

KÜT BURUNLU BİR GEOMETRİ ÜZERİNDEKİ GERÇEK GAZ AKIŞININ HESAPLAMALI YÖNTEMLERLE MODELLENMESİ

Cihangir Celal Palacı¹ ve Ahmet Selim Durna²
Samsun Üniversitesi, Samsun

ÖZET

Bu çalışmada, küt burunlu bir geometri üzerindeki kimyasal etkileşimli gerçek gaz akışı ve farklı tepkime modellerinin akış alanına etkisi incelenmiştir. Eksenel simetrik, zamana bağlı, laminar, kimyasal dengede olmayan hipersonik bir akış alanı ticari bir Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği (HAD) yazılımı kullanılarak modellenmiştir. Akış alanı tepkimesiz ve üç farklı tepkime modeliyle (Park, Gupta ve Dunn Kang) çözülerek elde edilen sonuçlar deney verileriyle karşılaştırılmıştır. Gupta ve Dunn Kang tepkime modelleri ile elde edilen sonuçların; Park modeline kıyasla, deney sonuçlarına daha yakın ve yüksek doğrulukta olduğu görülmüştür.

GİRİŞ

Hipersonik hızlarda hareket eden hava araçlarında yüksek basınç ve sıcaklık yükleri ortaya çıkması nedeniyle bu araçların tasarımında aero-termodinamik kuvvetlerin tespiti önemli bir yere sahiptir. Özellikle atmosfere dönüş yapan hava araçları küt burunlu bir geometriye sahiptir ve hava aracının önünde güçlü bir yay (bow) şok dalgası meydana gelir. Bu şok dalgası ile hava aracı arasındaki bölgede gazlar moleküllerine ayrılır hatta 9000 K üzerinde elektronlarını salarak iyonlaşırlar. Bu tür akış bölgelerinde ideal gaz denklemi kabulü geçerli olmadığından akışta kimyasal tepkimeler ve taşınım parametreleri sıcaklığa bağlı modellenmelidir [Anderson, 2006].

Literatürde gerçek gaz akış alanlarının hesaplamalı modellenmesi ile ilgili çeşitli çalışmalar mevcuttur. Oliden hipersonik bir alığın parametrik modellemesini yaptığı çalışmada [Oliden, 2013], 4 farklı geometri üzerinde türbülans modellerinin ve kimyasal dengede olmayan (chemical non-equilibrium) akışların etkisini incelemiştir. Titreşimsel dengeden uzak (vibrational non-equilibrium) durumun modellenmesi yapılmadığından küçük sapmalar ortaya çıksa da deneysel verilere oldukça yakın sonuçlar elde etmiştir. Sockalingam tarafından yapılan çalışmada [Sockalingam ve Tabiei, 2016], sıfır hücum açısında eksenel simetrik bir geometrinin etrafında, kimyasal olarak tepkimeye giren bir hipersonik akış alanına, ticari bir HAD yazılımı kullanılarak farklı difüzyon modelleri uygulanmış ve deneysel sonuçlarla iyi bir korelasyon gözlemlenmiştir. Savino ve Paterna yaptığı çalışmada [Savino ve Paterna, 2005], hipersonik akışta küt burunlu bir koninin etrafındaki akış alanını, ticari HAD kodu ANSYS-Fluent'te, küçük sapmalara rağmen deneysel verilerle uyum içerisinde modellemiştir. Shoev yaptığı çalışmada bu ticari yazılıma, termokimyasal dengede olmayan akışları modellemek için kullanıcı tanımlı kodların (UDF) eklenerek kullanılabileceğini göstermiştir. [Shoev vd., 2016]

Bu çalışmada, küt burunlu konik bir geometri üzerinde modellenen gerçek gaz akış alanı, 8.53 Mach sayısında gerçekleştirilen [Holden vd., 1997] deneysel çalışmanın sonuçlarıyla karşılaştırılmıştır. Doğrulama çalışmasından sonra; akışkan olarak havanın kullanılması, havanın içerdiği türlerle bir karışım olarak modellenmesi ve son olarak bu karışımın, meydana gelmesi

¹ Lisans Öğrencisi, Havacılık ve Uzay Müh. Böl., E-posta: cihangircelalpalaci@gmail.com

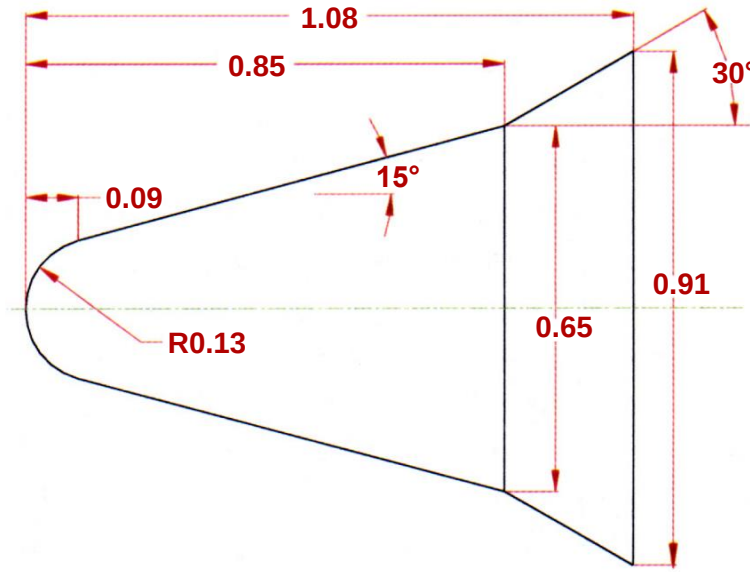
² Dr. Öğr. Üyesi, Havacılık ve Uzay Müh. Böl., E-posta: ahmetselim.durna@samsun.edu.tr

beklenen tepkimeler ile birlikte modellenmesi şeklinde üç farklı çalışma gerçekleştirilmiştir. Tepkimeler için Park'ın [Park, 1989], Gupta'nın [Gupta, 1990] ve Dunn-Kang'ın [Dunn ve Kang, 1973] 5 farklı kimyasal türden oluşan hava modelleri kullanılmıştır. Akış alanındaki geometri etrafında, titreşimsel ve kimyasal denge dışı etkilerin gerçekleşmesi beklenmektedir.

YÖNTEM

Geometri

Şekil 1'de metre cinsinden boyutları verilmiş olan küt burunlu bir koninin şematik görüntüsü verilmiştir. Denge dışı etkiler, gelen akım burun etrafında genişlediğinde ve rampa üzerinde yeniden sıkıştığında incelenebilir. Bu boyutlar, akışın koni boyunca titreşimsel ve kimyasal olarak rahatlaması için gereken zamanı sağlamaktadır. Test geometrisi için daha fazla ayrıntı deney çalışmasında [Holden vd., 1997] bulunabilir.



Şekil 1: Küt burunlu test geometrisi (metre cinsinden) [Candler ve Nompelis, 2002]

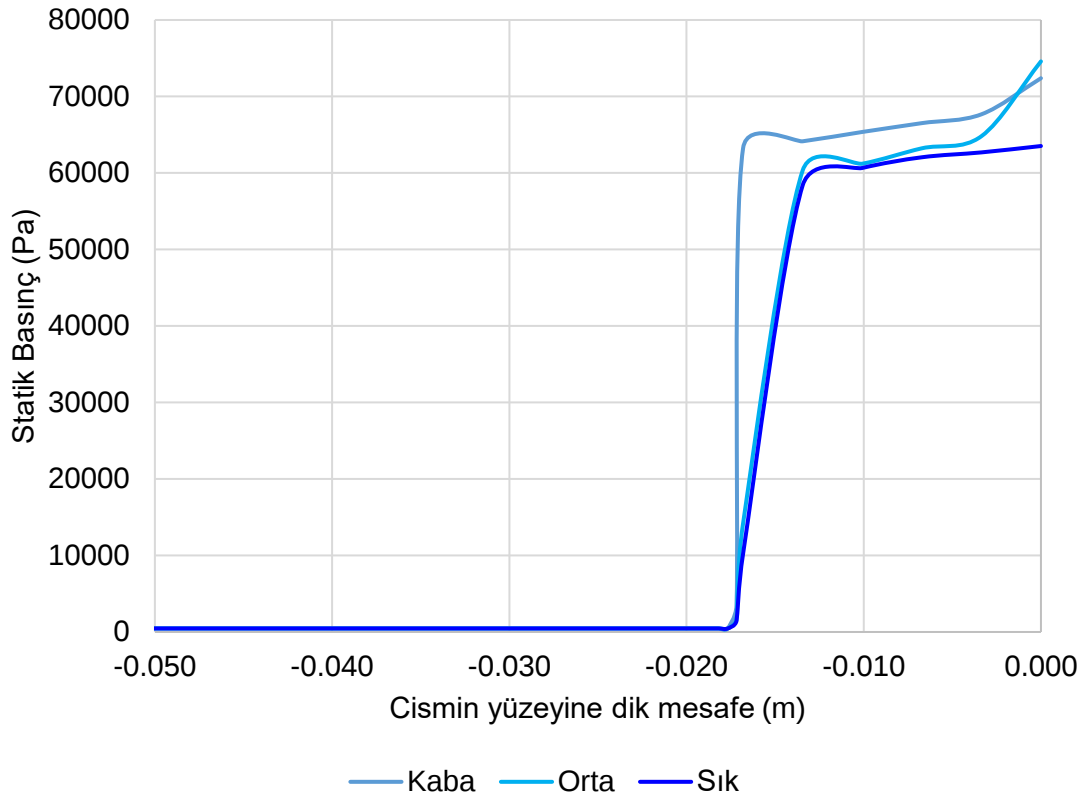
Çözüm Ağı

Çözüm ağı tamamen dörtgen hücrelerden oluşmaktadır. Daha iyi yakınsama kabiliyeti ve yapısal olmayan çözüm ağına göre daha yüksek çözünürlük avantajları nedeniyle yapısal çözüm ağı tercih edilmiştir. Şekil 3'te görüldüğü gibi; hücre dağılımları şok ve basınç farklılıklarının beklendiği, geometri yüzeyine yakın kısımlarda yoğunlaşmaktadır. Çözüm ağı, sınır tabakayı doğru bir şekilde gözlemlemek için $y^+ \approx 1$ değerine sahiptir. Test geometrisinin radyal merkezine tanımlanan eksenle, eksenel simetrik çözüm ağı tercih edilmiştir.

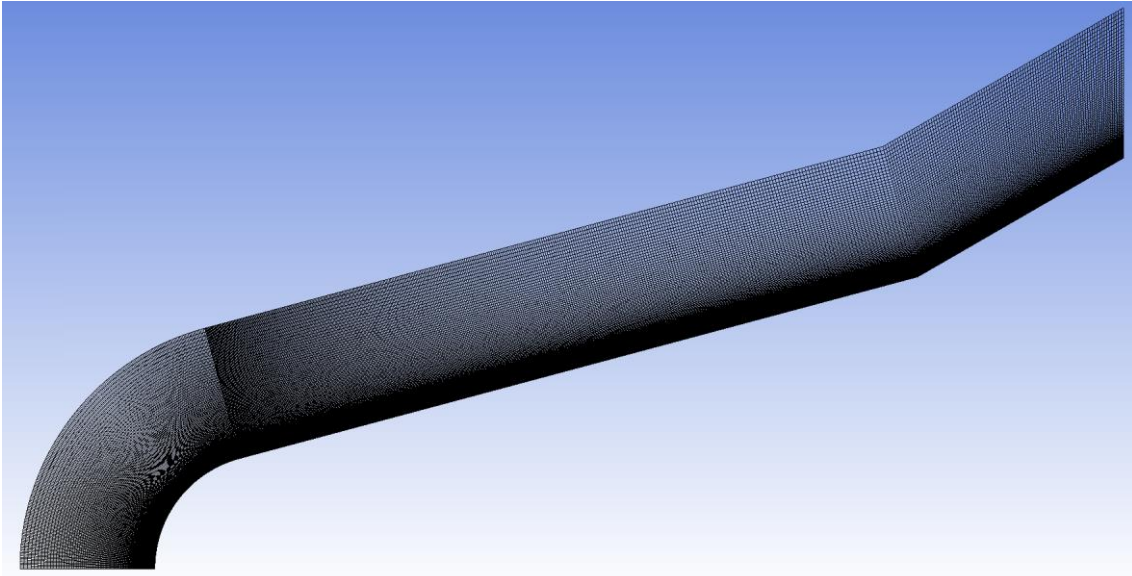
Çözüm ağı 3 farklı seviyede (kaba, orta ve sık) oluşturuldu ve ağ bağımsızlığı çalışması yapıldı. Geometriye teğet yönde hücre sayısı, normal yönde hücre sayısı ($i \times j$) ve ağların toplam hücre sayısı Tablo 1'de, çözüm ağı sıklığının burun önündeki basınç dağılımına etkisi Şekil 2'de ve kullanılan çözüm ağı Şekil 3'te gösterilmiştir. Bu çalışmada, çözüm ağı sıklığından bağımsız bir çözüm elde edilmiştir ve tüm çözümler için orta seviye çözüm ağı tercih edilmiştir.

Tablo 1: Çözüm ağı bağımsızlığı çalışması

Ağ	$i \times j$	Toplam Hücre Sayısı
Kaba	360 x 100	36000
Orta	721 x 200	144200
Sık	1442 x 400	576800



Şekil 2: Hücum kenarı önünde çözüm ağı sıklığına bağlı basınç dağılımı



Şekil 3: Yapısal çözüm ağı

Çözücü Ayarları

Çalışmada sonlu hacimler yöntemi tabanlı ticari bir Navier-Stokes çözücüsü olan ANSYS-Fluent kullanılmıştır. Çözümler eksenel simetrik, zamandan bağımsız, sıkıştırılabilir bir akış için elde edilmiştir.

Model: Türlerin taşınımı modeli, karışım modelinin akışkan olarak kullanıldığı çözümler için etkinleştirildi. Türlerin taşınımı, modellenen karışımların akışkan olarak kullanıldığı her duruma özgü olarak ayrı ayrı modellenmiştir. Tepkimeler akışın büyük bir kısmında meydana geldiği için, hacimsel tepkime tipi seçildi. Tepkime modeli için, sadece Arrhenius oranını hesaplayan laminar sonlu oran seçildi.

Deneyisel verilerde, akışın test geometrisi yüzeyi boyunca laminar olduğu ve rampada sınır tabakası ayrılmasının gözlemlendiği belirtilmiştir. Deney çalışmasındaki basınç ve ısı transferi ölçümleri, rampa birleşme bölgesinde küçük bir ayrılma bölgesinin olduğunu gösterir. Bu bölgede, azalan ısı transferinden dolayı akışın laminar olduğu raporlanmıştır [Holden vd., 1997].

Malzeme: Eşitsizlik 1 veya Eşitsizlik 2 ve 3 sağlandığında ideal gaz yasası geçerli bir termodinamik ilişki olarak kabul edilir [Anderson, 2003]. P_c ve T_c sırasıyla belirli gazın kritik basıncına ve kritik sıcaklığına karşılık gelir. Bu değerler hava ve moleküler azot için sırasıyla 3771432 Pa, 132.45 K [Keunan ve Clark, 1917] ve 3395800 Pa, 126.2 K'dir [Span, Roland vd., 2000].

$$\frac{P}{P_c} \ll 1 \quad (1)$$

$$\frac{P}{P_c} < 1 \quad (2)$$

$$\frac{T}{T_c} > 2 \quad (3)$$

Tepkime modelleri için 5 türe sahip bir hava karışımı oluşturuldu. 1, 2 ve 3 numaralı tepkimeler, ayrışma tepkimelerini; 4 ve 5 numaralı tepkimeler ise nötral değişim tepkimelerini gösterir.



burada M üçüncü gövde verimliliği (third-body efficiency) olarak adlandırılır ve ortamdaki katalist türleri sembolize eder.

Sınır Koşulları: Serbest akım koşulları ve türlerin sınırlardaki mol kesirleri Tablo 2'de verilmiştir. Çözüm ağı için seçilen sınır koşulları ise Şekil 4'te görülmektedir. Alanın sol ve sağ sınırları için sırasıyla, serbest akım basınç koşulu (pressure far-field) ve çıkış basıncı (pressure outlet) verilmiştir. Test geometrisi yüzeyi hareketsiz, viskoz ve adyabatik olmayan bir duvar sınırı olarak, 296.89 K sabit sıcaklıkta modellenmiştir. Bu sıcaklık değeri deneysel çalışmadan alınmıştır [Holden vd., 1997]. Şekil 4'te gösterilen eksen, geometri için dönme ekseninin konumudur.

Tablo 2: Sınır koşulları

Giriş		Tür	Mol Kesri
Mach Sayısı	8.53	N ₂	0.745252
Statik Basınç (Pa)	709.61	N	5.34E-11
Statik Sıcaklık (K)	670.11	NO	0.060700
Toplam Sıcaklık (K)	6473.89	O ₂	0.157200
Duvar Sıcaklığı (K)	296.89	O	0.036840

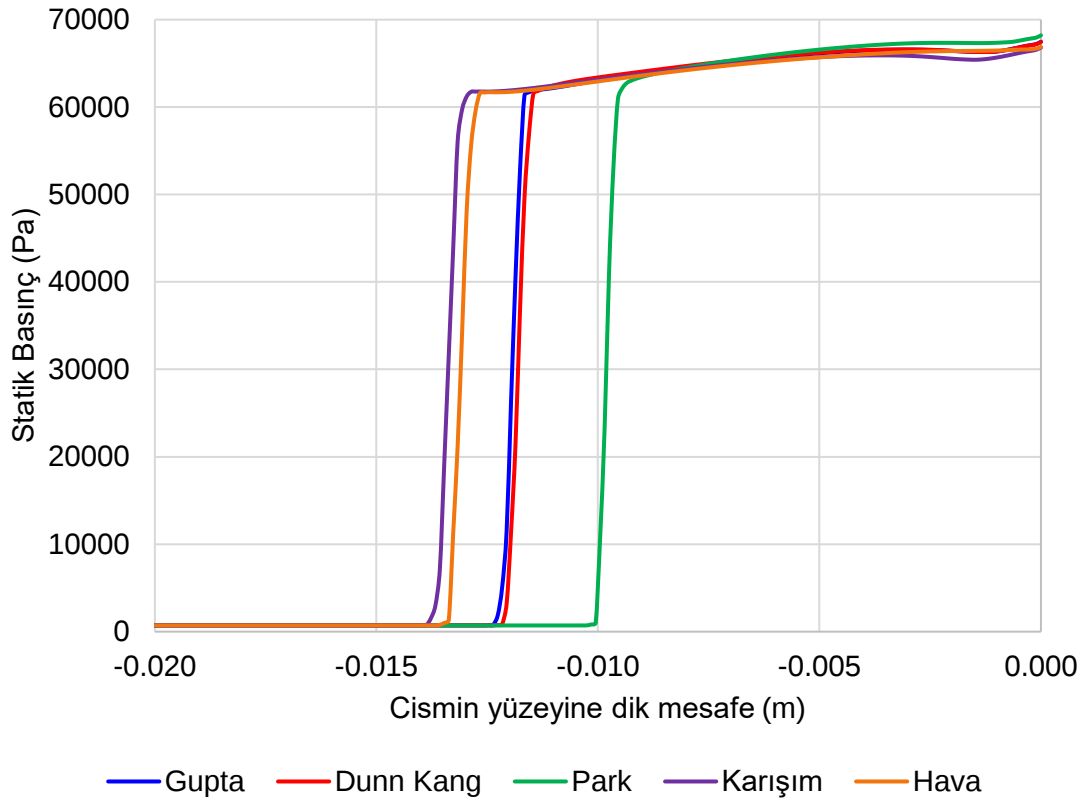


Şekil 4: Çözüm ağı üzerinde sınır koşulları

Sayısal Yöntemler: Akı bölme şeması olarak AUSM seçilmiştir. Mekansal ayrıklaştırma için gradyanlar, hücre bazlı green gauss yöntemi kullanılarak hesaplandı. Diğer tüm mekansal ayrıklaştırma gereklilikleri için 2. mertebeden şema seçildi.

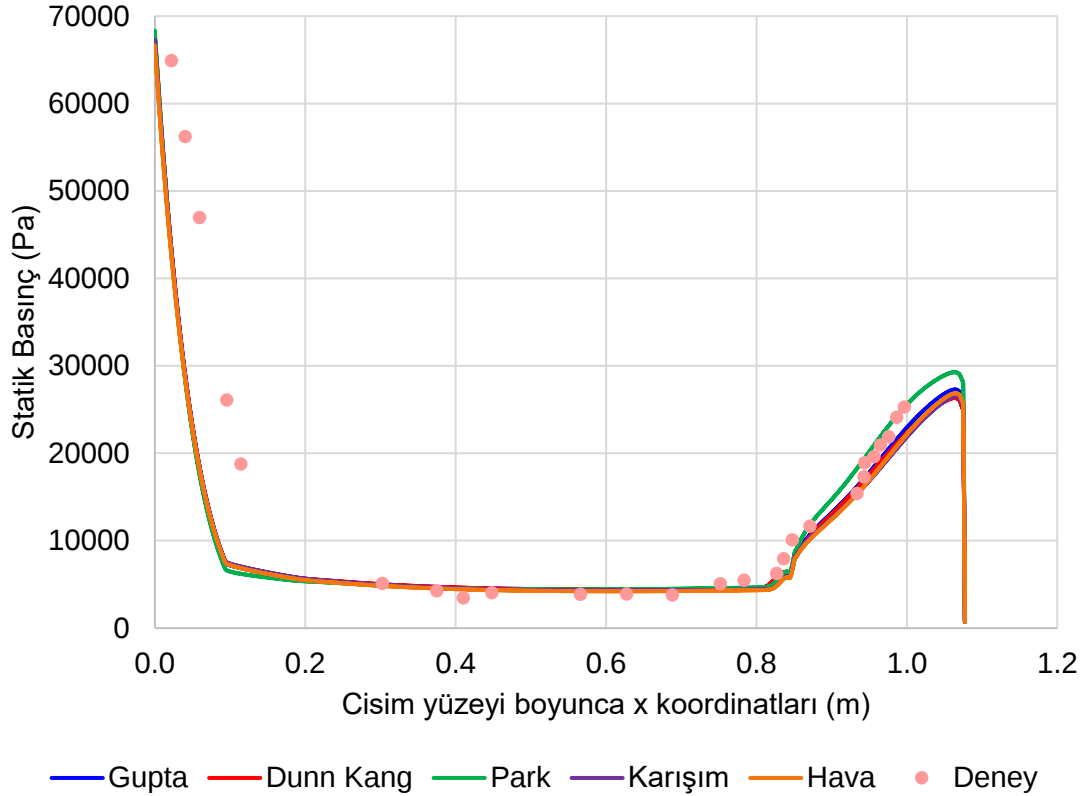
UYGULAMALAR VE DEĞERLENDİRME

Hücum kenarının önünde ortaya çıkan yay şok ve test geometrisi arasındaki mesafeye, meydana gelen tepkimelerin etkisi Şekil 5'te verilmiştir. Modellenen kimyasal tepkimelerin yay şokları üzerindeki karakteristik etkisi, endotermik tipte gerçekleşen tepkimeler oldukları için şok tabakasındaki enerjiyi absorbe ederek şokun durma mesefasını kısaltmasıdır. 3 farklı tepkime modelinin akış alanına etkisi incelendiğinde; Gupta ve Dunn Kang modelleri için oldukça yakın basınç dağılımları gözlemlenirken, Park modeline ait sonuçlarda beklenmeyen bir farklılık ortaya çıkmıştır.



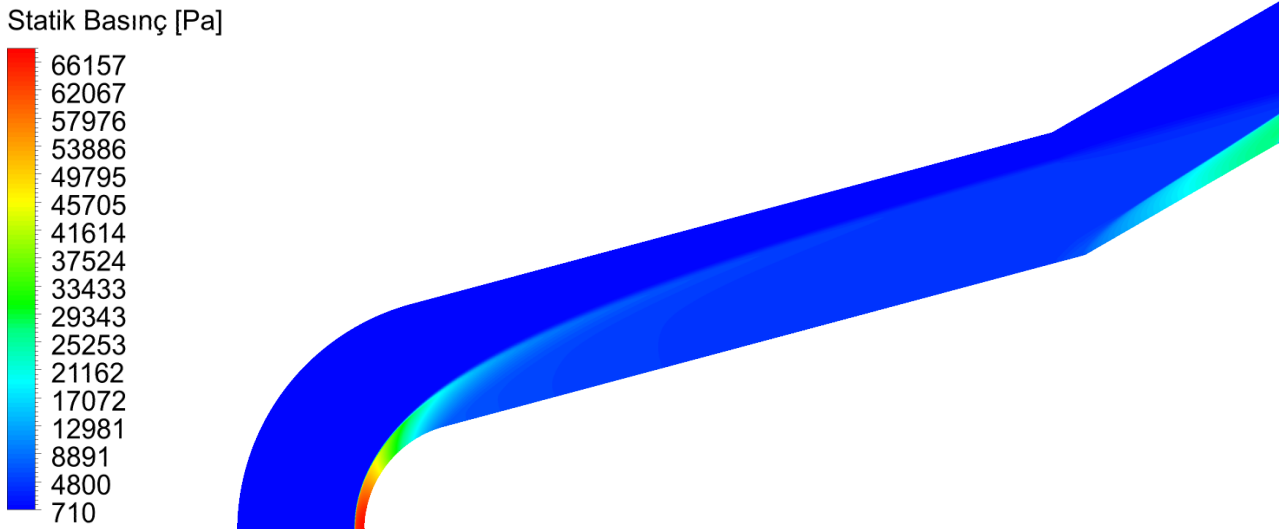
Şekil 5: Durma akım çizgisi boyunca basınç dağılımı

Test geometrisi yüzeyindeki basınç dağılımının deney sonuçlarıyla [Holden vd., 1997] karşılaştırması Şekil 6'da verilmiştir. Hava, Karışım, Gupta ve Dunn Kang tepkimeli modellere ait sonuçlar birbirine oldukça yakın basınç dağılımları gösterirken, Park modeline ait basınç dağılımında bir miktar farklılık görülmektedir. Tüm sonuçlar incelendiğinde; geometrinin burun bölgesindeki küçük farklılığa rağmen, analiz sonuçlarının deney sonuçlarıyla yüksek bir uyumluluk içerisinde olduğu görülmektedir.



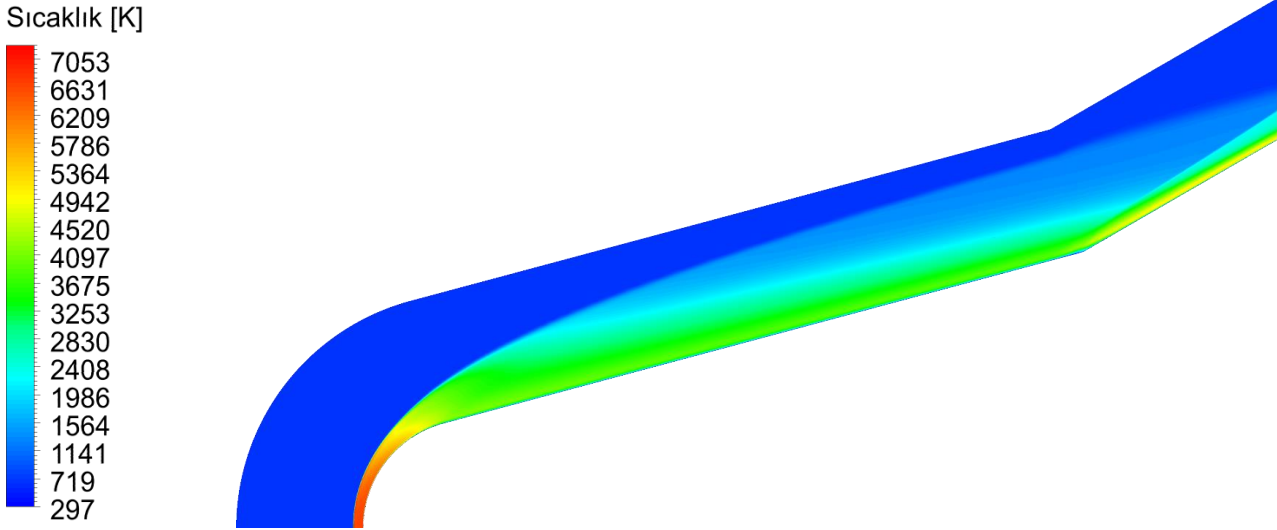
Şekil 6: Test geometrisi yüzeyi boyunca basınç dağılımı

Şekil 7'de Dunn Kang tepkime modelli akış alanı için basınç konturu verilmiştir. Test geometrisinin ön kenarında, ortaya çıkan yay şokundan kaynaklanan ani basınç artışı görülmektedir. Bununla birlikte, durma bölgesinden uzaklaştıkça yay şoku giderek zayıflamaktadır. Test geometrisinin açılı arka kenarında ise kademeli bir sıkışma ve yüzey boyunca basınç artışı görülmektedir.



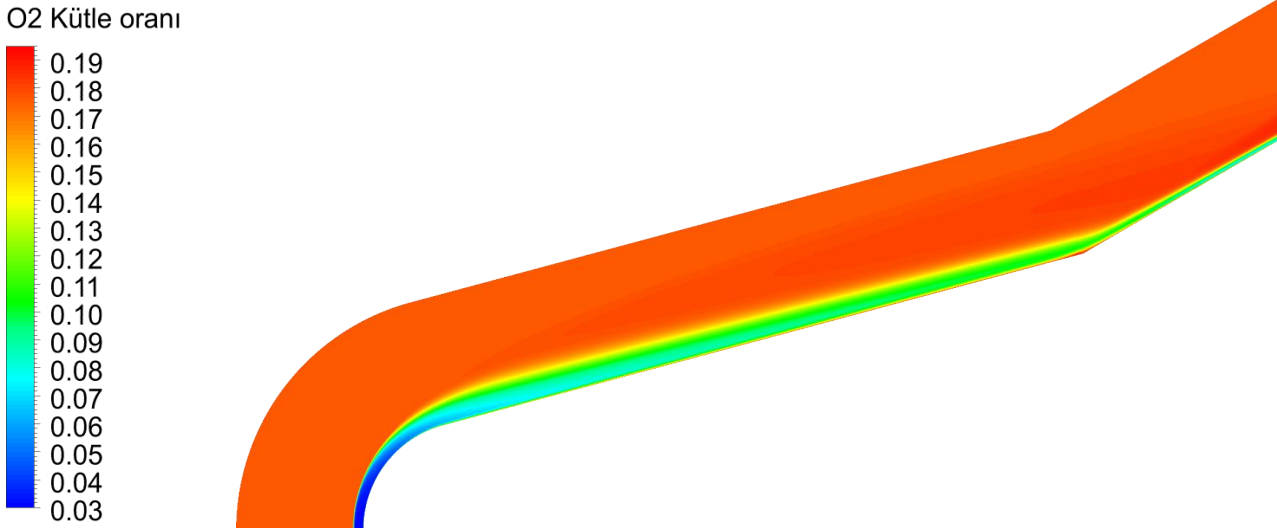
Şekil 7: Dunn Kang tepkime modelli hava akışına ait basınç konturu

Şekil 8’de Dunn Kang tepkime modeli akış alanı için sıcaklık dağılımı verilmiştir. Şok dalgası; geometri yüzeyine dik bir açıyla takip edildiğinde, sıcaklık değerinin kademeli olarak serbest akım sıcaklığına düştüğü görülür. Ayrıca yay şok tabakasında, moleküler oksijen ve moleküler nitrojenin ayrışması için gerekli olan sıcaklık değerlerinin (sırasıyla 2000 K ve 4000 K [Anderson, 2006]) üzerinde bir sıcaklık ortaya çıktığı gözlenebilir.



Şekil 8: Dunn Kang tepkime modeli hava akışına ait sıcaklık konturu

Şekil 9’da Dunn Kang tepkime modeli akış alanı için moleküler oksijen kütle oranı dağılımı verilmiştir. Modellenen tepkimelerin bir sonucu olarak; serbest akım koşullarında akış alanına tanımlanan moleküler oksijenin beklendiği gibi [Anderson, 2006], 2000 K ve üzeri sıcaklıkların ortaya çıktığı bölgelerde ayrışmaya başladığı görülürken, 4000 K sıcaklığın görülmeye başlandığı bölgelerde ise neredeyse tamamen ayrışmış olduğu görülmektedir.



Şekil 9: Dunn Kang tepkime modeli hava akışına ait moleküler oksijen kütle oranı konturu

SONUÇ

Hipersonik gerçek gazlı bir akış alanı; ticari bir Navier-Stokes çözücüsü olan ANSYS-Fluent ile modellenerek, doğrulama ve tepkimeli akış modelleme çalışmaları gerçekleştirildi. Çözücünün, gerçek gaz akış alanı modelleme kapasitesi ve kısıtlamaları doğrulandı. Bu çalışmada kimyasal denge dışı etkiler, türlerin taşınımı ve tepkimeler modellenerek doğrulandı.

Elde edilen sonuçlar ve deney sonuçları arasında yüksek bir doğruluk tespit edildi. Basınç, sıcaklık ve türlerin kütle oranlarının dağılımları arasında beklenen doğruluk gözlenirken; modellenen tepkimeler, meydana gelmeleri için gereken sıcaklık değerlerinin ortaya çıkmasıyla ve akış

alanında bulunan kimyasal türlerin kütle oranlarının bu yüksek sıcaklıkların ortaya çıktığı bölgelerdeki değişimiyle doğrulandı.

Gupta ve Dunn-Kang tepkime modellerine ait sonuçlarda birbirlerine ve deney sonuçlarına oldukça yakın sonuçlar elde edilirken, Park modeliyle elde edilen sonuçlarda bir miktar farklılık ortaya çıkmıştır.

Gelecek çalışmalarda, mevcut çözücünde yer almayan titreşimsel denge dışı etkilerin göz önünde bulundurularak modellenmesi ile çözümlerde daha yüksek bir doğruluk elde edilebilir. Bununla birlikte aynı akış alanının açık kaynak kodlu çözücülerde modellenmesi de gelecek çalışmalardan biri olabilir.

Kaynaklar

- Anderson Jr, J. D. (2006). Hypersonic and high-temperature gas Dynamics (2nd ead.). American Institute of Aeronautics and Astronautics.
- Anderson, J. D. (2003) Modern Compressible Flow: With Historical Perspective. (2nd ed.). McGraw-Hill Education (Aeronautical and Aerospace Engineering Series).
- ANSYS, I. (2010). FLUENT user's guide.
- Candler, G., ve Nompelis, I. (2002, January). Cfd validation for hypersonic flight-real gas flows. In 40th AIAA Aerospace Sciences Meeting ve Exhibit (p. 434).
- Dunn, M. G., ve Kang, S. (1973). Theoretical and experimental studies of reentry plasmas.
- Gupta, R. N., Yos, J. M., Thompson, R. A., ve Lee, K. P. (1990). A review of reaction rates and thermodynamic and transport properties for an 11-species air model for chemical and thermal nonequilibrium calculations to 30000 K.
- Holden, M., Bergman, R., Harvey, J., Boyd, I., Jyothish, G., Holden, M., ... ve Jyothish, G. (1997, January). Experimental studies of real-gas effects over a blunted cone/flare configuration in hypervelocity airflows. In 35th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit (p. 855).
- Kuenen, J. P., ve Clark, A. L. (1917). Critical Point, Critical Phenomena and a Few Condensation Constants of Air. Commun. Phys. Lab. Univ. Leiden, 150, 124.
- Oliden, D. (2013). Parametric Analysis of a Hypersonic Inlet using Computational Fluid Dynamics. Arizona State University.
- Park, C. (1990). Nonequilibrium hypersonic aerothermodynamics. (1st ed.). Wiley-Interscience.
- Savino, R., ve Paterna, D. (2005). Blunted cone-flare in hypersonic flow. Computers & fluids, 34(7), 859-875.
- Shoev, G. V., Bondar, Y. A., Oblapenko, G. P., ve Kustova, E. V. (2016). Development and testing of a numerical simulation method for thermally nonequilibrium dissociating flows in ANSYS Fluent. Thermophysics and Aeromechanics, 23(2), 151-163.
- Sockalingam, S., ve Tabiei, A. (2016). Fluid/thermal/chemical non-equilibrium simulation of hypersonic reentry vehicles. The International Journal of Multiphysics, 3(3).
- Span, R., Lemmon, E. W., Jacobsen, R. T., Wagner, W., ve Yokozeki, A. (2000). A reference equation of state for the thermodynamic properties of nitrogen for temperatures from 63.151 to 1000 K and pressures to 2200 MPa. Journal of Physical and Chemical Reference Data, 29(6), 1361-1433.