

ATMOSFERİK GEÇİŞ YAPAN ARAÇ ETRAFINDA NAVIER-STOKES DENKLEMLERİ İLE ÜÇ BOYUTLU HİPERSONİK AKIŞ ANALİZİ

Muharrem ÖZGÜN*

Sinan EYİ

ODTÜ, Havacılık ve Uzay Mühendisliği Bölümü
muharrem.ozgun@metu.edu.tr

ODTÜ, Havacılık ve Uzay Mühendisliği Bölümü
seyi@metu.edu.tr

Geliş Tarihi: 30 Mayıs 2014, Kabul Tarihi: 30 Haziran 2014

ÖZET

Bu çalışmada hipersonik akışlar için kullanılabilir isabetli ve etkin bir hesaplamalı akışkanlar dinamiği kodu geliştirilmesi amaçlanmaktadır. Akış analizi üç boyutlu Navier-Stokes denklemlerini temel almaktadır. Bu denklemler Newton metoduyla çözülmekte ve Jacobian matrislerini hesaplamak için analitik metod kullanılmaktadır. Model olarak alınan AS-202 Apollo uzay aracı geometrisi üzerinde akış parametreleri ve taşınım ısı transferi analiz edilecektir. Ayrıca nümerik olarak stabil olan ve genelde hipersonik akış uygulamalarında iyi tahminler sağlayan Spalart-Allmaras türbülans modeli kullanılarak hipersonik akış için türbülanslı akış analizi yapılacaktır.

Anahtar Kelimeler: *Hipersonik Akış, Taşınım ısı Transferi, Türbülans Modellemesi, Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği (HAD).*

ANALYSIS OF THREE DIMENSIONAL HYPERSONIC FLOW AROUND RE-ENTRY VEHICLE USING NAVIER-STOKES EQUATIONS

ABSTRACT

The purpose of this study is to develop an accurate and efficient CFD code that can be used in hypersonic flows. The flow analysis is based on the three dimensional Navier-Stokes equations. These equations are solved by using Newton's method and the analytical method is used to calculate the Jacobian matrix. Flow parameters and convective heat transfer are analyzed on Apollo AS-202 Space Capsule. Also, one-equation Spalart-Allmaras turbulence model is used to analyze hypersonic turbulent flow since this turbulence model is numerically robust and generally gives good predictions in hypersonic applications.

Keywords: *Hypersonic Flow, Convective Heat Transfer, Turbulence Modeling, Computational Fluid Dynamics.*

1. GİRİŞ

Hipersonik akış, savunma ve havacılık endüstrisinin fark etmesi sonucu zamanla popüler bir araştırma alanı haline gelmiştir. HAD ise geçmiş birçok uzay programının başarısında anahtar bir rol üstlenmiştir. İki farklı araştırma alanı HAD cemiyeti içerisinde zamanla önem arz etmiştir. Bunlardan biri özellikle matematiksel noktalarda yoğunlaşan upwind şemaları, diğeri ise türbülans modellemesidir. Türbülans, klasik fizikteki en karmaşık konulardan biridir ve hipersonik biliminin özel bir araştırma alanını oluşturmaktadır.[1] Türbülanslı akışlar birçok hipersonik uygulamasında mevcut olmasından dolayı türbülans modellemesi hipersonik akışlar için önemli bir yere sahiptir. [2]

Laboratuvar ve uçuş testlerinden veri elde edilmesi büyük maliyetler gerektirmektedir. Bununla birlikte hipersonik uçuş koşullarının deneysel ortamda oluşturulması ciddi bir problemdir. Nümerik hesaplamalar ise daha az maliyetlidir ve deneysel imkanlarla oluşturulamayacak birçok uçuş koşulunu üretmemize olanak tanır. Böylelikle deneysel veriler sayısal simülasyonlarla aktarılabilir. Atmosferik giriş yapan araçları dizayn ederken karşılaşılan önemli problemlerden biri, hipersonik uçuş boyunca araç yüzeyindeki yüksek taşınım ısı akılarının doğru tanımlanmasıdır. Böyle bir aracın üzerindeki akış parametreleri ve ısı transferine ait analizler, Navier-Stokes denklemlerinin yoğun bir atmosfere nümerik entegrasyonu ile gerçekleştirilebilir. Problemlerin karmaşıklığı artarken, hesaplanan sonuçların deneysel

* Sorumlu Yazar

verilerle karşılaştırılması büyük önem taşımaktadır. Bu sonuçların başarısı kullanılan fiziksel modeller ve nümerik tekniklerle ilişkilidir.[3]

Bu çalışmanın amaçlarından biri hipersonik akışlar için güvenilir ve kararlı bir analiz kodu oluşturmaktır. Akış analizi aksel-simetrik Euler denklemlerini temel almaktadır. Bu denklemler eş zamanlı olarak Newton yöntemi ile çözülmektedir. Newton yöntemi, kalan vektörün akış değişken vektörüne göre türevi olan Jacobian matrislerini kullanmaktadır. Jacobian matrisi eldesi için analitik fark kullanılmaktadır. Ayrık Jacobian matrisi LU yöntemiyle faktörize edilip, çözüm UMFPACK ayrık matris çözücüsüyle elde edilmektedir. Akış parametreleri ve taşınımlı ısı transferinin analizi için Navier-Stokes denklemlerinin nümerik entegrasyonu kullanılmaktadır. Son olarak akıştaki türbülans etkileri incelenecektir.

2. TÜRBÜLANS MODELLEMESİ

Türbülans, hipersonik araçlarda aerodinamik kuvvetleri ve ısınmayı belirlemek için önem arz etmektedir. Bununla birlikte türbülans modelini doğrulamak için deneysel veri elde etmek oldukça zordur. Literatürde sadece birkaç uçuş testi bulunmakta ve bu testler de genelde yeterli veri sağlamamaktadır. Çoğunlukla küçük ölçekli geometriler üzerinde uygulanmış rüzgar tüneli testleri mevcuttur. Bu testler daha çok veri elde etmemizi sağlamaktadır. Ancak, hipersonik rüzgar tüneli testleri genelde uçuş şartlarındakiyle aynı toplam entalpi ve düşük serbest akım türbülansı değerlerini vermemektedir. Bundan dolayı kullanılan türbülans modellerinin rüzgar tüneli verileriyle doğrulaması yapılırken, uçuş şartlarındaki entalpi değerleri göz önüne alınarak extrapolasyon yapılmaktadır. Veri elde etmedeki tüm bu zorluklardan ötürü tasarımcılar HAD ve türbülans, kimya, ablyasyon gibi önemli konular için bazı modeller kullanmaktadır. [4]

Bazı upwind şemalarının ve türbülans modellerinin hipersonik akış analizindeki performansını gösteren [1] no' lu referansta blok yapılı ve açık bir sonlu hacim akış çözücüsü kullanılarak 'Wilcox's $k-\omega$ ', 'Spalart-Allmaras', 'Menter's Supersonic Transport (SST)' ve açık, cebirsel bir Reynolds gerilme modeli (EASRM) olmak üzere dört farklı türbülans modeli incelenmiştir. Yüzey basıncı genelde tüm modeller tarafından doğru tahmin edilmiştir. Yine, yüzey sürtünmesi ve ısı transferi açısından basit problemler için tatmin edici sonuçlar elde edilmiştir. Ancak ana problemler daha kompleks akışlar için ortaya çıkmaktadır. Akışın hipersonik sıkıştırma rampası boyunca çok yüksek sıkıştırmaya maruz kalması buna örnek gösterilebilir. Bu durumda akış ayrılmasını ve yüzey basıncındaki yükselmeyi doğru tahmin eden tek model Spalart-Allmaras modelidir. Ayrıca iterasyon başına düşen hesaplama maliyeti dikkate alındığında

Spalart-Allmaras modeli diğer modellere göre daha az CPU zamanı gerektirmektedir.

Bir başka çalışmada, düz levha ve sivri koni üzerinde hipersonik geçiş akışı incelenmiş ve dört farklı türbülans modeli kullanılmıştır. Bunlar; 'Spalart-Allmaras çevrinti viskozitesi taşınım modeli', 'küçük Reynolds sayılı bir $k-\varepsilon$ modeli', 'Menter $k-\omega$ modeli' ve 'Wilcox $k-\omega$ modeli' dir. Spalart-Allmaras modeli hassaslık ve isabet bakımından en iyi performansı göstermektedir. Menter $k-\omega$ modeli de sıfır basınç gradyenli sınır tabaka akışları için iyi sonuçlar vermektedir. [5]

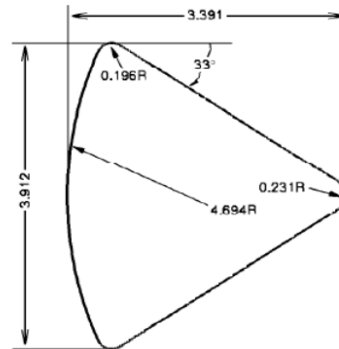
[6] no' lu referansta hipersonik modeller için laminar, geçiş ve türbülanslı akış bölgelerinde tek ve iki denklemlilik türbülans modelleri incelenmiştir. Bu modeller; 'Spalart-Allmaras', 'küçük Reynolds sayılı $k-\varepsilon$ ', 'Menter $k-\omega$ ', 'Wilcox $k-\omega$ ' dir. Türbülans modelleri, ses hızının 20 katında atmosferik geçiş yapan 'F aracı' için uygulanmıştır. Sonuçta 'Spalart-Allmaras' ve 'k-w' modelleri ısı akışı için 'k- ε ' modelinin aksine mevcut uçuş verileriyle uyuma göstermiştir.

Türbülans modellerinin hipersonik akışlar için değerlendirmesinin yapıldığı [4] no' lu çalışmada 7 farklı problem için toplam 18 tane tek ve iki denklemlilik türbülans modeli kullanılmıştır. Bazı türbülans modelleri yüzey basıncı için iyi tahminler sağlasa da, yüzey ısı akışı tahminleri genelde zayıftır. 'Spalart-Allmaras' türbülans modeli dört problem için kullanılmış ve genelde yüzey ısınması, yüzey basıncı, akış ayrılması tahminlerinde başarılı olmakla birlikte küçük sayısal hatalar vermiştir.

İncelenen çalışmalar sonucunda 'Spalart-Allmaras' türbülans modelinin hipersonik uygulamalarında genelde isabetli tahminler verdiği görülmüş ve kullanılmasına karar verilmiştir.

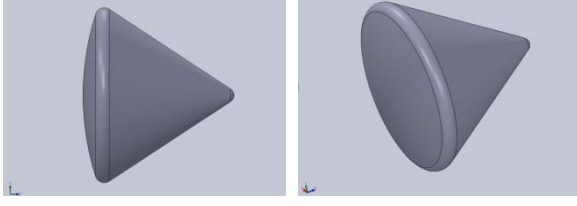
3. YÖNTEM

Çalışmada AS-202 Apollo uzay aracı model olarak alınmıştır ve aşağıda metre cinsinden ölçüleriyle beraber gösterilmektedir.



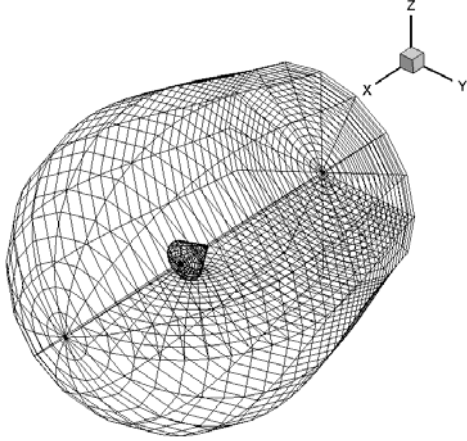
Şekil 1. Apollo AS-202 kapsülü ölçüleri.

Araçın oluşturulan üç boyutlu katı modeli şekil-2 de görülmektedir.



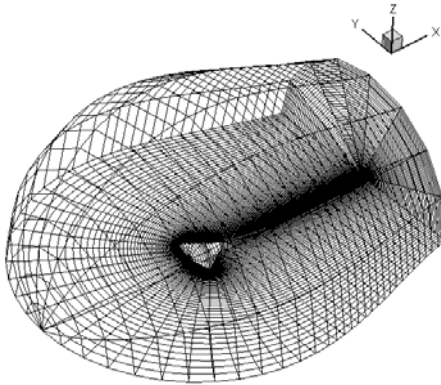
Şekil 2. Apollo AS-202 kapsülü katı modeli.

Akış analizi için oluşturulan yapısal çözüm ağının ilk hali aşağıdaki gibidir.



Şekil 3. Apollo AS-202 modülü için oluşturulan çözüm ağı.

Daha sonra Navier-Stokes denklemleri için daha uygun olan bir çözüm ağı düşünülmüş ve şekil-4 teki çözüm ağı geliştirilmiştir. Sonuçlar x-y düzlemine göre simetrik olduğundan 180° yi kapsayacak şekilde yarım çözüm ağı kullanılması yeterli olmaktadır. Oluşturulan bu çözüm ağları yalnızca kodun doğruluğunu hızlı bir şekilde test etmek için kullanılmakta olup, sonrasında çok daha yoğun bir çözüm ağı üzerinde çalışılacaktır. Çözüm ağı oluşturulurken [7,8] ve [9] no' lu referanslardan yararlanılmaktadır.



Şekil 4. Apollo AS-202 kapsülü için oluşturulan üç boyutlu Navier-Stokes çözüm ağı (Ölçü:32x64x8).

3.1 Navier-Stokes Denklemleri

Üç boyutlu, sıkıştırılabilir ve zamanla değişmeyen Navier-Stokes denklemleri genelleştirilmiş koordinat sisteminde aşağıdaki gibi yazılabilir.

$$\hat{R}(\hat{W}) = \frac{\partial [\hat{F}(\hat{W}) - \hat{F}_v(\hat{W})]}{\partial \xi} + \frac{\partial [\hat{G}(\hat{W}) - \hat{G}_v(\hat{W})]}{\partial \eta} + \frac{\partial [\hat{H}(\hat{W}) - \hat{H}_v(\hat{W})]}{\partial \zeta} = 0 \quad (1)$$

R, artık vektördür. Akış değişken vektörü,

$$\hat{W} = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ \rho e_t \end{bmatrix} \quad (2)$$

viskoz olmayan akı vektörleri,

$$\hat{F} = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} \rho U \\ \rho u U + \xi_x p \\ \rho v U + \xi_y p \\ \rho w U + \xi_z p \\ (\rho e_t + p) U \end{bmatrix}, \quad \hat{G} = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} \rho V \\ \rho u V + \eta_x p \\ \rho v V + \eta_y p \\ \rho w V + \eta_z p \\ (\rho e_t + p) V \end{bmatrix}, \quad \hat{H} = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} \rho W \\ \rho u W + \zeta_x p \\ \rho v W + \zeta_y p \\ \rho w W + \zeta_z p \\ (\rho e_t + p) W \end{bmatrix} \quad (3)$$

koordinat dönüşümü için kullanılacak Jacobian matrisi,

$$J = \frac{\partial(\xi, \eta, \zeta)}{\partial(x, y, z)} \quad (4)$$

yukarıdaki gibi tanımlanmışlardır. Burada, ρ yoğunluğu; u, v ve w hız bileşenlerini; p basıncı; e_t birim hacimdeki toplam enerjiyi; U, V ve W kontravaryant hız bileşenlerini belirtmektedir. Kontravaryant hız bileşenleri aşağıdaki gibi tanımlanır.

$$\begin{aligned} U &= \xi_x u + \xi_y v + \xi_z w, \\ V &= \eta_x u + \eta_y v + \eta_z w, \\ W &= \zeta_x u + \zeta_y v + \zeta_z w \end{aligned} \quad (5)$$

Viskoz akı vektörleri için geçerli denklemler aşağıdaki gibi yazılabilir.

$$\hat{F}_v = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} 0 \\ \xi_x \tau_{xx} + \xi_y \tau_{xy} + \xi_z \tau_{xz} \\ \xi_x \tau_{xy} + \xi_y \tau_{yy} + \xi_z \tau_{yz} \\ \xi_x \tau_{xx} + \xi_y \tau_{yz} + \xi_z \tau_{zz} \\ \xi_x b_x + \xi_y b_y + \xi_z b_z \end{bmatrix}, \quad (6)$$

$$\hat{G}_v = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} 0 \\ \eta_x \tau_{xx} + \eta_y \tau_{xy} + \eta_z \tau_{xz} \\ \eta_x \tau_{xy} + \eta_y \tau_{yy} + \eta_z \tau_{yz} \\ \eta_x \tau_{xx} + \eta_y \tau_{yz} + \eta_z \tau_{zz} \\ \eta_x b_x + \eta_y b_y + \eta_z b_z \end{bmatrix}, \quad (7)$$

$$\hat{H}_v = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} 0 \\ \zeta_x \tau_{xx} + \zeta_y \tau_{xy} + \zeta_z \tau_{xz} \\ \zeta_x \tau_{xy} + \zeta_y \tau_{yy} + \zeta_z \tau_{yz} \\ \zeta_x \tau_{xx} + \zeta_y \tau_{yz} + \zeta_z \tau_{zz} \\ \zeta_x b_x + \zeta_y b_y + \zeta_z b_z \end{bmatrix} \quad (8)$$

Burada, kayma gerilmesi,

$$\tau_{x_j} = \frac{M}{\text{Re}} \left[\mu \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) + \lambda \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \delta_{ij} \right] \quad (9)$$

$$b_{x_i} = u_j \tau_{x_j} - \dot{q}_{x_i} \quad (10)$$

ısı akısı,

$$\dot{q}_{x_i} = - \left[\frac{M\mu}{\text{RePr}(\gamma-1)} \right] \frac{\partial a^2}{\partial x_i} \quad (11)$$

şeklinde tanımlanmıştır. Yukarıdaki denklemlerde M, Re ve Pr parametreleri sırasıyla Mach, Reynolds ve Prandtl sayılarını göstermektedir. Basınç değeri ideal gaz denklemleri kullanılarak elde edilir.

$$p = -(\gamma-1) \left[e_i - \frac{\rho}{2} (u^2 + v^2 + w^2) \right] \quad (12)$$

3.2 Spalart-Allmaras Türbülans Modeli

Kullandığımız model tek denklemlilik Spalart-Allmaras türbülans modelidir. Özellikle bitişik akışlar için, iyi bir isabet ve direnç kombinasyonuna sahiptir. Bu türbülans modeli dış akışlar için ses altı, ses üstü ve geçiş hızlarında Menter'in SST modeliyle birlikte en sık kullanılan modeldir.[4] Ayrıca bu model, çevrinti viskozitesi için temel bir taşınım denklemdir.

İlk önce, akışın ortalama hareketi için gerekli denklemleri türetmek amacıyla Reynolds gerilme dağılımı belirlenmelidir. Reynolds gerilme denklemindeki terimler konveksiyon, difüzyon, üretim ve yıkım olarak tanımlanabilir. Çevrinti viskozitesi bağımlı bir değişkendir ve Reynolds gerilmesiyle aşağıdaki gibi ilişkilidir.

$$v_t = \frac{\overline{u'v'}}{du/dy} \quad (13)$$

Çevrinti viskozitenin taşınımı aşağıdaki temel Spalart-Allmaras denkleminde gösterilir:

$$\frac{Df}{Dt} = \frac{\partial f}{\partial t} + (u \cdot \nabla) f = \text{Diffusion} + \text{Production} - \text{Destruction} \quad (14)$$

Bu terimleri belirledikten sonra, Spalart-Allmaras modelinin esas denklemleri aşağıdaki gibi olacaktır:

$$\frac{D\bar{v}}{Dt} = c_{b1} \bar{S} \bar{v} + \frac{1}{\sigma} [\nabla \cdot ((v + \bar{v}) \nabla \bar{v}) + c_{b2} (\nabla \bar{v})^2] - c_{w1} f_w \left[\frac{\bar{v}}{d} \right]^2 \quad (15)$$

c_{b1} , c_{b2} , c_{w1} sabit değerler olmak üzere, S çevrinti şiddetini, σ türbülans prandtl sayısını, v moleküler viskoziteyi, f_w boyutsuz bir fonksiyonu, \bar{v} çevrinti viskozitesini ve d duvara olan uzaklığı belirtmektedir. Denklemin tam çıkarımı ve açıklamalar referans [10] da görülebilir.

Spalart-Allmaras modelinin nümerik olarak kararlı olduğu ve çeşitli akış türleri için genelde iyi sonuçlar verdiği görülmüştür. [5]

3.3 Çözüm Yöntemi

Lineer olmayan ayrıştırılmış denklemler sistemi aşağıdaki formda yazılabilir:

$$\hat{R}(\hat{W}) = 0 \quad (16)$$

\hat{R} kalan vektördür ve aşağıdaki gibi ifade edilir.

$$\hat{R}(\hat{W}) = \frac{\partial \hat{F}(\hat{W})}{\partial \xi} + \frac{\partial \hat{G}(\hat{W})}{\partial \eta} + \frac{\partial \hat{H}(\hat{W})}{\partial \zeta} \quad (17)$$

$\hat{R}(\hat{W})$ 'yi Taylor serisiyle genişletirsek;

$$\hat{R}^{n+1}(\hat{W}) = \hat{R}^n(\hat{W}) + \left(\frac{\partial \hat{R}}{\partial \hat{W}} \right)^n \Delta \hat{W}^n \quad (18)$$

elde edilir. Burada, $\frac{\partial \hat{R}}{\partial \hat{W}}$ Jacobian matristir.

Yukarıdaki denklemleri $\hat{R}^{n+1}(\hat{W}) = 0$ için çözersek Newton metodu elde edilir:

$$\left(\frac{\partial \hat{R}}{\partial \hat{W}} \right)^n \Delta \hat{W}^n = -\hat{R}(\hat{W}^n) \quad (19)$$

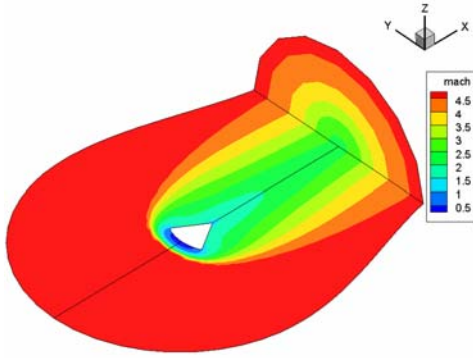
Akış değişken vektörü \hat{W}' nin, (n+1). iterasyondaki yeni değerleri aşağıdaki gibi hesaplanır:

$$\hat{W}^{n+1} = \hat{W}^n + \Delta \hat{W}^n \quad (20)$$

Euler denklemlerinin Newton metoduyla çözümünde akılara ait Jacobian matrisleri gereklidir. Jacobian matrisinin girdileri, kalan vektörün akış değişken vektörüne göre türevleridir. Bu türevler sonlu fark yöntemiyle veya analitik olarak hesaplanabilir ve oluşan matrisler nümerik veya analitik Jacobianlar olarak adlandırılır.

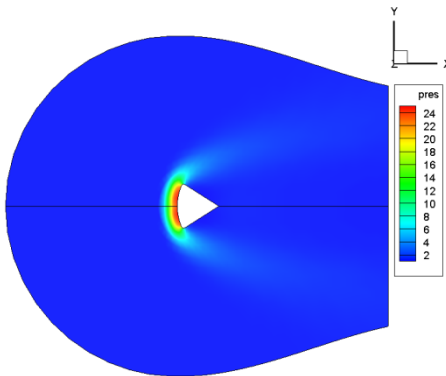
4. SONUÇLAR

Oluşturduğumuz HAD koduyla Euler denklemleri çözülerek, üç boyutlu atmosferik giriş yapan araç üzerindeki akış viskoz etkiler ihmal edilerek ve başlangıç için Mach sayısı 5 kabul edilerek incelenmiştir. Aşağıda Apollo etrafındaki Mach sayısı dağılımı, oluşturulan ilk çözüm ağı kullanılarak, ilgili kesitler üzerinde görülmektedir.

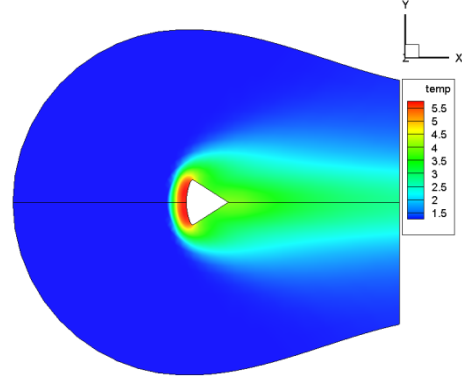


Şekil 5. Apollo AS-202 aracı etrafında Mach sayısı dağılımı.

Şekil-6 da Mach sayısı 5 iken uzay aracı etrafında x-y düzleminde oluşan basınç dağılımı, Şekil-7 de ise aynı şartlarda sıcaklık dağılımı verilmiştir.

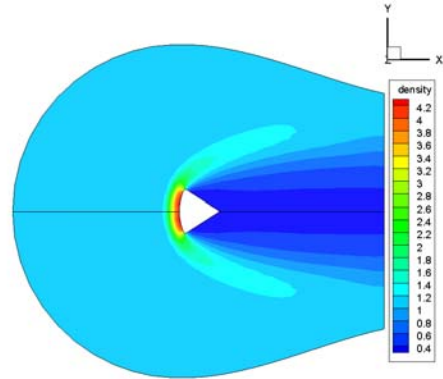


Şekil 6. Apollo AS-202 etrafında basınç dağılımı (Mach=5).

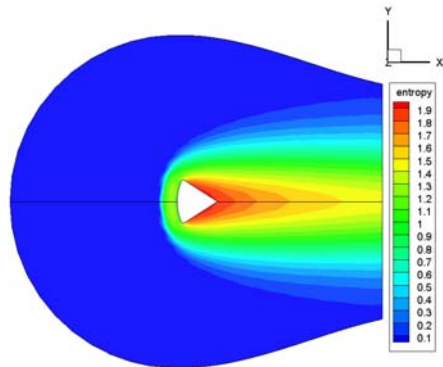


Şekil 7. Apollo AS-202 etrafında sıcaklık dağılımı (Mach=5).

Şekil-8 ve 9 da aynı düzlem ve Mach sayısı için sırası ile elde edilen yoğunluk ve entropi dağılımı gösterilmiştir.

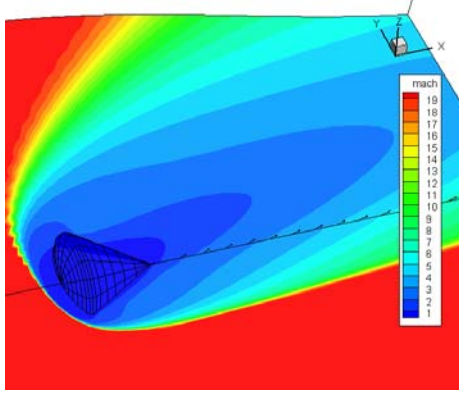


Şekil 8. Apollo AS-202 etrafında yoğunluk dağılımı (Mach=5).

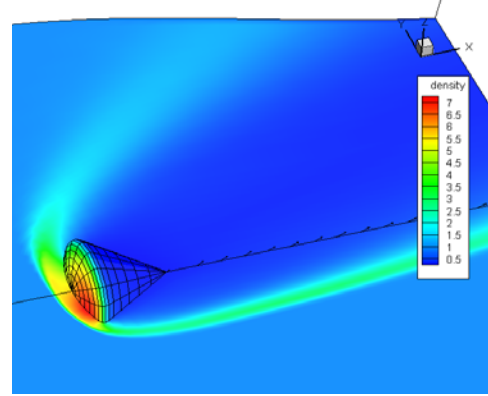


Şekil 9. Apollo AS-202 etrafında entropi dağılımı (Mach=5).

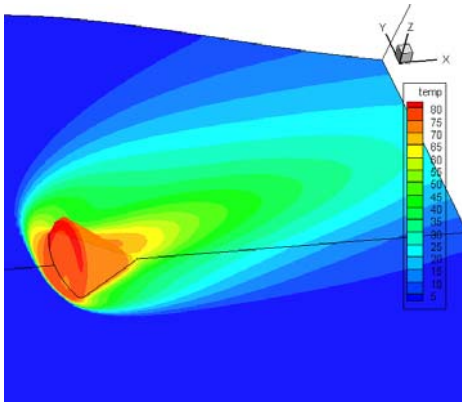
HAD kodu daha sonra hipersonik şartlarda viskoz olarak çalışır hale getirilmiş, Mach sayısı 20 iken ve akış doğrultusuyla x eksenini arasındaki açı -30° iken akış incelenmiştir. Bu analizde, viskoz akışlar için daha uygun olduğundan Şekil-4 teki çözüm ağı kullanılmıştır. Şekil-10 ve 11 de Apollo etrafında bu şartlarda elde edilen Mach sayısı ve sıcaklık dağılımı görülmektedir.



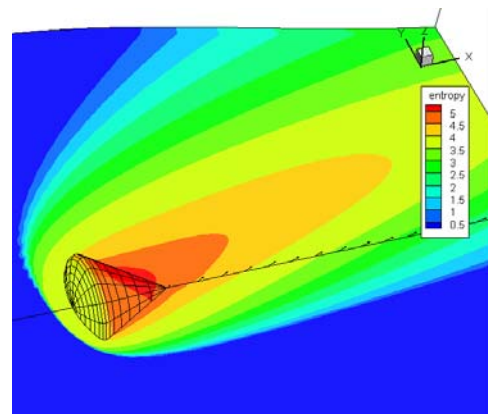
Şekil 10. Apollo AS-202 etrafında Mach sayısı dağılımı (Mach=20, akış açısı= -30).



Şekil 13. Apollo AS-202 etrafında yoğunluk dağılımı (Mach=20, akış açısı= -30).



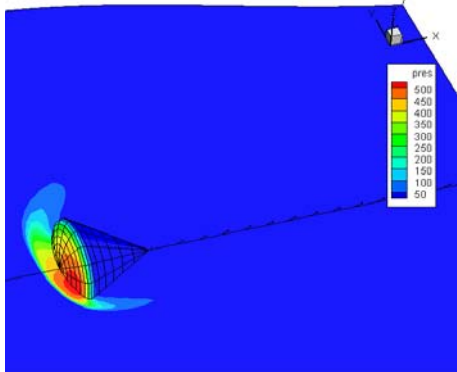
Şekil 11. Apollo AS-202 etrafında sıcaklık dağılımı (Mach=20, akış açısı= -30).



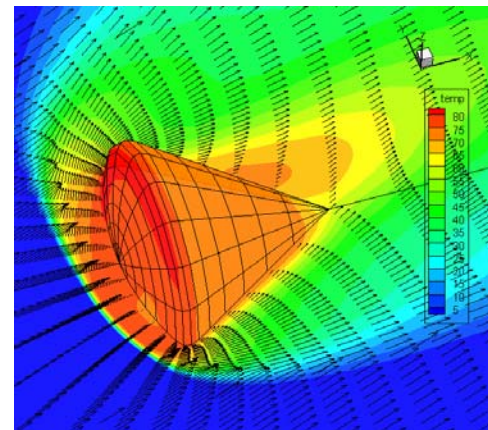
Şekil 14. Apollo AS-202 etrafında entropi dağılımı (Mach=20, akış açısı= -30).

Şekillerde gösterilen değerler normalize edilmiş değerlerdir. Şekil-11 deki sıcaklık dağılımına bakıldığında ve gerçek değerler baz alındığında, burun kısmındaki maksimum sıcaklığın 20000-25000 K seviyesinde olduğu görülmektedir ve bu değerler olması gerekenden oldukça yüksektir. Bunun sebebi hesaplamalarda ideal gaz denklemlerinin kullanılması ve henüz kimyasal reaksiyon etkilerinin koda dahil edilmemiş olmasıdır. Şekil-12, 13 ve 14 te sırasıyla aynı şartlar altında Apollo etrafındaki basınç, yoğunluk ve entropi dağılımı gösterilmektedir.

Aşağıdaki şekilde, akış üzerinde aynı şartlarda hız vektörleriyle beraber sıcaklık dağılımı daha yakından görülmektedir.



Şekil 12. Apollo AS-202 etrafında basınç dağılımı (Mach=20, akış açısı= -30).



Şekil 15. Apollo AS-202 etrafında sıcaklık dağılımı ve hız vektörleri (Mach=20, akış açısı= -30).

Burada, aracın üst-arka bölümünde görülen yüksek sıcaklık dikkat çekmektedir. Bunun sebebinin bölgedeki duraklama noktası olduğu düşünülmektedir. Ayrıca, hız vektörlerinin sınır tabaka fiziğine uygun şekilde dağıldığı görülmektedir.

Asıl amaç probleme ait viskoz çözümlerin Apollo aracının gerçek görev şartlarında (Mach sayısı 30 ve üzeri) elde edilmesidir. Bunun için, kodda iyileştirmeler yapıldıktan sonra daha yoğun ve fazla sayıda elemana sahip, çözümün bağımsız olduğu bir yapısal çözüm ağı oluşturulacak ve sonrası için bu çözüm ağı kullanılacaktır.

Taşınımla ısı transferi parametreleri hesaplanabilir hale geldikten sonra, Apollo AS-202 geometrisine ait iyileştirme yapılabilecektir. Özellikle ısı akısını minimize etmek için burun yarıçapında değişiklikler yapılabilmektedir. Benzer bir çalışma [11] no' lu referansta görülebilir.

Son olarak, Spalart-Allmaras modeli başta olmak üzere bir ya da birkaç türbülans modeli, hipersonik akış problemine uygulanarak literatürle ve kendi aralarında karşılaştırılarak incelenecektir.

5. KAYNAKLAR

- [1] Ballmann, J., Coratekin, T., Keuk, J. (2004) "Performance of Upwind Schemes and Turbulence Models in Hypersonic Flows", AIAA Journal, Vol.42, No.5
- [2] Paciorri R., Dieudonne W., Degrez G., Charbonnier J.M., Deconinck H. (1998), "Exploring the Validity of the Spalart-Allmaras Turbulence Model for Hypersonic Flows", Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. 35, No. 2
- [3] Gorshkov, A.B. (2011), "Heat Transfer - Mathematical Modeling, Numerical Methods and Information Technology", ISBN 978-953-307-550-1
- [4] Blottner, F.G., Roy, C.J. (2006) "Review and assessment of turbulence models for hypersonic flows", Progress in Aerospace Sciences, 42 (2006) 469-530
- [5] Blottner, F.G., Roy, C.J., (2003) "Methodology for Turbulence Model Validation: Application to Hypersonic Flows", Journal of Spacecraft and Rockets, Vol.40, No.3
- [6] Blottner, F.G., Roy, C.J., (2001) "Assessment of One- and Two-Equation Turbulence Models for Hypersonic Transitional Flows", Journal of Spacecraft and Rockets, Vol.38, No.5
- [7] Teramoto S., Hiraki K., Fujii K. (2001) "Numerical Analysis of Dynamic Stability of a Reentry Capsule at Transonic Speeds", AIAA Journal, Vol.39, No.4
- [8] Reddy D.S.K., Sinha K. (2011) "Effect of Chemical Reaction Rates on Aeroheating Predictions of Reentry Flows", Journal of Thermophysics and Heat Transfer, Vol.25, No.1

[9] Shang J.S., Surzhikov S.T., (2010) "Simulating Nonequilibrium Flow for Ablative Earth Reentry", Journal of Spacecraft and Rockets, Vol.47, No.5

[10] Spalart P.R., Allmaras S.R., (1992) "A One-Equation Turbulence Model for Aerodynamic Flows", AIAA Paper 92-0439

[11] Cui K., Hu S.C., (2013) "Shape Design to Minimize the Peak Heat-Flux of Blunt Leading Edge", 51st AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, Grapevine (Dallas/Ft. Worth Region), Texas, AIAA 2013-0233

ÖZGEÇMİŞLER

Muharrem ÖZGÜN

2012 yılında, tam burslu olarak kazandığı TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi Mühendislik Fakültesi, Makine Mühendisliği Bölümü'nden mezun oldu. Halen ODTÜ Havacılık ve Uzay Mühendisliği'nde yüksek lisans eğitimine devam etmektedir. Hesaplamalı akışkanlar dinamiği, hipersonik akış ve türbülans, ilgili olduğu alanlar arasındadır.

Doç. Dr. Sinan Eyi

1982 yılında KTÜ Makine Mühendisliği Bölümü'nden lisans diplomasını aldıktan sonra, University of Illinois Havacılık ve Uzay Mühendisliği Bölümü'nde 1989 yılında yüksek lisans, 1995 yılında doktora derecelerini elde etti. Hesaplamalı akışkanlar dinamiği, aerodinamik, tasarım optimizasyonu ve itki, ilgi duyduğu alanlar arasındadır. Halen ODTÜ Havacılık ve Uzay Mühendisliği Bölümü'nde öğretim üyesidir.