

## TAM PARAMETRİK CAD MODELİ İLE TİCARİ BİR UÇAĞIN AERODİNAMİK PERFORMANS ENİYİLEMESİ

Dr. Ertan Karaismail<sup>1</sup>  
Navist Mühendislik, Ankara

Osman GARGI<sup>2</sup>  
Navist Mühendislik, Ankara

İbrahimşah ZENGİN<sup>3</sup>  
Navist Mühendislik, Ankara

### ÖZET

*Bu çalışmada, ticari bir uçağın aerodinamik performansının tam otomatik bir eniyileme döngüsünde artırılması hedeflenmiştir. Bu döngüye entegre edilen CAESES yazılımı ile farklı dizayn değişkenlerinin değişimine karşı sabit referans alanlı kanat ve yatay kuyruk tasarımları türetilerek hassas tasarım eniyilemesi yapılmıştır. Siemens Simcenter STAR-CCM+ yazılımı ile hesaplamalı akışkanlar dinamiği yöntemi kullanılarak tasarım eniyilemesinde kullanılacak aerodinamik performans verilerinin elde edilmesi sağlanmıştır. Bu çalışmanın amacı ticari bir uçakta kanat ve yatay kuyruk referans alanını sabit tutarak otomatik eniyileme yöntemi ile aerodinamik performansı en verimli modelin bulunmasıdır. Yapılan eniyileme çalışması sonucunda aerodinamik verim (L/D) %5.8 arttırılmıştır.*

### GİRİŞ

Günümüzde ticari havacılık faaliyetlerinin artmasıyla buna bağlı artan çevresel kaygılar ve havayollarının işletme maliyetleri yakıt yakma veriminin kilit rol haline gelmesindeki iki önemli faktördür (Lyu & Martins, 2014). Transonik ticari uçakların kanat tasarımları, bu tür uçakların diğer alanlara göre daha fazla faaliyet göstermeleri ve kanat üzerindeki en ufak değişimlerde yakıt yakma miktarlarında büyük değişimler göstermeleri nedeniyle oldukça önemlidir (Lyu et al., 2015a). Uçak üzerindeki akışın sayısal yöntemlerle modellenmesi tasarım sürecinde rutin olarak kullanılsa da artan bilgisayar gücü ile aerodinamik tasarım bir eniyileme döngüsüne entegre edilmeye başlanmıştır. Bu döngü içinde aerodinamik veya geometrik bir dizi kısıt ile çoğunlukla sürüklenme ya da menzil gibi bazı eniyilenecek parametrenin değerlendirilmesine olanak sağlar (Allen et al., 2018). Bu alanda farklı HAD ve eniyileme yöntemleri ile yapılmış birçok çalışma bulunmaktadır. Yüksek baypas oranlı motorlar takılabilen yüksek kanat konfigürasyonuna sahip uçaklar için optimum gövde kanat formunu bulmayı hedefleyen Hashimoto, Obayashi ve Jeong yaptıkları FFD çalışması ile ilk olarak uçak gövdesini eniyilemiş daha sonra optimum kanat konfigürasyonu için bir eniyileme çalışması yapmışlardır. Çalışma sonunda eniyilenmiş yüksek kanatlı DLR-F6 modelinin alçak kanatlı modele göre çok daha yüksek bir lift kuvveti bulmuşlardır (Hashimoto et al., 2014). Yapılan eniyileme çalışmalarında tasarım değişkenlerinin sayısındaki artış yüksek bilgisayar gücü ve maliyet ihtiyacını getirmiştir. Buna karşı Hicks ve Henne yaptıkları çalışmada kanat tasarımının sayısal eniyileme yoluyla uygulanabilirliğini test etmek amacıyla eşlenik gradyan eniyileme algoritması ile bir HAD algoritmasını entegre eden bir programla 11 dizayn değişkenine bağlı bir 3-B kanat eniyilemesi yapmışlardır. Uygulanan bu eşlenik yöntem ile sonuçları tasarım değişkeni sayısından bağımsız hale getirmiştir (Hicks & Henne, 1978). FFD yüzey deformasyonu yöntemi kullanarak 720 dizayn değişkeni kullanarak eniyileme çalışması yapan Lyu, Kenway ve Martins, çalışmanın sonucunda başlangıç tasarımına göre eniyilenmiş tasarımda %8.5 sürüklenme katsayısının azaldığını belirtmişlerdir (Lyu et al., 2015b). Bu bildirinin amacı transonik seyir hızlarındaki ticari bir uçağın kanat ve arka yatay kuyruğuna bağlı bir aerodinamik performans eniyilemesini yapmaktır. Yapılan çalışmalardaki FFD eniyileme yöntemi yerine kanadın ve yatay kuyruğun

<sup>1</sup> Dr. Ertan KARAİSMAİL, E-posta: ertan.karaismail@navist.com.tr

<sup>2</sup> Osman GARGI, E-posta: osman.gargi@navist.com.tr

<sup>3</sup> İbrahimşah ZENGİN, E-posta: ibrahimsah.zengin@navist.com.tr

tamamen parametrik olarak modellenmesiyle daha verimli bir döngü oluşturulması hedeflenmiştir. Hesaplamalı akışkanlar dinamiği ile elde edilen aerodinamik verilere bağlı olarak kanat formlarını oluşturan tasarım değişkenlerinin menzil ve yakıt yakma verimi üzerindeki etkileri incelenecektir.

## YÖNTEM

Ticari bir uçağın aerodinamik performansının artırılması amacıyla, kanat ve yatay kuyruk üzerinde eniyileme çalışması yapılmıştır. Bu çalışmanın üç aşamadan oluşan tam otomatik bir çerçevede gerçekleştirilmesi için CAESES ve Simcenter STAR-CCM+ yazılımları birlikte kullanılmıştır. Parametrik modelin oluşturulması ve eniyileme sürecinin kontrol edilmesi CAESES ile gerçekleştirilirken, hesaplamalı akışkanlar dinamiği yöntemi kullanılarak aerodinamik performansın ölçülmesi Simcenter STAR-CCM+ ile yapılmıştır.

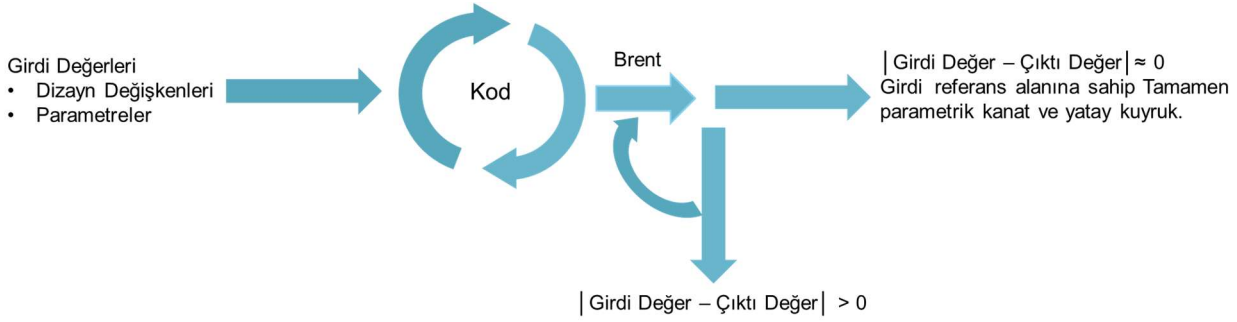
### Birinci Aşama:

Eniyileme sürecinin birinci adımı, simülasyona hazır tam parametrik bir model oluşturmaktır. Yapılan çalışmanın konusu gereği kullanılan ticari uçak modelinde gövde, dikey kuyruk ve motor yuvası bölümlerinin sonuçlar üzerindeki etkisi dikkate alınmadığından dolayı bu parçaların hazır modelleri doğrudan CAESES arayüzüne aktarılmıştır. Kanat ve yatay kuyruk tasarımları, Tablo 1'de belirtilen tasarım değişkenleri kullanılarak CAESES ile tamamen parametrik olarak modellenmiştir.

Tablo 1: Kanat ve Yatay Kuyruk Dizayn Değişkenleri ve Limit Değerleri

Dizayn Değişkeni	Alt Limit	Başlangıç Değeri	Üst Limit
Kanadın Eksenel Hareketi	13.46 m	17.46 m	21.46 m
Kanat İç Taraf Hücum Kenarı Ok Açısı	15.1°	20.1°	25.1°
Kanat İç Taraf Firar Kenarı Ok Açısı	-5°	0°	5°
İç Taraf Kanat Açıklığı	1.5 m	3.35 m	6.35 m
Yatay Kuyruk Hücum Kenarı Ok Açısı	20°	22°	24°
Yatay Kuyruk Firar Kenarı Ok Açısı	0°	4.1°	8.2°

Bu tasarım değişkenlerinin alt ve üst limitleri arasındaki değerler kullanılarak farklı tasarımlar türetilirken, CAESES yazılımı, kullanıcıların belirli parametreleri kontrol etmek amacıyla parametrik modeller içinde daha ileri (iç içe geçmiş) eniyilemeler yapmalarına olanak tanır. Bu bağlamda, tek boyutlu bir tarama algoritması olan Brent algoritması kullanılmaktadır. Brent algoritması, belirli hedeflere ulaşmak için parametrelerin eniyilenmesinde etkili bir araçtır (Harries & Abt, 2018). Bu çalışmada her tasarımdaki kanat ve yatay kuyruk varyasyonlarının aynı referans alanına sahip olması için Brent algoritması ile bir tasarım limiti tanımlanmıştır. Başlangıçta, dizayn değişkenlerine bağlı olarak oluşan tasarımların referans alanları hesaplanarak başlangıç tasarımının referans alanı ile karşılaştırılır. Sonrasında, tek boyutlu bir minimizasyon algoritması olan Brent, türetilen tasarım ve başlangıç tasarımının referans alanlarını eşitlemek için Şekil 1’de bulunan şemadaki adımları takip ederek iteratif olarak dizayn değişkenlerinin değerlerini alt ve üst limit arasında günceller.



Şekil 1: Türetilen uçak tasarımları için kullanılan yatay kuyruk ve kanat referans alan kontrol döngüsü

### İkinci Aşama:

Eniyileme döngüsünün ikinci aşaması, hesaplamalı akışkanlar dinamiği ile aerodinamik katsayıların hesaplanmasıdır. Bu aşamada yapılan tüm adımlar (simülasyon modeli, çözüm ağı ve simülasyon) Siemens Simcenter STAR-CCM+ yazılımı ile tamamlanmıştır. Şekil 2’de verilen uçak geometrisi tam simetrik olup, eniyileme çalışmasında çözüm süresini kısaltmak ve daha fazla tasarımın taranmasını sağlamak amacıyla bu simetriklikten faydalanılmıştır.

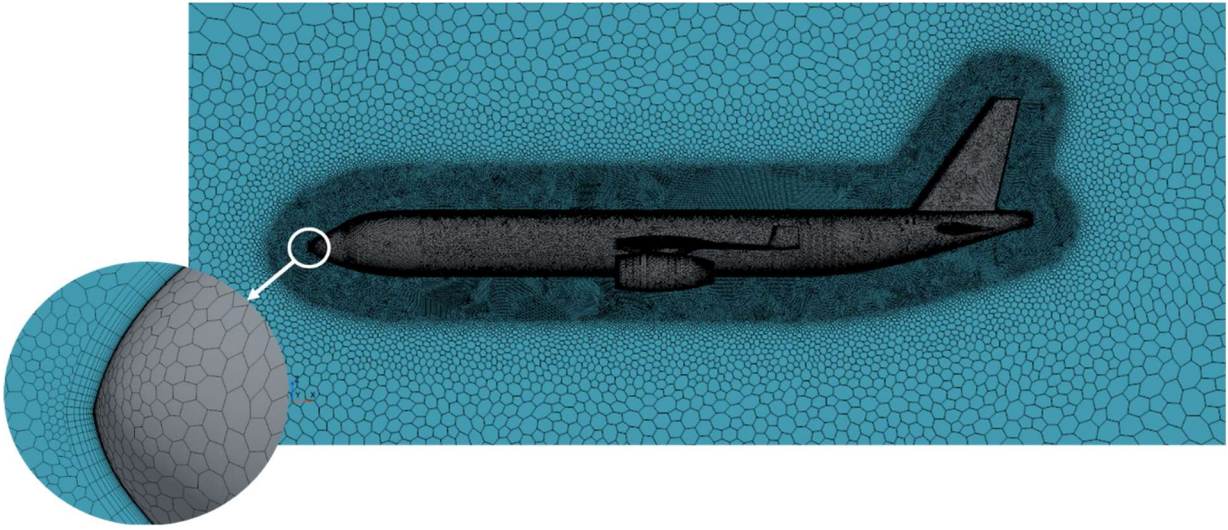


Şekil 2: Tam parametrik ticari uçak modeli

**Çözüm Ağı Ayarları:** Yapılan çalışmanın temel amacı bir eniyileme döngüsüne bağlı ilerlediğinden dolayı uzun çözüm sürelerinden kaçınılmış  $y^+ \approx 30-50$  seviyelerini kapsayacak düşük yoğunluklu bir çözüm ağı oluşturulmuştur. Çözüm ağının detayları Tablo 2’de, temsili çözüm ağı görseli Şekil 3’de verilmiştir.

Tablo 2: Çözüm Ağı Ayarları

Hücre Yapısı	Çokyüzlü
Minimum Yüzey boyutu (m)	0.1
Sınır Tabaka Katman Sayısı	15
İlk Katman Kalınlığı (m)	0.08
Hücre Sayısı	7,634,000



Şekil 3: Ticari Uçak Temsili Çözüm Ağı

**Simülasyon Ayarları:** 30,000 ft irtifada seyreden ticari uçağın maruz kaldığı ortam şartları, atmosferik şartlar ve akışkan özelliklerine bağlıdır. Bu şartlar Tablo 3 ve 4’te özetlenmiştir.

Tablo 3: 30,000 ft irtifada atmosferik koşullar

İrtifa	30,000 ft
Basınç	30090 Pa
Sıcaklık	229.73 K
Ses Hızı	303.17 m/s
Yoğunluk	0.4583 kg/m <sup>3</sup>

Tablo 4: Akışkan özellikleri

Akışkan	Hava
Sıcaklık	229.73 K
Dinamik Viskozite	1.49x10 <sup>-5</sup> kg/m-s
Yoğunluk	0.4583 kg/m <sup>3</sup>

Simülasyon Çözücü ayarları Tablo 5’te verilmiştir.

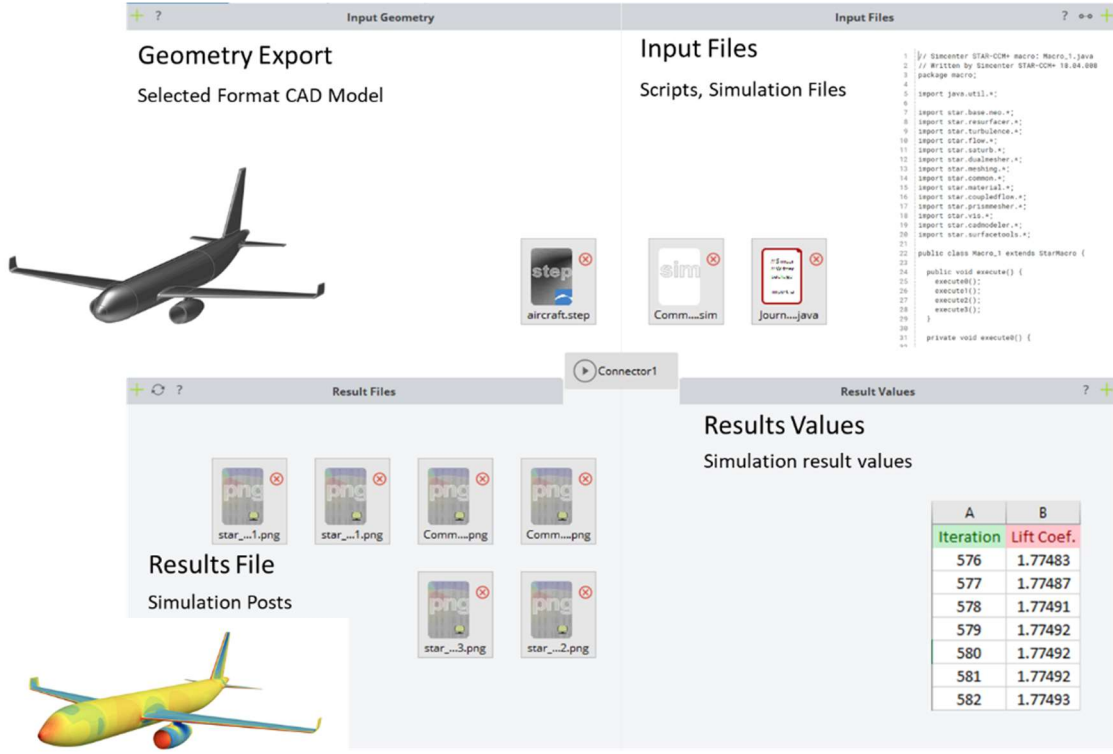
Tablo 5: Çözücü ayarları

Çözücü Yazılım	Simcenter STAR-CCM+
Akış Tipi	Sıkıştırılabilir
Çözücü	Yoğunluk Tabanlı Çözücü
Sınır Koşulu	Farfield
Zaman Yaklaşımı	Zamandan Bağımsız
Türbülans Modeli	Spalart Allmaras
Ayrıklaştırma Şeması	İkinci Derece-İleri

### Üçüncü Aşama:

Eniyileme döngüsünün üçüncü aşaması Eniyileme ve HAD aracının entegrasyonudur. CAESSES® yazılımında, toplu işlem modunda çalıştırılabilen her araç, giriş ve çıkış dosyaları aracılığıyla kolayca entegre edilebilir. Giriş dosyalarındaki herhangi bir veri ögesi etiketlenebilir ve gerektiğinde farklı bir değerle değiştirilebilir (Harries & Abt, 2018). Şekil 4’de verilen bağlantı arayüzüne ilk olarak tamamen parametrik model ve devamında Simcenter STAR-CCM+ üzerinden bir kod dizisine çevirilmiş HAD adımları ve eniyileme çalışmasında değerlendirme kriterleri olan çözüm sonuçları ve görüntüleri eklenerek Eniyileme ve HAD araçları arasında entegrasyon kurulur.

Eniyileme çalışmaları iki bölümden oluşmaktadır. İlk bölümde verimli dizayn araştırması ve parametre hassasiyet analizleri için SOBOL “tasarım uzayı keşfi” algoritması kullanılmıştır. Matematiksel temeli diğer küresel eniyileme algoritmalarına kıyasla daha güçlü olan ve yarı-rastgele bir yaklaşıma dayanan SOBOL daha verimli bir tasarım keşfi uzayı oluşturarak daha tutarlı sonuçların elde edilmesine olanak tanır (Gargi, 2023). SOBOL algoritması, kendinden önce yapılan HAD analizlerinden bağımsız olan, dizayn değişkenleri tarafından kontrol edilerek dizayn havuzunu oluşturan bir algoritmadır. İkinci aşamada, bu dizayn havuzundan elde edilen en verimli tasarım için lokal eniyileme çalışması yapılmıştır. Bu çalışma için T-Search “tek hedefli” eniyileme algoritması kullanılmıştır. Tanjant fonksiyonunun geniş bir değer aralığı ( $-\infty$ ’den  $+\infty$ ’a kadar) kapsamı, tanjant arama algoritmasının geniş bir çözüm alanını etkili bir şekilde tarayabilme kapasitesine sahip olduğunu gösterir. Ayrıca, tanjant fonksiyonunun periyodik olması, bu algoritmanın tarama ve eniyileme arasında denge kurabilme yeteneğini vurgular (Gargi, 2023). Bu algoritma, ilk aşamada elde edilen en verimli tasarımı başlangıç tasarımı olarak kullanır ve dizayn değişkenlerini iteratif olarak güncelleyerek daha hassas eniyileme yeteneği sunar. Bu iteratif güncelleme, simülasyon çıktı parametrelerinin en verimli olduğu tasarım türetilene kadar devam eder.



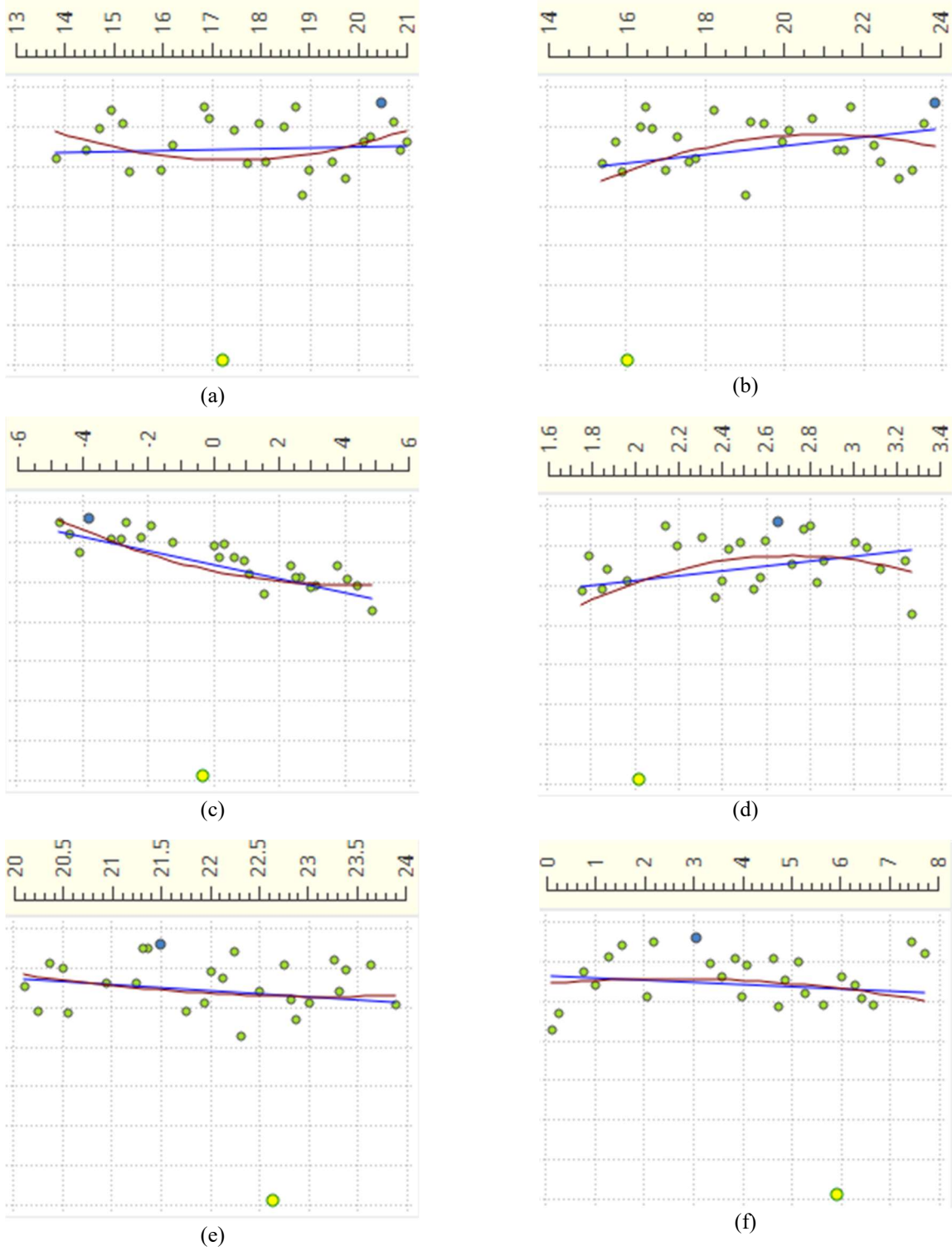
Şekil 4: Eniyileme ve HAD bağlantısı

## SONUÇ

Yapılan eniyileme çalışmasında yöntem bölümünün üçüncü aşamada bahsedilen SOBOL algoritması ile 50 tasarımlık bir tasarım havuzu oluşturulmuştur. Tasarım havuzundan çıkan en verimli tasarım kullanılarak T-search algoritması ile 36 tasarım içeren bir hassas eniyileme çalışması yapılmıştır. Verimli tasarım arayışındaki değerlendirme kriterleri olarak uçağın kaldırma-sürükleme oranı değerlendirilmiştir. Ek olarak kanadın boylamsal hareketi bir tasarım değişkeni olduğundan dolayı boylamsal kararlılık parametresi olarak yunuslama moment katsayısı değerlendirme kriteri olarak eklenmiştir. Değerlendirmeler ayrı ayrı tüm tasarım değişkenleri için CAESSES arayüzünden alınan pareto grafikleri ile yapılmıştır.

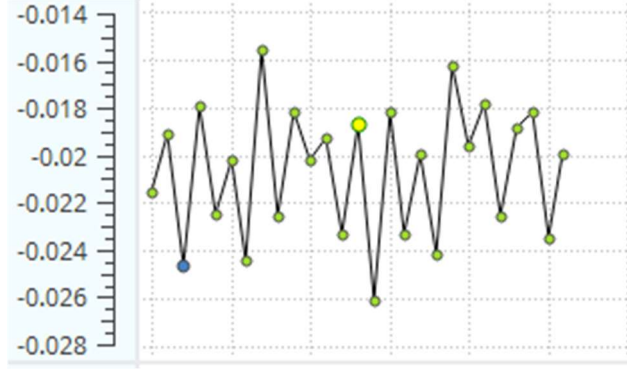
**Tasarım Havuzu:** Aşağıda Şekil 5'te verilen pareto grafiklerinde sırasıyla kanadın aksel hareketi (a), kanat iç taraf hücum kenarı ok açısı (b), kanat iç taraf firar kenarı ok açısı (c), iç taraf kanat açıklığı (d), yatay kuyruk hücum kenarı ok açısı (e), yatay kuyruk firar kenarı ok açısı (f) tasarım değişkenlerinin kaldırma-sürükleme oranına olan etkisi verilmiştir.





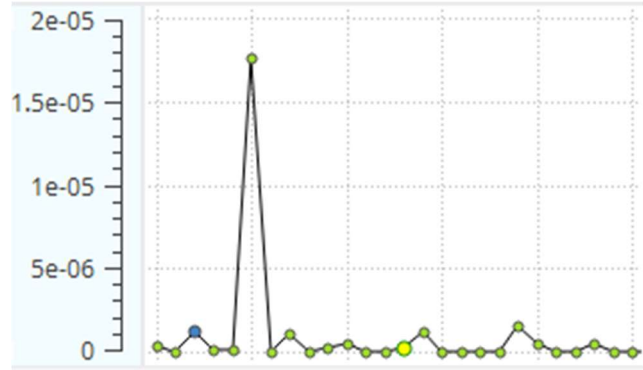
Şekil 5: Tasarım Havuzu Pareto Grafikleri

Verilen grafikler incelendiğinde, kanat ve yatay kuyruk firar kenarlarının ok açısı ile yatay kuyruk hücum kenarının ok açısındaki artışın, kaldırma/sürükleme oranını olumsuz yönde etkilediği gözlemlenmiştir. Buna karşın, kanat hücum kenarındaki ok açısının artışı bu oranı olumlu yönde etkilemiştir. Buna ek olarak, uçağın boylamsal karlılığının kontrol edilmesi için yunuslama momenti katsayısı parametre olarak eklenmiştir. Aşağıda Şekil 6'da verilen grafikte de görüleceği üzere, uçak tüm tasarımlarda statik olarak kararlı bir durumdadır. Bu kontrol, hassas eniyileme işleminden önce uçağın kararlılık durumuyla ilgili fazladan kontrol ihtiyacını ortadan kaldırmıştır.



Şekil 6: Tasarım Havuzu Yunuslama Momenti Grafiği

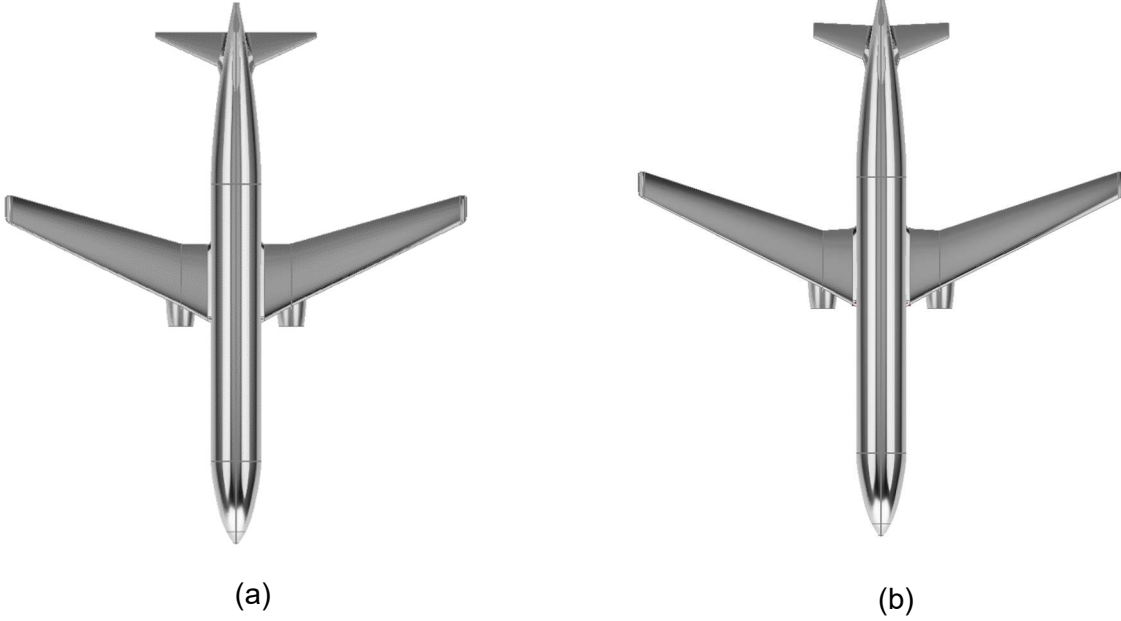
Yapılan çalışmadaki en büyük kısıtlamalardan biri, türetilen her tasarımda kanat referans alanının sabit kalmasını sağlamaktır. Bu kısıtın parametrik modele nasıl entegre edildiğine ilişkin bilgiler Yöntem bölümünün birinci aşamasında verilmiştir. Her model için kanat referans alanındaki değişim miktarı bir hata oranı ile incelenmiştir. Bu hata oranları her bir tasarım için aşağıda Şekil 7'de verilmiştir. Hata oranı en yüksek  $10^{-5}$  mertebelerindedir. Bunun sonucu olarak değişen tasarım değişkenlerine karşı referans alanı her zaman sabit kalmaktadır.



Şekil 7: Tasarım Havuzu Kanat Referans Alanı Hata Fonksiyonu Grafiği

Tasarım havuzundan çıkan en verimli modelin kaldırma/sürükleme oranı 21.29'dur. Başlangıç tasarımı için bu oranın 20.35 olduğu göz önünde bulundurulduğunda, hassas eniyileme aşamasına geçmeden önce 50 saatlik bir işlem süresince %4.5 iyileştirme sağlanmıştır. Bu iyileştirme, tasarım sürecinde yapılan eniyilemenin etkili olduğunu ve modelin performansında belirgin bir artış sağlandığını göstermektedir. Aşağıda verilen Şekil 8'de, ana model (base model) ve tasarım havuzundan çıkan en verimli model karşılaştırmalı olarak gösterilmiştir.

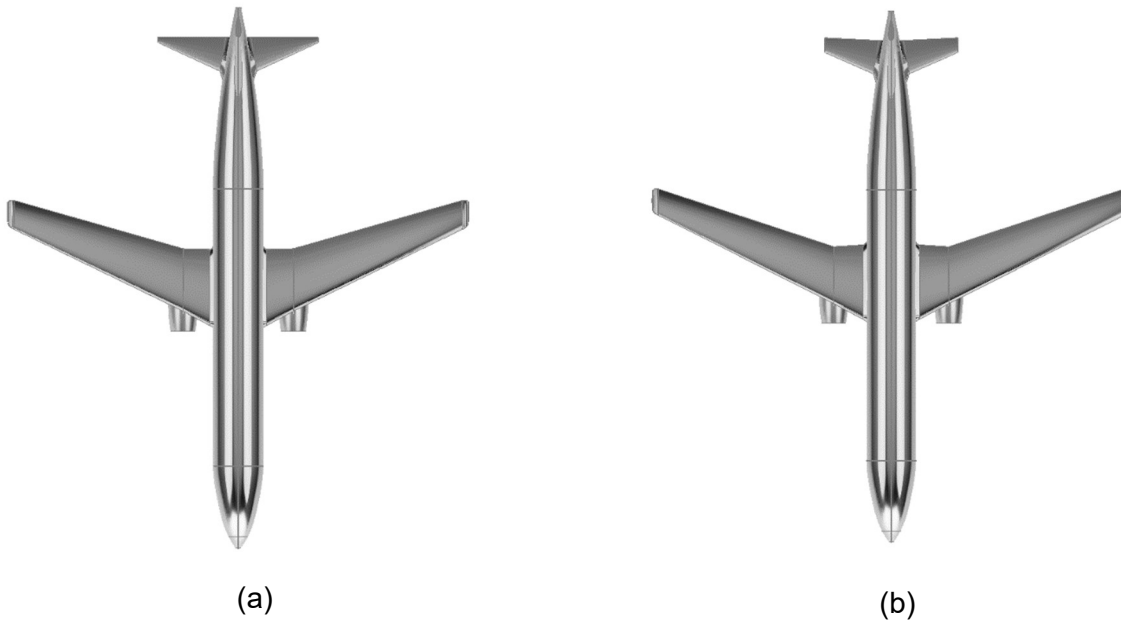




Şekil 8: Başlangıç Tasarımı (a) , Tasarım Havuzu En Verimli Tasarım (b)

**Hassas Eniyileme:** Oluşturulan tasarım havuzuyla tasarım değişkenlerinin davranışları incelendikten sonra, elde edilen en verimli tasarım için tasarım değişkenlerinin minimum aralıkta değiştirilerek elde edilebilecek en verimli model araştırılmıştır. Bu aşamada 36 saatlik işlem süresince toplam 36 tasarım taranmıştır. Yapılan tasarım havuzu çalışmasından çıkan statik kararlılık sonuçları doğrultusunda tekrar inceleme ihtiyacı görülmemiştir. Buna ek olarak, kanat referans alanlarının sürekli olarak eşit olduğu tasarım havuzu sonuçlarından da elde edilmiştir.

Yapılan hassas eniyileştirme çalışmasında, 36 tasarım içerisinde kaldırma-sürükleme oranı 21.53'e çıkartılmıştır. Bu sonuçla beraber iyileştirme oranı %5.8'e ulaşmıştır. Şekil 9'da, hassas eniyileme çalışmasında belirlenen en verimli model verilmiştir. Yapılan bu hassas eniyileme çalışması, modelin performansını daha da artırarak, eniyileme sürecinin ne kadar etkili olduğunu göstermiştir.



Şekil 9: Başlangıç Tasarımı (a) , Hassas Eniyileme En Verimli Tasarım (b)

Yapılan eniyileme çalışması, otomatik eniyileme döngüsü ile 86 saatlik çözüm süresinde tüm simülasyon işlemlerini gerçekleştirmiştir. Bu süre içinde hem tasarım havuzunu oluşturmuş hem de hassas eniyileme işlemlerini tamamlamıştır. Bu işlem süresi, manuel eniyilemeye kıyasla zaman yönetimin verimliliğini artırmış, simülasyon işlemlerindeki hata oranını azaltmıştır.

Modelin parametrik olarak oluşturulması tüm tasarım havuzunun doğrudan simülasyona hazır bir şekilde oluşturulmasını sağlamıştır. Bu sayede simülasyon süresince oluşabilecek geometrik hatalar ortadan kaldırılmıştır.

Yapılan çalışmada 86 tasarım için kullanılan 86 saatlik çözüm süresinde kaldırma/sürüklenme oranı %5.8 arttırılmıştır. Model üzerine eklenen yeni tasarım değişkenleriyle veya daha geniş tasarım havuzlarının taranmasıyla bu oranın artırılacağı düşünülmektedir.

Bu sebeple, günümüzde ticari havacılığın gelişmesiyle önemli bir konu haline gelen yakıt verimliliği ve menzil artırma çalışmalarının otomatik eniyileme döngüsü ile yapıldıklarında fark yaratıcı sonuçlar elde edilebileceği değerlendirilmiştir.

Yapılan bu çalışma, ticari havacılık alanındaki araştırmalara bir giriş niteliği taşımaktadır. Dolayısıyla, çalışmaya uçak üzerindeki detaylı bileşenler eklenerek uzun süreli ve geniş kapsamlı ek çalışmalar yapılması planlanmaktadır.

## Kaynaklar

- Allen, C. B., Poole, D. J., & Rendall, T. C. S. (2018). Wing aerodynamic optimization using efficient mathematically-extracted modal design variables. *Optimization and Engineering*, 19(2), 453–477. <https://doi.org/10.1007/s11081-018-9376-7>
- Gargi, O. (2023). *Hydrodynamic Optimization Of The Submarine With A Fully Parametric Cad Model*.
- Harries, S., & Abt, C. (2018). CAESES-The HOLISHIP platform for process integration and design optimization. In *A Holistic Approach to Ship Design: Optimisation of Ship Design and Operation for Life Cycle* (Vol. 1, pp. 247–293). Springer International Publishing. [https://doi.org/10.1007/978-3-030-02810-7\\_8](https://doi.org/10.1007/978-3-030-02810-7_8)
- Hashimoto, A., Obayashi, S., & Jeong, S. (2014). Aerodynamic optimization of high-wing configuration for near future aircraft. *10th AIAA Multidisciplinary Design Optimization Specialist Conference*. <https://doi.org/10.2514/6.2014-0291>
- Hicks, R. M., & Henne, P. A. (1978). Wing Design By Numerical Optimization. *Journal of Aircraft*, 15(7), 407–412. <https://doi.org/10.2514/3.58379>
- Lyu, Z., Kenway, G. K. W., & Martins, J. R. R. A. (2015a). Aerodynamic shape optimization investigations of the common research model wing benchmark. *AIAA Journal*, 53(4), 968–985. <https://doi.org/10.2514/1.J053318>
- Lyu, Z., Kenway, G. K. W., & Martins, J. R. R. A. (2015b). Aerodynamic shape optimization investigations of the common research model wing benchmark. *AIAA Journal*, 53(4), 968–985. <https://doi.org/10.2514/1.J053318>
- Lyu, Z., & Martins, J. R. R. A. (2014). Aerodynamic design optimization studies of a blended-wing-body aircraft. *Journal of Aircraft*, 51(5), 1604–1617. <https://doi.org/10.2514/1.C032491>