# HİPERSONİK HIZLARDA İKİ AÇILI RAMPA ETRAFINDAKİ AKIŞIN HESAPLAMALI YÖNTEMLERLE ÜÇ BOYUTLULUĞUNUN İNCELENMESİ

Ahmet Selim Durna<sup>1</sup> Samsun Üniversitesi, Samsun Bayram Çelik<sup>2</sup> İstanbul Teknik Üniversitesi, İstanbul

# ÖZET

Hipersonik hızlarda iki açıya sahip rampa geometrisi etrafındaki akış hesaplamalı yöntemlerle incelenmiştir. Akış iki ve üç boyutlu, daimi olmayan ve sıkışabilir açık kaynak kodlu bir Navier-Stokes çözücüsü kullanılarak modellenmiştir. Düşük entalpiye sahip Mach sayısının 7 olduğu bir deney sonucu temel alınarak elde edilen sonuçlar deney verileriyle karşılaştırılmıştır. Üç boyutlu sonuçların daha önce elde edilen iki boyutlu sonuçlara göre deney verileriyle daha tutarlı olduğu görülmektedir. Ancak deney süresi boyunca ilerleyen anlarda maksimum ısınma noktasının akımaltına doğru hareket ederek deney sonuçlarından uzaklaştığı görülmüştür. Ayrıca deney verileriyle karşılaştırma sonrasında üç boyutluluğun şok etkileşim mekanizmaları ve yüzey ısı transferine etkileri irdelenmiştir.

### GIRİŞ

Şok-şok ve şok-sınır tabaka etkileşimleri hipersonik hızlarda yüzey ısı transferi ve sürtünme katsayısının dramatik bir şekilde değişimine sebep olabilmekte ve yüzey üzerinde hareket eden ayrılma baloncuklarının meydana gelmesine sebep olabilmektedir. Bu tip etkileşimler yüksek ısı ve basınç yüklerine sebep olup hipersonik araçların yapısal bütünlüğünü ve performansını etkileyebilmektedir [Bertin ve Cummings, 2003]. İlk rampa yüzeyi üzerinde akım ayrılması meydana gelip buna bağlı yeni şokların oluştuğu ve karmaşık şok etkileşim mekanizmalarının görüldüğü iki açılı rampa geometrisi, bu konunun incelenmesinde literatürde sıkça kullanılmaktadır [Schrijer *vd.*, 2006; Hu *vd.*, 2009, 2010; Swantek, 2012; Badr ve Knight, 2014; Komives R. *vd.*, 2014; At ve Celik, 2015; Swantek ve Austin, 2015]. Son zamanlarda rampanın ikinci yüzeyi üzerinde ayrık şok oluşmasına neden olan açıya sahip durumlarda deneyler ile sayısal çözümler arasında tutarsızlıklar görülmüştür. Farklı serbest akış koşulları için iki açılı rampa üzerindeki akışın fiziğini anlamaya yönelik çalışmalar güncel bir araştırma konusu olarak çalışılmaya devam edilmektedir.[AVT-205, 2014].

Hipersonik hızlarda iki açılı rampa geometrisi üzerindeki akış fiziğini inceleyen az sayıda deneysel çalışma bulunmaktadır [Schrijer *vd.*, 2006; Swantek, 2012; Swantek ve Austin, 2015]. Bu çalışmalardan birisi Swantek ve Austin'in İllinois Üniversitesi genişleme tüpünde ilk rampa açısı 30°, ikinci rampa açısının 55° olduğu iki açılı rampa geometrisi üzerinde gerçekleştirilen

<sup>&</sup>lt;sup>1</sup> Araştırma görevlisi, Havacılık ve Uzay Bil. Fak., Samsun Üniversitesi

Doktora öğrencisi, Fen Bilimleri Ens., İstanbul Teknik Üniversitesi, E-posta: ahmetselim.durna@omu.edu.tr

<sup>&</sup>lt;sup>2</sup> Dr. Öğretim Üyesi, Uzay Müh. Böl., E-posta: celikbay@itu.edu.tr

deneylerdir. Bu deneyler Mach sayısının 4-7 aralığında düşük ve yüksek durma entalpilerine sahip akış tiplerinde hava ve azot gazı için 8 farklı test koşulunda gerçekleştirilmiştir. Çalışmada yüzey ısı akıları ve Schlieren görüntüleri elde edilmiş ve 327 µs deney süresi içerisinde şok oluşum zamanları, etkileşim mekanizmaları ve yüzey ısı transferi incelenmiştir [Swantek, 2012]. NATO AVT 205 çalışma grubunda yer alan 7 araştırma kurumundaki araştırmacılar bu deneyi temel alarak Navier-Stokes ve DSMC yöntemlerini kullanarak deneyi modellediler [Knight vd., 2017]. Durna vd. daha önce Swantek'in gerçekleştirdiği deneyi iki boyutlu olarak modellemiş ve yüzeyden ayrılan ayrık şok ile hücum kenarından çıkan eğik şokun kesişmesi ve sınır tabaka ayrılmasından dolayı oluşan daimi olmayan şokların karmaşık etkileşimlerini ikinci rampa açısını sistematik bir şekilde değiştirerek incelemişlerdir. Durna vd. bu çalışmada ikinci rampa açısının 45-50° arasında bir eşik değeri olduğunu, bu değerin üstünde rampa geometrisi etrafındaki akışın daimi halden daimi olmayan ve karmaşık etkileşimlerin oluştuğu hale dönüştüğünü göstermişlerdir [Durna vd., 2016]. Komives vd. aynı deneyden seçtikleri bazı durumlar için bir sonlu hacimler akış çözücüsü olan US3D'yi kullanarak akışı hem iki boyutlu hem de üç boyutlu olarak hesaplamalı yöntemlerle araştırdılar. İki boyutta deney süresi kadar yapılan çözümlerde duvar ısı transfer oranlarının deney ölçümleriyle uyumlu olduğunu fakat deney süresinin asılmasından sonra periyodik bir hareket gördüklerini belirttiler [Komives R. vd., 2014]. Badr ve Knight'da aynı deneyin M=7 olduğu düşük entalpiye sahip akış tipi için ticari bir yazılım olan GASPex'i kullanarak laminer akışı analizi gerçekleştirdiler. Akışın deney süresince daimi olmadığını ve yüzey ısı transferi değerlerinin deneylerle uyumlu olduğunu belirttiler [Badr ve Knight, 2014]. Reinert vd. daha önceki çalışmalarının devamı olarak, aynı geometride düşük entalpiye sahip M=7 akışı için kapsamlı üç boyutlu ve deney süresinden daha uzun süreli bir hesaplamalı çözüm gerçekleştirdiler. Akışın daimi olmadığını, yüzey ısı transferi değerlerinin 2-B çözümlere göre 3-B çözümlerin daha uyumlu olduğunu gösterdiler. Elde ettikleri sonuçlar, akım ayrılmasının yeri ve ısınmaların en yüksek olduğu noktalar göz önüne alındığında deneyle tam uyuşmamaktadır [Reinert vd., 2017].

Bu çalışmanın amacı, Swantek ve Austin'in deneylerini yapmış oldukları iki açılı rampa geometrisi üzerindeki akışı hesaplamalı olarak üç boyutluluğunu araştırmak ve sonuçlarını daha önce gerçekleştirilen iki boyutlu çalışmayla karşılaştırmaktır. Bu karşılaştırma sayesinde, akışın üç boyutluluğun sebep olduğu farklılıkların ortaya konulması planlanmaktadır.

### YÖNTEM

#### Geometri

Bu çalışmada, Swantek ve Austin'in iki açılı rampa geometrisi üzerindeki akışı inceledikleri deney [Swantek ve Austin, 2012, 2015] temel alınmıştır. Bu sebeple hem deney geometrisi hem de akış koşulları bire bir aynı olacak şekilde verilmiştir. Buna göre, rampanın akış yönünde ilk ve ikinci açıları sırasıyla 30° ve 55°'dir. Şekil 1'de kullanılan geometrinin deney odasındaki yerleşimi (solda) ve iki boyutlu şematik görünümü (sağda) gösterilmiştir. Modelin ilk ve ikinci kenar uzunlukları sırasıyla 50.8 ve 25.4 mm'dir. Modelin genişliği ise 101.6 mm'dir.



Şekil 1: Deneyde kullanılan iki açılı rampa geometrisinin deney odasındaki görünümü (solda) [Swantek ve Austin, 2012], bu geometrinin iki boyutlu şematik gösterimi (sağda) Üç boyutlu model oluşturulurken, rampa geometrisinin z eksenindeki genişliği deneydeki ölçülerle uyumlu olması için aynı verilmiştir. Rampanın yan duvarlarından dışarıya doğru rampa genişliğinin yaklaşık 0.6 katı kadar hesaplama alanı ayrılmıştır.

### Hesaplama ağı

Bu çalışma kapsamında iki ve üç boyutlu iki farklı hesaplama ağı oluşturulmuştur. İki boyutlu hesaplama ağı *OpenFOAM* çözücüsü içerisinde bulunan *blockMesh* isimli çoklu blok sistemli yapısal hesaplama ağı üretilmesine imkân tanıyan araç kullanılarak oluşturulmuştur. Şekil 2'de oluşturulan iki boyutlu hesaplama ağının blok yapısı (solda) ve rampa köşesi civarındaki detaylı görünümü (sağda) gösterilmiştir. Çoklu blok yapısıyla hücum kenarı şoku, sıkışma veya genişleme köşesi civarı gibi hesaplama alanını etkileyen bölgelerde farklı ağ yoğunlukları uygulanmıştır. Belirtilen ağ oluşturma stratejisiyle yaklaşık 0.3 milyon hücre içeren 24 farklı blok oluşturulmuştur (Bkz. Şekil 2).



Şekil 2: İki boyutlu hesaplama ağı içerisindeki blok yapısı (solda) ve rampa köşesi civarındaki detaylı hesaplama ağı (sağda) görünümü [Durna *vd.*, 2016]

Üç boyutlu (3-B) hesaplama ağı uyumsuz (*non-conformal*), cisme sabitlenen (*body fitted*) ve tamamen altıyüzlü yapısal olmayan hücreler üreten HEXPRESS yazılımı kullanılarak oluşturulmuştur. Dış yüzeyden iç yüzeylere doğru üç boyutlu hesaplama ağı oluşturma stratejisini kullanan bu yazılım ile yüksek kalitede düzgün geçişlere sahip sınır tabaka eklenebilmektedir. Şekil 3'de solda görüldüğü üzere, hesaplama alanının üstünden altına doğru inildikçe yapısal olmayan uyumsuz hesaplama ağının sıklığı her eksende hücre kenarlarının ortadan ikiye bölünmesiyle

#### DURNA ve ÇELİK

artar. Hesaplama ağında uygulanan bu artış (global sıklık seviyesi) 6'ya çıkarılarak Şekil 3'deki 3-B hesaplama ağı oluşturulmuştur. Global sıklık seviyesindeki artış Şekil 3 solda rahatlıkla görülebilmektedir. Şekil 3 sağda ise rampa yüzeyleri üzerindeki hesaplama ağı kalitesi gösterilmiştir.



Şekil 3: Hesaplama alanı dışında (solda) ve rampa yüzeyi üzerindeki (sağda) üç boyutlu hesaplama ağının detaylı görünümü

Sınır tabaka içerisindeki ilk mesh mesafesinden dolayı rampa yüzeyi üzerinde oluşan en yüksek açıklık oranı (*aspect ratio*) 122 olan hesaplama alanında toplamda 32 milyon hücre bulunmaktadır. Bu hesaplama ağı yoğunluğuna ulaşmadan önce 4.6 ve 15 milyon eleman sayısına sahip, global sıklık seviyesi 4 ve 5 olan iki farklı hesaplama ağı test edilmiştir. Sınır tabaka içerisindeki ilk mesh mesafesi 2.2x10<sup>-6</sup> m olup rampa yüzeyine dik yönde büyüme faktörü olarak 1.18 kullanılmıştır.

Serbest akış ve sınır koşulları

Hem iki boyut hem de üç boyutlu hesaplamalarda Swantek ve Austin'in deneylerinde kullandıkları serbest akış koşulları Tablo 1'de gösterilmiştir. Tablo 1'de verilen serbest akış koşulları hesaplama alanının dışındaki Şekil 3 (sol)'e göre sağ, üst ve yan yüzeylerine t=0 anında sınır şartı olarak verilmiştir. Hesaplama alanına giren akımın çıktığı arka (Şekil 3 (sol)'e göre sol taraf) ve alt yüzeylerine sıfır gradyan koşulu uygulanmıştır. İki boyutlu durumdaki sınır şartları ve detaylı bilgi için [Durna *vd.*, 2016]'ya bakılabilir.

Serbest akış koşulları	
Mach sayısı	7.11
Durma entalpisi, [MJ/kg]	2.1
Statik sıcaklık,[ K]	191
Statik basınç, [kPa]	0.391
Hız, [m/s]	1972
Yoğunluk, [kg/m³]	0.0071
Reynold sayısı (Re∟)	55880
Test süresi, [µsec]	327

Tablo 1: Deneyde kullanılan serbest akış koşulları [Swantek ve Austin, 2015]

İlk ve ikinci rampanın üst yüzeylerine kaymama koşulu verilirken rampanın yan duvarlarına kayma koşulu verilmiştir. Rampa yüzeylerinde sıcaklık sabit 300K verilmiş, rampanın hücum kenarı önündeki durma noktası civarındaki yüzeye simetri şartı verilmiştir.

#### Akımı yöneten denklemler

Akımı yöneten süreklilik, momentum ve enerji denklemleri vektörel formda aşağıda gösterilmiştir.

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \boldsymbol{U}) = 0 \tag{1}$$

$$\frac{\partial(\rho \boldsymbol{U})}{\partial t} + \boldsymbol{\nabla} \cdot (\rho \boldsymbol{U} \boldsymbol{U}) + \boldsymbol{\nabla} \cdot \boldsymbol{p} - \boldsymbol{\nabla} \cdot \boldsymbol{\tau} = 0$$
<sup>(2)</sup>

$$\frac{\partial(\rho E)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho U E) + \nabla \cdot (U p) - \nabla \cdot (\tau \cdot U) + \nabla \cdot (-k \nabla T) = 0$$
(3)

Burada ρ, **U**, T, p, E, t, **τ**, k sırasıyla yoğunluk, hız vektörü, sıcaklık, basınç, toplam enerji, zaman, gerilim tensörü ve ısıl iletkenliği temsil etmektedir. Hesaplama alanında yüksek sıcaklıklar oluşmasına bağlı olarak ısıl olarak mükemmel gaz (*thermally perfect gas*) yaklaşımı uygulanmıştır [Anderson, 2000]. Bu yaklaşıma göre, akışkanın termodinamik özellikleri sıcaklığa bağlı olarak NIST-JANAF tabloları kullanılarak hesaplanmıştır [Chase, 1998]. Viskozite için düşük entalpiye sahip bu çalışmada geçerliliğini koruyan Sutherland yasası kullanılmıştır [Greenshields *vd.*, 2010].

#### Hesaplamalı çözücü

Hesaplamalar sonlu hacimler yöntemi temelli açık kaynak kodlu bir Navier-Stokes çözücüsü olan OpenFOAM yazılımıyla yapılmıştır. Bu yazılım içerisinde de OpenFOAM'un mevcut birkaç sıkışabilir Navier-Stokes çözücüsünden biri olan rhoCentralFoam kullanılmıştır. Yoğunluk temelli olan bu çözücü sırasıyla zamanda ve uzayda birinci ve ikinci mertebeden doğruluğa sahiptir [Greenshields *vd.*, 2010]. Çözücü, Kurganov ve Tadmor'un merkezi *upwind* ayrıklaştırma şemalarını [Kurganov ve Tadmor, 2000] kullandığı için akış alanındaki şok ve benzeri süreksizlikleri salınımsız bir şekilde temsil edebilmektedir. Oluşturulan 3-B hesaplama ağının büyüklüğünden dolayı, hesaplama ağı 84 çekirdeğe dağıtılarak İTÜ Ulusal Yüksek Başarımlı Hesaplama Merkezi'nde çözülmüştür.

### SONUÇLAR

### Deneyle karşılaştırma

Bu bölümde temel alınan deneyle elde edilen 2-B ve 3-B çözümler karşılaştırılmıştır. İlk olarak, şok yapılarının nitel karşılaştırması Şekil 4'te yapılmıştır. Şekil 4'te solda 150 µs anında deneyden alınan Schlieren görüntüsü, sağda ise bu görüntü üzerine bindirilen 2-B ve 3-B yoğunluk gradyan konturları sırasıyla kırmızı ve yeşil renklerle verilmiştir. 3-B görüntü rampa genişliğinin ortasından alınan kesitten oluşturulmuştur.



Şekil 4: 150 µs anında deneyden alınan Schlieren görüntüsü (solda) [Swantek, 2012] deney görüntüsü üzerine eklenen sırasıyla kırmızı ve yeşil renkle 2-B ve 3-B yoğunluk gradyan konturları (sağda)

Şekil 4 solda deney görüntüsünde hücum kenarı şoku (LS) ve eğri şok (BS) nispeten belirgindir. Şekil 4 sağda 2-B ve 3-B yoğunluk gradyan konturları birebir hücum kenarı şokuyla üst üste binmiştir. Durna vd. 150 ve 270 µs anlarında deney görüntüleriyle 2-B sonuçlar arasında gayet uyumlu sonuçlar elde ettiler [Durna vd., 2016]. 3-B eğri şok mesafesinin 2-B'den akımaltına doğru geride kaldığı görülmektedir. Ayrıca 2-B sonuçlarda ayrılma bölgesi içerisinde ek ayrılma şokları görülürken 3-B sonuçlarda ek şok oluşmamaktadır. Schlieren görüntüsünde ayrılma bölgesi içerisinde yeni şoklar oluşup oluşmadığı belirgin değildir. Şekil 5'te rampa duvarları üzerindeki deney, 2-B ve 3-B sonuçlar için elde edilen ısı akısı dağılımı verilmiştir. Hesaplama süresi içerisindeki minimum ve maksimum ısı akısı dağılımları 2-B ve 3-B sonuçlar için aynı renkte iki farklı eğriyle temsil edilmiştir.



Şekil 5: Rampa duvarları üzerindeki ısı akısı dağılımı

Zamana göre ortalama 2-B ısı akısı deney verisiyle oldukça uyumludur [Durna *vd.*, 2016]. Şekil 5'te görüleceği üzere, 2-B ısı akısı dağılımı rampa köşesi civarında (ayrılma bölgesinde) ve ikinci rampa üzerine çarpan (TS) şok noktasında sıçramalar göstermektedir. 3-B ısı akısı minimum ve maksimum değişimleri ise ayrılma bölgesi ve TS çarpma noktası civarında 2-B'ye göre daha az saçılmaktadır. Bu durum rampa üzerinde oluşan yüksek ısınma noktalarının tahminlerinde 3-B sonuçların daha tutarlı olacağını göstermektedir. Ancak 3-B maksimum ısı akısı noktası 2-B'ye göre akımaltında kalmaktadır. Bu durum Şekil 4'teki eğri şok ile hücum kenarı şoklarının kesişim noktası olan üçlü noktanın (TP) konumunda da görülmektedir.

#### Zamana bağlı 2-B ve 3-B şok etkileşimleri

Bu bölümde deney süresi içerisinde zamana göre 2-B ve 3-B şok etkileşimlerinde meydana gelen değişiklikler incelenmiştir. Şekil 6'ta 50 µs aralıklarla 2-B yoğunluk gradyanı konturları Şekil 4'e benzer olarak 3-B orta kesitteki yoğunluk gradyan konturlarıyla üst üste bindirilerek kırmızı ve yeşil renklerle gösterilmiştir. t=50 ve 100 µs'de hem 2-B hem de 3-B şok dalgaları birebir üst üste yer almaktadır. 150 µs anında LS ve ayrılma şoku (SS) 2-B ve 3-B sonuçlarda aynı iken 3-B yoğunluk gradyan konturlarında (yeşil renk) BS ve dolayısıyla TP akımaltında kalmaktadır. 200 µs anında 3-B konturlarda SS LS ile kesişmekte, kırılan SS ile oluşan TP artık 2-B'ye göre daha fazla akımaltında kalmaktadır. 2-B ve 3-B eğri şokları arasında kalan mesafe ilerleyen anlarda daha da artmaktadır. 2-B sonuçlarda 150 µs ve sonrasında rampa köşesi civarında yer alan ayrılma bölgesi içerisinde ek şok dalgaları oluşmaktadır. 3-B sonuçlarda rahatlama etkisinden kaynaklı ayrılma bölgesi içerisinde daha az ayrılma baloncuğu oluşmakta ve dolayısıyla daha az ek şok dalgaları görülmektedir.



Şekil 6: 50 µs aralıklarla 2-B ve orta kesitteki 3-B yoğunluk gradyan konturlarının üst üste sırasıyla kırmızı ve yeşil renkle gösterimi

Özetle, 2-B ve 3-B yoğunluk gradyan konturlarında ilk anlarda birebir aynı şok yapıları görülürken ilerleyen zamanlarda 3-B şok yapıları 2-B'den farklılaşmaktadır.

### Rampa genişliği boyunca şok yapılarının değişimi

Bu bölümde şok yapıları üzerinde 3-B etkiler incelenmiştir. Şekil 7'de rampanın orta kesitinden (z=0.50) rampa kenarına (z=1.00) doğru eşit aralıklarla alınan kesitlerdeki yoğunluk gradyan konturları beyaz renkli ses hattı (M=1) çizgileriyle ile birlikte verilmiştir. Şekil 7 (a)'da rampa orta kesitindeki yoğunluk gradyan konturu ve ses hattı görülmektedir. Ses hattı çizgisi sesaltı ve sesüstü hız bölgelerini birbirinden ayırmaktadır. Şekil 7 (b)'de yani z=0.67'de BS arkasında ve ayrılma bölgesinde sesaltı bölge oluşmaktadır. Şekil 7 (b)'de yani z=0.67'de BS arkasındaki sesaltı bölge bir miktar küçülmüştür. Bu küçülme BS'nin şiddetinin (gücünün) azaldığını göstermektedir. Ayrılma şoku akımaltına doğru gerilemiş ve dolayısıyla ayrılma bölgesi daralmıştır. Şekil 7 (c)'de BS arkasında sesaltı bölgenin küçülmeye, SS'nin akımaltına hareket etmeye, ayrılma bölgesinin küçülmeye devam ettiği görülmektedir. Ayrıca bu anda TP noktasının rampa yüzeyine doğru yaklaştığı ve ayrılma bölgesi kalınlığının azaldığı dikkat çekmektedir. Şekil 7 (d)'de yani rampa kenarında BS arkasındaki bölgenin oldukça küçüldüğü, SS'nin rampa köşesine yaklaştığı ve ayrılma bölgesi kalınlığının çok azaldığı görülmektedir. Akım alanının 3-B olmasından dolayı rampa

kenarlarından kaçabilen akım bahsedilen etkileri meydana getirmektedir. Bu etkilere 3-B rahatlama etkisi denmektedir ve 3-B rahatlama etkisinin rampa kenarlarından orta kesite kadar etkili olduğu görülmektedir. Bahsedilen farklılıklar Komives vd. (2014) ve Reinert vd. (2017) çalışmalarında da görülmüştür. Bu sebeple, iki boyutlu çözümler ile üç boyutlu çözümler arasında farklılığın sebebi 3-B rahatlama etkileridir.



Şekil 7: 300 μs anında rampa genişliği boyunca eşit aralıklarla alınan (a) z=0.50 (b) z=0.67 (c) z=0.84 (d) z=1.00 için yoğunluk gradyan konturları

# DEĞERLENDİRMELER

Bu çalışmada M=7 hızında iki açılı rampa geometrisi üzerindeki akış iki ve üç boyutlu, laminer bir Navier-Stokes çözücüsüyle hesaplamalı olarak incelenmiştir. İki ve üç boyutlu elde edilen yoğunluk gradyan konturları ve ısı akısı dağılımları yardımıyla sonuçlar deney verileriyle karşılaştırılmıştır. 2-B ve 3-B sonuçların ikisinde de akışın daimi olmadığı görülmüştür. 2-B ve 3-B için yoğunluk gradyan konturları analiz süresinin başlarında Schlieren görüntüleriyle birebir örtüşmektedir. Ancak ilerleyen zamanlarda 3-B yoğunluk gradyan konturları Schlieren görüntülerin uzaklaşmaktadır. Bu durumun 3-B rahatlama etkilerinden kaynaklandığı gösterilmiştir. Zamana göre ısı akısı dağılımlarında 2-B sonuçlara göre 3-B sonuçların deney verileriyle daha tutarlı olduğu fakat TP çarpma noktasının akımaltına doğru kaydığı gözlenmiştir.

# TEŞEKKÜR

Bu bildiride sunulan çalışmalar İstanbul Teknik Üniversitesi (BAP, 39600) ve TUBITAK (215M907) projelerinin desteğiyle hazırlanmıştır. Ayrıca Ulusal Yüksek Başarımlı Hesaplama Merkezi'nin 5004292016 numaralı desteğiyle hesaplama kaynakları sağlanmıştır.

# Kaynaklar

Anderson, J. D. 2000. *Hypersonic and High Temperature Gas Dynamics*. American Institute of Aeronautics and Astronautics. Available at: http://books.google.com.tr/books?id=G0u7e71QBakC.

At, A. ve Celik, B. 2015. *Hypersonic flows of air and nitrogen over a double wedge geometry*, içinde International Conference on Computational Heat and Mass Transfer. Istanbul: NIT.

AVT-205, N. 2014. Assessment of Predictive Capabilities for Aerothermodynamic Heating of Hypersonic Systems (AVT-205). Available at: https://www.cso.nato.int/ACTIVITY\_META.asp?ACT=1618.

Badr, M. A. ve Knight, D. D. 2014. *Shock Wave Laminar Boundary Layer Interaction Over a Double Wedge in a High Mach Number Flow*, içinde 52nd Aerospace Sciences Meeting. National Harbor, Maryland: AIAA. doi: doi:10.2514/6.2014-113610.2514/6.2014-1136.

Bertin, J. J. ve Cummings, R. M. 2003. *Fifty years of hypersonics: where we've been, where we're going*, Progress in Aerospace Sciences, 39(6–7), ss. 511–536. doi: 10.1016/S0376-0421(03)00079-4.

Chase, M. W. 1998. NIST-JANAF thermochemical tables. Editor NIST.

Durna, A. S., El Hajj Ali Barada, M. ve Celik, B. 2016. *Shock interaction mechanisms on a double wedge at Mach 7*, Physics of Fluids, 28(9). doi: 10.1063/1.4961571.

Greenshields, C. J. vd. 2010. Implementation of semi-discrete, non-staggered central schemes in a colocated, polyhedral, finite volume framework, for high-speed viscous flows, International journal for numerical methods in fluids, 63(1), ss. 1–21.

Hu, Z. M. vd. 2010. Reconsideration of inviscid shock interactions and transition phenomena on double-wedge geometries in a  $M \approx = 9$  hypersonic flow, Theoretical and Computational Fluid Dynamics, 24(6), ss. 551–564. doi: 10.1007/s00162-010-0188-4.

Hu, Z. M., Myong, R. S. ve Cho, T. H. 2009. *Numerical study of shock interactions in viscous, hypersonic flows over double-wedge geometries*, Shock Waves. Springer, 1, ss. 671–676. doi: 10.1007/978-3-540-85168-4\_108.

Knight, D. vd. 2017. Assessment of predictive capabilities for aerodynamic heating in hypersonic flow, Progress in Aerospace Sciences, 90(February), ss. 39–53. doi: 10.1016/j.paerosci.2017.02.001.

Komives R., J., Nompelis, I. ve Candler V., G. 2014. *Numerical Investigation of Unsteady Heat Transfer on a Double Wedge Geometry in Hypervelocity Flows*, içinde 44th AIAA Fluid Dynamics Conference. Atlanta, GA: AIAA. doi: doi:10.2514/6.2014-2354 10.2514/6.2014-2354.

Kurganov, A. ve Tadmor, E. 2000. *New high-resolution central schemes for nonlinear conservation laws and convection-diffusion equations*, Journal of Computational Physics, 160(1), ss. 241–282. doi: DOI 10.1006/jcph.2000.6459.

Reinert, J. D. vd. 2017. Three-Dimensional Simulations of Hypersonic Double Wedge Flow Experiments, içinde 47th AIAA Fluid Dynamics Conference, ss. 1–16. doi: 10.2514/6.2017-4125.

Schrijer, F. F. J., Scarano, F. ve Oudheusden, B. W. 2006. *Application of PIV in a Mach 7 double-ramp flow*, Experiments in Fluids, 41(2), ss. 353–363. doi: 10.1007/s00348-006-0140-y.

Swantek, A. 2012. *The role of aerothermochemistry in double cone and double wedge flows*, Ph.D. Thesis. Ph.D. University of Illinois at Urbana-Champaign, s. University of Illinois. Available at: http://hdl.handle.net/2142/42313.

Swantek, A. B. ve Austin, J. M. 2012. *Heat Transfer on a Double Wedge Geometry in Hypervelocity Air and Nitrogen Flows*, içinde 50th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Nashville, Tennessee: AIAA. doi: doi:10.2514/6.2012-28410.2514/6.2012-284.

Swantek, A. B. ve Austin, J. M. 2015. *Flowfield Establishment in Hypervelocity Shock-Wave/Boundary-Layer Interactions*, AIAA Journal. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 53(2), ss. 311–320. doi: 10.2514/1.j053104.