

ADJOINT YÖNTEMİ İLE SEYİR FÜZESİ HAVA ALIĞI KAPAĞININ AERODİNAMİK ŞEKİL OPTİMİZASYONU

Arda Özuzun* ve İsmail H. Tuncer†
Havacılık ve Uzay Mühendisliği Bölümü
Orta Doğu Teknik Üniversitesi, Ankara

ÖZET

Hava alığı kapağı, füzenin süzülme esnasında motor pallerinin dönmesini önlemek amacıyla kullanılan bir bileşendir. Gradyan tabanlı aerodinamik şekil optimizasyonu ayrık adjoint yöntemi kullanılarak açık kaynak kodlu yazılım SU2 ile gerçekleştirilmiştir. Serbest form deformasyon tekniği ve kontrol noktaları aracılığıyla kapak yüzeyi deforme edilmiştir. Tasarım hedefi süzülme esnasında sürüklenme kuvvetini en aza indirmek ve hava alığı kapağının menteşe eksenine göre açılma momenti arttırmaktır. Hem tek hem de çok amaçlı optimizasyonlar gerçekleştirilmiştir. Bulgular detaylı olarak tartışılmış ve optimizasyon süreci, çeyrek küre şeklindeki jenerik konfigürasyona kıyasla aerodinamik performansı daha üstün kapak şekilleri sağlamaktadır.

GİRİŞ

Seyir füzeleri, uzun mesafelerdeki hedefleri hassas bir şekilde vurabilme kabiliyetleri nedeniyle askeri görevlerde büyük bir öneme sahiptir. Seyir füzelerinin hava platformlarından atılabilmesi, stratejik bakımdan önemli avantajlar sunar. Hava platformları yüksek menzilleri sayesinde füzenin daha uzak mesafedeki hedeflere karşı kullanılabilmesine olanak tanır. Aynı zamanda seyir füzelerinin göreve başlayacağı konum ve zamanlama konusunda da esneklik sağlar.

Seyir füzelerinde itki sistemi olarak gaz türbinli motorlar yaygın olarak kullanılmaktadır. Bu motorlar, maliyet etkinliği, güvenilirlik ve yüksek seviyede itki sağlayabilmeleri sebebiyle tercih edilirler. Motora hava girişini sağlamak amacıyla bu sistemlerde çıkık hava alıkları kullanılabilir. Çıkık hava alığının tercih edilmesinin ardında yatan motivasyon sınır tabakanın hava alığına girişini önleyerek füze gövdesinden etkilenmemiş hava ile motoru beslemektir. Bu sayede motor ön yüzünde yüksek toplam basınç korunumu sağlanır ve düşük bozunum katsayıları elde edilerek motor verimliliğinin artırılması amaçlanır. Çıkık hava alığına sahip Tomahawk füzesi Şekil 1'de verilmiştir.

*Yüksek Lisans Öğrencisi, E-posta: arda.ozuzun@metu.edu.tr

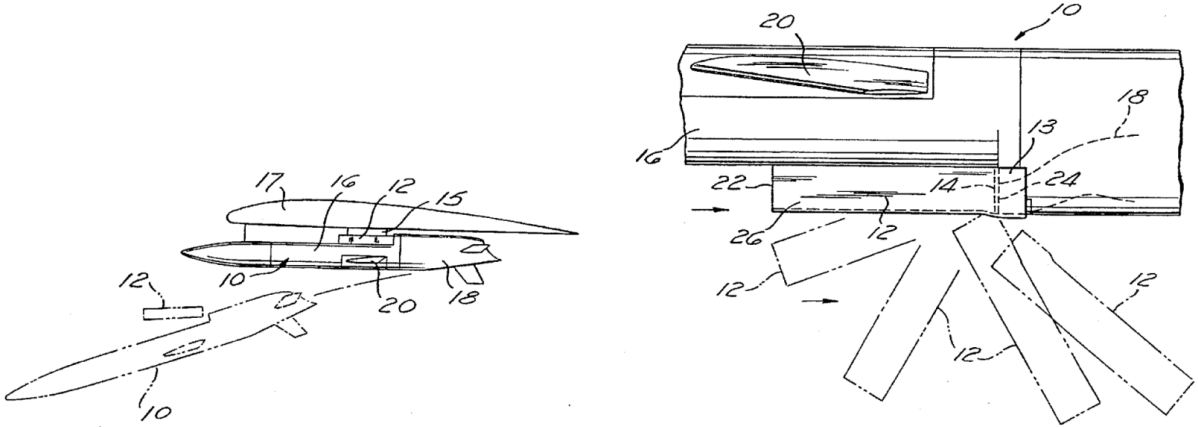
†Prof. Dr., E-posta: ismail.h.tuncer@ae.metu.edu.tr



Şekil 1: Tomahawk Seyir Füzesi



Şekil 2: SOM Seyir Füzesi



Şekil 3: Hava Alığı Kapağı Ayrılması [Grossman, 1997]

Seyir füzesi hava platformundan bırakıldıktan sonra motor hemen ateşlenemez çünkü ateşlemenin gerçekleşebilmesi için belirli uçuş koşullarının sağlanması gereklidir. Bu nedenle, füze yeterli hıza ulaşıncaya dek süzülür. Süzülme esnasında, kompresör pallerinin dönmesini önlemek amacıyla hava alığına akış girmesini engelleyen bir kapak kullanılır [Parise, 1992]. Uçuş koşulları motorun çalışması için uygun olduğu zaman kapak atılır ardından motor ateşlenir. Kapak atılma esnasında bir menteşe eksenine göre dönerek açılır ve daha sonra serbest kalır. Örnek bir hava alığı kapağı görseli Şekil 2'de verilmiştir. Şekil 3'de ise bir füzenin platformdan bırakıldıktan sonra hava alığı kapağının ayrılması tasvir edilmektedir. Şekil 3'de hava alığı kapağı 12 numaralı bileşendir.

Seyir füzesi üzerinde bulunarak sürüklenmeye sebep olan bileşenler, menzilin önemli ölçüde azalmasına neden olabilir. Bu nedenle, tüm görev boyunca bağlı kalan veya sadece görevin bir kısmında kullanılan her bileşen, menzili maksimize etmek için aerodinamik olarak optimize edilmelidir. Hava alığı kapağının aerodinamik şekli, süzülen füze konfigürasyonunun sürüklenme kuvvetini azaltmak ve süzülme menzilini artırmak için son derece önemlidir. Ayrıca, kapağın güvenli bir şekilde ayrılması için kapağın menteşe noktasına göre açılma yönünde bir momente sahip olması istenmektedir.

Bu çalışmada, hava alığı kapağının aerodinamik şekil optimizasyonu jenerik bir seyir füzesi konfigürasyonu kullanılarak gerçekleştirilmiştir. Gradyan tabanlı ayrık adjoint yöntemi yüksek sayıda tasarım değişkenine sahip optimizasyon problemlerindeki avantajı sebebiyle bu çalışmada tercih edilmiştir [Nagawkar, 2021].

YÖNTEM

Aerodinamik şekil optimizasyonu problemleri optimizasyon yüzeyini tanımlayan çok sayıda tasarım değişkeni içermektedir. Bu nedenle, bu çalışmada adjoint yöntemi ile gradyan vektörünün hesaplandığı bir optimizasyon algoritması kullanılmıştır. Türbülanslı akış ve adjoint çözümleri açık kaynak kodlu SU2 yazılımı ile yapılmıştır.

SU2 ile Türbülanslı Akış Çözümü

Stanford Üniversitesi tarafından geliştirilen SU2 yazılımı, hem akış hem de adjoint çözümleri içerir. *RANS* denklemleri sonlu hacimler yöntemi ile çözülür. Akış alanı, yapısal olmayan çözüm ağı ile ayrıştırılmıştır. Bu çalışmada kullanılan SU2 çözücü ayarları aşağıda listelenmiştir:

- **Konvektif Akı Şeması:** Jameson-Schmidt-Turkel akı şeması kullanılır.
- **Zamansal Ayrıklaştırma:** Euler Implicit yöntemi, daha büyük zaman adımları ve iyileştirilmiş hesaplama verimliliği sağlar.
- **Lineer Çözücü:** FGMRES yöntemi, büyük ve seyrek doğrusal sistemlerin çözümü için seçilmiştir.
- **Eğim Sınırlayıcı:** Venkatakrishnan eğim sınırlayıcı, fiziksel olmayan dalgalanmaları önlemek için akış ve türbülans denklemlerine uygulanmıştır.

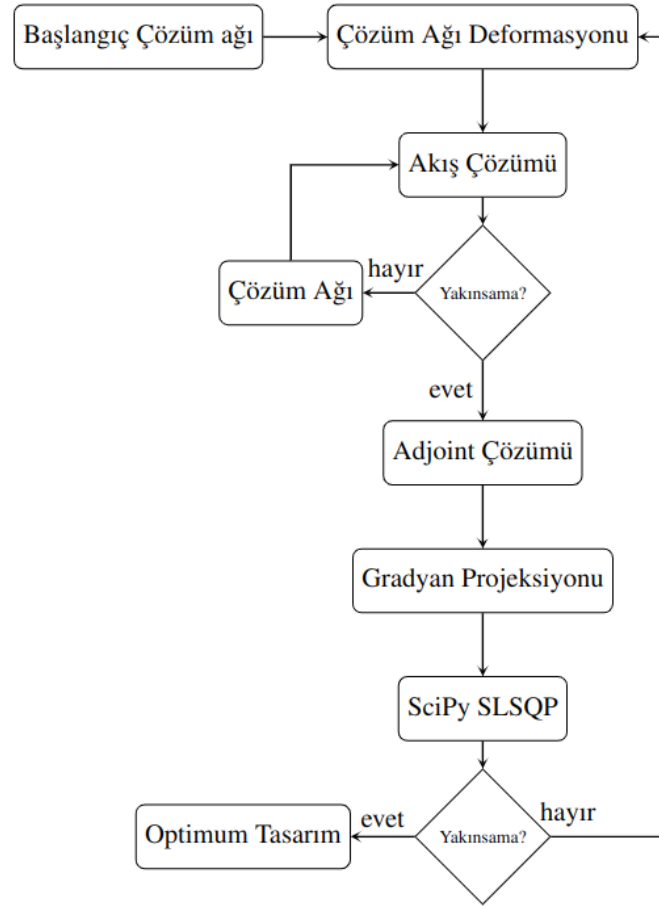
Ayrık Adjoint Yöntemi

Amaç fonksiyonunun tasarım değişkenlerine göre türevleri, yani amaç fonksiyonunun gradyan vektörü, ayrık adjoint denklemlerinin çözülmesiyle elde edilir. Bu türevler, akış çözücüsünün kaynak kodunun ters modda otomatik türevlenmesi yoluyla hesaplanır. Adjoint çözücüsü, akış çözümünü girdi olarak alır ve türevlendirilmiş koda bulunan denklemler sistemini çözerek, amaç fonksiyonunun duyarlılıklarını hesaplar. Adjoint yöntemi, büyük ölçekli optimizasyon problemleri için son derece etkilidir çünkü hesaplama maliyeti, tasarım değişkenlerinin sayısından bağımsızdır.

Serbest Form Deformasyon Kutusu

Serbest Form Deformasyon (Free Form Deformation, FFD) kutusu, aerodinamik şekil optimizasyonunda tasarım yüzeylerini deforme etmek amacıyla kullanılan etkili bir araçtır. Bu yöntem, kontrol noktaları aracılığıyla bilgisayar destekli tasarımın sınırlamalarından bağımsız olarak parametrizasyon imkanı sunar. Deformasyon sürecinde Bezier eğrileri ve Bernstein polinomları kullanılır. Kutu üzerindeki kontrol noktaları, tasarım yüzeyinin tamamını etkileyen yerel değişiklikler yapmayı mümkün kılar. Serbest form deformasyon için kullanılan parametrizasyon denklemi:

$$X(u, v, w) = \sum_{i=0}^l \sum_{j=0}^m \sum_{k=0}^n P_{i,j,k} B_i^l(u) B_j^m(v) B_k^n(w) \quad (1)$$



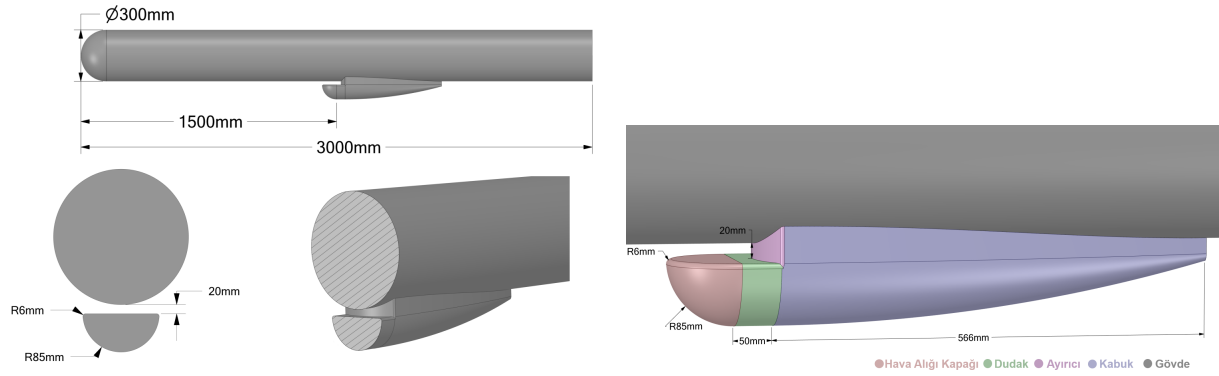
Şekil 4: Optimizasyon Döngüsü

FADO: Optimizasyon Aracı

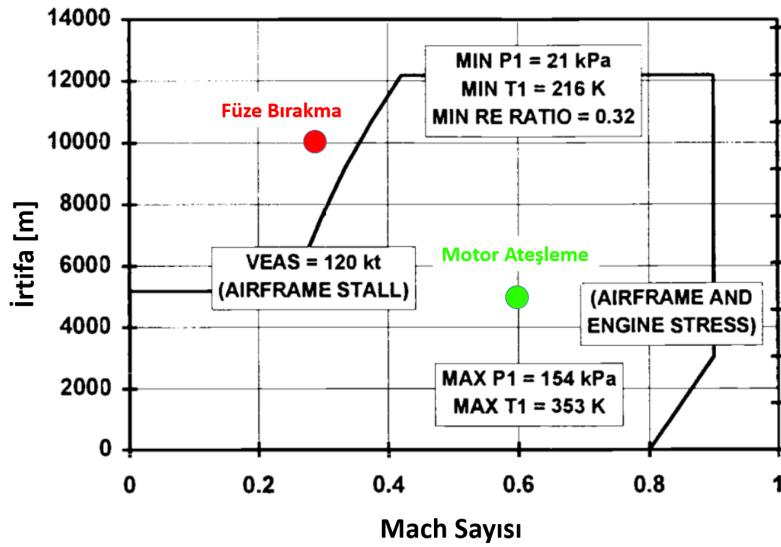
SU2 yazılım paketi, çeşitli optimizasyon görevlerini destekleyen yerleşik bir şekil optimizasyon aracına sahiptir. Ancak, bu çalışmada her tasarım değişkeni için ayrı sınırlamalar koyma ve akış ile adjoint çözümler için farklı ayarlar uygulama gibi özel gereksinimler nedeniyle bu araç kullanılmamıştır. Bunun yerine, *FADO* optimizasyon aracı tercih edilmiştir [Gomez, 2020]. Bu araç, girdi ve çıktı dosyaları arasındaki ilişkileri tanımlayarak ve çözümleri yönlendirerek optimizasyon iş akışını basitleştirir. Çalışmada, SciPy kütüphanesinden *SLSQP* optimizasyon algoritması kullanılmıştır. Bu algoritma, aerodinamik şekil optimizasyonu problemlerinde yaygın olarak kullanılmakta ve performans avantajları sunmaktadır [Nagawkar, 2021]. Şekil 5, optimizasyon döngüsünü göstermektedir.

UYGULAMALAR VE DEĞERLENDİRME

Bu çalışmada, seçilen jenerik bir seyir füzesi konfigürasyonu için hava alığı kapağı aerodinamik şekil optimizasyonu yapılmıştır. Konfigürasyonun uçuş koşulları ise operasyonel senaryolar göz önünde bulundurularak belirlenmiştir. Üç farklı optimizasyon koşulu ele alınmıştır: İlk olarak, hava alığı kapağının yalnızca sürüklenme kuvvetini minimize etme amacı incelenmiştir. İkinci olarak, sürüklenme kısıtlamaları altında hava alığı kapağının açılma momentinin maksimize edilmesi hedeflenmiştir. Son olarak, ağırlık katsayısını da içeren çok amaçlı optimizasyonlar gerçekleştirilmiştir.



Şekil 5: Jenerik Konfigürasyon



Şekil 6: Sesaltı Hava Solumalı Füze Operasyonel Zarfı [Walsh,2008]

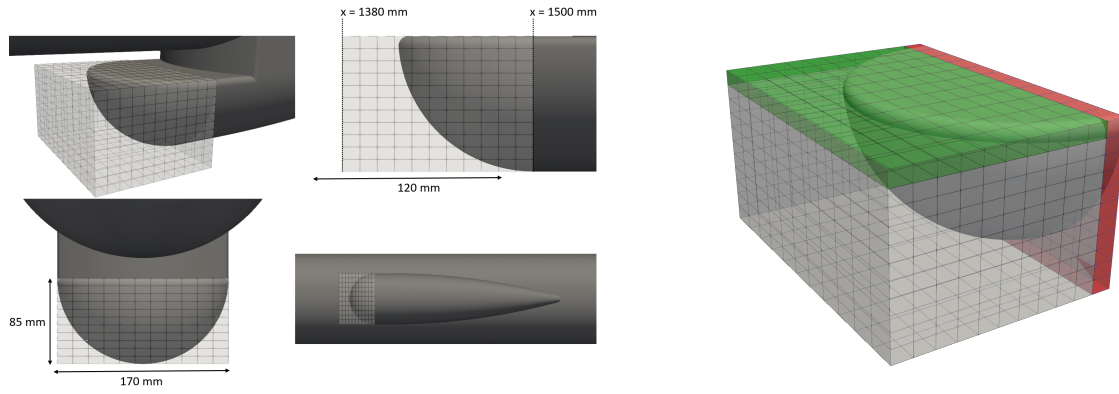
Jenerik Konfigürasyon ve Uçuş Koşulu

Jenerik füze konfigürasyonu 3 metre uzunluğunda silindirik yapı bir gövdeye ve yarım küre şeklinde bir burun kısmına sahiptir. Füzenin çapı 0.3 metre olarak belirlenmiş ve bu değer referans uzunluk olarak kullanılmıştır. Jenerik konfigürasyonun boyutları Şekil 5'te gösterilmiştir. Hava alığı dört ana bileşenden oluşur ve her biri farklı renklerle temsil edilmiştir. Aerodinamik optimizasyon yüzeyi olarak hava alığı kapağı tanımlanmıştır. Hava alığı kapağının ilk geometrisi, 85 mm yarıçapa sahip bir çeyrek küre şeklindedir. Ayrıca, akışı yanlara yönlendiren konveks şekilli bir ayırıcı yüzey ile inlet-A kabuk geometrisi kullanılmıştır [Berrier, 2004]. Referans alanı olarak gövdenin kesit alanı kabul edilmiştir.

Sesaltı seyir koşulları için hava solumalı bir füzenin operasyonel zarfı Şekil 6'da gösterilmiştir. Bu zarf, tasarım uçuş koşulunu belirlemek amacıyla kullanılan örnek bir operasyonel planı yansıtır. Örneğin, hava alığı kapağına sahip bir seyir füzesinin, 10 km irtifada ve 0.3 Mach hızında seyreden bir insansız hava aracı tarafından taşındığı varsayılmıştır. Füzenin uçuş zarfı içinde, motor ateşleme ve kapak fırlatma noktaları için 5 km irtifa, 0.6 Mach hız ve 3° hücum açısı belirlenmiştir.

Serbest Form Deformasyon Kutusu ve Geometrik Kısıtlamalar

Optimizasyon çalışmasında, hava alığı kapağının şekil değiştirmesini sağlamak amacıyla serbest form deformasyon (FFD) kutusu kullanılmıştır. FFD kutusu, hava alığını kapsayacak şekilde



Şekil 7: Serbest Form Deformasyon Kutusu

yerleştirilmiş ve kutunun içindeki bölge, tasarım uzayı olarak tanımlanmıştır. Geometrik sınırlar ve serbest form deformasyon kutusu Şekil 7'de verilmiştir.

Kontrol noktalarının hareketiyle yüzeyin deforme edilmesi sağlanır ve bu noktaların konumu tasarım değişkeni olarak kabul edilir. Her bir kontrol noktası, uzayda üç koordinat yönünde hareket edebildiği için üç tasarım değişkeni ile ilişkilidir.

Kırmızı düzlem üzerindeki noktalar, hava alığı kapağının dudakla birleştiği bölgeyi sabit tutmak amacıyla hareket ettirilmeden bırakılmıştır. Yeşil düzlemler üzerindeki noktalar ise, düzlem içinde hareket etmelerine izin verilerek üst yüzeyin düzlemsel kalması sağlanmıştır. Diğer noktalar ise, serbest form deformasyon kutusu içinde kaldıkları sürece üç yönde serbestçe hareket edebilmektedir.

Koşul I: Hava Alığı Kapağı Sürüklenme Kuvveti Minimasyonu

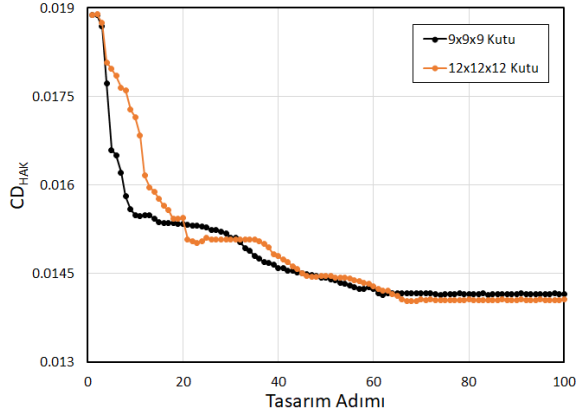
Bu bölümde, hava alığı kapağının (HAK) sürüklenme kuvvetini minimize etmek amaçlanmıştır. Bu hedef doğrultusunda, amaç fonksiyonu f aşağıdaki şekilde ifade edilmiştir:

$$f = C_{D_{HAK}} \quad (2)$$

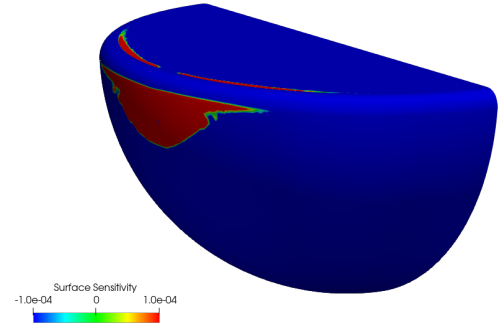
Optimizasyon süreci, iki farklı çözünürlükte serbest form deformasyon (FFD) kutuları kullanılarak gerçekleştirilmiştir. Şekil 8, optimizasyon adımları boyunca hava alığı kapağının sürüklenme kuvvetindeki değişimi göstermektedir. Hem $9 \times 9 \times 9$ hem de $12 \times 12 \times 12$ çözünürlükteki FFD kutuları ile yapılan optimizasyonlar benzer performans sonuçları vermiştir. Ayrık adjoint yönteminde optimizasyon değişkenlerinin sayısı gradyan hesaplama maliyetini artırmadığı için, $12 \times 12 \times 12$ FFD kutusu tercih edilmiştir.

Başlangıçta, kapağın sürüklenme kuvvetinde keskin bir düşüş gözlemlenmiş, ardından 63. adıma kadar yavaş bir azalma devam etmiştir. Şekil 8'de optimizasyon yüzeyi üzerindeki amaç fonksiyonu duyarlılık dağılımı verilmiştir. Pozitif değerli bölgeler yüzey normali yönünde hareket ederken, negatif değerli bölgeler yüzey normali yönünün tersine hareket etmeyi tercih etmektedir.

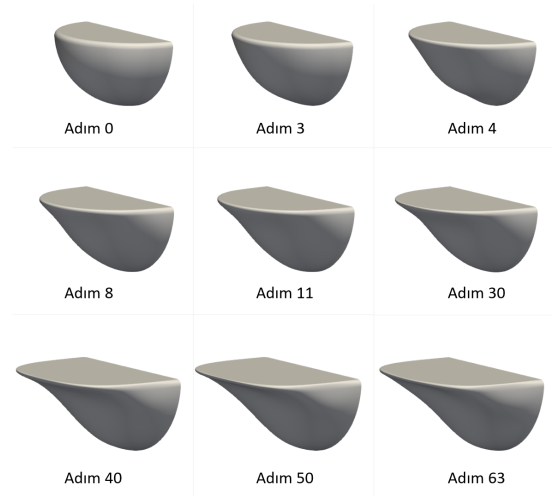
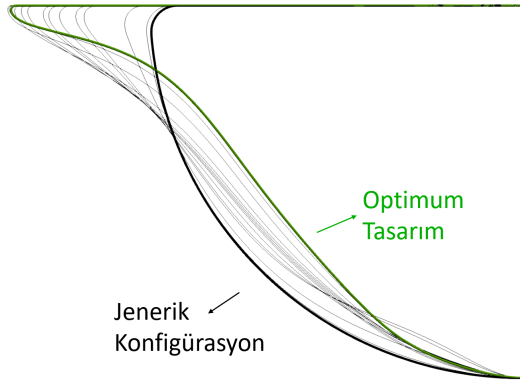
Şekil 9, optimizasyon adımları boyunca hava alığı kapağındaki değişimi göstermektedir. Çeyrek küre şeklindeki jenerik konfigürasyon, öne doğru uzamış ve daha akıcı bir forma sahip olmuştur. Şekil 10, jenerik konfigürasyon ve optimum tasarımlar için basınç dağılımlarını sunmaktadır. jenerik konfigürasyonda, hava alığı kapağının ucunda yüksek basınç değerlerine sahip geniş bir bölge bulunurken, optimum tasarımda bu basınç bölgesi küçülmüş ve basınç değeri azalmıştır. Hava alığı kapağının sürüklenme katsayısı, 0.0189'dan 0.0142'ye düşürülmüş olup, bu yaklaşık %25'lik bir azalma anlamına gelmektedir.



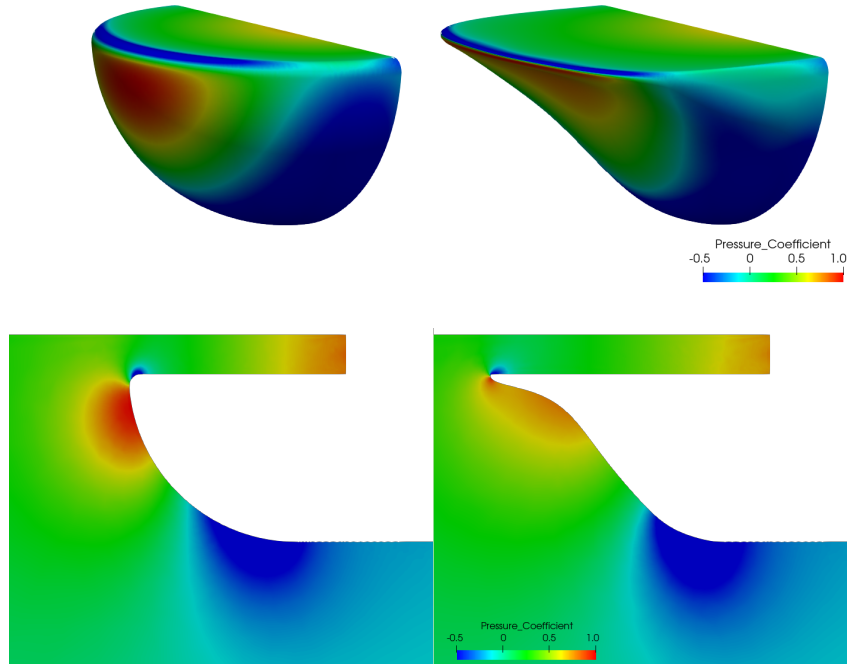
Şekil 8: Hava Alğı Kapağı Sürüklenme Kuvveti Değişimi



Şekil 9: Yüzey Duyarlılığı



Şekil 10: Optimizasyon Adımları Boyunca Hava Alğı Kapağı Şekilleri



Şekil 11: Jenerik konfigürasyon (sol) ve Optimum Tasarım (sağ) için Basınç Dağılımı

Koşul II: Hava Alığı Kapağı Açılma Momentinin Maksimizasyonu

Bu koşulda, hava alığı kapağının menteşe eksenine göre açılma momentini maksimize etmek hedeflenmiştir. Menteşe ekseninin konumu Şekil 12'de gösterilmiştir. Uygulanabilir tasarımlar elde etmek amacıyla, füzenin toplam sürüklenme katsayısı jenerik konfigürasyon değerinden %10 daha yüksek olan 0.146 ile sınırlandırılmıştır. Amaç fonksiyonu f ve kısıt fonksiyonu g aşağıdaki şekilde ifade edilmiştir:

$$f = C_{M_{HAK}} \quad (3)$$

$$g = C_D < 1.1 \times C_{D_{\text{Jenerik Konfigürasyon}}} \quad (4)$$

Şekil ?? optimizasyon adımları boyunca $C_{M_{HAK}}$ ve C_D değişimlerini göstermektedir. Başlangıçta, hem $C_{M_{HAK}}$ hem de C_D değerlerinde ani bir artış gözlemlenir. 13. adımda, füzenin toplam sürüklenme katsayısı 0.146'ya ulaşarak sürüklenme kısıtlamasının üst sınırına ulaşır. Ancak, $C_{M_{HAK}}$ yavaş yavaş artmaya devam ederken, C_D sabit kalır. Moment katsayısı yaklaşık 90. adımda yakınsama sağlamakta ve sonuç olarak kapağın menteşe eksenine göre moment katsayısı -0.0032 'den 0.0399 'a yükselir.

Optimizasyon adımları boyunca elde edilen hava alığı kapağı şekilleri Şekil 14'te gösterilmiştir. Tasarım yüzeyinin 8. adımına kadar kademeli olarak yuvarlanmasının ardından, ön yüzeyde eğimli bir düzlemin olduğu gözlemlenmiştir.

Jenerik konfigürasyon ve optimum tasarımlar için basınç dağılımları Şekil 15'te sunulmuştur. Eğimli düzlemdeki yüksek basınç alanı, menteşe eksenine göre açılma momenti oluşturmaktadır.

Koşul III: Çok Amaçlı Optimizasyon

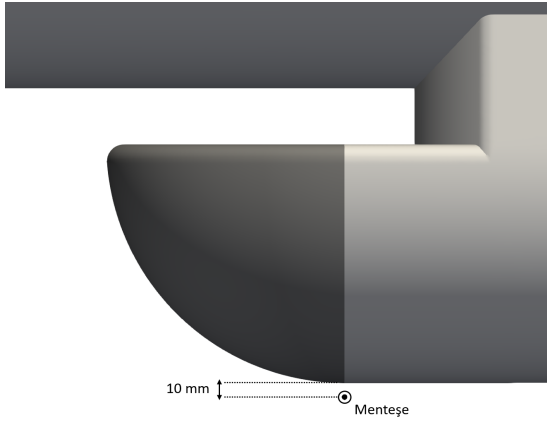
Bu koşul ile hava alığı kapağının sürüklenme kuvvetini minimize ederken aynı zamanda menteşe eksenine göre açılma momentini artırmak amacıyla çok amaçlı optimizasyonlar gerçekleştirilmiştir. Bu iki hedefi dengede tutmak için, amaç fonksiyonuna bir ağırlık faktörü eklenmiştir:

$$f(c) = C_{D_{HAK}} - c \times C_{M_{HAK}} \quad (5)$$

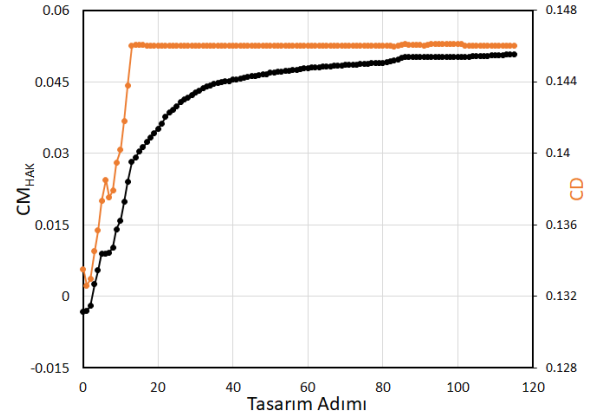
Amaç fonksiyonunu tanımlarken kullanılan c değeri artırıldıkça, $C_{M_{HAK}}$ 'ın ağırlığı da artmaktadır. Şekil 16'da verilen grafik, c değerinin optimum tasarımlar için $C_{D_{HAK}}$ ve $C_{M_{HAK}}$ arasındaki ilişkiyi nasıl etkilediğini göstermektedir.

c değeri arttıkça, hem sürüklenme kuvveti hem de hava alığı kapağının açılma momenti artmaktadır. Koşul III'te elde edilen optimum tasarımların performansı, Koşul I ve Koşul II'de elde edilen optimum tasarımların performansları arasında bir yerde konumlanmaktadır.

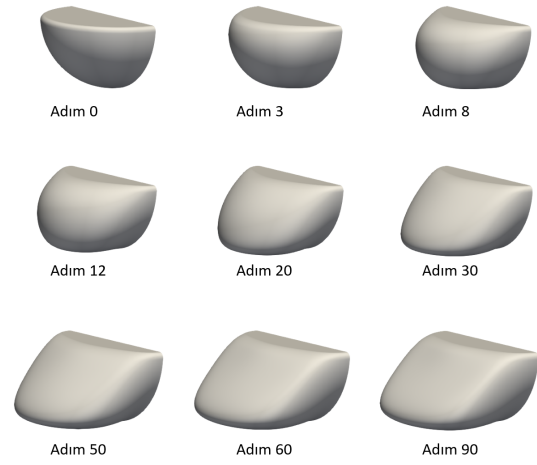
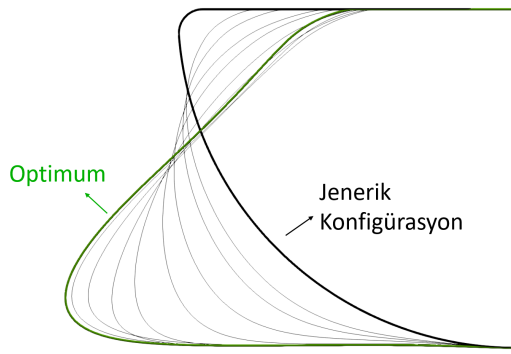
$c = 0.1$ için, sürüklenme kuvveti Koşul I'den biraz daha yüksek olup, $C_{M_{HAK}}$ artış göstermektedir. $c = 0.2$ 'ye geçildiğinde, sürüklenme kuvveti jenerik konfigürasyona göre azalırken $C_{M_{HAK}}$ sifira yaklaşır. $c = 0.25$ 'te sürüklenme kuvveti $c = 0.2$ 'ye kıyasla yüksek olmakla birlikte, pozitif bir açılma momentine sahiptir. $c = 0.3$ 'te, sürüklenme kuvveti jenerik konfigürasyon değerine yakın kalırken, açılma momentinde önemli bir artış gözlemlenir. Son olarak, $c = 0.4$ ve $c = 0.5$ durumları, Koşul II'ye kıyasla önemli ölçüde düşük sürüklenme kuvvetine sahiptir. Her c değeri için basınç dağılımları Şekil 17'de görülmektedir. c değeri arttıkça, ön yüzeydeki yüksek basınç bölgesi büyürken, alt yüzeydeki düşük basınç bölgesi daha belirgin hale gelir.



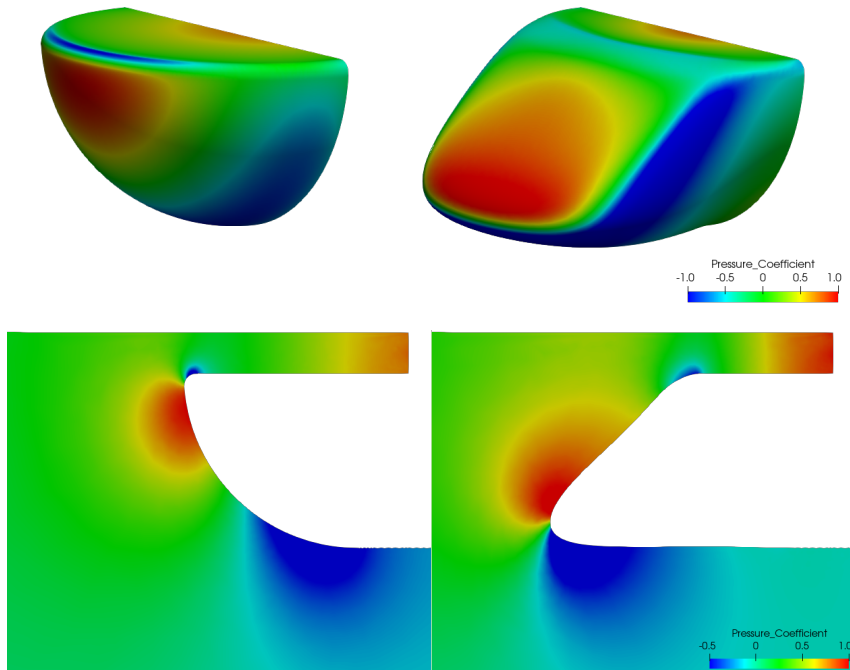
Şekil 12: Hava Alğı Kapağı Menteşe Eksenli



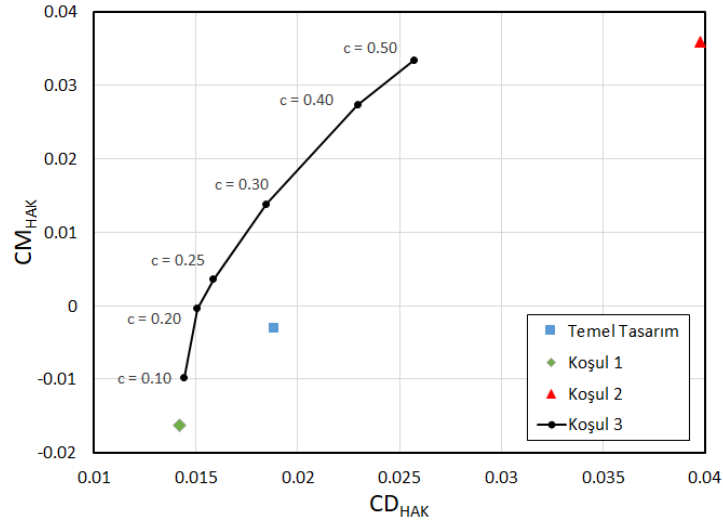
Şekil 13: Açılma Momenti ve Sürüklenme Kuvveti Değişimi



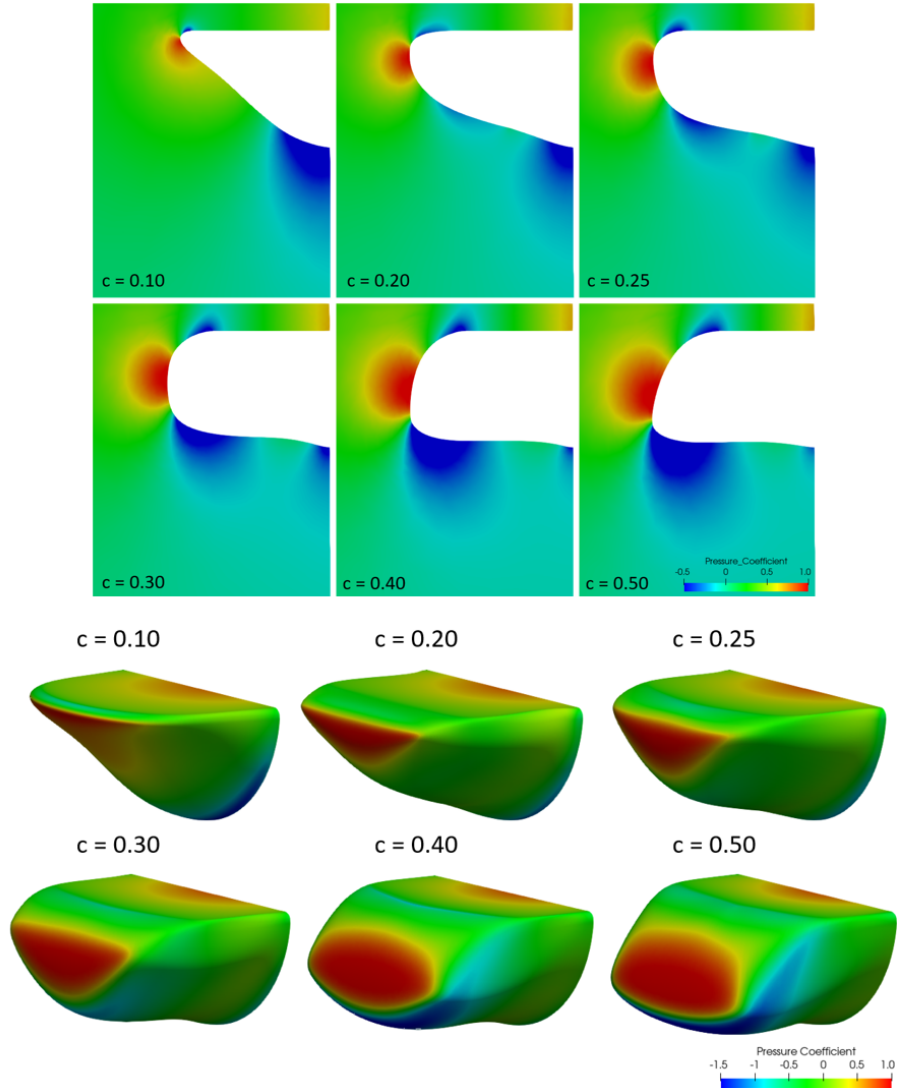
Şekil 14: Optimizasyon Adımları Boyunca Hava Alğı Kapağı Şekilleri



Şekil 15: Jenerik Konfigürasyon (sol) ve Optimum Tasarım (sağ) için Basınç Dağılımı



Şekil 16 Optimum Tasarımlar için Pareto Cephesi



Şekil 17: Optimum Tasarımlar için Basınç Dağılımı

SONUÇ

Bu çalışmada, bir füze motoru hava alığı kapağının adjoint tabanlı aerodinamik şekil optimizasyonu başarıyla gerçekleştirilmiştir. SU2 yazılımının akış ve adjoint çözümleri kullanılarak, hava alığı kapağının sürüklenme kuvvetini minimize etmek ve açılma momentini maksimize etmek amacıyla optimizasyon yapılmıştır. Çalışma, her biri farklı hedeflere odaklanan üç ayrı optimizasyon senaryosuna odaklanmıştır.

Sürüklenme kuvvetini minimize eden tek amaçlı optimizasyonda, hava alığı kapağının sürüklenme değeri %25 oranında azaltılmıştır. Açılma momentinin maksimize edilmesi, kapağın kendiliğinden açılmasını sağlayacak şekilde tasarlanmasını mümkün kılmaktadır. Çok amaçlı optimizasyon, karşıt hedefler olan sürüklenmeyi azaltma ve açılma momentini artırma arasında bir denge sağlayarak optimum tasarımların keşfedilmesine olanak tanır.

Optimum tasarımda, $C_{M_{HAK}} = -0.0004$ ile minimum açılma momenti sağlanırken, sürüklenme kuvveti katsayısı $C_{D_{cover}} = 0.0151$ 'dir ve bu değer jenerik konfigürasyonun sürüklenme kuvvetinden %20 daha düşüktür. Çalışma, hesaplamalı akışkanlar dinamiği analizleri ve adjoint tabanlı şekil optimizasyonu yaklaşımı ile hava alığı kapağının aerodinamik performansında önemli iyileştirmeler sağlandığını ve karşıt hedeflere yönelik optimum bir tasarımın elde edilebileceğini göstermektedir. Ayrıca, aerodinamik performansın kritik olduğu füze tasarımlarında adjoint tabanlı şekil optimizasyon çalışmalarının önemli ölçüde iyileştirme sağladığı gözlemlenmiştir.

Kaynaklar

- Parise, K., 1992. *Functional Ground Testing - Evaluating the Tomahawk Cruise Missile* ,30th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit
- Giannakoglou, K. C. and Papadimitriou, D. I., 2008. *Adjoint Methods for Shape Optimization* ,Springer Berlin Heidelberg, pp. 79–108
- Grossman, S. P. and Laird, S. K., 1997. *Airstream Ejected Missile Engine Inlet Cover* ,US Patent 5,660,357
- Gomez, P., 2020. *Fado: Framework for Aerostructural Design Optimization*
- Nagawkar, J., Ren, J., Du, X., Leifsson, L., and Koziel, S., 2021. *Single- and Multipoint Aerodynamic Shape Optimization Using Multifidelity Models and Manifold Mapping* ,Journal of Aircraft, vol. 58, p. 591–608, May
- Walsh, P. P. and Fletcher, P., 2008. *Gas Turbine Performance* ,Blackwell Science