

SES ALTI ve SES CİVARI HIZ REJİMLERİNDE UÇAN JENERİK BİR SEYİR FÜZESİ İÇİN YARI GÖMÜLÜ HAVA-ALIĞI TASARIMI

Oral Akman¹ Erhan Feyzioğlu² Ozan Göker³

Roketsan A.Ş., Ankara

ÖZET

Hava-solumalı motorlu seyir füzelerinde kullanılan hava-alığı; motorun çalışması için ihtiyaç duyulan havanın istenen miktarda ve kalitede alınmasını sağlamaktadır. Hava-alığı ile birlikte füze aerodinamik tasarımında detaylı analiz araçları kullanılması gerekmektedir. Bu çalışmada, ses altı ve ses civarı hız rejimlerinde uçan jenerik bir seyir füzesi için hava-alığının aerodinamik tasarımı ve eniyilemesi anlatılmaktadır. Çalışmalar kapsamında; literatürde kullanılan hava-alıkları incelenerek tasarımda kullanılan parametreler belirlenmiş ve bu parametreler kullanılarak ses altı yarı gömülü hava-alığı parametrik geometrisi oluşturulmuştur. Hava-alığı tasarım çalışmaları hesaplamalı akışkanlar dinamiği (HAD) analizleri ve eniyileme algoritması kullanarak yapılmıştır. Çalışmalar sonucunda ses altı ve ses civarı hızlarda uçan seyir füzeleri için, basınç korunumu katsayısı ('Pressure Recovery') ve bozuntu katsayısı ('Distortion Coefficient') eniyilenmiş hava-alığı konfigürasyonu tasarlanmıştır.

GİRİŞ

Günümüz seyir füzeleri teknolojilerinde, düşük maliyet ile daha uzun menzillere erişebilme ihtiyacı, yapılan tasarımlarda katı yakıtlı motorlar yerine, hava solumalı motor kullanma gereksinimini ortaya çıkarmıştır. Füze üzerindeki hava akışını hava solumalı motora ulaştıran hava-alığı tasarımı motor performansı için kritik bir önem arz etmektedir. Bu konuda dünyadaki teknolojik gelişmeler incelendiğinde tasarım gereksinimlerine göre farklı hava-alığı seçeneklerinin seyir füzelerinde kullanıldığı görülmektedir. Seyir füzeleri performansları için kritik öneme sahip olan hava-alığı, aerodinamik tasarım ve performans analizlerinin gerçekleştirilmesi bakımından oldukça karmaşık bir geometriye sahiptir. Bu nedenle geçmişten bu yana hava-alığı tasarımları, diğer analiz yöntemlerine göre yüksek maliyetli olan deneysel yöntemler kullanılarak yapılmıştır. Fakat günümüzde gelişen ve gelişmekte olan bilgisayar teknolojisi ile yüksek maliyetli deneysel yöntemlere olan ihtiyaç, yüksek hızlı bilgisayarlarla yapılan sayısal akış çözümlerinin kullanılması ile birlikte azalmaktadır. Böylece hava alıklarının daha düşük maliyetle aerodinamik tasarım ve performans analizlerinin yapılması mümkün olmaktadır.

¹ Müh., Roketsan Aerodinamik Müdürlüğü, E-posta: oakman@roketsan.com.tr

² Müh., Roketsan Aerodinamik Müdürlüğü, E-posta: efeyzioğlu@roketsan.com.tr


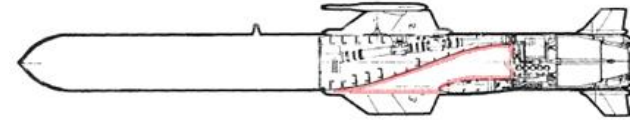
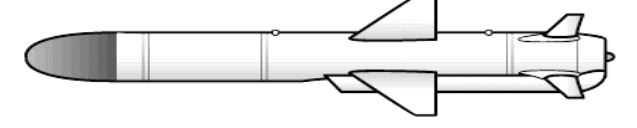
³ Kıd. Uzm. Müh., Roketsan Aerodinamik Müdürlüğü, E-posta: ogoker@roketsan.com.tr

SES ALTI ve SES CİVARI HIZLARDA UÇAN MÜHİMMATLARDA KULLANILAN HAVA-ALIĞI ÇEŞİTLERİ

Temel olarak hava alıkları gövde üzerine yerleşim çeşitlerine göre 3 grupta incelenmektedir. Bunlar aşağıdaki Tablo 1' de sunulmuştur.

- Pitot tipi Hava-Alığı: Çıkık hava-alığı olarak da bilinen bu türde, hava-alığı giriş bölgesi, seyir füzesi gövdesinin tamamen dışında yer almaktadır. Temel olarak amaç sınır tabaka etkilerini alık girişinden uzak tutarak hava-alığının verimliliğini ve toplam basınç korunumunu arttırmaktır.
- Gömülü Hava-Alığı: Bu sistemde alık girişi, seyir füzesi gövdesi üzerinde yer almaktadır. Gövde dışında çıkıntısı olmadığı için radar kesit alanı (RKA) ve aerodinamik sürüklenme kuvveti bakımından diğer konfigürasyonlara göre avantajlıdır. Bu konfigürasyonda gövde üzerinde oluşan sınır tabaka, tamamen hava-alığı içerisine girmektedir [Berrier,2005]. Sınır tabaka etkilerini azaltmak amacıyla, genellikle akış kontrol elemanları ile birlikte kullanılmaktadır [Taskinoğlu,2004].
- Yarı-Gömülü Hava-Alığı: Yarı-gömülü hava-alığı sisteminde, gömülü hava-alığı sisteminden farklı olarak alığın giriş kısmı, seyir füzesi geometrisinden bir miktar dışarıda yer almaktadır. Yüksek miktarda sınır tabakayı hava-alığı içerisine alan bu konfigürasyonun gövde dışında kalan kısmı akışı en verimli şekilde motora gönderecek şekilde tasarlanmalıdır.

Tablo 1: Hava-Alığı Çeşitleri [Fleeman,2001]

Pitot Tipi Hava-Alığı	
Gömülü Hava-Alığı	
Yarı Gömülü Hava-Alığı	

Bu çalışmada; jenerik bir gövde için yarı-gömülü hava-alığı konfigürasyonu tasarım ve analiz faaliyetleri gerçekleştirilmiştir.

HAVA-ALIĞI TASARIM PARAMETRELERİ

Hava-alığı başarımı; kütle debisi, toplam basınç korunumu ve bozuntu katsayısı parametreleri ile belirlenmektedir. Bu parametreler hava-alığının performansını ve kararlılığını belirleyen en temel hava-alığı tasarımı kriterleridir.

- Toplam Basınç Korunumu Katsayısı (PR)

Toplam basınç korunumu, motor ön yüzündeki toplam basıncın (P_{T2}), referans (serbest akış) toplam basıncına (P_{T0}) oranı olarak tanımlanmaktadır. Bu oran hava-alığı için verimlilik parametresi olarak kabul edilmektedir. Basınç korunumu katsayısının düşük olması motor performansını (itki, yakıt tüketimi) olumsuz etkilemektedir. Toplam basınç korunumu katsayısı aşağıda verilen eşitlikle ifade edilmektedir.

$$PR = (P_{T2} / P_{T0})$$

Hava-alığı tasarım çalışmaları kapsamında basınç korunumu katsayısı gereksinimi 0.8 Mach ve 2° hücum açısında 0.93 değerinden büyük olması olarak tanımlanmıştır.

- Bozuntu Katsayısı (DC)

Motor ön yüzündeki toplam basınç dağılımının, ortalama toplam basınçtan sapması olarak tanımlanmaktadır. Bu katsayı, motor ön yüzündeki akış profilinin kompresör girişi için uygunluğunu ve kalitesini belirten bir performans parametresidir [Mattingly,2002]. Hava-alığı içerisine giren akışın motor ön yüzüne dağılımı, motorun titreşim ve kararlılığına doğrudan etki etmektedir. Uçuş boyunca kompresör girişine etkileyen basınç dağılımındaki dalgalanmalar motorun kararlılığına etki ederek, verimli çalışmasını engellemektedir. Bozuntu katsayısı aşağıda verilen eşitlikle ifade edilmektedir.

$$DC(60) = \frac{|P_{T2,min} - P_{T2,ave}|}{q_{AIP}}$$

Motor ön yüzü 15°'lik 24 dilime bölünmüştür. Bu dilimlerin oluşturduğu her 60°'lik bölgedeki toplam basınç değerleri hesaplanmıştır. 60°'lik tüm dilimler arasındaki minimum ortalama basınç $P_{T2,min}$ olarak gösterilmiştir. Bozuntu katsayısı, bu minimum ortalama basıncın ortalama toplam basınçtan farkının motor önyüzündeki ortalama dinamik basınca bölünmesi ile hesaplanmaktadır. Hava-alığı tasarım çalışmaları kapsamında bozuntu katsayısı değeri gereksinimi seyir koşullarında 0.3 değerinden küçük olması olarak tanımlanmıştır.

- Kütle Debisi (\dot{m})

Hava-alığına birim zamanda giren akışın kütle değeridir. Hava solunmalı motor performans isterlerine göre belirlenmekte olup motor tiplerine göre çeşitlilik göstermektedir. Kütle debisi aşağıda verilen eşitlikle ifade edilmektedir.

$$\dot{m} = \rho \cdot V \cdot A$$

Uçuş koşullarını ortam şartlarından bağımsız hale getirebilmek amacı ile düzeltilmiş kütle debisi değeri kullanılmaktadır. Düzeltilmiş kütle debisi ise aşağıda verilen eşitlikle ifade edilmektedir.

$$\dot{m}_{corr} = \dot{m} \cdot \frac{\sqrt{\frac{T_t}{T_0}}}{\frac{P_t}{P_0}}$$

Ses altı yarı gömülü hava-alığı tasarım noktası olarak belirlenen koşullarda bu çalışma kapsamında kullanılması uygun görülen hava solunmalı motorun birimsizleştirilmiş dönü hızları ve farklı basınç korunumu katsayısı değerleri için tanımlanan Boyutsuzlaştırılmış düzeltilmiş kütle debisi gereksinimi Tablo 2'de verilmektedir.

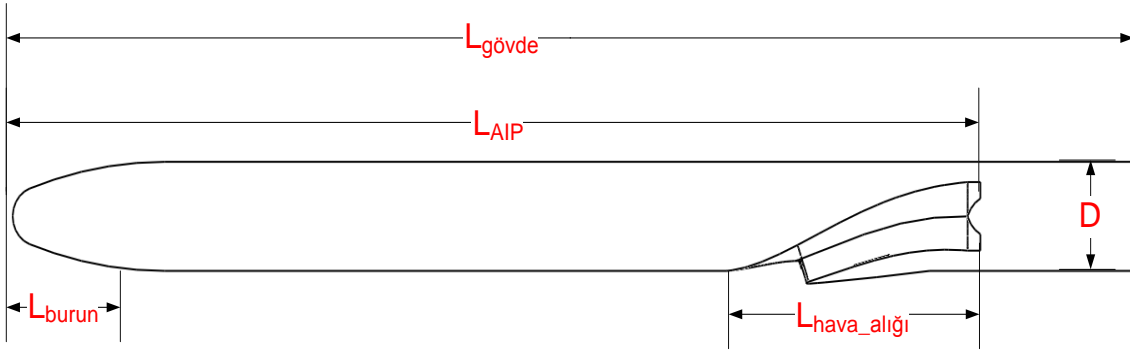
Tablo 2: Tasarım Noktasında Boyutsuzlaştırılmış Düzeltilmiş Kütle Debisi İsterleri

Tasarım Noktası	Dönü Hızı	PR	\dot{m}_{corr}
0.5-0.9 Mach $\alpha = 0^\circ-2^\circ$	0.752	0.90	1.0217
	0.749	0.91	1.0152
	0.747	0.92	1.0109
	0.744	0.93	1.0065
	0.742	0.94	1.0022

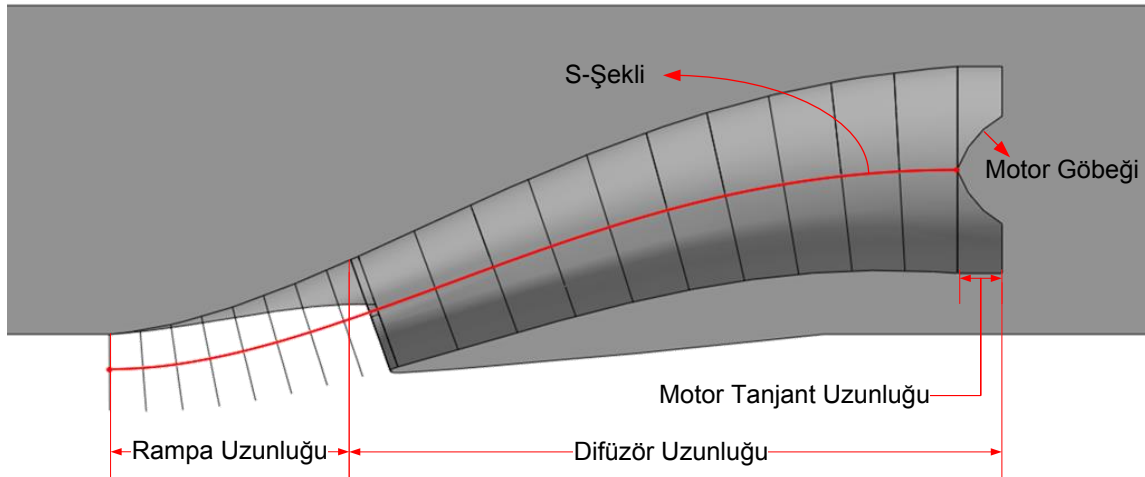
Tablo 2'de yer alan boyutsuzlaştırılmış düzeltilmiş kütle debisi değerleri göz önünde bulundurularak bozuntu katsayısı isterini karşılayacak şekilde, hava-alığının motor ön yüzüne sağlayabileceği en yüksek PR değeri için aerodinamik tasarım eniyileme çalışması yapılmıştır.

YARI-GÖMÜLÜ HAVA-ALIĞI PARAMETRİK MODELLEME ve ANALİZ ÇALIŞMALARI

Geometriyi oluşturmak için öncelikle yarı-gömülü hava-alığı geometrik parametreleri belirlenmiştir. Belirlenen parametreler Şekil 2'de gösterilmiştir. Parametrik hava-alığı jenerik bir füze geometrisi üzerine yerleştirilmiştir. (Şekil 1)

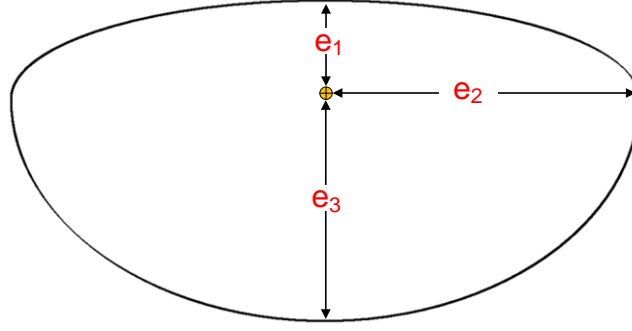


Şekil 1: Jenerik Seyir Füzesi Geometrik Parametreleri



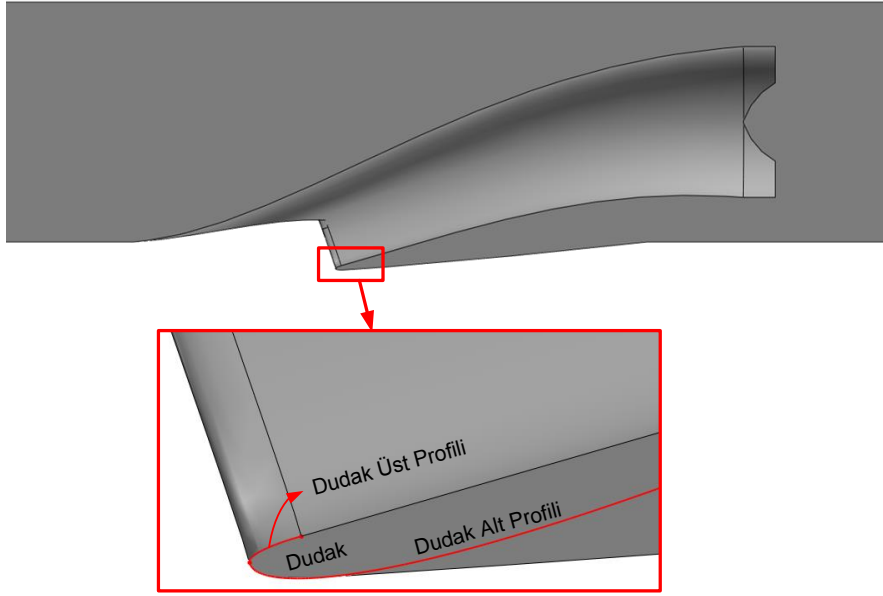
Şekil 2: Yarı-Gömülü Hava-Alığı Geometrik Parametreleri (1)

Yarı gömülü hava-alığı boğaz girişine ait parametreler Şekil 3'te verilmektedir.



Şekil 3: Yarı-Gömülü Hava-Alığı Geometrik Parametreleri (2)

Yarı gömülü hava-alığı dudak geometrisine ait parametreler Şekil 4'te verilmektedir.



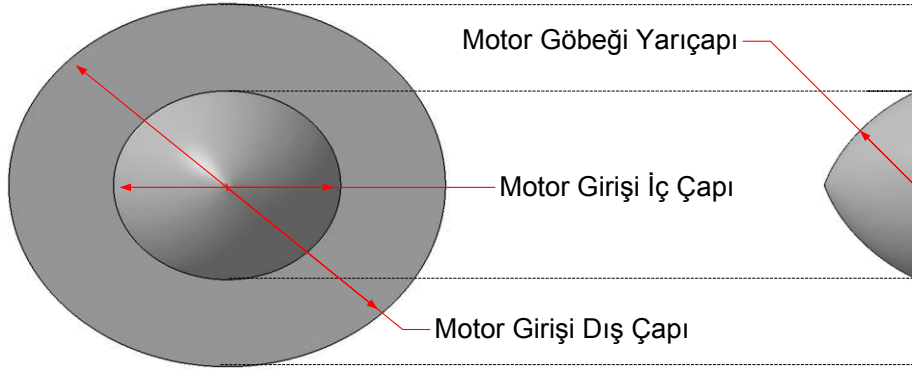
Şekil 4: Yarı-Gömülü Hava-Alığı Geometrik Parametreleri (3)

Bu çalışma kapsamında dudak parametreleri sabit olarak alınmış ve tasarım ve eniyileme çalışmaları boyunca değiştirilmemiştir. Dudak parametreleri ve değerleri Tablo 3'te verilmiştir.

Tablo 3: Yarı Gömülü H. Alığı Dudak Parametreleri

Hava-Alığı Dudak Parametreleri	
Dudak Üst Profili	NACA0012
Dudak Üst Profil Uzunluğu	65 mm
Dudak Alt Profili	NACA0012
Dudak Alt Profil Uzunluğu	20 mm

Motor göbeği akışın motor önyüzüne dağılımını düzenlemektedir. Bu çalışmada kullanılan jenerik motor önyüzü ve jenerik motor göbeği Şekil 5'te verilmektedir.



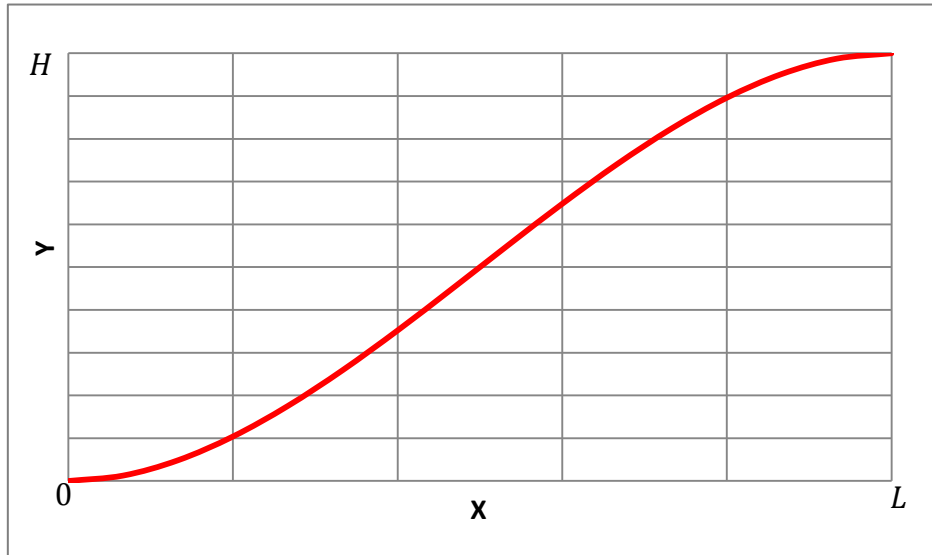
Şekil 5: Jenerik Motor Ön Yüzü Geometrik Parametreleri

S-Şeklinin Belirlenmesine Yönelik Çalışmalar

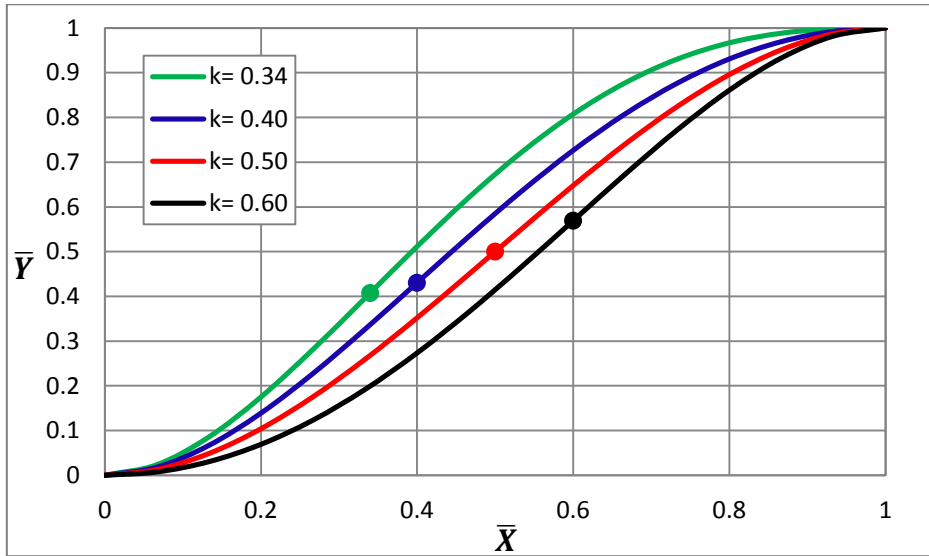
Hava-alığı performansına etki eden önemli parametrelerden biri S-Şeklidir. S-Şekli, hava-alığına uygun kavis ve bükümü sağlayarak, dış akışın hava-alığı girişinden itibaren, akışı hava-alığı boyunca kayıpsız bir şekilde yönlendirmelidir. Akışın motor önyüzüne düzgün ve kayıpsız bir şekilde ulaşması uygun bir S-Şekli tasarımı ile sağlanmaktadır [He,G]. Bu çalışma kapsamında 4.derece bir denklem kullanılarak S-Şekli modellenmiştir.

$$y = ax^4 + bx^3 + cx^2 + dx + e$$

Bu fonksiyonun yakınsaklıktan iraksaklığa geçtiği nokta büküm noktası olarak belirlenmiş ve bu büküm noktasının S-Şekli üzerindeki konumu parametrik bir değişken (k) olarak tanımlanmıştır. 4. derece bir denklemin ifade ettiği S-Şekli birimsiz olarak Şekil 6'da verilmiştir. Büküm noktası konumunun değiştirilmesi ile elde edilen farklı S-Şekli alternatifleri ise Şekil 7'de sunulmuştur.



Şekil 6: 4. Derece S-Şekli Eğrisi



Şekil 7: Farklı Büküm Noktası Konumlarına göre S-Şekilleri

Tasarım çalışmaları kapsamında belirlenen geometrik parametreler kullanılarak parametrik bir başlangıç geometrisi oluşturulmuştur. Tablo 4'te verilen hava-alığı parametreleri tasarım değişkenleri olarak belirlenmiştir. Geliştirilen eniyileme algoritması kullanılarak bu parametrelerin değiştirilmesi sağlanmış ve oluşturulan geometrilerin HAD analizleri gerçekleştirilmiştir. Eniyileme çalışması başlangıç geometrisi parametreleri Tablo 5'te verilmiştir.

Tablo 4: Yarı-Gömülü H. Alığı Geometrik Parametreleri

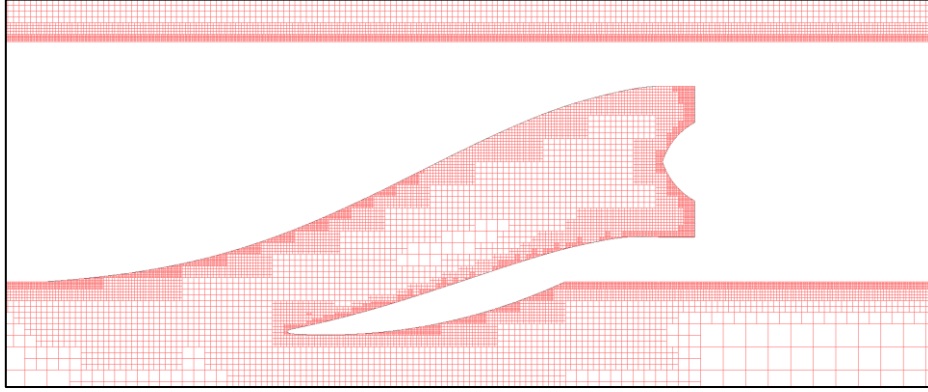
Parametre	Kısaltma
S-Şekli Parametresi	k
Motor Tanjant Uzunluğu	mtl
Difüzör Uzunluğu	dfi
Rampa Uzunluğu	rmpl
Boğaz Giriş Kesiti Uzunluğu (1)	e1
Boğaz Giriş Kesiti Uzunluğu (2)	e2
Boğaz Giriş Kesiti Uzunluğu (3)	e3

Tablo 5: Yarı-Gömülü Hava-Alığı Eniyileme Çalışması Boyutsuzlaştırılmış Başlangıç Geometrisi Parametreleri

Hava-Alığı	mtl	dfi	k	e1	e2	e3
KN-1	0.430	6.019	0.400	0.421	0.714	0.920

HAD Modelleme Çalışmaları

HAD analizlerinde FloEFD [MentorGraphics,2003] Hesaplamalı Akışkan Dinamiği programı kullanılmıştır. Bu program kartezyen çözüm ağı kullanmakta ve çözüm ağı uyarlamalı (adaptive) sayısal analiz yapmaktadır. Ayrıca sayısal analizlerde $k-\epsilon$ türbülans modeli kullanılmıştır. Yarı Gömülü Hava-alığı konfigürasyonları seyir koşullarında analiz edilmiştir. Bu koşullarda simetrik akış oluşacağından HAD analizlerinde çözüm ağı yarım olarak modellenmiştir. Şekil 8’de HAD analizlerinde kullanılan çözüm ağı gösterilmiştir.



Şekil 8: Yarı-Gömülü Hava-Alığı geometrileri için HAD analizlerinde kullanılan çözüm ağı

Motor ön yüzünde Mach çıkışı (Mach outlet) sınır koşulu kullanılmıştır. Motorun çalışması için gerekli olan kütle debisinin motor ön yüzünde sağlanması amaçlanmıştır. Ses altı yarı gömülü hava-alığı tasarım noktası Tablo 6’da verilmiştir.

Tablo 6: Ses Altı Yarı Gömülü Hava-Alığı Tasarım Noktası

H. Alığı Tasarım Noktası	
Mach Sayısı	05-0.9
Hücum Açısı	0°-2°
Yanal Sapma Açısı	0°
İrtifa	Deniz Seviyesi

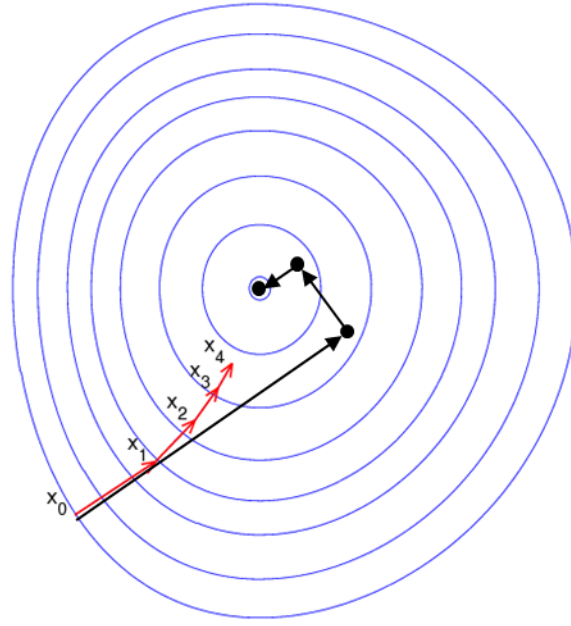
Eniyileme Algoritması

Bu çalışmada ses altı yarı gömülü bir hava-alığının basınç korunumu katsayısını eniyileme çalışması yapılmıştır. Bu amaçla türev tabanlı eniyileme algoritmalarının, basit ve kolay uygulanabilir türlerinden biri olan “En Hızlı Azalan Eniyileme Metodu” (*Steepest Descent Optimization Algorithm*) “Çizgi Arama Algoritması” (*Line Search Algorithm*) ile birlikte kullanılarak tasarım eniyilemesi yapılmıştır.

Türev tabanlı eniyileme algoritmaları başlangıç noktasından hızlı bir şekilde en yakınındaki minimuma doğru yakınsamaktadır. Tasarım bölgesinde yerel minimumların olmadığı koşulu ile algoritma küresel minimum değerine ulaşılabilir.

Mevcut çalışmanın başlangıç geometrisinin, hedeflenen performans isterlerine yakın bir bölgede olduğu öngörülerek geliştirilen eniyileme algoritması ile bulunulan bölgedeki küresel minimuma hızlı bir şekilde yakınsayacağı değerlendirilmiştir.

Bu çalışmada kullanılan eniyileme algoritması türev bazlı en hızlı azalan metodunun, çizgi arama metodu ile birlikte kullanılmasıyla oluşturulmuştur. Çizgi arama metodu, hesaplanan eğim (türev) doğrultusunda gidilecek adımın büyüklüğünü belirlemek için kullanılmıştır. Çizgi arama metodunun eklenmesi ile yakınsama süresi daha da hızlandırılmıştır (Şekil 9).



Şekil 9: Türev Bazlı Eniyileme Algoritması ve Çizgi Arama Metodu

Eniyileme çalışması boyunca hesaplanacak olan hedef fonksiyon belirlenirken ideal koşullar için (sınır tabaka kayıplarının olmadığı durumda) basınç korunumu katsayısının 1.0 ve kayıpların maksimum olduğu durumda ise yarı gömülü hava-alığı'nın basınç korunumu katsayısının 0.8 olduğu kabul edilmiştir. Hedef fonksiyonunun minimum değeri 0, maksimum değeri 1 olacak şekilde doğrusal ilişki kullanılarak hedef fonksiyon, $f(\vec{X})$, belirlenmiştir.

$$f(\vec{X}) = 5 - 5 \cdot PR$$

Eniyileme adımlarında türev bilgilerini elde etmek amacıyla, parametrelerin her biri, diğer parametrelerin sabit kalması koşulu ile küçük miktarlarda artırılıp, azaltılarak HAD analizleri yapılmıştır. HAD analizleri sonucunda elde edilen PR kullanılarak hedef fonksiyonu hesaplanmıştır. Hedef fonksiyonun hesaplanmasıyla elde edilen yön türevleri doğrultusunda çizgi arama metodu uygulanmış ve bir sonraki geometriye ulaşmak amacıyla adım büyüklüğü hesaplanmıştır. Elde edilen adım büyüklüğü kullanılarak ulaşılan geometri esas alınarak tekrar yön türevleri hesaplanarak, hedef fonksiyonu minimuma ulaştıracak yeni geometriler elde edilmiştir. Dört eniyileme adımı sonucunda toplam 60 hava-alığı geometrisi oluşturulmuş ve yakınsama elde edilmiştir.

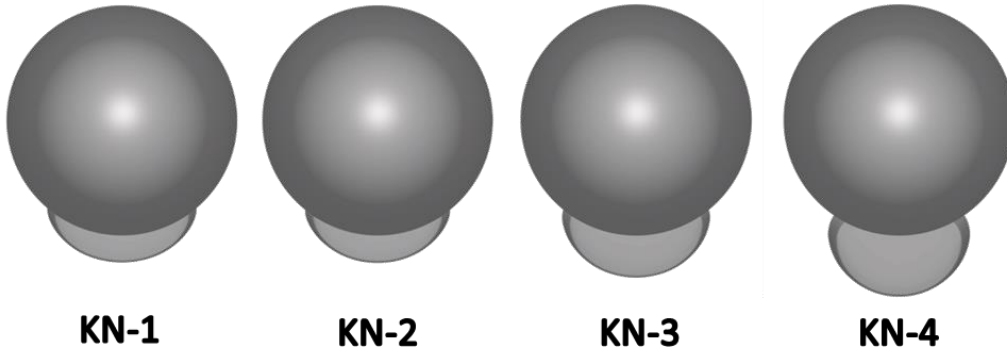
SONUÇLAR

Ses altı ve ses civarı yarı gömülü hava-alığı tasarımı için belirlenen parametreler eniyileme algoritması kullanılarak değiştirilmiş ve HAD analizleri gerçekleştirilmiştir. Yapılan eniyileme çalışmaları sonucunda yüksek basınç korunumu katsayısı ve düşük bozuntu katsayısına sahip bir hava-alığı konfigürasyonu belirlenmiştir.

4 eniyileme adımı sürecinde her bir adımda ortaya çıkan hava-alığı geometrileri Tablo 7’de ve Şekil 10’da verilmiştir.

Tablo 7: Hava-Alığı Optimizasyonu Adımlarında Oluşturulan Geometriler

Hava-Alığı	mtl	dfl	k	e1	e2	e3
KN-1	0.430	6.019	0.400	0.421	0.714	0.920
KN-2	0.423	6.032	0.411	0.405	0.713	0.887
KN-3	0.409	6.086	0.426	0.498	0.772	0.904
KN-4	0.380	6.393	0.497	0.523	0.794	0.852



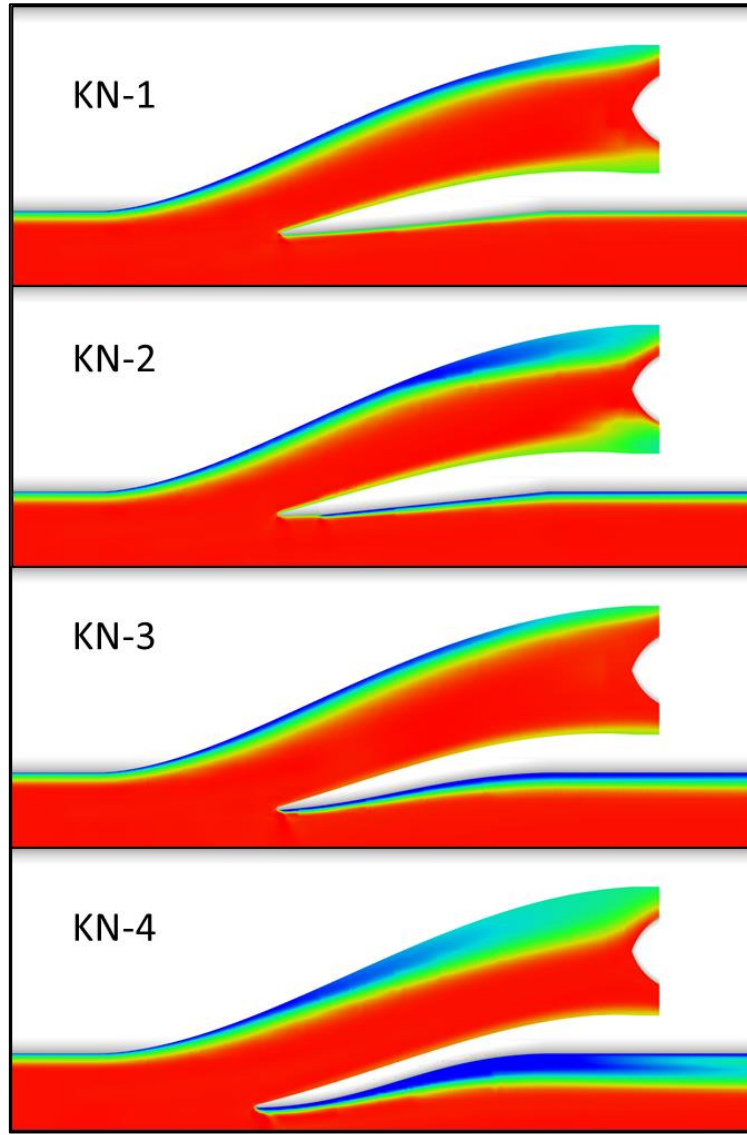
Şekil 10: Eniyileme Adımlarında Oluşan Geometriler

Geometrik detayları verilen hava-alığı geometrilerinin HAD analizleri sonucu elde edilen performans parametreleri Tablo 8’de verilmiştir.

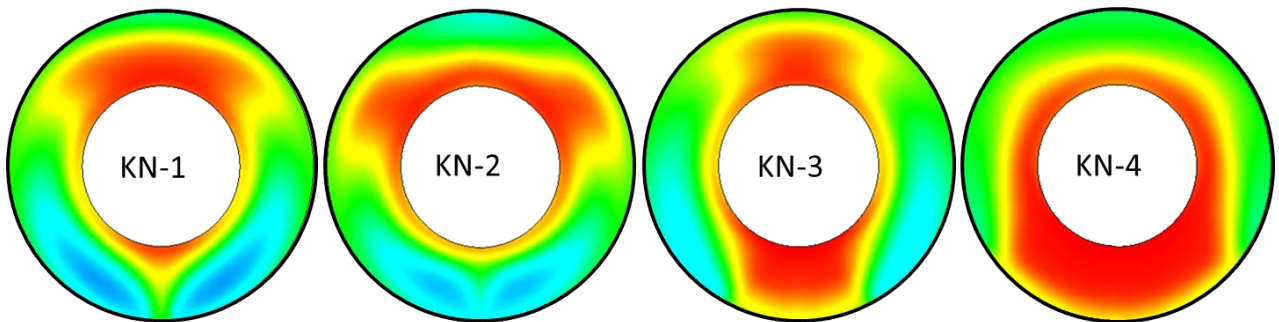
Tablo 8: Eniyileme Adımlarında Oluşan Geometrilerin Performansları

Hava-Alığı	Mach	\dot{m}_{corr}	PR	DC60
KN-1	0.4449	1.0153	0.9104	0.4584
KN-2	0.4446	1.0161	0.9153	0.5443
KN-3	0.4389	1.0189	0.9240	0.4278
KN-4	0.4364	1.0233	0.9495	0.2757

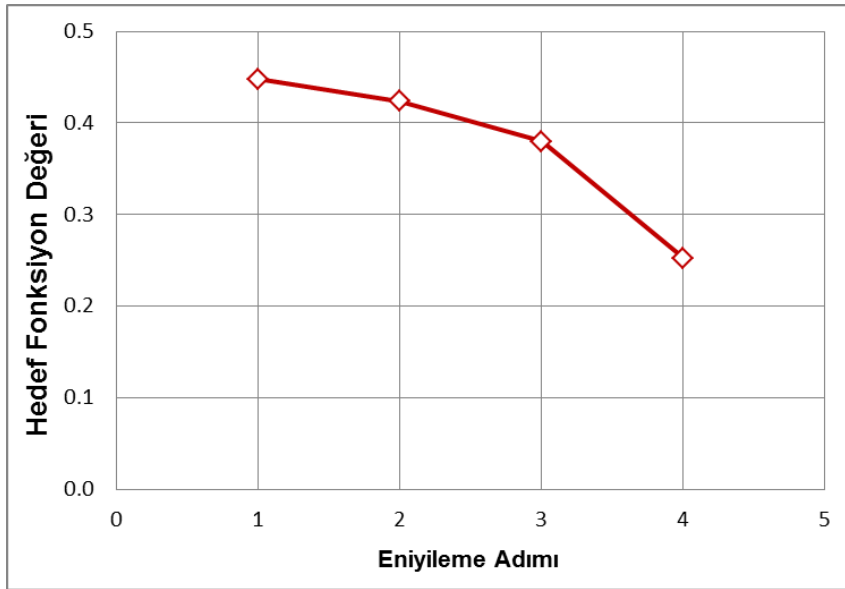
Elde edilen geometrilerin eşdeğer toplam basınç yüzeyleri Şekil 11’de verilmiştir. Şekil 12’de ise toplam basıncın motor önyüzüne (AIP) dağılımı gösterilmiştir. Eniyileme çalışması boyunca her adımda hesaplanan hedef fonksiyonun eniyileme adımlarındaki azalma grafiği ve basınç korunumu katsayısının artışı Şekil 13 ve Şekil 14’te sunulmuştur. Bozuntu katsayısının (DC60) eniyileme adımlarında değişimi ise Şekil 15’de verilmektedir.



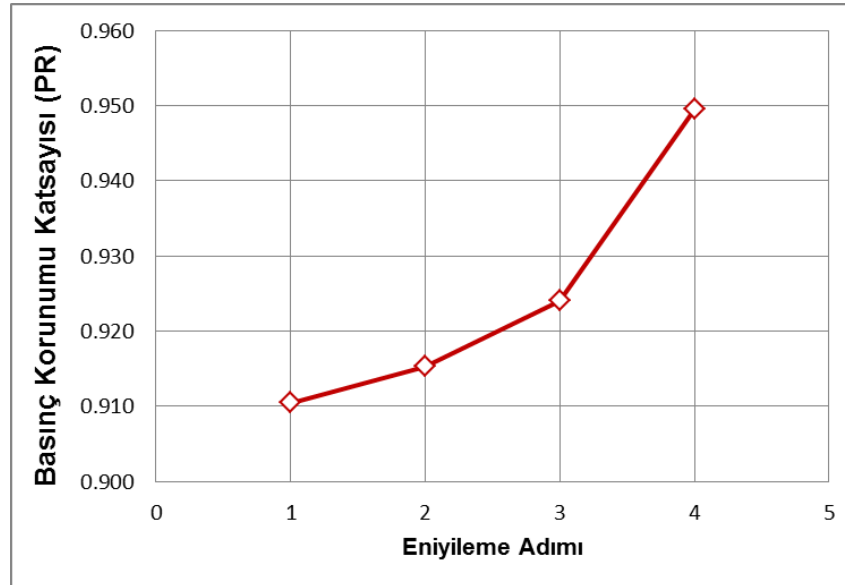
Şekil 11: Eniyileme Adımlarında Oluşan Geometrilerin Simetri Eksenine Eşdeğer Toplam Basınç Yüzeyleri



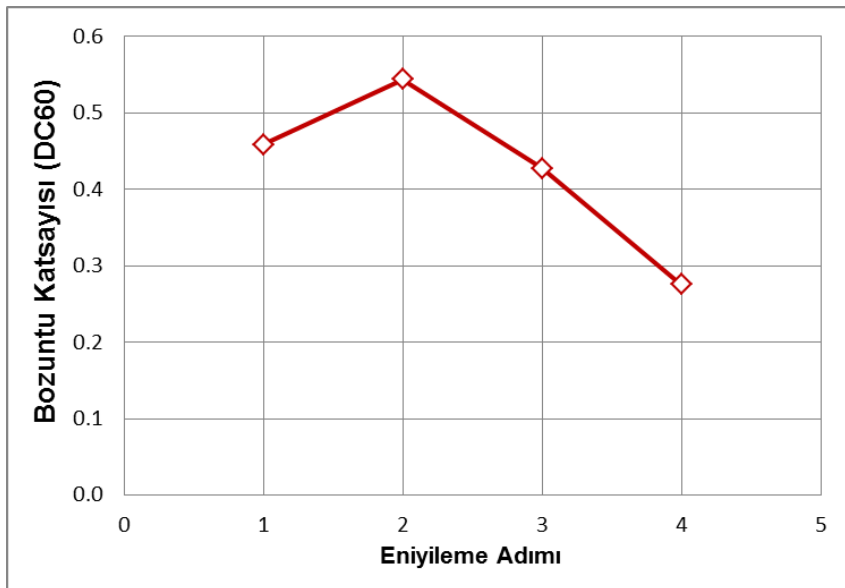
Şekil 12: Eniyileme Adımlarında Oluşan Geometrilerin Motor Önyüzüne Eşdeğer Toplam Basınç Yüzeyleri



Şekil 13: Hedef Fonksiyonun Eniyileme Sürecinde Değişimi



Şekil 14: Basınç Korunumu Katsayısının (PR) Eniyileme Sürecinde Değişimi



Şekil 15: Bozuntu Katsayısının (DC60) Eniyileme Sürecinde Değişimi

Tablo 9'da başlangıç ve sonuç geometrisi için boyutsuzlaştırılmış düzeltilmiş kütle debisi, motor önyüzü Mach sayısı, basınç korunumu katsayısı ve bozuntu katsayısı değerleri verilmiştir.

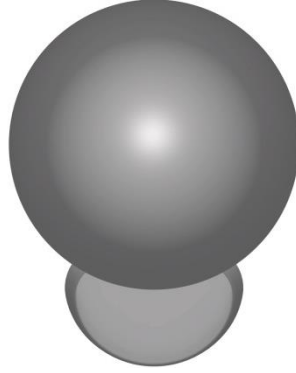
Tablo 9: Yarı-Gömülü H. Alığı Analiz Sonuçları

Konfigürasyon	Boyutsuzlaştırılmış Kütle Debisi	Mach Sayısı (AIP)	PR	DC(60)
Başlangıç (KN-1)	1.0153	0.4449	0.9104	0.4584
Eniyileme (KN-4)	1.0233	0.4364	0.9495	0.2757

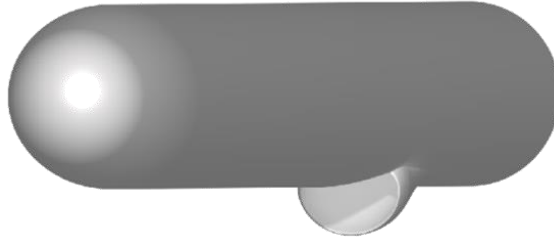
Eniyileme çalışmaları sonucunda elde edilen son geometride başlangıç geometrisine göre basınç korunumu katsayısında (PR) %4.29 artış, Bozuntu Katsayısında (DC) ise %40 azalma elde edilmiştir.

Şekil 12'de Parametrik yarı gömülü hava-alığına ait başlangıç ve eniyileme çalışması adımlarında elde edilen hava alıkları için motor ön yüzü eşdeğer toplam basınç yüzeyleri karşılaştırılmıştır. Eniyileme çalışması sonucu ortaya çıkan geometride toplam basınç kaybının daha az olduğu görülmektedir.

Eniyileme çalışması sonucunda elde edilen KN-4 geometrisi Şekil 16 ve 17'de verilmiştir.



Şekil 16: KN-4 Hava-Alığının Geometrisi



Şekil 17: KN-4 Hava-Alığı İzometrik Görüntüsü

DEĞERLENDİRMELER

Ses altı ve ses civarı hız rejimlerinde uçan jenerik bir seyir füzesi için, basınç korunumu katsayısı (Pressure Recovery) ve bozuntu katsayısı (Distortion Coefficient) eniyilenmiş hava-alığı konfigürasyonu tasarlanmıştır. Tasarım ve eniyileme çalışmaları sonucunda basınç korunumu katsayısında (PR) %4.29 artış, Bozuntu Katsayısında (DC) ise %40 azalma elde edildiği görülmüştür. Bu çalışmada, Hava-alığı ile birlikte entegre füze tasarımında kullanılacak modelleme yöntemleri geliştirilmiştir. Uygulanan modelleme yöntemleri geliştirilerek ve tasarım parametrelerinin sayısı artırılarak detay tasarım çalışmaları yapılabileceği değerlendirilmektedir.

Kaynaklar

- Berrier, B. L., et al., 2005. *High Reynolds Number Investigation of a Flush-Mounted, S-Duct Inlet With Large Amounts of Boundary Layer Ingestion*, NASA/TP-2005-213766
- Fleeman, E., 2001. *Tactical Missile Design*, Reston, Virginia: AIAA Education Series
- He, G., *Design of S-shaped Submerged Inlet*, Advanced Materials Research Vols. 291-294
- Mattingly, J. D., et al., 2002. *Aircraft Engine Design*, Alexander Bell Drive, Reston: AIAA Education Series.
- Mentor Graphics Corp., 2003. *FloEFD™ Solving Engineering Problems*, Oregon, USA
- Taskinoglu, E. S., 2004. *A Multiobjective Shape Optimization Study for A Subsonic Submerged Inlet*, New Jersey: The State University of New Jersey.