

## HİPERSONİK AKIŞTA İKİ AÇILI RAMPA ETRAFINDAKİ AKIŞIN HESAPLAMALI YÖNTEMLERLE MODELLENMESİ

Ahmet Selim Durna<sup>1</sup>, Bayram Çelik<sup>2</sup>

İstanbul Teknik Üniversitesi, İstanbul

### ÖZET

*Bu çalışmada hipersonik akışta iki açılı rampa geometrisi üzerindeki karmaşık şok etkileşim mekanizmaları incelenmiştir. Akış iki boyutlu, daimi olmayan ve sıkışabilir açık kaynak kodlu bir Navier-Stokes çözücüsü kullanılarak modellenmiştir. Mach sayısı 7 olan ve düşük entalpiye sahip akışta gerçekleştirilen bir deney temel alınmış ve bu çalışmada elde edilen çözümler deney sonuçlarıyla karşılaştırılmıştır. Elde edilen yoğunluk gradyanları ve Schlieren görüntüleri karşılaştırıldığında, sonuçların deney sonucuyla neredeyse birebir örtüştüğü görülmüştür. Şok sınır tabaka etkileşiminin meydana getirdiği zamanda değişim ve değişimi tetikleyen mekanizma, farklı anlardaki şok yapılarından yararlanılarak anlaşılmaya çalışılmıştır. Hesaplamalarda iki açılı rampanın sonunda ortaya çıkan genişleme köşesinin etkisi de incelenmiştir.*

### GİRİŞ

Hipersonik akışta şok-şok ve şok-sınır tabaka etkileşimleri yüzey ısı transferi ve sürtünme katsayısının dramatik bir şekilde değişimine sebep olabilmekte ve yüzey üzerinde hareketli ayrılma baloncuklarının meydana gelmesine sebep olabilmektedir. Bu etkileşimler yüksek ısı ve basınç yüklerine sebep olup hipersonik araçların yapısal bütünlüğünü ve performansını etkileyebilmektedir [Bertin ve Cummings, 2003]. Ters basınç gradyanlarından dolayı birinci rampa yüzeyinin üzerinde akım ayrılması meydana gelip yeni şokların oluştuğu ve karmaşık şok etkileşim mekanizmalarının görüldüğü iki açılı rampa geometrisi, bu konunun incelenmesinde literatürde sıkça kullanılmaktadır [At ve Çelik, 2015; Swantek ve Austin, 2014; Komives vd., 2014; Badr ve Knight, 2014; Swantek ve Austin, 2012; Hu vd., 2010; Hu vd., 2009; Schrijer, van Oudheusden, vd., 2006]. İki açılı rampa geometrisi üzerinde yapılan çalışmalarda deneyler ile sayısal çözümler arasında tutarsızlıklar görülmüş ve bu geometri üzerinde farklı serbest akım koşullarında hala anlaşılammış birçok konu bulunmaktadır [AVT-205, 2014].

Şüphesiz ki, aerodinamik hesaplamaların doğruluğunda kullanılan çözüm ağının özellikle yüzeye dik doğrultuda ve şok civarındaki kalitesi çok önemlidir. Pan vd. (2010) hipersonik hızlarda yaptıkları çalışmada, özellikle duvar yakınındaki ağ mesafesinin ısı transferi hesaplaması üzerinde anahtar faktör olduğunu göstermişlerdir. Hoffmann vd. (1991) da benzer olarak ısı akısının duvar yakınındaki ağ yapısına bağımlılığını göstermiştir. Alter (2004) ise yapısal ağ kalitesinin hesaplama sonuçları üzerine etkisi üzerine çalışmış ve hipersonik akışlarda ısı akısı ve sürtünme katsayısının hesaplanmasında ağ dikliğinin (orthogonality) yardımını göstermiştir. Zhang ve Yu (2013) viskoz ve viskoz olmayan akışlar arasında güçlü etkileşimlerin olduğu hipersonik akışlarda

<sup>1</sup> Araştırma görevlisi, Uzay Müh. Böl., E-posta: durnaa@itu.edu.tr

<sup>2</sup> Yard.Doç.Dr., Uzay Müh. Böl., E-posta: celikbay@itu.edu.tr

ağ boyutları için teorik bir yöntem önermiştir. Yine bu tür akışların sayısal çözümlerinde Gnoffo (2001) ayrılma noktasının yerinin belirlenmesinde ağ sıklığının seviyesine aşırı hassas olduğunu belirtmiştir.

Ben-Dor vd. (2003) Mach 9'da iki boyutlu viskoz olmayan akış koşullarında yaptıkları çalışmada 7 şoklu etkileşim mekanizmasından 6 şoklu etkileşime geçiş olduğunu raporlamışlardır. Hu vd. iki açılı rampa geometrisi üzerinde farklı rampa açıları ve Mach sayıları için viskoz olmayan şok etkileşim yapılarını incelemişlerdir [Hu vd., 2008]. Onlar çalışmalarında farklı şok yapıları arasında salınımlar olduğunu gözlemlenmişlerdir. Ayrıca sadece ikinci rampa üzerinde viskoz etkilerin hesaba katıldığı bir ön sonuçları da yayınlamışlardır.

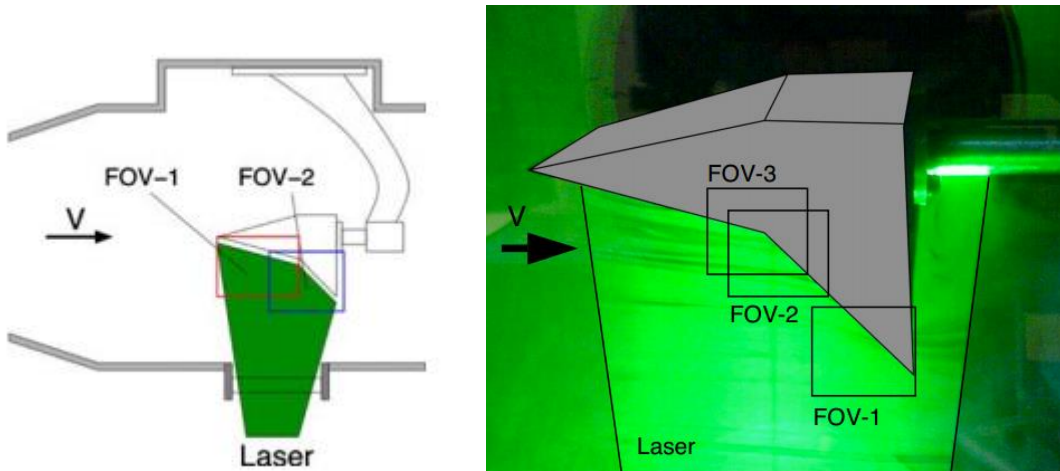
Hipersonik hızlarda iki açılı rampa geometrisi üzerindeki akış fiziğini inceleyen az sayıda deneysel çalışma bulunmaktadır [Swanek ve Austin, 2014, 2012; Schrijer, van Oudheusden, vd., 2006]. Bu çalışmada Schrijer, van Oudheusden, vd. (2006) gerçekleştirdikleri deneyle birebir uyumlu olacak şekilde Mach sayısının 7 olduğu ilk rampa açısının  $15^\circ$ , ikinci rampa açısının  $45^\circ$  olduğu geometri üzerindeki akış incelenmiştir. Durna vd. (2016) daha önce Swanek (2012)'in gerçekleştirdiği deneyi 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.

Bu çalışmanın amacı, öncelikle Schrijer, van Oudheusden, vd. (2006)'nin deneylerini yapmış oldukları iki açılı rampa geometrisi üzerindeki akışı hesaplamalı olarak doğrulamak ve şok yapılarının etkileşimlerini incelemektir. Ayrıca hesaplama alanında ikinci rampa yüzeyi sonrasında genişleme köşesinin etkisi de incelenecektir.

## YÖNTEM

### Geometri

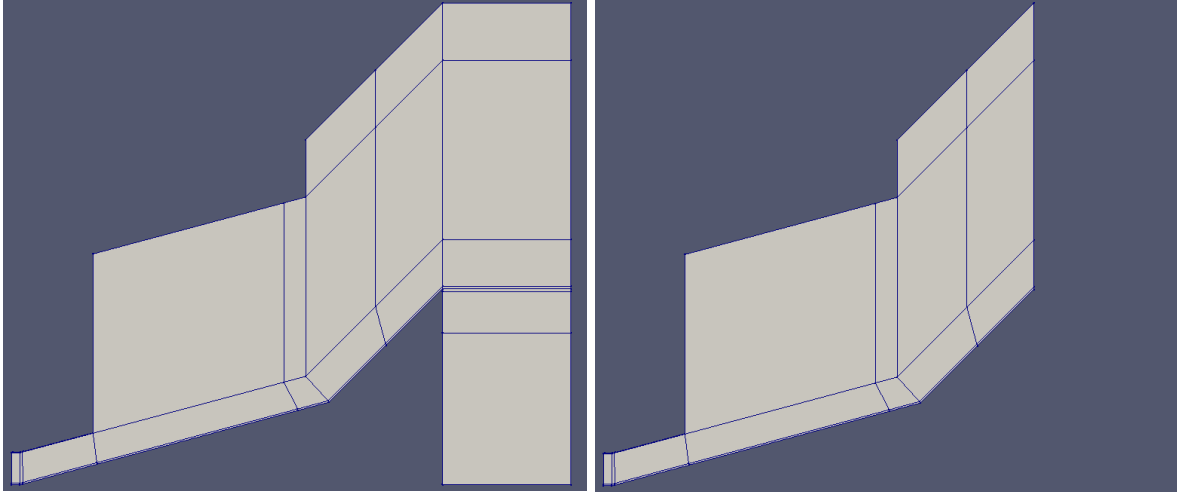
Geometri olarak Schrijer vd. (2006)'nin Ludwig tipi bir rüzgar tüneline gerçekleştirdikleri iki açılı rampa geometrisi deneyi temel alınmıştır. Rampanın akış yönünde ilk ve ikinci açıları sırasıyla  $15^\circ$  ve  $45^\circ$ 'dir. Şekil 1'de geometrinin şematik görünümü ve deney odasındaki yerleşimi gösterilmiştir. Modelin ilk ve ikinci kenar uzunlukları sırasıyla 100 ve 50 mm'dir.



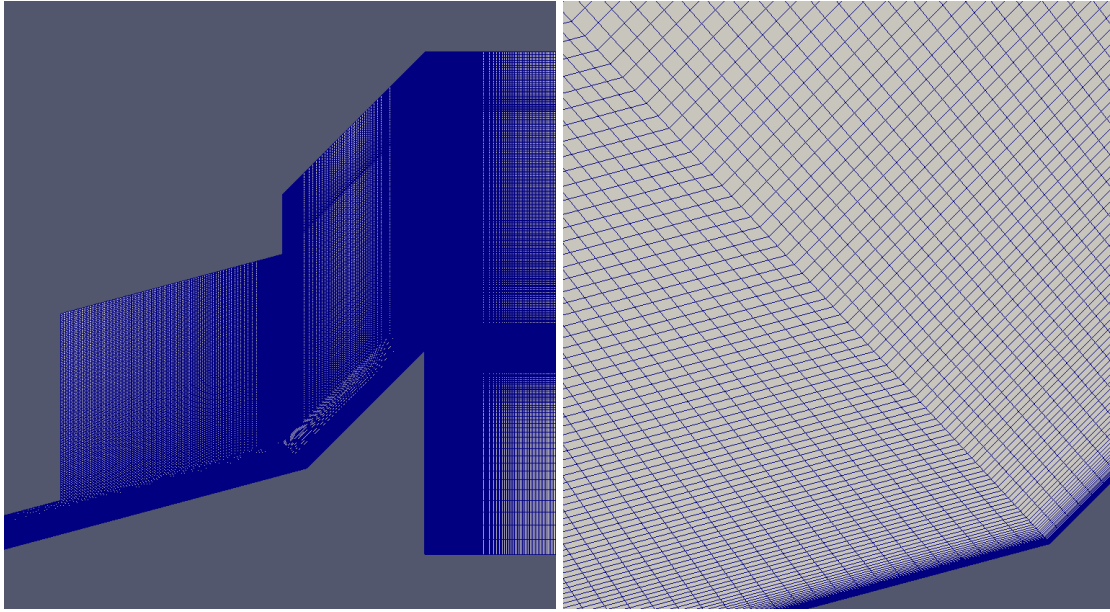
Şekil 1: İki açılı rampa geometrisinin şematik görünümü [Schrijer, Scarano, vd., 2006; Schrijer, van Oudheusden, vd., 2006]

### Çözüm Ağı ve Sayısal Analiz

Hesaplamlarda yaklaşık 231 bin hücre içeren birden çok bloktan oluşan yapısal bir çözüm ağı kullanılmıştır. Genişleme köşesi varlığının şok yapıları üzerindeki etkisini incelemek için 2 farklı akış alanı oluşturulmuştur. Oluşturulan akış alanları Şekil 2'de gösterilmiştir. Genişleme köşesine içeren 30 bloğa sahip yapısal çözüm ağı yakından ve genel olarak Şekil 3'de gösterilmiştir. Çözüm ağı rampa kenarlarının yakınlarında akıma dik yönde oldukça yoğun ağ bulunan ayrı bloklarla temsil edilmiştir.



Şekil 2: Genişleme köşesi sonrası hesaplama alanı içeren (solda) ve içermeyen (sağda) akış alanı Schrijer vd.'nin deneylerinde kullandıkları serbest akım koşulları sayısal hesaplamalarda da aynı şekilde kullanılmıştır. Sırasıyla Mach sayısı, statik basınç ve hız 7, 700 Pa ve 900 m/s'dir. Serbest akım koşulları, sınır koşulu olarak çözüm ağının sol ve üst kenarlarına verilmiştir. Çözüm ağının sağında ise hız, sıcaklık, basınç değerleri için *zero gradient* koşulu girilmiştir. Solda ilk bloğun alt yüzeyinde kayma sınır şartı uygulanmıştır. Rampa yüzeyleri üzerinde hız ve sıcaklık için sırasıyla kaymama şartı ve sabit 300K değeri verilmiştir. t=0 anında akış alanının tamamında uniform serbest akım koşulları uygulanmıştır. Hesaplama zaman adımı olarak 1 ns, toplam çözüm süresi olarak 1000  $\mu$ s alınmıştır.



Şekil 3: Çözüm ağının genel görünümü (solda) ve sıkışma kenarının yakınında çözüm ağının ayrıntılı görünümü (sağda)

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

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

$$\frac{\partial (\rho \mathbf{U})}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{U} \mathbf{U}) + \nabla \cdot p - \nabla \cdot \boldsymbol{\tau} = 0 \quad (2)$$

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

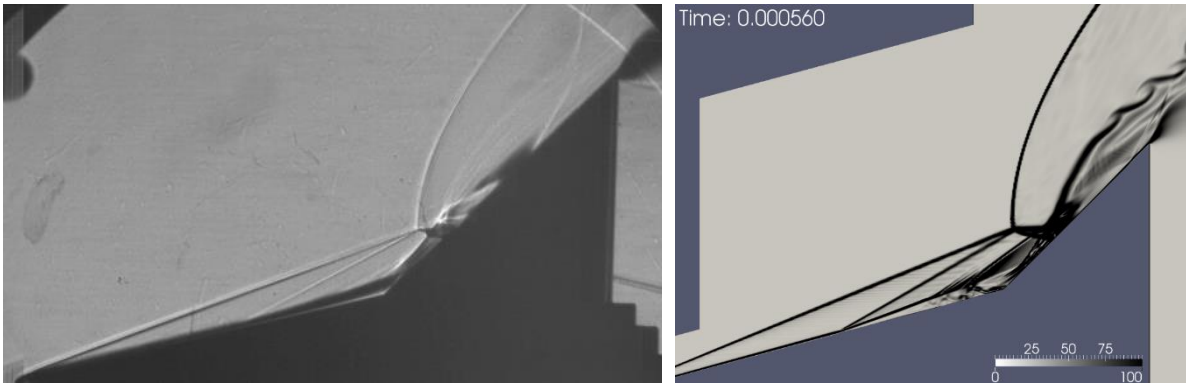
Burada  $\rho$ ,  $U$ ,  $T$ ,  $p$ ,  $E$ ,  $t$ ,  $\tau$ ,  $k$  sırasıyla yoğunluk, hız vektörü, sıcaklık, basınç, toplam enerji, zaman, gerilme tensörü ve ısı iletkenliği temsil etmektedir. Viskozite için düşük entalpiye sahip bu analizde geçerliliğini koruyan Sutherland yasası kullanılmıştır.

Hesaplamlarda sonlu hacimler yöntemi temelli sıkışabilir bir Navier-Stokes çözücüsü kullanılmıştır. Çözücü, rhoCentralFoam, açık kaynak kodlu OpenFOAM yazılımının sıkışabilir akış çözücülerinden birisidir. Çözücü sırasıyla zamanda ve uzayda birinci ve ikinci mertebeden doğruluktadır.

## SONUÇLAR

### Deneyle karşılaştırma

Şekil 4'de 560  $\mu\text{s}$  için test geometrisi üzerinde elde edilen yoğunluk gradyan konturları ile Schrijer vd.'nin deneyindeki Schlieren görüntüleri karşılaştırılmıştır. Üç boyutluluk etkisi, deney geometrisinin pürüzlülüğü vb. birçok etken olmasına rağmen, görüldüğü üzere sayısal hesaplamayla elde edilen şok mekanizması ve şokların mesafesi hemen hemen aynıdır. Hücum kenarı, ayrık ve ayrılma şokları neredeyse aynı konumlarda ve bu üç şokun kesişim noktası olan üçlü noktada deney ile aynı konumdadır.

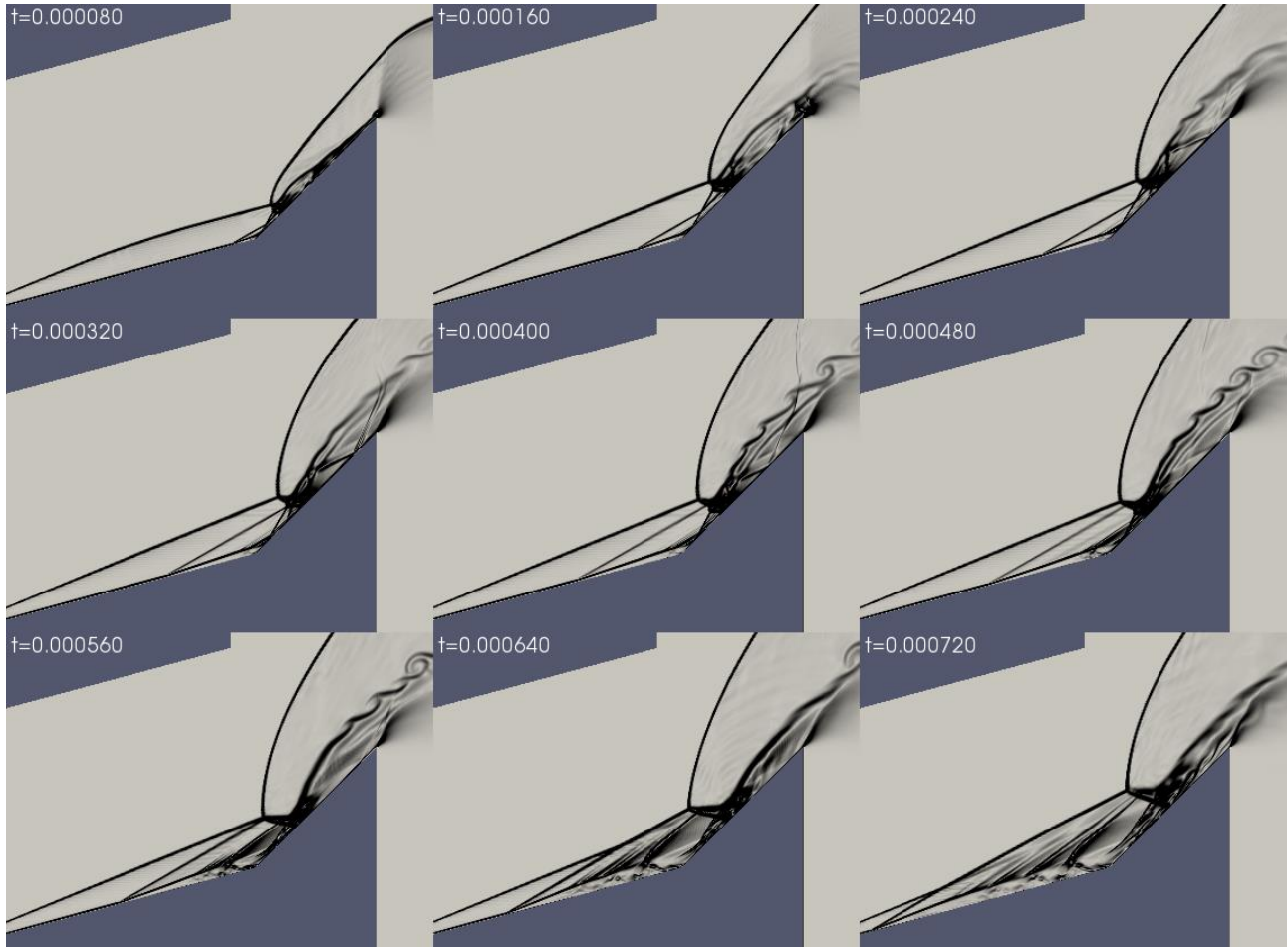


Şekil 4: Schrijer vd.'nin Schlieren görüntüsü (solda) [Schrijer, van Oudheusden, vd., 2006] ve bu çalışmanın yoğunluk gradyan değerleri (sağda)

### Zamana bağlı şok etkileşimleri

Bu çalışmadaki geometrik ve akım şartlarından dolayı akış alanı içerisinde sadece Edney Tip V görülmüştür. İki açılı rampa geometrisi üzerinde Edney Tip V gelişimi hakkında detaylı açıklamalar yazarların daha önceki çalışmasında [Durna vd., 2016] anlatılmıştır. Yoğunluk gradyan dağılımları Şekil 5'de verilmiştir. Sadece yoğunluk gradyan dağılımlarından karmaşık şok mekanizmalarının anlaşılması zor olduğundan şok mekanizmalarının daha iyi anlaşılması için ek olarak Mach kontur çizimleri Şekil 6'da verilmiştir. Şekil 6'da ses hızı kontur çizimlerinde beyaz çizgilerle gösterilmiştir.

80  $\mu\text{s}$ 'de sırasıyla ayrık şok (*Bow shock*-BS) ve hücum kenarı şokunun (*Leading edge shock*-LS) arkasında sesaltı ve sesüstü bölgeleri ayıran bir *contact discontinuity* (CD) görülmektedir. Sıkışma köşesinde (*Compression corner*-CC) oluşan ayrılma balonu (*Separation bubble*-SB) büyürken bir ayrılma şoku (*Separation shock*-SS) meydana gelir ve sıkışma köşesi şoku sıkışma dalgalarının birleşmesiyle güçlenir. Sırasıyla birinci ve ikinci rampa yüzeylerinden yayılan SS ve *reattachment* (RS) şokları birleşir ve 80  $\mu\text{s}$  anında *Mach stem* (MS) ile etkileşime girer. MS'in iki ucunda yer alan üçlü noktalardan ( $TP_1$  ve  $TP_2$ ) yayılan iki yeni *transmitted* şok dalgası,  $TS_1$  ve  $TS_2$ , sırasıyla CD ve ikinci rampa yüzeyi üzerine çarpmaktadır. Bu noktada şok arkasında artan basınçtan dolayı CD'nin yönü aniden değişir ve bir konveks köşe şeklini alır. Konveks köşede oluşan genişleme dalgası akışı hızlandırır. Konveks köşe  $t=560 \mu\text{s}$  ve sonrasında oldukça belirgin şekilde görülmektedir.



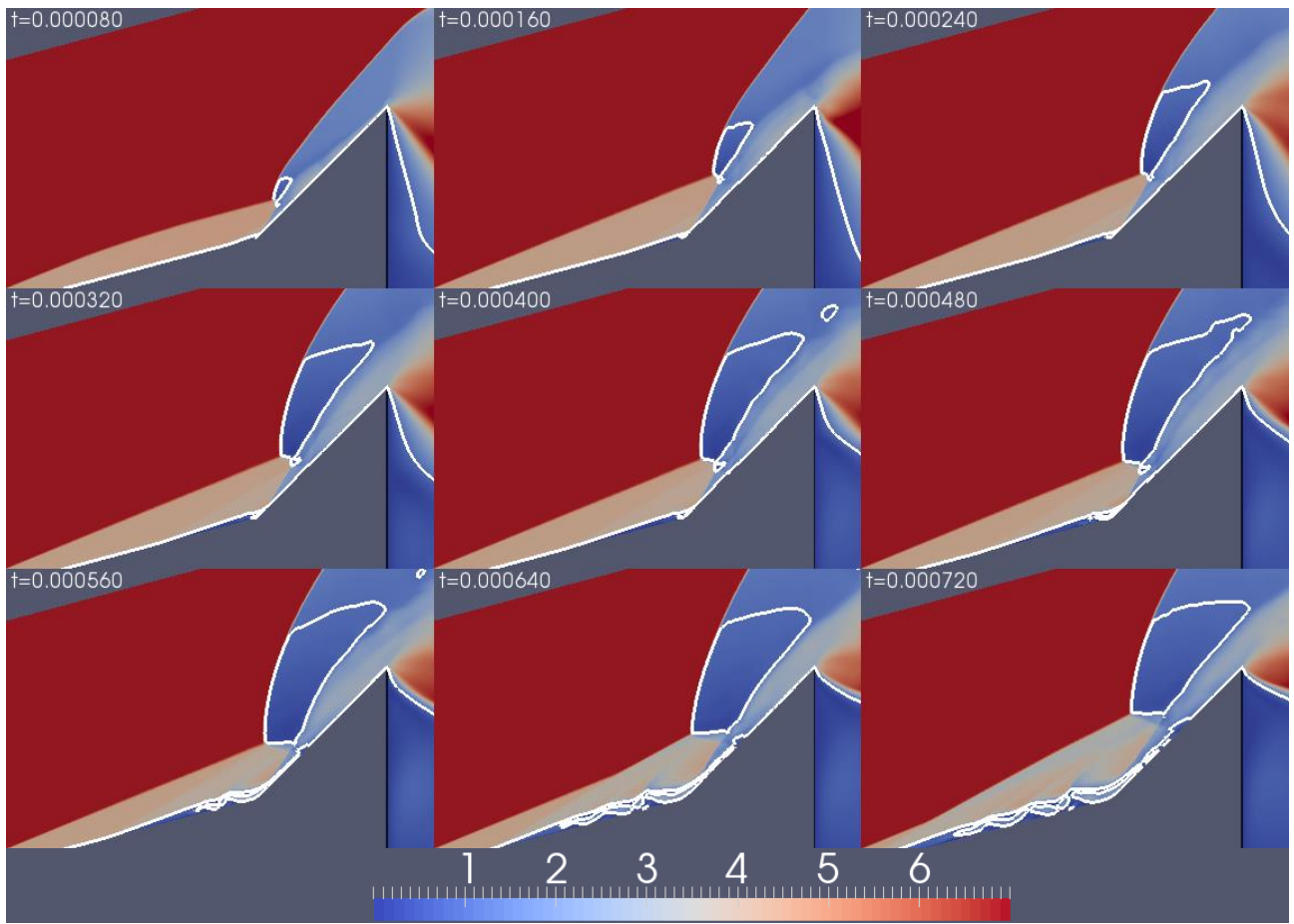
Şekil 5: Yoğunluk gradyan değişimleri

MS ve TS<sub>1</sub>'in arkasında subsonik bir bölge oluşmaktadır. 80  $\mu$ s anında görüldüğü üzere, SS RS'ye göre oldukça zayıftır. Kısmen zayıf, diğer bir *reattachment* şok, *induced reattachment shock* (RS<sub>i</sub>) ikinci rampa yüzeyi üzerinde TS'nin çarpışma noktasından sonra oluştuğu görülmektedir. TS'nin çarpma noktasının önünde oluşan yeni ayrılma şoku (SS; ayrılma baloncuğundan dolayı (TS'nin gücü ve çarpma açısı ile ilişkili olarak boyutu sınırlanır) kısmen zayıftır.

80 ve 160  $\mu$ s anları karşılaştırıldığında LS zaman ilerledikçe düzleşir ve dolayısıyla üçlü noktanın (TP) yeri değişir. Yer değiştirmenin bir sonucu olarak ikinci rampa yüzeyi üzerinde TS'nin çarpma noktası ve RS<sub>i</sub> genişleme köşesine doğru hareket eder. 180 ile 320  $\mu$ s arasında TS'nin çarpma noktası sabit kalır ve bu zaman sonrasında 500  $\mu$ s'e kadar CC'ye doğru hareket eder. BS 320  $\mu$ s anına kadar gelişimini sürdürür ve arkasında kalan sesaltı alan giderek büyür. 400 ile 560  $\mu$ s arasında CD'nin girdap caddesi benzeri bir yapıya dönüştüğü görülmektedir.

560  $\mu$ s sonrasında SS, LS ile etkileşime başlar ve onlar kırılırlar. Kırılan SS BS ile kesişirken kırılan LS; kırılan SS ve BS'nin etkileşim noktasından yayılan TS'le etkileşir. Kırılan SS, BS ve TS'nin etkileşim noktası artık birincil TP (BS, LS ve TS'nin etkileşimi şeklinde tanımlanırken) olarak kabul edilir. Duvar yüzeyi üzerindeki sınır tabakanın sonik hattı ve CD ile sınırlanan bölgedeki akım alanı 0 ile 720  $\mu$ s arasında süpersoniktir. 560  $\mu$ s ve sonrasında bu bölgede daralan-genişleyen bir akış alanı meydana gelir.

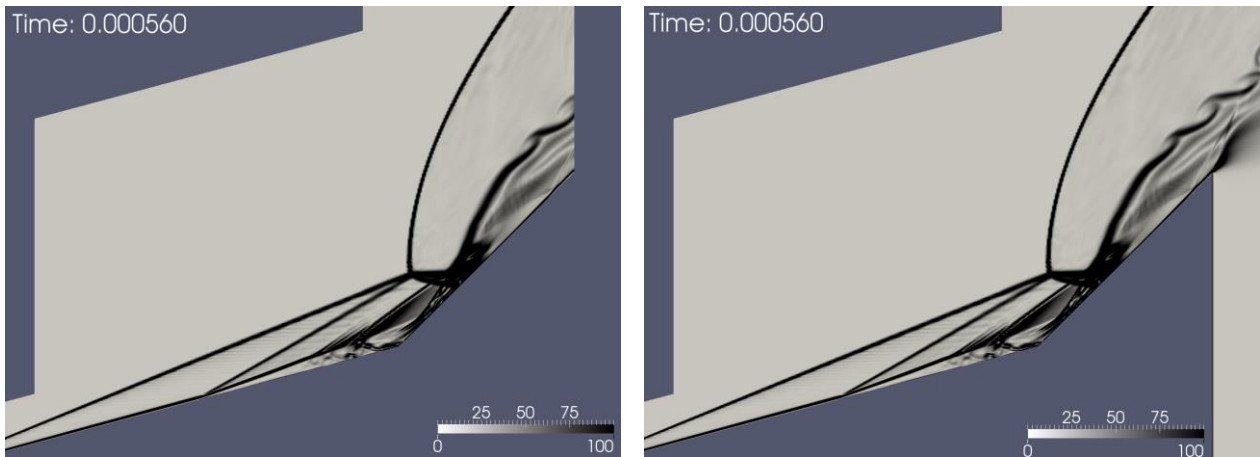




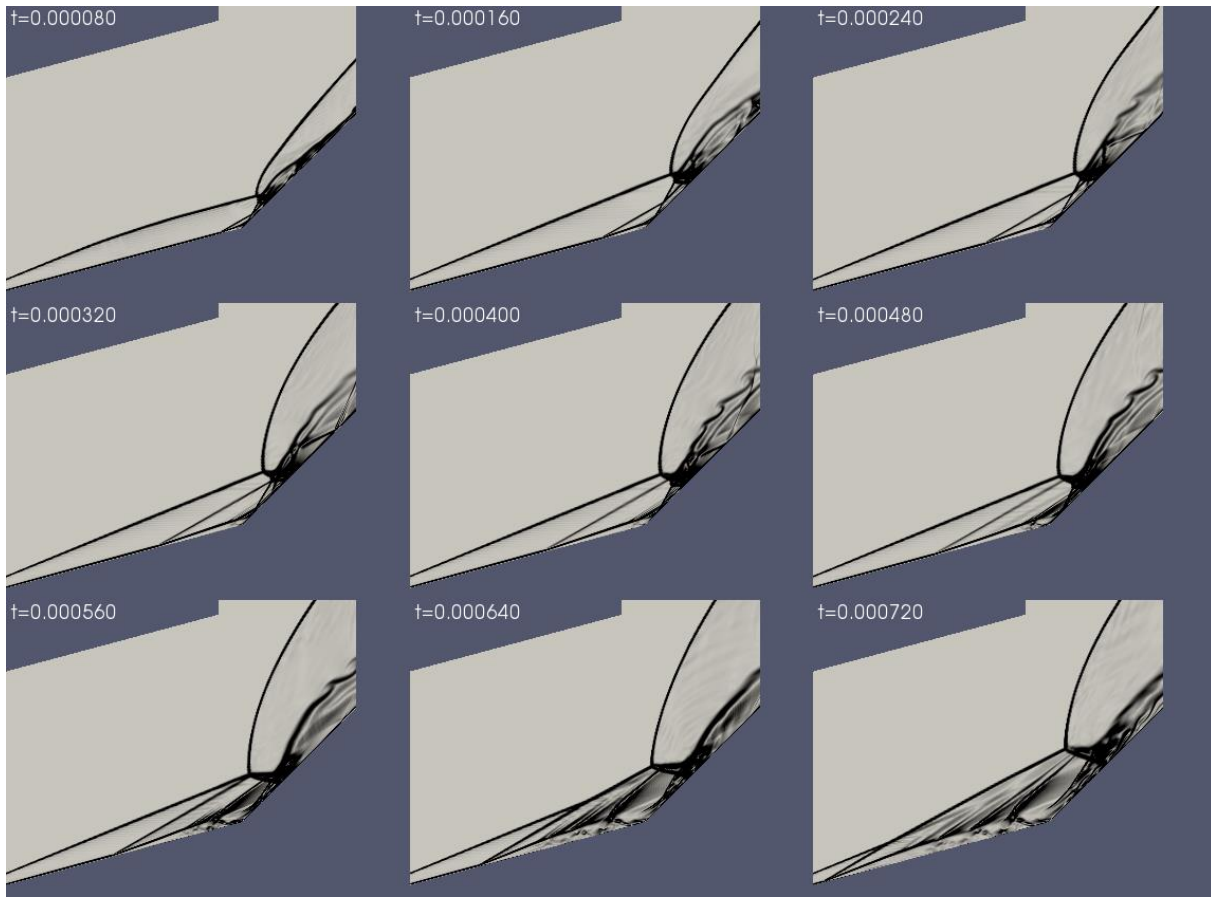
Şekil 6: Ses hızı çizgileriyle beraber Mach dağılımı

### Genişleme köşesi etkisi

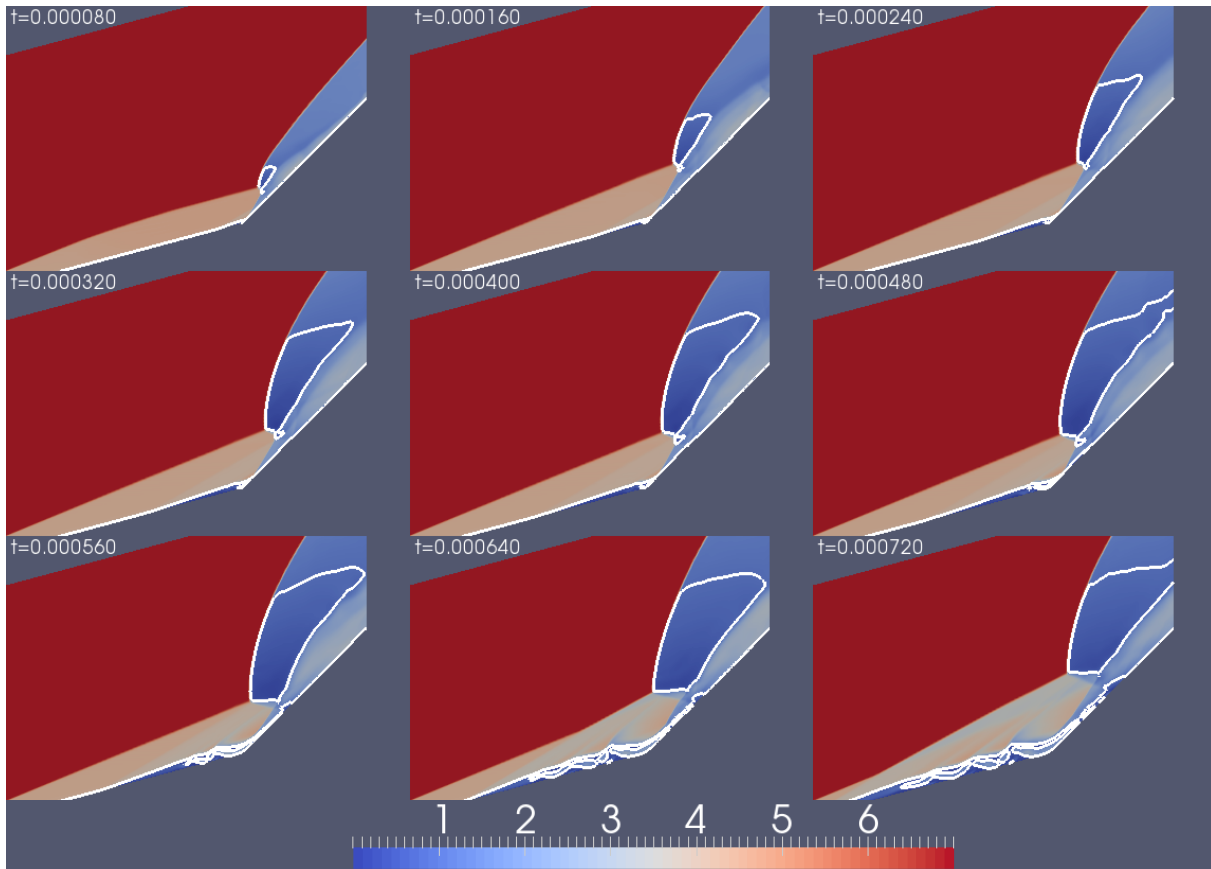
Şekil 7'de genişleme köşesi sonrası hesaplama alanı içeren/içermeyen ağ yapısında 560  $\mu$ s zamanı için yoğunluk gradyanı değişimleri karşılaştırılmıştır. Genişleme köşesi civarında çok az bir farklılık görünmesine rağmen rampa yüzeyleri üzerinde oluşan şoklar birebir aynıdır.



Şekil 7: Genişleme köşesi sonrası hesaplama alanı içermeyen (solda) ve içeren (sağda) ağ yapısında yoğunluk gradyanı değişimleri

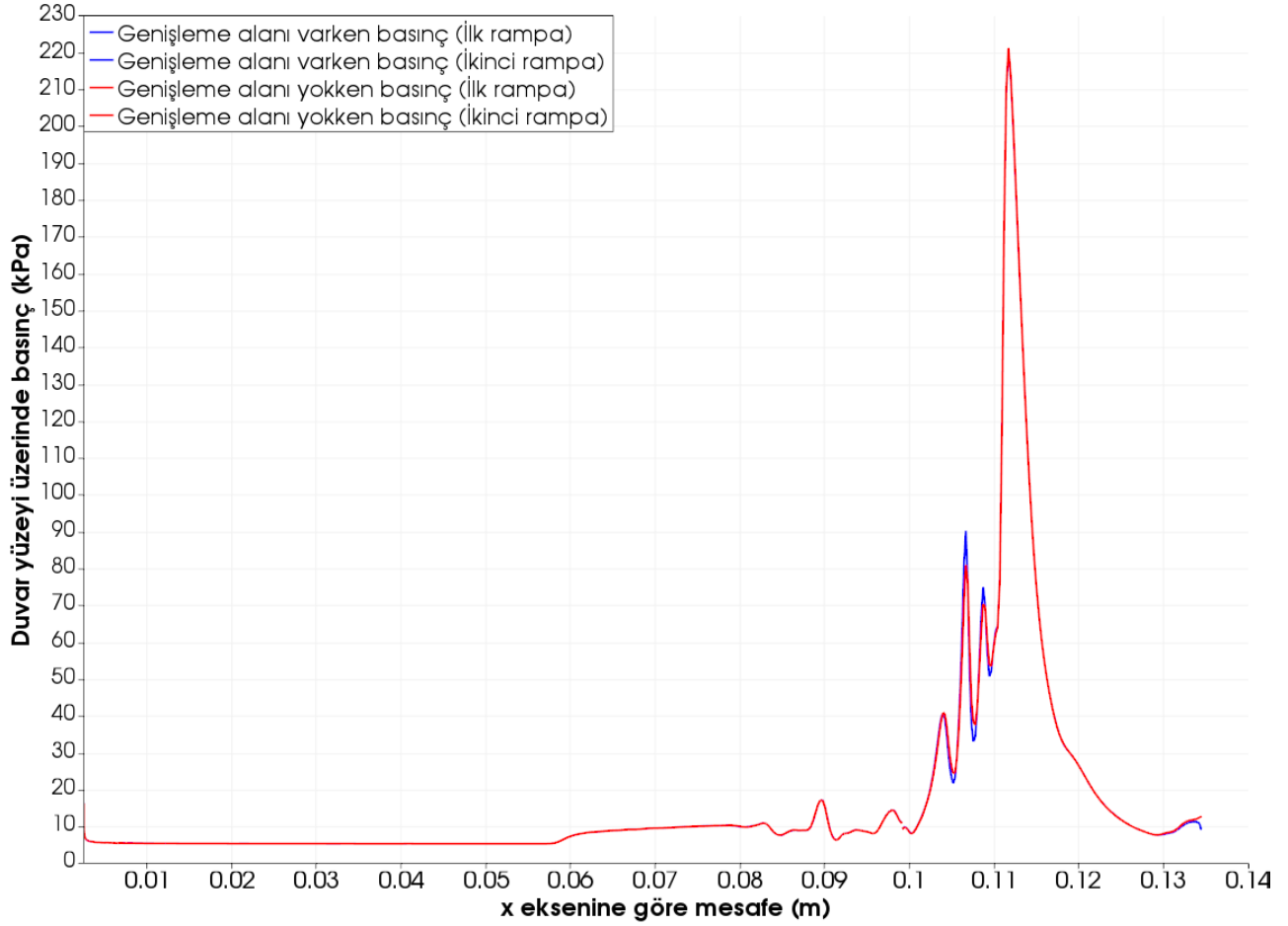


Şekil 8: Genişleme köşesi sonrası çözüm ağı içermeyen durumda yoğunluk gradyan değişimleri



Şekil 9: Ses hızı çizgileriyle beraber Mach dağılımı

Genişleme köşesi bulunan durum ile farklı zamanları karşılaştırabilmek için Şekil 8 ve Şekil 9'da yoğunluk gradyan değişimleri ve Mach kontur çizimleri verilmiştir. Verilen bütün zamanlarda şok yapıları üzerinde genişleme köşesinin etkisi olmadığı görülmektedir. Bu nitel karşılaştırmalara nicel bir karşılaştırma eklemek adına Şekil 10'da duvar yüzeyleri üzerindeki basınç dağılımları her iki durum için üst üste çizdirilmiştir.



Şekil 10: Duvar yüzeyleri üzerindeki basınç dağılımı

Birinci duvar yüzeyi üzerinde her iki durum arasında hiç fark görünmezken ikinci duvar yüzeyi üzerinde 0.11 civarında oluşan ani değişimlerde küçük farklılıklar görünmektedir. Şok yapılarından ve yüzey basınç değişimleri grafiğinden genişleme köşesi civarından akıma ters yönde yayılan bozuntuların etkili olmadığı anlaşılabilir.

## DEĞERLENDİRMELER

Bu çalışmada, iki açılı rampa üzerindeki viskoz akış için daimi olmayan şok-şok ve şok-sınır tabaka etkileşim mekanizmaları  $M=7$ 'de incelenmiştir. İkinci rampa açısının  $45^\circ$  olduğu bu çalışmada karmaşık etkileşim mekanizmaları görülmüş ve bu mekanizmalar anlaşılmaya çalışılmıştır. Şok mekanizması olarak Edney Tip V ve onun aşamaları haricinde başka bir etkileşim mekanizması görülmemiştir. Akışın çözüm alınan aralık boyunca daimi olmadığı görülmüştür. Rampa yüzeylerinden sonraki genişleme köşesinin varlığının şok yapıları üzerinde etkisinin olmadığı tespit edilmiştir. Şok etkileşim mekanizmasının yüzey üzerindeki ısı değişimlerini nasıl etkilediğinin irdelenmesi, üç boyutluluk etkileri bu çalışmanın devamı olarak faydalı olabilir.



## Kaynaklar

- Alter, S. 2004. 'A structured grid quality measure for simulated hypersonic flows.' in, *42nd aiaa aerospace sciences meeting and exhibit* (American Institute of Aeronautics and Astronautics).
- At, A., ve Celik, B. 2015. *Hypersonic flows of air and nitrogen over a double wedge geometry*, International Conference on Computational Heat and Mass Transfer, Istanbul.
- AVT-205, N. 2014. 'Assessment of predictive capabilities for aerothermodynamic heating of hypersonic systems (avt-205)', Accessed 4.01.2016. [https://www.cso.nato.int/ACTIVITY\\_META.asp?ACT=1618](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*, 52nd Aerospace Sciences Meeting, National Harbor, Maryland.
- Ben-Dor, G., Vasilev, E. I., Elperin, T., ve Zenovich, A. V. 2003. *Self-induced oscillations in the shock wave flow pattern formed in a stationary supersonic flow over a double wedge*, Physics of Fluids (1994-present), 15: L85-L88.
- 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: 511-36.
- Durna, A. S., Barada, M. E. H., ve Celik, B. 2016. *Shock interaction mechanisms on a double wedge at mach 7*, Physics of Fluids, in-print.
- Gnoffo, P. 2001. 'Validation studies for hypersonic flow prediction.' in, *39th aerospace sciences meeting and exhibit* (American Institute of Aeronautics and Astronautics).
- Hoffmann, K., Siddiqui, M., ve Chiang, S. 1991. 'Difficulties associated with the heat flux computations of high speed flows by the navier-stokes equations.' in, *29th aerospace sciences meeting* (American Institute of Aeronautics and Astronautics).
- Hu, Z., Myong, R., ve Cho, T. 2009. *Numerical study of shock interactions in viscous, hypersonic flows over double-wedge geometries*, Shock Waves, 1: 671-76.
- Hu, Z. M., Myong, R. S., Wang, C., Cho, T. H., ve Jiang, Z. L. 2008. *Numerical study of the oscillations induced by shock/shock interaction in hypersonic double-wedge flows*, Shock Waves, 18: 41-51.
- Hu, Z. M., Myong, R. S., Yang, Y. R., ve Cho, T. H. 2010. *Reconsideration of inviscid shock interactions and transition phenomena on double-wedge geometries in a  $m \infty = 9$  hypersonic flow*, Theoretical and Computational Fluid Dynamics, 24: 551-64.
- Komives, J., R., Nompelis, I., ve Candler, G., V. . 2014. *Numerical investigation of unsteady heat transfer on a double wedge geometry in hypervelocity flows*, 44th AIAA Fluid Dynamics Conference, Atlanta, GA.
- Pan, S., Feng, D., Ding, G., Tian, Z., Yang, Y., ve Li, H. 2010. *Grid dependency and convergence of hypersonic aerothermal simulation [j]*, Acta Aeronautica Et Astronautica Sinica, 3.
- Schrijer, F., van Oudheusden, B., Dierksheide, U., ve Scarano, F. 2006. *Quantitative visualization of a hypersonic double-ramp flow using piv and schlieren*, 12th International Symposium on Flow Visualization, Göttingen, Germany.
- 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: 353-63.
- Swantek, A. 2012. 'The role of aerothermochemistry in double cone and double wedge flows', University of Illinois at Urbana-Champaign.
- Swantek, A. B., ve Austin, J. M. 2012. *Heat transfer on a double wedge geometry in hypervelocity air and nitrogen flows*, 50th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, Nashville, Tennessee.
- Swantek, A. B., ve Austin, J. M. 2014. *Flowfield establishment in hypervelocity shock-wave/boundary-layer interactions*, AIAA Journal, 53: 311-20.
- Zhang, H. R., ve Yu, Y. 2013. *A guidance to grid size design for cfd numerical simulation of hypersonic flows*, Procedia Engineering, 67: 178-87.