



Development of an open-source parametric aerodynamic shape optimization framework for aerospace applications

Buğra Batan¹, Saleh Abuhanieh¹, Tamer Çalısır^{2*}, Şahin Yiğit¹

¹Computational Fluid Mechanics Directorate, Turkish Aerospace Industries, 06980, Ankara, Türkiye

²Department of Mechanical Engineering, Faculty of Engineering, Gazi University, 06570, Ankara, Türkiye

Highlights:

- Design of an open source based parametric aerodynamic shape optimization framework
- Gradient-free aerodynamic shape optimization and exploring the design space with Latin Hypercube sampling
- Developing a new design tool for unconventional concept aircrafts

Keywords:

- Gradient-free optimization
- Blended wing body
- OpenFOAM/HiSA
- Parametric surface mesh generation
- Unconventional aircrafts

Article Info:

Research Article

Received: 01.08.2023

Accepted: 06.04.2024

DOI:

10.17341/gazimmfd.1334282

Acknowledgement:

Authors gratefully acknowledge Turkish Aerospace Industries (TA) for providing HPC sources

Correspondence:

Author: Tamer Çalısır
e-mail: tamerchalısır@gazi.edu.tr
phone: +90 312 582 3421

Graphical/Tabular Abstract

The aerodynamic shape optimization (ASO) framework, which was developed in this work, is presented in Figure A. The framework basically consists of four steps: first, a parametric model and surface mesh for the aircraft are created using the OpenVSP software. Second, the surface mesh is used to generate the volume mesh with SUMO and TetGen softwares. Next, the global force coefficients are calculated for the aircraft by performing inviscid computational fluid dynamics (CFD) analysis in the transonic regime using the OpenFOAM based CFD solver HiSA (High Speed Aerodynamic Solver). Finally, the results obtained using the CFD analysis are read by the optimization tool DAKOTA (Design Analysis Kit for Optimization and Terascale Applications), and new shape parameters are calculated for the next evaluation step to maximize the objective function using the genetic algorithm.

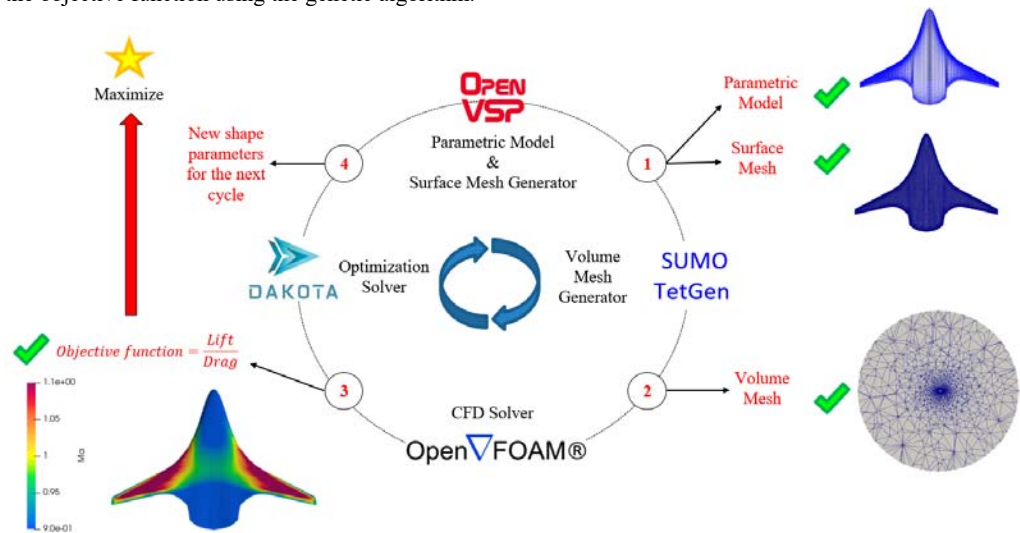


Figure A. Schematic workflow for the proposed aerodynamic shape optimization framework

Purpose:

The aim of this study is to present a practical optimization framework that performs parametric ASO based on open source CFD which is suitable for the aerospace applications.

Theory and Methods:

Gradient-free optimization procedure with relevant methods and formulations are described in this study.

Results:

The results obtained by optimizing the common test case ONERA M6 wing are evaluated and compared with similar studies in the literature to check the performance of the proposed optimization framework. As a result of ASO in transonic flow conditions, wave drag is reduced by shrinking the supersonic regions on the aerodynamic surfaces.

Conclusion:

The results obtained by the proposed ASO workflow is thought to be accepted considering the targeted fidelity level. All components of the framework are interchangeable with another tool for multi-fidelity analyses. This framework can easily be used for aerodynamic applications for other aerodynamic geometries and flow conditions without the need for any commercial license.



Havacılık uygulamaları için açık kaynaklı parametrik bir aerodinamik şekil optimizasyon çerçevesinin geliştirilmesi

Buğra Batan¹, Saleh Abuhanieh¹, Tamer Çalışır^{2*}, Şahin Yiğit¹

¹Türkiye Havacılık ve Uzay Sanayii A.Ş., Hesaplamalı Akışkan Mekaniği Müdürlüğü, 06980, Ankara, Türkiye

²Gazi Üniversitesi, Mühendislik Fakültesi, Makine Mühendisliği Bölümü, 06570, Maltepe, Ankara, Türkiye

ÖNEÇIKANLAR

- Açık kaynak tabanlı parametrik bir aerodinamik şekil optimizasyon çerçevesi tasarımı
- Gradyan tabanlı olmayan aerodinamik şekil optimizasyonu
- Alışılmadık konsept uçaklar için yeni bir tasarım aracı geliştirilmesi

Makale Bilgileri

Araştırma Makalesi

Geliş: 01.08.2023

Kabul: 06.04.2024

DOI:

10.17341/gazimmfd.1334282

Anahtar Kelimeler:

Gradyan tabanlı olmayan optimizasyon, uçan kanat hava aracı, OpenFOAM /HiSA, parametrik yüzey ağı oluşturma, geleneksel olmayan hava araçları

ÖZ

Bu çalışmada, transonik rejimde aerodinamik yüzeylerin şekillerini optimize etmek için açık kaynaklı araçlar kullanılarak hesaplamalı akışkanlar dinamiği (HAD) tabanlı parametrik bir aerodinamik şekil optimizasyonu (ASO) çerçevesi tasarlanmıştır. İlk aşamada HAD matematiksel modeli doğrulandıktan sonra literatürde yaygın olan jenerik ONERA M6 kanadı için ASO gerçekleştirilmiştir. Sunulan ASO çerçevesi kullanılarak elde edilen sonuçlar, ONERA M6 kanadının taşıma-sürüklenme oranında maksimum olarak %17,92'lik göreceli iyileştirme elde edildiğini göstermiştir. Optimize edilmiş aerodinamik yüzeylerin üzerindeki basınç dağılımı ve süpersonik bölgelerin başlangıç geometrisi ile kıyaslanması sonucunda yapılan göreceli iyileştirmenin nedenleri ortaya konmuştur. ASO sonucunda N2A-EXTE hava aracının taşıma-sürüklenme oranında maksimum %10'luk göreceli iyileştirme elde edildiğini göstermiştir. Optimizasyon ile oluşturulan yeni tasarımlar için hacim, yüzey alanı ve boylamsal statik kararlılık karakteristiği açısından N2A-EXTE hava aracı geometrisi ile kıyaslanmıştır. Gerçek bir hava aracı üzerinde yapılan optimizasyon çalışmaları mevcut çalışmada önerilen ASO çerçevesinin yeterince kararlı ve iyi çalıştığını ortaya koymuştur. Önerilen optimizasyon çerçevesi, genel kara kutu mantığıyla tasarlanmış olup içerisindeki tasarım araçları farklı seçeneklerle değiştirilebilir imkanına sahiptir. Bu çalışmada tasarlanan ASO çerçevesinde yer alan açık kaynak yazılımlar başka tasarım araçları ile yer değiştirilebilir olup farklı havacılık uygulamalarında ve hava araçlarının ön tasarım aşamalarında kolaylıkla kullanılabilir. Sunulan ASO çerçevesi gelecekte yapılacak çok disiplinli ASO çalışmasının ilk adımı olarak düşünülebilir.

Development of an open-source parametric aerodynamic shape optimization framework for aerospace applications

HIGHLIGHTS

- Design of an open source based parametric aerodynamic shape optimization framework
- Gradient-free aerodynamic shape optimization
- Developing a new design tool for unconventional concept aircraft

Article Info

Research Article

Received: 01.08.2023

Accepted: 06.04.2024

DOI:

10.17341/gazimmfd.1334282

Keywords:

Gradient-free optimization, blended wing body, OpenFOAM /HiSA, parametric surface mesh generation, unconventional aircrafts

ABSTRACT

In this study, a parametric ASO framework based on computational fluid dynamics (CFD) is designed using open-source tools to optimize the shapes of aerodynamic surfaces in the transonic regime. After validating the CFD mathematical model in the first stage, aerodynamic shape optimization (ASO) is performed for the generic ONERA M6 wing, which is common test case in the literature. The results obtained using the presented ASO framework showed that a maximum relative improvement of 17.92% in the lift-to-drag ratio of the ONERA M6 wing was achieved. The pressure distribution over the optimized aerodynamic surfaces and the comparison of the supersonic regions with the baseline geometry reveals the reasons for the relative improvement. The ASO result showed that a maximum relative improvement of 10% was achieved in the lift-to-drag ratio of the N2A-EXTE aircraft. The new optimized designs were compared with the N2A-EXTE aircraft geometry in terms of volume, surface area and longitudinal static stability characteristics. The optimization studies performed on a real aircraft revealed that the ASO framework proposed in the present study is sufficiently stable and works well. The proposed optimization framework is designed with a general black box logic and the design tools within it can be replaced with different options. The open-source software 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 towards future multidisciplinary ASO framework.

*Sorumlu Yazar/Yazarlar / Corresponding Author/Authors : bugra.batan@tai.com.tr, salehkhairisaleh.abuhanieh@tai.com.tr,

*tamercalisir@gazi.edu.tr, sahin.yigit@tai.com.tr / Tel: +90 312 582 3421

1. Giriş (Introduction)

Günümüzde hava aracı tasarımında kullanılmak üzere sayısal analiz araçlarının geliştirilmesi, mühendislerin aerodinamik tasarım ve optimizasyon problemlerine, rüzgâr tüneli deneylerine ihtiyaç olmadan çözüm bulabilme olanağı sağlamaktadır. Bu nedenle, literatürde geleneksel hava araçlarında aerodinamik verimi yüksek ve uzun menzile daha fazla yükü daha az maliyetle taşıyabilecek tasarımlar üzerine yoğun aerodinamik şekil optimizasyon (ASO) çalışmaları yapılmaktadır [1].

Hicks vd. [2, 3] 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 yüzeyi %50 değiştirilerek çok 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. Jameson [4] kontrol teorisini aerodinamik tasarıma uygulayarak gradyan tabanlı ASO stratejisinin en önemli parçası bitişik (Adjoint) metodunu geliştirmiş ve bu sayede aerodinamik yüzeylerin geometrik sınırlarını kontrol ederek hesaplama maliyeti en az olacak şekilde optimizasyon problemlerini formüle etmek için bu metodun kullanılabileceğini göstermiştir. Drela [5] tarafından taşıma ve yunuslama momenti kısıtlarına göre bir kanat profilinin sürükleme katsayısını en aza indirme problemi, bir sınır tabaka modeli ve Euler çözücü kullanılarak çözülmüştür.

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 metodların entegre edilmesi sayesinde çok disiplinli optimizasyon, çok disiplinli tasarım optimizasyonu “Multidisciplinary Design Optimization (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 [6, 7] tarafından eğri tabanlı ağ deformasyon aracı kullanarak ses altı hızlarda viskoz olmayan akış koşullarında yüksek doğrulukta gradyan tabanlı bir optimizasyon aracı geliştirilmiştir. Bu yaklaşım ile oldukça kaliteli ağ yapıları üretirek hızlı bir şekilde sonuç elde etmişlerdir. Gagnon ve Zingg [8] başlangıç geometrisi olarak küreden başlayıp sonuçta uçan kanat konfigürasyonu elde edilebileceğini göstermişlerdir, viskoz etkiler bu çalışmada ihmal edilmiştir. Nadarajah ve Tatossian [9] geliştirdikleri 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.

Michigan Üniversitesinde oluşturulan araştırma grubu “MDOLab”, “MACH” adında hibrit duyarlılık analizi yapabilen ve gerekli kısmi türevleri etkin bir şekilde hesaplayıp otomatik türev alabilen, yüksek doğrulukta ve istikrarlı bir şekilde çalışan aerodinamik ve yapısal optimizasyon aracı geliştirmişlerdir [10]. Böylece Adjoint yöntemi ile viskoz olmayan Euler tabanlı HAD çözücüsünü birleştirip aerodinamik optimizasyon aracının gerekli hesaplama gücü ve bellek ihtiyacı azaltılmıştır. Sonrasında, Lyu vd. [11] Euler tabanlı çözücü

yerine “Reynolds-Averaged Navier-Stokes (RANS)” [12] tabanlı “TAPENADE” çözücüsünü ve türbülans modellerini ekleyerek optimizasyon aracı üzerinde iyileştirmeler yapmışlardır. Lyu vd. [13] başka bir çalışmada “NASA Common Research Model (CRM)” uçak kanadını kullanarak ASO üzerinde çalışan araştırmacıların sonuçlarını birbiriyle kıyaslamasına fırsat tanıyan bir dizi problemde oluşan bir vaka çalışması yapmışlardır. Bu vaka çalışmasında tek nokta optimizasyon metodu ile farklı hücum açılarında 720 adet serbest biçimli deformasyon “Free Form Deformation (FFD)” kontrol noktalarını tasarım değişkeni olarak kullanarak CRM kanadının sürükleme katsayısını %8,5 oranında azaltmayı başarmışlardır. Sonrasında, Mader ve Martins [14] 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 [15] taşıma kuvveti, ağırlık, yunuslama momenti ve perdövites (stall) hızını içeren kısıtlamalara göre kanadın sürükleme katsayısını minimum yapacak sayısal optimizasyon metodu üzerinde çalışmışlardır. Bons vd. [16] bir 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. Göv vd. [17] çalışmalarında kanat profilini uçuş esnasında değiştirerek farklı hücum açılarında en yüksek performansı elde etmeyi amaçlamışlardır. Çanlioğlu ve Kara [18] sayısal çalışmalarında kanat profilinin aerodinamik özelliklerinin geliştirilmesi amacıyla sentetik jet eyleyici kullanmışlardır. Bu kapsamda, en uygun frekans ve jet orifis çapının bulunmasını amaçlamışlardır. Çırpın kanatlı hava araçlarının daimi olmayan akışı Yılmaz vd. [19] tarafından deneysel olarak incelenmiştir. Bu kapsamda, farklı hava hızları, hücum açısı ve çırpma frekanslarında aerodinamik parametreleri ele almışlardır.

MDO ve ASO teknikleri geleneksel olmayan uçan kanat hava aracı konfigürasyonunun tasarım uzayını keşfetmek amacıyla etkili bir şekilde kullanılmaktadır ve bu alanda geliştirmeye açık büyük bir potansiyel vardır. Geleneksel hava aracı konfigürasyonlarına göre aerodinamik olarak daha verimli olan uçan kanat konfigürasyonunu daha verimli hale getirmek için Lyu ve Martins [20] “MACH” optimizasyon aracını kullanarak transonik rejimde, Boeing tarafından üretilmiş uçan kanat hava aracı [1] üzerinde sürükleme kuvvetini en aza indirmek için bir dizi optimizasyon çalışması yapmışlardır. Sonuçlar, uçan kanat hava araçlarının geleneksel uçak konfigürasyonlarından daha verimli olma potansiyelini göstermiş ve bu alanda daha fazla araştırma ve geliştirme için bir temel sağlamıştır. Liou vd. [21] gömülü tahrik sistemine sahip N3-X hibrit uçan kanadının aerodinamik tasarımını ve motor yuvalarının ASO çalışmalarını sunmuşlardır. Ses altı hızlarda çalışan sivil ulaşım uçaklarında sürükleme katsayısında virgülden sonraki dördüncü basamakta yapılan 1 sayılı azalmanın, uçağa yaklaşık olarak 90 kg fazla faydalı yük taşıma kapasitesi sağlayabileceğini göstermişlerdir.

Yukarıda verilen çalışmalar Gradyan tabanlı optimizasyon metodlarını kullanmışlardır. Ancak, literatürde yapılan ASO çalışmalarında Genetik Algoritma (GA) gibi Gradyan tabanlı olmayan optimizasyon metodları da sıklıkla kullanılmaktadır. Zingg vd. [22] tarafından yapılan çalışmada GA ile tasarım uzayındaki optimal bölgelerin çabuk bir şekilde bulunabildiğini ancak en iyi çözüme yaklaştıkça yakınsama hızının düşük olduğunu ortaya koymuşlardır. Obayashi vd. [23, 24] tarafından transonik akış rejiminde üç boyutlu bir kanadın şekil optimizasyonunu Evrimsel Algoritma (EA) kullanarak yapmışlardır. Bu çalışmada transonik seyir halinde minimum kanat kalınlığını koruyarak kanadın taşıma-sürükleme oranının maksimize edilmesini amaçlamışlardır.

Sasaki ve Morikawa [25] çok amaçlı ayarlanabilir aralıklı GA (ARMOGA) kullanarak sesüstü hızlarda optimizasyon yapmışlardır. Geliştirilen ARMOGA'nın geniş tasarım uzayında uyumlu sonuçlar verdiğini doğrulamışlardır. Hashimoto vd. [26] RANS çözücü ile ARMOGA'yı kullanarak yüksek kanatlı uçak konfigürasyonları için gövde ve kanat için taşıma kuvvetinin optimize edilmesi üzerine çalışmışlardır. Chiba vd. [27] ARMOGA ile yüksek doğrulukta çok disiplinli optimizasyon için GA kullanarak bir dizi optimizasyon çalışması yapmıştır. Bu çalışmada kanat yüzeyinin şekli korunurken kanat profilini, büküm ve dihedral dağılımlarını değiştirerek transonik bir bölgesel jet uçağının kanadını aerodinamik, yapısal ve aeroelastisite açısından çok disiplinli olarak optimize etmeye çalışmışlardır. Aerodinamik hesaplar için hem Euler hem de RANS çözümleri kullanılmıştır. Yapısal ve aeroelastisite değerlendirmesi için NASTRAN ticari yazılımı HAD çözücüsü ile entegre edilmiştir. Geleneksel olarak tasarlanmış orijinal hava aracına göre optimizasyon sonucu ortaya çıkan tasarımın yakıt tüketiminde %3,6 daha iyi olduğunu ortaya koymuşlardır. Peigin ve Epstein [28] bir gövde kanat uçağının sürüklenme katsayısını minimum yapmak için tek ve çok noktali birden fazla kısıtlama kullanarak bir optimizasyon çalışması yapmışlardır. Kullandıkları optimizasyon tekniğinde GA için lineer olmayan kısıtlamaların verimli bir şekilde çalışması için "Düşük Meritebe Metodu" ("Reduced Order Method (ROM)") kullanmışlardır. Üç noktali 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 için istikrarlı ve doğru şekilde çalışan HAD çözücüsünün gerekliliğinden bahsetmişlerdir. Peifeng vd. [29] hem düşük hem de yüksek doğrulukta 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 örnekleme "Latin Hypercube Sampling (LHS)" [30] 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 "Response Surface Method (RSM)" [31] ve GA'yı birlikte kullanmışlardır. Tersine tasarımda doğrudan iteratif yüzey eğriliği "Direct Iterative Surface Curvature (DISC)" metodu [32, 33] ile RANS çözücüsünü birleştirmişlerdir. Sonuçta elde edilen tasarımın 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 vd. [34] 200 yolcu kapasiteli 3 farklı uçan kanat hava aracının parametrik geometrisini oluşturup 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.

Mevcut çalışmada verilen geniş literatür özeti, geleneksel tasarım yöntemleriyle karşılaştırıldığında ASO yöntemlerinin tasarım süresini ve maliyetini azaltarak geleceğin hava araçlarının kavramsal tasarım süreçlerine çok büyük katkılar sağladığını göstermektedir. Açık kaynaklı çözümler ile yapılan ASO çalışmaları literatürde mevcuttur [10, 11, 13, 14, 16, 20, 27, 49, 50, 51, 56]. Ancak hem optimizasyon çerçevesi olarak hem de ASO çerçevesindeki tüm bileşenlerin açık kaynaklı olduğu çalışmalara literatürde pek fazla rastlanmamaktadır. Literatürdeki açık kaynaklı ASO çalışmalarından farklı olarak bu çalışmada, önerilen optimizasyon çerçevesi, genel kara kutu (black

box) mantığıyla tasarlanmış olup farklı seçeneklerle değiştirilebilme imkanına sahiptir. Örneğin bu çalışmada gösterilen yüksek doğrulukta HAD analizleri panel metot çözümünü yapan bir çözücü ile değiştirilerek, aynı optimizasyon çerçevesi çalıştırılabilir. Bu durumda da aynı optimizasyon çerçevesi düşük doğrulukta bir ASO yapabilen (kavramsal tasarım) bir araca dönüşebilmektedir. Bu çalışmada tasarlanan ASO çerçevesinde yer alan açık kaynak yazılımlar başka tasarım araçları ile yer değiştirilebilir olup farklı havacılık uygulamalarında ve hava araçlarının ön tasarım aşamalarında kolaylıkla kullanılabilir. Bu konuda literatürde bulunan açığı kapatmak amacıyla mevcut çalışma yürütülmüştür. Bu kapsamda, mevcut çalışmanın asıl amaçları aşağıdaki gibidir:

- Ticari lisans kullanılmasını gerektirmeyen açık kaynaklı bir parametrik ASO çerçevesi geliştirmek;
- Geliştirilen bu ASO çerçevesinin her bileşenin nasıl çalıştığını göstermek;
- Geliştirilen bu ASO çerçevesini gerçek bir kanat (ONERA M6) ve uçak geometrisinde (N2A-EXTE) test etmektir.

2. Yöntem (Method)

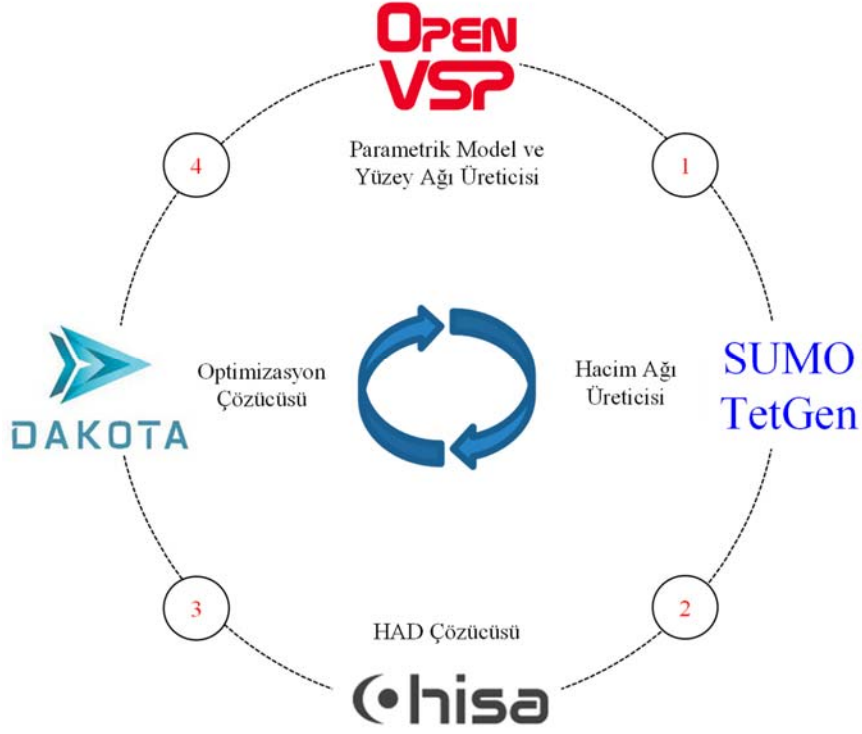
Bu çalışmada tasarlanan optimizasyon çerçevesi Şekil 1'de sunulmuştur ve 4 basamaktan oluşmaktadır. İlk adımda OpenVSP [35] yazılımı kullanılarak hava aracı için bir parametrik model ve sonrasında yüzey ağ yapısı oluşturulmuştur. İkinci adımda ise oluşturulan yüzey ağ yapısı kullanılarak SUMO (Surface Modelling) [36] ve TetGen [37] yazılımları ile hacim ağ yapısı oluşturulmuştur. Sonrasında açık kaynak OpenFOAM [38] tabanlı HAD çözücüsü olan "High Speed Aerodynamic (HiSA) solver" [39, 40] 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 analizlerden elde edilen sonuçlar optimizasyon aracı DAKOTA (Design Analysis Kit for Optimization and Terascale Applications) [41] tarafından okunmakta ve genetik algoritma kullanarak amaç fonksiyonunu (C_L/C_D) maksimum yapmak için bir sonraki çevrim adımı için yeni şekil parametreleri hesaplanmaktadır. Optimizasyon döngüsü durma kriterine ulaşıncaya kadar devam ettirilmiştir. Ayrıca bu çalışmada tasarlanan optimizasyon çerçevesine benzer bir metodoloji kullanılarak serbest biçim deformasyonu (FFD) ile bir insansız hava aracı pervanesinin optimizasyonu Yiğit vd. [42] tarafından yapılmış ve optimizasyon çerçevesinin iyi bir şekilde çalıştığı ortaya konmuştur. Mevcut çalışmada, Yiğit vd. [42] tarafından yapılan çalışmadan farklı olarak tasarım uzayını küçültmek için parametrik modelleme yöntemi kullanılmıştır.

2.1. Parametrik Model ve Yüzey Ağ Oluşturma (Parametric Model and Surface Mesh Generation)

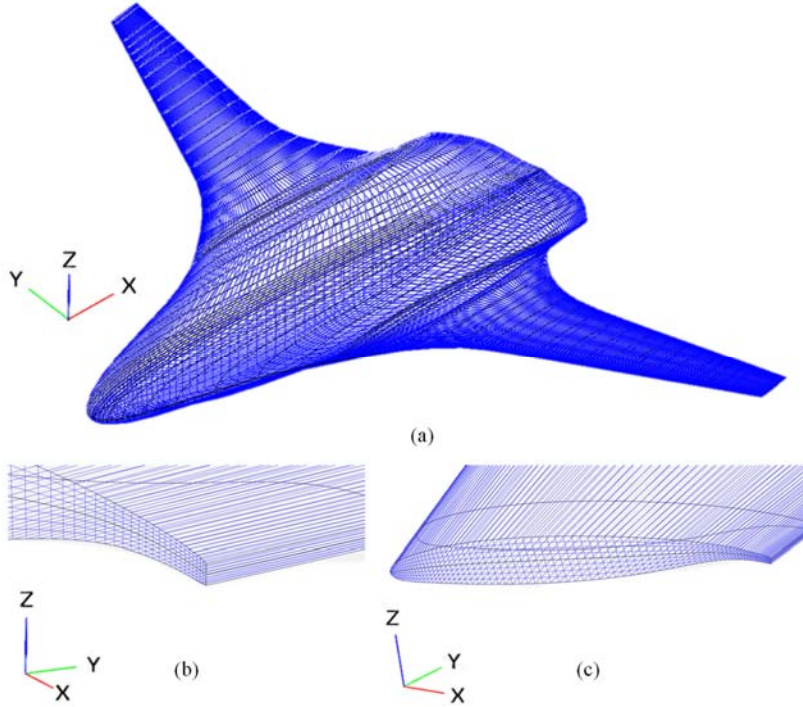
OpenVSP (Open Vehicle Sketch Pad) NASA tarafından 2012 yılında geliştirilmiş, tasarımcıların çeşitli havacılık çalışmalarında kullanabilecekleri üç boyutlu uçak modellerini hızlı bir şekilde oluşturmasına imkân tanıyan bir parametrik geometri oluşturma aracıdır [35]. OpenVSP'de kanat ve gövde gibi uçağın ana bileşenleri önceden tanımlanmış şekilde parametrik olarak modellenebilir ve uçak geometrisine kolaylıkla birleştirilebilir. Bu parametrik modelleme kabiliyeti OpenVSP aracına kararlılık kazandırmaktadır. Şekil 2'de OpenVSP kullanılarak üretilmiş olan N2A-EXTE uçağının parametrik modeli sunulmuştur. OpenVSP'nin önemli bir özelliği ise oluşturduğu parametrik model için yüzey ağıma da üretebilmesidir. Şekil 3'te N2A-EXTE uçağı için OpenVSP ile üretilmiş yüzey ağı görülmektedir.

2.2. Hacim Ağ Yapısı Oluşturma (Volume Mesh Generation)

SUMO [36] yazılımı içerisinde yüzey modelleme ve yapılandırılmamış ağ oluşturmak için geometri bileşenleri



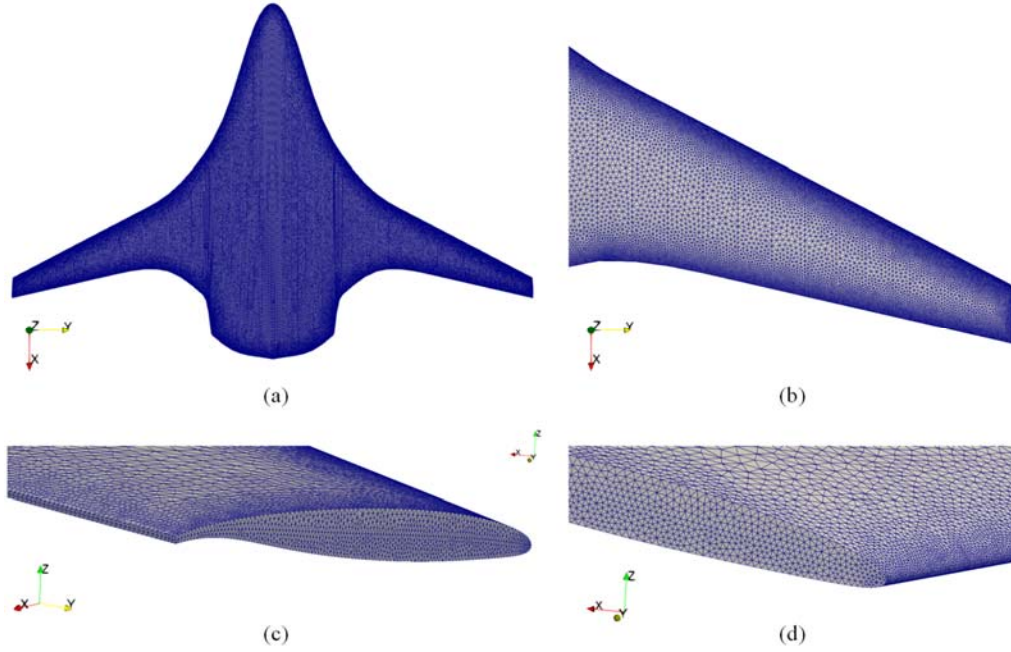
Şekil 1. Optimizasyon çerçevesinin şematik gösterimi (Schematic representation of the optimization framework)



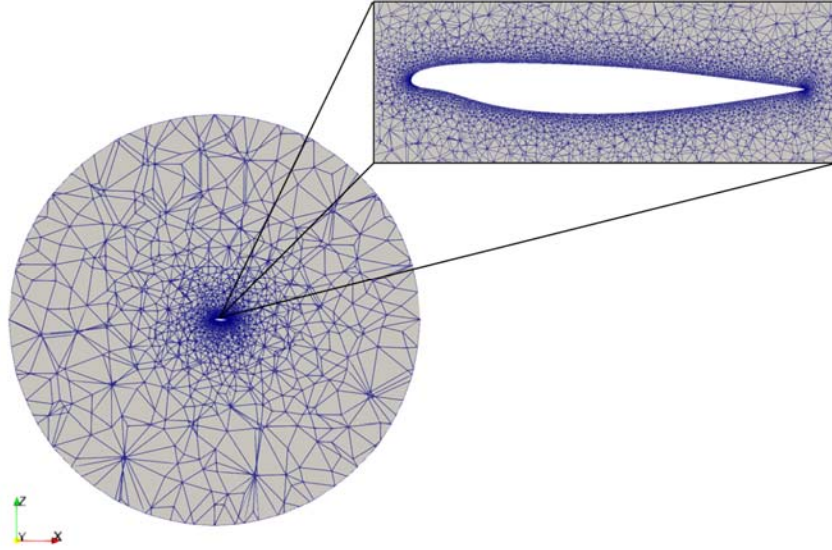
Şekil 2. OpenVSP yazılımında oluşturulmuş N2A-EXTE hava aracı parametrik modeli (a) firar kenarı (b) ve kanat ucu detayı (c) (N2A-EXTE aircraft parametric model created in OpenVSP software (a) trailing edge (b) and wing tip detail (c))

bulunmaktadır. Eğri ve yüzey geometrisine sahip nesnelerin aynı anda birden fazla yüzeyleri için kesişmeleri 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. Şekil 4'te N2A-EXTE uçağının dış akış aerodinamiğinin modellenebilmesi için gerekli SUMO ve TetGen [37] kullanılarak atılmış hacim ağı görülmektedir.



Şekil 3. N2A-EXTE hava aracı için OpenVSP yazılımında oluşturulmuş bir yüzey ağı (a) kanat (b) firar kenarı (c) ve kanat ucu detayı (d) (A surface mesh created in OpenVSP software for the N2A-EXTE aircraft (a) wing (b) trailing edge (c) and wing tip detail (d))



Şekil 4. Y eksenini normalinde ($y=0$) için hacim ağı kesiti (Volume mesh slice at $y=0$ normal to the y -axis ($y=0$))

2.3. Matematiksel Model (Mathematical Model)

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. 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 [43]. Eş. 2'de verildiği gibi akı vektörü (\vec{F}), konvektif akı (\vec{F}_c) ve viskoz akı (\vec{F}_v) olarak ikiye ayrılmaktadır [42]. Mevcut çalışmada viskoz etkiler

ihmal edildiği için akı vektörü Eş. 3'deki gibi konvektif akı vektörüne eşit hale gelmiştir. Ayrıca konvektif akı vektörü (\vec{F}_c) kartezyen koordinat sisteminde Eş. 4'deki gibi yazılabilmektedir. Konservatif değişkenler vektörü (\vec{W}), Eş. 5'de verilen uç boyutta beş bileşenden oluşmaktadır.

$$\frac{\partial \vec{W}}{\partial t} + \vec{\nabla} \cdot \vec{F}(\vec{W}) = \vec{Q}(\vec{W}) \quad (1)$$

$$\vec{F}(\vec{W}) = \vec{F}_c(\vec{W}) + \vec{F}_v(\vec{W}) \quad (2)$$

$$\vec{F}(\vec{W}) = \vec{F}_c(\vec{W}) \quad (3)$$

$$\vec{F}_c = \begin{bmatrix} \rho u \\ \rho u^2 + \vec{p} \\ \rho uv \\ \rho uw \\ (\rho E + p)u \end{bmatrix} \hat{i} + \begin{bmatrix} \rho v \\ \rho v^2 + \vec{p} \\ \rho vw \\ \rho vw \\ (\rho E + p)v \end{bmatrix} \hat{j} + \begin{bmatrix} \rho w \\ \rho w^2 + \vec{p} \\ \rho wv \\ \rho wv \\ (\rho E + p)w \end{bmatrix} \hat{k} \quad (4)$$

$$\vec{W} = \begin{pmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ \rho E \end{pmatrix} \quad (5)$$

Kütle, momentum ve enerji korunum denklemlerini temsil eden Euler denklemleri ve Eş. 6’da verilen ideal gaz denklemi [43] Şekil 5’te gösterilen ilgili sınır koşulları kullanılarak sıkıştırılabilir akış için kararlı durumda eş zamanlı olarak çözülmüştür.

$$P = \rho RT \quad (6)$$

Burada $t, \vec{W}, \vec{F}, \vec{F}_c, \vec{F}_v, \vec{Q}, \rho, u, v, w, E, \vec{p}, P, R, T$ sırasıyla zaman, konservatif değişkenler, akı vektörü, konservatif akı vektörü, viskoz akı vektörü, kaynak terimi, yoğunluk, x yönündeki hız bileşeni, y yönündeki hız bileşeni, z yönündeki hız bileşeni, birim kütle başına toplam enerji, basınç akısı vektörünü, statik basıncı, ideal gaz sabitini ve sıcaklığı ifade etmektedir.

Hesaplama hacmi Şekil 5’te görüldüğü üzere küresel bir şekilde ve N2A-EXTE hava aracının boyunun 30 katı büyüklüğünde oluşturulmuştur. Standart sıkıştırılabilir OpenFOAM çözücülerinin kararlılık ve doğruluk sorunları bulunmaktadır [44]. Fakat ASO çalışmaları oldukça kararlı bir çözücü gerektirmektedir. Bu nedenle mevcut çalışmada HAD analizleri transonik rejim için HiSA [39, 40] çözücüsü kullanılarak gerçekleştirilmiştir. Konvektif terimin ayrıştırılmasında ikinci dereceden “AUSM+-up” şeması [45], gradyan terimleri için ise ikinci dereceden “Gauss linear” kullanılmıştır [45]. Yüksek hızlarda (0.8 Mach gibi) atalet kuvvetleri viskoz kuvvetlere göre daha baskın hale gelmektedir. Transonik rejimde şok dalgalarının oluşumundan kaynaklanan dalga sürüklenme bileşeninin oluşması ile basınç sürüklemesini artmaktadır. Buna ek olarak artan serbest akış Reynolds sayısı sonucunda sınır tabakanın incilmesi ile yüzey sürtünmesi katsayısı azalmaktadır. Düz ve

pürüzsüz levha üzerinde hem laminar hem türbülanslı akış için Reynolds sayısı arttıkça yüzey sürtünme katsayısının azaldığı literatürde açıkça ortaya konmuştur [47]. Ayrıca Navier-Stokes denklemleri boyutsuz formda yazıldığında artan Reynolds sayısı ile viskoz terimlerin denklemdaki etkisi azalmaktadır [47]. 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. Ayrıntıları Tablo 1’de verilen 3 farklı Euler ağı kullanılarak Tablo 3’de belirtilen uçuş koşullarına ek olarak hücum açısı 1°-6,5° arasında her 0,5° için bir dizi HAD analizi yapılmıştır ve Şekil 6’da verilen sürüklenme poları grafiği oluşturulmuştur. Şekil 6’da açıkça görüldüğü gibi hücre sayısı arttıkça mevcut sonuçlar Boeing [48] tarafından elde edilen sonuçlara yakınlık göstermektedir.

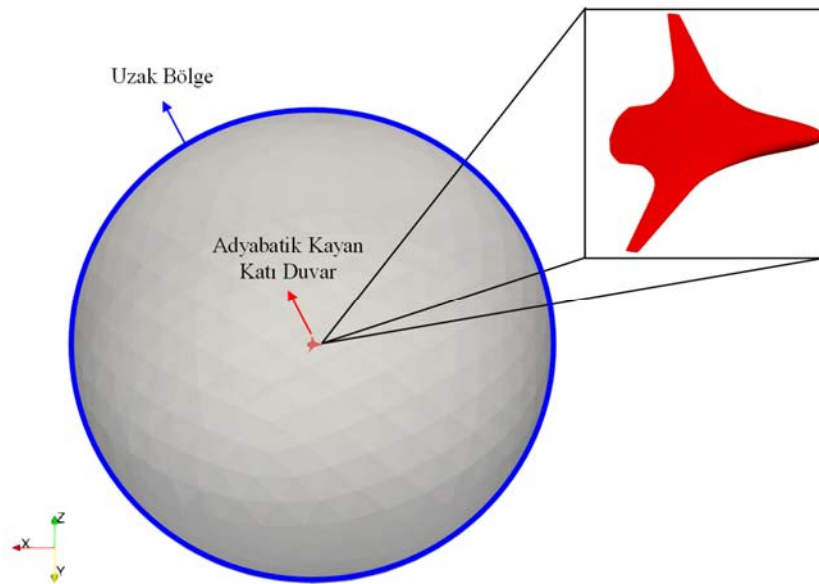
Tablo 1. Euler ağı yapılarında kullanılan hücre sayıları (Mesh numbers in Euler mesh structures)

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

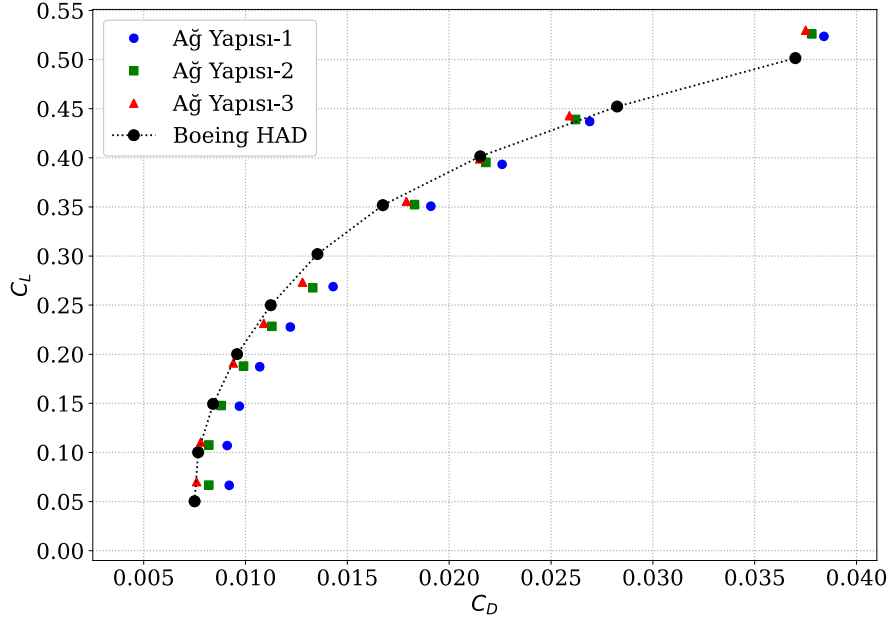
0,8 Mach gibi yüksek hızlarda yüksek hücum açılarında hava aracının üst yüzeyinde güçlü şoklar meydana gelmektedir ve bunlar akış ayrılmasına yol açmaktadır. Bu bilgi doğrultusunda, hücum açısı arttıkça mevcut sonuçlar ile Boeing [48] sonuçları arasında farklılıklar olduğu Şekil 6’da görülmektedir. Şekil 6’daki sürüklenme polar grafiğinde özellikle Ağ Yapısı 3 ile elde edilen sonuçlar, Boeing tarafından yapılan çalışmadaki sonuçlar ile genel olarak bir uyumluluk göstermektedir. Bu bilgiler ışığında aerodinamik katsayılar açısından doğrulama çalışması N2A-EXTE hava aracı için tamamlanmıştır.

2.4. Optimizasyon Problemi (Optimization Problem)

Optimizasyon işlemleri açık kaynak tabanlı optimizasyon çözücüsü DAKOTA kullanılarak gerçekleştirilmiştir. N2A-EXTE hava aracı için taşıma katsayısının sürüklenme katsayısına oranı (C_L/C_D) amaç fonksiyonu olarak seçilmiştir. Şekil 7’de genel aerodinamik optimizasyon problemi için iteratif bir akış şeması sunulmuştur. N2A-



Şekil 5. Hesaplama hacmi ve sınır koşulları (Computational domain and boundary conditions)



Şekil 6. Mevcut sonuçlar ile Boeing [48] sürüklenme poları karşılaştırılması
(Comparison of drag polar of the present and Boeing [48] results)

Tablo 2. N2A-EXTE optimizasyon problemindeki tasarım değişkenleri (Design variables of the N2A-EXTE optimization problem)

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

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 Şekil 8’de görüldüğü üzere toplamda 9 adettir. Bu değişkenlerin alt ve üst sınırları (orijinal geometri değerlerinden ±%10 olacak şekilde) Tablo 2’de verilmiştir. Optimizasyonda amaç fonksiyonu ve tasarım değişkenleri literatürdeki benzer optimizasyon çalışmaları [29, 34, 49-51] göz önünde bulundurularak belirlenmiştir. Mevcut çalışmada, N2A-EXTE hava aracı Tablo 3’te verilen seyir uçuş koşullarında 9 farklı tasarım değişkeni için gradyan tabanlı olmayan tek amaçlı genetik algoritma kullanılarak optimize edilmiştir. DAKOTA bu çalışmada kara kutu olarak kullanılmıştır.

Optimizasyon probleminin genetik algoritma kullanılarak çözümlenmesinde etkili olan parametreler aşağıda maddeler halinde verilmiştir;

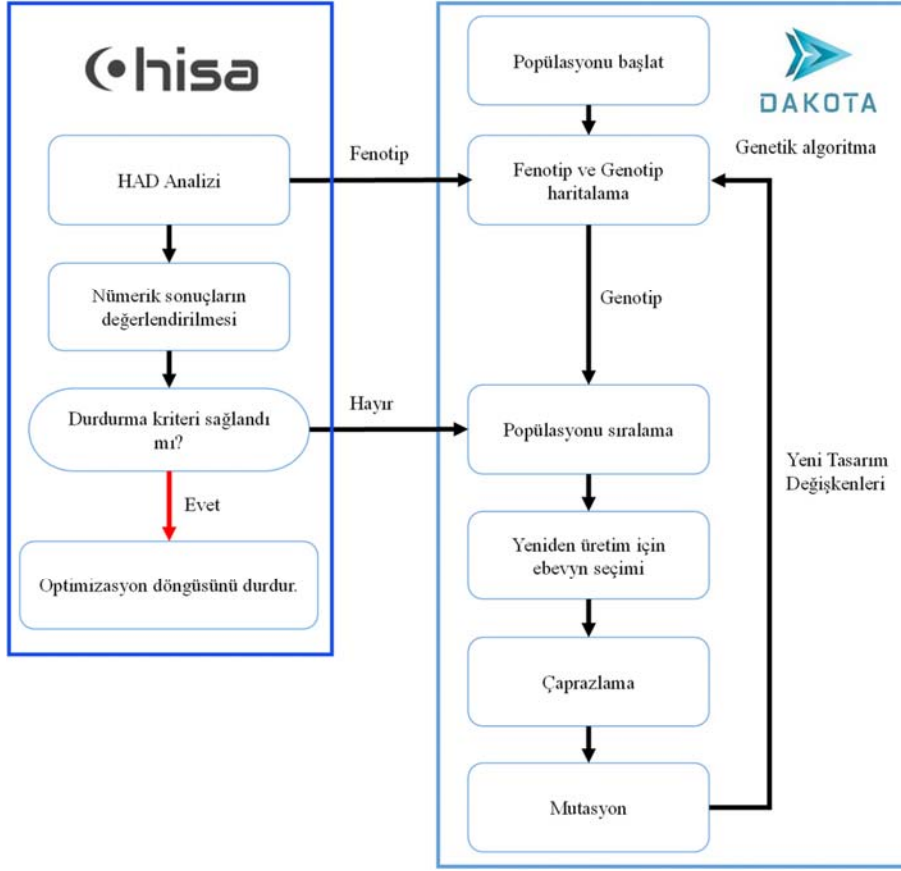
- GA popülasyon büyüklüğü,
- Seçim yöntemleri,
- Genetik işlemler (çaprazlama ve mutasyon)
- Genotip-fenotip eşlemesi,
- Problem tanımı için yeterli tasarım kısıtlamaları
- Hesaplama kaynağı

Genotip-fenotip eşleştirmesi GA’ların performansında önemli bir etkidir [52]. Genotip birey seçiminde kullanılan kuralları belirleyen genetik planları temsil eder ve tasarım uzayının keşfedilmesinde anahtar bir roledir. HAD analizlerinden elde edilen sonuçlardan yararlanarak çözüm fenotipi DAKOTA tarafından oluşturulur. Genotip daha sonrasında fenotip ile eşleştirilerek aerodinamik amaç fonksiyonunun performansını arttıracak veya azaltacak şekilde değiştirilmektedir. Optimizasyon aracı DAKOTA ve optimizasyon algoritmaları hakkında detaylı bilgi [41]’da verilmiştir.

Optimizasyon döngüsünün her adımında belirlenen tasarım değişkenlerine ve geometrik kısıtlamalara göre amaç fonksiyonunun (C_L/C_D) maksimize edilmesi amaçlanmaktadır. Taşıma katsayısı (C_L) ve sürüklenme katsayısı (C_D) sırasıyla Eş. 9 ve Eş. 10 kullanılarak hesaplanmıştır [43].

$$C_L = \frac{F_L}{\frac{1}{2}\rho_\infty U_\infty^2 S} \quad (9)$$

$$C_D = \frac{F_D}{\frac{1}{2}\rho_\infty U_\infty^2 S} \quad (10)$$



Şekil 7. Bu çalışmada kullanılan aerodinamik şekil optimizasyonu için genetik algoritma yapısının şematik diyagramı (Schematic diagram of the genetic algorithm structure for aerodynamic shape optimization used in the present work)

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. 11'deki gibi integrali alınarak hesaplanmaktadır [53]. Eş. 11'de kalın nokta ile belirtilen operatör, vektör çarpımını ifade etmektedir. Viskoz etkiler ihmal edildiği için viskoz stres tensörü kuvvet hesabına katılmamıştır ($\tau = 0$). Toplam aerodinamik kuvvet hesaplandıktan sonra, taşıma ve sürüklenme kuvvetleri sırasıyla Eş. 12 ve Eş. 13'de verildiği şekilde bulunmaktadır [54].

$$\vec{F} = \int_{kanat} (\tau + p\vec{I}) \cdot d\vec{S} = \sum_{i=0}^{nf(kanat)} (\tau_i + p_i\vec{I}) \cdot \vec{S}_i \quad (11)$$

$$\vec{F}_L = \vec{F} \cdot \vec{n}_{taşıma} \quad (12)$$

$$\vec{F}_D = \vec{F} \cdot \vec{n}_{sürüklenme} \quad (13)$$

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.

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. 14'te verilmiştir [54].

$$C_m = \frac{M}{\frac{1}{2}\rho_\infty U_\infty^2 S \bar{c}} \quad (14)$$

Burada M , ρ_∞ , U_∞ , S ve \bar{c} sırasıyla yunuslama momentini, serbest akış bölgesindeki akışkanın yoğunluğu, akışkanın hızını, yüzey alanını ve veter uzunluğunu (Şekil 13'deki c uzunluğu) 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. 15'te verilmiştir [54].

$$C_{m_\alpha} = \frac{\Delta C_m}{\Delta \alpha} < 0 \quad (15)$$

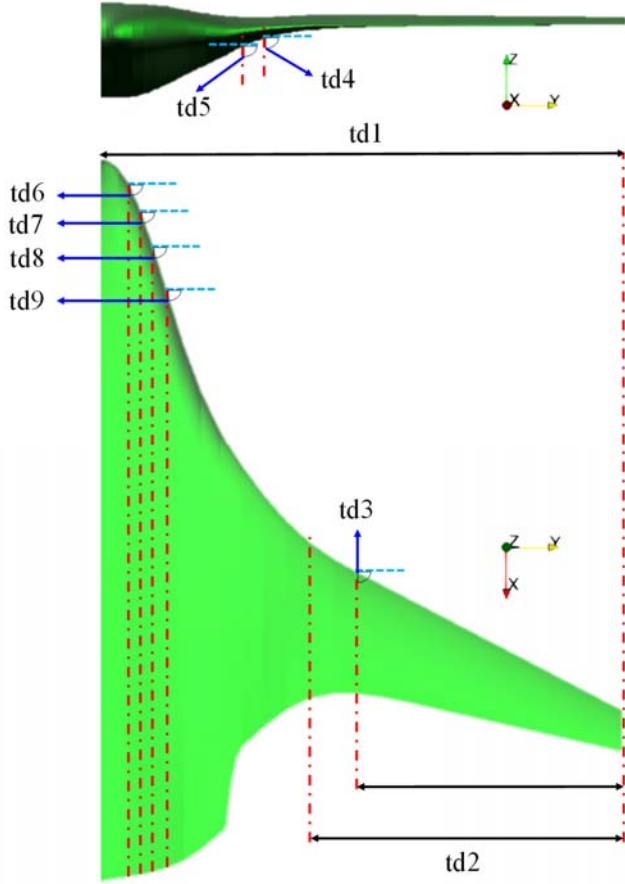
Eş. 15'deki denklem küçük değişimler kabulü ile Eş. 16'daki gibi yeniden yazılabilir [54]. Hava araçlarının kararlı olduğunu söyleyebilmek için hücum açısında pozitif bir değişiklik olduğunda yunuslama momentinde negatif bir değişiklik olması gerekmektedir. Dolayısıyla kararlı hava araçlarının C_{m_α} değerinin negatif olması beklenmektedir.

$$C_{m_\alpha} = \frac{dC_m}{d\alpha} < 0 \quad (16)$$

2.5. Optimizasyon Çerçevesinin Doğrulanması (Validation of Optimization Processes)

Doğrulama çalışmaları kapsamında ilk olarak literatürde var olan sayısal çalışma [48] kullanılarak, mevcut ASO çerçevesi içerisinde bulunan HAD modeli doğrulanmıştır. İkinci olarak mevcut çalışmada geliştirilen ASO çerçevesi kullanılarak, transonik seyir durumunda literatürde yaygın olarak kullanılan ONERA M6 kanat geometrisi optimize edilmiştir. ASO çalışmasında başlangıç ve son geometri için amaç fonksiyonunun değişim grafiği Şekil 9'da sunulmuştur. 200 değerlendirme sonucunda, amaç fonksiyonu (C_L/C_D) yaklaşık %17,92

oranında göreceli olarak maksimize edilmiştir, sonuçlar Tablo 4'de sunulmuştur. Buna ek olarak optimizasyon döngüsünde ağ üreticisi her değerlendirmede başarıyla ağ oluşturamamıştır. Optimizasyon döngüsünün sürekliliğini sağlamak için ağ üreticisinden kaynaklanan hatalarda amaç fonksiyonu başlangıç geometrisinin taşıma-sürüklenme oranı alınarak bir sonraki değerlendirmeye geçilmiştir.



Şekil 8. N2A-EXTE uçağı için kanat boyunca farklı kesitlerde tasarım değişkenlerinin gösterimi
(Illustration of design variables at different sections along the body for the N2A-EXTE aircraft)

Tablo 3. N2A-EXTE hava aracı seyir uçuş koşulları
(Cruise flight conditions for the N2A-EXTE aircraft)

N2A-EXTE Seyir için Uçuş Koşulları [48]		
Akış Parametreleri	Birimler	Değerler
Mach sayısı	-	0,8
Reynolds sayısı	-	1,4E+08
İrtifa	[ft]	39.000
Serbest akış hızı	[m/s]	237,82
Hücum açısı	[°]	3,514
Kayma açısı	[°]	0
Ses hızı	[m/s]	297,28
Dinamik viskozite	[kg/ms]	1,44E-05
Referans uzunluk	[m]	26,5176
Referans alan	[m ²]	925,195
Basınç	[Pa]	17.860
Sıcaklık	[K]	219,95
Yoğunluk	[kg/m ³]	0,2829

Tablo 4. ONERA M6 kanadının optimizasyon sonuçları
(Optimization results of ONERA M6 wing)

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 5 dakikada tamamlanmıştır. Optimize edilmiş ve başlangıç kanat geometrileri için tasarım parametreleri Tablo 5'de sunulmuştur. Başlangıç ve optimize edilmiş kanat yüzeyleri için elde edilen basınç katsayısı konturları ve kanat üzerindeki Mach konturları Şekil 10'da verilmiştir.

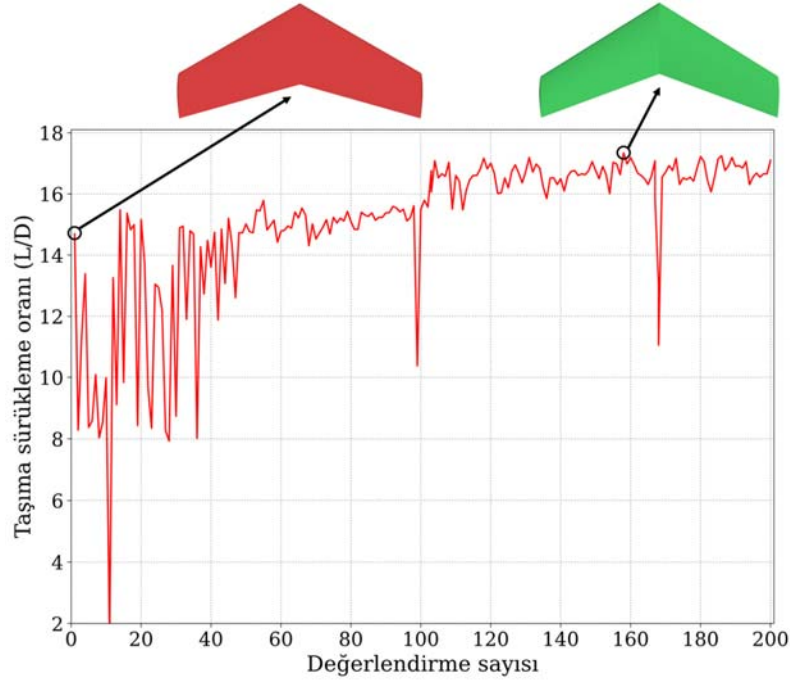
Şekil 10a ile kıyaslandığında Şekil 10b'de optimize edilmiş geometride şok gücünün (yani hücum kenarındaki mavi bölgede) başlangıç geometrisine kıyasla daha zayıf olduğu gözlemlenmiştir. Ayrıca Şekil 10d'de açıkça görüldüğü üzere kanat üzerindeki süperonik bölge, Şekil 10c'deki başlangıç geometrisindeki süperonik bölgeye göre daha küçük olduğu gözlemlenmiştir. Bu nedenle, taşıma 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. Tablo 5'de en-boy oranı, kanat ok açısı ve sivrilme oranı parametrelerinin ilk geometriye kıyasla arttığı, kanat ucu veter uzunluğu ve büküm parametrelerinin ise azaldığı açıkça görülmektedir. Bu çalışmada elde edilen kanat üstündeki şok gücünün azaltılması ve geometrik değişimler benzer şekilde Demir vd. [55], Pustina vd. [56], Djeddi [57], Zhang vd. [58] ve Dam vd. [59] tarafından da bulunmuştur.

3. Optimizasyon Sonuçları (Optimization Results)

Optimizasyon işlemine başlamadan önce tasarım uzayının keşfedilmesi literatürde önerilen bir yaklaşımdır [52]. Bu sebepten dolayı ilk önce Tablo 2'de belirtilen tasarım parametreleri ve sınırları için LHS yaklaşımı kullanılarak optimizasyon amacı güdülmeyen tasarım uzayından eşit dağılımlı noktalar seçilerek örnekleme işlemi yapılmıştır. Amaç fonksiyonunun değişim grafiği Şekil 11a'da, orijinal N2A-EXTE hava aracı geometrisi Şekil 11b'de ve tasarım uzayının keşfedilmesi sonucu elde edilen aerodinamik performansı iyi olan Tasarım-1, Şekil 11b'de sunulmuştur. Elde edilen bu en iyi tasarım değişkenleri optimizasyon sürecinde yakınsamayı hızlandırması için başlangıç tasarım noktaları olarak kullanılmıştır.

Şekil 12a'da N2A-EXTE hava aracı için her optimizasyon değerlendirmesinde amaç fonksiyonunun değişimini göstermektedir. Değerlendirme sayısı arttıkça amaç fonksiyonunun iyileştiği Şekil 12a'da açıkça görülebilmektedir. Mevcut iyileştirmeler orijinal geometri ile kıyaslanmıştır. Ayrıca yaklaşık 600 değerlendirme sonrasında problem yakınsama karakteristiği göstermektedir. Ancak 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.

Tasarım uzayından seçilen 3 örnek tasarımın iyileştirme değerleri Tablo 6'da sunulmuştur. Boyutsuz aerodinamik katsayılar Tablo 3'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



Şekil 9. Amaç fonksiyonun değerlendirme sayısına göre değişimi (Variation of the objective function versus the number of evaluations)

Tablo 5. ONERA M6 tasarım değişkenlerinin karşılaştırılması (Comparison of design variables of ONERA M6 wing)

Tasarım değişkenleri	Başlangıç geometrisi	Optimize edilmiş geometri
Kanat en boy oranı	1.90	2,0769
Kanat ok açısı (°)	30.0	31,901
Sivrilme oranı	0,5622	0,5896
Kanat ucu veter uzunluğu (m)	0,5622	0,5210
Kanat büküm açısı (°)	0	-1,9550

incelenmiştir. Bu inceleme sonucunda C_L değeri yükselirken, C_D değeri azalmasından dolayı Tasarım-1 en uygun tasarımlardan birisi olarak seçilmiştir. DAKOTA yazılımında yer alan tek amaçlı genetik algoritmada 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'ten fazla bir iyileştirme sağlamıştır. Başlangıç ve optimizasyon sonucunda ortaya çıkan hava araçları görsel olarak Şekil 12'de verilmiştir.

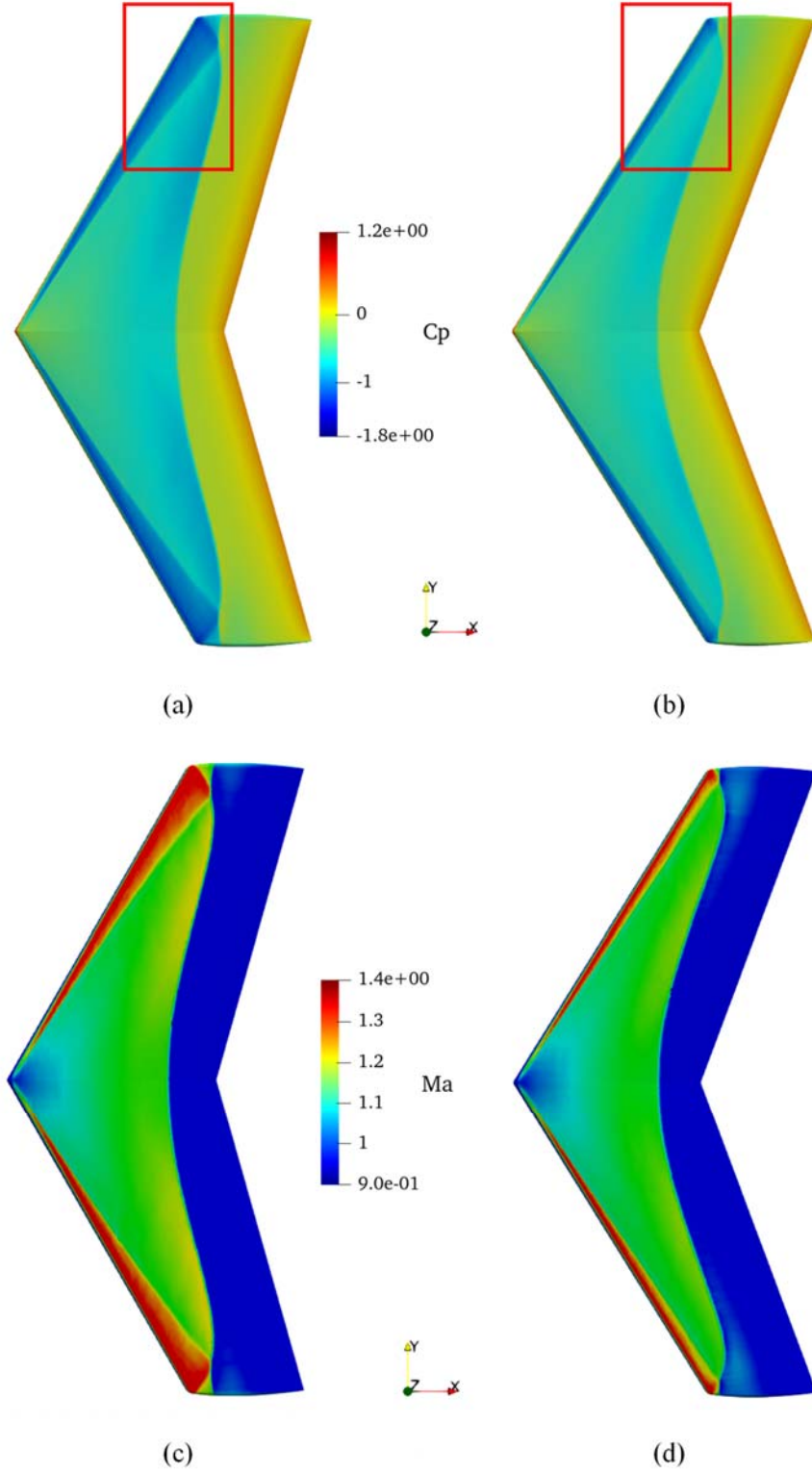
Tasarım uzayının keşfedilmesi ve optimizasyon işlemleri sonucunda oluşturulan hava araçlarının tasarım parametrelerinin, başlangıç N2A-EXTE geometrisi ile karşılaştırılması Tablo 7'de verilmiştir. Seçilen 3 örnek tasarım için de kanat açıklığının, gövde ok açılarının, kanat büküm açısının ve kanat ok açısının arttığı gözlemlenmiştir.

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. Ayrıca tasarımların hacim ve yüzey alanı olarak karşılaştırılması Tablo 8'de sunulmuştur. Elde edilen sonuçlarda başlangıç geometrisine göre hacim ve yüzey alanları arttığı Tablo 8'de açıkça görülmektedir. Bu durum optimize edilmiş hava araçlarında yolcular

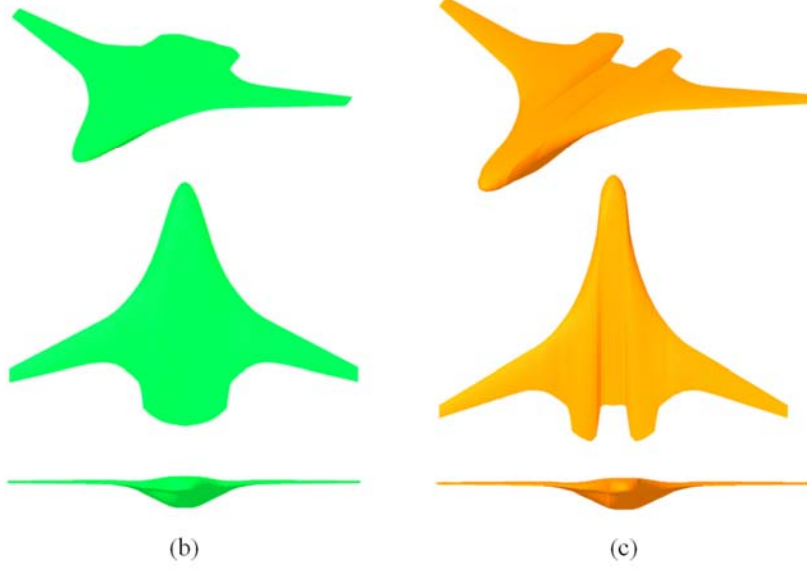
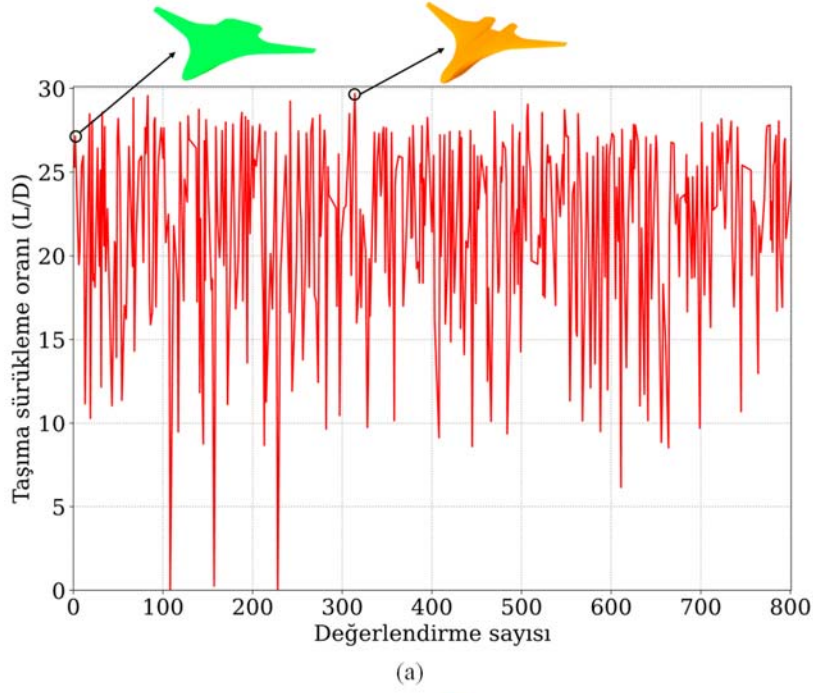
için ayrılmış kabin bölgesinin yeterli hacim ve alana sahip olduğunu göstermiştir.

Buna ek olarak optimizasyon sonucunda elde edilen tasarımlardaki iyileştirmelerin kaynağı araştırılmıştır. Tüm tasarımlar için seyir durumundayken hava aracı üzerinde oluşan süperonik bölge Şekil 13'de verilmiştir. Kanat üstünde oluşan süperonik bölge tüm geometrilere benzerlik göstermektedir. Ancak başlangıç geometrisi ile kıyaslandığı zaman bu süperonik bölgelerin optimize edilmiş hava araçlarında azaldığı Şekil 13'de açıkça görülmektedir. Şekil 13d'de Tasarım-3 hariç olmak üzere diğer tüm tasarımlarda gövdede şok oluştuğu gözlemlenmiştir. Ancak Tasarım-1 ve Tasarım-2 hava araçlarında gövde üzerinde oluşan şok bölgeleri büyük oranda azalmıştır. Kanat üzerindeki süperonik bölgenin küçülmesi ve gövdede şok oluşmaması durumunda hava aracının dalga sürüklenme bileşenini azaltmıştır.

Ayrıca elde edilen tüm tasarımlarda Şekil 14'te gösterilen kanat boyunca 4 farklı kesitte C_p değerleri elde edilmiştir ve bunların birbiri ile karşılaştırılması Şekil 15'de grafik olarak sunulmuştur. Bu kesitler her tasarım için kendi kanat açıklığına göre hesaplanmıştır. Şekil 15b ve Şekil 15c'de açıkça görüldüğü üzere başlangıç geometrisinde daha güçlü bir şok oluşurken optimize edilmiş tasarımlarda belirtilen kesitlerde şok gücünün daha az olduğu gözlemlenmiştir. Bu sayede hava aracının dalga sürüklenmesi bileşeninde bir azalma meydana gelmiştir. Böylece taşıma-sürüklenme oranında bir iyileştirme sağlanmıştır.



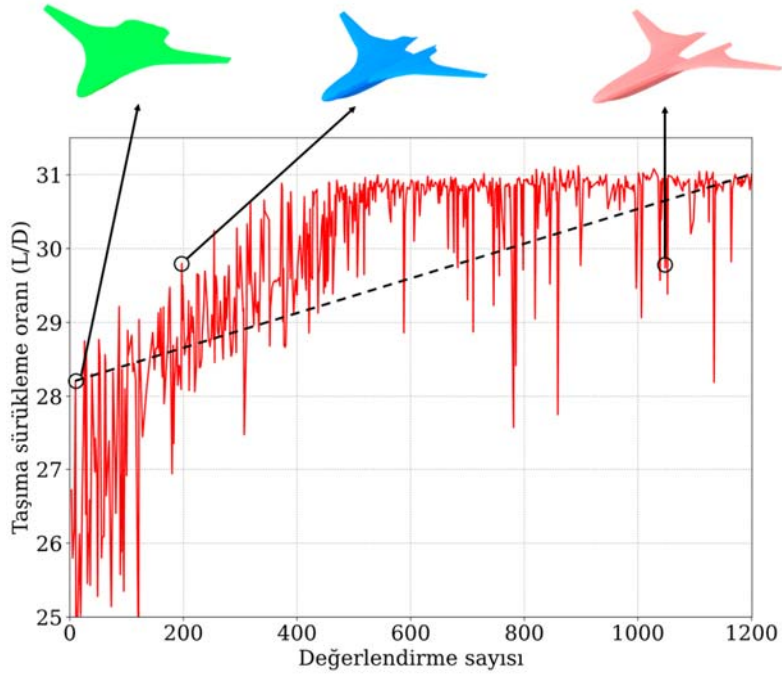
Şekil 10. Orijinal ONERA M6 kanadı (a) ile optimize edilmiş ONERA M6 kanadı (b) üzerindeki basınç dağılımının karşılaştırılması, Orijinal ONERA M6 kanadı (c) ile optimize edilmiş ONERA M6 kanadı (d) üzerindeki süpersonik bölgenin karşılaştırılması (Comparison of the pressure distribution on the original ONERA M6 wing (a) and the optimized ONERA M6 wing (b), Comparison of the supersonic region on the original ONERA M6 wing (c) and the optimized ONERA M6 wing (d))



Şekil 11. LHS örnekleme yöntemi ile amaç fonksiyonun değerlendirme sayısına göre değişimi (a) Orijinal N2A-EXTE geometrisi (b) LHS örnekleme yöntemi ile elde edilen uçak geometrisi (c)
(Variation of the objective function according to the number of evaluations with the LHS sampling method (a) Original N2A-EXTE geometry (b) aircraft geometry obtained with the LHS sampling method (c))

Seçilen 3 örnek tasarım için hücum açısında $0,5^\circ$ artırımla $3^\circ-7^\circ$ aralığında bir dizi Euler HAD analizi gerçekleştirilmiştir. Tüm analizlerde hava aracının burnu tam olarak (0,0; 0,0; 0,0) noktasına yerleştirilmiştir. Art işleminde C_m hesaplamalarında dönme noktası olarak Kawaii vd. [48] 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 16a'da, $C_{m\alpha}$ 'nın hücum açısına göre değişimi Şekil 16b'de verilmiştir. Şekil 16a'da görüldüğü üzere aerodinamik basınç merkezi optimize edilmiş (Tasarım 1-3) geometrilere kanadın arkasına doğru kaymaktadır. Bu sebeple C_m değeri negatif olarak artmaktadır ve hava aracı daha fazla burun aşağıya yunuslama hareketi yapmaktadır. Şekil 16b'ye

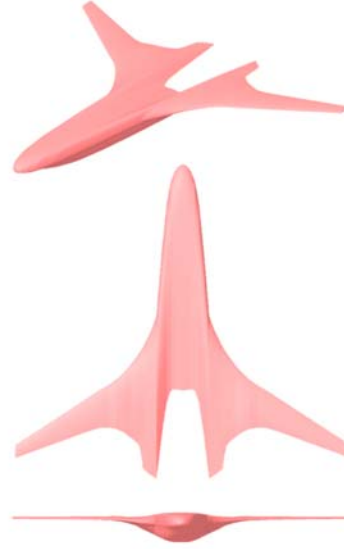
bakılarak mevcut yeni tasarımların başlangıç geometrisine göre statik olarak daha kararlı olduğu söylenebilir. Yeni tasarımların aynı kararlılık davranışı göstermesi için yani Şekil 16b'de aynı eğime sahip olması için optimize edilmiş geometride ağırlık merkezinin yerinin araştırılması gerekmektedir. Literatürde N2A-EXTE uçağı ile yapılmış bir ASO çalışması bulunmadığından elde edilen sonuçlar benzer bir çalışma ile karşılaştırılamamıştır. Ancak, elde edilen en iyi tasarım (Tasarım-3) ile Boeing [48] HAD sonuçlarının karşılaştırma sürüklenme polar grafiği Şekil 17'de verilmiştir. ASO tek noktada seyir durumu için $3,514^\circ$ hücum açısında yapılmıştır. Seyir durumundaki Boeing [48] sonuçlarına kıyasla Tasarım-3 için sürüklenme katsayısında önemli bir düşüş olduğu Şekil 17'de açıkça görülebilir.



(a)



(b)



(c)

Şekil 12. Amaç fonksiyonun değerlendirme sayısına göre değişimi (a) optimizasyon sonucunda elde edilen Tasarım-2 (b) ve Tasarım-3 (c) uçak geometrileri (Variation of the objective function according to the number of evaluations (a) Design-2 (b) and Design-3 (c) aircraft geometries obtained as a result of optimization)

Tablo 6. N2A-EXTE optimizasyon sonuçları (Optimization results of N2A-EXTE)

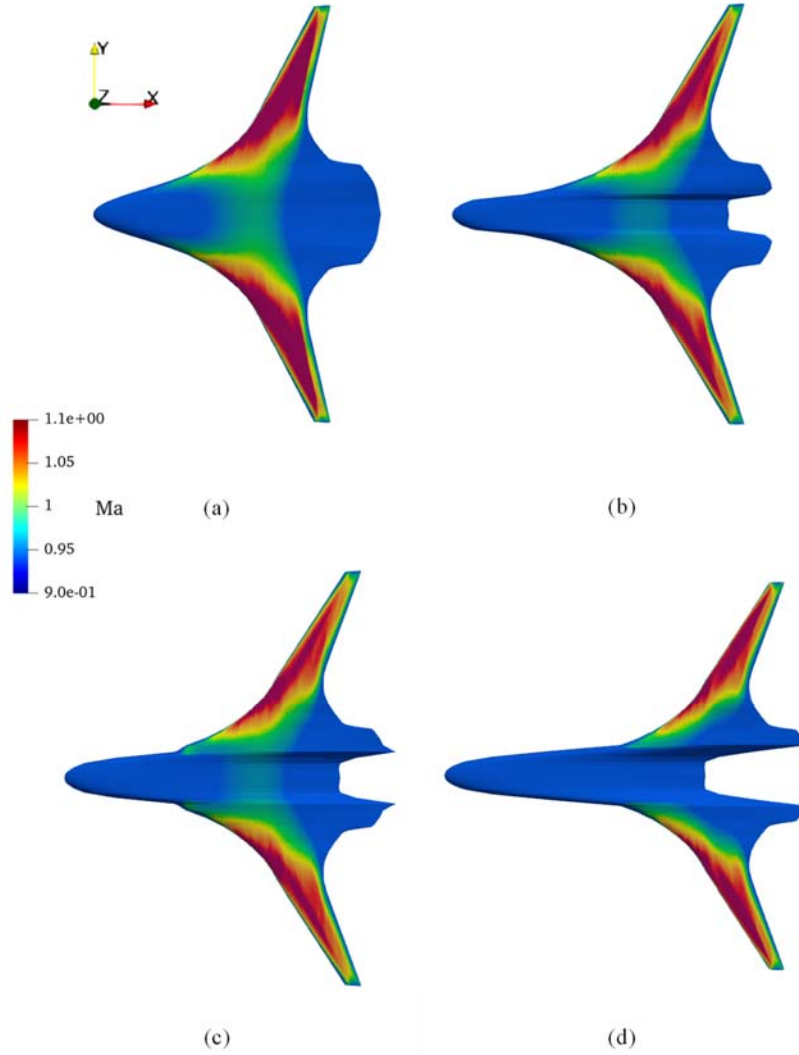
Amaç fonksiyonu: Taşıma-sürüklenme oranını (L/D) maksimum yapmak						
Geometri	L/D	L/D farkı [%]	C_L	C_L farkı [%]	C_D	C_D farkı [%]
Orijinal	28,2134	-	0,262424	-	0,00930139	-
Tasarım-1	29,5683	4,80	0,267881	2,08	0,00905973	-2,66
Tasarım-2	29,7710	5,52	0,259510	-1,11	0,00871682	-6,28
Tasarım-3	29,7389	5,41	0,259598	-1,08	0,00872924	-6,15

Tablo 7. N2A-EXTE tasarım değişkenlerinin karşılaştırılması (Comparison results for design variables of N2A-EXTE)

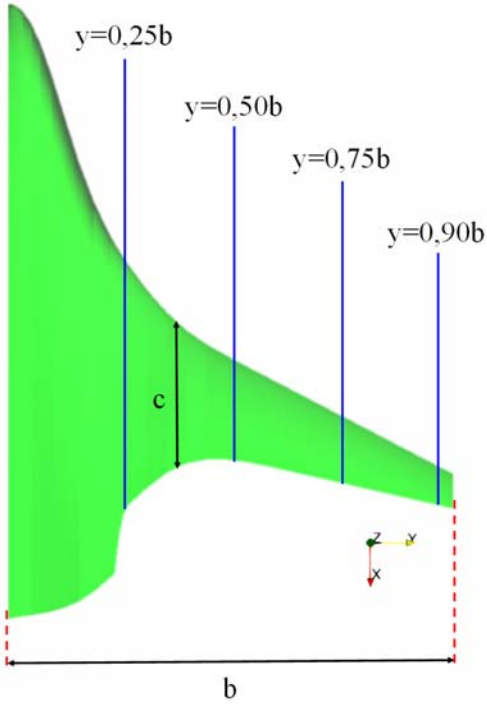
Kısaltma	Tasarım değişkenleri	Başlangıç geometrisi	Tasarım-1	Tasarım-2	Tasarım-3
td1	Kanat açıklığı (m)	64,996	68,233	67,379	66,587
td2	Büküm açısı (°)	0,0	0,045	0,035	1,340
td3	Ok açısı (°)	28,160	31,050	33,120	33,120
td4	Bağlanma açısı (°)	6,820	6,450	5,590	6,150
td5	Bağlanma açısı (°)	4,100	3,880	3,540	4,790
td6	Ok açısı (°)	65,310	69,380	68,440	69,210
td7	Ok açısı (°)	70,630	84,040	80,480	80,200
td8	Ok açısı (°)	72,820	77,490	84,340	84,340
td9	Ok açısı (°)	72,610	72,670	58,180	85,160

Tablo 8. N2A-EXTE tasarımları için hacim ve yüzey alanı karşılaştırması (Volume and Surface area comparison for N2A-EXTE designs)

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



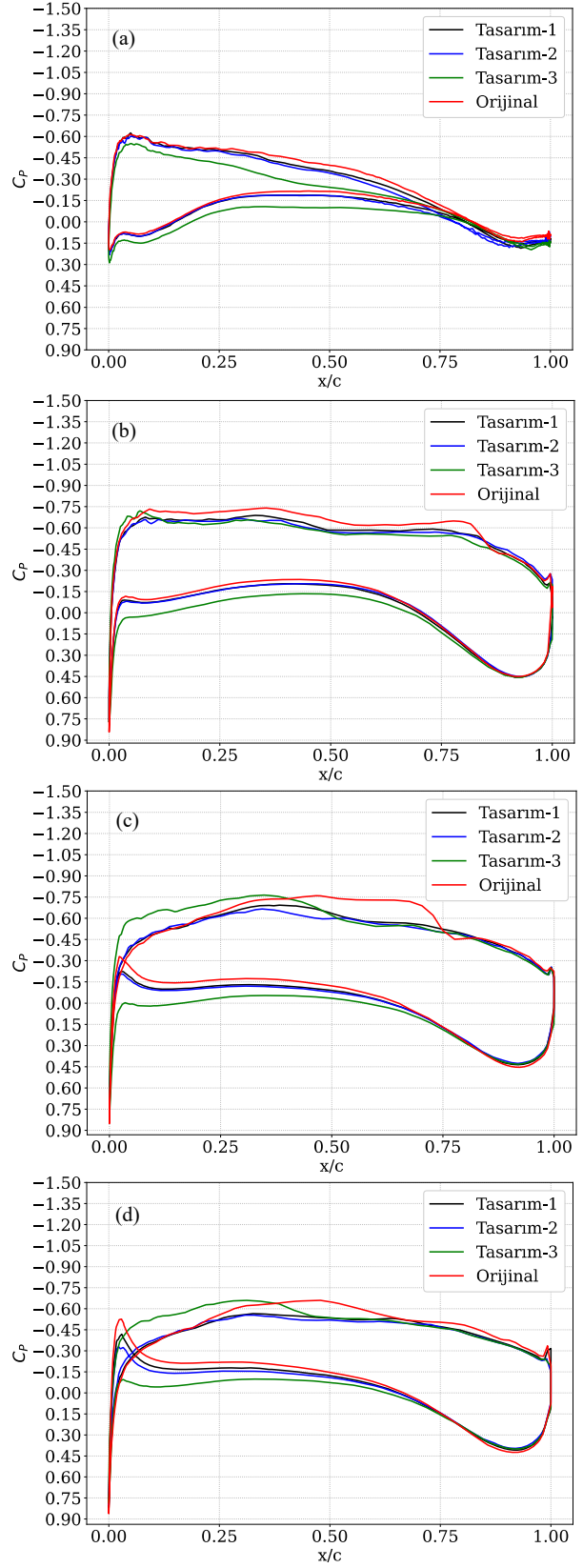
Şekil 13. Hava araçları üzerindeki Mach konturlarının karşılaştırılması (a) Orijinal N2A-EXTE geometrisi, (b) Tasarım-1, (c) Tasarım-2, (d) Tasarım-3 (Comparison Mach number contours on the aircrafts (a) The original N2A-EXTE geometry, (b) Design-1, (c) Design-2, (d) Design-3)



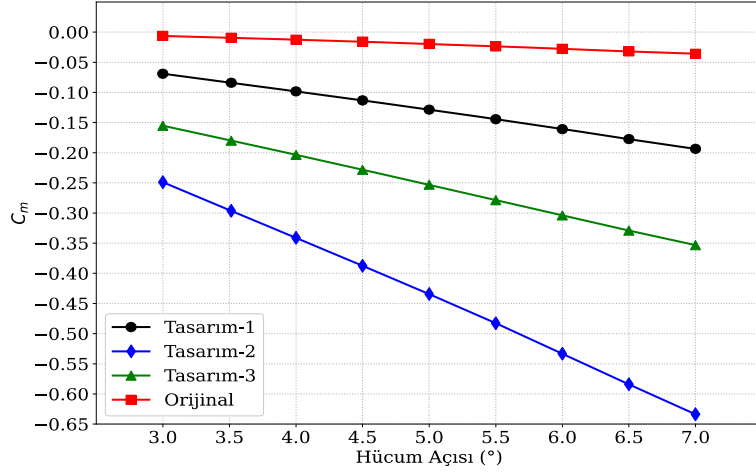
Şekil 14. C_p hesaplaması için kullanılan dört kesit
(The used four sections for C_p calculation)

4. Simgeler (Symbols)

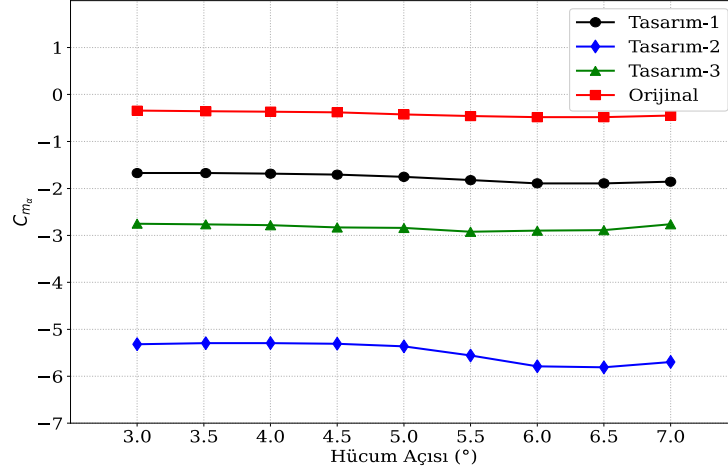
b	: Kanat açıklığı (m)
c	: Veter uzunluğu (m)
C_D	: Sürüklenme katsayısı
C_L	: Taşıma katsayısı
C_p	: Basınç Katsayısı
C_m	: Yunuslama moment katsayısı
C_{m_α}	: Hücum açısına göre yunuslama momentinin değişimi
\bar{c}	: Ortalama veter uzunluğu (m)
E	: Toplam iç enerji (J)
f	: Her bir yüzey elemanı
\vec{F}	: Toplam kuvvet (N)
F_L	: Taşıma kuvveti (N)
F_D	: Sürüklenme Kuvveti (N)
\vec{i}	: Birim vektör
L/D	: Taşıma-sürüklenme oranı
Ma	: Mach sayısı
\vec{n}	: Normal vektörü
\vec{p}	: Basınç vektörü
P	: Statik 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)
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



Şekil 15. Gövde boyunca farklı kesitlerdeki C_p değerlerinin karşılaştırılması (a) $y = 0,25b$, (b) $y = 0,50b$, (c) $y = 0,75b$, (d) $y = 0,90b$ (Comparison of C_p values at different sections along the body (a) $y = 0,25b$, (b) $y = 0,50b$, (c) $y = 0,75b$, (d) $y = 0,90b$)

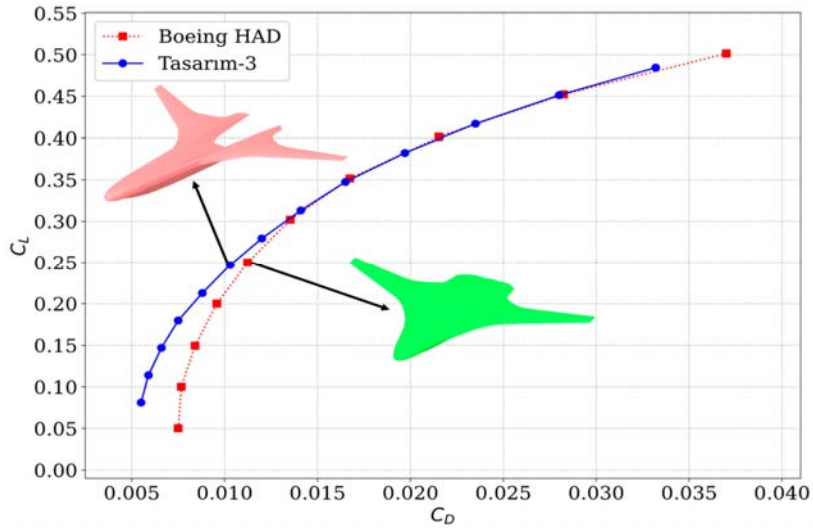


(a)



(b)

Şekil 16. Elde edilen tasarımlar için yunuslama momenti katsayısının hücum açısı ile değişimi (a) ve yunuslama momentinin hücum açısı ile değişim hızı (b) (Variation of pitching moment coefficient with angle of attack for obtained designs (a) and rate of change of pitching moment with angle of attack (b))



Şekil 17. En iyi tasarım ile Boeing [48] sürüklenme polar sonuçlarının karşılaştırılması (Comparison of the best design and Boeing [48] drag polar results)

4.1. Yunan Harfleri (Greek symbols)

α	: Hücüm açısı (°)
ρ_{∞}	: Yoğunluk (kg/m ³)

4.2. Kısaltmalar (Abbreviations)

ARMOGA	: Uyarlanabilir aralıklı çok amaçlı bir genetik algoritma (Adaptive range multi-objective genetic algorithm)
ASO	: Aerodinamik şekil optimizasyonu
CRM	: (Common research model)
DAKOTA	: Optimizasyon çözücüsü (Design analysis kit for optimization and terascale applications)
DISC	: Doğrudan iteratif yüzey eğriliği (Direct iterative surface curvature)
EA	: Evrimsel algoritma
FFD	: Serbest biçim deformasyonu (Free form deformation)
GA	: Genetik algoritma
HAD	: Hesaplamalı akışkanlar dinamiği
HiSA	: (High speed aerodynamic solver)
LHS	: Latin hiperküp örnekleme (Latin hypercube sampling)
MDO	: Çok disiplinli tasarım optimizasyonu (Multidisciplinary design optimization)
OpenFOAM	: (Open field operation and manipulation)
OpenVSP	: (Open vehicle sketch pad)
RANS	: (Reynolds averaged navier stokes)
ROM	: Düşük mertbe metodu (Reduced order method)
SUMO	: (Surface modelling)

5. Sonuçlar (Conclusions)

Bu çalışmada, öncelikle N2A-EXTE uçağı için transonik rejimde sayısal bir model oluşturulmuş ve sayısal sonuç kullanılarak doğrulanmıştır. Visköz etkilerin ihmal edildiği bu sayısal model, taşıma-sürüklenme oranını iyileştirmek için açık kaynaklı bir HAD tabanlı parametrik ASO çerçevesi ile ONERA M6 kanadının ASO için kullanılmıştır. ASO çerçevesi sayesinde transonik rejimde ONERA M6 kanadının taşıma-sürüklenme oranı göreceli olarak %17,92 oranında iyileştirilmiştir. Bu optimizasyon döngüsü, herhangi bir lisansa ihtiyaç duymadan her türlü aerodinamik yüzey ve akış koşullarında optimizasyon uygulamaları için kolayca kullanılabilir. İlk aşamada jenerik bir kanat üzerinde yapılan çalışmalarla ASO çerçevesinin yeterince kararlı olduğu ve iyi çalıştığı ortaya konmuştur.

Uçan kanat konfigürasyonu, mevcut geleneksel uçaklara kıyasla uygulanabilir ve daha avantajlı bir seçenek olma potansiyeline sahip alternatif bir uçak konfigürasyonudur. ASO çerçevesinin yeterince iyi çalıştığı ortaya konduktan sonra, gerçek bir uçak geometrisi olan N2A-EXTE hava aracı için transonik rejimde sayısal bir model oluşturulmuş ve sayısal sonuçlar kullanılarak doğrulanmıştır. N2A-EXTE uçan kanat konfigürasyonunun viskoz olmayan optimizasyon sonuçları, başlangıç geometrisi ile optimize edilmiş geometri arasında önemli bir sürütlenme azalması olduğunu göstermiştir. Geometrik kısıtlamalara sahip tek noktalı optimizasyon stratejisi ile başlangıç geometrisine göre taşıma-sürüklenme oranında %10'a ulaşan artış gözlemlenmiştir. Seçilen tasarımlar arasında Tasarım-2 için viskoz olmayan 29,771'lük taşıma-sürüklenme oranı (L/D) 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 sürüklenmesi 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. Elde edilen sonuçlar ile, bu çalışmada önerilen ASO çerçevesinin yeterince kararlı olduğu ve iyi çalıştığı ortaya konmuştur.

Öncelikle bu çalışmada, hava aracının sadece aerodinamik performansının artırılmasına odaklanılmıştır. Güncel literatürde ASO çalışmaları genellikle çok disiplinli olarak gerçekleştirilmektedir. Burada sunulan ASO çerçevesi 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. Önerilen ASO stratejisi kullanılarak farklı görev profilleri için yakıt tüketiminin minimize edilmesi ve görev menzilin maksimumu edilemesi 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 kullanılmaktadır. Bu nedenle ileride DAKOTA yazılımı ikame edecek açık kaynak gradyan tabanlı optimizasyon yöntemleri ASO çerçevesine entegre edilerek daha büyük tasarım uzayına sahip optimizasyon problemleri çözülebilir. Parametrik model kullanılarak yapılmış ASO çerçevesinde her değerlendirilmede 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 için serbest biçim deformasyonu (FFD) yaklaşımı kullanılarak ASO çerçevesinin kararlılığının ve hızının daha da artırılacağı öngörülmektedir.

Teşekkürler (Acknowledgement)

Yazarlar, HPC kaynaklarını sağladığı için Türk Havacılık ve Uzay Sanayii'ne (TUSAŞ) minnetle teşekkür eder.

Kaynaklar (References)

1. Liebeck R. H., Design of the blended wing body subsonic transport, Journal of Aircraft, 41 (1), 10-25, 2004.
2. İnternet: Hicks, R. M., Murman, E. M., Vanderplaats, G. N. An assessment of airfoil design by numerical optimization. Technical Report NASA TM X-3092. <https://ntrs.nasa.gov/citations/19740020369>. Yayın tarihi Temmuz 1, 1974, Erişim Tarihi: Haziran 15, 2023.
3. Hicks R. M., Henne P. A., Wing design by numerical optimization, Journal of Aircraft, 15 (7), 407-412, 1978.
4. Jameson A., Aerodynamic design via control theory, Journal of Scientific Computing, 3, 233-260, 1988.
5. Drela M., Pros and Cons of Airfoil Optimization, Frontiers of computational fluid dynamics, Editör: D. A. Caughey and M. M. Hafez, World scientific, Singapore, 363-381, 1998.
6. Hicken J. E., Zingg D. W., Aerodynamic optimization algorithm with integrated geometry parameterization and mesh movement, The American Institute of Aeronautics and Astronautics Journal, 48 (2), 400-413, 2010.
7. Hicken J. E., Zingg D. W., Induced-drag minimization of nonplanar geometries based on the Euler equations, The American Institute of Aeronautics and Astronautics Journal, 48 (11), 2564-2575, 2010.
8. Gagnon H., Zingg D., 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, Indiana-USA, 5447, 177-19 September, 2012.
9. Nadarajah S.K., Tatossian C., Multi-objective aerodynamic shape optimization for unsteady viscous flows, *Optimization and Engineering*, 11 (1),67-106, 2010.
 10. Mader C. A., Martins J. R., Alonso J. J., Van Der Weide E., ADjoint: An approach for the rapid development of discrete adjoint solvers, *The American Institute of Aeronautics and Astronautics Journal*, 46 (4), 863-873, 2008.
 11. Lyu Z., Kenway G. K., Paige C., Martins J. R., 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, California-USA, 2581, 24-27 June, 2013.
 12. Hascoët L., TAPENADE: A tool for automatic differentiation of programs, Proceedings of 4th European Congress on Computational Methods, Jyväskylä-Finland, 1-14, 24-28 July, 2004.
 13. Lyu Z., Kenway G. K., Martins J. R., Aerodynamic shape optimization investigations of the common research model wing benchmark, *The American Institute of Aeronautics and Astronautics Journal*, 53 (4), 968-985, 2015.
 14. Mader C. A., Martins J. R., Stability-constrained aerodynamic shape optimization of flying wings, *Journal of Aircraft*, 50 (5), 1431-1449, 2013.
 15. Ning S. A., Kroo I., Multidisciplinary considerations in the design of wings and wing tip devices, *Journal of Aircraft*, 47 (2), 534-543, 2010.
 16. Bons N., Mader C. A., Martins J. R., Cuco, A., Odaguil, F., 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 Society / American Society for Composites Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, Florida-USA, 106, 8-12 January, 2018.
 17. Göv İ., Doğru M. H., Korkmaz Ü., Improvement of the aerodynamic performance of NACA 4412 using the adjustable airfoil profile during the flight, *Journal of the Faculty of Engineering and Architecture of Gazi University*, 34 (2), 1109-1125, 2019.
 18. Çanlıoğlu İ. E., Kara E., Computational fluid dynamics study of lift enhancement on a NACA0012 airfoil using a synthetic jet actuator, *Journal of the Faculty of Engineering and Architecture of Gazi University*, 38 (3), 1821-1838, 2023.
 19. Yılmaz İ., Keiyinci S., Çam, Ö., Karci, A., Experimental investigation of aerodynamic parameters on flapping wing, *Journal of the Faculty of Engineering and Architecture of Gazi University*, 32 (4), 1035-1050, 2017.
 20. Lyu Z., Martins J. R., Aerodynamic design optimization studies of a blended-wing-body aircraft, *Journal of Aircraft*, 51 (5), 1604-1617, 2014.
 21. Liou M. F., Kim H., Lee B., Liou M. S., Aerodynamic design of integrated propulsion-airframe configuration of a hybrid wing body aircraft, *Shock Waves*, 29 (8), 1043-1064, 2019.
 22. Zingg D. W., Nemec M., Pulliam T. H., 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, 2008.
 23. Obayashi S., Oyama A., Nakamura T., Transonic wing shape optimization based on evolutionary algorithms, Editör: M. Valero, K. Joe, M. Kitsuregawa, and H. Tanaka, ISHPC 2000, Cilt: 1940, Berlin-Germany, Heidelberg: Springer, 178-181, 2000.
 24. Sasaki D., Obayashi S., Efficient search for trade-offs by adaptive range multi-objective genetic algorithms, *Journal of Aerospace Computing, Information, and Communication*, 2 (1), 44-64, 2005.
 25. Sasaki D., Morikawa M., Obayashi S., Nakahashi K., Aerodynamic shape optimization of supersonic wings by adaptive range multiobjective genetic algorithms, *Evolutionary Multi-Criterion Optimization: First International Conference, Zurich-Switzerland*, 639-652, 7-9 March, 2001.
 26. Hashimoto A., Jeong S., Obayashi S., Aerodynamic optimization of near-future high-wing aircraft, *Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences*, 58 (2), 73-82, 2015.
 27. Chiba K., Oyama A., Obayashi S., Nakahashi K., Morino H., Multidisciplinary design optimization and data mining for transonic regional-jet wing, *Journal of Aircraft*, 44 (4), 1100-1112, 2007.
 28. Peigin S., Epstein B., Computational fluid dynamics driven optimization of blended wing body aircraft, *American Institute of Aeronautics and Astronautics Journal*, 44 (11), 2736-2745, 2006.
 29. Li P., Zhang B., Chen Y., Yuan C., Lin Y., Aerodynamic design methodology for blended wing body transport, *Chinese Journal of Aeronautics*, 25 (4), 508-516, 2012.
 30. Giunta A., Wojtkiewicz S., Eldred M., Overview of modern design of experiments methods for computational simulations, 41st Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Nevada-USA, 649, 6-9 January, 2003.
 31. Ahn J., Yee K., Lee D. H., Two-point design optimization of transonic airfoil using response surface methodology, 37th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Nevada-USA, 403, 11-14 January, 1999.
 32. Campbell R., Smith L., A hybrid algorithm for transonic airfoil and wing design, 5th Applied Aerodynamics Conference, Monterey, California-USA, 2552, 17-19 August, 1987.
 33. Yu N., Campbell R., Transonic airfoil and wing design using Navier-Stokes codes, In 10th Applied Aerodynamics Conference, California-USA, 2651, 22-24 June, 1992.
 34. Staub F. M., Morita N., Entzinger J. O., Tsuchiya T., Aerodynamic design trade study and optimization of a blended wing body airliner, *The American Institute of Aeronautics and Astronautics Aviation 2019 Forum*, Texas-USA, 3172, 17-21 June, 2019.
 35. McDonald R. A., Gloudemans J. R., 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*, California-USA, 3-7 January, 2022.
 36. Tomac M., Eller D., Towards automated hybrid-prismatic mesh generation, *Procedia Engineering*, 82, 377-389, 2014.
 37. Hang S., TetGen, a delaunay-based quality tetrahedral mesh generator, *Association for Computing Machinery Transactions on Mathematical Software*, 41 (2), 1-56, 2015.
 38. H. G. Weller, G. Tabor, H. Jasak, C. Fureby, A tensorial approach to computational continuum mechanics using object-oriented techniques, *Computers in Physics*, 12, 620-631, 1998.
 39. High Speed Aerodynamic (HiSA) solver. <https://hisa.gitlab.io/>. Erişim Tarihi: 25.06.2023.
 40. Heys J.A.; Oxtoby O.F.; Steenkamp A., Modelling high-speed viscous flow in OpenFOAM®, In Proceedings of the 9thOpenFOAM Workshop, Zagreb-Croatia, 23-26 June, 2014.
 41. 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., and Winokur J.G., 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, November 2021.
 42. Yiğit Ş., Abuhanieh S., Biçer B., An open-source aerodynamic shape optimization application for an unmanned aerial vehicle (UAV) propeller: an open-source aerodynamic shape optimization application, *Journal of Aeronautics and Space Technologies*, 15 (2), 1-12, 2022.
 43. Blazek J., *Computational fluid dynamics: Principles and applications*, 3rd edition, Amsterdam: Butterworth-Heinemann, 5-25, 2015.
 44. Abuhanieh S., Akay H. U., Bicer B., 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, 2022.
 45. Liou M. S., A sequel to AUSM, Part II: AUSM+up for all speeds. *Journal of Computational Physics*, 214 (1), 137-170, 2006.
 46. OpenFOAM User Guide Numerical Schemes. <https://www.openfoam.com/documentation/user-guide/6-solving/6.2-numerical-schemes>. Erişim Tarihi: 28.06.2023.
 47. Fox R.W., Pritchard P.J. and McDonald A.T., *Introduction to Fluid Mechanics*, Hoboken, NJ: John Wiley & Sons, Inc, 294-440, 2011.
 48. Kawai R. T., 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-USA, 68-86, 2011.
 49. Kuntawala N. B., 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, 2010.
50. Mangano M., Multi-point aerodynamic shape optimization for airfoils and wings at supersonic and subsonic regimes, Master's Thesis, Delft University of Technology, Delft, 23-54, 2019.
 51. Versprille V. F. W., Aerodynamic shape optimization of a liquid-hydrogen-powered blended-wing-body, Master's Thesis, Delft University of Technology, Delft, 1-9, 2022.
 52. Martins J. R., Ning A., Engineering design optimization. Cambridge: Cambridge University Press, 306-316, 2021.
 53. OpenFOAM User Guide Forces. <https://www.openfoam.com/documentation/guides/latest/doc/guide-forces-forces.html>. Erişim Tarihi: 28.12.2023.
 54. Anderson J., Fundamentals of aerodynamics, 6th edition, New York: McGraw-Hill Education, 19-32, 2016.
 55. Demir G., Görgülüarslan R.M., Çelebioğlu S.A., Design of the ONERA M6 wing by shape optimization under luncertainty, Journal of the Faculty of Engineering and Architecture of Gazi University, 39 (2), 771-784, 2023.
 56. Pustina L., Cavallaro R. & Bernardini G., NERONE: An Open-Source Based Tool for Aerodynamic Transonic Optimization of Nonplanar Wings. Aerotec. Missili Spaz. 98, 85-104, 2019.
 57. Djeddi R. and Ekici K., Novel expression-template-based automatic differentiation of Fortran codes for aerodynamic optimization, AIAA Journal, 59 (1), 88-103, 2021.
 58. Zhang X., Jesudasan R. and Müller J.-D., Adjoint-based aerodynamic optimisation of wing shape using non-uniform rational B-splines, Computational Methods in Applied Sciences, 143-158. 2018.
 59. Dam B., Pirasaci T. and Kaya M., Artificial neural network based wing planform aerodynamic optimization, Aircraft Engineering and Aerospace Technology, 94 (10), 1731-1747, 2022.