



POLİTEKNİK DERGİSİ

JOURNAL of POLYTECHNIC

ISSN: 1302-0900 (PRINT), ISSN: 2147-9429 (ONLINE)

URL: <http://dergipark.org.tr/politeknik>



Pürüzsüz düz bir konide hücum açısının hipersonik tabaka üzerinde etkisinin sayısal olarak incelenmesi

Numerical investigation of the effect of the angle of attack on the hypersonic layer in a smooth flat cone

Yazar(lar) (Author(s)): Mustafa ATMACA¹, Aida IBRAHIMA ABDOU²

ORCID¹: 0000-0003-3906-9606

ORCID²: 0009-0003-0860-153X

To cite to this article: Atmaca M. ve İbrahim Abdou A., “Pürüzsüz Düz Bir Konide Hücum Açısının Hipersonik Tabaka Üzerinde Etkisinin Sayısal Olarak İncelenmesi”, *Journal of Polytechnic*, *(*) : *, (*).

Bu makaleye şu şekilde atıfta bulunabilirsiniz: Atmaca M. ve İbrahim Abdou A., “Pürüzsüz Düz Bir Konide Hücum Açısının Hipersonik Tabaka Üzerinde Etkisinin Sayısal Olarak İncelenmesi”, *Politeknik Dergisi*, *(*) : *, (*).

Erişim linki (To link to this article): <http://dergipark.org.tr/politeknik/archive>

DOI: 10.2339/politeknik.1492683

Pürüzsüz Düz Bir Konide Hücüm Açısının Hipersonik Tabaka Üzerinde Etkisinin Sayısal Olarak İncelenmesi

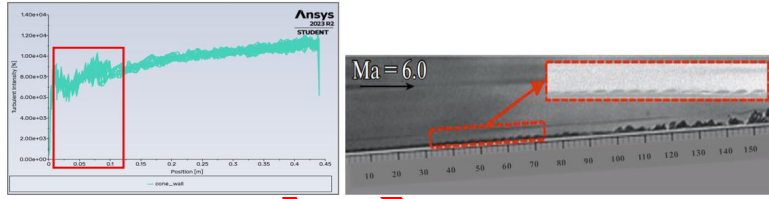
Numerical Investigation of the Effect of the Angle of Attack on the Hypersonic Layer in a Smooth Flat Cone

Önemli noktalar (Highlights)

- ❖ 5° açılı koni üzerinde sabit Mach sayısında sayısal ve farklı hücüm açılarında hipersonik akışlar sayısal olarak incelenmiştir./ Hypersonic flows were numerically investigated at a constant Mach number and different angles of attack on a 5° angled cone.
- ❖ Hücüm açısı ve birim Re^* sayısının sınır tabakadaki laminar akıştan türbülanslı akışa geçişi üzerindeki etkiler incelenmiş ve deneysel sonuçlarla karşılaştırılmıştır./ The effects of angle of attack and unit Re^* number on the transition from laminar flow to turbulent flow in the boundary layer were examined and compared with experimental results.
- ❖ Her hücüm açısında dört birim Reynolds sayısı (Re^*) için sayısal analizler yapılmıştır./ Numerical analyzes were performed for four units of Reynolds number (Re^*) at each angle of attack.

Grafik Özet (Graphical Abstract)

Sayısal sonuçlarla deneysel sonuçların birbirine yakın olduğu tespit edilmiştir. Deneysel çalışmada $1,7 \cdot 10^7 \text{ m}^{-1}$ birim Reynolds (Re^*) sayısında geçiş bölgesinin 0,03-0,07 m arasında olduğu, sayısal çalışmada ise aynı birim Reynolds (Re^*) sayısında geçiş bölgesinin 0,02-0,06 m arasında olduğu görülmüştür./ It has been determined that the numerical results and experimental results are close to each other. In the experimental study, it was observed that the transition zone was between 0,03-0,07m at $1,7 \cdot 10^7 \text{ m}^{-1}$ unit Reynolds (Re^*) number, and in the numerical study, the transition zone was between 0,02-0,06 m at the same unit Reynolds (Re^*) number.



Şekil. $\alpha = 0^\circ$ Sayısal ve Deneysel Sonuç Karşılaştırılması / Figure. Comparison of Numerical and Experimental Results at $\alpha = 0^\circ$

Amaç (Aim)

Mach Sayısının 6 olması durumunda ($Ma=6$) düz koni üzerinde 0° , 2° ve 5° hücüm açısında hipersonik sınır tabaka sayısal olarak incelenmiştir./ In case the Mach Number is 6 ($Ma = 6$), the hypersonic boundary layer on the flat cone at 0° , 2° and 5° angle of attack has been numerically investigated.

Tasarım ve Yöntem (Design & Methodology)

Sayısal çalışmalar Ansys 2023 Fluent'te gerçekleştirilmiştir./ Numerical studies were carried out in Ansys 2023 Fluent.

Özgünlük (Originality)

Farklı hücüm açısındaki hipersonik akışlar Hesaplamalı Akışkan Dinamiği yöntemiyle incelenmiş olup elde sonuçlar deneysel verilerle karşılaştırılmıştır./ Hypersonic flows at different angles of attack were examined by the Computational Fluid Dynamics method and the results were compared with experimental data.

Bulgular (Findings)

Farklı hücüm açılarında sınır geçiş tabakası, mach sayısı dağılımı, sıcaklık ve basınç dağılımı grafikler halinde sunulmuştur./ The boundary transition layer, Mach number distribution, temperature and pressure distribution at different angles of attack are presented as graphics.

Sonuç (Conclusion)

Aynı birim Re^* aralığı için sayısal ve deneysel olarak bulunan sınır tabaka geçiş aralıklarının birbirine yakın olduğu görülmüştür./ It has been observed that the boundary layer transition gaps found numerically and experimentally for the same unit Re^* range are close to each other.

Etik Standartların Beyanı (Declaration of Ethical Standards)

Bu makalenin yazar(lar)ı çalışmalarında kullandıkları materyal ve yöntemlerin etik kurul izni ve/veya yasal-özel bir izin gerektirmediğini beyan ederler. / The author(s) of this article declare that the materials and methods used in this study do not require ethical committee permission and/or legal-special permission.

Pürüzsüz Düz Bir Konide Hücüm Açısının Hipersonik Tabaka Üzerinde Etkisinin Sayısal Olarak İncelenmesi

Araştırma Makalesi / Research Article

Mustafa ATMACA¹, Aida IBRAHIMA ABDOL¹

¹Teknoloji Fakültesi, Makine Mühendisliği, Marmara Üniversitesi, Türkiye

(Geliş/Received : 31.05.2024 ; Kabul/Accepted : 10.07.2024 ; Erken Görünüm/Early View : 10.09.2025)

ÖZ

Günümüzde birçok alanda ve özellikle savunma sanayii sektöründe gittikçe hipersonik araçların önem kazanması güvenilirliği ve performansının ileri düzeye taşınmasını gerekli kılmaktadır. Hipersonik araçların incelenmesi rüzgar tünelinde deneysel olarak yapılabildiği gibi kaynak yönetimi ve maliyet açısından önemli tasarruflar sağlamasından dolayı sayısal yöntemlerle de yapılabilmektedir. Bu çalışmada 5° açılı koni üzerinde sabit Mach sayısında ($Ma=6$) ve, $\alpha=0^\circ$, $\alpha=2^\circ$ ve $\alpha=5^\circ$ olmak üzere üç hücum açısındaki hipersonik akışlar Hesaplamalı Akışkan Dinamiği yöntemiyle incelenmiştir. Her hücum açısı için 2.10^6 m^{-1} , 5.10^6 m^{-1} , 1.10^7 m^{-1} ve $1.4.10^7 \text{ m}^{-1}$ olmak üzere dört Birim Reynolds sayısı (Re^*) için sayısal analizler yapılmıştır. Analizler neticesinde, akışın yoğun olduğu yerlerde dinamik basınç, Re^* ile doğru orantılıyken, koni arka tarafında çok az ters akış nedeniyle akışın seyrek ve dinamik basıncın Re^* ile ters orantılı olduğu görülmüştür. Ayrıca Ma sayısının hız ve sıcaklığa bağlı olduğu da görülmüştür. Sıcaklığın yüksek ve akışın seyrek veya yavaş olduğu yerlerde Ma sayısının daha düşük olduğu, özellikle Re^* ile hücum açısından bağımsız olarak sınır tabakasında sınırlı olduğu görülmüştür. Bu genel değerlendirmenin yanında hücum açısı ve Re^* sayısının sınır tabakadaki laminar akıştan türbülanslı akışa geçişi üzerindeki etkiler incelenmiş ve deneysel sonuçlarla karşılaştırılmıştır. Bulgular benzerlik göstermiş ve aynı hücum açısında, sınır tabakasının geçiş konumu Re^* artmasıyla açıkça koni ön ucuna doğru (akışın geldiği taraf) ilerlediği sonucuna varılmıştır.

Anahtar Kelimeler: : hipersonik akış, sınır tabakası, sayısal analiz.

Numerical Investigation of the Effect of the Angle of Attack on the Hypersonic Layer in a Smooth Flat Cone

ABSTRACT

The increasing importance of hypersonic vehicles in various fields, particularly in the defense industry, requires advancing their reliability and performance to higher levels. For that, research has increasingly leaned on numerical methods to achieve significant savings in resources and costs. This study investigates hypersonic flows at a fixed Mach number of 6 on a 5° smooth straight cone, considering three angles of attack equal to 0°, 2°, and 5°, using Computational Fluid Dynamics (CFD). Case analyses were conducted at 2.10^6 m^{-1} , 5.10^6 m^{-1} , 1.10^7 m^{-1} , and $1.4.10^7 \text{ m}^{-1}$ Unit Reynolds numbers (Re^*) for each angle of attack. The analyses revealed an inverse relationship between temperature and Re^* along the computational domain. Furthermore, the distributions varied depending on the incoming angle of attack, with dynamic pressure being directly proportional to Re^* in flow-intensive regions, while due to minimal reverse flow on the cone's rear side, flow becomes sparse, and pressure is inversely proportional to Re^* . Additionally, it was observed that the Mach number is highly correlated with temperature and velocity distributions. Lower Mach numbers were found in regions of higher temperature or slower flow, especially limited to the boundary layer regardless of the angle of attack and Re^* . In addition to this general assessment, the effects of the angle of attack and Re^* number on the transition from laminar to turbulent flow in the boundary layer were examined and compared with experimental results. The findings revealed similarities, concluding that with increasing Re^* , the transition location of the boundary layer clearly progresses towards the front end of the cone (the side from which the flow is incoming) at the same attack angle.

Keywords: Hypersonic flow, boundary layer, numerical analysis.

1. GİRİŞ (INTRODUCTION)

Hipersonik akışlar, akışkan hızının ses hızından çok daha büyük olduğu akış alanlarıdır. Teorik olarak hipersonik akışlar ses hızına akış hızı oranı olan Mach Sayısına göre tanımlanır ve Mach sayısı 1'den çok büyük olduğunda hipersonik akıştan bahsedilir. Gerçekte, hipersonik akış için dikkate alınması gereken tek parametre Mach sayısı değildir. Dünya atmosferinde, örneğin dış atmosferin sıcaklığı oldukça düşük olduğundan ses hızı deniz seviyesininkinden daha düşüktür ve burada daha düşük hızlarda yüksek Mach sayılarına ulaşılabilir. Akış hızı kendisi aynı zamanda yörüngede yer alan kinetik enerjinin bir göstergesi olduğu için iyi bir ölçüt olarak

kabul edilebilir [1]. Yüksek hızlar söz konusu olduğunda akış, laminar yani düzgün akış tabakaları halinden bir geçiş bölgeye sonra türbülanslı yani düzensiz girdaplı akış haline gelir. Türbülanslı akış cisim etrafında özellikle cisme çok yakın bölge olan sınır tabakasında kaotik bir hava akışı yaratarak sürtünmeyi artırır ve akış öngörülebilirliğini azaltır. Sınır tabakasında belirli koşullar altında, ters akış doğrudan duvarda yani cisimde meydana gelmesiyle, cismin arkasında girdaplar oluşabilir. Bu durum, basınç dağılımında büyük bir değişikliğe yol açar, ve cismin basınç direncine neden olur [2] [3].

Yüksek hızlı akışlar sırasında hipersonik aracın duvar sınır tabakası geçişini etkileyen olası faktörler, gelen serbest akışın bozulma seviyesi, Mach sayısı, Reynolds sayısı, burnun veya ön kenarının konfigürasyonu ve körlüğü, hücum açısı, yüzey pürüzlülüğü, şok dalgaları ve sınır tabakası ayrılması olarak sıralanabilir [4] [5]. Bu parametreler değişken kabul edilerek araştırmalar yapılmıştır.

D. M. Arthur Henderson [6], 2° , 2.87° , 5° ve 10° yarım açılara sahip keskin, pürüzsüz koniler üzerinde sıfır hücum açısında laminar sınır tabaka akışından türbülanslı sınır tabaka akışına geçişin başlangıcını tespit etmek için helyum tüneline Ma sayısı 7,4 ile 16,6 arasında değiştirilerek deneysel bir araştırma gerçekleştirilmiştir. Deneysel çalışmada, Reynolds sayısının Ma sayısı ile birlikte hızla arttığını ve model yüzeyinde geçiş meydana geldiği Reynolds sayısından çok daha düşük Reynolds sayılarında sınır tabakasından kaynaklanan bozulmaları göstermiştir.

Casper ve arkadaşları [7], sınır tabakasını, iki hipersonik rüzgar tüneline 7° 'lik bir koni üzerinde, $3,3 \times 10^6$ ile $15,4 \times 10^6 \text{ m}^{-1}$ arasındaki serbest akış Re^* sayıları aralığında 5, 6, 8 ve 14 Mach sayılarında incelenip geçiş sınır tabakası içindeki türbülanslı noktaların oluşumu görselleştirmişlerdir. $Ma=5$ 'teki geçiş, birinci ve ikinci mod dalgalarının bir kombinasyonu ile başlatılmışken daha yüksek Mach sayılarında, sınır tabakası türbülanslı noktalara bölünmeden önce modelin çoğunu kapsayan ikinci mod dalgalarının hakimiyetinde kalmıştır. Bu farklılıkların geçiş sırasındaki basınç dalgalanmalarını ve ısı transfer profillerini değiştirdiği de bulunulmuştur [7].

Sayısal yöntemler, diğer bir deyişle Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği (HAD) yöntemleri akış analizi için başvurulan yöntemdir [8]. HAD analizleri çeşitli değişkenlerle oluşturulan matematiksel modelin, bilgisayar ortamında akışkanlar mekaniğine, ısı transferine ve kimyasal reaksiyonlarına göre benzetimdir [9], [10]. Savino ve Paterna yaptığı çalışmada [11], hipersonik akışta küt burunlu bir koninin etrafındaki akış alanını ticari HAD kodu ANSYS-Fluent'te, küçük sapmalara rağmen deneysel verilerle uyum içerisinde modellemiştir.

Balakumar ve arkadaşları [12], 6° hücum açısında 7° yarım açılı düz bir koni üzerindeki üç boyutlu hipersonik sınır tabakası $Ma=6$ sayısında ve $10,4 \cdot 10^6 \text{ m}^{-1}$ Reynolds sayısında sayısal olarak araştırmışlardır. Simülasyonlar, burun bölgesinden kaynaklanan çapraz akış girdaplarının akış altı tarafına doğru yayıldığını göstermiş ve koninin rüzgar yönündeki yarısına kadar türbülans gözlemlenmiştir.

Lu ve arkadaşları [13], 5° yarım açılı düzgün düz koni üzerindeki sınır tabakasının geçiş süreci üzerine $Ma=6$ 'da hipersonik sessiz rüzgar tüneline deneysel çalışma gerçekleştirmişlerdir. Burada hücum açıları 0° , 2° ve 5° ve deneysel birim Reynolds sayısı (Re^*) $0,4 \cdot 10^6$ ile $2,4 \cdot 10^7 \text{ m}^{-1}$ arasındadır. Sınır tabakasının anlık ince yapılarını, farklı hücum açıları ve farklı Reynolds

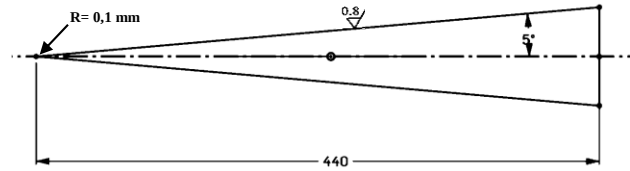
sayılarında (Re^*) nano-izleyici düzlemsel lazer saçılımı (NPLS) tekniğini kullanılarak incelemiştir.

Literatürde hipersonik akışlarda hücum açısı ve Reynolds sayısının sınır tabaka davranışı üzerindeki etkilerini sayısal yöntemlerle inceleyen çalışmalar da yer almaktadır. [14-16]

Bu çalışmada Mach Sayısının 6 olması durumunda ($Ma=6$) düz koni üzerinde 0° , 2° ve 5° hücum açısında hipersonik sınır tabaka sayısal olarak incelenmiştir.

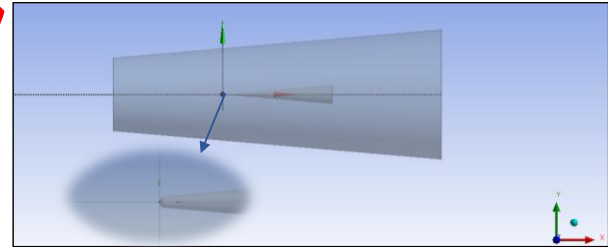
2. SAYISAL ÇALIŞMA (NUMERICAL ANALYSIS)

Sayısal çalışmalar Ansys 2023 Fluent'te gerçekleştirilmiştir. Koni modeli 5° 'lik yarım açı, 0,8 yüzey pürüzlülüğüne sahip ve 440 mm uzunluğundadır. Şekil 1'de de gösterildiği gibi koninin hücum kenarı, yani akışın geldiği taraf $R=0,1 \text{ mm}$ körlüğüne sahiptir.



Şekil 1: Koni Geometrik Bilgileri (Cone's geometry)

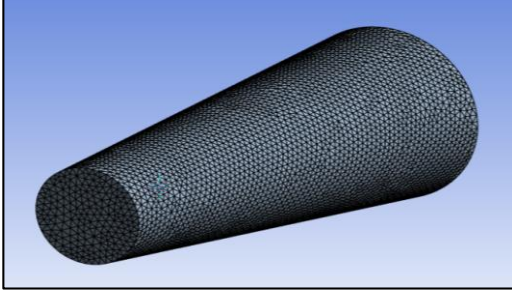
Hesaplamalı alan koninin 3 katı olacak şekilde tasarlanmıştır (Şekil 2). Akış girişi olan Inlet, 300 mm çapa sahip dairesel kesit olup koninin ön ucundan 440 mm uzaklıkta yerleştirilmiştir. Koordinat sistemi koni ön ucuyla yerleştirilmiştir.



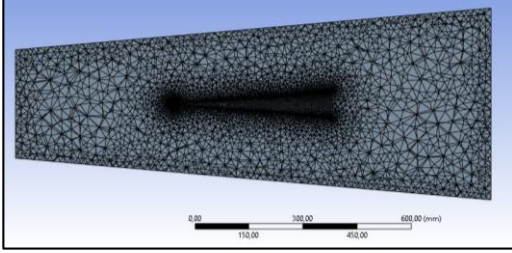
Şekil 2. Hesaplamalı Alan Geometrisi Ön Görünüşü (Computational field front view)

2.1. Ağ Oluşturma

Patch conforming algoritmasıyla dört yüzeyli hücreler (tetrahedrons) oluşturulmuştur. Patch conforming algoritmasıyla önce kenarlar, sonra yüzler ve son olarak hacim ağı oluşturulmuştur. Bu yöntem, küçük kenarları olmayan temiz geometri üzerinde etkili olduğu için tercih edilmiştir. Element ortalama boyutu 20 mm'dir. Sayısal ağlar ile çözümler ve sonuçların hassasiyeti ağ eşiğiyle son derece ilişkilidir ve Söz konusu hassasiyetin sağlandığı en düşük sayıda sayısal ağ konfigürasyonunun tercih edilmesi idealdir [17]. Bu çalışmada, koni yüzeyi ve yakın bölgesi kritik öneme sahip olduğu için enterpolasyon hatasının son derece düşük tutulması gerekmektedir. Bunun için yüzeyde ve yüzeye yakın bölgede element ortalama boyutu 5mm'e indirilmiştir. Şekil 3'de oluşturulan ağın genel görüntüsü, şekil 4'de ise kesit görüntüsü verilmiştir.



Şekil 3. Ağ Genel Görünüşü (Mesh General View)



Şekil 4. Ağ Kesit Alan Görünüşü (Mesh Cross Sectional View)

Ağ kalitesi hesaplamalı yönteminin doğruluğunu etkileyen başlıca unsurdur. Ağ kalitesi çarpıklık (skewness, hücre açılarının eşdeğerlilik oranı), en-boy oranı (aspect ratio, en uzun kenarının en kısa kenarına oranı) ve ortogonalite (orthogonality) kriterlere göre değerlendirilir. En-boy oranı ve ortogonalite 1'e yaklaştıkça hücreler eşkenarlı ve dik olurken çarpıklık sıfıra yaklaştıkça hücreler düzgün olur. Oluşturulan ağın toplam hücre sayısı 237.477 olup hücrelerin kalite istatistikleri aşağıda tablo 1'de verilmiştir.

Tablo 1: Ağ Kalitesi İstatistiksel Tablosu (Mesh Quality Statistics)

	Hücre Kalitesi	En-Boy Oranı	Çarpıklık	Ortogonalite
Mak.	1	7,31	0,72	0,993
Ortalama	0,838	1,841	0,22	0,77
Min.	0,301	1,158	1,02E-06	0,27

2.2. Sınır Koşulları

Mach sayısı 6 olduğuna göre, $T = 298$ K oda sıcaklığında ses hızı aşağıdaki gibi hesaplanır.

Ses hızı (c), denklem 1 kullanılarak bulunur.

$$c = \sqrt{\gamma RT} \quad (1)$$

Burada,

γ özgül ısılar oranı 1.4, R havanın gaz sabiti 287 J/kgK, T sıcaklık 298 K olarak alındığında $c = 346,029$ m/s olarak bulunur.

Mach sayısı

$$Ma = \frac{v}{c} \quad (2)$$

olduğuna göre

$$v = Ma \cdot c = 6 \cdot (346,029) \text{ ise}$$

$$v = 2076,18 \text{ m/s olarak bulunur.}$$

Hücum açısına göre hız v_x yatay bileşen ve v_y dikey bileşenler aşağıdaki gibi hesaplanır.

$$v_x = v \cos \alpha$$

$$v_y = v \sin \alpha$$

Reynolds sayısı ve giriş sıcaklığı bilindiğine göre, R gaz sabiti, L uzunluk, T sıcaklık, μ dinamik viskozite, ve V akış ortalama hızı olmak üzere giriş yoğunluğu ρ ve dolayısıyla ideal gaz denklemiyle efektif basınç P , aşağıdaki gibi hesaplanır.

$$Re = \frac{\rho V L}{\mu} \rightarrow \rho = \frac{(Re)\mu}{LV} \quad (3)$$

$$P = \rho R T \rightarrow P = \frac{(Re)\mu}{LV} R T \quad (4)$$

Giriş (inlet) koşulları normal oda koşulları ile aynı ve Ma sayısı sabit olduğuna göre hız, viskozite, hava sabiti ve sıcaklık sabit olup, tek değişken Birim Reynolds sayısıdır. Birim Reynolds sayısı ve hücum açısına (α) göre bütün hesaplamalar aşağıdaki tablo 2'de özetlenmiştir:

Tablo 2: Birim Reynolds sayısı ve hücum açısına göre hız, yoğunluk ve giriş efektif basınç değerleri. (Velocity, density and inlet effective pressure values according to unit Reynolds number and angle of attack.)

Hücum açısı α	Re*	V_x	V_y	Yoğunluk ρ	Giriş efektif basıncı
	1/m	m/s	m/s	kg /m ³	Pa
0	2.000.000	2076,20	0,00	0,01734	1483,0
0	5.000.000	2076,20	0,00	0,04335	3707,4
0	10.000.000	2076,20	0,00	0,08670	7414,8
0	14.000.000	2076,20	0,00	0,12138	10380,8
2	2.000.000	2074,94	72,46	0,01734	1483,0
2	5.000.000	2074,94	72,46	0,04335	3707,4
2	10.000.000	2074,94	72,46	0,08670	7414,8
2	14.000.000	2074,94	72,46	0,12138	10380,8
5	2.000.000	2068,30	180,95	0,01734	1483,0
5	5.000.000	2068,30	180,95	0,04335	3707,4
5	10.000.000	2068,30	180,95	0,08670	7414,8
5	14.000.000	2068,30	180,95	0,12138	10380,8

Sıkıştırılabilir akış olduğu için hava ideal gaz olarak kabul edilmiş yoğunluk tabanlı (density- based) solver modeli seçilmiştir. Sıcaklığa bağlı olarak viskozite değişeceğinden dolayı viskozite sabit kabul edilmemiş, Sutherland yasası gereği sıcaklığa göre yazılım tarafından hesaplanmıştır. Türbülans modeli olarak SST k- ω Transition modeli seçilmiştir. SST k- ω modeli çoğu endüstriyel uygulamaya uygun, ters akış basınç gradyanları ve akış ayrılmalar yüksek bir doğrulukla hesaplamasından dolayı tercih edilmektedir [18]. Genel SST k- ω modeli akışın tam türbülanslı olduğunu kabul ettiğinden dolayı, geçişin doğru hesaplanması için Transition (geçiş) opsiyonu seçilmiştir.

3. BULGULAR VE TARTIŞMA

3.1. $A = 0^\circ$ için Bulgular

3.1.1. Sınır geçiş tabakası

Şekil 5’de 0° hücum açısında, birim Reynolds (Re^*) sayılarında koni yüzeyi boyunca elde edilen türbülans yoğunlukları verilmiştir.

Şekil 5’e bakıldığında türbülans grafiğin çok dalgalı ve kararsız kaldığı bir bölge görülmektedir. $Re^* 2.10^6 m^{-1}$ için bu dalgalanmaya karşı gelen koni kısmı 0,05- 0,1 m iken, $Re^* 5.10^6 m^{-1}$ için geçiş 0,02-0,09m, $Re^* 1.10^7 m^{-1}$ için 0,01-0,1 m ve $Re^* 1,4.10^7 m^{-1}$ için 0,01-0,1 m koni kısmına denk gelmektedir. Bu değerler birbirine yakın olmasına rağmen Re^* arttıkça türbülansa geçiş daha erken meydana geldiği söylenebilir. Bu sonuçlar G. Lu et al. [13] deneysel sonuçlarına yakınlık göstermektedir (Şekil 6). Deneysel çalışmada $4.10^6 - 1,7.10^7 m^{-1}$ Re^* aralığında geçiş bölgesi 0,03-0,07 arasında olduğunu kaydetmiş ve artan Re^* ile geçişin daha önde konumlandığı sonucuna varmıştır.

3.1.2. Sıcaklık dağılımı

Bu çalışmada koni etrafındaki sıcaklık dağılımları da sayısal olarak incelenmiş olup en yüksek sıcaklığın koninin ön ucunda meydana geldiği görülmüştür. Koni yüzey sıcaklığı artan Re^* sırasına göre 2050 K, 2440 K, 2100 K ve 2080 K düzeyindedir. Şekil 7’ye bakıldığında sınır tabakası, koni yüzeyi ile serbest akış bölgesi arasında ciddi bir sıcaklık geçiş bölgesi olduğu ve buradaki sıcaklığın sınır tabaka boyunca üniform olduğu rahatlıkla söylenebilir. Artan Re^* ’ye göre sınır tabaka sıcaklık değerleri 1300 K, 1470 K, 1460 K ve 1380 K’dır. Sonuç olarak $Re^* 2.10^6 m^{-1}$ ’den $5.10^6 m^{-1}$ ’ye geçtiğinde ciddi sıcaklık artışı olurken $5.10^6 m^{-1}$ ’den sonra çok anlamlı değişiklik kaydedilmemiştir.

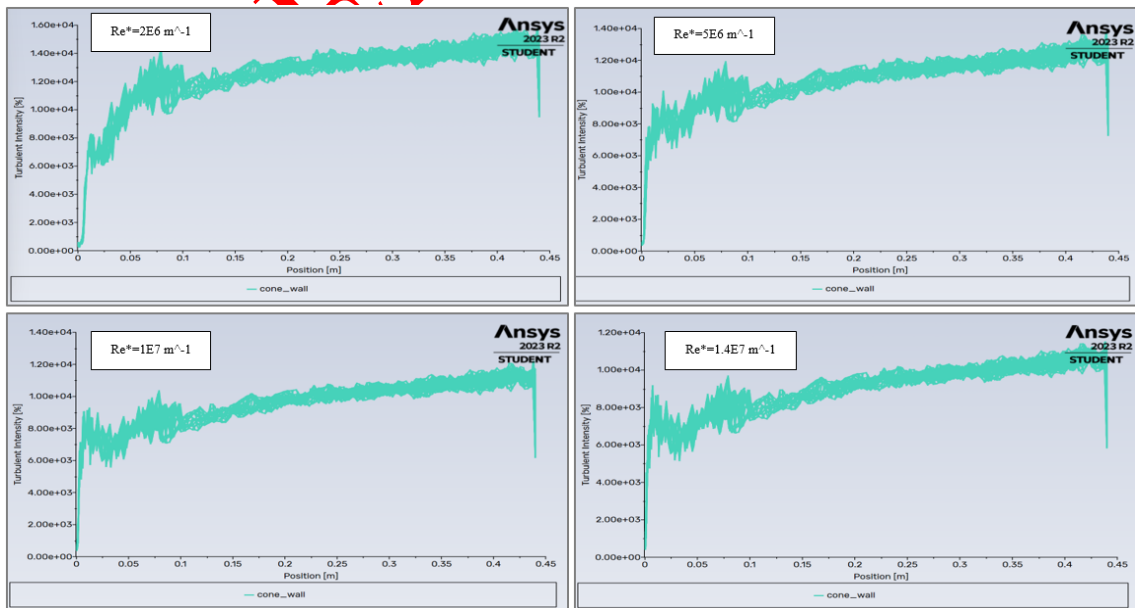
3.1.3. Basınç dağılımı

Dinamik basınç akışkanın hızından dolayı sahip olduğu basıncıdır. Başka deyişle akışkan birim hacmine kinetik enerjidir. Mach sayısı sabit, yani hız sabit kalmasına rağmen Re^* sayısı değiştikçe dinamik basınç değişir. Şekil 8’de görüldüğü gibi $Re^* 2.10^6 m^{-1}$ iken dinamik basınç 0,003 ila 39.600 Pa, $Re^* 5.10^6 m^{-1}$ iken 0,529 ila 101.000 Pa, $Re^* 10^7 m^{-1}$ iken 0,408 ila 211.000 Pa ve $Re^* 1,4.10^7 m^{-1}$ değerinde dinamik basınç 0,0394 ila 299.000 Pa arasında değişmektedir. Sınır tabakası dinamik basınç değerleri ise sırayla 15,8 kPa, 40,5 kPa, 84,2 kPa ve 125kPa’dır. Bu değerlere göre dinamik basınç Re^* sayısı ile doğru orantılı olduğu söylenebilir. Ayrıca dört durumda dinamik basınç girişi (inlet) kısmında en yüksek ve koni boyunca ilerledikçe azaldığı görülmüştür. Koninin arkasında akış olmadığı ve ters akış çok az olduğu için en düşük basınç olduğu bölgedir.

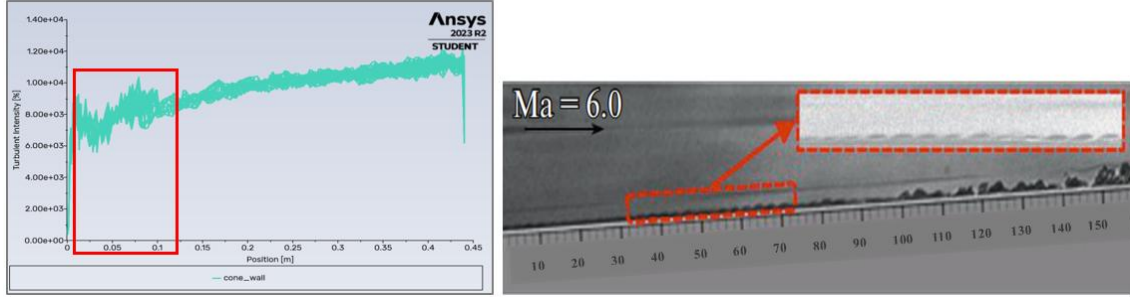
3.1.4. Mach sayısı dağılımı

Şekil 9’da her vakada inlet te Mach sayısı sınır koşulu gereği 6 ve serbest akış bölgesi 6 ile 8 arasında değiştiği görülmektedir. Bunun nedeni o bölgedeki akış hızının yüksek olmasıdır çünkü koni arkasında, akış olmadığı veya çok nadir resirkülasyon (ters akış) olduğunda Ma sayısı en düşük olduğu taraf olarak karşımıza çıkar. Hesaplamalı alan içerisinde Mach Sayısı Re^* ile doğru orantılı bir değişim göstermesine rağmen Re^* arttıkça maksimum Ma serbest akış bölgesinden çıkar ve koninin arka kenarında meydana gelmeye başlar. Artan Re^* ile buradaki Ma sırayla 2,7; 17,4; 34,6 ve 32,7’dir.

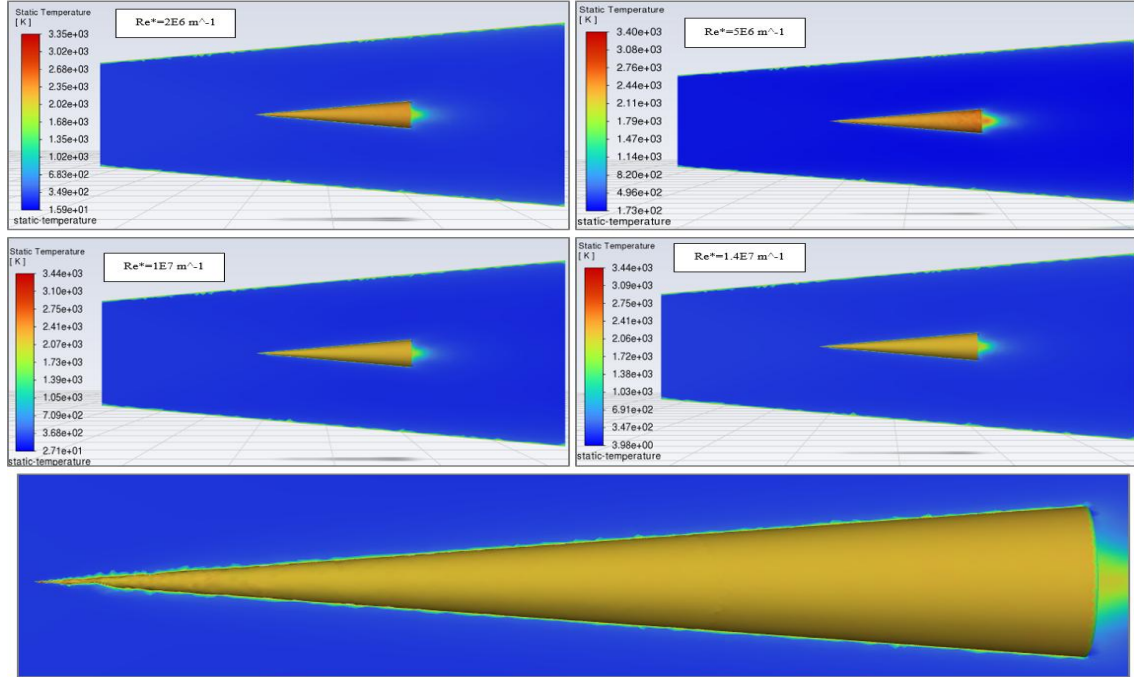
Sınır tabakasına baktığımız zaman değerleri Re^* artış göstermesine rağmen Ma sayısı çok düşüktür. Bu değerler sırayla 3,4; 3,47; 4 ve 5 (yaklaşık değer). Bunun nedeni sınır tabakadaki viskoz kuvvetlerden dolayı hızın sınırlı olması olabilir.



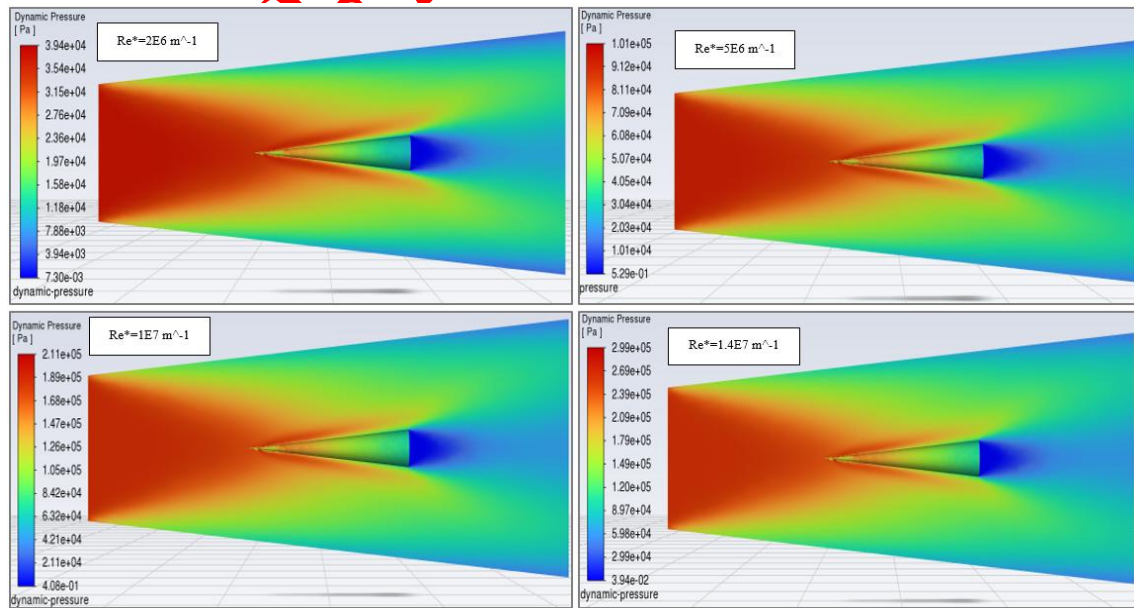
Şekil 5. $\alpha = 0^\circ$ Hücum açısında Re^* Sayılarına Göre Koni Yüzeyi Boyunca Türbülans Yoğunlukları. (Turbulence Intensities Along the Cone Surface According to Re^* Numbers at $\alpha = 0^\circ$)



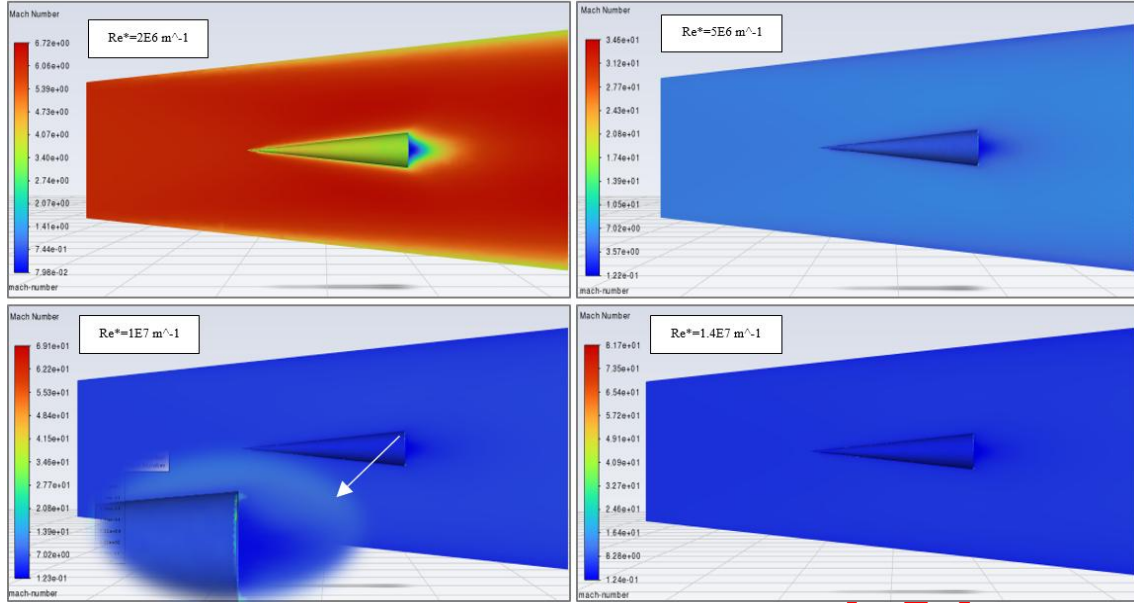
Şekil 6. $\alpha = 0^\circ$ Sayısal ve Deneysel Sonuç Karşılaştırılması. (Comparison of Numerical and Experimental Results at $\alpha = 0^\circ$)



Şekil 7. $\alpha = 0^\circ$ için Re^* Sayılarına göre Sıcaklık Dağılımı. (Temperature Distribution According to Re^* Numbers at $\alpha = 0^\circ$)



Şekil 8. $\alpha = 0^\circ$ için Re^* Sayılarına göre Basınç Dağılımı. (Pressure Distribution According to Re^* Numbers at $\alpha = 0^\circ$)



Şekil 9. $\alpha = 0^\circ$ için Re^* Sayılarına göre Mach Sayısı Dağılımı. (Mach Number Distribution According to Re^* Numbers for $\alpha = 0^\circ$)

3.2. $\alpha = 2^\circ$ için Bulgular

3.2.1. Sınır geçiş tabakası

Şekil 10'da geçiş noktaları çok belirgin değildir. $Re^* 2.10^6 \text{ m}^{-1}$ için geçiş 0,06 ile 0,1 m arasında konumlandırılabilir. $Re^* 5.10^6 \text{ m}^{-1}$ için geçiş 0,05 ile 0,12 m arasındayken $Re^* 1.10^7 \text{ m}^{-1}$ geçiş tekabül eden bölge 0,06 ila 0,11 m arası ve $Re^* 1,4.10^7 \text{ m}^{-1}$ iken geçiş 0,01 m ile 0,09 m arasında meydana gelir. Deneyisel çalışmada $Re^* 1.10^7 \text{ m}^{-1}$ için türbülans dalgaları $x=0,09-0,13 \text{ m}$ 'de, $Re^*=1,9.10^7 \text{ m}^{-1}$ iken 0,03 m'de meydana gelmiştir (Şekil 11).

3.2.2. Sıcaklık Dağılımı

İncelenen dört Re^* vakasında serbest akış bölgesinde sıcaklık 140-350 K arasındayken koni yüzeyi ve sınır tabaka bölgesinde, özellikle koninin ön ucunda yüksek sıcaklıklar oluşmaktadır. Ayrıca koninin uzunluğu boyunca giriş çıkışa doğru hafif bir sıcaklık artışı ve konin arka kenarında daha düşük sıcaklık görülmektedir. Koninin arkasında sıcaklık dağılır. Artan Re^* sayısı ile koni yüzeyi ortalama sıcaklığı sırasıyla 2700 K, 2400 K, 2200 K ve 2100 K iken sınır tabaka bölgesi ortalama sıcaklığı sırasıyla 2450 K, 1920 K, 1700 K ve 1390 K civarındadır. Şekil 12'ye göre en yüksek sıcaklıklar koni yüzeyinde, sonra sınır tabaka bölgesinde ve uzaklaştıkça normal sıcaklığın olduğu ve Re^* arttıkça sıcaklığın düştüğünü söyleyebiliriz.

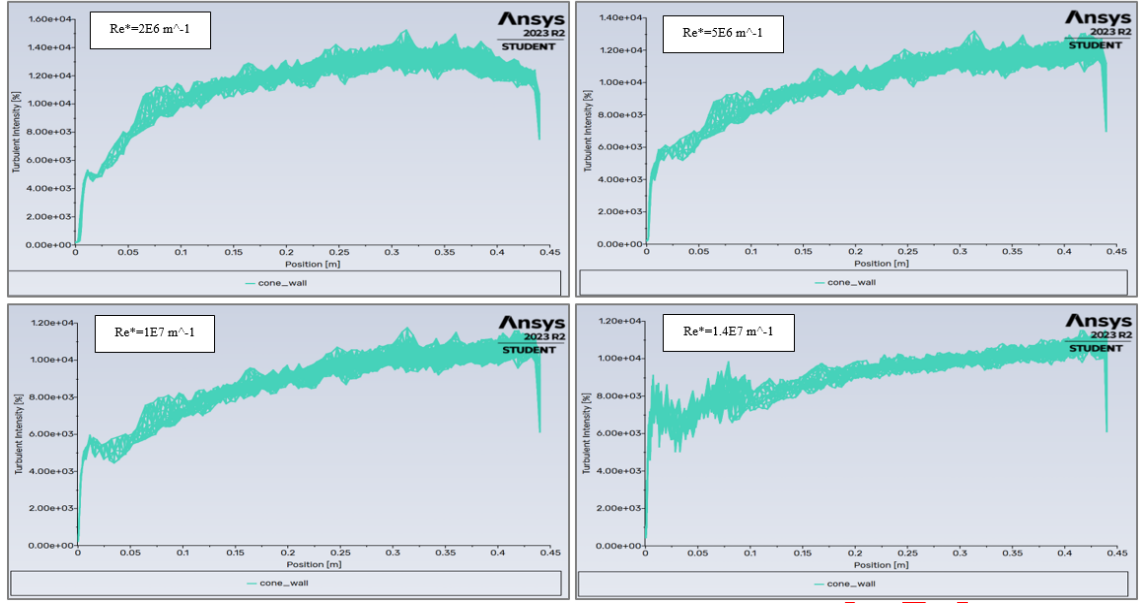
3.2.3. Basınç dağılımı

Şekil 13'te Re^* sayısından bağımsız olarak girişte en yüksek basınç olmakla beraber akışın giriş tarafından çıkış tarafına doğru bu basıncın azaldığı görülmektedir. En düşük basınç ise koninin hemen arka tarafında oluşup

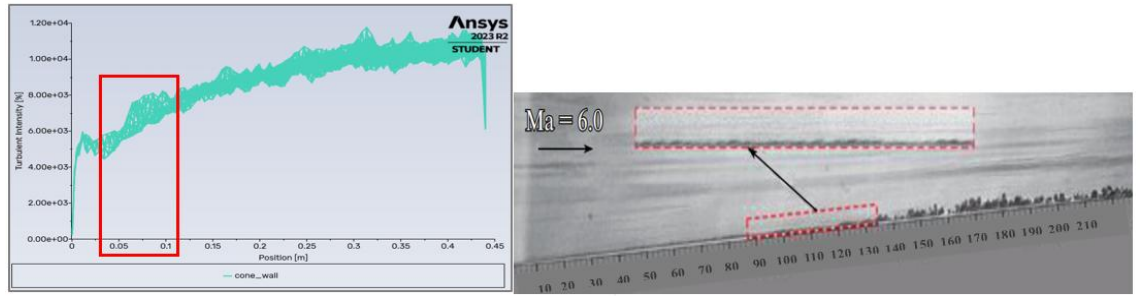
2600 Pa'yı geçmemektedir. Koni uzunluğu boyunca en yüksek basınçlar ilk yarısında oluşur ve koninin simetri eksenine göre basınç dağılımı simetrik değildir: üst tarafta kalan bölgede oluşan basınçlar alt taraftaki basınçlardan daha yüksektir. Ayrıca her dört durumda sınır tabakasına yaklaştıkça basıncın ciddi bir şekilde azaldığını görürüz. Sınır tabakasının hemen yanında Re^* arttıkça sırayla ortalama dinamik basınç 34 kPa, 85 kPa, 170 kPa ve 222 kPa iken sınır tabakası içinde ortalama dinamik basınç Re^* arttıkça sırayla 16,9 kPa, 45 kPa, 84 kPa ve 127 kPa düzeyindedir. Bu bulgulara göre dinamik basınç Re^* artarken arttığı ve sınır tabaka bölgesindeki değerler yan bölgeninkinin neredeyse yarısıdır.

3.2.4. Mach sayısı dağılımı

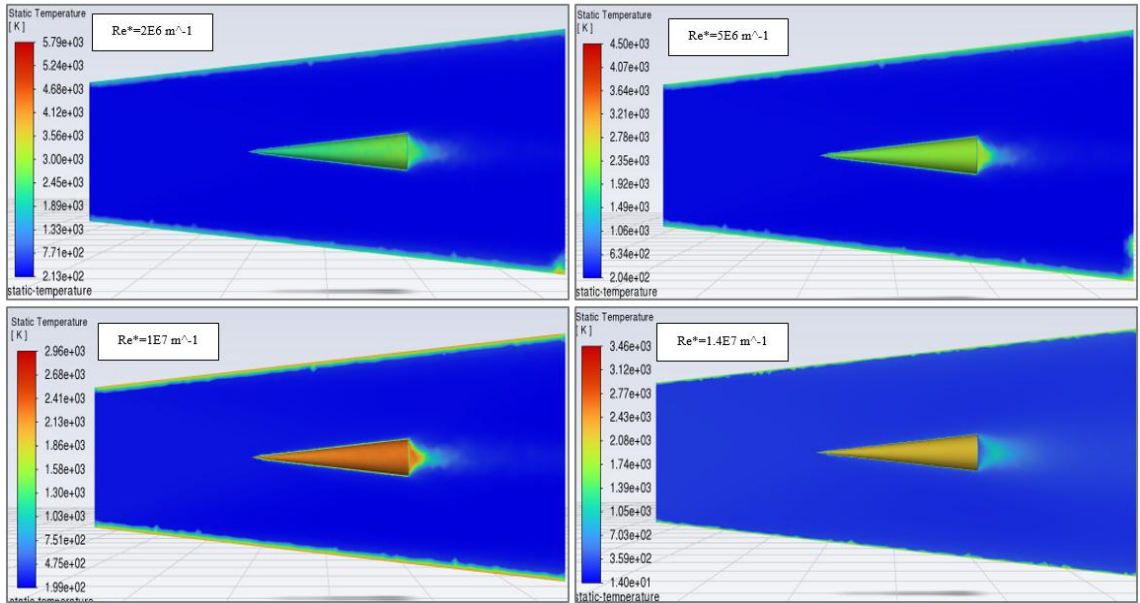
İncelenen dört vakada inlet'te sınır koşulu gereği Mach sayısının 6 civarında olduğu görülmektedir, ancak outlet'e doğru ilerledikçe Ma sayısı hafifçe artar. Şekil 14'teki her duruma bakıldığında en düşük değerler konin arkasında oluşurken (az akış olduğundan) maksimum değerler koninin arka kenarı üzerindedir. $Re^* 2.10^6 \text{ m}^{-1}$, 5.10^7 m^{-1} , 1.10^7 m^{-1} ve $1,4.10^7 \text{ m}^{-1}$ iken buradaki Ma sayısı sırayla 9,08; 14,4; 15; ve 17,2'dir. Sıcaklık dağılımı incelediğimizde bu kenarda koninin diğer kısmına göre daha düşük değer elde etmiştik. Dolayısıyla Mach sayısının yüksek olması sebebi, düşük sıcaklık nedeniyle ses hızı (C) azalması olabilir. Sınır tabakası bölgesinde ise Mach sayısı epey düşüktür. $Re^* 2.10^6 \text{ m}^{-1}$, 5.10^6 m^{-1} , 1.10^7 m^{-1} ve $1,4.10^7 \text{ m}^{-1}$ iken sınır tabaka ortalama Mach sayısı 3,68; 2,97; 3 ve 2,3'tür. Aynı mantıkla bu bölgede hem yüksek sıcaklık nedeniyle ses hızı artması ve viskoz kuvvetlerden dolayı akış hızının azalmasıyla Mach sayısının düşük olması açıklanabilir.



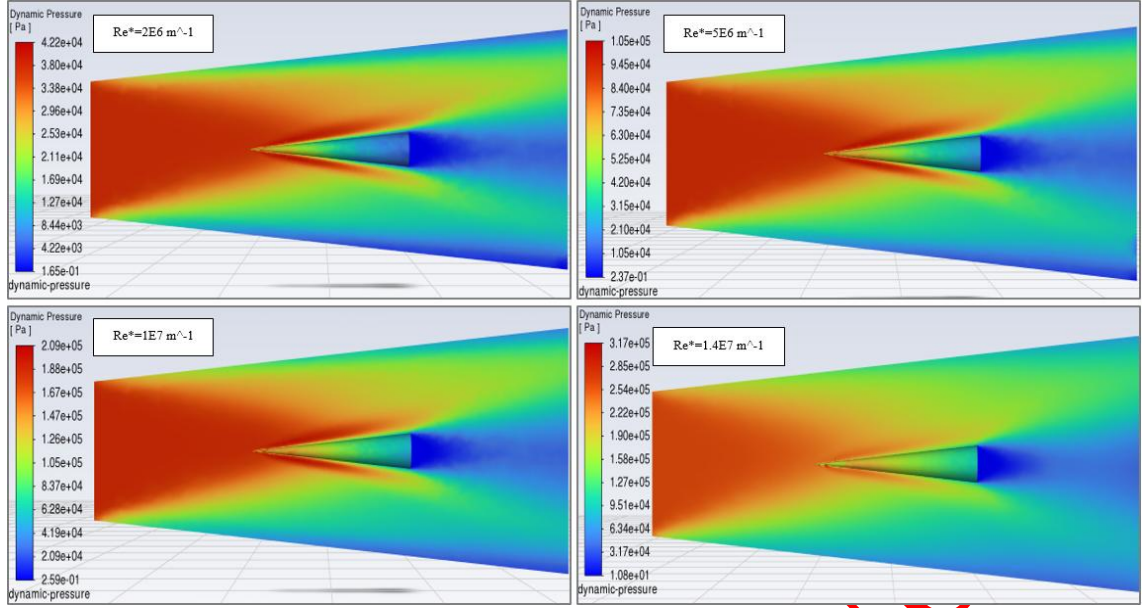
Şekil 2. $\alpha = 2^\circ$ Re^* Sayılarına Göre Koni Yüzeyi Boyunca Türbülans Yoğunluğu / Figure 10. Turbulence Intensities Along the Cone Surface According to Re^* Numbers at $\alpha = 0^\circ$ angle of attack)



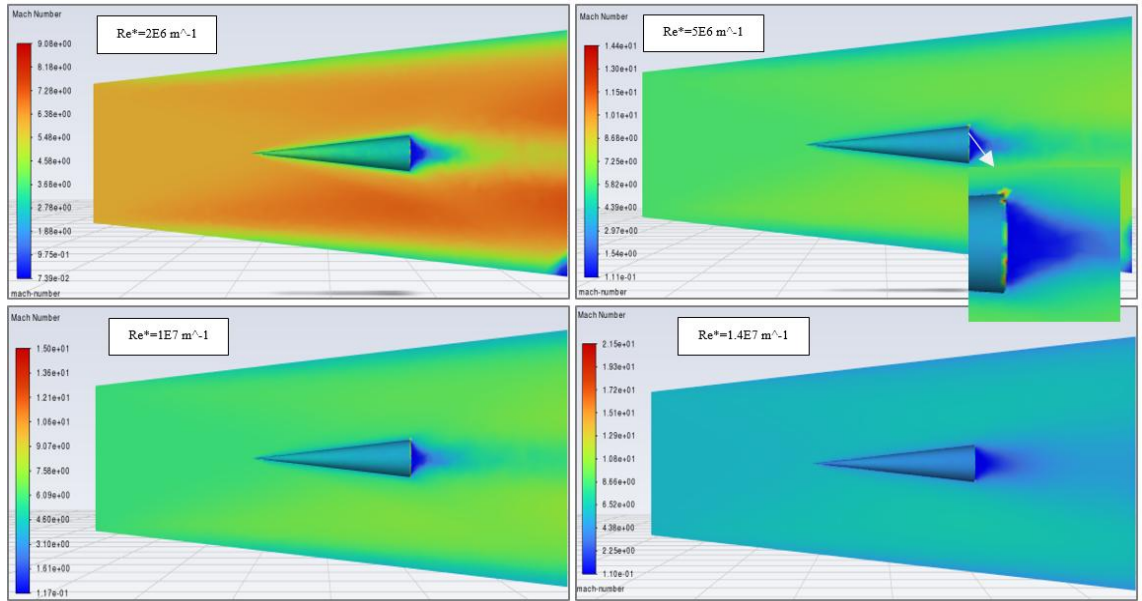
Şekil 3. $\alpha = 2^\circ$ Sayısal ve Deneyisel Sonuç Karşılaştırılması (Comparison of Numerical and Experimental Results at $\alpha = 2^\circ$)



Şekil 4. $\alpha = 2^\circ$ için Re^* Sayılarına göre Sıcaklık Dağılımı (Temperature Distribution According to Re^* Numbers at $\alpha = 2^\circ$)



Şekil 5. $\alpha = 2^\circ$ için Re^* Sayılarına göre Basınç Dağılımı (Pressure Distribution According to Re^* Numbers at $\alpha = 2^\circ$)



Şekil 6. $\alpha = 2^\circ$ için Re^* Sayılarına göre Mach Sayısı Dağılımı (Mach Number Distribution According to Re^* Numbers for $\alpha = 2^\circ$)

3.3. $\alpha = 5^\circ$ için Bulgular

3.3.1. Sınır geçiş tabakası

Şekil 15'te geçiş bölgesi $\alpha = 0^\circ$ durumunda olduğu gibi kesin: türbülans kinetik enerjisi ve türbülans yoğunluğunun çok çalkantılı olduğu bölgedir. $Re^* 2.10^6 m^{-1}$ için geçiş 0,04 ile 0,09 m arasındayken $Re^* 5.10^6 m^{-1}$ için geçiş 0,015 ile 0,09 m arasındadır. $Re^* 1.10^7 m^{-1}$ için geçiş 0,01 ile 0,08 m aralığında konumlanır (deneysel çalışmada $x=0,05 m$ [13]), $Re^* 1,4.10^7 m^{-1}$ iken 0,005 m ile 0,09 m arasında meydana gelir. Bu veriler analiz edildiğinde artan Re^* ile daha erken oluşmasıyla birlikte laminar fazının silindiği fark edilmektedir. Akış hiç laminar fazından geçmeden türbülanslı olmaya eğilim gösterir.

3.3.2. Sıcaklık dağılımı

Analiz sonucunda her durumda uzak bölgede normal sıcaklıklar (250-400 K) oluşurken koni yüzeyi ve sınır tabakasında yüksek sıcaklıklar elde edilmiştir. Şekil 17'de olduğu gibi koninin ön ucunda maksimum sıcaklık elde edilmiştir. Koni yüzeyi boyunca sıcaklık uniform olmamakla birlikte çıkışa doğru ilerledikçe artmıştır. Sınır tabakası boyunca ise sıcaklık nispeten uniform ve serbest akış bölgesine göre yüksektir. $Re^* 2.10^6 m^{-1}$, $5.10^6 m^{-1}$, $1.10^7 m^{-1}$ ve $1,4.10^7 m^{-1}$ değerlerinde sınır tabaka bölgesi sıcaklığı 1760 K, 1710 K, 1400 K, ve 1390 K civarındadır.

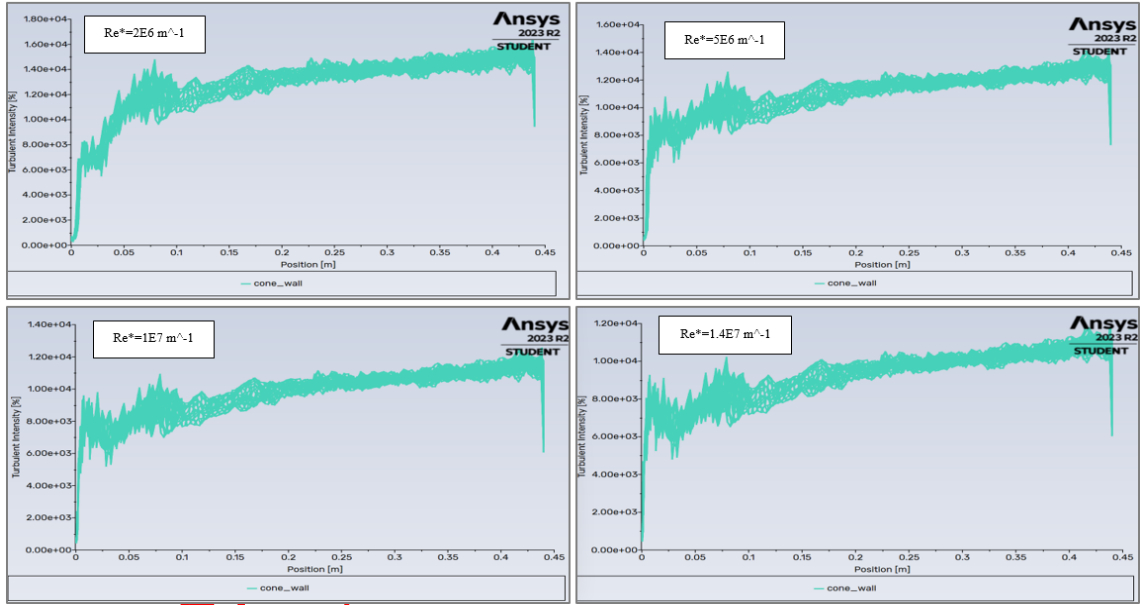
3.3.3. Basınç dağılımı

Şekil 18, dinamik basıncın akış girişinden çıkışına doğru ilerledikçe azaldığını göstermektedir. Giriş ve koni ucunun alt kısmında maksimum dinamik basınç oluşurken koni arka tarafı en düşük basınca maruz kalmaktadır. Artan Re^* değerlerine göre maksimum basınç 42,8 kPa, 113 kPa, 231 kPa ve 327 kPa olurken, minimum basınç ise 0,192 Pa, 0,495 Pa, 0,03 Pa ve 0,032 Pa olmuştur. Dört farklı Re^* değeri için akış yönüne bağlı olarak basıncın değiştiği ve üst kısımda daha yoğun basınç oluştuğu görülmüştür. Aynı şekilde basınç değerleri aynı olmasına rağmen üst kısım sınır tabakası, alt kısım sınır tabakasına göre daha kalındır. Serbest akış basınçları ile sınır tabakasındaki basınç arasında büyük farklılıklar olduğu tespit edilmiştir. Tabaka basınç değerleri 17 kPa, 45,1 kPa, 92,5 kPa ve 131 kPa'dır. Sonuç olarak basınç dağılımı akış yönüne bağlı olup,

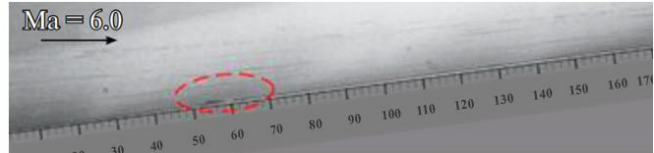
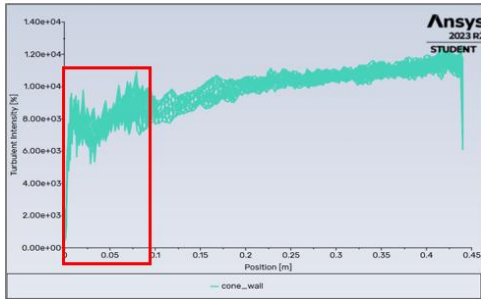
yüksek basınçlar Re^* ile doğru orantılıyken düşük basınçlar ters orantılıdır.

3.3.4. Mach sayısı dağılımı

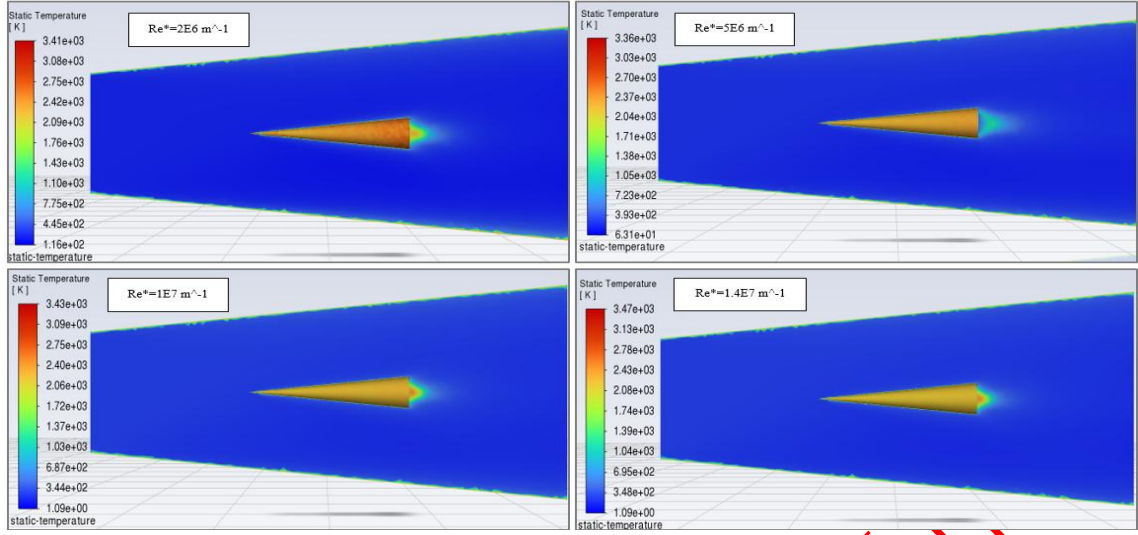
Her vakada (farklı Re^* değeri için) Mach sayısı girişte sınır koşulu gereği 6 civarında olup bu değer sınır tabakasında daha düşüktür. Koninin arka tarafında ise en düşük Mach sayısı oluşmuştur. Bu durum sıcaklık dağılımı ile ilişkilendirilebilir. Nitekim koni bölgesinde artan sıcaklık ses hızının artması ve diğer yandan akışın yavaşlaması bu bölgedeki düşük Mach sayılarını açıklayabilir. Sınır tabakası Mach sayıları sırayla 3,56; 4; 3,20 ve 4,71'dir. Bu değerler değişken oldukları için Re^* ile bağlantı kurulamamıştır. Ancak Şekil 19'a bakıldığında maksimum Mach sayısı ise Re^* ile doğru orantılıdır ve Re^* arttıkça bu maksimum sayıları koninin arka kenarında oluşmaya eğilim göstermiştir. Bir başka husus ise dağılımın simetrik olmamasıdır: Alt kısım Ma sayıları az da olsa daha yüksektir.



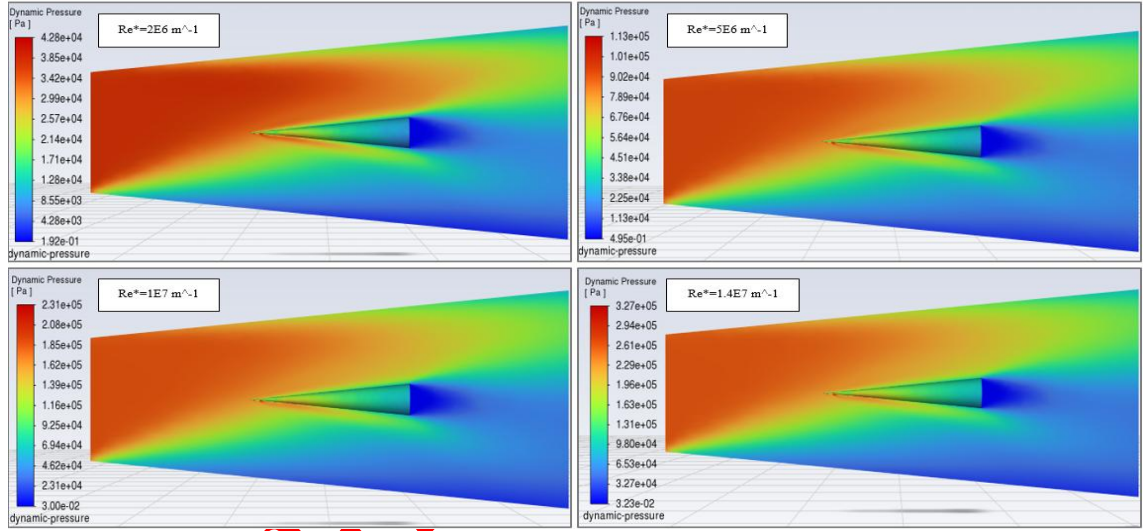
Şekil 7. $\alpha = 5^\circ$ Re^* Sayılarına Göre Koni Yüzeyi Boyunca Türbülans Yoğunluğu / Figure 15. Turbulence Intensities Along the Cone Surface According to Re^* Numbers at $\alpha = 5^\circ$



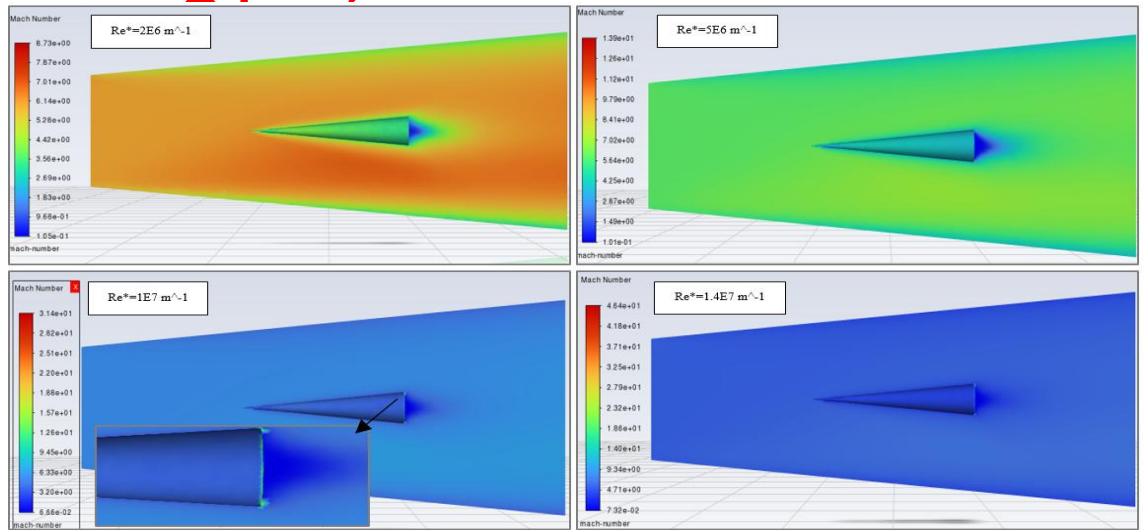
Şekil 8. $\alpha = 5^\circ$ Sayısal ve Deneyisel Sonuç Karşılaştırılması (Comparison of Numerical and Experimental Results at $\alpha = 5^\circ$)



Şekil 9. $\alpha = 5^\circ$ için Re^* Sayılarına göre Sıcaklık Dağılımı (Temperature Distribution According to Re^* Numbers at $\alpha = 5^\circ$)



Şekil 10. $\alpha = 5^\circ$ için Re^* Sayılarına göre Basınç Dağılımı. (Pressure Distribution According to Re^* Numbers at $\alpha = 5^\circ$)



Şekil 11. $\alpha = 5^\circ$ için Re^* Sayılarına göre Mach Sayısı Dağılımı (Mach Number Distribution According to Re^* Numbers for $\alpha = 2^\circ$)

4. SONUÇLAR (RESULTS)

Bu çalışmada sınır tabakası geçiş noktası türbülans yoğunluğundan hareketle sayısal olarak incelenmiş ve sonuçlar deneysel verilerle karşılaştırılmıştır. Aynı Re^* aralığı için sayısal ve deneysel olarak elde edilen geçiş aralıklarının birbirine yakın ve aynı eğilimde olduğu görülmüştür. Aynı hücum açısında, sınır tabakasının rüzgâr geçiş konumu, Re^* artmasıyla koni ön ucuna doğru (akışın geldiği taraf) ilerlemiştir. Ayrıca deneysel çalışma aynı veya benzer Reynolds sayısı koşulları altında sınır tabakası geçiş konumu, hücum açısının artmasıyla geciktirildiğini açıklamasına karşın bu durum sayısal çalışmamızda sadece birkaç kere gözlemlenmiştir ve genelleme yapılmamıştır.

Re^* ve hücum açısından bağımsız olarak maksimum sıcaklıkların koni yüzeyi, özellikle ön ucunda olduğu tespit edilmiştir. Bu yüzeyde girişten çıkışa doğru ilerledikçe hafif bir sıcaklık artışı, ancak koni arka kenarında keskin bir şekilde düşüş fark edilmiştir. Sınır tabakası sıcaklığı çok net bir şekilde serbest akış bölgesine göre daha yüksek ve 1300 ile 2400 K arasında değişmektedir. Sıcaklık, her durumda birbirine benzer dağılımlar sergilemesine rağmen Re^* ile ters orantılıdır ve hücum açısı arttıkça belirginleşen bir farklılık göstermektedir. Ayrıca akışın geldiği tarafın karşı tarafa göre daha sıcak olduğu görülmüştür.

Dinamik basınç birim akışkan hacminin sahip olduğu kinetik enerjidir. Bu değerin girişte yüksek olmasına rağmen çıkışa doğru ilerledikçe azaldığı görülmüştür. Yapılan çalışmanın sonunda dinamik basıncın açıkça Re^* ve hücum açısına bağlı olduğu görülmüştür. Yüksek basınçlar (giriş ve koninin ilk yarısı bölgesinde) Re^* ile doğru orantılıyken düşük basınçlar koni arka tarafında oluşmakta ve Re^* arttıkça azalmaktadır. Arka tarafta az da olsa ters akış olduğundan dolayı basınç düşük olmakta ve vakum oluşmaktadır. Ayrıca hücum açısı arttıkça asimetric bir dağılım oluşmaktadır. Üst tarafta akışın birikmesiyle basınç daha yüksektir. Sınır tabakasına bakıldığında dinamik basınç Re^* ile doğru orantılı olmasına rağmen aynı α hücum açılarındaki çok değişmemekte ve yan bölgeye göre çok düşüktür. Bu düşük basınç, düşük yoğunluk ve viskoz kuvvetlerden dolayı akış hızının düşük olmasından kaynaklanmaktadır.

Mach sayısı girişte sınır koşulu gereği 6 olmakla beraber hesaplama alanı boyunca değişiklik göstermekte ve duruma göre 32'ye kadar çıkmaktadır. Re^* $2.10^6 m^{-1}$ iken yüksek Mach sayısı akış bölgesinde oluşurken diğer durumlarda koninin arka kenarında oluşmuştur. Bu durum o kenardaki düşük sıcaklıkla ilişkilendirilebilir. Sıcaklık azaldıkça ses hızı azalır ve dolayısıyla Mach sayısı artar. Genel olarak Ma sayısı Re^* doğru orantılıyken sınır tabakasında yine düşük kalmakta ve 3 ile 5 arasında değişmektedir. Buradaki düşük Ma sayısının sebebi yüksek sıcaklık ve ses hızının yanında akış hızlarının da düşük olmasından kaynaklanmaktadır.

YAZARLARIN KATKILARI (AUTHORS' CONTRIBUTIONS)

Mustafa ATMACA: Sayısal çalışmalarda yol göstermiş, deneysel ve sayısal sonuçları yorumlamıştır.

Aida IBRAHIMA ABDU: Sayısal çalışmaları yapmış ve sonuçlarını analiz etmiştir.

ÇIKAR ÇATIŞMASI (CONFLICT OF INTEREST)

Bu çalışmada herhangi bir çıkar çatışması yoktur.

KAYNAKLAR (REFERENCES)

- [1] D. Fletcher, "NATO STO", <https://www.sto.nato.int/publications/STO%20Educational%20Notes/RTO-EN-AVT-116/EN-AVT-116-03.pdf> (Erişildi: 28 February 2024).
- [2] H. Schlichting ve K. Gersten, *Boundary-Layer Theory Ninth Edition*, Springer, (2017).
- [3] R. M. C. John J. Bertin, "Fifty years of hypersonics: where we've been, where we're going", *Progress in Aerospace Sciences*, 39(6-7): 511-536, (2003).
- [4] American Institute of Aeronautics and Astronautics, "Direct numerical simulation of 3D hypersonic boundary layer receptivity to freestream disturbances", *The 36th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, California, (1997).
- [5] G. T. Y. Z. G. X. X. Y. C. C. Jianqiang Chen, "Hypersonic boundary layer transition: what we know, where shall we go", *Acta Aerodynamica Sinica*, 35(3): 311-337, (2017).
- [6] D. M. Arthur Henderson, "Boundary-layer transition on sharp cones at hypersonic Mach numbers", *AIAA Journal*, 6(3), (1968).
- [7] S. B. J. H. R. B. S. S. Katya Casper, "Hypersonic Wind-Tunnel Measurements of Boundary-Layer Transition on a Slender Cone", *AIAA Journal*, 54(4), (2016).
- [8] Ö. Kaplankıran ve M. F. Ünal, "Mini insansız hava aracı etrafındaki akışın sayısal olarak incelenmesi", *Havacılık ve Uzay Teknolojileri Dergisi*, 3(4): 1-8, (2009).
- [9] B. Sunan, *Computational fluid dynamics analysis of a quadrotor / Quadrotor hesaplamalı akışkanlar dinamiği analizi*, (2014).
- [10] A. C. Kahvecioğlu ve N. Alemdaroğlu, "Optimal design of a miniature quad tilt rotor UAV", *International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS)*, Denver, (2015).
- [11] R. Savino ve D. Paterna, "Blunted cone-flare in hypersonic flow", *Computers & Fluids*, 34(7): 859-875, (2005).
- [12] P. B. d. Lewis R. Owens, "Stability of Hypersonic Boundary Layers on a Cone at an Angle of Attack", *40th Fluid Dynamics Conference*, Chicago, (2010).
- [13] X. G. Lu, D. D. Gang, H. B. Niu, W. P. Zheng & S. H. Yi, "Experimental Investigation of Hypersonic Boundary Layer Transition on a 5° Smooth Straight Cone", *Fluid Dynamics*, 57(9): 1054-1064, (2022).
- [14] L. Yang, X. Li ve H. Zhang, "Numerical Investigation of Shock-Boundary Layer Interaction on a Sharp Cone at High Angles of Attack", *Journal of Aerospace Engineering*, 37(2): 145-156, (2024).
- [15] A. K. Singh ve P. R. Kumar, "Influence of Angle of Attack on Laminar-Turbulent Transition in Hypersonic Cone Flows Using CFD Techniques", *Acta Astronautica*, 210: 51-62, (2023).

- [16] F. Gao, J. Chen ve M. Dong, “Effect of Reynolds Number on Boundary Layer Development over a 5-Degree Cone at Mach 6”, *Aerospace Science and Technology*, 128: 107502, (2022).
- [17] R. S. A. M. F. R. Menter, *Best Practice: RANS Turbulence Modeling in Ansys CFD Version 1*.
- [18] S. Soğancı ve M. O. Tutkun, “Akış analizleri (CFD) ve mühendislik süreçlerine katkıları”, *14. Ulusal Tesisat Mühendisliği Kongresi*, İzmir, (2019).

ERKEN GÖRÜNÜM