

## HİPERSONİK HAVA ALIKLARININ ŞOK MODELİ KULLANILARAK ANALİZİ

Cumhur Sefa Dikmen<sup>1</sup>  
Orta Doğu Teknik Üniversitesi/Roketsan A.Ş.,  
Ankara

Sinan Eyi<sup>2</sup>  
Orta Doğu Teknik Üniversitesi, Ankara

### ÖZET

*Hipersonik hava araçlarında, yanmayı süpersonik akış koşullarında gerçekleştirebilen scramjet motorlarının tasarım ve analizinde en kritik kısımlardan birisi hava alıklarıdır. Bu motorların hava alıklarında rampa benzeri geometriler sayesinde yanma odasına gönderilecek havanın sıkıştırılması sağlanmaktadır, fakat akış koşulları nedeniyle tasarım ve analizde dikkat edilmesi gereken pek çok fiziksel olay bulunmaktadır. Deneysel verilerin çok yaygın olmaması sebebiyle HAD (hesaplamalı akışkanlar dinamiği) yöntemleri kullanılmakta ve tasarımlara geri besleme sağlanmaktadır. Bu çalışmada kullanılacak olan HAD yazılımının çalışma boyunca etkinliğini göstermek amacıyla açık kaynak deneysel verileri bulunan bir vaka özellikle şok-sınır tabakası etkileşimlerinin gözlenmesi amacıyla simüle edilmiştir. Numerik ve deneysel verilerin karşılaştırması ANSYS Fluent yazılımının çıktılarını doğrulamaktadır. Çalışmanın sonucunda deneysel veri elde etmenin maliyetli olduğu scramjet hava alıklarındaki akışlarda gözlenen kompleks fiziksel yapıların anlaşılmasına katkı sağlanacaktır.*

### GİRİŞ

Sivil ve askeri alanda kullanımına yönelik çalışmaların giderek arttığı hava solunmalı hipersonik araçlara ait scramjet motorlarının en önemli kısımlarından birini oluşturan hava alıklarının tasarımının yapılabilmesi için analiz ve ön tasarım büyük önem arz etmektedir. Deneysel veri elde etmenin maliyet ve ulaşılabilirlik açısından kolay olmadığı hipersonik akış çalışmalarında HAD yöntemleri ve analitik ön tasarım araçları süreci kolaylaştırmaktadır. Hipersonik iç akışın modellendiği vakalarda analizin doğruluğunu etkileyen ve analizi zorlaştıran fiziksel olaylar şok yapıları, şok yapılarının sınır tabakasıyla oluşturdukları etkileşimler ve sınır tabakasının ayrılmasıdır [Heiser, 1994]. Özellikle scramjet motorunun hava alığının girişinin iç kısmından başlayarak izolatöre kadar olan kısmında bahsedilen bu olaylar akışı ve scramjet motorunun çalışmasını doğrudan etkileyen faktörlerden olduklarından uygulanan HAD yönteminin güvenilirliğinden emin olunmalıdır. Modelleme çalışmalarında kullanılan yazılımlardan, yazılımlarda kullanılan seçimlere kadar pek çok faktör bu olayların niteliksel ve niceliksel olarak doğru bir şekilde gözlemlenmesinden sorumludur. Bu çalışmada hava alığına temel oluşturabilecek iki boyutlu bir şok oluşturucu modelinin numerik olarak doğrulanması gösterilmektedir. Bu modelin baz alınmasının temel sebebi ilgili deneyin niceliksel ve zengin açık kaynak sonuçlarına ulaşılabilmesidir.

<sup>1</sup> Mühendis, E-posta: dikmen.cumhur@metu.edu.tr

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

Hipersonik akışta oluşan fiziksel yapılar ve bu yapıların önemli rol oynadığı scramjet hava alıkları ile ilgili çalışmalar özellikle HAD alanında gittikçe artmaktadır, fakat deneysel çalışmalarda konunun askeri olması ve yüksek teknoloji içermesi nedeniyle en azından açık kaynak erişimi oldukça sınırlıdır.

[Haeberle, 2008], Almanya DLR enstitüsünde gerçekleşen hipersonik test serilerinde iki boyutlu scramjet hava alıkları için viskoz etkileri gözlemlemiştir. Sınır tabakası ayrılması ve şok etkileşimlerinin scramjet hava alığının durmasına neden olabileceği belirtilmiştir. Deneysel çalışma GK-01 kodlu model üzerinde 7 Mach akışta gerçekleştirilmiştir. Deneysel çalışma iki boyutlu QUADFLOW kodu ve Spalart-Allmaras türbülans modeli ile nümerik olarak da gösterilmiştir. Çalışmaya göre HAD kodu, daha öncesinde yapılan deneysel çalışmayla büyük ölçüde uyumludur.

[Neuenhahn,2010] çalışmasında RWTH Aachen laboratuvarına ait Mach 7.6 serbest akış koşullarındaki TH2 hipersonik rüzgar tüneli verilerini şok ve sınır tabakası etkileşimlerini incelemiştir. Araştırmacı bu deneysel verileri ANSYS CFX yazılımını kullanarak HAD çalışmasında göstermiştir. Bu çalışma üç boyutlu sonuçları içerdiği için üç boyut etkileri oluşsa da şokun ilk olarak oluştuğu sıkıştırma rampalarında şok-sınır tabakası etkileşimlerinin mekanizması ile ilgili detaylı sonuçlar içermektedir. Bu etkileşimlerin yüzeydeki ısıl yükleri ve şok lokasyonlarını oldukça etkilediği gösterilmiştir. Fakat üç boyutlu karmaşık akışın, iki boyutlu akışlara göre farklılıklar içerdiği, akışın ayrıldığı ve yüzeye yeniden tutunduğu bölgeler arasındaki akış geometrisinde gösterilmiştir.

[Hall,2019],Texas Üniversitesi deneysel çalışmalarını kullanarak iki ve üç boyutlu HAD çalışmaları oluşturmuştur. Bu çalışmada scramjet hava alıklarının en yaygın problemlerinden biri olarak bilinen “start-unstart” durumu hem kararlı hem de kararsız akış koşullarında ele alınmıştır. Araştırmacı, deneysel koşullarla HAD koşullarını benzeştirirken sınır tabakasının yükseklik gelişiminin “start-unstart” durumunu önemli ölçüde etkilediğini ve bu durumun oluşma hızını değiştirdiğini belirtmiştir. Aynı fiziksel durum, [Krieger,2019] tarafından iki farklı geometri üzerinde, Mach 4 akışta DLR TAU kodu tarafından incelenmiş ve DLR TMK deneysel sonuçlarıyla karşılaştırılmıştır. Duvar kaykılma stres değerlerine göre Menter SST türbülans modelinin başarılı sonuçlar verdiği görülmüştür.

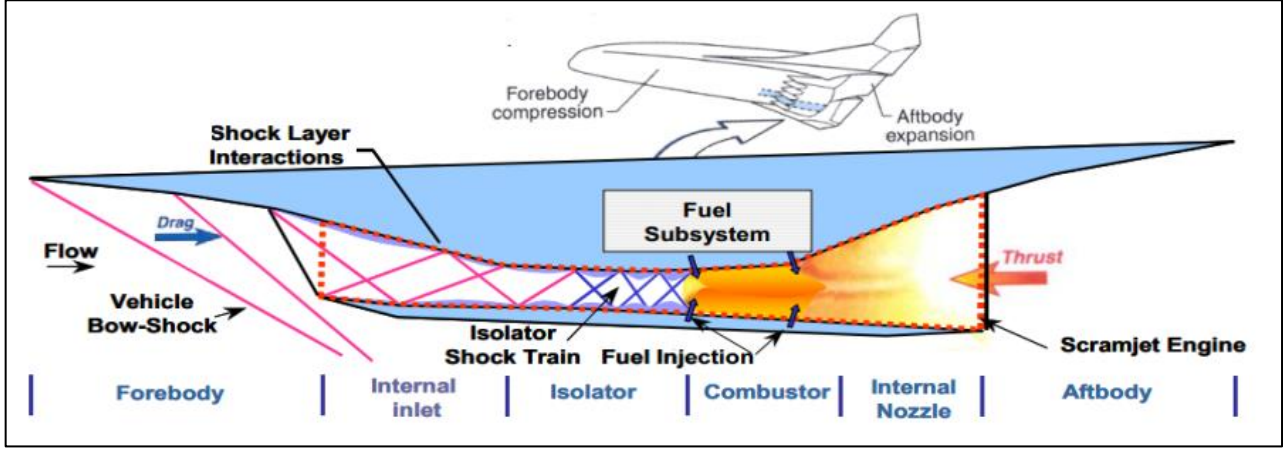
Deneysel veri içeren çalışmalarda ilgili geometri genellikle seçilen bir türbülans model ile çözülüp karşılaştırması yapılmaktadır. Bu çalışmaların yanı sıra farklı geometrileri derleyen nümerik çözüme odaklı çalışmalar da bulunmaktadır. [Kang,2021], modifiye edilmiş transition modeliyle iki rampalı hava alığı konfigürasyonunu ve SWL scramjet hava alığı geometrisini çözmüştür. Bu geometrilerin çözümleri ayrılma yapılarını, yeniden tutunma bölgelerini ve sınır tabakası şok etkileşimlerini deneysel verilerle doğrulamış, ve modifiye edilmiş transition modelini bir scramjet ön gövdesi için uygulamalı olarak kullanmıştır. Bu sonuçlarda düşük duvar yüzey sıcaklıklarında oldukça başarılı olan transition modellerinin duvar yüzey sıcaklığı arttıkça standart k-w modeli karşısında zayıflamaya başladığı belirtilmiştir. Scramjet ön gövdesinde uygulamalı olarak yapılan çalışmada ise yüksek irtifalar için yapılan HAD çözümlerinde belirsizlik ve doğruluk kaybı durumlarının arttığı belirtilmiştir.

Standart çözücülerin dışında Reynolds-Stress model ailesinin karşılaştırmalı olarak sunulduğu çalışmada [Yao,2012], hava alığı modeli olarak [Reinartz,2006]’da deneysel verileri sunulan iki rampalı modeli seçmiştir. Toplamda 8 farklı türbülans modeli karşılaştırılmıştır. Şok kaynaklı ayrılma ve tersine akış yapıları deneyde olduğu gibi HAD yöntemleri ile de gözlenmiştir. Geometrinin en uç kısmında yer alan hücum kenarı yarıçapının sınır tabakasındaki ayrılma baloncuğu oluşumuna etkisi de bu çalışmada yer almıştır.

Literatürde yer alan tüm çalışmaların işaret ettiği ortak nokta, HAD yöntemlerinin bahsedilen hava alıkları ve kompleks akış koşullarında oldukça detaylı bir ön çalışma istediğidir. Akışlar niteliksel olarak büyük oranda doğru çözülsün de, bu çalışmanın da üzerinde durduğu gibi akışın sınır tabakası bölgesinde şok kaynaklı oluşturduğu yapılar çözümün doğruluğunu etkilemektedir. Çözüm öncesinde çözüm ağı ve sınır koşullarının doğru bir biçimde yazılıma yansıtılması kadar, türbülans modelin probleme ve geometriye uyumu, olası belirsizlikler karşısında türbülans modellerin

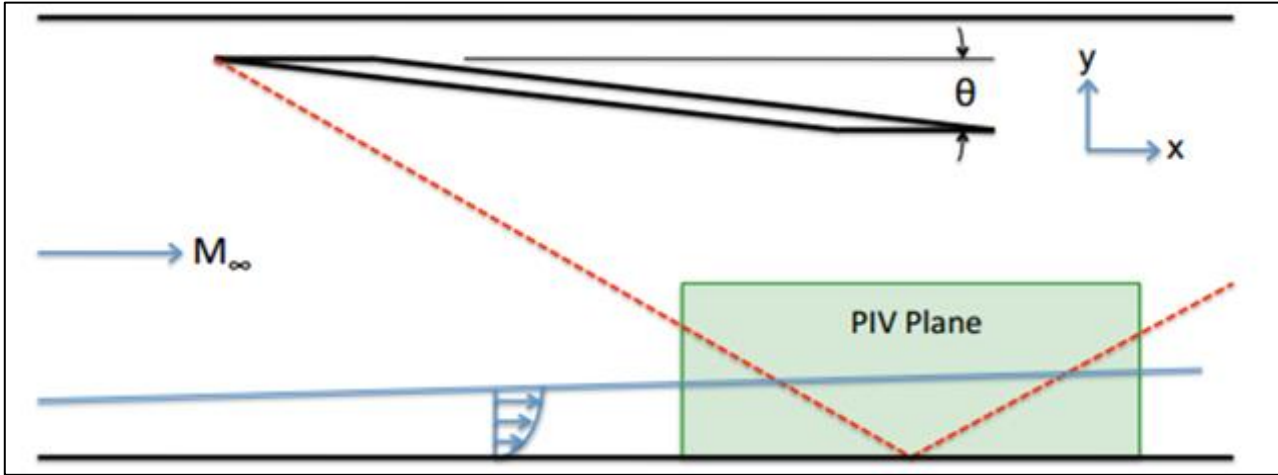
detaylarına hakim olunması çözümü gerçek veriye o kadar yaklaştıracaktır.

Bu çalışmada da sınır tabakası bölgesi merceğe alınmış ve nispeten basit bir modelle akış, hipersonik koşullarda incelenmiştir.



Şekil 1: Örnek Scramjet Motorunun ve Akışın Şematik Gösterimi [Sen,2018]

Şekil 1, örnek bir scramjet motorunu oluşturan kısımları ve hipersonik akışın aracın ön kısmından lüleye kadar izlediği yolda karşılaştığı fiziksel olayları göstermektedir. Bu çalışmada hava alığı girişinden izolator sonuna kadar olan akış inceleme konusu olduğu için Şekil 2'de gösterilmekte olan model iyi bir örnek sağlamaktadır.

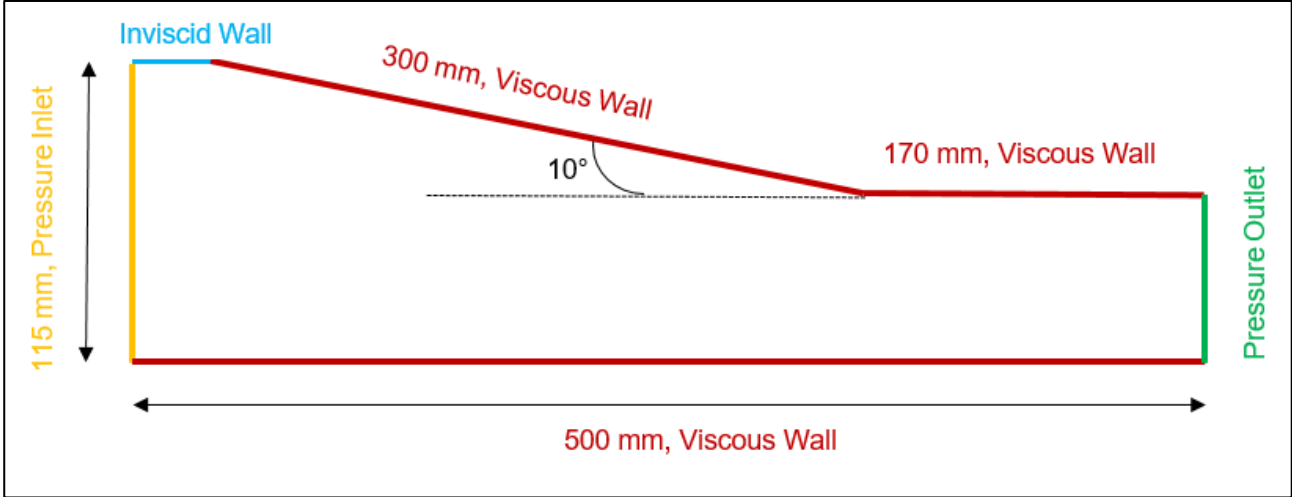


Şekil 2: Şok Oluşturucu Yapısına Sahip Bir Akışın Şematik Gösterimi [Debonis,2010]

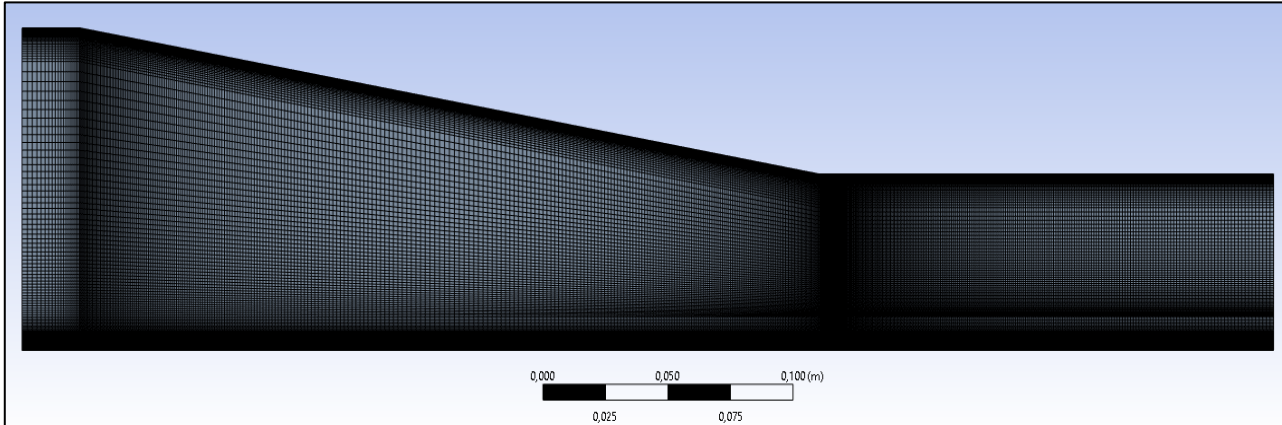
Scramjet hava alığı analizlerinin öncesinde HAD yazılımının yetenekleri ve doğrulanması ise Şekil 2'de bir gösterimi verilmiş olan şok oluşturucu üzerinden ele alınacaktır. Bu seçimin nedeni şok oluşturucunun alt duvarında oluşacak şok ve sınır tabakası yapılarının scramjet hava alığı ve izolator boyunca karşılaşılabilecek yapılar için örnek teşkil etmesidir. Duvar sınırlarından uzak bölgelerdeki akış zaten tam gelişmiş olacağından ve ters basınç gradyanları içermeyeceğinden, akışın çözümünün doğruluğunu etkileyecek kısımlar Şekil 2'de gösterilmiş olan vaka ile gözlemlenebilecektir.

## YÖNTEM

[Pajcin,2017] kullanılarak alınmış geometri ve sınır şartları HAD sonuçları alınmak üzere ANSYS Fluent yazılımında oluşturulmuştur. Şekil 3, HAD yönteminin uygulandığı geometriyi ve sınır koşullarını göstermektedir. Şekil 2’de gösterilmiş olan şablondaki açının  $10^\circ$  olduğu görülmektedir. Deneysel verinin alındığı [Schülein,1996]’da farklı açı dereceleri için sonuçlar da bulunmaktadır. Şekil 4’te ise geometrinin üzerine oluşturulan çözüm ağı gösterilmiştir. Kullanılan serbest akış koşulları ise Tablo 1’de verilmiştir.



Şekil 3: HAD Yöntemi Uygulanan Geometrinin Ölçüleri ve Sınır Koşulu Seçimleri [Pajcin,2017]



Şekil 4: Geometrinin Dörtgenel Hücrelerle Oluşturulan Blok Çözüm Ağı Yapısı

Tablo 1: HAD Çözümünde Kullanılan Serbest Akış Koşulları [Schülein,1996]

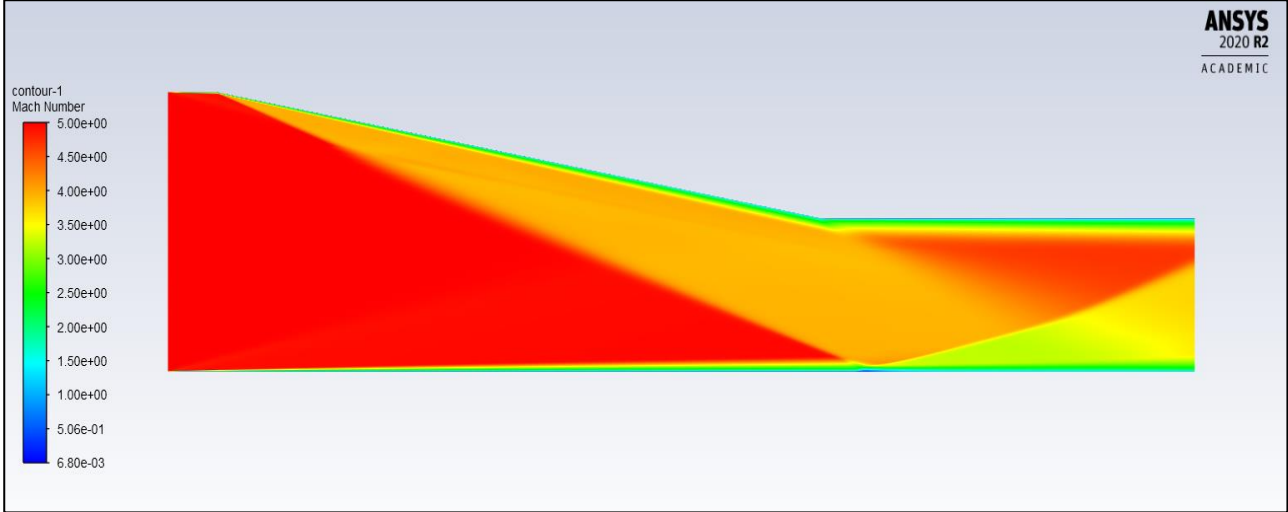
Mach Sayısı	Statik Basınç [Pa]	Toplam Basınç [kPa]	Toplam Sıcaklık [K]	Türbülans Yoğunluğu	Türbülans Viskozite Oranı
5	4012	2122516	410.7	0.1	5

HAD yöntemi kullanılırken çalışılan akışkan olarak ideal gaz seçilmiştir, çünkü kullanılan hipersonik Mach sayısı kimyasal tepkimelerin sonuca etki edebilmesi için yeterli değildir. Viskozite hesaplamaları Sutherland Yasası'na göre yapılmıştır. Sıkıştırılabilir bir akış ortamı bulunduğundan yoğunluk bazlı örtülü çözücü tercih edilmiştir. Bu kullanımlar [Oliden,2013]'te de gösterilmiştir.

Çözüm ağında blok yapı dörtgenel hücrelerle oluşturulmuştur ve akışın farklılaşacağı bölgelerde hücre sayısı artırılmıştır ve çözüm ağının yoğunluğunun sonuca etkisinin minimuma indiği çalıştırmada toplamda 74100 adet dörtgenel hücre elde edilmiştir. Çözüm ağı oluşturulurken dikkat edilmesi gereken en önemli nokta bu akışta şok-sınır tabakası etkileşimleri gerçekleştiğinden, sınır tabakasının niteliksel ve niceliksel olarak yeterli bir çözüm ağına sahip olmasıdır. Bu durum duvarda genel olarak  $y^+$  değerinin 1.0'dan küçük olmasıyla sağlanmaktadır.

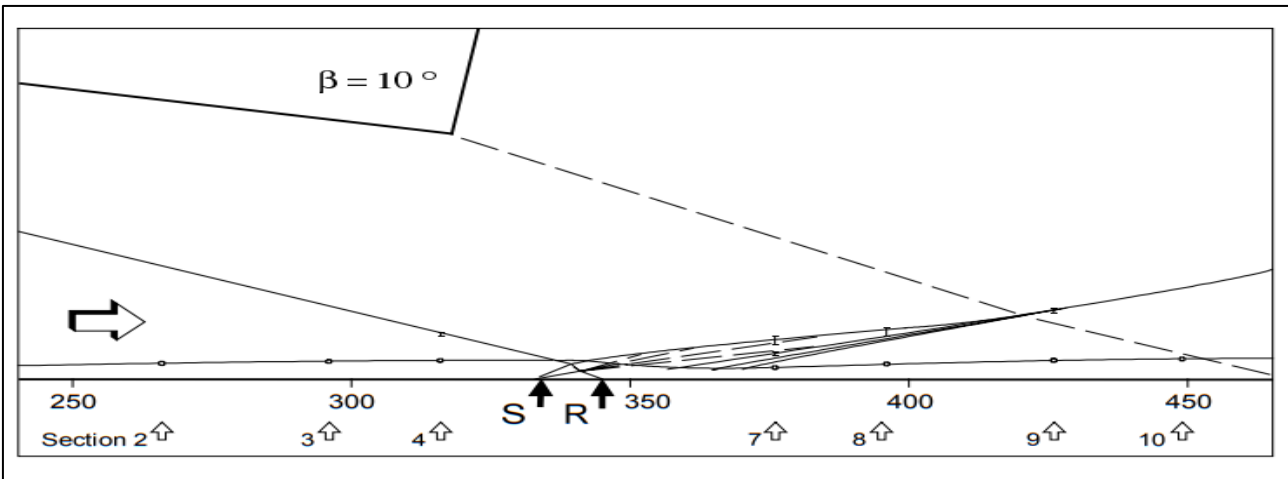
### UYGULAMALAR VE DEĞERLENDİRME

Çözüm ağının oluşturulmasının ardından farklı türbülans modeller ile sonuçlar alınmış ve karşılaştırılmıştır. Geometrinin tamamındaki Mach sayısı çözümü Şekil 5'te ve hız vektörlerinin akışta ayrılma olan bölgedeki dağılımı Şekil 7'de görülebilir.



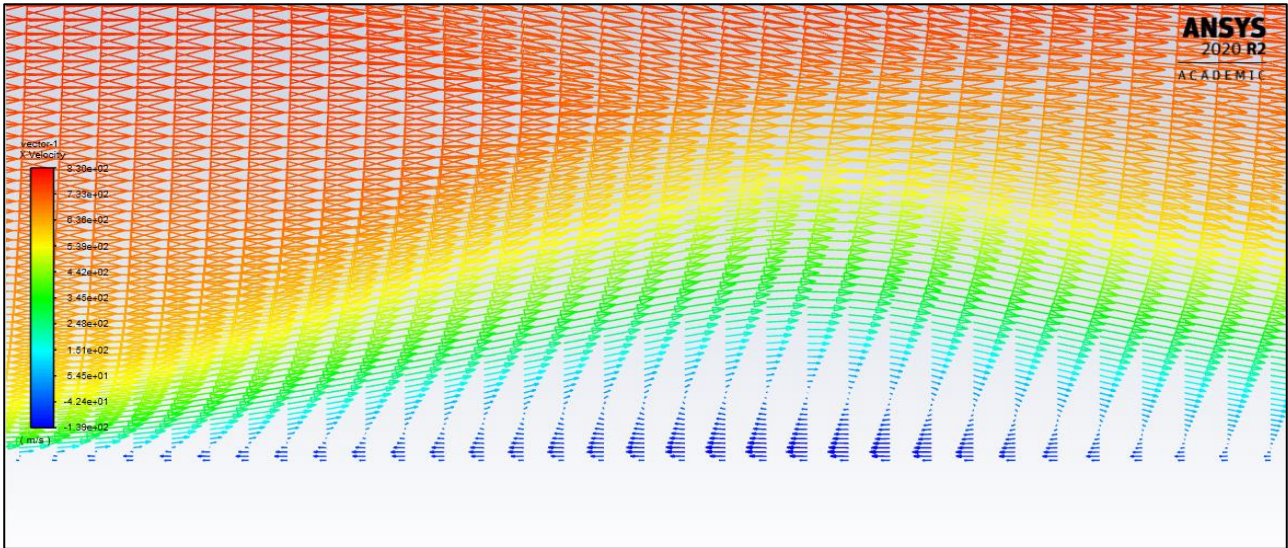
Şekil 5: Akışın Spalart-Allmaras Türbülans Modeli ile Çözümü

Şekil 5'te gösterilmiş olan Mach sayısı dağılımı, [Pajcin,2017]'de gösterilmiş olan çözümle ve [Schülein,1996]'da elde edilen deneysel çalışmayla uyumludur. 376 mm etrafında oluşan ayrılma baloncuğu yapısı Şekil 7'de yakalanmıştır. Burada şok oluşturucunun açısının  $10^\circ$  olması ayrılmanın şiddetini azaltmaktadır. Deneysel verilerin alındığı [Schülein,1996] çalışmasında daha büyük şok açıları daha büyük baloncuklar gözlemlenebilir. Bu çalışmada ele alınan vaka HAD yazılımının çalışmanın devamındaki scramjet hava alığı çözümlerinde kullanmaya yetkin olup olmadığını gösterme amacı taşıdığından  $10^\circ$  kullanılmıştır. Şekil 6 ise deneysel verilerin alındığı referansın [Schülein,1996] sınır tabakası ayrılma bölgesini gösterdiği bir çözümdür.



Şekil 6: [Schülein,1996] Çalışmasında Gösterilmiş Olan Sınır Tabakası Ayrılma Bölgesi (S: Ayrılma, R: Yeniden Tutunma)

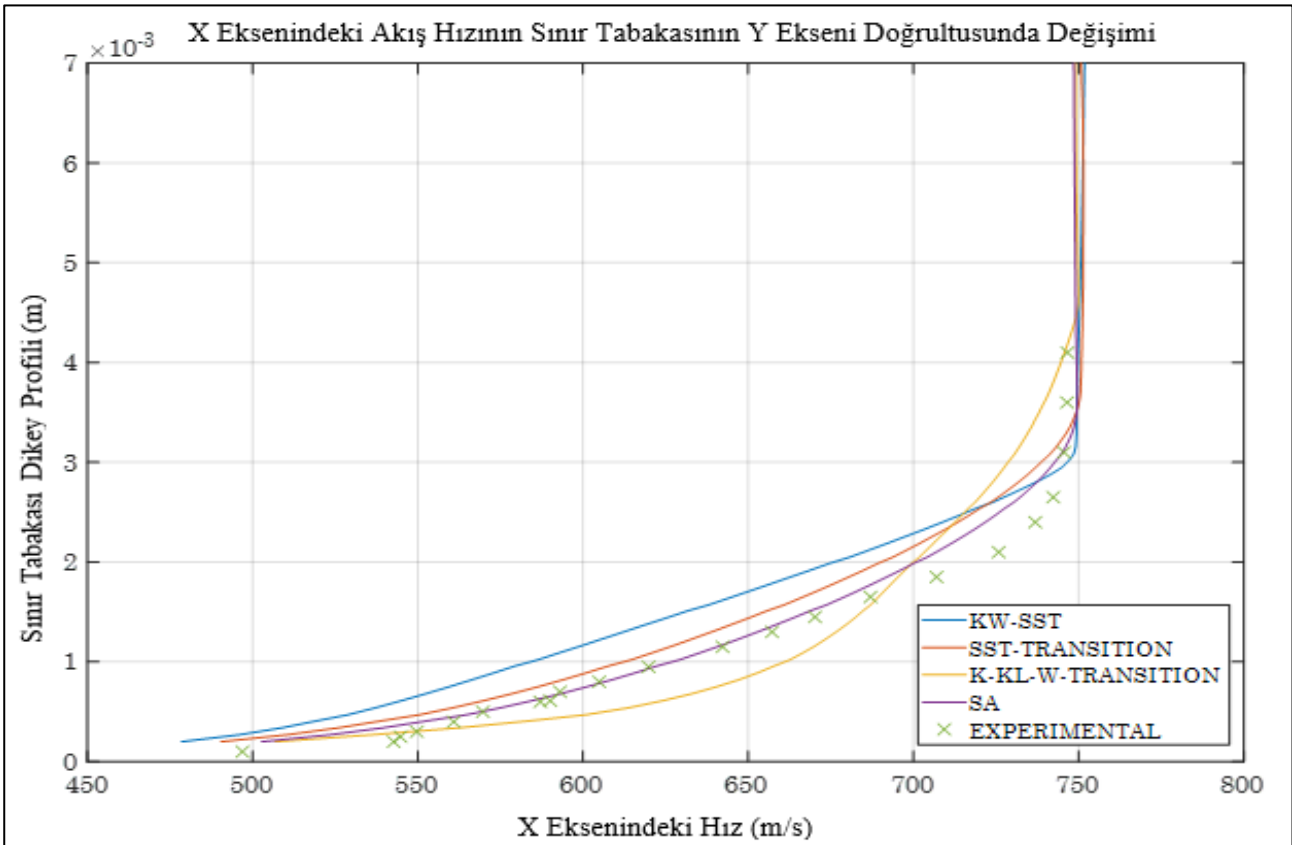




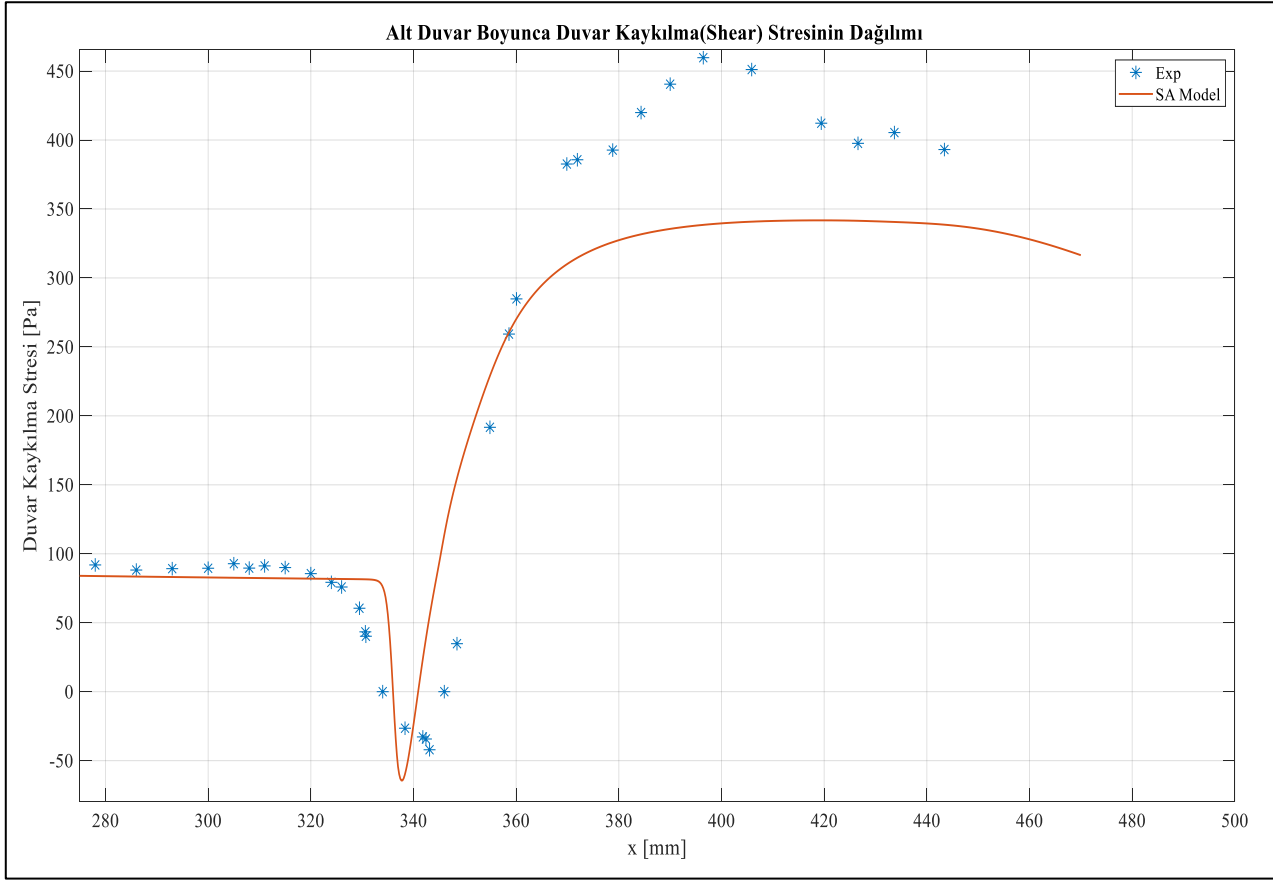
Şekil 7: Akışta Şok-Sınır Tabakası Etkileşimi Olan Bölgede Hız Vektörlerinin Dağılımı, SA Model

Elde edilen sonuçlardan örnek olarak yatay ekseninde 376 mm için kesit alındığında Spalart-Allmaras ve Transition-SST modellerinin deneysel veriye çok daha yakın olduğu Şekil 8'de görülmüştür. Referans alınan [Pajcin,2019] çalışmada karşılaştırılan modeller arasında Transition-SST bulunmamaktadır, ama en iyi iki çözüm SA ve k- $\omega$  olarak bulunmuştur. Hız profilini nispeten daha az doğrulukla çözen modeller ise k- $\omega$  SST ve k-kl- $\omega$  olarak belirtilmiştir. Referans çalışma ile güncel çalışma Şekil 8'de görüleceği üzere bu açıdan da uyumludur.

Burada elde edilen sonucun sınır tabakasında ve ters basınç gradyanlarının olduğu bölgede olduğu unutulmamalıdır, çünkü diğer modellerde akışı geometrinin bütününde doğru olarak çözümlenmiştir.



Şekil 8: İncelenen Vakanın X=376 mm Sınır Tabakası Hız Profili Sonuçları



Şekil 9: İncelenen Vakanın Alt Duvar Boyunca Kaykılma Stresinin Dağılımı

Şekil 9'da SA türbülans modelinin başarısından yola çıkılarak bir başka sonuç geometrinin alt duvarı boyunca oluşan kaykılma stresinin dağılımı için elde edilmiştir. Deneysel verilerle karşılaştırıldığında ayrılma bölgesi ve ters akışın olduğu bölgelerde SA türbülans modelinin oldukça doğru sonuç verdiği, fakat akışın yeniden yüzeye tutunduktan sonra normaleştiği bölümde modelin stresi olması gerekenden daha az tahmin ettiği anlaşılmaktadır. Bu durum, [Pajcin,2019]'da da belirtilmiştir. Bu durumun vakaya özel olup olmadığı veya kullanıcı tanımlı fonksiyonlarla çözümün geliştirilip geliştirilemeyeceği ilerleyen çalışmalarda incelenmelidir. Öte yandan deneysel verilerde x ekseninde 400 mm civarında oluşan ani sıçramanın deneysel verilerden de kaynaklanabileceği göz önünde bulundurulmalıdır, çünkü 400 mm çevresinde bu ani yükselişe ve sonrasında düşüşe neden olabilecek ek bir fiziksel durum gözlemlenmemiştir.

## SONUÇ

Yüksek entalpiye sahip hipersonik akışlarda, özellikle scramjet hava alıkları gibi şok-sınır tabakası etkileşimlerinin ve sınır tabakasındaki fiziksel etmenlerin baskın olduğu vakalarda kullanılan HAD yazılımının güvenilirliği ve türbülans modelin başarısı akışın doğru çözümü için önem taşımaktadır. Bu çalışmada gösterildiği üzere Fluent ve seçilen türbülans modelleri sınır tabakasını hipersonik akışta yeterli doğrulukla çözebilmektedir. Akışın çok büyük kısmı tüm modellerle yüksek doğrulukla çözülebilirken, laminardan türbülanslı akışlara geçişin olduğu kısımlar için Spalart-Allmaras ve SST-Transition modeli deneysel veriye daha yakın sonuç üretmiştir. Bu çalışmanın devamı olan açık kaynak deneysel verileri bulunan bir scramjet hava alığının analizi için Fluent yazılımının kullanılabileceği gösterilmektedir. Yine alık ve benzeri geometrilerdeki hipersonik akışlar hem literatür taramasındaki kaynakların gösterdiği, hem de bu çalışmanın gösterdiği üzere sınır tabakası çevresinde oluşan karmaşık akış yapıları için daha detaylı ve yüksek doğrulukta modelleme gerekmektedir. Bu çalışmanın devamında ele alınacak iki ve üç boyutlu scramjet hava alığı modellerinde bu çalışmadaki tecrübeler ve karşılaşılan sorunlar detaylı olarak ele alınacaktır.

**Kaynaklar**

- Debonis, J., Oberkampf, W., Wolf, R., Orkwis, P., Turner, M., & Babinsky, H., (2010). Assessment of CFD Models for Shock Boundary Layer Interaction. *28th AIAA Applied Aerodynamics Conference*. doi:10.2514/6.2010-4823
- Häberle, J., & Gülhan, A. (2008). Investigation of two-dimensional Scramjet Inlet Flowfield at mach 7. *Journal of Propulsion and Power*, 24(3), 446–459. <https://doi.org/10.2514/1.33545>
- Hall, I. A. (2019). *Simulating scramjet behavior: Unstart prediction in a supersonic, turbulent inlet-isolator duct flow*. figshare. Retrieved from [https://figshare.com/articles/thesis/Simulating\\_Scramjet\\_Behavior\\_Unstart\\_Prediction\\_in\\_a\\_Supersonic\\_Turbulent\\_Inlet-Isolator\\_Duct\\_Flow/8039015/1](https://figshare.com/articles/thesis/Simulating_Scramjet_Behavior_Unstart_Prediction_in_a_Supersonic_Turbulent_Inlet-Isolator_Duct_Flow/8039015/1)
- Heiser, W.H. and Pratt, D.T., (1994), “Hypersonic Airbreathing Propulsion”, AIAA Education Series
- Kang, S., Shin, H. C., Park, S. H., Park, J., & Park, D. (2021). Comparative Assessment of Modified - Models for Scramjet Intake Flow Analysis. *International Journal of Aerospace Engineering*, 2021, 1–24. <https://doi.org/10.1155/2021/9916416>
- Krieger, A. T. E. (2019). [PDF] *numerical simulation of the start and unstart behaviour of a ram- or scramjet: Semantic scholar*. Retrieved from <https://www.semanticscholar.org/paper/Numerical-Simulation-of-the-Start-and-Unstart-of-a-Krieger/85a2a2d5ee65db540480158b5c0ad97572250386>
- Neuenhahn, T. (2010). *Investigation of the shock wave/boundary layer interaction of scramjet intake flows* . Retrieved August 1, 2022, from <http://publications.rwth-aachen.de/record/94607/files/3296.pdf>
- Oliden, D.O. (2013). Parametric Analysis of a Hypersonic Inlet using Computational Fluid Dynamics.
- Pajcin, M., Simonovic, A., Ivanov, T., Komarov, D., & Stupar, S. (2017). Numerical Analysis of a hypersonic turbulent and laminar flow using a commercial CFD solver. *Thermal Science*, 21(suppl. 3), 795–807. <https://doi.org/10.2298/tsci160518198p>
- Reardon, J. P. (2019). Computational Analysis of Transient Unstart/Restart Characteristics in a Variable Geometry, High-Speed Inlet. *PhD. Thesis at Virginia Polytechnic Institute and State University*.
- Reinartz, B., Ballmann, J., & Boyce, R. (2006). Numerical investigation of wall temperature and entropy layer effects on double wedge shock / boundary layer interactions. *14th AIAA/AHI Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference*. <https://doi.org/10.2514/6.2006-8137>
- Schüle, E., Krogmann, P., & Stanewsky, E., (1996), Documentation of Two-Dimensional Impinging Shock/Turbulent Boundary Layer interaction Flow. *DLR-Interner Bericht*. doi: <https://elib.dlr.de/21724/>
- Sen, D., Pesyridis, A., & Lenton, A. (2018). A Scramjet Compression System for Hypersonic Air Transportation Vehicle Combined Cycle Engines. *Energies*, 11(6), 1568. doi:10.3390/en11061568
- Yao, Yufeng., Rincon, Daniel & Zheng, Yao (2012). Shock induced separating flows in scramjet intakes. *International Journal of Modern Physics: Conference Series*, 19, 73–82. <https://doi.org/10.1142/s2010194512008604>