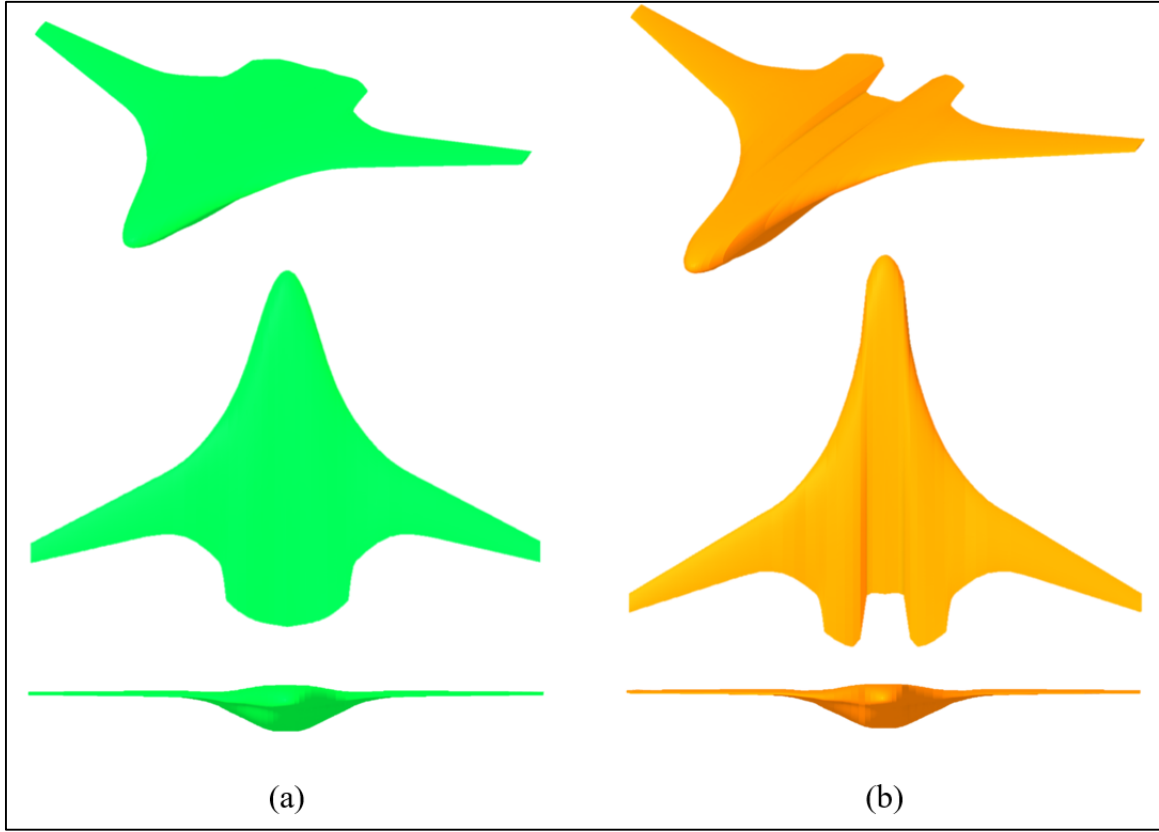
Şekil 6.7. RANS ve Euler HAD analizlerinin üst (a) ile alt (b) yüzeylerindeki basınç dağılımlarının karşılaştırılması

Optimizasyon işlemine başlamadan önce tasarım uzayının keşfedilmesi literatürde önerilen bir yaklaşımdır. Bu sebepten dolayı ilk önce belirlenen tasarım parametreleri ve sınırları için LHS yaklaşımı kullanılarak optimizasyon amacı güdülmeden tasarım uzayından eşit dağılımlı örnek noktalar seçilerek örnekleme işlemi yapılmıştır ve elde edilen sonuçlar Şekil 6.8.'de sunulmuştur.



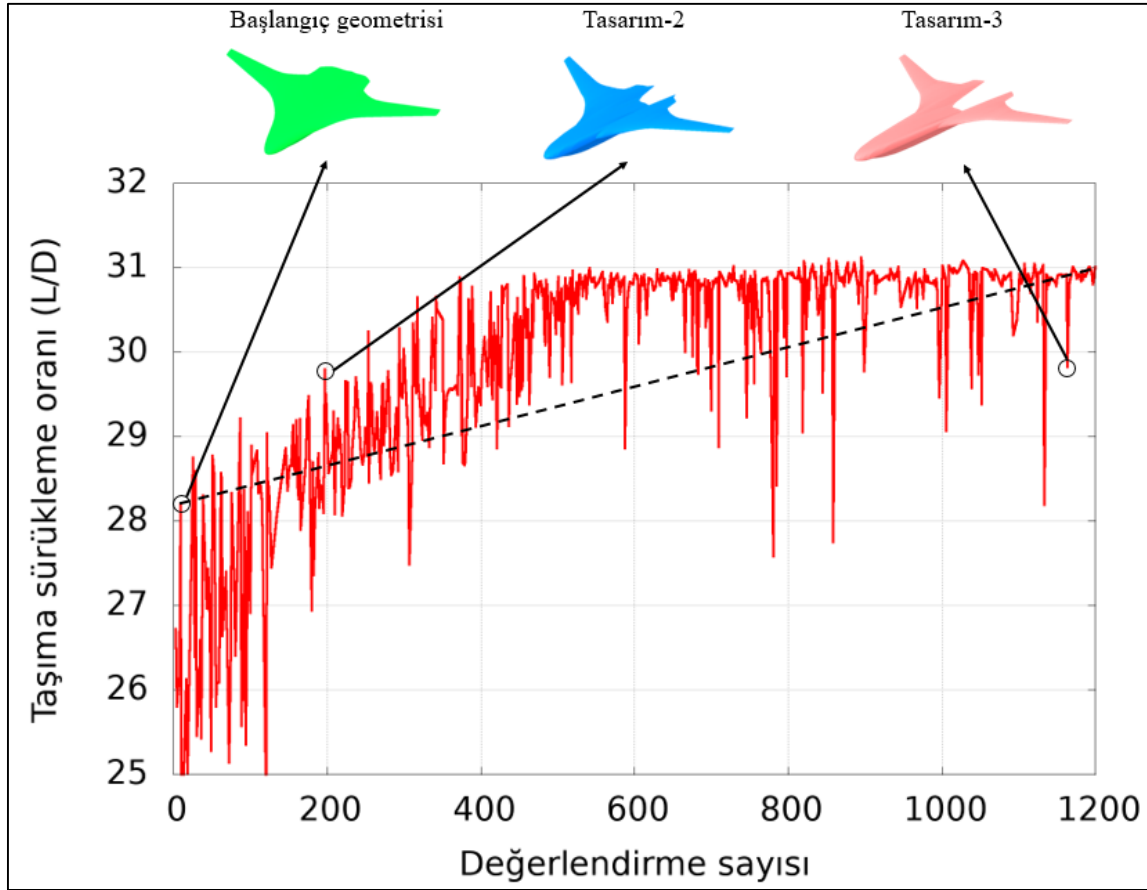
Şekil 6.8. LHS örnekleme L/D oranının değerlendirme sayısına göre değişimi

Tasarım uzayının keşfedilmesi sonucu elde edilen aerodinamik performansı iyi olan tasarım Tasarım-1 olarak isimlendirilip Şekil 6.9.'da sunulmuştur. Elde edilen bu tasarım değişkenleri optimizasyon sürecinde yakınsamayı hızlandırması için başlangıç tasarım noktaları olarak kullanılmıştır.



Şekil 6.9. Başlangıç geometrisi (a) ile LHS örnekleme ile elde edilen hava aracı geometrisinin (b) karşılaştırılması

Şekil 6.10.'da N2A-EXTE hava aracı için her optimizasyon döngüsünde amaç fonksiyonunun değişimini göstermektedir. Değerlendirme sayısı arttıkça amaç fonksiyonunun iyileştiği Şekil 6.10.'da açıkça görülebilir. Mevcut iyileştirmeler orijinal geometri ile kıyaslanmıştır. Ayrıca yaklaşık 600 değerlendirme sonrasında problem yakınsama karakteristiği göstermektedir ama daha fazla iyileştirme olabileceği ihtimalini araştırmak için optimizasyona devam edilmiştir. Optimizasyon döngüsü yeterli iyileştirme yakalandığı için 1200 değerlendirme sayısına ulaşınca durdurulmuştur. 1200 değerlendirme sonucunda, amaç fonksiyonu maksimum olarak %10,31 oranında göreceli olarak maksimize edilmiştir.

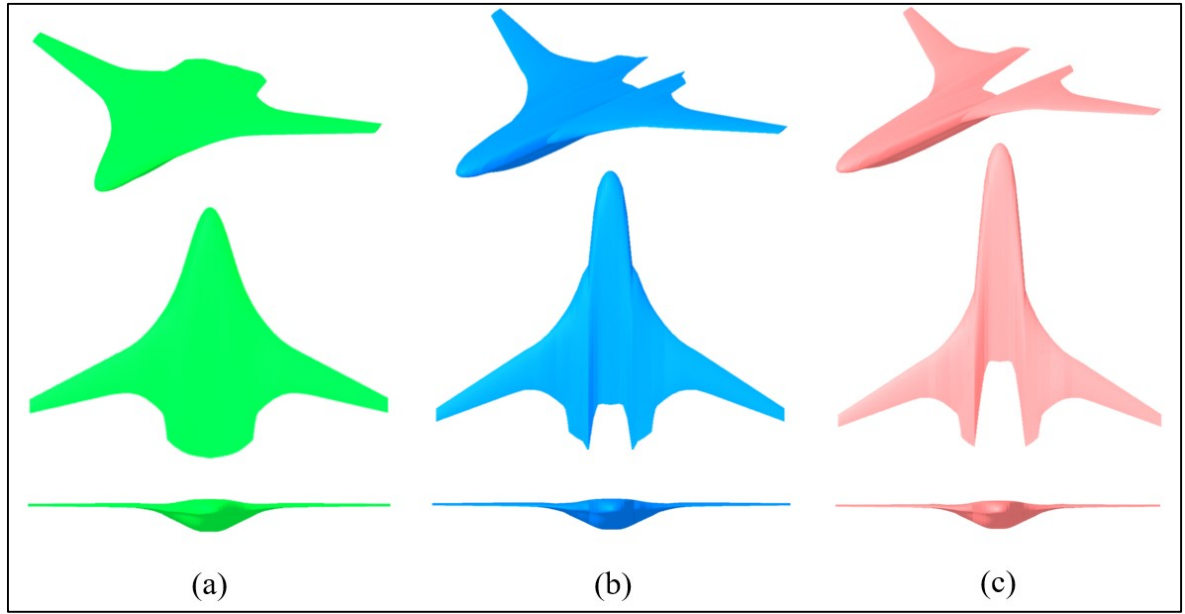


Şekil 6.10. N2A-EXTE amaç fonksiyonun değerlendirme sayısına göre değişimi

Tasarım uzayından seçilen 3 örnek tasarımın iyileştirme değerleri Çizelge 6.4.'de sunulmuştur. Boyutsuz aerodinamik katsayılar Çizelge 3.1.'deki referans alan değeri kullanılarak hesaplanmıştır. Seçilen çalışmalarda ilk kriter taşıma-sürüklenme oranının maksimize edilmesi olup ikinci şart olarak C_L ve C_D değerlerinin değişimi de incelenmiştir. Bu inceleme sonucunda görülmüştür ki Tasarım-1 tasarımı en ideal tasarımlardan birisidir. C_L değerini yükselirken ve C_D değeri azalmasından dolayı bu durum söz konusu olmuştur. DAKOTA'da yer alan tek amaçlı genetik algorithmada lineer olmayan kısıtlamalar eklemek mümkün olmadığı için taşıma ve sürüklenme katsayıları için bir kısıtlama yapılamamıştır. Tasarım-2 ve Tasarım-3 için C_L değeri çok az değişirken C_D değeri daha büyük oranda azaltılmıştır. Bu durum taşıma-sürüklenme oranında %5'den fazla bir iyileştirme sağlamıştır. Başlangıç ve optimizasyon sonucunda ortaya çıkan hava araçları görsel olarak Şekil 6.11.'de verilmiştir. Tasarım uzayının keşfedilmesi ve optimizasyon işlemleri sonucunda oluşturulan hava araçlarının tasarım parametrelerinin, başlangıç N2A-EXTE geometrisi ile karşılaştırılması Çizelge 6.5.'de verilmiştir. Seçilen 3 örnek tasarım için de kanat açıklığının, gövde ok açılarının, kanat büküm açısının ve kanat ok açısının arttığı gözlemlenmiştir.

Çizelge 6.4. N2A-EXTE optimizasyon sonuçları

Amaç fonksiyonu: Taşıma sürüklenme oranını (L/D) maksimum yapmak						
Geometri	L/D	L/D farkı [%]	C_L	C_L farkı [%]	C_D	C_D farkı [%]
Orijinal	28,2134	-	0,262424	-	0,00930139	-
Tasarım-1	29,5683	4,80	0,267881	2,08	0,00905973	-2,66
Tasarım-2	29,771	5,52	0,25951	-1,11	0,00871682	-6,28
Tasarım-3	29,7389	5,41	0,259598	-1,08	0,00872924	-6,15



Şekil 6.11. Başlangıç geometrisi (a) ile optimizasyon ile elde edilen Tasarım-2 (b) ve Tasarım-3 (c) hava aracı geometrilerin karşılaştırılması

Her döngüde yeni parametrik model için toplam ağ oluşturma süresi ortalama 300 saniyede tamamlanmış ve kararlı durum için HAD analizi (yakınsama için 1500 iterasyon) 320 çekirdek kullanılarak ortalama 1250 saniyede tamamlanmıştır. Toplamda bir optimizasyon döngüsü yaklaşık olarak ortalama 26 dakikada tamamlanmıştır.

Çizelge 6.5. N2A EXTE tasarım değişkenlerinin karşılaştırılması

Kısaltma	Tasarım değişkenleri	Başlangıç geometrisi	Tasarım-1	Tasarım-2	Tasarım-3
td1	Kanat açıklığı (m)	64,996	68,233	67,379	66,587
td2	Büküm açısı (°)	0.0	0,045	0,035	1,34
td3	Ok açısı (°)	28,16	31,05	33,12	33,12

Çizelge 6.5. (devam) N2A EXTE tasarım değişkenlerinin karşılaştırılması

Kısaltma	Tasarım değişkenleri	Başlangıç geometrisi	Tasarım-1	Tasarım-2	Tasarım-3
td4	Bağlanma açısı (°)	6,82	6,45	5,59	6,15
td5	Bağlanma açısı (°)	4,10	3,88	3,54	4,79
td6	Ok açısı (°)	65,31	69,38	68,44	69,21
td7	Ok açısı (°)	70,63	84,04	80,48	80,20
td8	Ok açısı (°)	72,82	77,49	84,34	84,34
td9	Ok açısı (°)	72,61	72,67	58,18	85,16

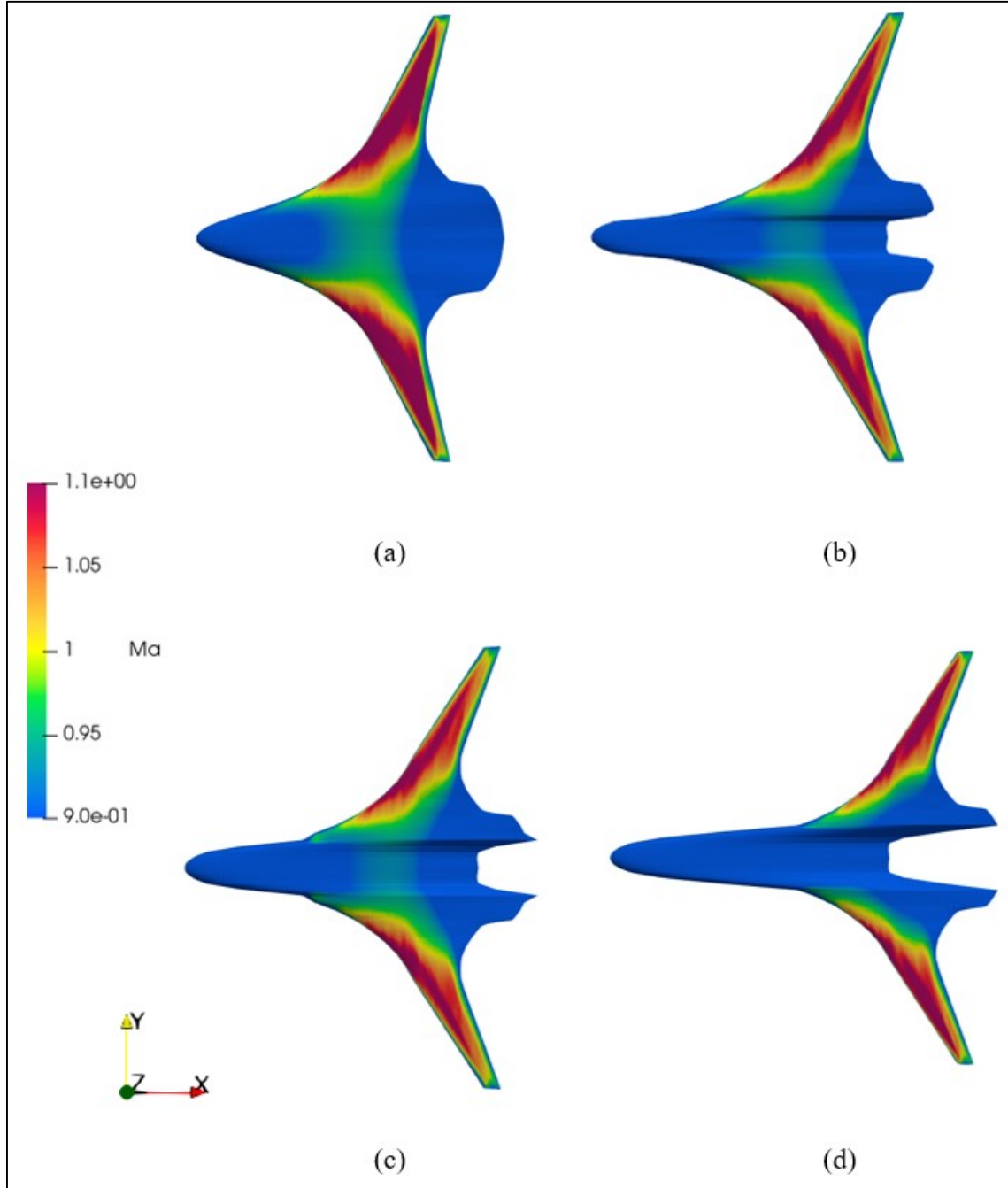
Ayrıca tasarımların hacim ve yüzey alanı olarak karşılaştırılması Çizelge 6.6.'da sunulmuştur. Elde edilen sonuçlarda başlangıç geometrisine göre hacim ve yüzey alanları arttığı Çizelge 6.6.'da açıkça görülmektedir. Bu durum optimize edilmiş hava araçlarında yolcular için ayrılmış kabin bölgesinin yeterli hacim ve alana sahip olduğunu göstermiştir.

Çizelge 6.6. N2A-EXTE tasarımları için hacim ve yüzey alanı karşılaştırması

Geometri	Hacim [m ³]	Hacim farkı [%]	Yüzey alanı [m ²]	Yüzey alanı farkı [%]
Orijinal	1971,35	-	925,195	-
Tasarım-1	2069,66	4,99	972,17	5,07
Tasarım-2	2043,81	3,68	960,07	3,77
Tasarım-3	2019,69	2,45	949,01	2,57

Buna ek olarak optimizasyon sonucunda elde edilen tasarımlardaki iyileştirmelerin kaynağı araştırılmıştır. Tüm tasarımlar için seyir durumundayken hava aracı üzerinde oluşan süpersonik bölge Şekil 6.12.'de verilmiştir. Kanat üstünde oluşan süpersonik bölge tüm geometrilerde benzerlik göstermektedir. Ancak başlangıç geometrisi ile kıyaslandığı zaman bu süpersonik bölgelerin optimize edilmiş hava araçlarında azaldığı Şekil 6.12'de açıkça görülmektedir.

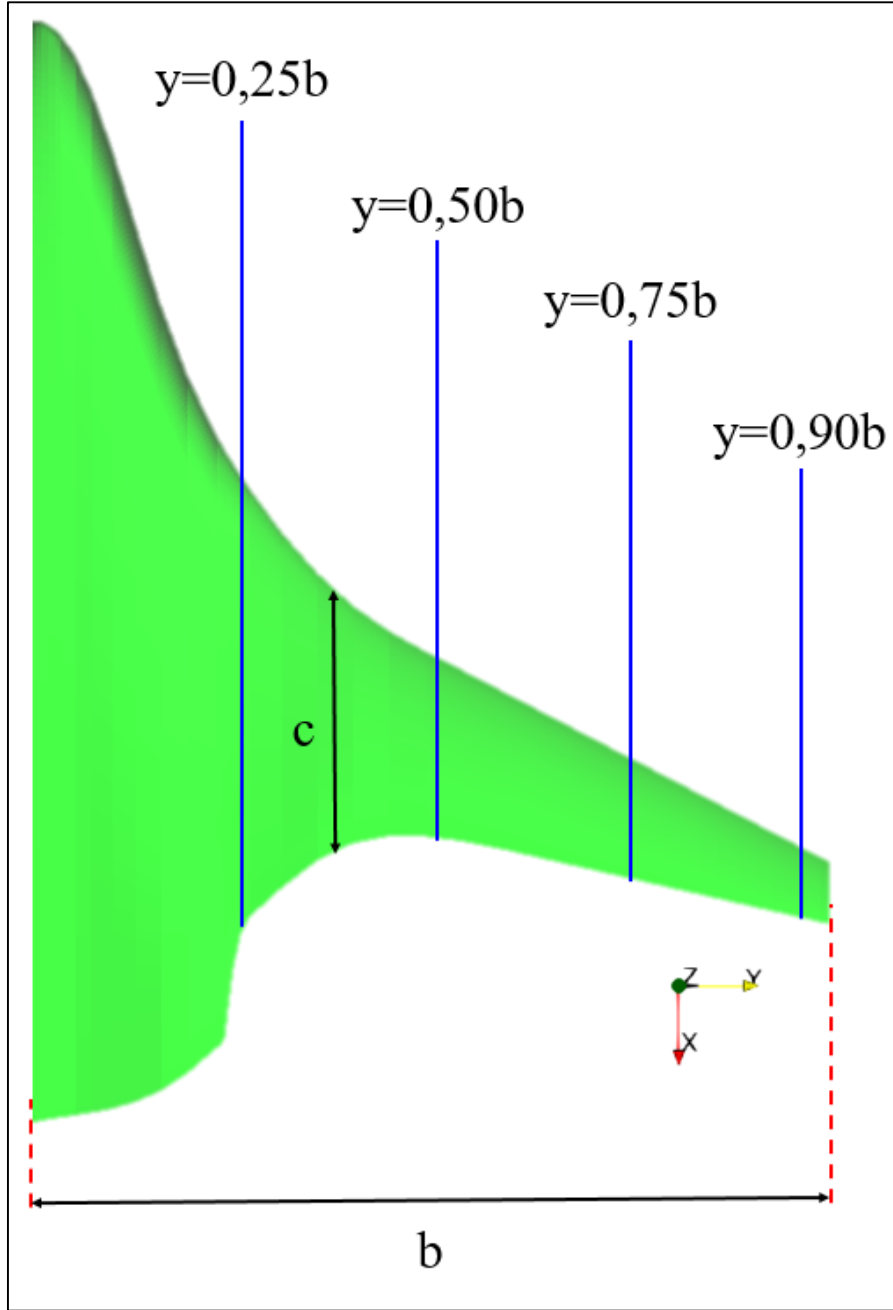
Şekil 6.11. (d) Tasarım-3 hariç olmak üzere diğer tüm tasarımlarda gövdede şok oluştuğu görülmüştür. Ancak Tasarım-1 ve Tasarım-2 hava araçlarında gövde üzerinde oluşan şok neredeyse kaybolmak üzeredir. Kanat üzerindeki süpersonik bölgenin küçülmesi ve gövdede şok oluşmaması durumunda hava aracının dalga sürüklenme bileşenini azaltmıştır.



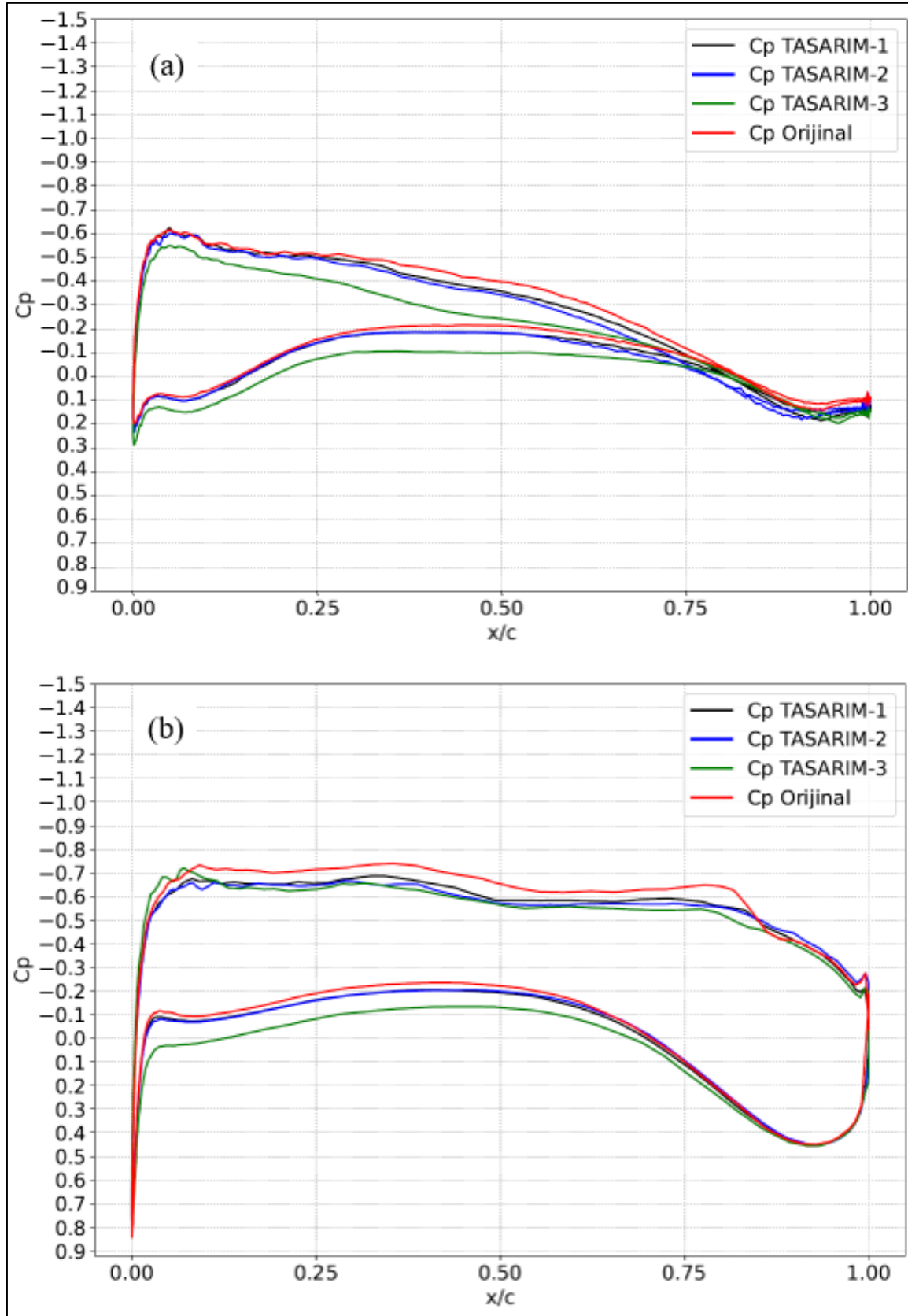
Şekil 6.12. Başlangıç geometrisi (a), Tasarım-1 (b), Tasarım-2 (c), Tasarım-3 (d) hava araçlarında üzerindeki Mach konturları ve oluşan süpersonik bölgelerin karşılaştırılması

Ayrıca elde edilen tüm tasarımlarda Şekil 6.13.'de gösterilen kanat boyunca 4 farklı kesitte C_p değerleri elde edilmiştir ve bunların birbiri ile karşılaştırılması Şekil 6.14.'de grafik olarak sunulmuştur. Bu kesitler her tasarım için kendi kanat açıklığına göre hesaplanmıştır. Şekil 6.14. (b) ve (c)'de açıkça görüldüğü üzere orijinal geometride daha güçlü bir şok oluşurken optimize edilmiş tasarımlarda belirtilen kesitlerde şok gücünün daha az olduğu

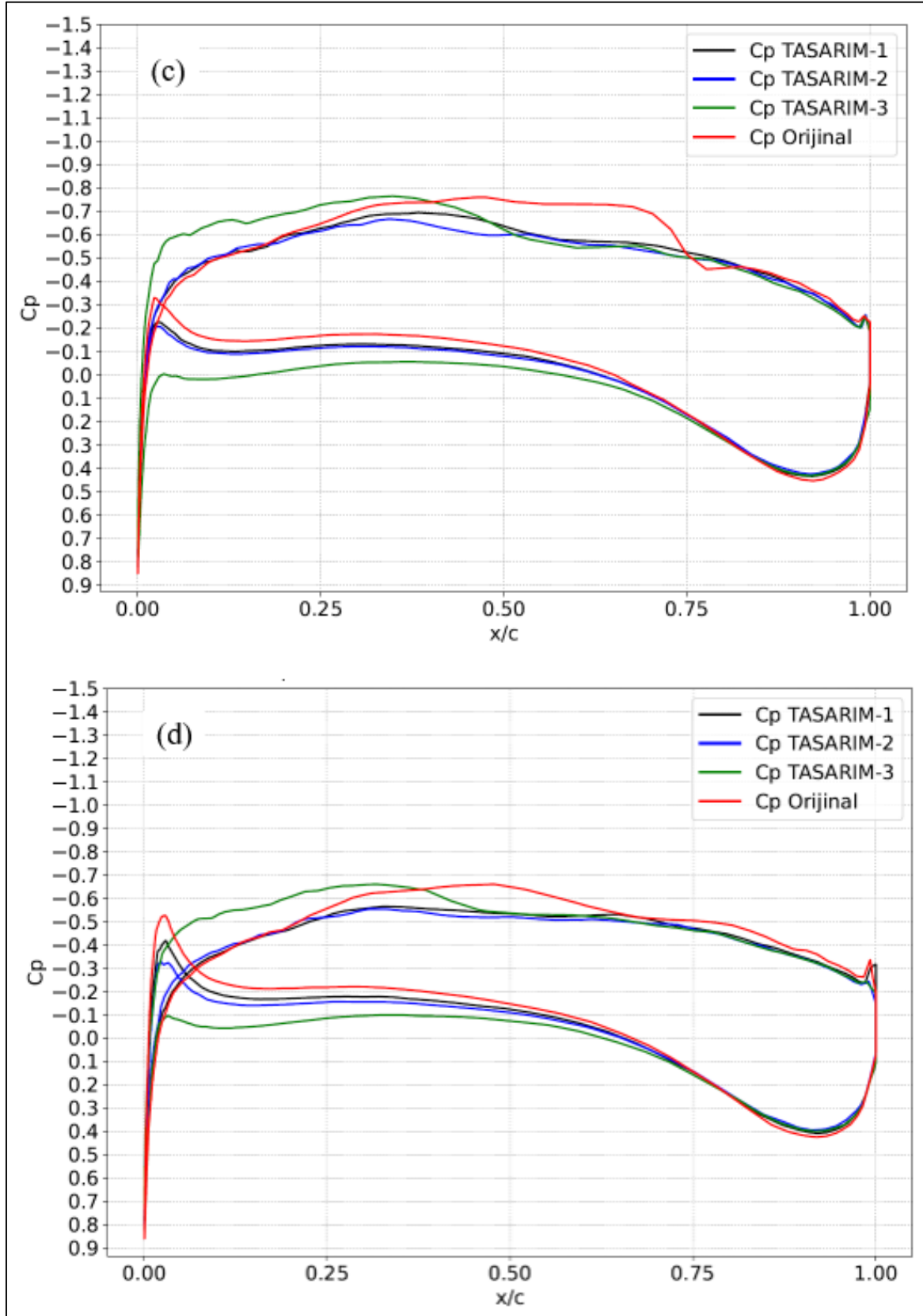
gözlemlenmiştir. Bu sayede hava aracının dalga sürüklemesi bileşeninde bir azalma meydana gelmiştir. Böylece taşıma-sürüklenme oranında bir iyileştirme sağlanmıştır.



Şekil 6.13. Basınç katsayısının hesaplandığı kesitlerin hava aracı üzerinde şematik gösterimi



Şekil 6.14. Dört farklı kesitte $y = 0,25b$ (a), $y = 0,50b$ (b), $y = 0,75b$ (c), $y = 0,90b$ (d) C_p değerlerinin orijinal geometri ile karşılaştırılması



Şekil 6.14. (devam) Dört farklı kesitte $y = 0,25b$ (a), $y = 0,50b$ (b), $y = 0,75b$ (c), $y = 0,90b$ (d) C_p değerlerinin orijinal geometri ile karşılaştırılması

Ayrıca optimizasyon sonucunda elde edilen geometrilerin boylamsal statik kararlılık karakteristiği de araştırılmıştır. Havacılıkta kullanılan birçok boyutsuz katsayı vardır, hava aracının yunuslama hareketi için yunuslama moment katsayısı (C_m) kullanılmaktadır ve formülü Eş. 6.1’de verilmiştir [120].

$$C_m = \frac{M}{\frac{1}{2}\rho_\infty U_\infty^2 S \bar{c}} \quad (6.1)$$

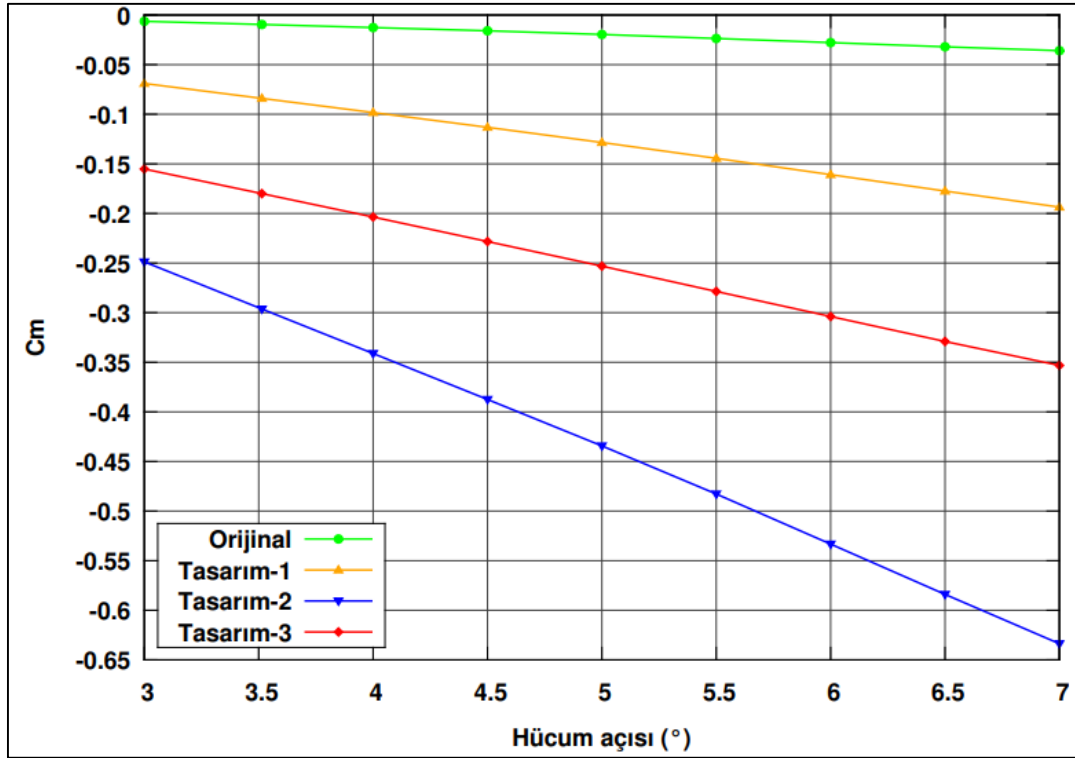
Burada M , ρ_∞ , U_∞ , S ve $\bar{c}$ sırasıyla yunuslama momenti, serbest akış bölgesindeki akışkanın yoğunluğu, akışkanın hızını, yüzey alanını ve veter uzunluğunu (Şekil 6.13.’deki c) ifade etmektedir. C_m özellikle hücum açısına bağlı olarak değişmektedir. Ayrıca havacılıkta hücum açısındaki değişikliğe bağlı olarak C_m ’in değişimini ifade etmek için C_{m_α} olarak adlandırılan kısmi bir türev kullanılmaktadır ve formülü Eş 6.2’de verilmiştir.

$$C_{m_\alpha} = \frac{\Delta C_m}{\Delta \alpha} < 0 \quad (6.2)$$

Eş 6.2’deki denklem küçük değişimler kabulü ile Eş 6.3’deki gibi yeniden yazılabilir. Hava araçlarının kararlı olduğunu söyleyebilmek için hücum açısında pozitif bir değişiklik olduğunda yunuslama momentinde negatif bir değişiklik olması gerekmektedir. Dolayısıyla kararlı hava araçlarının C_{m_α} değerinin negatif olması beklenmektedir.

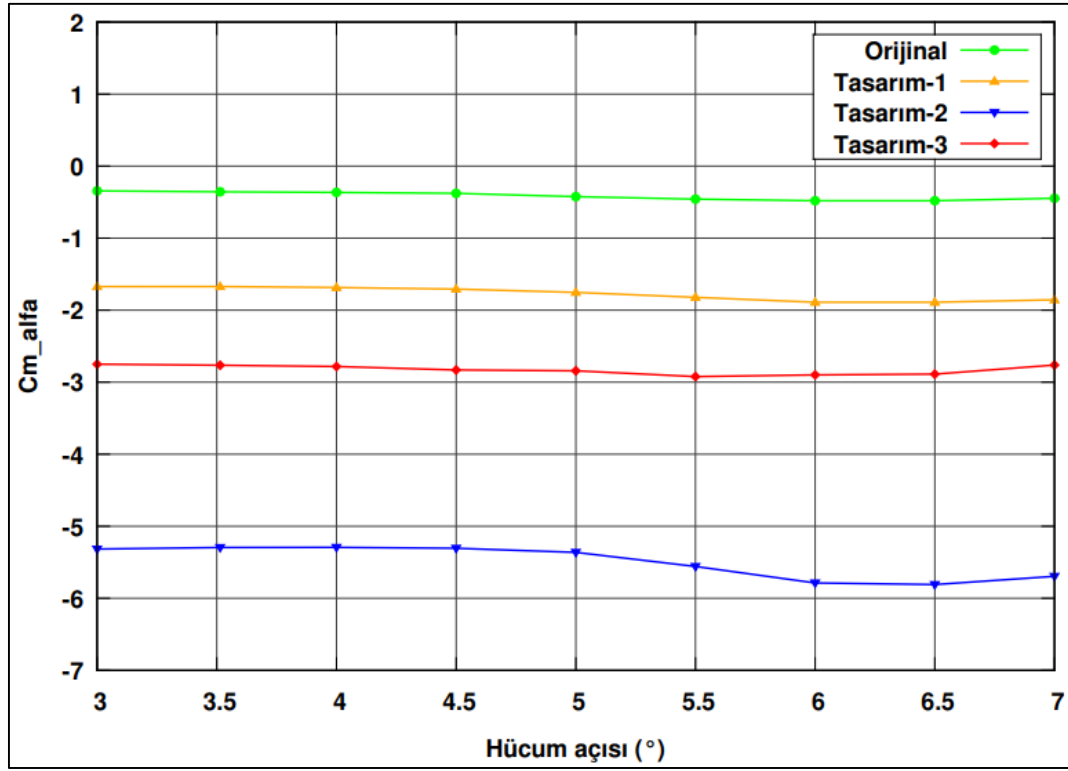
$$C_{m_\alpha} = \frac{dC_m}{d\alpha} < 0 \quad (6.3)$$

Bu bilgiler ışığında seçilen 3 örnek tasarım için hücum açısında $0,5^\circ$ arttırımla 3° - 7° aralığında bir dizi Euler HAD analizi gerçekleştirilmiştir. Tüm analizlerde hava aracının burnu tam olarak (0,0 0,0 0,0) noktasına yerleştirilmiştir. Art işlemde C_m hesaplamalarında dönme noktası olarak Kawaii ve diğerleri [115] tarafından yapılan çalışmadaki (24,33 0,0 0,0) referans noktası kullanılmıştır. HAD analizleri sonucunda elde edilen C_m ’in hücum açısına göre değişimi Şekil 6.15.’de verilmiştir. Buna ek olarak C_{m_α} ’nın hücum açısına göre değişimi Şekil 6.16.’da verilmiştir.



Şekil 6.15. Yunuslama moment katsayısının hücum açısına göre değişimi

Şekil 6.15.'de görüldüğü üzere aerodinamik basınç merkezi optimize edilmiş geometrilerde kanadın arkasına doğru kaymaktadır. Bu sebeple C_m değeri negatif olarak artmaktadır ve hava aracı daha fazla burun aşağıya yunuslama hareketi yapmaktadır. Şekil 6.16.'a bakılarak mevcut yeni tasarımların başlangıç geometrisine göre statik olarak daha kararlı olduğu söylenebilir. Yeni tasarımların aynı kararlılık davranışı göstermesi için yani Şekil 6.16.'da aynı eğime sahip olması için optimize edilmiş geometride ağırlık merkezinin yerinin araştırılması gerekmektedir.



Şekil 6.16. C_{m_α} değerinin hücum açısına göre değişimi

7. SONUÇ VE TARTIŞMA

Uçan kanat konfigürasyonu, mevcut geleneksel uçaklara kıyasla uygulanabilir ve daha avantajlı bir seçenek olma potansiyeline sahip alternatif bir uçak konfigürasyonudur. Bu çalışmada, öncelikle ONERA M6 kanadı için transonik rejimde sayısal bir model oluşturulmuş ve deneysel sonuçlar kullanılarak doğrulanmıştır. Bu sayısal model, taşıma-sürüklenme oranını iyileştirmek için açık kaynaklı bir HAD tabanlı ASO döngüsü kullanılmıştır. ASO döngüsü sayesinde transonik rejimde incelenen kanadın taşıma-sürüklenme oranı göreceli olarak %17,92 oranında iyileştirilmiştir. Bu optimizasyon döngüsü, herhangi bir lisansa ihtiyaç duymadan diğer kanat geometrileri ve akış koşulları için aerodinamik uygulamalar için kolayca kullanılabilir. İlk aşamada jenerik bir kanat üzerinde yapılan çalışmalar ASO döngüsünün yeterince kararlı olduğu ve iyi çalıştığı ortaya konmuştur.

İkinci aşamada ise N2A-EXTE uçan kanat hava aracı geometrisi için daha çok tasarım değişkeni kullanılarak transonik seyir koşullarında gerçek bir uçak üzerinde optimizasyon çalışmaları yapılmıştır. Bu uçan kanat konfigürasyonun viskoz olmayan optimizasyonunun sonuçları, başlangıç geometri ile optimize edilmiş geometri arasında önemli bir sürtünme azalması olduğunu göstermiştir. Geometrik kısıtlamalara sahip tek noktalı optimizasyon stratejisi ile başlangıç geometrisine göre taşıma-sürüklenme oranında %10'a ulaşan artış ile sonuçlanmıştır. Seçilen tasarımlar arasından Tasarım-2 için viskoz olmayan 29,771'lük taşıma-sürüklenme oranı ile sonuçlanmıştır. Değişen kesitlerle %6,28'lik bir sürüklenme azalması elde edilmiştir. C_D değeri 0,00871'e ve C_L değeri ise sadece %1 azalarak 0,2595'e düşmüştür. Uçan kanat tasarımlarının gerçek değerinin anlaşılması için geleneksel uçaklarla bir karşılaştırma yapılması gerekmektedir. Hava aracının kanat ve gövde bölgeleri üzerinde oluşan şokların gücünün azalmasıyla birlikte hava aracı üzerindeki süpersonik bölgenin küçülmesi sayesinde dalga sürüklemesi bileşeni azaltılmıştır. Böylece taşıma sürüklenme oranında göreceli bir iyileştirme meydana gelmiştir. Ayrıca optimize edilmiş hava araçları hacim ve yüzey alanları açısından kıyaslanmıştır. Mevcut yeni tasarımlarda kabin bölümünün ölçüleri yolcu taşımacılığı için yeterli olduğu görülmüştür. Buna ek olarak optimize edilmiş hava araçlarının statik kararlılık karakteristiği de araştırılmıştır. Orijinal geometriye kıyasla yeni tasarımların statik olarak daha kararlı olduğu bir dizi HAD analizi yapılarak ortaya konmuştur.

Gelecekte yapılacak çalışmalar

Öncelikle bu tez çalışmasında, hava aracının sadece aerodinamik performansına odaklanılmıştır. Güncel literatürde ASO çalışmaları genellikle çok disiplinli olarak gerçekleştirilmektedir. Burada sunulan ASO döngüsü gelecekte yapılacak birçok disiplinli optimizasyon çalışmasının ilk adımı olarak düşünülebilir. Ayrıca mevcut çalışmada sadece seyir durumu için tek noktada optimize çalışmaları yapılmıştır. Havacılıkta yer alan optimizasyon problemleri genellikle çok noktalı ve çok amaçlı olarak tanımlanmaktadır. Mevcut çalışmada önerilen strateji kullanılarak farklı görev profilleri için yakıt tüketiminin minimize edilmesi ve görev menzilinin maksimize edilmesi gibi farklı amaç fonksiyonları hedef olarak belirlenerek mevcut çalışmanın kapsamı genişletilebilir.

Mevcut çalışmada DAKOTA yazılımının açık kaynak tabanlı bölümlerinden yararlanıldığı için gradyan tabanlı olmayan optimizasyon yöntemleri kullanılmıştır. En güncel ASO araçları, büyük tasarım uzaylarında verimli şekilde çalıştığı için gradyan tabanlı optimizasyon yöntemleri kullanmaktadır. Bu nedenle ileride DAKOTA yazılımı ikame edecek açık kaynak gradyan tabanlı optimizasyon yöntemleri ASO döngüsüne entegre edilerek daha büyük tasarım uzayına sahip optimizasyon problemleri çözülebilir.

HAD analizlerinin hesaplama maliyetini azaltmak adına RANS yaklaşımı yerine viskoz etkilerin ihmal edildiği Euler yöntemi kullanılmıştır. Transonik rejim için gayet tutarlı sonuçlar alınsa da gerçek fiziği modellemek için HAD çözücüsünde türbülans modelleri kullanılmalıdır. Parametrik model kullanılarak yapılmış ASO döngüsünde her değerlendirmede yeniden ağ yapısı oluşturulmaktadır. Bu durum kararlı bir ağ üreticisi gerektirmektedir ancak açık kaynak yazılım olarak ağ üreticilerinin bir kararlılık limiti bulunmaktadır. Bu sebeple gelecekte yapılacak çalışmada ağ deformasyonu (FFD) yaklaşımı kullanılarak döngünün kararlılığının ve hızının daha da arttırılabileceği öngörülmektedir.

KAYNAKLAR

1. Mazraati, M. (2010). World aviation fuel demand outlook. *Organization of the Petroleum Exporting Countries Energy Review*, 34(1), 42-72.
2. İnternet: Graver, B., Rutherford, D., Zhang, K. (2019). CO2 emissions from commercial aviation, 2018. *International Council on Clean Transportation*. Web: <https://theicct.org/publication/co2-emissions-from-commercial-aviation-2013-2018-and-2019/>, Son Erişim Tarihi: 22.02.2023.
3. Lee, D. S., Pitari, G., Grewe, V., Gierens, K., Penner, J. E., Petzold, A., Prather, M. J., Schumann, U., Bais A., Bernsten, T., Lachetti, D., Lim, L. L., Sausen, R. (2010). Transport impacts on atmosphere and climate: Aviation. *Atmospheric Environment*, 44(37), 4678-4734.
4. Graver, B., Rutherford, D., Zhang, K. (2020). *CO2 emissions from commercial aviation: 2013, 2018, and 2019*. Washington: International Council on Clean Transportation, 10-19.
5. İnternet: ICAO. *Post-COVID-19 forecasts scenarios*, Web: <https://www.icao.int/sustainability/Pages/Post-Covid-Forecasts-Scenarios.aspx> Son Erişim Tarihi: 22.02.2023.
6. İnternet: Mithal S., Dan Rutherford, (2023). *ICAO's 2050 Net-Zero Co2 Goal for International Aviation*. Web: <https://theicct.org/publication/global-aviation-icao-net-zero-goal-jan23/>, Son Erişim Tarihi: 22.02.2023.
7. İnternet: Graver, B., Mukhopadhaya, J., Zheng, X. S., Rutherford, D., Mukhopadhaya, J., Pronk, E. (2022). *Aligning Aviation with the Paris Agreement*. Web: <https://theicct.org/publication/global-aviation-vision-2050-align-aviation-paris-jun22/>, Son Erişim Tarihi 01.03.2023.
8. İnternet: Bradley, M. K., Droney, C. K. (2011). *Subsonic Ultra Green Aircraft Research: Phase I Final Report. Technical Report NASA/CR-2011-216847*. Web: <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/20110011321/downloads/20110011321.pdf>, Son Erişim Tarihi: 01.03.2023
9. Gagnon, H., Zingg, D. W. (2016). Euler-equation-based drag minimization of unconventional aircraft configurations. *Journal of Aircraft*, 53(5), 1361-1371.
10. İnternet: Greitzer, E. M. (2010). *N+3 Aircraft Concept Designs and Trade Studies Final Report. Technical Report Massachusetts Institute of Technology*, Web: <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/20100042401/downloads/20100042401.pdf>, Son Erişim Tarihi: 01.03.2023.
11. İnternet: Gagnon, H., Zingg, D. W. (2014). High-fidelity aerodynamic shape optimization of unconventional aircraft through axial deformation. *52nd Aerospace Sciences Meeting*. Web: <https://arc.aiaa.org/doi/abs/10.2514/6.2014-0908>, Son Erişim Tarihi: 01.03.2023.

12. İnternet: Chau, T., Zingg, D. W. (2017). Aerodynamic shape optimization of a box-wing regional aircraft based on the reynolds-averaged navier-stokes equations. *35th The American Institute of Aeronautics and Astronautics Applied Aerodynamics Conference*. Web: <https://arc.aiaa.org/doi/abs/10.2514/6.2017-3258>, Son Erişim Tarihi: 01.03.2023.
13. Gagnon, H., Zingg, D. W. (2016). Aerodynamic optimization trade study of a box-wing aircraft configuration. *Journal of Aircraft*, 53(4), 971-981.
14. He, C., Ma, D., Chen, G., Liu, X. (2021). *Aerodynamic parametric optimization and analysis of joined- configuration*. 7th International Conference on Control, Automation and Robotics, Singapore, 14-19.
15. Liebeck, R. H. (2004). Design of the blended wing body subsonic transport. *Journal of Aircraft*, 41(1), 10-25.
16. İnternet: Kroo, I. (2004). Innovations in aeronautics. *42nd The American Institute of Aeronautics and Astronautics Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*. Web: <https://arc.aiaa.org/doi/abs/10.2514/6.2004-1>, Son Erişim Tarihi: 03.03.2023.
17. Mistry, S. (2008). *A novel airframe design methodology for silent aircraft*, PhD Thesis, Cranfield University, Cranfield, 17-29.
18. McDonald, R. A., Gloudemans, J. R. (2022). *Open vehicle sketch pad: An open source parametric geometry and analysis tool for conceptual aircraft design*. The American Institute of Aeronautics and Astronautics Science and Technology Forum and Exposition, San Diego, CA and Virtual, 4.
19. Tomac, M., Eller, D. (2014). Towards automated hybrid-prismatic mesh generation. *Procedia Engineering*, 82, 377-389.
20. Hang, S. (2015). TetGen, a delaunay-based quality tetrahedral mesh generator. *Association for Computing Machinery Transactions on Mathematical Software*, 41(2), 1-56.
21. İnternet: OpenFOAM. Web: <http://openfoam.com>, Son Erişim Tarihi: 06.06.2023.
22. İnternet: DAKOTA. Web: <https://dakota.sandia.gov/>, Son Erişim Tarihi: 05.03.2023.
23. Bruce, J. M. (1992). Dunne D.8 at Farnborough 11 March 1914. Technical Report, Aeroplanes of the Royal Flying Corps. *Farnborough*, 25-30.
24. İnternet: Wood, R. M., Bauer, S. X. S. (2001). Flying Wing/Flying Fuselage. *Number A01-16217*, Web: <https://arc.aiaa.org/doi/abs/10.2514/6.2001-311>, Son Erişim Tarihi: 05.03.2023.
25. Northrop, J. K. (1947). The development of all-wing aircraft. *The Aeronautical Journal*, 51(438), 481-510.
26. Torenbeek, E. (2013). *Advanced aircraft design: Conceptual design, analysis and optimization of subsonic civil airplanes* (First edition). Chichester: John Wiley & Sons, 122-140.

27. İnternet: Statzer, M., Williams, B., Zauberman, M. (2003). *Flying Wing*. Web: https://archive.aoe.vt.edu/mason/Mason_f/FlyWing03.pdf, Son Erişim Tarihi: 25.03.2023.
28. İnternet: Boeing. *Jack Northrop's X-216H Flying Wing Prototype in Flight*. Web: <https://secure.boeingimages.com/archive/Jack-Northrop-s-X-216H-Flying-Wing-Prototype-in-Flight-2F3XC58RVFU.html>, Son Erişim Tarihi: 27.03.2023.
29. İnternet: Wikipedia. *Northrop N-9M*. Web: https://en.wikipedia.org/wiki/Northrop_N-9M, Son Erişim Tarihi: 27.03.2023.
30. İnternet: National Museum of United States Air Force. *Northrop YB-49*. Web: <https://www.nationalmuseum.af.mil/Visit/Museum-Exhibits/Fact-Sheets/Display/Article/858861/northrop-yb-49/>, Son Erişim Tarihi: 27.03.2023.
31. İnternet: Northrop Grumman. *B-2 Spirit Stealth Bomber*. Web: <https://www.northropgrumman.com/what-we-do/air/b-2-stealth-bomber/>, Son Erişim Tarihi: 27.03.2023.
32. İnternet: Institute of Electrical and Electronics Engineers Aerospace and Electronic Systems Society. *History Column: Horten Ho-229*. Web: <https://ieeaeass.org/post/history-column-horten-ho-229>, Son Erişim Tarihi: 28.03.2023.
33. Chambers, J. R. (2005). *Innovation in flight: Research of the nasa Langley research center on revolutionary advanced concepts for aeronautics*. Hampton: NASA Langley Research Center, 71-92.
34. İnternet: Larrimer, B. I. *Beyond Tube-and-Wing*. Web: <https://www.nasa.gov/connect/ebooks/beyond-tube-and-wing.html>, Son Erişim Tarihi: 28.03.2023.
35. Risch, T., Cosentino, G., Regan, C., Kisska, M., Princen, N. (2009, January). *X-48B flight test progress overview*. 47th The American Institute of Aeronautics and Astronautics Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, Orlando, 934.
36. Morris, A. (2002, September). *Mob a European distributed multi-disciplinary design and optimisation project*. 9th AIAA/ISSMO Symposium on Multidisciplinary Analysis and Optimization, Atlanta, 1-10.
37. Morris, A., Arendsen, P., LaRocca, G., Laban, M., Voss, R., Hönlinger, H. (2004, September). *Mob-A European project on multidisciplinary design optimisation*. 24th The International Council of the Aeronautical Sciences Congress, Yokohama.
38. Strüber, H., Hepperle, M. (2006). Aerodynamic optimisation of a flying wing transport aircraft. *New Results in Numerical and Experimental Fluid Mechanics*, 92, 69-76.
39. İnternet: NACRE. (2011). *Final Activity Report 2005-2010*. Web: https://trimis.ec.europa.eu/sites/default/files/project/documents/20121030_161035_66969_Final_Activity_Report_R1.0.pdf, Son Erişim Tarihi: 01.04.2023.

40. Kozek, M., Schirrer, A. (2015). *Modeling and control for a blended wing body aircraft*, *Advances in industrial control*. Switzerland: Springer, 1-308.
41. İnternet: Bradley, M. K., Droney, C. K., (2011). Subsonic Ultra Green Aircraft Research: Phase I Final Report. Technical Report NASA/CR-2011-216847, Web: <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/20110011321/downloads/20110011321.pdf>, Son Erişim Tarihi: 04.04.2023.
42. İnternet: Bradley, M. K., Droney, C. K. (2012). Subsonic Ultra Green Aircraft Research Phase II: N+4 Advanced Concept Development, Technical Report NASA/CR-2012-217556. *National Aeronautics and Space Administration*. Web: <https://ntrs.nasa.gov/citations/20120009038>, Son Erişim Tarihi: 04.04.2023.
43. Hileman, J., Spakovszky, Z., Drela, M. (2007, January). *Airframe design for “silent aircraft”*. 45th The American Institute of Aeronautics and Astronautics Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, Nevada, 1-15.
44. Gatlin, G. M., Vicroy, D. D., Carter, M. B. (2012). *Experimental investigation of the low-speed aerodynamic characteristics of a 5.8-percent scale hybrid wing body conguration*. 30th The American Institute of Aeronautics and Astronautics Applied Aerodynamics Conference, New Orleans, LA.
45. Vicroy, D. D., Gatlin, G. M., Jenkins, L. N., Murphy, P. C., Carter, M. B. (2014). *Low-speed aerodynamic investigations of a hybrid wing body configuration*. 32nd The American Institute of Aeronautics and Astronautics Applied Aerodynamics Conference, Atlanta, GA.
46. Kim, H., Liou, M. S. (2013, June). *Flow Simulation of N3-X hybrid wing-body conguration*, 31st The American Institute of Aeronautics and Astronautics Applied Aerodynamics Conference, San Diego, CA.
47. Leifsson, L., Ko, A., Mason, W., Schetz, J., Grossman, B., Haftka, R., (2013). Multidisciplinary design optimization of blended-wing-body transport aircraft with distributed propulsion. *Aerospace Science and Technology*, 25(1), 16-28.
48. Armstrong, M. J., Ross, C. A., Blackwelder, M. J., Rajashekara, K. (2012). Propulsion system component considerations for NASA N3-X turboelectric distributed propulsion system. *The Society of Automotive Engineers International Journal of Aerospace*, 5(2), 344.
49. Berton, J. J., Haller, W. J. (2014, January). *A noise and emissions assessment of the N3-X transport*. 52nd Aerospace Sciences Meeting, The American Institute of Aeronautics and Astronautics 2014-0594, National Harbor, Maryland.
50. Kim, H., Liou, M. S. (2017). Flow simulation and optimal shape design of N3-X hybrid wing body configuration using a body force method. *Aerospace Science and Technology*, 71, 661-674.
51. Kim, H., Liou, M. F. (2019). Flow simulation and drag decomposition study of N3-X hybrid wing-body configuration. *Aerospace Science and Technology*, 85, 24-39.

52. Felder, J., Kim, H., Brown, G. (2009). *Turboelectric distributed propulsion engine cycle analysis for hybrid-wing-body aircraft*. 47th The American Institute of Aeronautics and Astronautics Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, Orlando, 1132.
53. Bolsunovsky, A. L., Buzoverya, N. P., Gurevich, B. I., Denisov, V. E., Dunaevsky, A. I., Shkadov, L. M., Sonin, O., Udzhuhu, A., Zhurihin, J. (2001). Flying wing—problems and decisions. *Aircraft Design*, 4(4), 193-219.
54. Okonkwo, P., Smith, H. (2016). Review of evolving trends in blended wing body aircraft design. *Progress in Aerospace Sciences*, 82, 1-23.
55. Zhenli, C., Zhang, M., Yingchun, C., Weimin, S., Zhaoguang, T., Dong, L. I., Zhang, B. (2019). Assessment on critical technologies for conceptual design of blended-wing-body civil aircraft. *Chinese Journal of Aeronautics*, 32(8), 1797-1827.
56. Chernyshev, S. L., Lyapunov, S. V., Wolkov, A. V. (2019). Modern problems of aircraft aerodynamics. *Advances in Aerodynamics*, 1(1), 1-15.
57. Carter, M., Vicroy, D., Patel, D. (2009, December). *Blended-wing-body transonic aerodynamics: Summary of ground tests and sample results*. 47th The American Institute of Aeronautics and Astronautics Aerospace Sciences Meeting Including The New Horizons Forum and Aerospace Exposition, 935.
58. İnternet: Hicks, R. M., Murman, E. M., Vanderplaats, G. N. (1974). An assessment of airfoil design by numerical optimization. Technical Report NASA TM X-3092. Web: <https://ntrs.nasa.gov/citations/19740020369>, Son Erişim Tarihi: 15.04.2023.
59. Hicks, R. M., Henne, P. A. (1978). Wing design by numerical optimization. *Journal of Aircraft*, 15(7), 407-412.
60. Jameson, A. (1988). Aerodynamic design via control theory. *Journal of Scientific Computing*, 3, 233-260.
61. Drela, M. (1998). Frontiers of computational fluid dynamics. D. A. Caughey and M. M. Hafez (Eds.), *World scientific, chapter* Singapur: Pros and Cons of Airfoil Optimization, 363–381.
62. Hicken, J. E., Zingg, D. W. (2010). Aerodynamic optimization algorithm with integrated geometry parameterization and mesh movement. *The American Institute of Aeronautics and Astronautics Journal*, 48(2), 400-413.
63. Hicken, J. E., Zingg, D. W. (2010). Induced-drag minimization of nonplanar geometries based on the Euler equations. *The American Institute of Aeronautics and Astronautics Journal*, 48(11), 2564-2575.
64. Gagnon, H., Zingg, D. (2012, September). *Two-level free-form deformation for high-fidelity aerodynamic shape optimization*. 12th The American Institute of Aeronautics and Astronautics Aviation Technology, Integration, and Operations Conference and 14th The American Institute of Aeronautics and Astronautics / The International Society for Structural and Multidisciplinary Optimization Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference, Indianaopolis, 5447.

65. Nadarajah S.K., Tatossian C. (2010, February), Multi-objective aerodynamic shape optimization for unsteady viscous flows. *Optimization and Engineering*, 11(1),67-106.
66. Mader, C. A., Martins, J. R., Alonso, J. J., Van Der Weide, E. (2008). ADjoint: An approach for the rapid development of discrete adjoint solvers. *The American Institute of Aeronautics and Astronautics Journal*, 46(4), 863-873.
67. Lyu, Z., Kenway, G. K., Paige, C., Martins, J. R. (2013). *Automatic differentiation adjoint of the Reynolds-averaged Navier-Stokes equations with a turbulence model*. 21st The American Institute of Aeronautics and Astronautics Computational Fluid Dynamics Conference, San Diego, CA, 2581.
68. Hascoët, L. (2004, July). *TAPENADE: A tool for automatic differentiation of programs*. Proceedings of 4th European Congress on Computational Methods, Jyvaskyla, 1-14.
69. Lyu, Z., Kenway, G. K., Martins, J. R. (2015). Aerodynamic shape optimization investigations of the common research model wing benchmark. *The American Institute of Aeronautics and Astronautics Journal*, 53(4), 968-985.
70. Mader, C. A., Martins, J. R. (2013). Stability-constrained aerodynamic shape optimization of flying wings. *Journal of Aircraft*, 50(5), 1431-1449.
71. Ning, S. A., Kroo, I. (2010). Multidisciplinary considerations in the design of wings and wing tip devices. *Journal of Aircraft*, 47(2), 534-543.
72. Bons, N., Mader, C. A., Martins, J. R., Cuco, A., Odaguil, F. (2018). *High-fidelity aerodynamic shape optimization of a full configuration regional jet*. 2018 The American Institute of Aeronautics and Astronautics / The American Society of Civil Engineers / American Headache Sociey / American Society for Composites Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, Kissimmee, 106.
73. Lyu, Z., Martins, J. R. (2014). Aerodynamic design optimization studies of a blended-wing-body aircraft. *Journal of Aircraft*, 51(5), 1604-1617.
74. Liou, M. F., Kim, H., Lee, B., Liou, M. S. (2019). Aerodynamic design of integrated propulsion–airframe configuration of a hybrid wing body aircraft. *Shock Waves*, 29(8), 1043-1064.
75. Castillo, O., Melin, P., Kacprzyk, J., Pedrycz, W. (Eds.). (2008). *Soft computing for hybrid intelligent systems*. Berlin: Springer, 3-18.
76. Chiba, K., Obayashi, S., Nakahashi, K., Morino, H. (2005, June). *High-fidelity multidisciplinary design optimization of aerostructural wing shape for regional jet*. 23rd The American Institute of Aeronautics and Astronautics Applied Aerodynamics Conference, Toronto, 621–635.
77. Zingg, D. W., Nemec, M., Pulliam, T. H. (2008). A comparative evaluation of genetic and gradient-based algorithms applied to aerodynamic optimization. *European Journal of Computational Mechanics/Revue Européenne de Mécanique Numérique*, 17(1-2), 103-126.

78. Sivanandam, S. N. Deepa, S.N. (2008). *Introduction to genetic algorithms*. Berlin: Springer, 50-60.
79. Mitchell, M. (1998). *An introduction to genetic algorithms* (First Edition). Massachusetts: MIT Press, 128-130.
80. Reeves, C. R. (1993). *Using genetic algorithms with small populations*. Proceedings of the 5th International Conference on Genetic Algorithms, Coventry, 92–99.
81. Roeva, O. (2008). *Improvement of genetic algorithm performance for identification of cultivation process models*. 9th World Scientific and Engineering Academy and Society International Conference on Evolutionary Computing, Sofia, 34–39.
82. Roeva, O., Fidanova, S., Paprzycki M. (2013). *Influence of the population size on the genetic algorithm performance in case of cultivation process modelling*. Proceedings of the 2013 Federated Conference on Computer Science and Information Systems, Krakow, 371–376.
83. Pandey, H. M., Chaudhary, A., Mehrotra, D. (2014). A comparative review of approaches to prevent premature convergence in GA. *Applied Soft Computing*, 24, 1047-1077.
84. Martins, J. R., Ning, A. (2021). *Engineering design optimization*. Cambridge: Cambridge University Press, 306-316.
85. Miller, S. J. (2010). *Adaptive Wing Structures for Aeroelastic Drag Reduction and Loads Alleviation*, PhD thesis. University of Manchester, Manchester, 184-185.
86. Haupt, R. L. Haupt, S. E. (2004). *Practical genetic algorithms* (2nd ed.), New Jersey: Wiley-Interscience, 39,134.
87. Miller, B. L., Goldberg, D.E. (1995). Genetic algorithms, tournament selection, and the effect of noise, *Complex Systems*, 9(3), 193-212.
88. Khoo, K. G., Suganthan, P. N. (2002). Evaluation of genetic operators and solution representations for shape recognition by genetic algorithms. *Pattern Recognition Letters*, 23(13), 1589-1597.
89. De Jong, K. A., Spears, W. M. (1992). A formal analysis of the role of multi-point crossover in genetic algorithms. *Annals of Mathematics and Artificial Intelligence*, 5, 1-26.
90. Schmitt, L. M. (2004). Theory of genetic algorithms II: Models for genetic operators over the string-tensor representation of populations and convergence to global optima for arbitrary fitness function under scaling. *Theoretical Computer Science*, 310(1-3), 181-231.
91. Deb, K. (2001). *Multi-objective optimization using evolutionary algorithms*. New York: John Wiley and Sons, 2-8.

92. Holland, J. H. (1975). *Adaptation in natural and artificial systems: An introductory analysis with applications to biology, control, and artificial intelligence*. Michigan: The University of Michigan Press, 56-70.
93. Kumar, A. (2013). Encoding schemes in genetic algorithm. *International Journal of Advanced Research in It and Engineering*, 2(3), 1-7.
94. Guglieri, G. (2012). Using of particle swarm for performance optimization of helicopter rotor blades. *Journal of Applied Mathematics*, 3, 1403–1408.
95. İnternet: Poli, R., Langdon, W. B., Mcphee, N. F. (2008). A Field Guide to Genetic Programming, Number March. Web: https://www.researchgate.net/publication/216301261_A_Field_Guide_to_Genetic_Programming, Son Erişim Tarihi: 05.05.2023.
96. Eshelman, L. J., Schaffer, J. D. (1993). Real-coded genetic algorithms and interval-schemata. *Foundations of Genetic Algorithms*, 2, 187-202.
97. Walters, G. A., Smith, D. K. (1995). Evolutionary design algorithm for optimal layout of tree networks. *Engineering Optimization*, 24(4), 261-281.
98. Badyrka, J. M., Jenkins, R. M., Hartfield, R. J. (2010). *Aerospace design: a comparative study of optimizers*. 48th The American Institute of Aeronautics and Astronautics Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, Orlando.
99. Zhao, D. J., Wang, Y. K., Cao, W. W., Zhou, P. (2015). Optimization of suction control on an airfoil using multi-island genetic algorithm. *Procedia Engineering*, 99, 696-702.
100. Artyushenko, B. (2009). *Analysis of global exploration of island model genetic algorithm*. 10th International Conference, Lviv, 280–281.
101. Oyama, A., Liou, M. S., Obayashi, S. (2004). Transonic axial-flow blade optimization: Evolutionary algorithms/three-dimensional Navier-Stokes solver. *Journal of Propulsion and Power*, 20(4), 612-619.
102. Obayashi, S., Oyama, A., Nakamura, T. (2000). Transonic wing shape optimization based on evolutionary algorithms. In M. Valero, K. Joe, M. Kitsuregawa, and H. Tanaka (Eds.), *High performance computing. ISHPC 2000, Lecture Notes in Computer Science* (vol 1940). Berlin, Heidelberg: Springer, 178-181.
103. Sasaki, D., Obayashi, S. (2005). Efficient search for trade-offs by adaptive range multi-objective genetic algorithms. *Journal of Aerospace Computing, Information, and Communication*, 2(1), 44-64.
104. Sasaki, D., Morikawa, M., Obayashi, S., Nakahashi, K. (2001). *Aerodynamic shape optimization of supersonic wings by adaptive range multiobjective genetic algorithms*. Evolutionary Multi-Criterion Optimization: First International Conference, Zurich, 639-652.

105. Hashimoto, A., Jeong, S., Obayashi, S. (2015). Aerodynamic optimization of near-future high-wing aircraft. *Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences*, 58(2), 73-82.
106. Chiba, K., Oyama, A., Obayashi, S., Nakahashi, K., Morino, H. (2007). Multidisciplinary design optimization and data mining for transonic regional-jet wing. *Journal of Aircraft*, 44(4), 1100-1112.
107. Peigin, S., Epstein, B. (2006). Computational fluid dynamics driven optimization of blended wing body aircraft. *American Institute of Aeronautics and Astronautics Journal*, 44(11), 2736-2745.
108. Li, P., Zhang, B., Chen, Y., Yuan, C., Lin, Y. (2012). Aerodynamic design methodology for blended wing body transport. *Chinese Journal of Aeronautics*, 25(4), 508-516.
109. Giunta, A., Wojtkiewicz, S., Eldred, M. (2003). *Overview of modern design of experiments methods for computational simulations*. 41st Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, Nevada, 649.
110. Ahn, J., Yee, K., Lee, D. H. (1999). *Two-point design optimization of transonic airfoil using response surface methodology*. 37th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, Nevada, 403.
111. Campbell, R., Smith, L. (1987). *A hybrid algorithm for transonic airfoil and wing design*. 5th Applied Aerodynamics Conference, Monterey, CA, 2552.
112. Yu, N., Campbell, R. (1992). *Transonic airfoil and wing design using Navier-Stokes codes*. In 10th Applied Aerodynamics Conference, Palo Alto, CA, 2651.
113. Staub, F. M., Morita, N., Entzinger, J. O., Tsuchiya, T. (2019). *Aerodynamic design trade study and optimization of a blended wing body airliner*. The American Institute of Aeronautics and Astronautics Aviation 2019 Forum, Dallas, Texas, 3172.
114. İnternet: Turbulence Modeling Resource. *Turbulence Model Numerical Analysis 3D ONERA M6 Wing Validation Case*. Web: https://turbmodels.larc.nasa.gov/onerawingnumerics_val.html, Son Erişim Tarihi: 06.06.2023.
115. Kawai, R. T. (2011). Acoustic prediction methodology and test validation for an efficient low-noise hybrid wing body subsonic transport. Huntington Beach: Boeing Research and Technology, Report No: NNL07AA54C, California, 68-86.
116. Kuntawala, N. B. (2010). *Aerodynamic shape optimization of a blended-wing-body aircraft configuration*, Master's Thesis, University of Toronto Masters of Applied Science Graduate Department of Aerospace Engineering, Toronto, 1-33.
117. Mangano M. (2019). *Multi-point aerodynamic shape optimization for airfoils and wings at supersonic and subsonic regimes*, Master's Thesis, Delft University of Technology, Delft, 23-54.

118. Versprille V. F. W. (2022). *Aerodynamic shape optimization of a liquid-hydrogen-powered blended-wing-body*, Master's Thesis, Delft University of Technology, Delft, 1-9.
119. Blazek, J. (2015). *Computational fluid dynamics: Principles and applications* (3rd edition). Amsterdam: Butterworth-Heinemann, 5-25.
120. Anderson, J. (2016). *Fundamentals of aerodynamics* (6th edition). New York: McGraw-Hill Education, 19-32.
121. Pooley, D., Robson, D. (2009). *The Air Pilot's manual 4: The aeroplane technical* (5th edition). Cranfield: Pooley's Air Pilot Publishing, 20-25.
122. İnternet: Mason, W. (1992). *Applied computational aerodynamics, volume 1: Foundations and classical pre-CFD methods*. Web: <https://airloads.net/Downloads/Textbooks/Applied%20Computational%20Aerodynamics%20-%20W%20H.Mason.pdf>, Son Erişim Tarihi: 10.06.2023.
123. Cummings, R. M. Mason, W. H. Morton, S. A. McDaniel, D. R. (2015). *Applied computational aerodynamics: A modern engineering approach, Cambridge aerospace series*. Cambridge: Cambridge University Press, 1-44.
124. Vos, R., Farokhi, S. (2015). *Introduction to transonic aerodynamics*. Dordrecht: Springer, 21-79.
125. İnternet: Wikipedia. *OpenVSP*. Web: <https://en.wikipedia.org/wiki/OpenVSP>, Son Erişim Tarihi: 10.06.2023.
126. İnternet: Angelcode. *Angelscript*. Web: <http://www.angelcode.com/angelscript>, Son Erişim Tarihi: 12.06.2023.
127. Van Rossum, G., Drake, F. L. (2009). *Python 3 reference manual*. Scotts Valley, CA: CreateSpace.
128. Moukalled, F., Mangani, L., Darwish, M. (2016). *The finite volume method in computational fluid dynamics* (Vol. 6). Berlin, Germany: Springer, 103-135.
129. İnternet: Woldynamics. *FVM Crash Intro*. Web: http://www.woldynamics.com/wiki/fvm_crash_intro.pdf, Son Erişim Tarihi: 18.06.2020.
130. Adams, B.M., Bohnhoff, W.J., Dalbey, K.R., Ebeida, M.S., Eddy, J.P., Eldred, M.S., Hooper, R.W., Hough, P.D., Hu, K.T., Jakeman, J.D., Khalil, M., Maupin, K.A., Monschke, J.A., Ridgway, E.M., Rushdi, A.A., Seidl, D.T., Stephens, J.A., Swiler, L.P., Winokur, J.G. (2021). *Dakota, a multilevel parallel object-oriented framework for design optimization, parameter estimation, uncertainty quantification, and sensitivity analysis: Version 6.15 User's manual*. Sandia Technical Report SAND2020-12495, Sandia, 55-64.
131. Audet, C., Hare, W. (2017). *Derivative-free and blackbox optimization*. New York: Springer, Springer-Verlag, 21-77.

132. Yamazaki, W., Matsushima K., Nakahashi, K. (2005). *Application of drag decomposition method to CFD computation results*. 23rd The American Institute of Aeronautics and Astronautics Applied Aerodynamics Conference, Toronto.
133. Schmitt, V. Charpin, F. (1979). Pressure distributions on the ONERA-M6-Wing at Transonic mach numbers, experimental data base for computer program assessment. Report of the Fluid Dynamics Panel Working Group 04, AGARD AR 138, London, B1 1-44.
134. Abuhanieh, S., Akay, H. U., Bicer, B. (2022). A new strategy for solving store separation problems using OpenFOAM. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, 236(15), 3152-3166.
135. İnternet: Hisa. *High Speed Aerodynamic (HiSA) solver*. Web: <https://hisa.gitlab.io/>, Son Erişim Tarihi: 25.06.2023.
136. Liou, M. S. (2006). A sequel to AUSM, Part II: AUSM+-up for all speeds. *Journal of Computational Physics*, 214(1), 137-170.
137. İnternet: OpenFOAM. *User Guide Numerical Schemes*. Web: <https://www.openfoam.com/documentation/user-guide/6-solving/6.2-numerical-schemes>, Son Erişim Tarihi: 28.06.2023.
138. Durrani, N., Qin, N. (2011, January). *Comparison of RANS, DES and DDES results for ONERA M-6 Wing at transonic flow speed using an in-house parallel code*. 49th The American Institute of Aeronautics and Astronautics Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, Orlando, 190.
139. Haase, W., Aupoix, B., Bunge, U., Schwaborn, D. (Eds.). (2006). *FLOMANIA—A european initiative on flow physics modelling: Results of the european-union funded project, 2002–2004*. Berlin, Heidelberg: Springer, 219–224.



Gazili olmak ayrıcalıktır