

DEĞİŞKEN UÇUŞ KOŞULLARINA UYUMLU, OPTİMUM SESÜSTÜ HAVA ALIĞI TASARIM YAZILIMI GELİŞTİRİLMESİ VE İKİ BOYUTLU HAD ANALİZİ

Abdullah Arslan¹, Cihan
Tiryaki¹, Cihan Dağdağül¹ ve
Dr. Ahmet Selim Durna²
Samsun Üniversitesi, Samsun

Dr. Human Amiri³
Sivas Bilim ve Teknik
Üniversitesi, Sivas

Dr. Umut Can Küçük⁴
Tübitak Sage, Ankara

ÖZET

Hava alıkları, hava taşıtlarının motorlarına gereken havayı sağlayan kritik bileşenlerdir. Süpersonik hızlarda çalışan hava taşıtları için, hava alıklarının tasarımı oldukça karmaşıktır ve yüksek hızlarda hava akışının kontrol edilmesi gerekmektedir. Süpersonik hava alıkları tasarım sürecinde, şok dalgalarının yönetimi, toplam basınç kaybı ve akışın yavaşlatılması gibi aerodinamik yaklaşım faktörleri dikkate alınır. Bu çalışma, rampa modelli süpersonik hava alıkları tasarımının teorik ve pratik aşamalarını ele alarak, kapsamlı bir tasarım ve analiz süreci sunmaktadır. Bu bağlamda ideal akış koşullarında, belirlenen tasarım yöntemiyle belirli uçuş sınır şartlarında analitik hesaplamalar yapılarak temel tasarım oluşturulmuş, yazılım dili kullanarak değişken uçuş sınır koşulları ile genel tasarım algoritması geliştirilmiş ve Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği (HAD) analizi ile tasarımın performans sonuçları karşılaştırılmıştır. TUSAŞ tarafından LIFT UP projeleri kapsamında desteklenen bu projede; havacılık sektöründe kritik önem arz eden hava alıklarının tasarım çalışmalarına özgün biçimde, zamandan ve maliyetten tasarruf ettirerek katkı sağlanması amaçlanmıştır.

GİRİŞ

Hava solunmalı tahrik sistemlerine sahip süpersonik hızlarda görev alan uçakların en önemli bileşenlerinden biri hava alıklarıdır. Hava alıkları, tahrik sistemi için yeterli miktarda havayı (tüm uçuş koşulları için yeterli kütle akış hızını), ulaşılabilir en yüksek kaliteyle ve en az maliyetle sağlamak için tasarım hedeflerini karşılamalıdır [Farahani ve Mahdavi, 2019]. Alık, kompresörün akış yukarısında yer alır ve hava alığı akış üzerinde herhangi bir çalışma yapmazken, giriş performansının motor net itme gücü üzerinde güçlü bir etkisi vardır [Anderson, 2007]. Hava girişinin toplam basınç kaybının minimum seviyede olması yani basınç geri kazanım katsayısının maksimum seviyede olması çok önemlidir. Ayrıca tahrik sistemlerinin düzgün çalışabilmesi için hava girişi tarafından sağlanan havanın öngörülebilir, sürekli ve az rahatsız edici olması gerekir [Mace J. ve diğerleri, 2009]. Hava alığının toplam basınç düşüşünü en aza indirmek için iki farklı eğilim vardır. Sırasıyla ilk eğilim, sınır tabakası büyümesini kontrol etme ve ayrılmayı önlemeyi; ikinci eğilim, hava alığını daha verimli hale getirmek için hem şok yapısını hem de akış geometrisini manipüle etmeyi, toplam basınç kaybını azaltmayı amaçlayan araştırmalardan oluşur [Farahani ve Mahdavi, 2019].

Hava Alığı Sınıflandırılması

Hava alıkları temel olarak üç farklı kategoride sınıflandırılabilir. İlk olarak hava alığına gelen akışın (uçak hız rejimine) göre sesaltı, sesüstü ve hipersonik alık tipleri bulunmaktadır. 'Sesaltı hava alıkları', uçak hızının sesaltında olduğu durumlarda kullanılır. Basit geometriye, düşük basınç kaybı, yüksek aerodinamik verimli yapıya sahiptir. 'Sesüstü hava alıkları', uçak hızının ses hızının üstünde

¹ Lisans öğrencileri, Hav. ve Uzay Müh. Böl. E-posta: abdllharsln25@gmail.com, cihantiryaki2@gmail.com, cihandg13@gmail.com

² Dr. Öğretim Üyesi, Havacılık ve Uzay Müh. Böl. E-posta: ahmetselim.durna@samsun.edu.tr

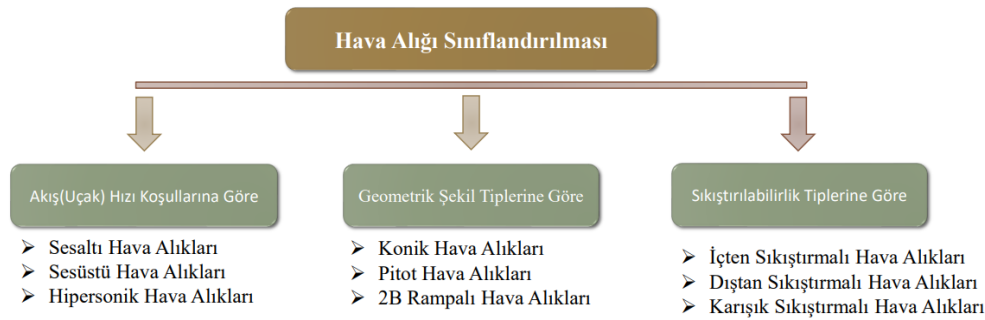
³ Dr. Öğretim Üyesi, Havacılık ve Uzay Müh. Böl. E-posta: human.amiri@sivas.edu.tr

⁴ İtki Aerodinamiği, E-posta: umutcan.kucuk@tubitak.gov.tr

olduğu durumlarda kullanılır. Gelen akış kompresöre girmeden önce hızı sesaltına verimli biçimde düşürmek için sıkıştırma rampaları kullanılmaktadır. Süpersonik uçuş sırasında oluşan şok dalgalarından kaynaklanan performans kayıplarını en aza indirmek için giriş dudağı keskinleştirilmiştir [Esterhuyse,1997]. 'Hipersonik hava alıkları', uçak hızının ses hızının çok üstünde (Mach>5) olduğunda kullanılır. Bu hız rejiminde yüksek durgunluk sıcaklıkları mevcuttur ve malzeme seçimi önemlidir [Mölder ve Timovef,2014].

Hava alığında akışın sıkıştırılma bölgesine göre üç tip alık bulunmaktadır. Gelen akışın sıkıştırılma ve şok oluşum bölgeleri alığın tamamen iç tarafındaysa 'içten sıkıştırmalı', tamamen dış bölgedeyse 'dıştan sıkıştırmalı', dış bölgede başlayıp iç bölgedeyse 'karışık sıkıştırmalı' hava alığı tipi olarak nitelendirilir.

Hava alığı içerisinde akışın işleme bölgesine göre üç tip alık bulunmaktadır. Gelen akışın sıkıştırılma ve şok oluşum bölgeleri alığın tamamen iç tarafındaysa 'içten sıkıştırmalı', tamamen dış bölgedeyse 'dıştan sıkıştırmalı', dış bölgede başlayıp iç bölgedeyse 'karışık sıkıştırmalı' hava alığı tipi olarak nitelendirilir. Şekil 1'de hava alıklarının sınıflandırma şeması yer almaktadır.



Şekil 1: Hava Alıkları Sınıflandırılması

Hava Alığı Performansı

Tasarlanacak hava alığının performansını analiz edebilmek için ele alınması gereken parametrelerin en önemlisi, hava alığının verimliliğini yansıtan toplam basınç geri kazanım katsayısı (TPR)dir. Bu katsayı (1.1) ile gelen serbest akışın enerjisinin ne kadarını motora iletebildiğini tanımlanır. Bu katsayı, motorun itki ve kararlılığını etkilemektedir [Chang, 2011].

$$\text{Toplam basınç geri kazanım katsayısı} = \text{TPR} = \frac{P_{T,2}}{P_{T,1}} = \frac{\text{sıkıştırma sonrası toplam basınç}}{\text{sıkıştırma öncesi (serbest akış) toplam basınç}} \quad (1.1)$$

Hava alığının ideal ve operasyon koşulları altındaki (anlık) yakaladığı kütleli debilerin oranı ile alığın ne kadarlık verimde kütleli debi yakaladığını tanımlanır.

$$\text{Kütleli debi yakalama katsayısı} = \dot{m}_R = \frac{\dot{m}_{\text{act}}}{\dot{m}_{\text{ideal}}} = \frac{\text{yakalanan anlık kütleli debi}}{\text{ideal olarak yakalanacak kütleli debi}} \quad (1.2)$$

Hava alıkları, farklı operasyon tiplerinde normal şokun oluşum koşullarına göre sınıflandırılır. Boğazda tasarıma ait normal (terminal) şokun oluşarak belirlenen limitler dahilinde kütle akışı çekilmesi ve buna bağlı olarak da istenen verimde akışın yavaşlatılması 'kritik' mod olarak tanımlanır. Hava alığı dışında normal şokun oluşması durumu olan 'kritik altı' modda alık içerisinde akış tamamen sesaltı olup serbest akışın bir kısmı alığın içerisine alınamaz. Bu modda motor çalışmaz (unstarted). Normal şokun boğazın gerisinde oluşması durumu olan kritik üstü modda alık içerisine hava sesüstü girer ve serbest akış yakala miktarından daha fazla yakalama eğilimindedir. Bu durum motorun çalışması için (started) şart olup aksi durumda, hem hava yakalama kapasitesi hem de basınç kazanım katsayısı büyük oranda azalmaktadır [Seddon ve Goldsmith, 1985].

Yazılımsal Tasarım Metotları Slater

Yazılım dili aracılığıyla hava alığı tasarım veya analizi için literatürde farklı yöntemler kullanan SUPIN(Supersonic Inlet Design Code), LAPIN(Lund University Panel), IPAC(Inlet Performance Analysis Code), LERCINLET(Lewis Research Center Inlet Design Code), INLETMOC(Inlet Method of Characteristics) gibi metotlar bulunmaktadır [Slater,2016]. Tablo 1’de bu metotların algoritma girdi ve çıktı özetleri yer almaktadır.

Tablo 1: Hava Alığı Tasarım/Analiz Metotları

Yazılım Tasarım Yöntemleri	Tasarım Girdileri	Tasarım Çıktıları
SUPIN	- M_0 - $h_0(P_0, T_0)$	- Geometrik paramterler - Koordinatlar (Izgara noktaları) -Giriş aerodinamik özellikleri ve performans sonuçları -Basınç geri kazanımı,
LAPIN	- M_0 - $h_0(P_0, T_0)$ - Giriş boyutu, şekli, yerleri	-Toplam basınç bozulması, -Giriş içindeki akış alanı, -Çeşitli giriş geometrileri ve uçuş koşullarını hesaba katar, -Ağırlık akışı
IPAC	- M_0 -Sınırlı geometrik giriş verileri	- Toplam basınç geri kazanımı, - Aerodinamik sürtünme katsayısı - Konik akış alanı
LERCINLET	- $h_0(P_0, T_0)$ - M_t - Akış açısı- Kütle akışı	- Temel karakteristik alan noktası - Temel karakteristik sınır noktası
INLETMOC	- M_0 - Yerel akış açısı - Toplam basınç, - Kütle akışı	- Şok noktaları -Temel Denklem Tekniği -Temel Hesaplama Tekniği -Alan Noktası Hesabı -Şok Noktası Hesabı -Body Noktası Hesaplaması

Bu çalışmada giriş Mach sayısı, yerel akış fiziksel nicelikleri ve motora giden kütle debisi girdileri kullanılacak olup INLETMOC yöntemi referans alınmıştır.

Problemin Tanımı

Bu çalışmada, değişken koşullarda optimum verimde çalışacak temel geometriye sahip hava alığının konsept tasarımı ve performansın analitik ve nümerik analizi problem olarak ele alınmıştır. Uçağa entegre itki/motor sisteminin, uçağın öngörülebilir uçuş koşulları Mach sayısı, irtifa, kütleli debi gibi parametrelerin değişimi ile temel ölçüde ele alınıp tasarlanan sistemin performans ve maliyet analizi gerçekleştirilmiştir. Endüstride kritik ve niş çalışma alanı olan süpersonik hava alıklarının karmaşık tasarım sürecinde konsept tasarım oluşturulması ve analizi süreçlerini hızlandırması çalışmanın temel beklentisidir.

YÖNTEM

Belirlenen çalışma konusu kapsamında ilk adım olarak analitik yöntemlerle belirli uçuş koşulları(sabit Mach sayısı, sabit irtifa, sabit kütleli debi) esas alınarak alık içerisindeki akış senaryosu, aerodinamik yaklaşımlarla oluşturulmuştur. Akış senaryosunda viskoz olmayan koşullarda tüm sistemin adyabatik, şoklardan sonraki boğaz ve sesaltı difüzörün izentropik olduğu varsayılmıştır. Akış senaryosuna uygun hava alığı geometrisi, trigonometrik yaklaşımlarla nokta koordinatlarından tüm geometriye ulaşım sağlanacak şekilde oluşturulmuştur. İkincil adım olarak MATLAB yazılım dili ile tasarım sürecinde sabit katsayı biçimde alınan parametreler farklı uçuş koşullarını inceleyebilmek adına değişken hale getirilmiştir. Ardından iki rampalı model için tüm akış senaryolarını içeren genel tasarım algoritması oluşturulmuş, enerji verimliliği en yüksek akış senaryoları her bir rampa sayısı

için optimizasyonla elde edilmiştir. Son adımda oluşturulan tasarımların HAD analizleri, ANSYS Fluent yazılımı ile yapılp analitik sonuçlarla karşılaştırılmıştır.

Analitık Tasarım

Şok dalgaları, akışkanın ses hızını aşmasıyla oluşur ve akışkanın hızının ses hızının altına düşmesi ve basıncın motor için iyileştirilmesi gibi etkilerle gelir. Sesüstü hava alıklarında oluşacak şok dalgaları genellikle iki ana tip olarak kabul edilir: sesüstü difüzör kısmında meydana gelen eğik şoklar ve boğazda oluşan normal şoklar (terminal şoklar). Rampa açısı (θ), şok dalgası açısı (β) ve Mach sayısı (M) aşağıdaki aerodinamik hesaplamalarla belirlenir. Ayrıca, Mach sayısı ve özgül ısı oranı, toplam basınç hesaplamalarında kullanılır. θ ve β arasındaki ilişki (2.1) ile ifade edilir:

$$\tan\theta_i = 2\cot\beta_i \frac{M_i^2 \sin^2\beta_i - 1}{M_i^2(\gamma + \cos 2\beta_i) + 2} \quad (2.1)$$

Eğik ve normal şok arasındaki ilişki aşağıdaki denklemlerle ifade edilir(2.2, 2.3, 2.4):

$$M_{n,i} = M_i \sin\beta_i \quad (2.2)$$

$$M_{n,i+1}^2 = \frac{1 + \frac{(\gamma - 1)}{2} M_{n,i}^2}{\gamma M_{n,i}^2 - \frac{(\gamma - 1)}{2}} \quad (2.3)$$

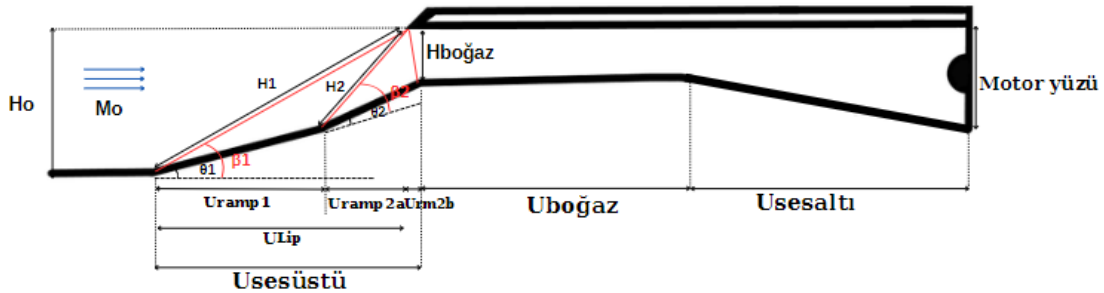
$$M_{i+1} = \frac{M_{n,i+1}}{\sin(\beta_i - \theta_i)} \quad (2.4)$$

Bir girişin boyutlandırılması için, motorda yanma için gereken hava akışının kütlesi belirlenmelidir. Bu sayede bir hava alığının yakalama alanı temel olarak hesaplanabilir. Serbest akış koşullarına referansla, ρ_0 ve V_0 için değerler, sabit boyutsuz kanal kesitinde ideal bir akışkan için sabit 1-boyutlu izentropik denklemlerden kolayca hesaplanabilir(2.5).

$$A_0 = \frac{\dot{m}}{\rho_0 M_0 a_0} = H_0 \cdot w \quad (2.5)$$

Burada A_0 =Yakalama alanı, ρ_0 = Akış yoğunluğu, M_0 =Mach sayısı, a_0 = Ses hızı, w = Hava alığı genişliği, H_0 = Hava alığı giriş yüksekliğini ifade etmektedir.

Girişin genel boyutu, elde edilen alan ve açılara dayalı geometrik hesaplamalarla belirlenir. Aşağıda, Şekil 2'de gösterilen bir dıştan sıkıştırılmalı hava alığı için alt bileşen boyutları gösterilmiştir.



Şekil 2: Sesüstü hava alığının genel boyutlandırma segment isimleri

Birinci rampanın (U_{ramp1}), ikinci rampanın (U_{ramp2}) ve sesüstü difüzörün ($U_{sesüstü}$) yatay uzunlukları Şekil 2 baz alınarak trigonometrik bağıntılar aracılığıyla hesaplanır. Boğaz alanı ($H_{boğaz}$) ise izentropik bölge olarak kabul edilen sesaltı difüzör bölgesinde Mach sayısı-alan ilişkisi yardımıyla belirlenir.

$$\frac{A}{A_{boğaz}} = \frac{1}{M} \left(\frac{1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2}{\frac{\gamma + 1}{2}} \right)^{\frac{\gamma + 1}{2(\gamma - 1)}} \quad (2.6)$$

Sesaltı difüzör boyut hesaplamaları için, izentropik akış varsayılır. Bu varsayıma göre, akıştaki entropi değişimi ihmal edilir ve akışın termodinamik olarak etkin bir şekilde genişlediği kabul edilir. Sesaltı difüzörün boyutunu belirlemek için ilk olarak motor yüzey alanı Mach sayısı hava alığı içermeyen motorlu sisteme göre hesaplanır. Ardından hava alığına motorun takılması senaryosuna göre motor yüzey alanı (A_{AIP}), toplam basınç oranı ve toplam sıcaklık (2.7) te kullanılarak sabit kütle akışı hesaplanır. Toplam basınç oranı değerini hesaplamak için iki boyutlu Rankine-Hugoniot ilişkileri kullanılır. Motor parametrelerinden sabit kütle akışı hesabı;

$$\dot{m} = A_{AIP} \frac{(P_t)_{AIP}}{\sqrt{(T_t)_{AIP}}} \sqrt{\frac{\gamma}{R}} M_{AIP} \left[\left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_{AIP}^2 \right) \right]^{\frac{-\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \quad (2.7)$$

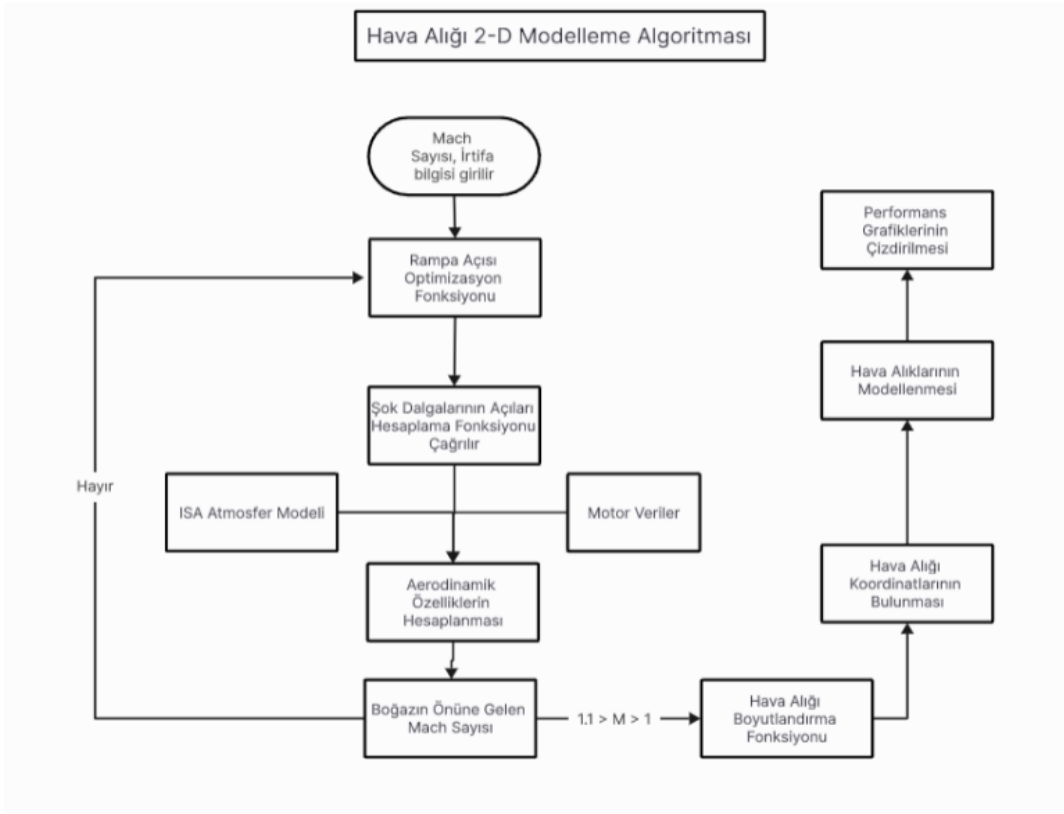
Sesaltı difüzörün izentropik varsayımıyla girişteki toplam sıcaklık sabit kalır ve toplam basınç oranı aşağıdaki izentropik ilişkilerle belirtilir[Mine Alemdaroğlu].

$$\frac{(P_t)_{AIP}}{(P_t)_0} = \frac{(P_t)_{AIP}}{(P_t)_3} \frac{(P_t)_3}{(P_t)_2} \frac{(P_t)_2}{(P_t)_1} \frac{(P_t)_1}{(P_t)_0} \quad (2.8)$$

Sesaltı difüzör, geçiş bölgesinde akış ayrılmasını en aza indirmek önem taşır. Araştırma ve analizler, akış ayrılmasını optimize etmek için difüzör geçiş açısının 3-8 derece olmasının etkili olduğunu göstermektedir [J. Seddon and E. L. Goldsmith].

Matematiksel Modelleme ve Performans Hesabı

Şekil 3'te, farklı uçuş senaryoları ve Mach sayıları için toplam basınç geri kazanımı en yüksek olan iki boyutlu, iki rampalı hava alığı tasarımlarını gösteren MATLAB'da hazırlanmış tasarım modelleme algoritması yer almaktadır. Bu algoritma, 2 rampalı hava alığı performans hesaplamalarını kullanarak, normal şokun önünde istenilen Mach sayısına ulaşmayı ve toplam basınç kaybını en aza indirmeyi hedeflemektedir. Tüm rampa açıları, bu hedeflere ulaşmak için sistematik olarak denenmekte ve optimize edilmektedir. Bu yöntem, hava alığı tasarımının verimliliğini ve performansını artırarak, çeşitli uçuş koşullarında optimal performans sağlar.

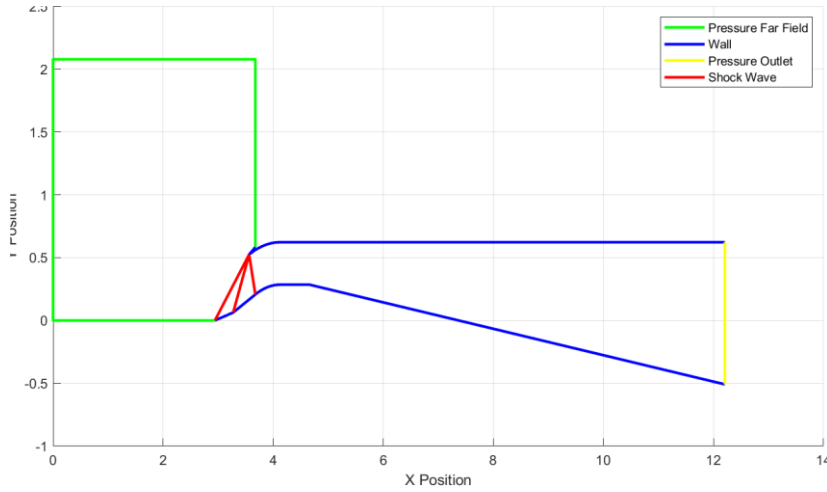


Şekil 3: Değişken Hava Alığı Modelleme Algoritması

Tablo 2'de, Mach 2 hızında iki rampalı hava alığına ait rampa ve şok açıları yer almaktadır. Şekil 4'te ise, iki rampalı optimize edilmiş akış alanı tasarım geometrileri gösterilmektedir. Bu şekil, şok dalgalarının tasarıma göre geleceği konumları da içermektedir. Optimize edilmiş tasarım, hava alığı performansını maksimize etmek için dikkatle hesaplanmış rampa ve şok açılarıyla, şok dalgalarının istenilen pozisyonlarda oluşmasını sağlamaktadır.

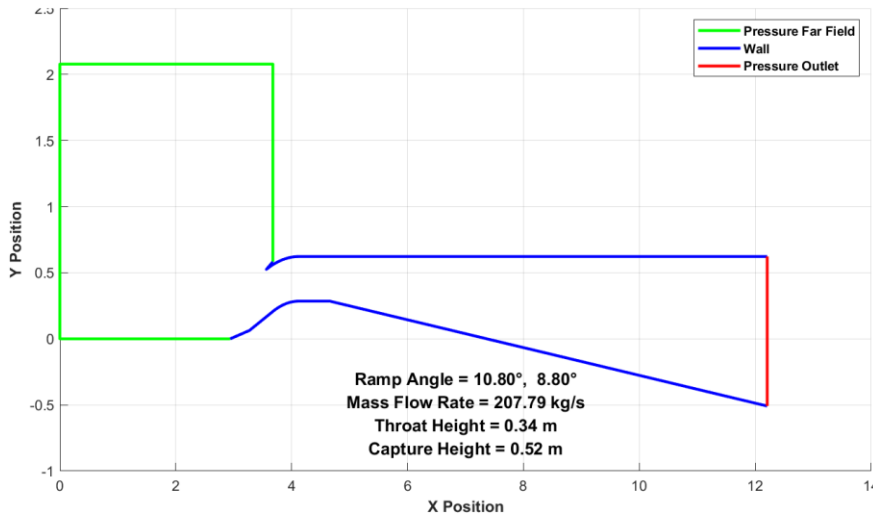
Tablo 2: Dıştan Sıkıştırılmalı Hava Alığının Rampa ve Şok Açılı

2 rampalı hava alığı	Rampa Açılı		Şok Açılı		
		10.8	8.8	40.198°	48.770°



Şekil 4: Optimize edilmiş 2 rampalı hava alığı

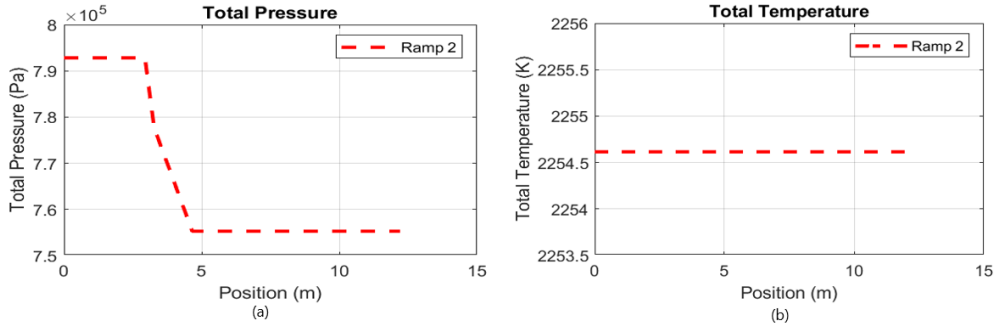
Şekil 5'te, Mach 2 hızında hava alığının model sonucu elde edilen geometrisi ve geometrik özellikleri yer almaktadır. Ayrıca, sınır koşulları da belirtilmiştir. Bu şekil, hava alığının detaylı tasarımını ve performansını değerlendirmek için kritik öneme sahiptir. Modelleme sonuçları, hava alığının optimize edilmiş geometrisi ile sınır koşullarını dikkate alarak, tasarımın etkinliğini ve uygulanabilirliğini göstermektedir. Geometrik özellikler, rampa ve şok açıları ve diğer kritik parametreler, hava alığının aerodinamik verimliliğini maksimize etmek amacıyla dikkatle hesaplanmıştır.



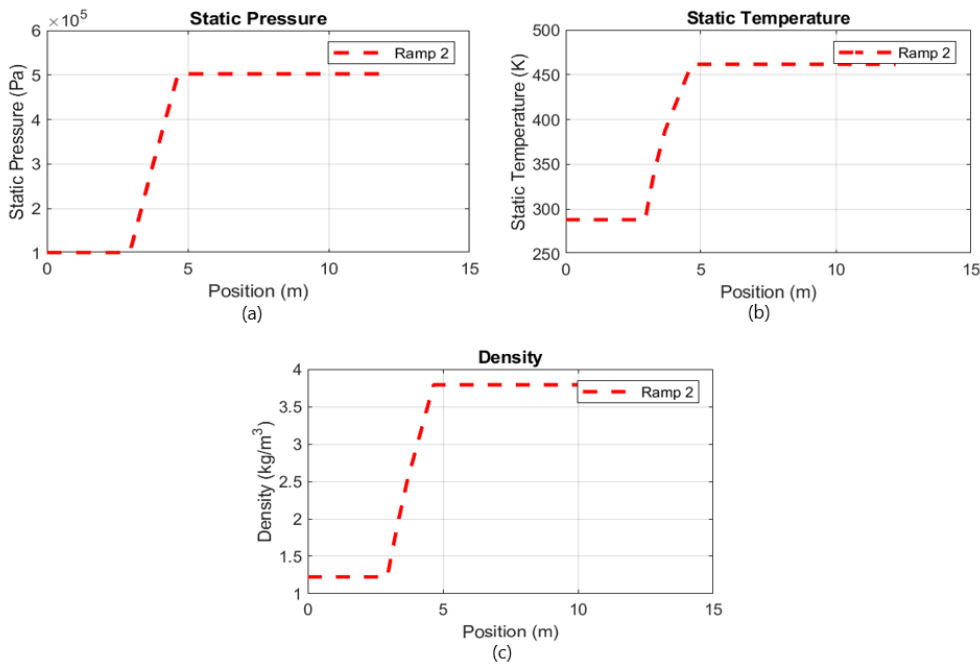
Şekil 5: Optimize edilmiş 2 rampalı hava alığı

Şekil 6, 7, 8 ve 9'de, MATLAB programında oluşturulan tasarım algortimasından alınan optimum verimli 2 rampalı hava alığına ait performans grafikleri verilmiştir. Boğaz bölgesinde oluşan normal

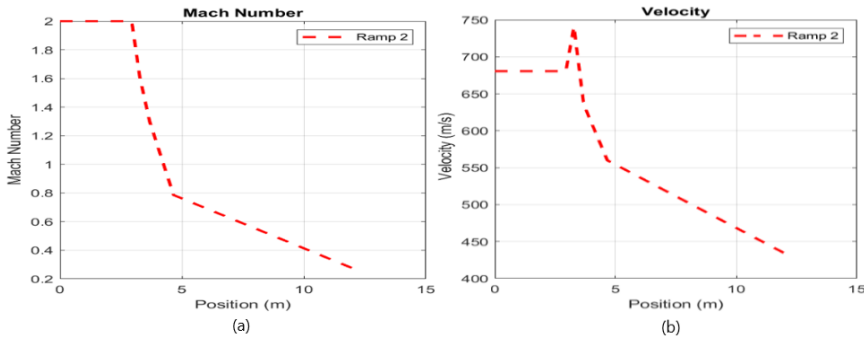
şoka kadar sistemin adiyabatik, boğaz bölgesinden motor bölgesine(AIP) kadar sistemin izentropik olduğu varsayılmıştır.



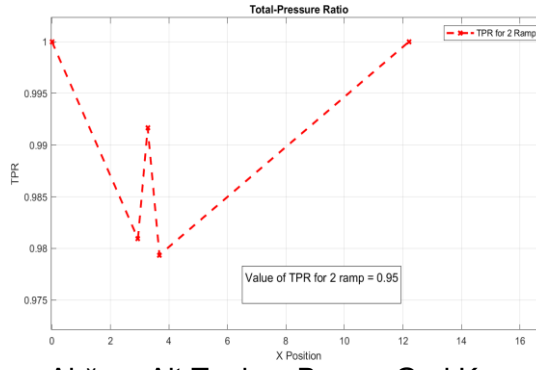
Şekil 6: 2 Rampalı Hava Alığına Ait Performans Grafikleri (a) Toplam Basınç Değişimi, (b) Toplam Sıcaklık Değişimi



Şekil 7: 2 Rampalı Hava Alığına Ait Performans Grafikleri (a) Statik Basınç Değişimi, (b) Statik Sıcaklık Değişimi, (c) Yoğunluk Değişimi



Şekil 8: 2 Rampalı Hava Alığına Ait Performans Grafikleri (a) Mach Sayısı Değişimi, (b) Hız Değişimi

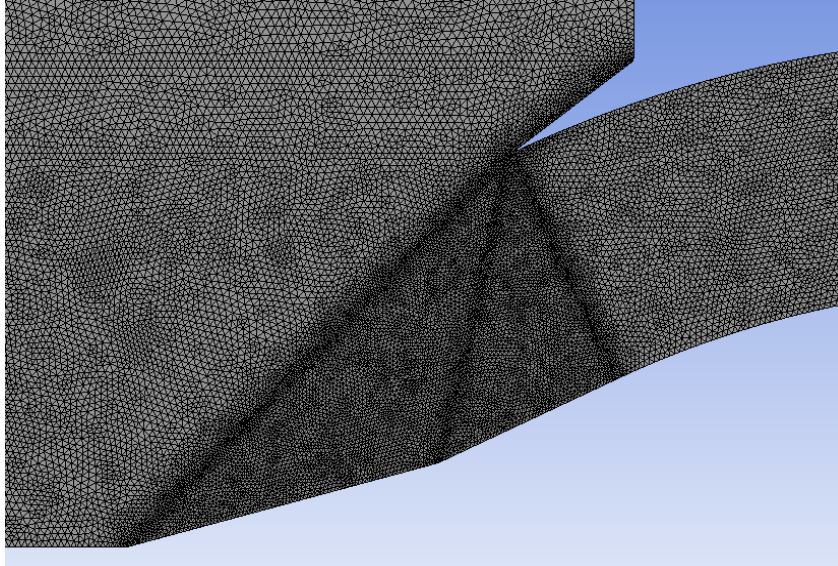


Şekil 9: 2 Rampalı Hava Alığına Ait Toplam Basınç Geri Kazanımı Değişimi ve Değeri

Matematiksel model ile hesaplanan hava alığı değerleri, teorik olarak istenen şekilde değişim göstermiştir. Hava alığı boyunca toplam basınç azalırken, sistemin adyabatik olduğu varsayıldığından toplam sıcaklık sabit kalmıştır. Ayrıca, hava alığı boyunca statik basınç, statik sıcaklık ve yoğunluk değerleri artmaktadır. Bu durum, hava alığının beklenen performans özelliklerine uygun bir şekilde çalıştığını göstermektedir. Model sonuçları, hava alığının toplam basınç düşüşü ve sabit toplam sıcaklık gibi kritik parametrelerin yanı sıra artan statik basınç, statik sıcaklık ve yoğunluk değerlerinin, teorik hesaplamalarla uyumlu olduğunu doğrulamaktadır. Ayrıca, Mach sayısı, motorun gerek duyduğu hıza kadar aerodinamik hesaplamalar kullanılarak tasarlanmıştır.

HAD Modellemesi

MATLAB modelleme algoritmasından alınan iki boyutlu akış alanı geometri(nokta) çıktıları CAD yazılımı Solidworks programına aktarılıp tasarım iyileştirmeleri boğaz bölgesinde yapılmıştır. Nihai geometrinin iki boyutlu model mesh oluşturulması için Ansys/Meshing programı kullanılmıştır. Visköz olmayan akış analizinde, incelenen geometrilerin şok oluşumu ve akış bozuntu bölgelerinin daha hassas bir şekilde analiz edilmesi amacıyla yapısız (unstructured) mesh tipi tercih edilmiştir.

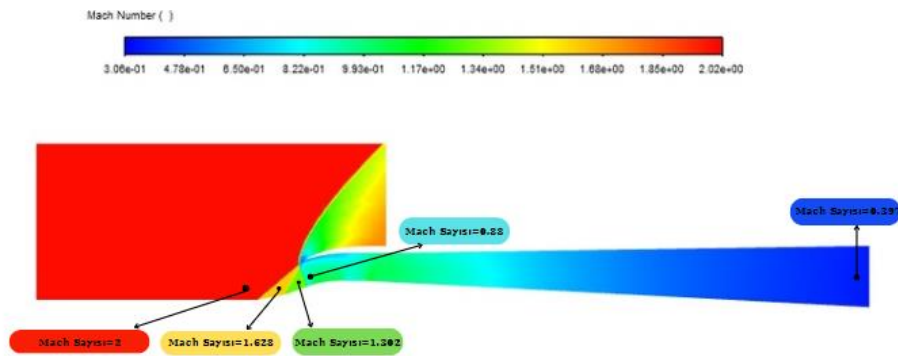


Şekil 10: Hava Alığı Şok Oluşum Bölgesi Hassas Ağ Yapısı Modellenmesi

Tablo 3: Analiz Metodu

Solver Type	Density-Based
Time	Steady
Space	2D-Planar
Viscous Model	Inviscid
Formulation	Implicit
Flux Type	Roe-FDS
Gradient	Least Sq. Cell Based
Flow	Second Order Upwind
Courant Number (CFL)	0.5

Tablo 3' te HAD analizleri için kullanılan nümerik çözüm metodu gösterilmiştir.

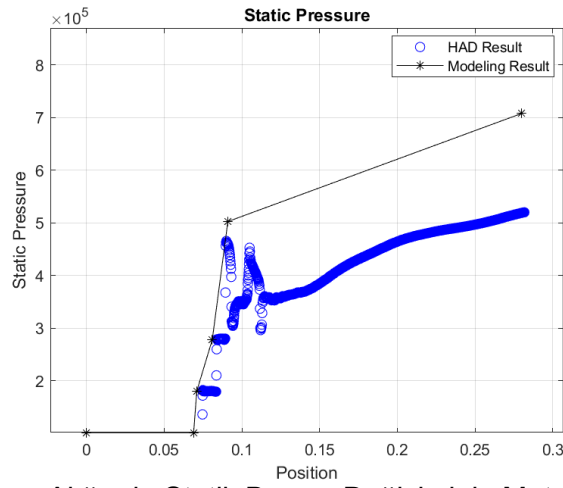
**Şekil 11: Optimum Verimli İki Rampalı Model – Akış Analizi Mach Kontürü**

Şekil 11'da; deniz seviyesinde, dıştan sıkıştırımlı, iki rampalı sesüstü hava alığında Mach sayısındaki değişim gözlemlenmektedir. Sesüstü difüzör kısmında oluşan eğik şoklardan sonra boğaz kısmının girişinde normal şok (terminal şok) oluşmaktadır. Analize göre Mach sayısı girişte 2 Mach 'dan sesaltı difüzör de 0.397 Mach'a düşmüştür. Böylece sesüstü hızın sesaltı hızına istenilen düzeyde düştüğü gözlenmiştir.

Analitik hesaplamalara göre toplam basıncın düşeceği ve statik basıncın artacağını HAD analizleriyle de doğrulanmıştır. Toplam basıncın iyileştirme oranı(motor girişi toplam basıncı/giriş toplam basıncı) 0.72 olarak elde edilmiştir. Giriş statik basıncın 101.325 kPa olmasına karşın sesaltı difüzörde 520 kPa'a artmış ve sıkıştırma oranı yaklaşık olarak 5.2 olarak elde edilmiştir.

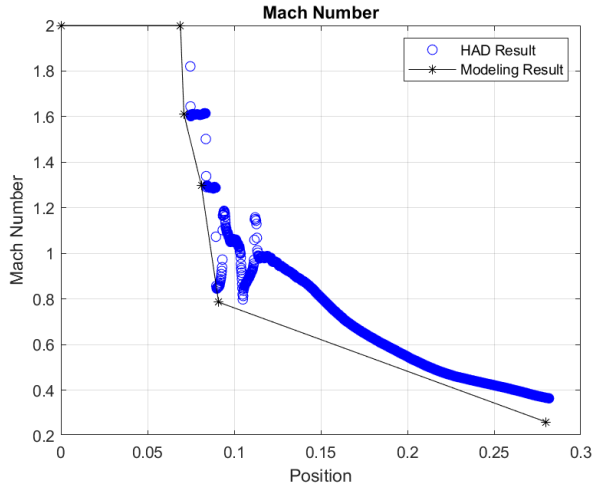
SONUÇ

Bu çalışmada, matematiksel model ile hesaplamalı akışkanlar dinamiği (HAD) sonuçları karşılaştırılmıştır. Karşılaştırma değerleri hava alığı geometrisinde alt duvar boyunca alınmıştır. Matematiksel modelde viskoz etkiler hesaba katılmadığından, HAD analizi inviscid olarak gerçekleştirilmiştir. Tasarlanan geometri, DXF uzantılı dosya olarak model tarafından dışarı aktarılarak doğrudan bu geometri kullanılmıştır. Ayrıca, hava alığının sesaltı bölgesinin izentropik kabul edilmesi nedeniyle toplam basınç değişimi olmadığı varsayılmıştır.



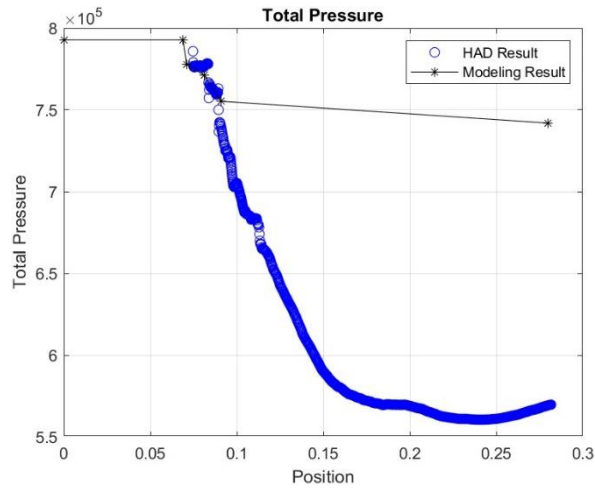
Şekil 12: 2 Rampalı Hava Alışında Statik Basınç Değişiminin Matematiksel Model ile HAD Sonuçları Karşılaştırılması

Şekil 13'te, sesaltı difüzör kısmında statik basınç değişim değerleri arasındaki farkın sabit olduğu görülmektedir. Bu fark, sesaltı difüzör kısmının modelde izentropik olarak kabul edilmesinden kaynaklanmaktadır.



Şekil 13: 2 Rampalı Hava Alışında Mach Sayısı Değişiminin Matematiksel Model ile HAD Sonuçları Karşılaştırılması

Şekil 14'te, matematiksel model ile HAD sonucu Mach sayısı değişimi verilmektedir. Sonuçlar birbirine çok yakın değerler göstermektedir. Mach sayısı, motorun ihtiyaç duyacağı düzeye indirgenmiştir. Bu, modelin doğruluğunu ve HAD analizi ile doğruluğunu artırmıştır.



Şekil 14: 2 Rampalı Hava Alığında Toplam Basınç Değişiminin Matematiksel Model ile HAD Sonuçları Karşılaştırılması

Şekil 15'te toplam basıncın analitik ve numerik sonuçları terminal şokun arkasına kadar birbirine benzerdir. Ancak, analitik çözümde boğazdan itibaren motor yüzeyine kadar akış izentropik kabul edilmiştir. Numerik çözümde ise boğazdan itibaren motor yüzeyine kadar akış izentropik olmadığı için Şekil 15'te görüldüğü gibi bir fark oluşmaktadır.

TPR değerleri için analitik hesaplama sonuçlarıyla HAD analizi sonuçları arasında Tablo 4'te bir karşılaştırma yapılmış ve hata oranı verilmiştir.

Tablo 4: Analitik Çözüm ve Nümerik Çözüm TPR karşılaştırılması

	Giriş Toplam Basınç	Motor Yüzeyi Toplam Basınç	TPR Oran	Hata Oranı
Analitik Çözüm	792 kPa	730 kPa	0.95	%24.2
Nümerik Çözüm	792 kPa	580 kPa	0.72	

Çalışmanın sonuçları, matematiksel model ile HAD analizinin çok uyumlu olduğunu ve geometrinin optimal performans sağladığını göstermektedir. Bu yöntemle, hava alığı tasarımı toplam basınç kaybını minimize etmek için rampa ve şok açıları başarılı bir şekilde optimize edilmiştir. Böylece, farklı uçuş koşullarında hava alığının performansının artırılması sağlanmıştır.

TEŞEKKÜR

'LIFT UP – Sanayi Odaklı Tez Yazma' projesi aracılığıyla, ekibimiz tarafından yürütülen araştırma çalışmalarında desteklerini esirgemeyen TUSAŞ' a teşekkürlerimizi sunarız.

Kaynaklar

Anderson, J. D. (2007), Introduction to Flight, McGraw-Hill Education.

Chang W. (2011), Design and development of a rectangular supersonic wind tunnel facility for the study of shock/boundary layer (Yüksek Lisans Tezi), University of Illinois, Aerospace Engineering Institute, Champaign

- Farahani, M., & Mahdavi, M. (2019). A proposed design method for supersonic inlet to improve performance parameters. *Aerospace Science and Technology*, 91.
- J. Seddon and E. L. Goldsmith(1985),*Intake Aerodynamics*, London.
- J C Esterhuysen (1997), *Aerodynamic Drag of a Two-Dimensional External Compression Inlet at Supersonic Speed*, Cape Town, South Africa
- Mace J., Turley G. ve Ball R. (2009). Wind tunnel to flight correlations of F/A18E/F inlet performance, 45th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, Denver, Colorado, USA: Ağustos 2-5.
- Alemdaroğlu M. (2005), *Conceptual Internal Design And Computational Fluid Dynamics Analysis Of A Supersonic Inlet(The Degree Of Master Of Science)*, Middle East Technical University ,The Graduate School Of Natural And Applied Sciences.
- Slater, J.W (2016), “SUPIN: A Computational Tool for Supersonic Inlet Design,” GRC-E-DAA-TN28418.