

SCRAMJET 2 BOYUTLU HAVA ALIĞI TASARIMI VE HAD ANALİZİ

Yiğitcan YANIK¹, Bora YAZICI ve Bülent SÜMER
TÜBİTAK SAGE, Ankara

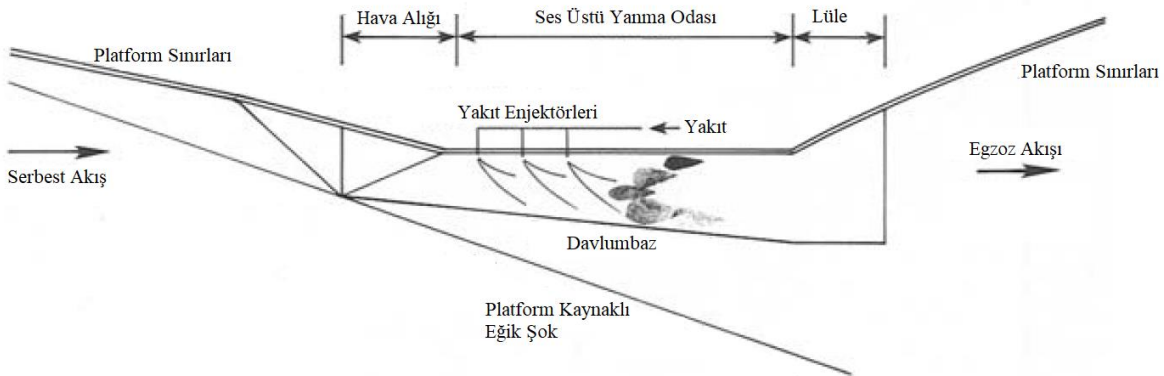
Prof. Dr. Sinan Eyi²
Orta Doğu Teknik Üniversitesi, Ankara

ÖZET

Bu çalışma; hazırlanan MatLAB kodu kullanılarak 2 boyutlu bir scramjet hava alığı geometri tasarımının gerçekleştirilmesi, ilgili kod kullanılarak performans kestiriminin sağlanmasını, tasarlanan hava alığı geometrisinin HAD(Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği) analizlerinin gerçekleştirilmesini ve elde edilen sonuçların karşılaştırılmasını kapsamaktadır. Çalışma kapsamında tasarlanan hava alığının tasarım noktası; 6 Mach ve 30 km irtifadır. Hazırlanan MatLAB kodu kullanılarak, hava alığı tasarımı gerçekleştirilmekte ve hava alığındaki şok yapıları ve akış özellikleri tespit edilmektedir. Gerçekleştirilen HAD analizleri ile tasarım doğrulama çalışmaları gerçekleştirilmiş ve viskoz etkiler incelenmiştir. Performans kestirim sonuçları ile HAD analizi sonuçları karşılaştırılmış ve sonuçları paylaşılmıştır.

GİRİŞ

Scramjet ve benzeri hava solunmalı hipersonik itki sistemleri, yüksek uçuş hızı ve özgül darbe kabiliyetleri sebebiyle hem askeri hem de uzay endüstrisindeki önemli araştırma konularından birisidir. Hipersonik uçuşa en uygun hava solunmalı motor çevirimi, süpersonik yanmalı ramjet veya scramjet'tir. Bir ramjette, yanma odasına giren hava ses altı hızlara düşürülür ve yanma gerçekleştiikten sonra lüle aracılığıyla hızlandırılarak itki elde edilir. Uçuş hızları 5 Mach ve üzerine çıktıkça, havanın ses altı koşullara yavaşlatılması; şok kayıplarının artmasına ve yanma odasındaki akışın çok yüksek sıcaklık seviyelerine çıkmasına sebep olur. Şok kayıplarının artması motor verimliliğini doğrudan etkilerken, yanma odası sıcaklıklarının yüksekliği malzeme ve yapısal sorunları ortaya çıkarmakla birlikte lüle içerisindeki akış içerisinde kimyasal ayrışmaya ve dolayısıyla enerji kaybına sebep olur[Smart, 2010]. İlgili kayıplara engel olmak için, hava akışının yanma odasına ses üst hızlarda iletildiği scramjet sistemleri kullanılmaktadır. Tipik bir scramjet, Şekil 1 ile verildiği üzere; hava alığı, yanma odası ve lüle olmak üzere 3 alt sistemden oluşmaktadır.



Şekil 1. Scramjet 2 Boyutlu Şematığı [Heiser ve Pratt 1994]

Scramjet itki sistemlerinde hava alığının görevi; önceden tanımlanmış bir uçuş zarfı için istenen statik sıcaklık oranı ve statik basınç oranını, azami sıkıştırma verimliliği ve toplam basınç toparlaması ile sağlamaktır[Heiser ve Pratt 1994]. Hava alığı; başlama fenomenini[Heiser ve Pratt 1994], toplam basınç geri kazanımını[Curran ve Murthy, 2001] ve hava aracı uçuş zarfını[Brown

¹ Araştırmacı E-posta: yigitcan.yanik@tubitak.gov.tr

² Prof. Dr., Havacılık ve Uzay Müh. Böl. E-posta: seyi@metu.edu.tr

ve Mudford, 2006] doğrudan etkilediği için kritik bir alt sistemdir. Hava alığı incelemesi gerçekleştirilirken viskoz etkileri inceleyebilmek için HAD analizleri ve testler gerçekleştirilmelidir.

Gerçekleştirilen çalışmalar kapsamında, bir scramjet hava alığı geometrisi tasarlanmıştır. Hazırlanan MatLAB kodu ve hesaplamalı akışkanlar dinamiği analizleri ile, ilgili hava alığı geometrisi incelenmiştir.

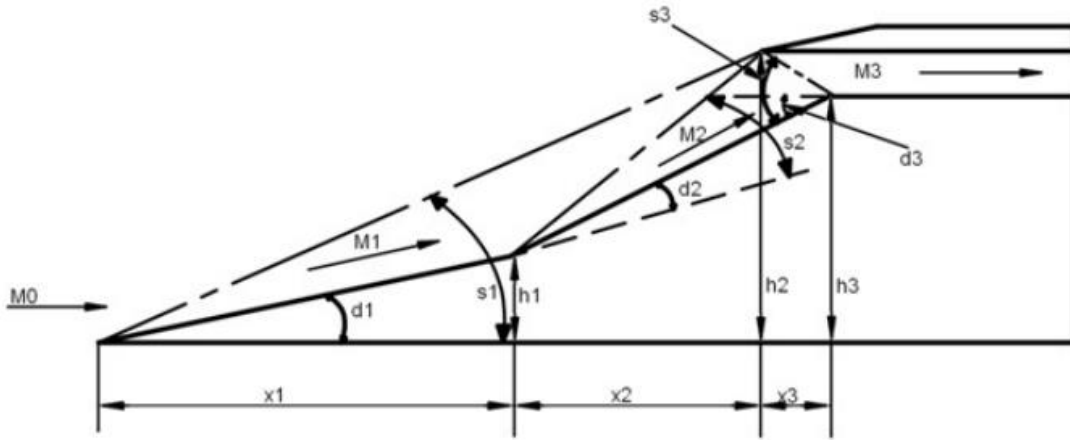
YÖNTEM

Bu bölümde hava alığı tasarım yöntemi, performans kestirim yöntemi ve tasarım doğrulama yöntemine yer verilmiştir. Tasarlanan scramjet hava alığının incelenmesinde, performans kestirimi için hazırlanmış olan MatLAB kodu ve hesaplamalı akışkanlar dinamiği analizleri kullanılmıştır. İlgili performans kestirimi hesaplamalarında eğik şok bağıntıları kullanılmaktadır. Gerçekleştirilen hesaplamalı akışkanlar dinamiği analiz metodunu doğrulamak ve çözüm ağı hassasiyetini belirlemek için literatürde yapılan benzer çalışmalardan faydalanılmıştır.

Scramjet Hava Alığı Tasarım Yöntemi ve Performans Kestirimi

Bu bölümde scramjet hava alığı tasarım noktasına, tasarım yöntemine, tasarım limitlerine ve performans kestirim yöntemine yer verilmiştir. Scramjet hava alığı çalışmaları için tasarlanmış olan hava alığının boyutsal limitleri belirlenirken, TÜBİTAK SAGE Ani Genişleme Tüpü test odası ve görüntüleme alanı boyutları dikkate alınmıştır. Boyutsal limitler ve tasarım seçenekleri dikkate alındığında 2 rampalı bir hava alığı kullanılmasına karar verilmiştir. İlgili hava alığı tasarım noktası olarak 30 kilometre irtifa ve 6 Mach uçuş koşulu seçilmiştir.

Hava alığı tasarımı gerçekleştirilirken kullanılan geometrik parametreler Şekil 2 ile verilmiştir.



Şekil 2. Hava Alığı Geometrik Parametreleri[Idris, 2014]

Hava alığı tasarımına başlanırken öncelikle rampa eğik şoklarının hesaba katılması gerekmektedir. İlgili hesaplamalar, rampa şoklarının davalumbaz uç noktasında kesişmesini sağlayacak şekilde gerçekleştirilmiştir. Azami performansa ulaşabilmek için rampa eğik şoklarının basınç oranlarının eşit olması sağlanmıştır[Smart, 1999]. İlgili hesaplamalar için kullanılan denklemler Denklem (1-9) ile verilmiştir. Hava alığı tasarımı gerçekleştirilirken kullanılan limitler "Tasarım Limitleri" bölümü ile verilmiştir. Mevcut limitler ve denklemler kullanılarak hazırlanan MatLAB kodu ile gerçekleştirilen iteratif çözümler ile geometrik tasarım sonucuna ulaşılmıştır.

$$M_1 = \frac{1}{\sin(s_1 - d_1)} \sqrt{\frac{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_0^2 \sin^2 s_1}{\gamma M_0^2 \sin^2 s_1 - \frac{\gamma-1}{2}}} \quad (1)$$

$$M_2 = \frac{1}{\sin(s_2-d_2)} \sqrt{\frac{1+\frac{\gamma-1}{2}M_1^2 \sin^2 s_2}{\gamma M_1^2 \sin^2 s_2 - \frac{\gamma-1}{2}}} \quad (2)$$

$$M_3 = \frac{1}{\sin(s_3-d_3)} \sqrt{\frac{1+\frac{\gamma-1}{2}M_2^2 \sin^2 s_2}{\gamma M_3^2 \sin^2 s_3 - \frac{\gamma-1}{2}}} \quad (3)$$

$$d_3 = d_1 + d_2 \quad (4)$$

$$\frac{h_1}{x_1} = \tan(d_1) \quad (5)$$

$$\frac{h_2}{x_1+x_2} = \tan(s_1) \quad (6)$$

$$\frac{h_2-h_1}{x_2} = \tan(s_2 + d_1) \quad (7)$$

$$\frac{P_{t1}}{P_{t0}} = \left(\frac{(\gamma+1)M_0^2 \sin^2 s_1}{(\gamma-1)M_0^2 \sin^2 s_1 + 2} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} * \left(\frac{\gamma+1}{2\gamma M_0^2 \sin^2 s_1 - (\gamma-1)} \right)^{\frac{1}{\gamma-1}} \quad (8)$$

$$\frac{P_{t2}}{P_{t1}} = \frac{P_{t1}}{P_{t0}} \quad (9)$$

Hava alığı performans kestirimi gerçekleştirilirken ise yine eğik şok bağıntıları kullanılmıştır. İlgili denklemler Denklem (10-13) ile verilmiştir.

$$\frac{T_{i+1}}{T_i} = * \frac{(2\gamma M_i^2 \sin^2 s_{i+1} - (\gamma-1))(\gamma-1)M_i^2 \sin^2 s_{i+1} + 2}{(\gamma+1)M_i^2 \sin^2 s_{i+1}} \quad (10)$$

$$\frac{P_{i+1}}{P_i} = \frac{(2\gamma M_i^2 \sin^2 s_{i+1} - (\gamma-1))}{(\gamma+1)M_i^2 \sin^2 s_{i+1}} \quad (11)$$

$$M_{i+1} = \frac{1}{\sin(s_{i+1}-d_{i+1})} \sqrt{\frac{1+\frac{\gamma-1}{2}M_i^2 \sin^2 s_{i+1}}{\gamma M_i^2 \sin^2 s_{i+1} - \frac{\gamma-1}{2}}} \quad (12)$$

$$\frac{P_{t_{i+1}}}{P_{t_i}} = \left(\frac{(\gamma+1)M_i^2 \sin^2 s_{i+1}}{(\gamma-1)M_i^2 \sin^2 s_{i+1} + 2} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} * \left(\frac{\gamma+1}{2\gamma M_i^2 \sin^2 s_{i+1} - (\gamma-1)} \right)^{\frac{1}{\gamma-1}} \quad (13)$$

Tasarım Limitleri: Bu bölümde scrajlet hava alığı tasarım limitlerine yer verilmiştir.

- TÜBİTAK SAGE Ani Genişleme Tüpünde kullanılabilmesi için hava alığının toplam uzunluğu 220mm'den uzun olmamalıdır.
- Hava alığı çıkış Mach sayısı (M3), ile serbest akış Mach sayısı(M0) oranı 0.38 in üzerinde olmalıdır. $\frac{M3}{M0} \geq 0.38$ [Heiser ve Pratt 1994].
- Hava alığı başlatma limiti için Kantrowitz limiti, iç yakalama oranı(ing. internal contraction ratio) ve daralma oranı(ing. contraction ratio) kullanılmıştır. İç yakalama oranı davlumbaz giriş alanının hava alığı boğaz alanına oranıdır. Bu oran 3'ün üzerindeyken hava alığı başlamayacaktır[Curran ve Murthy, 2001]. Daralma oranı ise toplam yakalama alanının hava alığı boğaz alanına oranıdır. Daralma oranı azami limiti Mach sayısına bağlı bir fonksiyondur. İlgili limitin aşılması halinde başlamış bir hava alığı başlamama durumuna dönebilir[Curran ve Murthy, 2001]. İlgili denklemler sırası ile, Denklem (14), (15) ve 16 ile verilmiştir.

$$\circ \left(\frac{A_e}{A_i}\right)_k = \left(\frac{\gamma-1}{\gamma+1} + \frac{2}{(\gamma+1)*M_2^2}\right)^{0.5} * \left(\frac{2*\gamma}{\gamma+1} - \frac{\gamma-1}{(\gamma+1)*M_2^2}\right)^{\frac{1}{\gamma-1}} * \frac{\sin(s_1-d_1)}{\sin(s_1)} * \frac{\sin(s_2-d_2)}{\sin(d_1)}$$

$$\text{where } \frac{A_e}{A_i} = \frac{h_2-h_3}{h_2} \quad (14)$$

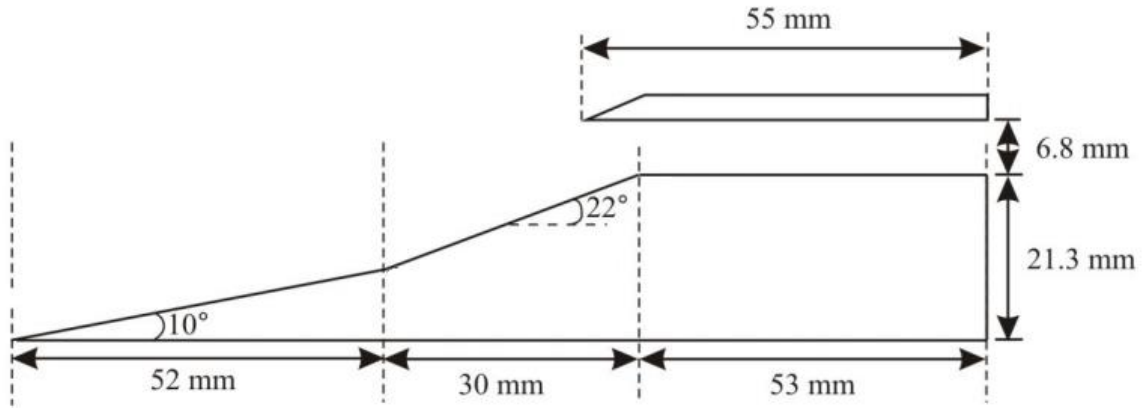
$$\circ ICR = \frac{h_2 - \frac{x_3}{\tan(d_3)}}{h_2-h_3} \leq 3 \quad (15)$$

$$\circ CR = \frac{h_2}{h_2-h_3} \text{ and } CR_{max} = \left(0.05 - \frac{0.52}{M_0} + \frac{3.65}{M_0^2}\right)^{-1} \quad (16)$$

- Yanma odası girişi limitleri, dolayısıyla hava alığı çıkış limitleri belirlenirken; statik sıcaklık, statik basınç ve Mach sayısı limitleri kullanılmıştır. Yanma odasında kendiliğinden ve hızlı yanmanın gerçekleştirilmesi için uygun olan statik sıcaklık aralığı 1100K ile 1700K, statik basınç aralığı ise 50kPa ile 1 MPa arasındadır[Markell, 2005]. Yanma odası girişindeki Mach sayısı çok düşük olursa yanma odası içerisindeki akış ses altı hızlara düşebilir, çok yüksek olur ise yanma odasında gerçekleşmesi gereken yanma reaksiyonlarının gerçekleşmesi için gerekli zamanı sağlamak için çok yüksek uzunluklarda yanma odasına ihtiyaç oluşmaktadır. Yanma odası giriş Mach sayısının 2.2 ile 5 arasında olması bu sorunların yaşanmasına engel olmaktadır[McGuire ve Mudford, 2005].

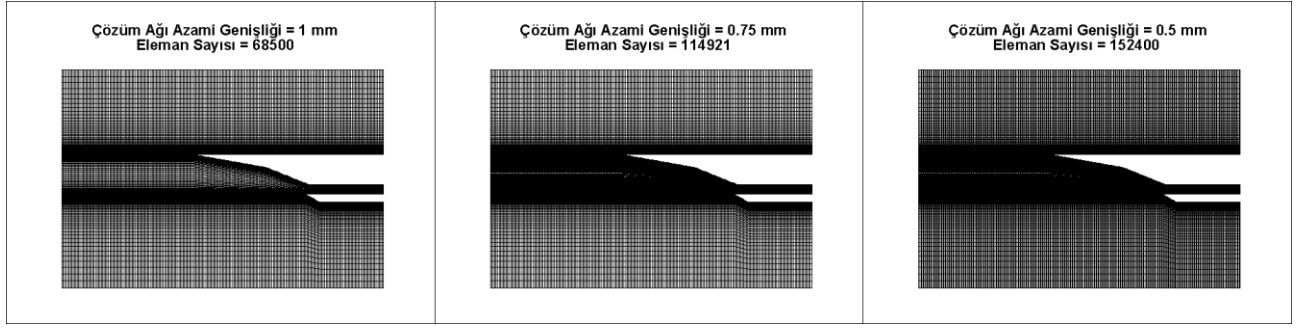
Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği Analiz Modeli ve Hava Alığı Tasarımı Doğrulama Yöntemi

Bu bölümde, scramjet hava alığı tasarım doğrulama çalışmaları kapsamında kullanılacak olan HAD analiz modeline, ilgili modelin doğrulanma yöntemine ve hava alığı tasarımı doğrulama yöntemine yer verilmiştir. Scramjet hava alığı tasarım doğrulama yöntemi olarak HAD analizleri kullanılmıştır. Doğrulama çalışmalarına öncelikli olarak numerik metodun doğrulanması ile başlanmıştır. Numerik metod doğrulanırken, hali hazırda HAD analizi ve test ile doğrulanmış 2 rampalı bir hava alığı geometrisi kullanılmıştır. Numerik model kurulduktan sonra, sınır koşulları belirlenmiş ve çözüm ağı oluşturulmuştur. Çözüm ağı hassasiyeti çalışması yine aynı geometri kullanılarak gerçekleştirilmiştir. Çözüm ağı hassasiyeti çalışmasının sonucunda elde edilen veriler tasarlanan geometrinin çözüm ağı oluşturulurken kullanılmıştır. Numerik metod doğrulanması gerçekleştirilirken kullanılan geometri Şekil 3 ile verilmiştir.



Şekil 3. Literatürden Alınan 2 Boyutlu Hava Alığı Geometrisi[Ildris, 2014]

Doğrulama ve analiz çalışmaları kapsamında kullanılan numerik model Tablo 1 ile verilmiştir. Sınır koşulları uçuş hızı 5 Mach, statik sıcaklık 62.5 K ve statik basınç 1220 Pa olarak alınmıştır [Ildris, 2014]. Çözüm ağı hassasiyet çalışmaları kapsamında 3 farklı çözüm ağı kurulmuştur. İlgili çözüm ağları kurulurken duvar kenarındaki y+ değerlerinin 1 in altında olması sağlanmıştır. Oluşturulan çözüm ağları sırasıyla azami element genişlikleri 1mm, 0.75mm ve 0.5mm ve hücre sayıları sırasıyla 68500, 114921 ve 152400 olarak elde edilmiştir. İlgili çözüm ağları Şekil 4 ile verilmiştir.



Şekil 4. Çözüm Ağı Hassasiyeti Çalışması - Çözüm Ağları

Çözüm ağı hassasiyet çalışmaları sonucunda elde edilen nihai çözüm ağı özellikleri, tasarlanan hava alığı geometrisinin çözüm ağının oluşturulmasında kullanılmıştır. Hava alığı tasarım yöntemi doğrulamasında öncelikle tasarımın viskoz olmayan akış kabulüyle tasarlanması sebebiyle viskoz olmayan HAD analizi gerçekleştirilmiştir. İlgili çalışmanın ardından, tasarlanan hava alığı geometrisinin viskoz etkiler altındaki performansı ve geometri üzerindeki sınır tabakası etkileşimleri incelenmiştir. Bu çalışma kapsamında kullanılan nümerik yöntem, çözüm ağı ve HAD analiz sonuçları “Tasarlanan Hava Alığı Geometrisi HAD Analizleri” bölümü ile verilmiştir.

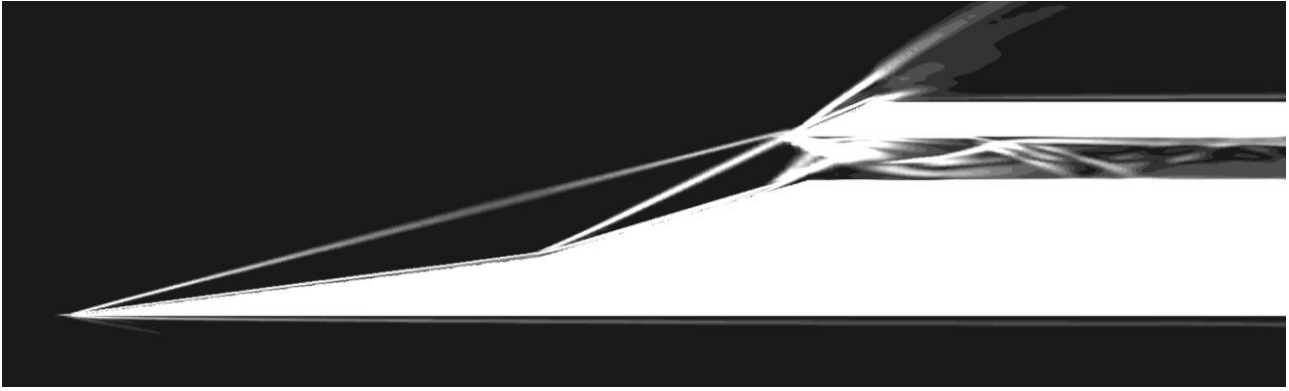
Tablo 1. Nümerik Çözücü Ayarları

Çözücü Yöntemi	Yoğunluk Tabanlı (ing. Density Based)
Türbülans Modeli	SST k-omega
Ayrıklaştırma	Second Order Upwind
y+ Değerleri	y+ < 1

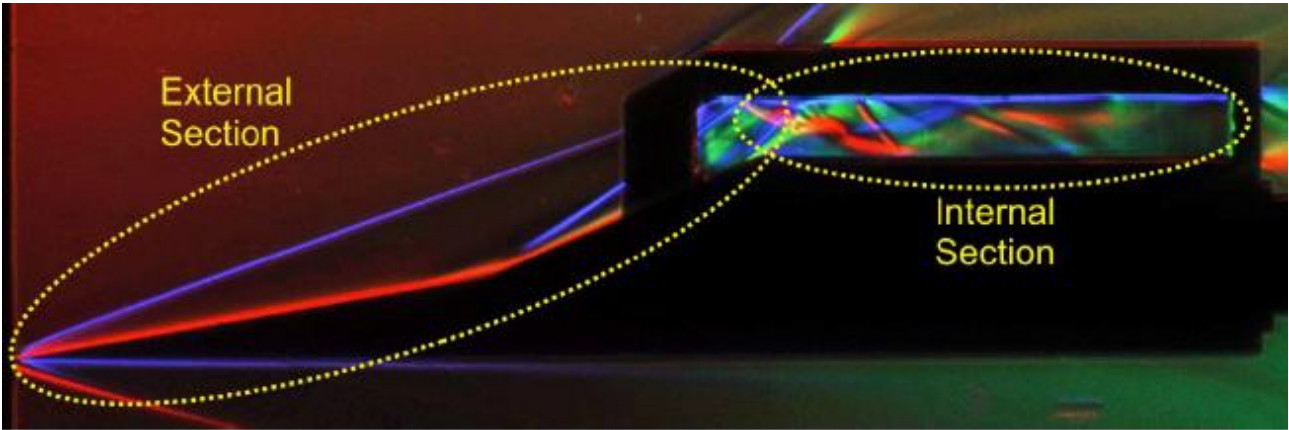
Çözüm ağı hassasiyet çalışmaları kapsamında elde edilen çözüm ağlarının özellikleri ve hassasiyet çalışmaları kapsamında kontrol edilen parametreler Tablo 2 ile verilmiştir. Çözüm Ağı 2 ile gerçekleştirilen HAD analizi sonucunda elde edilen nümerik Schlieren görüntüsü ve literatürde gerçekleştirilen testten elde edilen görüntü sırasıyla Şekil 5 ve Şekil 6 ile verilmiştir. İlgili hassasiyet oranı parametreleri incelendiğinde, Çözüm Ağı 3 ile Çözüm Ağı 2 arasındaki hassasiyet oranlarının %1’in altında olması ve hava alığı çıkışı hız dağılımının benzerliği sebebiyle, nümerik model doğrulama çalışmaları için Çözüm Ağı 2’nin kullanılması uygun görülmüştür. İlgili nümerik model doğrulandıktan sonra, nümerik Schlieren görüntü çözünürlüğünün de artırılması amacıyla tasarlanan hava alığı geometrisi HAD analizleri Çözüm Ağı 3 ile benzer hücre boyutlarını kullanarak oluşturulacak çözüm ağı ile gerçekleştirilecektir. İlgili çözüm ağı ve gerçekleştirilen HAD analizleri “Tasarlanan Hava Alığı Geometrisi Boyutları ve Performans Kestirimi” bölümü ile verilmiştir. Çalışma kapsamında gerçekleştirilen tüm HAD analizleri için; artık değerlerin(ing. residual) 10⁻⁴ seviyesinin altına düşmesi, izolator çıkışındaki ortalama mach sayısı, statik basınç, toplam basınç ve kütle debisinin sabitlenmesi ve kontrol hacmi içerisindeki toplam kütle debisinin 0’a ulaşması sağlanmış ve kontrol edilmiştir.

Tablo 2. Çözüm Ağı Hassasiyeti Çalışmaları

Çözüm Ağı Adı	Çözüm Ağı Azami Hücre Genişliği [mm]	Çözüm Ağı Hücre Sayısı[#]	Hava Alığı Çıkışı Kütle Ağırlıklı Statik Basınç Ortalaması(Pa)	Hava Alığı Çıkışı Kütle Ağırlıklı Mach Sayısı Ortalaması[#]	Hava Alığı Çıkışı Kütle Ağırlıklı Kütle Debisi Ortalaması (1m derinlik için)[kg/s]	Hassasiyet Oranı(Sırasıyla) [%]
Çözüm Ağı-1	1	68500	23011.969	1.98	1.4327	-
Çözüm Ağı-2	0.75	114921	23371.946	1.96089	1.4196	1.50-0.98-0.92
Çözüm Ağı-3	0.5	152400	23577.400	1.94244	1.4247	0.87-0.95-0.36

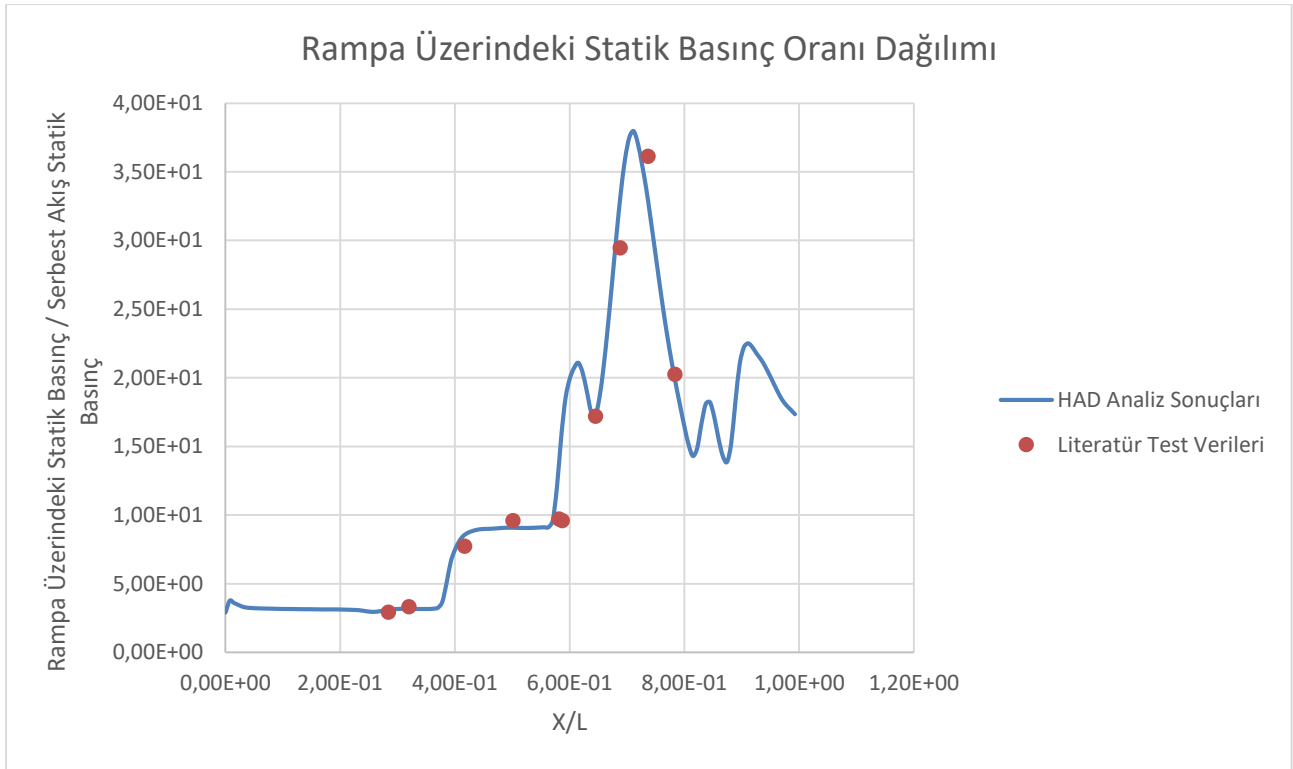


Şekil 5. Literatürden Alınan Hava Alığı Nümerik Schlieren Görüntüsü



Şekil 6. Litaretürden Alınan Hava Alığı Test Schlieren Görüntüsü [Idris, 2014]

Oluşturulan nümerik modelin doğrulanmasında, Şekil 3 ile verilen hava alığı geometrisi ile gerçekleştirilen testlerdeki basınç ölçümleri ve Schlieren görüntüleri kullanılmıştır. İlgili basınç ölçümlerinin tamamı rampa üzerinden alınmış olup, HAD analizi sonuçları ile karşılaştırılması Şekil 6 verilmiştir. İlgili sonuçlar incelendiğinde, HAD analizi sonuçlarının test sonuçlarına oldukça yakın olduğu gözlemlenmiştir. Şekil 5 ve Şekil 6 ile verilen Schlieren görüntüleri ve Şekil 6 ile verilen test sonuç karşılaştırması incelendiğinde, rampa şok yapısının benzer olduğu, izolatör içerisindeki şok ve ayrılma fenomenlerinin benzer noktalarda gerçekleştiği gözlemlenmiştir. Nümerik model doğrulaması ve çözüm ağı hassasiyeti çalışmaları kapsamında, ilgili modelin ve çözüm ağının tasarlanan hava alığının HAD analizlerinde kullanılmasına karar verilmiştir.



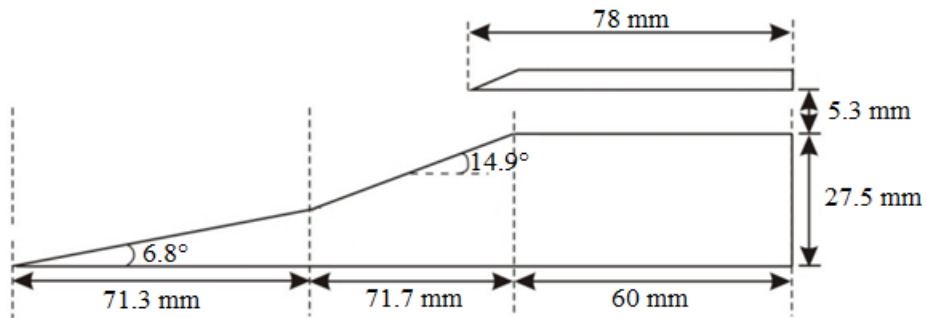
Şekil 6. Rampa Üzerindeki Statik Basınç Oranı Dağılımı Karşılaştırması

UYGULAMALAR VE DEĞERLENDİRME

Bu bölümde; tasarlanan scramjet hava alığı geometrisi, ilgili geometrinin performans kestirim sonuçları, HAD analiz modeli, çözüm ağı ve analiz sonuçları paylaşılmıştır.

Tasarlanan Hava Alığı Geometrisi Boyutları ve Performans Kestirimi

Bu bölümde tasarlanan hava alığı geometrisinin boyutsal bilgileri ve performans kestirim sonuçları paylaşılmıştır. Tasarlanan 2 boyutlu hava alığı geometrisi Şekil 7 ile verilmiştir. İlgili geometrinin performans kestirim sonuçları ise Tablo 3 ile verilmiştir.



Şekil 7. Tasarlanan Hava Alığı Geometrisi

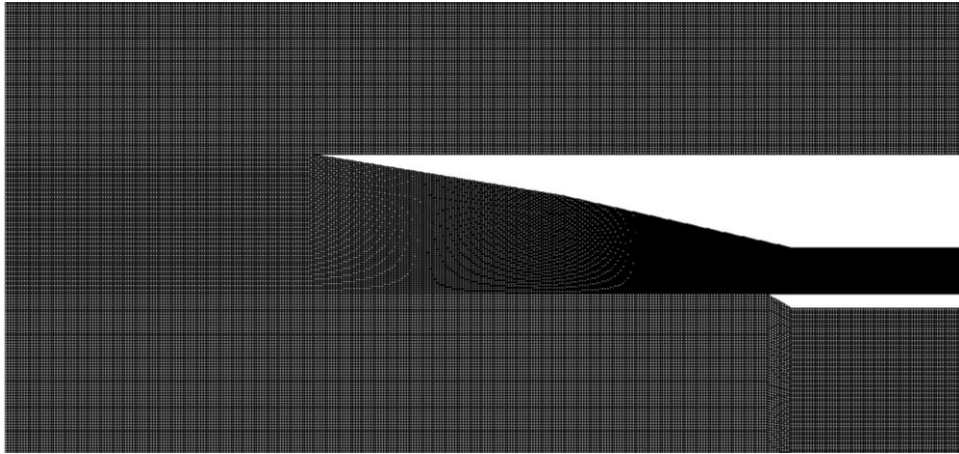
Tablo 3. Performans Kestirim Sonuçları

M_1	M_2	M_3	T_1 [K]	T_2 [K]	T_3 [K]	P_{s1} [kPa]	P_{s2} [kPa]	P_{s3} [kPa]	P_{t1} [bar]	P_{t2} [bar]	P_{t3} [bar]
4.73	3.64	2.3	346.9	519.5	923.2	3.98	13.61	68.28	15.267	12.714	8.525

Tasarlanan Hava Alığı Geometrisi HAD Analizleri

Bu bölümde tasarlanan hava alığı geometrisi için; oluşturulan çözüm ağı, sınır koşulları, nümerik model ve HAD analiz sonuçları paylaşılmıştır. Tasarım doğrulama çalışmaları kapsamında 2 farklı HAD analizi gerçekleştirilmiştir. Öncelikli olarak, ilgili hava alığının viskoz olmayan akış kabulüyle tasarlanması sebebiyle viskoz olmayan HAD analiz modeli oluşturulmuştur. İlgili modelde kullanılan çözüm ağı Şekil 10 ile verilmiştir. İlgili çözüm ağı azami hücre boyutu 0.5mm olup toplam 152400 hücreden oluşmaktadır. Sınır koşulları için serbest akış bilgileri kullanılmış olup, 6 Mach uçuş hızı, 1161.18 Pa statik basınç ve 231.61 statik sıcaklık değerleri kullanılmıştır. Duvar sıcaklıkları sabit kabul edilmiştir. İlgili HAD analizi sonucunda elde edilen nümerik Schlieren görüntüsü Şekil 11 ile verilmiştir. İlgili görüntüde rampa şoklarının beklediği gibi davalumbaz uç noktasında olduğu görülmektedir. İlgili HAD analizi ile Tablo 3 ile verilen performans kestirim sonuçlarının da doğrulama çalışmaları gerçekleştirilmiştir ve

Tablo 4 ile verilmiştir. İlgili sonuçlar Şekil 1 ile verilen alanlar için kütle ağırlıklı ortalamalardır. İlgili sapmaların kabul edilebilir aralıkta yer aldığı varsayılmıştır.



Şekil 8. Viskoz Olmayan Had Analizi Çözüm Ağı

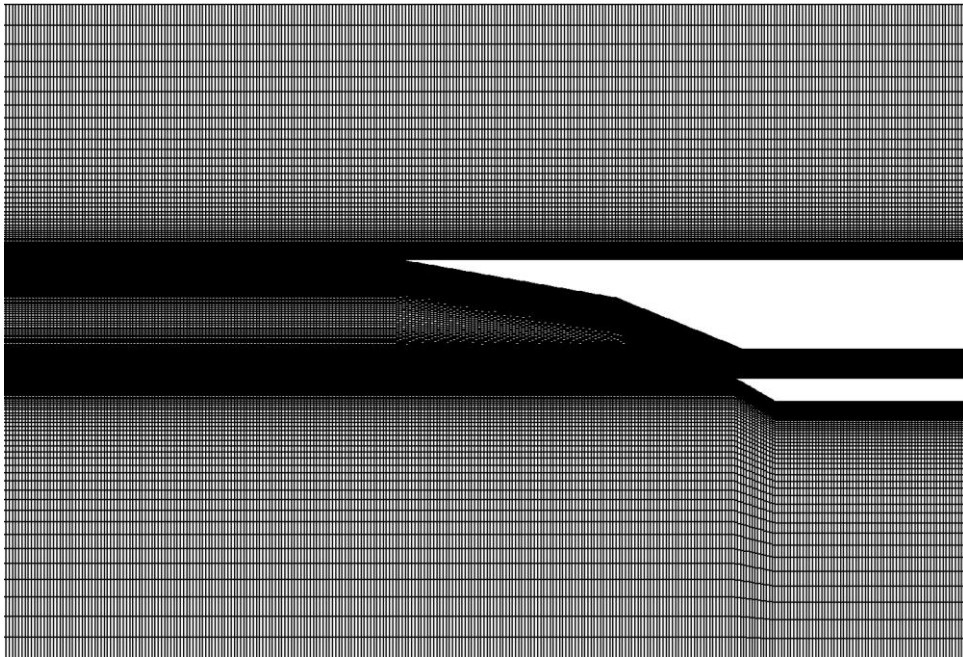


Şekil 9. Viskoz Olmayan HAD Analizi Schlieren Görüntüsü

Tablo 4. Viskoz Olmayan HAD Analizi Sonuçları - Performans Parametreleri

	M ₁	M ₂	M ₃	T ₁ [K]	T ₂ [K]	T ₃ [K]
	4.67	3.63	2.34	356	525	909
Sapma(%)	1.27	0.28	1.74	2.62	2.05	1.54
	Ps ₁ [kPa]	Ps ₂ [kPa]	Ps ₃ [kPa]	Pt ₁ [bar]	Pt ₂ [bar]	Pt ₃ [bar]
	4.25	14.4	64.2	15.170	13.191	8.546
Sapma(%)	6.78	5.81	5.98	0.64	3.75	0.25

İlgili doğrulama çalışmasının tamamlanmasıyla birlikte, viskoz efektlerin ve hava alığının viskoz ortamdaki performansının incelenmesi için HAD analizi gerçekleştirilmiştir. İlgili HAD analizinde kullanılan çözüm ağı Şekil 10 ile verilmiştir. İlgili çözüm ağı azami hücre boyutu 0.5mm olup toplam 99000 hücreden oluşmaktadır. İlgili HAD analizinde kullanılan nümerik model Tablo 1 ile verilmiştir. Sınır koşulları için serbest akış bilgileri kullanılmış olup, 6 Mach uçuş hızı, 1161.18 Pa statik basınç ve 231.61 statik sıcaklık değerleri kullanılmıştır. HAD analizinden elde edilen nümerik Schlieren görüntüsü Şekil 112 ile verilmiştir. İlgili verilen Schlieren görüntüsü incelendiğinde, rampa şoklarındaki sapma ve rampa sonundaki akış ayrılması gözlemlenmektedir. Viskoz ortamda hava alığı performansı ve viskoz olmayan akış kabulüyle olan sapması Tablo 5 ile verilmiştir. Hava alığı geometrisi tasarlanırken viskoz etkilerin göz ardı edilmesi, sınır tabakası ve şok etkileşimleri sebebiyle, viskoz ortam performansında değişikliğe yol açmaktadır [Idris, 2014]. İlgili performans değişimleri paylaşılan schlieren görüntüsü ve performans parametrelerinde de görülmüştür.

**Şekil 10. Viskoz HAD Analizi Çözüm Ağı****Şekil 11. Viskoz HAD Analizi Nümerik Schlieren Görüntüsü**

Tablo 5. Viskoz HAD Analizi Sonuçları - Performans Parametreleri

	M₁	M₂	T₁[K]	T₂[K]
	4.62	3.58	360.8	533.6
Sapma (%)	1.07	1.38	1.35	1.64
	Ps₁[kPa]	Ps₂[kPa]	Pt₁[kPa]	Pt₂[kPa]
	4.32	14.50	14.50	12.38
Sapma (%)	1.65	0.69	4.39	6.12

Elde edilen kontürler, nümerik Schlieren görüntüsü ve performans parametreleri ile hava alığının viskoz ortamdaki performansı incelenmiştir. Bu kapsamda tasarlanan hava alığının viskoz ortamda ve ilgili tasarım noktasında başlatılabileceği ve beklenene yakın performans gösterdiği tespit edilmiştir. Hava alığının viskoz ortamdaki performansının doğrulanması için testlerin gerçekleştirilmesine ve boyutsal parametrik HAD analizleri ile tasarımın belirli bir uçuş zarfı içerisindeki viskoz ortam performansının iyileştirilmesine ihtiyaç bulunmaktadır.

SONUÇ

Bu çalışma ile, 6 Mach ve 30 km irtifa tasarım noktasına sahip 2 boyutlu bir scramjet hava alığı geometrisi tasarımı gerçekleştirilmiş ve performans kestirimi sağlanmıştır. İlgili geometri ve performans kestirim sonuçları öncelikli olarak viskoz olmayan HAD analizi ile doğrulanmıştır, ardından viskoz etkileri ve hava alığının viskoz ortamdaki performansını incelemek için HAD analizi gerçekleştirilmiştir. İlgili HAD analizleri sonucunda tasarlanan hava alığının ilgili tasarım noktasında başlatılabildiği ve performans kestirim hata oranının düşük olduğu tespit edilmiştir. Hava alığının viskoz ortamdaki performansının iyileştirilmesi, çalışabildiği uçuş zarfının tespit edilmesi için ek HAD analizlerine ve bu analizler doğrultusunda geometrik eniyilemeye ihtiyaç duyulduğu belirlenmiştir. Tasarım yönteminin ve ilgili HAD analizlerinin doğrulanması için test gereksinimi bulunmaktadır. Bahsedilen ek parametrik HAD analizleri ve ani genişleme tüpü testleri çalışmanın ilerleyen safhalarında tamamlanacaktır.

Kaynaklar

- Brown M, Mudford N.R., 2006. *Robust Design Optimization of Two-Dimensional Scramjet Inlets*, 14. AIAA/AHI
- Curran E, Murthy S., 2001. *Scramjet Propulsion*, AIAA
- Heiser W.H, Pratt D.T, 1994. *Hypersonic Airbreathing Propulsion*, AIAA Education Series
- Idris,A.C, 2014. *Characterization of High Speed Inlets Using Global Measurement Techniques*, PhD thesis, the University of Manchester
- Markell, K.C, 2005. *Exergy Methods for the Generic Analysis and Optimization of Hypersonic Vehicle Concepts*, MS thesis, Virginia Polytechnic Institute and State University
- McGuire J, Mudford N., 2005. *Comparison of Computational and Experimental Studies on Shock Induced Ignition in Scramjets*, 13. AIAA/CIRA
- Smart M.K, 2010. *Scramjet Inlets*, NATO STO
- Smart M.K.,1999. *Optimization of Two-Dimensional Scramjet Inlets*, AIAA Journal of Aircraft