

ISIL DENGEDeki HIPERSONİK BİR TEPKİMELİ AKIŞ ÇÖZÜCÜSÜNÜN GELİŞTİRİLMESİ VE DOĞRULANMASI

Davut VATANSEVER*
İstanbul Teknik Üniversitesi,
İstanbul

Bayram ÇELİK†
İstanbul Teknik Üniversitesi,
İstanbul

ÖZET

Bu çalışmada hipersonik hız rejiminde uçuş testleri yapılan bir iki açılı rampa modeli üzerindeki kimyasal tepkimeler içeren sınır tabaka - şok etkileşim mekanizmalarını incelemek adına bir akış çözücüsü geliştirilmiştir. Akıştaki kimyasal reaksiyon etkileri çözücüde yer alan çeşitlerin kütle korunum denklemine ve enerji denklemine ilave edilen kaynak terimleri ile ifade edilmiştir. Karışımın kütle korunum denkleminde toplam yoğunluk hesaplanırken çeşitlerin kütle korunum denkleminde ise karışımın yer alan her bir çeşide ait kütle oranları elde edilebilmektedir. Karışımın toplam basıncı ayrı ayrı her bir çeşit için hal denkleminin çözümünden, yani Dalton yasasından hesaplanmaktadır. Akış çözücüsü açık kaynak kodlu OpenFOAM yazılımı bünyesinde yer alan reactingFoam ve rhoCentralFoam çözücüleri yardımıyla oluşturulmuştur. Her bir çeşide ait termodinamik özelliklerin hesaplandığı JANAF bağıntıları daha yüksek bir sıcaklık aralığı için (200 K - 20000 K) genişletilmiştir. Karışımın termodinamik özelliklerini hesaplayabilmek için çözücüye bir bağıntı eklenmiştir. Wilke tarafından önerilen bu karışım bağıntısında karışımın toplam termodinamik katsayısının büyüklüğü her bir çeşidin kütle oranı ve molekül ağırlığının hesaba katılmasıyla elde edilebilmektedir. Doğrulama çalışmaları hipersonik çalışmalarda yaygın olarak kullanılan adyabatik ısı banyosu ve sivri burunlu koni gibi modeller üzerinde gerçekleştirilmiştir. Doğrulama testleri, akış fiziğinin görece basit olduğu durumlardan daha karmaşık olduğu durumlara kadar aşama aşama yapılmıştır. Belirtilen modeller üzerinde yapılan hesaplamalardan elde edilen çözümler, aynı sınır ve başlangıç koşulları altında hesaplamaları gerçekleştirilen diğer hipersonik çözücülerden elde edilen sonuçlarla ve rüzgar tünellerinden elde edilen deneysel bulgularla karşılaştırılmıştır.

GİRİŞ

Şok-sınır tabaka etkileşimlerinden kaynaklı oluşan ısı yükleri hipersonik uçuş yapan uzay araçlarının tasarımında karşılaşılan en temel sorunların başında yer almaktadır. Isıl yüklerden kaynaklı olarak

*Araştırma Görevlisi, Uzay Müh. Böl., E-posta: vatansever16@itu.edu.tr

†Doçent Doktor, Uzay Müh. Böl., E-posta: celikbay@itu.edu.tr

oluşan yüksek sıcaklıklar neticesinde hipersonik rejimde uçuş yapan aracın etrafındaki havanın bileşimi değişmekte, havada bulunan nitrojen ve oksijen gibi gazlar ayrışmaktadırlar. Hipersonik rejimdeki problemler ile uydu, meteor, insanlı ve insansız hava araçları, roket ve füze gibi dış akışlarda karşılaşılabildiği gibi, scramjet ve ramjet gibi ses üstü motorların iç akışlarında da karşılaşılabilmektedir. Atmosfere girişte cisimlerin etrafında güçlü bir yay şok oluşmakta ve özellikle durma noktası etrafında çok yüksek sıcaklıklar görülmektedir [Murthy, 1991]. Atmosfere giriş koşullarında, şok-sınır tabaka etkileşimlerinin yanı sıra, ısı ve kimyasal dengeden uzaklaşması, ayrışmanın (dissociation) gerçekleşmesi, yüzey üzerinde katalizasyon etkileri, radyasyon emisyonu, iyonlaşma ve seyreltik ortam etkileri gibi birçok değişiklik gözlemlenmektedir [Candler ve Nompelis, 1989].

Şok etkileşimlerinden kaynaklı yüksek sıcaklık etkilerini araştırmak adına, iki açılı rampa, iki açılı koni, uzay kapsülü gibi hipersonik koşullarda uçuş yapabilen cisimler üzerinde bazı sayısal ve deneysel çalışmalar gerçekleştirilmiştir. İki açılı rampa etrafında, Swantek ve diğerleri tarafından, hipersonik rejimde çeşitli Mach sayılarında N_2 gazının düşük ve yüksek entalpidedeki deneyleri [Swantek ve Austin, 2012, 2015] gerçekleştirilmiştir. Buna ek olarak, Schrijer ve diğerleri tarafından, Mach sayısının 7 olduğu hipersonik rejimde, iki açılı rampa üzerinde PIV (Photographic Image Visualisation) ve Schlieren akış görüntüleme teknikleri ile deneyler de gerçekleştirmiştir [Schrijer vd., 2006]. Ayrıca, Mars Science Laboratory (MSL) olarak bilinen bir uzay kapsülünün simülasyonu [Peterson ve Candler, 2008] da Mach 18.1 hipersonik rejiminde gerçekleştirilmiştir. Mars atmosferine giriş koşullarını modelleyebilmek adına, sayısal çalışma sonlu-oran kinetiğini (finite-rate kinetics), iz bölgesini modelleyebilmek adına ise ayrılmış girdap simülasyonu (DES) yöntemi [Spalart vd., 1997] ile Spalart Almaras one-equation türbülans modelini [Spalart ve Almaras, 1992] kullanmaktadır. Hipersonik rejimde gerçekleştirilen bir diğer deneysel ve sayısal çalışma Waverider geometrisi üzerinde yapılmıştır. Mach 8 hız rejiminde, AEDC Tunnel 9 tesislerinde yapılan deneysel ölçümler [Drayna vd., 2006] ile yüksek ve düşük Reynolds sayılarındaki sayısal çalışma [Candler ve Nompelis, 1989] karşılaştırılmıştır. Farklı hücum açılarındaki kaldırma, sürüklenme kuvveti katsayılarının ve waverider modeli üzerinde noktasal olarak ölçümleri alınan ısı akısı ve basınç verisi ile karşılaştırılmış ve sonuçların uyumlu olduğu görülmüştür.

İki açılı koni üzerinde, CUBRC LENS şok tünellerinde hipersonik koşullarda deneyler yapılmıştır [Holden vd., 2002]. Bu deneylerde test gazı olarak, kimyasal tepkimeleri en aza indirmek adına, N_2 seçilmiştir. Deneyler akışın tamamen laminar rejimde kalabilmesi için düşük yoğunlukta gerçekleştirilmiştir. Aynı model üzerinde yapılan bir sayısal çalışma ile doğrulama yapılmış ve bazı önemli farklılıklara rağmen sonuçların gayet uyumlu olduğu ortaya çıkmıştır. Her ne kadar yüksek ağ çözünürlüğü ile simülasyon yapılsa da, ayrılma bölgesinin uzunluğu ve ilk yüzey üzerinde şok oluşan noktaya dek olan ısı transferi deneyden sapmalar göstermiştir [Holden vd., 2002]. Söz konusu farklılıkları düzeltmek adına daha yüksek ağ çözünürlüğü, koni burnunun körlüğü (bluntness), reaksiyon hızlarındaki belirsizlikler gibi parametreler üzerinde durulsa da problem aşılamamıştır. Fakat daha sonra ısı dengeden uzak koşulların ve yüzey üzerinde kayma (slip) etkilerinin hesaba katılmasıyla bu farkların düzeltildiği görülmüştür [Nompelis vd., 2003].

Anlaşılabileceği üzere, hipersonik koşullar için geliştirilen çözücülerin doğrulama aşamasında, akışın fiziksel modelleri birbirinden kolay bir şekilde yalıtılıp kontrollü sayısal deneyler gerçekleştirilemediği için, birçok güçlük ile karşılaşmaktadır. Bu çalışmada, hipersonik koşullar için geliştirilen bir çözücünün doğrulama aşamaları ve kullanılan modeller anlatılmıştır. Çözücü ısı dengeli koşullarında reaktif çözümler yapabilmektedir. Geliştirilen hipersonik çözücüye kayma ve seyreltik ortam etkileri gibi kabiliyetler araştırmanın ilerleyen aşamalarında entegre edilmesi planlanmaktadır.

YÖNTEM

Akışı Yöneten Denklemler

Isıl dengedeki hipersonik akış hesaplamaları Navier-Stokes denklemlerinin çözümü gerektirmektedir. Tepkimeli akışları modelleyebilmek adına, süreklilik, momentum ve enerji denklemlerine ek olarak çeşitlerin kütle taşınım denklemi de bu denklem takımı ile birlikte çözülmelidir. Akışın reaktif davranışı çeşit kütle korunum denklemlerine ve enerji denklemlerine ilave edilen kaynak terimleri ile ifade edilmektedir. Navier-Stokes denklemlerini akı-diverjans formunda aşağıdaki şekilde yazabiliriz.

$$\frac{\partial \mathbf{U}}{\partial t} + \frac{\partial (\mathbf{F}_{i,inv} - \mathbf{F}_{i,vis})}{\partial x_i} = \dot{\mathbf{W}} \quad (1)$$

Birincil (primitive) akış parametrelerini içeren $\mathbf{U}$ vektörü (2) no'lu denklemle ifade edilmektedir.

$$\mathbf{U} = [\rho, \rho_s, \rho u, \rho v, \rho w, E]^T, s \in N_s \quad (2)$$

Buradaki "s" indisi karışımdaki her bir çeşide karşılık gelen indistir. "u", "v" ve "w" değişkenleri ise sırasıyla "x", "y" ve "z" yönlerindeki hız vektörlerine karşılık gelmektedir. " ρ " süreklilik denkleminin çözülmesinden elde edilen karışımın yoğunluğu iken " ρ_s " çeşit kütle transport denkleminin çözülmesinden elde edilen her bir çeşidin yoğunluklarını temsil etmektedir. Viskoz ve viskoz olmayan akı vektörlerinin açılımı ise (3) ve (4) no'lu denklemlerdeki gibidir.

$$\mathbf{F}_{i,inv} = \begin{bmatrix} \rho u_i \\ \rho_s u_i \\ \rho u_i u + \delta_{i1} p \\ \rho u_i v + \delta_{i2} p \\ \rho u_i w + \delta_{i3} p \\ (E + p) u_i \end{bmatrix} \quad (3)$$

$$\mathbf{F}_{i,vis} = \begin{bmatrix} 0 \\ J_{s,i} \\ \tau_{i1} \\ \tau_{i2} \\ \tau_{i3} \\ \tau_{ij} u_j - q_i - \sum_s h_s J_{s,i} \end{bmatrix} \quad (4)$$

Viskoz olmayan akı vektörünün 2. satırı hesaplama alanındaki hücre yüzeylerinden geçen çeşitlerin kütle akısını temsil ederken viskoz akı vektörünün ikinci satırı ilgili çeşitlerin kütle difüzyonunu ifade etmektedir. Ayrıca enerji denklemlerine yapılan değişiklik viskoz akı vektörünün son satırında görülebilmektedir. Çeşitlerin toplam entalpi difüzyonlarını simgeleyen bir terim ile gösterilmektedir. (1) no'lu denklemin sağ tarafında yer alan kaynak terimlerin bulunduğu vektör açık formda aşağıdaki gibi ifade edilmektedir.

$$\dot{\mathbf{W}} = \begin{bmatrix} 0 \\ \dot{w}_s \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (5)$$

Bu vektörde sadece çeşit transport denkleminin bulunduğu satırda bir terim yer almaktadır. Bu terim kimyasal reaksiyonlardan kaynaklı olarak reaksiyonlar sonucu tükenen veya oluşan çeşitlerin kütle oranını temsil etmektedir.

$$\dot{w}_s = M_s \sum_{r=1}^{N_R} (v''_{s,r} - v'_{s,r}) * \left[k_{f,r} \prod_{k=1}^{N_R} \left(\frac{\rho_k}{M_k} \right)^{v'_{k,r}} - k_{b,r} \prod_{k=1}^{N_R} \left(\frac{\rho_k}{M_k} \right)^{v''_{k,r}} \right] \quad (6)$$

“v” ile gösterilen parametreler reaksiyonlara ait ileri ve geri stokiyometrik katsayılar, “M” parametreleri çeşitlere ait molar ağırlıklardır. Bunun yanı sıra, “N_R” reaksiyon sayısını içeren bir indisen, “k_f” ve “k_b” katsayıları ileri ve geri reaksiyon hızlarını göstermektedir. İleri ve geri tepkime hızları Arrhenius bağıntısına göre hesaplanmaktadır. (7) no’lu denklem Arrhenius denklemini ifade etmektedir.

$$k_f = A T_{c,f}^{\beta} \exp \left(-\frac{T_a}{T_{c,f}} \right) \quad (7)$$

“T_a” tepkimeye ait aktivasyon enerjisinden türetilen sıcaklık, “T_{c,f}” ise reaksiyon sıcaklığı “β” ise sıcaklık üssüdür. “T_{c,f}” ile belirtilen reaksiyon sıcaklığı, ısıl denge koşullarında çözüm yapıldığı için, denge sıcaklığı olan T olarak kabul edilmiştir. Viskoz gerilme tensörü aşağıdaki şekilde yazılmaktadır.

$$\tau_{ij} = \mu \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) + (\lambda + \mu_b) \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \delta_{ij} \quad (8)$$

Son olarak, çözülecek denklem takımı Dalton yasası yardımıyla karışımın basıncının hesaplanması ile tamamlanabilmektedir.

$$p = \sum_{s=1}^{N_s} \rho_s R_s T \quad (9)$$

Taşıma Özellikleri

μ karışımın viskozitesini, λ ikincil viskoziteyi, μ_b ise yığın viskoziteyi temsil etmektedir. Gazlarda yığın viskozitesi ihmal edilebilir düzeydedir. λ ve μ ise birbirine bağımlı olmakta ve Stokes hipotezi ile aşağıdaki şekilde ilişkilendirilmektedir.

$$\lambda = -\frac{2}{3}\mu \quad (10)$$

Karışımındaki her bir çeşide ait viskoziteler, Blottner vd. tarafından önerilen formül [Blottner vd., 1971] ile sıcaklığın bir fonksiyonu olarak hesaplanmaktadır.

$$\mu_s = 0.1 \exp[(A_s \ln T + B_s) \ln T + C_s] \quad (11)$$

Burada A_s , B_s ve C_s katsayıları farklı hava modelleri için karşımdaki her bir çeşide ait tanımlanmıştır. Isı iletimi Fourier yasasından aşağıdaki şekilde hesaplanmaktadır.

$$q_i = -k \frac{\partial T}{\partial x_i} \quad (12)$$

k gaz karışımının iletim katsayısını ifade etmektedir. Karışımın toplam iletim katsayısı Prandtl sayısının tanımı yardımıyla, karışımın toplam viskozitesinden türetilmektedir.

$$k = \frac{c_p \mu}{Pr} \quad (13)$$

Karışımın toplam viskozitesi, μ , Wilke tarafından önerilen bir karışım formülü [Wilke, 1950] ile hesaplanmaktadır.

$$\mu = \sum_s \frac{X_s \mu_s}{\phi_s} \quad (14)$$

Yukarıdaki ifadede yer alan X_s terimi her bir çeşidin molar kesrini simgelemektedir. Paydada yer alan ϕ_s terimi ise molar ağırlıkların da hesaba katılmasıyla aşağıdaki ifadeden bulunabilmektedir.

$$\phi_s = \sum_r X_r \left[1 + \sqrt{\frac{\mu_s}{\mu_r} \left(\frac{M_r}{M_s} \right)^{0.25}} \right]^2 \left[\sqrt{8 \left(1 + \frac{M_s}{M_r} \right)} \right]^{-1} \quad (15)$$

Burada M_s ve M_r karşımdaki r ve s indisli çeşitlere ait molekül ağırlıklarıdır. Her bir çeşidin difüzyon akısı, kütle oranların gradyanları baz alınarak, Fick yasası yardımıyla bulunmaktadır [Candler ve Nompelis, 1989].

$$J_{s,i} = \rho D_s \frac{\partial Y_{s,i}}{\partial x_i} \quad (16)$$

Çeşitlerin difüzyon katsayısı sabit Lewis sayısı (Le) yaklaşımıyla makul olarak hesaplanabilmektedir.

$$Le = \frac{\rho D c_p}{k} \quad (17)$$

Burada Lewis sayısı 1.4 olarak sabit kabul edilmiştir.

Termofiziksel Özellikler

Termofiziksel özellikler, reactingFoam çözücüsünde halihazırda bulunan ve 200K - 6000K sıcaklık aralığında geçerli olan, 7 katsayı ile hesaplama yapılabilen standart JANAF paketinden farklı olarak, geliştirilen hipersonik çözücü daha yüksek bir aralık için uygun hale getirilmiştir. Hipersonik hızlarda karşılaşılan sıcaklıklar 6000K değerini geçebildiğinden, hipersonik çözücüye 200K - 20000K sıcaklık aralığında, NASA tarafından önerilmiş bir polinom seti [Gordon vd., 2002] entegre edilmiştir. Her

bir çeşide ait sabit basınçta özgül ısı, entalpi ve entropi ifadeleri genişletilmiş sıcaklık aralığı için oluşturulan JANAF paketinde, toplamda 9 katsayı ile, aşağıdaki denklemler ile belirtilmektedir.

$$\frac{c_p^o}{R} = a_1 T^{-2} + a_2 T^{-1} + a_3 + a_4 + a_5 T^2 + a_6 T^3 + a_7 T^4 \quad (18)$$

$$\frac{H^o}{RT} = -a_1 T^{-2} + \frac{a_2 \ln T}{T} + a_3 + \frac{a_4 T}{2} + \frac{a_5 T^2}{3} + \frac{a_6 T^3}{4} + \frac{a_7 T^4}{5} + \frac{b_1}{T} \quad (19)$$

$$\frac{S^o}{R} = \frac{-a_1 T^{-2}}{2} - \frac{a_2}{T} + a_3 \ln T + a_4 T + \frac{a_5 T^2}{2} + \frac{a_6 T^3}{3} + \frac{a_7 T^4}{4} + b_2 \quad (20)$$

UYGULAMALAR

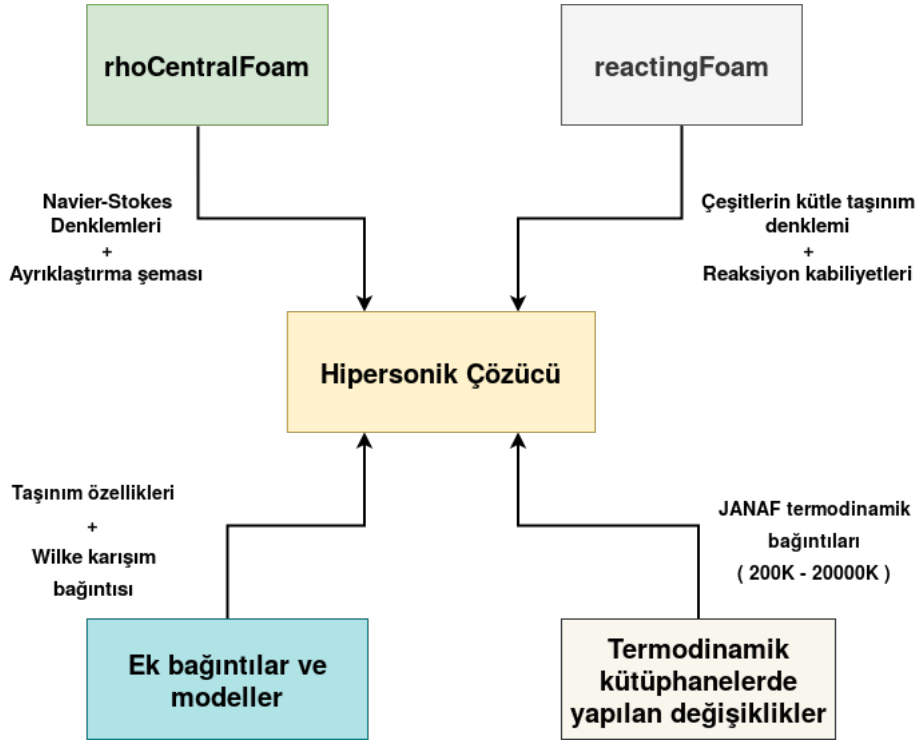
Çözücünün Geliştirilmesi

Hipersonik akış çözücüsünün oluşturulma süreci Şekil 1'deki genel şematik ile gösterilmiştir. Yüksek hızdaki tepkimeli akış çözücüsünün geliştirilmesi için OpenFOAM yazılımı kapsamında standart bir ses üstü akış çözücüsü olan rhoCentralFoam temel alınmıştır. rhoCentralFoam yoğunluk temelli ve değişkenlerin hücre merkezinde tutulduğu bir sonlu hacimler çözücüsüdür. Çözücü şok dalgalarını yüksek hızlarda salınımsız olarak yakalayabilmektedir. rhoCentralFoam çözücüsü zamanda birinci, uzayda ikinci mertebeden doğrulukta hesaplama yapabilmektedir. Çözücünün doğrulaması analitik ve deneysel çalışmalarla gerçekleştirilmiş olup literatürde mevcuttur [Greenshields vd., 2010]. Yine de rhoCentralFoam çözücüsü yüksek hızlardaki düşük entalpili akışlar için makuldür. Problemin fiziğini daha doğru modelleyebilmek için yüksek hızlardaki reaksiyon özellikleri dikkate alınması ve koda entegre edilmesi gerekmektedir. reactingFoam OpenFOAM yazılımı çerçevesinde bulunan bir diğer standart çözücülerdendir. Bu çözücü ses altı hızlardaki tepkime içeren akışları çözebilmekte fakat şok dalgalarını yakalayamamaktadır. Geliştirdiğimiz çözücü, hem reaksiyon içermesi hem de şok dalgalarını yakalayabilmesi adına bahsedilen iki çözücünün entegrasyonuna dayalıdır. Yani reactingFoam çözücüsündeki reaksiyon kabiliyetleri rhoCentralFoam çözücüsüne aktarılmıştır. Böylelikle, standart rhoCentralFoam çözücüsünde görünmeyen, şok dalgalarının arkalarındaki yüksek sıcaklık bölgelerinde kimyasal tepkimeler sebebiyle oluşan ve tükenen çeşitler gözlemlenebilmiştir.

Problemin fiziğinden kaynaklı yüksek sıcaklık etkileri karışımdaki çeşitlerin termodinamiksel ve termofiziksel özelliklerini değiştirmektedir. Bu sebeple, viskozite, sabit basınçta ve sabit hacimdeki özgül ısılar gibi özellikler doğru hesaplanmalıdır. Standart JANAF termodinamik paketinde termodinamik özelliklerin hesaplanması 7 katsayı ile gerçekleştiriliyorken, modifiye edilmiş JANAF paketinde [Gordon vd., 2002] bu hesaplamalar 9 katsayı ile yapılmakta ve 200K - 20000K aralığında geçerli olabilmektedir. Her bir çeşidin viskozitesi için Blottner tarafından önerilen model ve karışımın termofiziksel özellikleri içinse Wilke tarafından önerilen bağıntı [Wilke, 1950] hipersonik çözücüye entegre edilmiştir.

Şekil 2 geliştirilen hipersonik çözücünün, ısıl denge koşullarındaki algoritmasını göstermektedir. Hipersonik çözücü, rhoCentralFoam çözücüsünde halihazırda kullanılmakta olan, Kurganov, Noelle ve Petrova'nın merkezci-akım önu (central-upwind) şemasını [Greenshields vd., 2010] kullanmaktadır. rhoCentralFoam çözücüsündeki momentum ve enerji denklemleri iki aşamada çözülmektedir. Önce "explicit predictor" olarak adlandırılan denklemin ilk kısmı, ardından "implicit corrector" olarak adlandırılan denklemin ikinci kısmı çözülmektedir. Momentum ve enerji denklemlerinin ilk kısmında, viskoz olmayan terimler açık formda (explicit) ayrıştırılmakta, ikinci kısmında ise viskoz terimler kapalı formda (implicit) ayrıştırılmaktadır. Böylece, denklemin ilk

kısmı çözücüye hızlı yakınsama kabiliyeti kazandırırken, ikinci kısmı çözücüye kararlılık (stability) sağlamaktadır. Algoritma şemasından görüleceği üzere, momentum denklemlerinden sonra, (2), (3), (4) ve (5) nolu vektörlerin ikinci satırında görülen, çeşitlerin kütle korunum denklemleri çözülmektedir. Çeşit kütle korunum denklemleri, reactingFoam çözücüsünden hipersonik çözücüye entegre edilmiş olup karışımdaki her bir çeşidin kütle oranının bulunmasını sağlamaktadır. Enerji denkleminin çözülmesinin ardından karışımdaki her bir gazın kısmi basınçları, çeşit kütle korunum denklemlerinden elde edilen kütle oranları yardımıyla hesaplanmaktadır. Son olarak, Dalton yasası yardımıyla, kısmi basınçlardan karışımın toplam basıncı hesaplanmaktadır.



Şekil 1: Isıl denge koşullarındaki hipersonik çözücünün (*hyperReactingFoam*) genel şematığı.

Algoritma : Hipersonik çözücü (*hyperReactingFoam*)

while $t < t_{end}$ **do**

- Bir sonraki zaman adımını $t = t + \Delta t$ olarak hesapla
- Viskozite, ısı iletkenlik ve karışım modellerini çözücüye tanı
- Süreklilik, momentum ve enerji denklemleri için hücre yüzeylerinden geçen akıları hesapla
- Süreklilik denklemini çöz
- Momentum denkleminin ilk kısmını (explicit predictor) çöz
- Hız alanını güncelle
- Momentum denkleminin ikinci kısmını (implicit corrector) çöz
- “s” adet çeşit kütle taşınım denklemini çöz
- Enerji denkleminin ilk kısmını (explicit predictor) çöz
- Sıcaklık alanını güncelle
- Enerji denkleminin ikinci kısmını (implicit corrector) çöz
- Dalton yasası yardımıyla karışımın hal denklemini çöz ve basınç alanını güncelle

end while

Şekil 2: Isıl denge koşullarındaki hipersonik çözücünün algoritma şeması.

Çözücünün Doğrulanması

Adyabatik Isı Banyosu Probleminde Tek Kimyasal Reaksiyon:

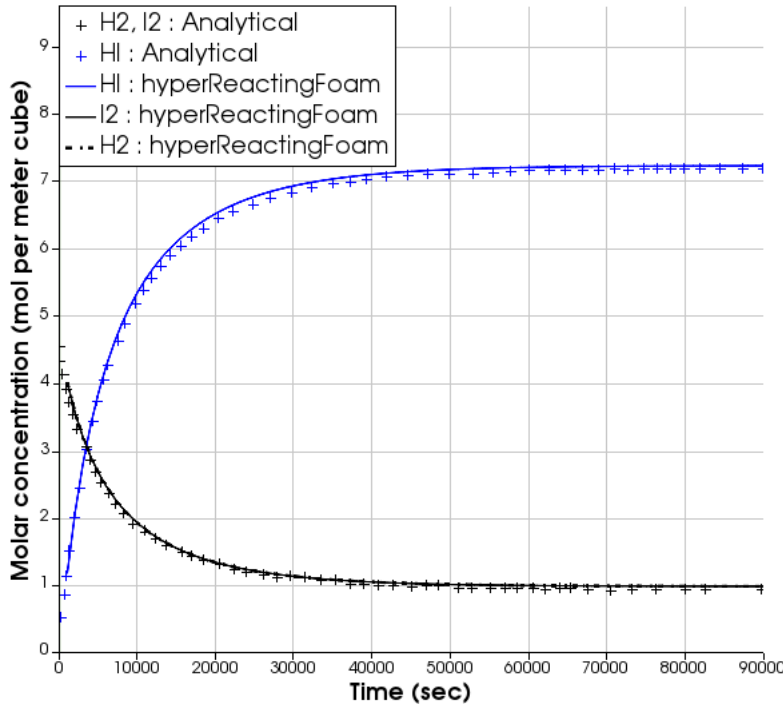
Doğrulama çalışmasında ilk aşama olarak adyabatik bir ısı banyosu modeli seçilmiştir. Isı banyosu probleminde durağan hava koşulları baz alınmış ve ortamda momentum akısının olmadığı varsayılmıştır. Isı banyosu için kullanılan hesaplama ağı tek elemanlı kübik bir hücreden oluşmakta ve kübik hücrenin her bir ayrıtı " 10^{-5} m" dir. Problemin fiziksel zaman adımı " 10^{-9} s" olarak belirlenmiştir. Doğrulaması yapılan kimyasal reaksiyonun analitik çözümü ilgili kaynakta [Williams, 1985] verilmiş olmak üzere tepkime aşağıdaki gibi yazılmaktadır.



Hidrojen ve iyodür reaksiyonundan oluşan bu tepkime tersinirdir. Tepkime sabit 700 K sıcaklığında ve 0.528 atm başlangıç basıncında gerçekleşmektedir. " I_2 " ve " H_2 " bileşenlerinin başlangıç molar konsantrasyonları " C_{H_2} " " C_{I_2} " " $=4,54 \text{ mol/m}^3$ " kabul edilmiştir. Kimyasal reaksiyon çift yönlü olduğu için dengede değildir. İleri ve geri reaksiyon hızları arasındaki oran denge sabiti, K_{eq} ile ifade edilmektedir. Denge sabiti sıcaklığın bir fonksiyonu olup aşağıdaki bağıntıya [Park, 1990] göre hesaplanabilmektedir.

$$K_{eq} = \exp \left[A_1 \left(\frac{T}{10000} \right) + A_2 + A_3 \ln \left(\frac{10000}{T} \right) + A_4 \left(\frac{10000}{T} \right) + A_5 \left(\frac{10000}{T} \right)^2 \right] \quad (22)$$

Sabit 700 K sıcaklığında gerçekleşen bu tepkimenin denge sabiti 54,37 olarak hesaplanmaktadır. Yani ileri tepkimenin hızı geri tepkimenin hızının 54,37 katıdır. Şekil 3'ten görüldüğü üzere, tek tepkimeli analiz için hipersonik çözücünden elde edilen dağılım ile analitik sonucun uyumlu olduğu görülmektedir.



Şekil 3: H_2 , I_2 ve HI çeşitlerinin molar konsantrasyonlarının zamanla değişimi.

Adyabatik Isı Banyosu Probleminde Zincirleme Reaksiyonlar:

Aynı ısı banyosu problemi üzerinde bu kez reaktif bir hava modeli [Scanlon vd., 2015] seçilmiştir. Yüksek sıcaklık ve basınçta zincirleme tepkimeye uğrayabilen bu hava modelinde, karışımda toplam 5 çeşit (N_2 , O_2 , NO , N ve O) bulunmakta ve toplamda 19 farklı tersinmez tepkime gerçekleşebilmektedir. $t=0$ anında, ortamda bulunan havanın kompozisyonunun yaklaşık atmosfer koşullarda olduğu varsayılmış, hacimsel olarak %79 oranında N_2 ve %21 oranında O_2 gazlarından oluştuğu kabul edilmiştir. Başlangıç ortam sıcaklığı ve basıncı sırasıyla 10000K ve 0.063 atm kabul edilmiş ve diğer koşullara ait detaylar Tablo 1'de sunulmuştur.

Tablo 1: Reaktif havanın bulunduğu adyabatik ısı banyosunda başlangıç koşulları [Casseau vd., 2016].

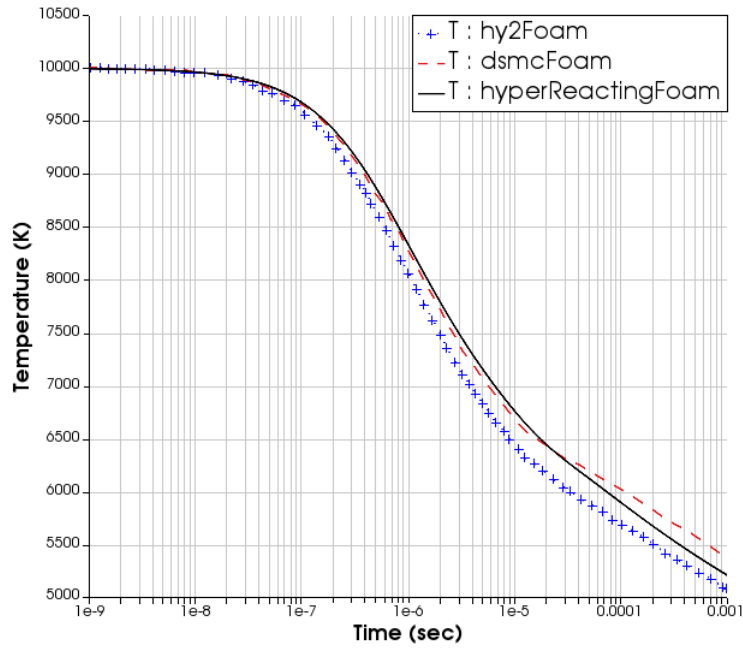
Değişken	Değer	Birim
Sıcaklık : T^0	10000	K
N_2 gazının kütle oranı : $Y_{N_2}^0$	0.767	-
O_2 gazının kütle oranı : $Y_{O_2}^0$	0.233	-
NO gazının kütle oranı : Y_{NO}^0	0.0	-
N gazının kütle oranı : Y_N^0	0.0	-
O gazının kütle oranı : Y_O^0	0.0	-
Basınç : p^0	0.063	atm
Hız : U^0	0	m/s

Tablo 2'de gösterilen 19 tepkimeden, ilk 15 tanesi ayrışma (dissociation) reaksiyonu olarak adlandırılırken, geri kalan 4 tanesi değişme (exchange) reaksiyonu olarak bilinmektedir. A , β ve T_a katsayıları (7) nolu denklemde belirtilmiş olan Arrhenius sabitlerini temsil etmekte ve ilgili reaksiyonun tepkime hızının hesaplanmasında kullanılmaktadır. Reaktif hava karışımında bulunan çeşitlerin termofiziksel özellikleri (18), (19) ve (20) nolu denklemlerde belirtilen JANAF ifadeleri yardımıyla hesaplanmıştır.

Tablo 2: 5 çeşitten oluşan reaktif bir hava modeli [Scanlon vd., 2015].

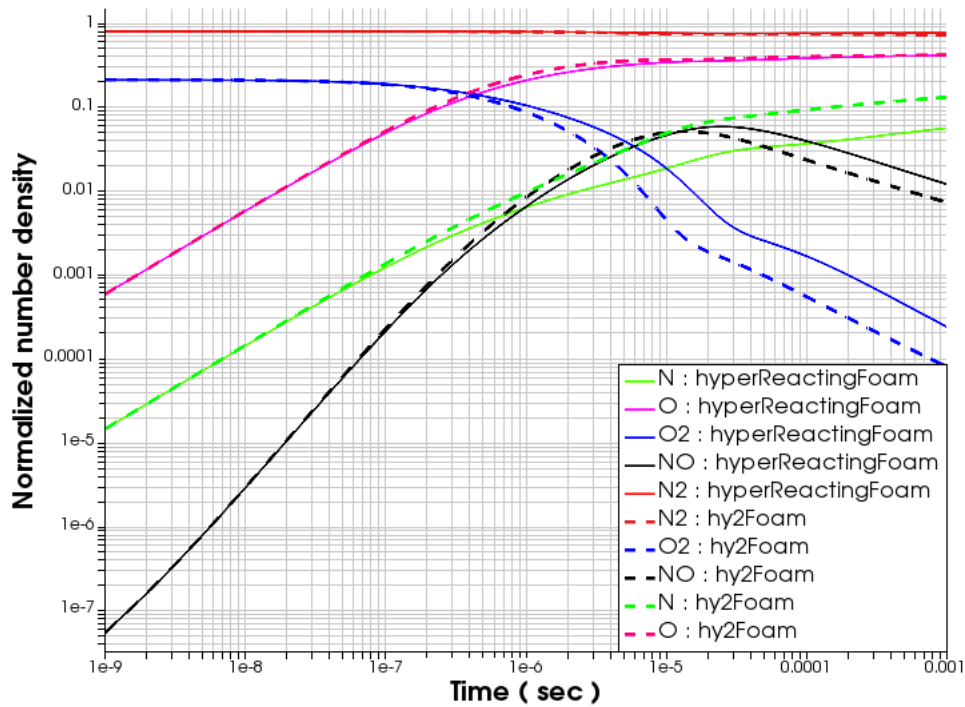
Tepkime indisi	Kimyasal Tepkime	A	β	T_a
-	-	$m^3 kmol^{-1} s^{-1}$	-	K
1	$O_2 + N_2 \rightarrow 2O + N_2$	7.829×10^{16}	-1.0	59370.6
2	$O_2 + N \rightarrow 2O + N$	6.624×10^{16}	-1.0	59370.6
3	$O_2 + NO \rightarrow 2O + NO$	6.624×10^{16}	-1.0	59370.6
4	$O_2 + O_2 \rightarrow 2O + O_2$	3.210×10^{16}	-1.0	59370.6
5	$O_2 + O \rightarrow 2O + O$	9.033×10^{16}	-1.05	59370.6
6	$N_2 + O \rightarrow 2N + O$	2.409×10^{15}	-0.54	113497.4
7	$N_2 + O_2 \rightarrow 2N + O_2$	9.033×10^{15}	-0.68	113497.4
8	$N_2 + NO \rightarrow 2N + NO$	9.033×10^{15}	-0.68	113497.4
9	$N_2 + N_2 \rightarrow 2N + N_2$	2.469×10^{15}	-0.62	113497.4
10	$N_2 + N \rightarrow 2N + N$	6.022×10^{15}	-0.68	113497.4
11	$NO + N_2 \rightarrow N + O + N_2$	1.265×10^{17}	-1.0	75544.2
12	$NO + O_2 \rightarrow N + O + O_2$	1.204×10^{17}	-1.0	75544.2
13	$NO + NO \rightarrow N + O + NO$	6.02×10^{16}	-1.0	75544.2
14	$NO + O \rightarrow N + 2O$	2.409×10^{17}	-1.1	75544.2
15	$NO + N \rightarrow 2N + O$	2.409×10^{17}	-1.1	75544.2
16	$NO + O \rightarrow O_2 + N$	1.385×10^8	0.5	19693.6
17	$N_2 + O \rightarrow NO + N$	4.818×10^{10}	0.0	37482.4
18	$O_2 + N \rightarrow NO + O$	2.409×10^{12}	-0.39	1448.6
19	$NO + N \rightarrow N_2 + O$	3.011×10^{11}	-0.35	1448.6

Hipersonik çözücünden elde edilen sonuçlar hy2Foam ve dsmcFoam çözücülerinden elde edilenler [Casseau vd., 2016] ile Şekil 4 ve Şekil 5'te karşılaştırılmıştır. Sıcaklık dağılımı incelendiğinde, hyperReactingFoam çözücüsünün dsmcFoam ile daha uyumlu olduğu görülmektedir.



Şekil 4: Isı banyosundaki sıcaklığın zamanla değişimi.

Şekil 5'te çeşitlerin sayı yoğunlukları değişimleri karşılaştırılmıştır. Zamana göre çizdirilen çeşitlerin sayı yoğunlukları, karışımın $t=0$ anındaki toplam sayı yoğunluğuna göre oranlanmıştır. İki çözücü arasındaki farklılıklar incelendiğinde, N_2 ve O çeşitlerinin sayı yoğunlukları örtüşürken, O_2 , NO ve O çeşitlerinin dağılımları arasında zaman ilerledikçe farkın olduğu görülmektedir.



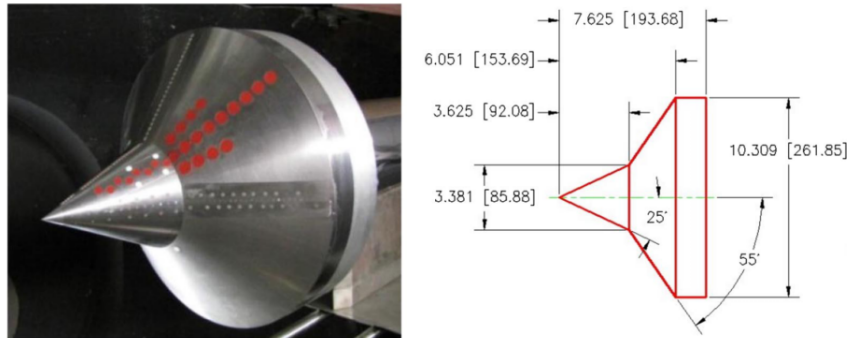
Şekil 5: Isı banyosunda çeşitlerin sayı yoğunluklarının zamanla değişimi.

İki Açılı Koni Etrafında Tepkimeli Akış:

Isı banyosundan farklı olarak, iki açılı koni etrafında hipersonik hızda serbest akış söz konusudur. Calspan Buffalo Üniversitesi Araştırma Merkezi'nde (CUBRC) bulunan LENS XX genişleme tüneline iki açılı koni üzerinde hem düşük hem yüksek entalpili deneyler yapılmıştır [Holden vd., 2014]. Bu çalışmada, doğrulama için düşük entalpili deney koşulları seçilmiş ve Tablo 3'te gösterilmiştir. Deney koşullarında havanın kütsel olarak %76.5 oranında N_2 gazından, %23.5 oranında ise O_2 gazından oluştuğu belirtilmiştir. Deney süresince koni yüzeyi 300K sabit sıcaklığında tutulmuş ve deney tamamen laminar rejimde gerçekleşmiştir. Referans alınan deneyde kullanılan iki açılı koni modeli ve geometrik boyutları Şekil 6'da sunulmuştur.

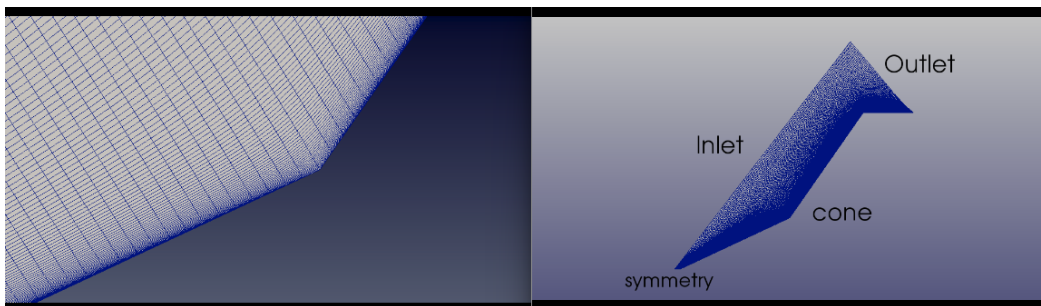
Tablo 3: İki açılı koni için yapılan düşük entalpili deneye ait koşullar.

Toplam Entalpi	Basınç	Reynolds, $10^6/m$	Hız	Yoğunluk	Sıcaklık
MJ/kg	kPa	m^{-1}	m/s	g/m^3	K
9.65	17.5	0.19	4303	0.984	389



Şekil 6: Düşük entalpili deneyde kullanılan iki açılı koni modeli.

Hesaplama bölgesi toplamda 32385 adet yapısal, altıyüzlü elemandanlardan oluşmaktadır. İlk yüzey yatayla 25° , ikinci yüzey 55° açı yapmaktadır. Sınır tabakadaki çözümlemeler için sıkışma, genişleme ve duvara yakın yerlerde daha sık ağ yapısı kullanılmıştır. Şekil 7'de hesaplama alanına ait görüntüler verilmiştir. "cone" ile belirtilen sınır, koni yüzeyidir ve hareketsiz duvar yüzeyi olarak kabul edilmiştir. "Inlet" yüzeyi, hesaplama alanına giren serbest havanın sınır koşullarının tanımlandığı yüzeydir. "Outlet" tarafı, hesaplama bölgesini akışın terkettiği sınır yüzeyidir. "symmetry" yüzeyi, koninin simetri ekseninde, giriş bölgesini ve hücum kenarını birbirine bağlayan yüzey olup, yatay eksene göre akışın simetrisini sağlamaktadır.



Şekil 7: Deneyisel çalışmada kullanılan sivri burunlu koni modeli için üretilen yapısal ağ ve sınır yüzeyleri.

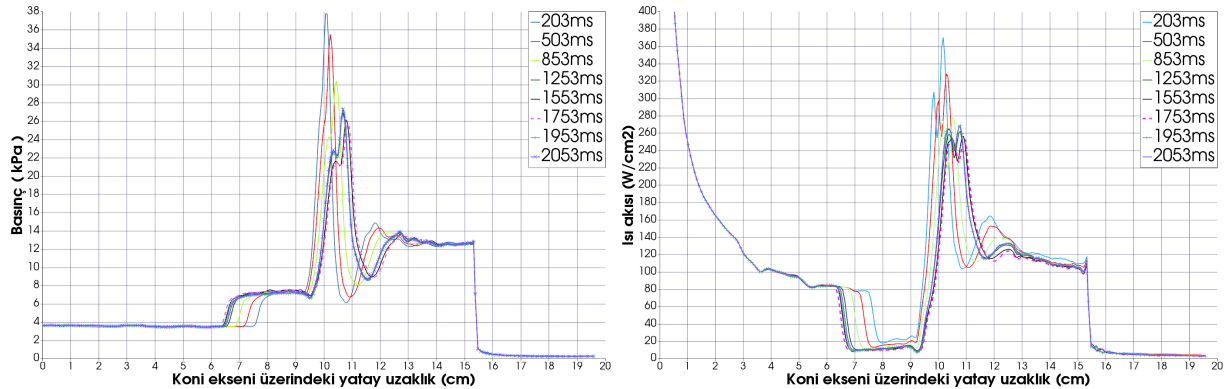
Koni yüzeyi katalitik olmadığı varsayılarak, yüzey üzerinde çeşitlerin normal yöndeki kütsel oran gradyanları sıfır kabul edilmiştir. Çıkış bölgesinde bütün değişkenler için sıfır gradyan sınır şartı

uygulanmıştır. Giriş yüzeyinde Tablo 3'te sunulan koşullar ilgili değişkenlere atanmıştır. Hesaplama bölgesinde her bir hücreye, $t=0$ anında Tablo 3'te verilen hız değeri atanmış olup, aniden başlama (impulsive start) yaklaşımıyla çözüm yapılmıştır. Hesaplama bölgesinde başlangıç anında her yerde çeşitlere ait kütle oranları $Y_{N_2} = 0.76$, $Y_{O_2} = 0.23$, $Y_{NO} = 0.01$, $Y_N = 0.00$ ve $Y_O = 0.00$ olarak alınmıştır. Karışımında toplam 5 çeşit (N_2 , O_2 , NO , N ve O) bulunmakta ve bu çeşitler toplamda 17 farklı tersinmez tepkimeye uğrayabilmektedir. Bu 17 kimyasal reaksiyon, Tablo 2'de sunulmuş olan 1 ile 17 indisleri arasındaki tepkimelerden oluşmaktadır. Koninin ön ve arka yüzeylerinde "wedge" ve simetri ekseninde "symmetry" sınır şartları uygulanarak problemin dönele simetrisi ve hücum kenarı önündeki akış alanının simetrisi hesaba katılmıştır. Sınır yüzeylerde uygulanan bütün sınır koşulu tipleri Tablo 4'ten incelenebilir.

Tablo 4: İki açılı koninin sınır yüzeylerinde kullanılan sınır koşulu tipleri.

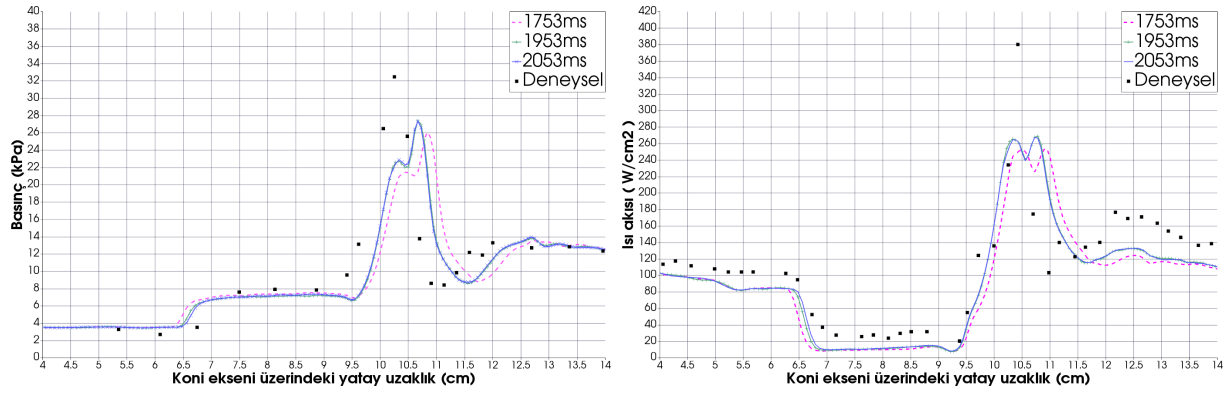
Sınır yüzeyi	Hız	Basınç	Sıcaklık	Çeşitlerin kütleli oranı
Inlet	Sabit Değer	Sabit Değer	Sabit Değer	Sabit Değer
Outlet	Sıfır Gradyan	Sıfır Gradyan	Sıfır Gradyan	Sıfır Gradyan
cone	Kaymama Koşulu	Sıfır Gradyan	Sabit Değer	Sıfır Gradyan
symmetry	simetri	simetri	simetri	simetri

Tepkimeli akış analizi 2053 μs anına kadar sürdürülmüş olup problemin fiziksel zaman adımı maksimum Courant sayısı, $\max Co = 0.5$, alınarak hesaplanmıştır. Analiz, Truba Yüksek Başarımlı Hesaplama Merkezine ait sunucularda, 56 işlemci ile paralel olarak çözdürülmüş ve hesaplamalar yaklaşık 3 gün sürmüştür. Şekil 8'de analizin kararlı rejime ulaşip ulaşmadığını irdelemek adına koni yüzeyi üzerindeki basınç ve ısı akısı dağılımının zamana bağlı davranışı incelenmiştir.



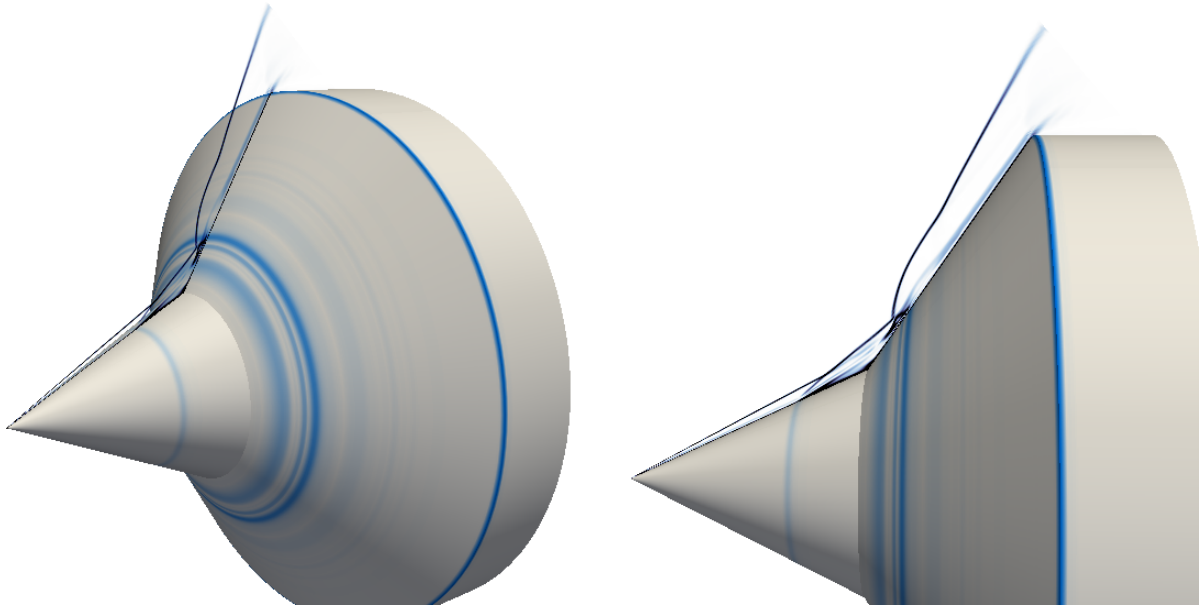
Şekil 8: Hipersonik çözücünden elde edilen yüzey basıncı ve ısı akısı dağılımlarının kararlı rejim kontrolü.

Isı akısı ve basınç dağılımları 203 μs 'den 2053 μs 'ye gittikçe yakınsamaya başladığı anlaşılmaktadır. Fakat son üç zaman adımında, dağılımlar birbirine çok yakın olsa da arada hala belirgin bir fark gözükmemektedir. Bu yüzden akışın tam olarak kararlı rejime ulaşip ulaşmadığını ya da zamana bağlı periyodik bir akış elde edilip edilemeyeceğini saptamak adına daha uzun zaman aralıkları için çözümler yapılması gerekmektedir. Bu çalışmada, son üç zaman adımlarına ait çözümler olan 1753 μs , 1953 μs ve 2053 μs dağılımları deneysel bulgular ile karşılaştırılmıştır. Şekil 9'da, düşük entalpili deneyden elde edilen koni üzerindeki basınç ve ısı akısı dağılımları, ısı denge koşullarında çözüm yapan hyperReactingFoam çözücüsünün sonuçları ile karşılaştırılmıştır.



Şekil 9: Hipersonik çözücüden elde edilen yüzey basıncı ve ısı akısı dağılımlarının deney ile karşılaştırılması.

Görüleceği üzere, yüzey üzerindeki azami basıncı ve ısı akısının değerleri sırasıyla 27 kPa ve 270 W/cm² civarlarındadır. Bu azami değerler, deneyden elde edilenler ile karşılaştırıldığında basıncı ve ısı akısı için aradaki farkların sırasıyla yaklaşık olarak 4.5 kPa ve 110 W/cm² olduğu anlaşılmaktadır. Isı akısı için koni üzerinde azami değer lokasyonu doğru olarak saptanabilmişken, basıncı için bu lokasyon deneysel bulgudan elde edilen noktanın 1.5 cm akım aşağı yönünde konumlanmaktadır. Basıncı ve ısı akısının sıçradığı bölgeler, $x = 6.5$ cm ve $x = 12$ cm lokasyonları arasında kalan, koni üzerindeki şok etkileşimlerinin daha güçlü olduğu ayrılma baloncuğuna yakın yüzeylere denk düşmektedir.

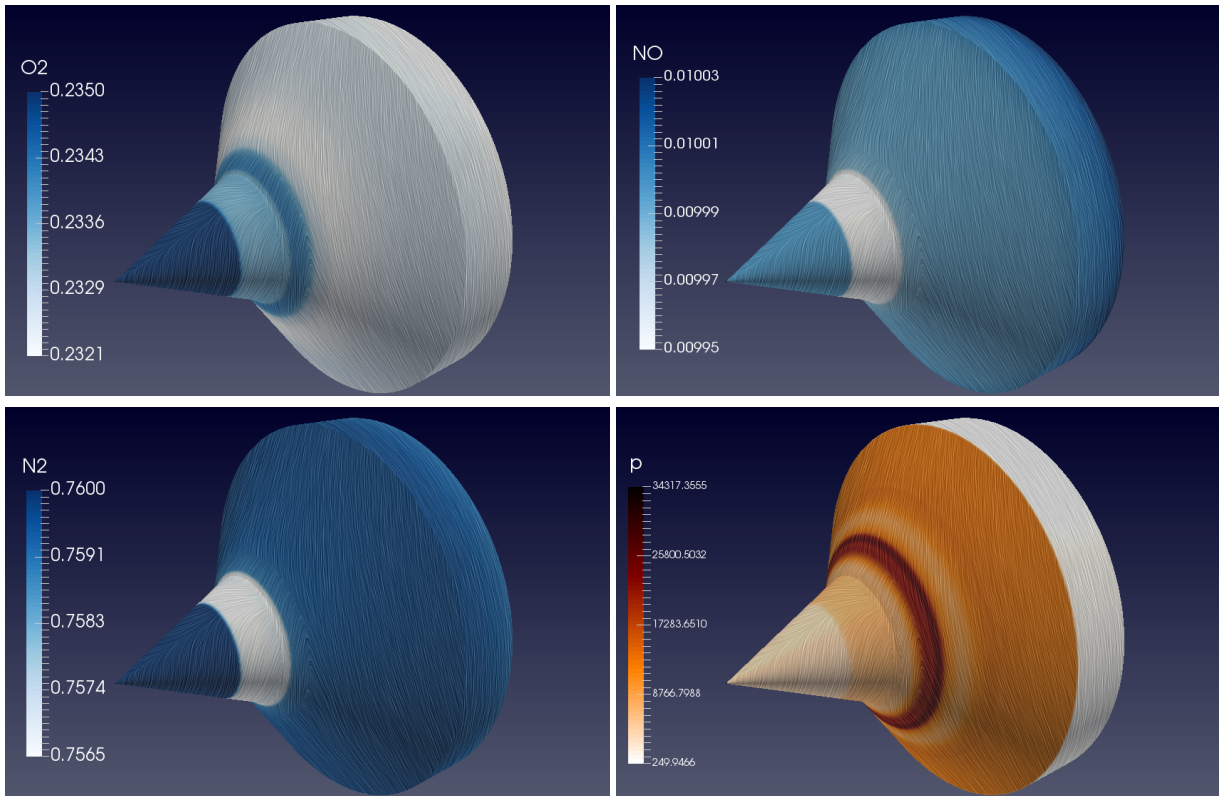


Şekil 10 : Yüzey üzerinde yoğunluk gradyanı konturları ve şok yapılarının sayısal Schlieren görüntüleri.

Şekil 10'da yüzey üzerinde ve hesaplama alanında bir kesit alınarak yoğunluk gradyanları çizdirilmiş ve şok yapıları incelenmiştir. Görüldüğü üzere, koninin sivri burnunda bir hücum kenarı şoku oluşmakta ve bu şok yüzey üzerinde akım ayrılmasından kaynaklı olarak oluşan ayrılma şoku ile etkileşime girmektedir. Hücum kenarı ve ayrılma şokunun etkileşiminden çıkan şok dalgası ikinci yüzey üzerinde meydana gelen bir ayrık şok ile üçlü nokta (triple point) olarak adlandırılan noktada etkileşmektedir. Bu etkileşimden, üçlü noktadan çıkan şok olarak adlandırılan bir diğer şok dalgası da ikinci yüzey üzerine çarpmaktadır. Sıkışma köşesinin etrafında, akım ayrılmasından kaynaklı olarak oluşan fazladan şoklar olduğu yoğunluk gradyanlarının büyüklüğünden anlaşılmaktadır.

Ayrıca genişleme köşesi çemberi etrafında yoğunluk gradyanının fazla olduğu görülmekte, bu da bu bölgede Prandtl Meyer genişleme dalgalarının oluştuğunu göstermektedir.

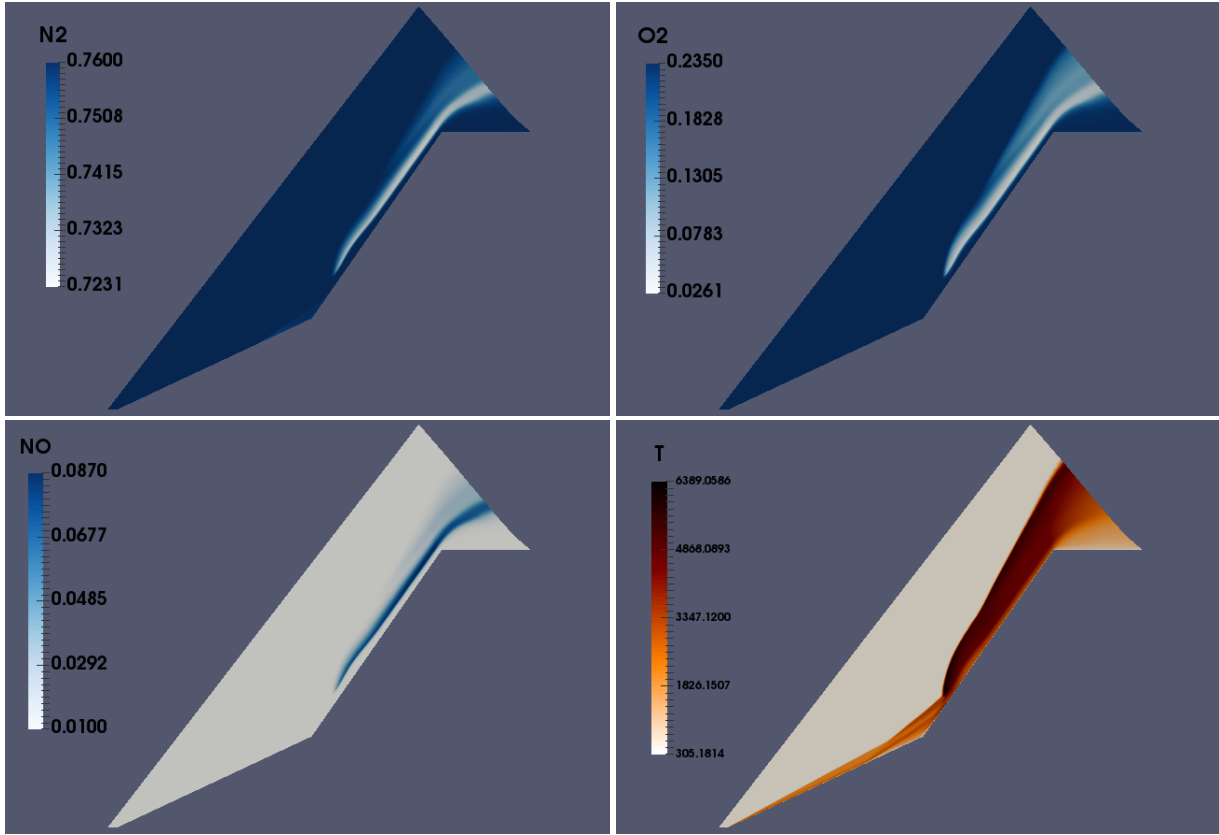
Şekil 11'de üç boyutlu koni yüzeyi üzerinde, karışımdaki O_2 , NO , N_2 gazlarının kimyasal reaksiyonlar sonucu kütle oranlarındaki değişimler gösterilmiştir. Kütle oranların yanı sıra, şekilde yüzey basınç kontur dağılımı ve yüzey akım çizgileri de görülmektedir. Akım çizgilerinden anlaşılacağı üzere, yüzey üzerinde akışın üç boyutluluğundan kaynaklı olarak birçok eyer (saddle) ve düğüm (node) noktalarının oluştuğu görülmektedir. Ayrıca, yüzey üzerinde meydana gelen şok dalgalarının neticesinde akışın yön değiştirdiği akım çizgilerinin dağılımından belli olmaktadır. Çeşitlerin kütle oranlarının ve yüzey basıncının azami olduğu bölge koninin sivri uçlu bölgesidir. Yüzey basıncının en fazla olduğu bir diğer bölge, Şekil 9'da da gösterildiği üzere, üçlü noktadan çıkan şokun ikinci yüzey üzerine çarptığı bölge civarındadır. Kütle oran dağılımından gördüğümüz üzere, kimyasal reaksiyonların da, yüzey üzerinde ayrılma şoku ve üçlü noktadan çıkan şokun ikinci yüzey üzerine çarptığı nokta arasında kalan bölgede en hızlı olduğu anlaşılmaktadır. Genişleme yüzeyi üzerinde ise, hem kimyasal reaksiyonların hızı hem de basınç değeri çok düşük seviyelerdedir.



Şekil 11 : Üç boyutlu koni yüzeyi üzerinde elde edilen akım çizgilerinin O_2 , NO , N_2 gazlarının kütle oran dağılımı ve yüzey basıncı dağılımı ile renklendirilmesi.

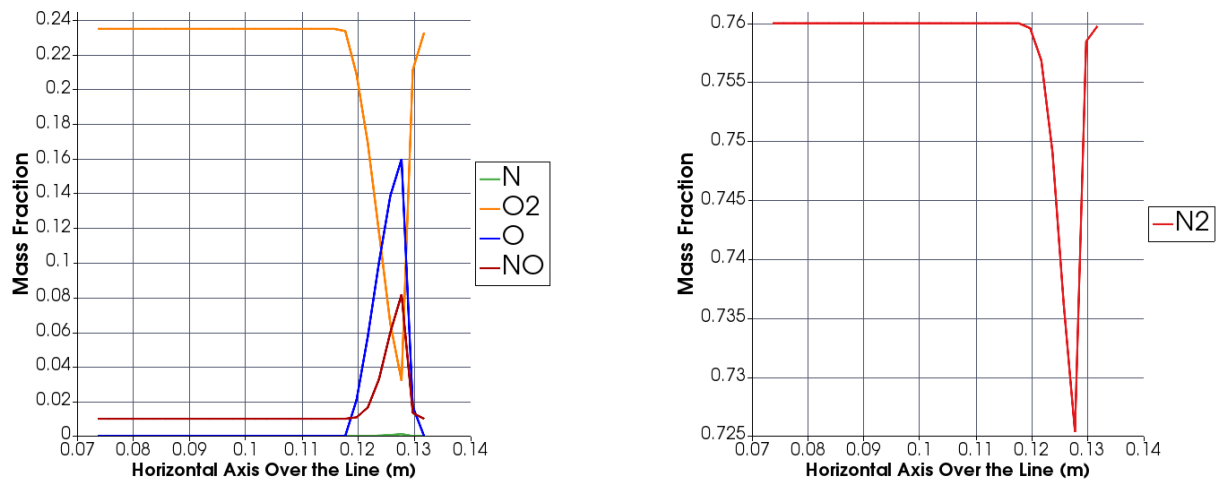
Şekil 12 hesaplama bölgesindeki N_2 , O_2 , NO çeşitlerinin kütle oran dağılımlarını ve gaz karışımının sıcaklık dağılımını göstermektedir. Genel itibarı ile, reaksiyonların meydana geldiği yerler sıcaklık ve basıncın daha yüksek olduğu, şok arkası bölgelerdedir. Ayrık şokun üçlü noktaya değdiği bölgenin hemen ardı (burada ayrık şok normal şoka yakın bir davranış göstermektedir) reaksiyonların en yüksek olduğu bölgedir. Bu bölgede yüksek hızlı tepkimeler sonucu ortaya çıkan ve tükenen çeşitlerin akım altına doğru taşındığı gözlemlenmektedir. Koninin ilk yüzeyinde ve genişleme dalgasının oluştuğu yatay yüzeyde sıcaklıklar daha düşük olduğundan bu bölgelerde tepkimelerin hızı da daha yavaştır. N_2 ve O_2 tepkimeler sonucu tükenmekte olan çeşitler, NO ise tepkimeler sonucu ortaya çıkan çeşittir. O_2 gazının bazı bölgelerde hem neredeyse tamamının tükendiği, hem de daha geniş bir bölgeye taşındığı gözlemlenmektedir. Buna karşın, N_2 gazı en

fazla kütleli oran cinsinden yalnızca 0.04 kadar tükenmekte, NO gazı ise başlangıç değerinin yaklaşık 9 katına çıkmaktadır.



Şekil 12 : Hesaplama bölgesinde iki boyutlu bir kesit üzerinde, karışımdaki N_2 , O_2 ve NO gazlarının kütleli oranlarının ve karışım sıcaklığının dağılımı.

Şekil 13, koninin simetri eksenine paralel doğrultuda, 10 cm uzaklıktaki bir hat üzerinde çizdirilen çeşit kütle oranlarını göstermektedir. Şekilden anlaşıldığı üzere, N gazının oluşum miktarı ihmal edilebilecek seviyelerdedir. $x=12$ cm lokasyonundan itibaren, reaksiyon hızları ani bir şekilde artmaktadır. Bu noktadan itibaren akış şok dalgasını geçtiği için kimyasal tepkimeler tetiklenmektedir. $x=12.75$ cm lokasyonuna gelindiğinde tepkimelerin maksimum hızı ulaştığı, tükenme ve oluşma miktarlarının azami seviyede oluşundan anlaşılabilmektedir.



Şekil 13 : Koninin simetri eksenine paralel doğrultuda, 10 cm uzaklıktaki bir hat üzerinde çeşitlerin kütleli oran dağılımlarının gösterilmesi.

SONUÇ

Geliştirilen hipersonik çözücü problem fiziğinin basit olduğu durumdan daha karmaşık olduğu duruma kadar kademeli olarak test edilmiştir. Hem kütle, momentum ve enerji akısının olmadığı ısı banyosu probleminde hem de hipersonik rejimde analitik, sayısal ve deneysel sonuçlar ile karşılaştırmalar yapılmıştır. Hipersonik çözücünden elde edilen sonuçların doğrulama çalışmaları ile uyumlu olduğu görülmektedir. Hipersonik çözücü, iki açılı koni üzerinde hem oluşan şok yapılarını hem de bunlardan kaynaklı zincirleme kimyasal reaksiyonları çözümleyebilmektedir. Hipersonik çözücü ile iki açılı rampa üzerindeki kimyasal reaksiyonlu akış analizlerinin iki ve üç boyutlu sonuçları, hem ısı dengede hem de ısı dengeden uzak koşullar için elde edilmiş olup yüksek lisans tez çalışması kapsamında sunulmuştur [Vatansever, 2020]. Tez kapsamında elde edilen sonuçların ileriki bir dönemde uluslararası bir makalede yayınlanması planlanmaktadır. Yapılan çalışmaya benzer olarak, iki açılı rampa üzerinde, düşük entalpili tepkimesiz akış analizleri [Durna vd., 2016; Durna ve Çelik, 2018, 2020] de daha önce Durna vd. tarafından yayınlanmıştır. Gelecek çalışmalar için, aynı tepkimeli akış çözücüsü ile, iki açılı koninin ikinci açısının sistematik olarak değiştirilip, akışın fiziğindeki değişimlerin incelenmesi ve reaksiyonsuz akış fiziği ile aradaki farkın saptanmasının literatüre fayda sağlayacağı düşünülmektedir.

TEŞEKKÜR

Bu bildiride sunulan çalışmalar İstanbul Teknik Üniversitesi Bilimsel Araştırma Projeleri Koordinasyon Birimi'nin (İTÜ BAP) MYL-2018-41944 nolu proje ve Türkiye Bilimsel ve Teknolojik Araştırma Kurumu'nun (TUBİTAK) Bilimsel ve Teknolojik Araştırma Projelerini Destekleme Programı (1001) kapsamında 215M907 nolu projenin desteğiyle hazırlanmıştır. Ayrıca İTÜ Ulusal Yüksek Başarımlı Hesaplama Merkezi (UHeM) ve TUBİTAK ULAKBİM Yüksek Başarımlı ve Grid Hesaplama Merkezi'nin (TRUBA) desteğiyle çözümlemeler için hesaplama kaynakları sağlanmıştır.

Kaynaklar

- Blottner, F., G., Johnson, M., Ellis, M., "Chemically Reacting Viscous Flow Program for Multicomponent Gas Mixtures", Report No. SC-RR-70-754, Sandia Laboratories: Albuquerque, NM, USA, 1971.
- Candler, G., V., Nompelis, I., "Computational Fluid Dynamics for Atmospheric Entry. In Non-Equilibrium Dynamics: From Physical Models to Hypersonic Flights", The von Karman Institute for Fluid Dynamics: Rhode-Saint-Genèse, Belgium, 1989.
- Casseau, V., Palharini, R.C., Scanlon, T.J., Brown, R.E. (2016). A Two Temperature Open-Source CFD Model for Hypersonic Reacting Flows, Part One: Zero-dimensional Analysis. Aerospace, 3, 34.
- Drayna, T.W., I. Nompelis, ve G.V. Candler, "Numerical Simulation of the AEDC Waverider at Mach 8," AIAA 2006-2816, June 2006.
- Durna, A., S., Çelik, B., ve Barada, M., A., "Shock interaction mechanisms on a double wedge at Mach 7", Physics of Fluids, vol. 28, 9, 2016.
- Durna, A., S. ve Çelik, B., "Time Periodic Shock Interaction Mechanisms over Double Wedges at Mach 7", Shock Waves, 2018. doi : <https://doi.org/10.1007/s00193-018-0864-7>
- Durna, A., S. ve Çelik, B., "Three-dimensionality of Double Wedge Flow at Hypersonic Speeds", The 32nd International Symposium on Shock Waves, Singapore, 2020. doi: 10.3850/978-981-11-2730-4-0193-cd

- Gordon, S., J., McBride, B., J. ve Zehe, M., J., "NASA Glenn Coefficients for Calculating Thermodynamic Properties of Individual Species", Glenn Research Center, Cleveland, Ohio, 2002.
- Greenshields, C., J., Gasparini, L., Reese, J., M. ve Weller, H., G., "Implementation of semidiscrete, nonstaggered central schemes in a collocated, polyhedral, finite volume framework for high speed viscous flows", *International Journal for Numerical Methods in Fluids* 63, 1, 2010.
- Holden, M.S., T.P. Wadhams, J.K. Harvey, G.V. Candler, "Comparisons Between DSMC and Navier-Stokes Solutions on Measurements in Regions of Laminar Shock Boundary Layer Interaction in Hypersonic Flows," AIAA-2002-0435, Jan. 2002.
- Holden, M., MacLean, M., and Dufrene, A., "Comparison Between CFD and Measurements for Real-Gas Effects on Laminar Shock Wave Boundary Layer Interaction", I. AIAA Aviation, AIAA, Reston, VA, 2014.
- Murthy, T., K.S., "Computational Methods in Hypersonic Aerodynamics", Kluwer Academic Publishers, Fluid mechanics and its applications, vol. 9, pp. 1-2, 1991.
- Nompelis, I., G.V. Candler, and M.S. Holden, "Effect of Vibrational Nonequilibrium on Hypersonic Double-Cone Experiments," *AIAA Journal*, Vol. 41, No. 11, Nov. 2003, pp. 2162-2169.
- Park, C. (1990). "Nonequilibrium Hypersonic Aerothermodynamics", Wiley International, New York, NY, USA.
- Peterson, D., and G.V. Candler, "Detached Eddy Simulation of RCS-Aerodynamic Interaction of Mars Science Laboratory Capsule," AIAA-2008-624, Jan. 2008.
- Scanlon, T., J., White, C., Borg, M., K., Palharini, R., C., Farbar, E., Boyd, I., D., Reese, J., M. and Brown, R., E., "Open source Direct Simulation Monte Carlo (DSMC) chemistry modelling for hypersonic flows", *AIAA Journal*, 53, 1670–1680, 2015.
- Schrijer, F., F., J., Oudheusden, B. W., ve Scarano, F., "Application of PIV in a Mach 7 double ramp flow", *Experiments in Fluids* 41, 353, 2006.
- Spalart, P.R., and Allmaras, S.R., "A One-Equation Turbulence Model for Aerodynamic Flows," AIAA Paper 92-0439, Jan. 1992.
- Spalart, P.R., Jou, W-H., Strelets, M., and Allmaras, S.R., "Comments on the Feasibility of LES for Wings, and on a Hybrid RANS/LES Approach, *Advances in DNS/LES*, 1st AFOSR Int. Conf. On DNS/LES, Greyden Press, Columbus, OH, 1997.
- Swantek A., B., Austin, J., M., "Heat Transfer on a Double Wedge Geometry in Hypervelocity Air and Nitrogen Flows", 50th AIAA Aerosp. Sci. Meet. Incl. New Horizons Forum Aerosp. Expo., Nashville, Tennessee: AIAA, 2012. doi:10.2514/6.2012-284.
- Swantek A., B., Austin, J., M., "Flowfield Establishment in Hypervelocity Shock Wave -Boundary Layer Interactions", *AIAA Journal*, 2015, 53:311–20. doi:10.2514/1.j053104.
- Vatansever, D., "COMPUTATIONAL INVESTIGATIONS FOR SHOCK WAVE – BOUNDARY LAYER INTERACTIONS OF A THERMALLY NON-EQUILIBRIUM HYPERSONIC FLOW", Yüksek Lisans Tezi, İstanbul Teknik Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, İstanbul, 2020.
- Wilke, C., R., "A Viscosity Equation for Gas Mixtures", *J. Chem. Phys.*, Vol. 18, pp. 517-519, 1950.
- Williams, F., A., "Combustion Theory", 2nd ed.; Addison-Wesley: Redwood City, CA, USA, 1985.