

**T.C.**  
**ERCIYES ÜNİVERSİTESİ**  
**FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ**  
**SİVİL HAVACILIK ANABİLİM DALI**

**NACA0012 KANAT PROFİLİ ETRAFINDAKİ HAVA**  
**AKIŞININ SAYISAL VE DENEYSEL İNCELENMESİ**

**Hazırlayan**  
**Cevahir TARHAN**

**Tezi Yöneten**  
**Doç. Dr. İlker YILMAZ**

**Yüksek Lisans Tezi**

**Temmuz 2012**

**KAYSERİ**



**T.C**  
**ERCIYES ÜNİVERSİTESİ**  
**FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ**  
**SİVİL HAVACILIK ANABİLİM DALI**

**NACA0012 KANAT PROFİLİ ETRAFINDAKİ HAVA**  
**AKIŞININ SAYISAL VE DENEYSEL İNCELENMESİ**

**(Yüksek Lisans Tezi)**

**Hazırlayan**

**Cevahir TARHAN**

**TEZİ YÖNETEN**

**Doç. Dr. İlker YILMAZ**

**Bu çalışma; Erciyes Üniversitesi Bilimsel Araştırma Projeleri Birimi tarafından**  
**FBY-12-3873 kodlu proje ile desteklenmiştir.**

**Temmuz 2012**

**KAYSERİ**

Bu çalışmadaki tüm bilgilerin, akademik ve etik kurallara uygun bir şekilde elde edildiğini beyan ederim. Aynı zamanda bu kural ve davranışların gerektirdiği gibi, bu çalışmanın özünde olmayan tüm materyal ve sonuçları tam olarak aktardığımı ve referans gösterdiğimi belirtirim.

Cevahir TARHAN



“NACA0012 Kanat Profili Etrafındaki Hava Akışının Sayısal Ve Deneysel İncelenmesi” adlı Yüksek Lisans Tezi, Erciyes Üniversitesi Lisansüstü Tez Önerisi ve Tez Yazma Yönergesi’ne uygun olarak hazırlanmıştır.

Tezi Hazırlayan

Danışman

Cevahir TARHAN



Doç. Dr. İlker YILMAZ



Sivil Havacılık ABD Başkanı

Prof. Dr. M. Kemal AVALAK

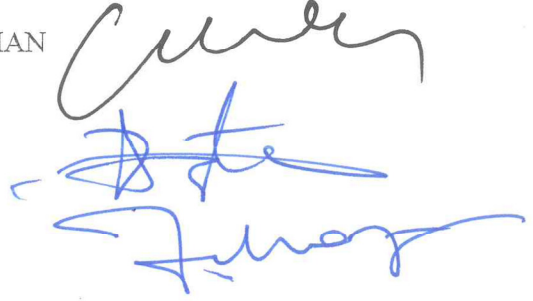
Doç. Dr. İlker YILMAZ danışmanlığında Cevahir TARHAN tarafından hazırlanan “NACA0012 Kanat Profili Etrafındaki Hava Akışının Sayısal Ve Deneysel İncelenmesi” adlı bu çalışma, jürimiz tarafından Erciyes Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Sivil Havacılık Anabilim Dalında **Yüksek Lisans** tezi olarak kabul edilmiştir.

**JÜRİ:**

Başkan: Doç. Dr. Veysel ÖZCEYHAN

Üye : Doç. Dr. Tahir AYATA

Üye : Doç. Dr. İlker YILMAZ



**ONAY:**

Bu tezin kabulü, Enstitü Yönetim Kurulunun 24/07/2012 tarih ve 2012/32-02 sayılı kararı ile onaylanmıştır.

24/07/2012



Prof. Dr. Necmettin MARAŞLI  
Enstitü Müdürü

## **TEŞEKKÜR**

Bu tez konusunu seçmemde ve tez çalışmam süresince destek ve yardımlarını esirgemeyen danışman hocam Sayın Doç. Dr. İlker YILMAZ' a teşekkür ederim.

Tez çalışması için gerekli mali kaynağı FBY-12-3873 no'lu proje ile sağlayan Erciyes Üniversitesi Bilimsel Araştırma Projeleri Koordinasyon Birimine teşekkür ederim.

Eğitim hayatım süresince benden desteklerini esirgemeyen anne ve babama da teşekkürü bir borç bilirim.

**NACA0012 KANAT PROFİLİ ETRAFINDAKİ HAVA AKIŞININ SAYISAL VE  
DENEYSEL İNCELENMESİ**  
**Cevahir TARHAN**

**Erciyes Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü**

**Yüksek Lisans Tezi, Temmuz 2012**

**Tezi Yöneten: Doç. Dr. İlker YILMAZ**

## **ÖZET**

Bu çalışmada havacılıkta rudder ve elevatör komponentlerinde yaygın olarak kullanılan NACA 0012 kanat profilinin sayısal akışkanlar dinamiği programı FLUENT kullanılarak iki boyutlu simülasyonu ve rüzgar tüneline deneysel incelemesi yapılmıştır. Kanat profilinin hücum açısının, profilin taşıma ve sürüklenme katsayısına etkileri incelenmiştir. Sayısal ve deneysel çalışmalar sekiz farklı ( $0^\circ$ ,  $3^\circ$ ,  $5^\circ$ ,  $6^\circ$ ,  $9^\circ$ ,  $10^\circ$ ,  $12^\circ$ ,  $15^\circ$ ) hücum açısında gerçekleştirilmiştir.

Bu tez çalışması beş bölümden oluşmaktadır. Tezin ilk bölümünde konu ile ilgili literatür araştırılması verilmiştir. İkinci bölümde havacılıkta kullanılan kanat profilleri ve bunların sınıflandırılması incelenmiştir. Üçüncü bölümde NACA 0012 kanat profilinin sayısal modellemesi yapılmıştır. Dördüncü bölümde NACA 0012 kanat profilinin deneysel incelemesi yapılmıştır. Tezin son bölümde ise sonuç tartışma ve önerilere yer verilmiştir.

Kanat profilinin hücum açısının artırılması ile taşıma ve sürüklenme katsayısının arttığı tespit edilmiştir.  $C_L/C_D$ 'nin yaklaşık  $10^\circ$  hücum açısına kadar arttığı, daha sonra  $10^\circ$ - $15^\circ$  arasında azaldığı görülmüştür. Sayısal simülasyon ve deneysel sonuçların literatürdeki benzer çalışmalarla iyi uyumlu olduğu tespit edilmiştir.

**Anahtar Kelimeler:** Kanat profili, NACA 0012, hücum açısı, rüzgâr tüneli, SAD

**NUMERICAL AND EXPERIMENTAL INVESTIGATION OF AIR FLOW  
OVER NACA0012 AIRFOIL**

**Cevahir TARHAN**

**Erciyes University, Graduate School of Natural and Applied Sciences**

**M. Sc. Thesis, July 2012**

**Thesis Supervisor: Assoc. Prof. Dr. İlker YILMAZ**

**ABSTRACT**

In this study, NACA 0012 airfoil; which is used extensively as elevator and rudder, has been investigated in wind tunnel and simulated using computational fluid dynamics program FLUENT. Effects of the angle of attack of airfoil on the lift and drag coefficients have been investigated. Experimental and numerical studies have been carried out with eight different angles of attack.

This thesis consists from five parts. In the first part of the thesis, literature research about the subject has been given. In the second part, airfoils which are used in aviation and classification of them have been examined. In the third part numerical simulation of the NACA 0012 airfoil has been made. In the fourth part experimental investigation of the NACA 0012 airfoil has been performed. Conclusions and suggestions are presented in the last part of the thesis.

It is found that with an increase in the angle of attack of the airfoil; lift and drag coefficients increase. It is seen that  $C_L/C_D$  increases up to  $10^\circ$  attack angle, after that it decreases between  $10^\circ$ - $15^\circ$  attack angles. It is founded that numerical simulations and experiments are agree with similar studies in the literature.

**Keywords:** Airfoil, NACA 0012, angle of attack, wind tunnel, CFD

## İÇİNDEKİLER

### NACA0012 KANAT PROFİLİ ETRAFINDAKİ HAVA AKIŞININ SAYISAL VE DENEYSEL OLARAK İNCELENMESİ

TEŞEKKÜR.....	vii
ÖZET .....	viii
ABSTRACT.....	ix
İÇİNDEKİLER .....	x
SEMBOLLER VE KISALTMALAR.....	xii
ŞEKİLLER LİSTESİ .....	xiii
<b>GİRİŞ .....</b>	<b>1</b>

#### 1. BÖLÜM

1.1. Tezin Amacı .....	3
1.2. Literatür Araştırması .....	3

#### 2. BÖLÜM

##### HAVA ARAÇLARINDA KULLANILAN KANAT PROFİLLERİ

2.1. GİRİŞ .....	6
2.2. Dört Basamaklı Seriler .....	7
2.2. Beş Basamaklı Seriler .....	7
2.3. “1” Serileri .....	8
2.3. “6” Serileri .....	9
2.3. “7” Serileri .....	9
2.3. “8” Serileri .....	10

#### 3. BÖLÜM

##### NACA 0012 KANAT PROFİLİNİN SAYISAL MODELLEMESİ

3.1. GİRİŞ .....	11
3.2 Temel Denklemler .....	11
3.2.1. Kütleinin Korunumu Denklemi.....	11
3.2.2.Momentum Denklemleri .....	12
3.3. Türbülans Modeli.....	12

3.3.1. Standard k- $\epsilon$ Türbülans Modeli.....	12
3.3.2. Standard k- $\epsilon$ Modeli İçin Taşıma Denklemleri.....	12
3.4. NACA 0012 Kanat Profiline Geometrisi .....	14
3.5. Sayısal Ağ Üretimi .....	16
3.6. Sınır Şartları.....	19
3.7. Sayısal Sonuçlar ve Literatür ile Karşılaştırılması.....	19

#### 4. BÖLÜM

##### NACA 0012 KANAT PROFİLİNİN DENEYSEL İNCELENMESİ

4.1. GİRİŞ .....	35
4.2. Deney Düzenegi .....	35
4.3. Rüzgar Tünel Karakteristiği.....	39
4.4. Deneysel Sonuçlar ve Literatür ile Karşılaştırılması.....	44

#### 5. BÖLÜM

##### TARTIŞMA-SONUÇ VE ÖNERİLER

5.1. Tartışma ve Sonuçlar.....	47
5.2. Öneriler .....	48
KAYNAKLAR .....	49

## SEMBOLLER VE KISALTMALAR

<b>A</b>	Profil yüzey alanı
<b>C<sub>D</sub></b>	Sürükleme katsayısı
<b>C<sub>L</sub></b>	Taşıma katsayısı
<b>D</b>	Sürükleme kuvveti
<b>ε</b>	Epsilon
<b>I</b>	Türbülans şiddeti
<b>L</b>	Taşıma kuvveti
<b>Re</b>	Reynolds sayısı
<b>U</b>	Serbest akım hızı
<b>u'</b>	Serbest akım hızının ortalama karekökü
<b>ρ</b>	Yoğunluk
<b>S<sub>m</sub></b>	İkinci fazdan yayılmış olarak sürekli faza eklenen kütle
<b>x, y ve z</b>	Kartezyen koordinat sistemi
<b>μ</b>	Dinamik viskozite
<b>ν</b>	Kinematik viskozite
<b>u, v ve w</b>	x, y ve z yönlerindeki hız alanı bileşenleri
<b>V</b>	Hacim
<b>δ</b>	Sınır tabaka kalınlığı
<b>σ</b>	Çekme gerilmesi
<b>τ</b>	Kayma gerilmesi
<b><math>\bar{\tau}</math></b>	Gerilme tensörü
<b>Φ</b>	Sürtünme kayıpları
<b>k</b>	Türbülans kinetik enerji

## ŞEKİLLER LİSTESİ

Şekil 2. 1. NACA 2412 kanat profili [18].....	7
Şekil 2. 2. Kanat profilini tanımlayan ifadeler ve yerleri.....	6
Şekil 2. 3. NACA 23012 kanat profili [19].....	8
Şekil 3. 1. NACA 0012 kanat profili .....	15
Şekil 3. 2. Oluşturulan NACA 0012 kanat profilinin akış alanı .....	16
Şekil 3. 3. Oluşturulan ağ yapısının uzaktan görünümü .....	17
Şekil 3. 4. Oluşturulan ağ yapısının profil çevresindeki görünümü.....	17
Şekil 3. 5. Kullanılan hücre sayılarına göre $Re= 160.000$ 'de $C_D$ 'nin değişimi .....	18
Şekil 3. 6. Kullanılan hücre sayılarına göre $Re= 160.000$ 'de $C_L$ 'nin değişimi.....	18
Şekil 3. 7. $C_L$ değerlerinin benzer bir simülasyon ile karşılaştırılması .....	20
Şekil 3. 8. $C_L$ değerlerinin sayısal simülasyonda hücum açısına göre değişimi .....	22
Şekil 3. 9. $C_D$ değerlerinin sayısal simülasyonda hücum açısına göre değişimi.....	22
Şekil 3. 10. $C_L/C_D$ 'nin hücum açısı ile değişimi .....	23
Şekil 3. 11. $0^\circ$ hücum açısında dinamik basınç dağılımı .....	24
Şekil 3. 12. $0^\circ$ hücum açısında statik basınç dağılımı .....	24
Şekil 3. 13. $0^\circ$ hücum açısında basınç katsayısı dağılımı.....	24
Şekil 3. 14. $0^\circ$ hücum açısında hava hızı dağılımı .....	25
Şekil 3. 15. $0^\circ$ hücum açısında türbülans şiddeti dağılımı .....	25
Şekil 3. 16. $5^\circ$ hücum açısında dinamik basınç dağılımı .....	25
Şekil 3. 17. $5^\circ$ hücum açısında statik basınç dağılımı .....	26
Şekil 3. 18. $5^\circ$ hücum açısında basınç katsayısı dağılımı.....	26
Şekil 3. 19. $5^\circ$ hücum açısında hava hızı dağılımı .....	26
Şekil 3. 20. $5^\circ$ hücum açısında türbülans şiddeti dağılımı .....	27
Şekil 3. 21. $10^\circ$ hücum açısında dinamik basınç dağılımı .....	27
Şekil 3. 22. $10^\circ$ hücum açısında statik basınç dağılımı .....	27
Şekil 3. 23. $10^\circ$ hücum açısında basınç katsayısı dağılımı.....	28
Şekil 3. 24. $10^\circ$ hücum açısında hava hızı dağılımı .....	28
Şekil 3. 25. $10^\circ$ hücum açısında türbülans şiddeti dağılımı .....	28
Şekil 3. 26. $15^\circ$ hücum açısında dinamik basınç dağılımı .....	29
Şekil 3. 27. $15^\circ$ hücum açısında statik basınç dağılımı .....	29
Şekil 3. 28. $15^\circ$ hücum açısında basınç katsayısı dağılımı.....	29
Şekil 3. 29. $15^\circ$ hücum açısında hava hızı dağılımı .....	30

Şekil 3. 30. 15° hücum açısında türbülans şiddeti dağılımı .....	30
Şekil 3. 31. Re=160.000’de $C_L$ değerlerinin karşılaştırması.....	31
Şekil 3. 32. Re=160.000’de $C_D$ değerlerinin karşılaştırması .....	31
Şekil 3. 33. Re=51.000’de $C_L$ değerlerinin karşılaştırılması.....	32
Şekil 3. 34. Durma noktasının hücum açısı ile değişimi.....	33
Şekil 4. 1. Deneylerde kullanılan rüzgar tüneli.....	36
Şekil 4. 2. NACA 0012 kanat profili modeli .....	36
Şekil 4. 3. Taşıma kuvveti ölçüm sistemi .....	37
Şekil 4. 4. Sürüklenme kuvveti ölçümünde kullanılan kuvvetölçer.....	37
Şekil 4. 5. DANTEC firmasına ait streamline sabit sıcaklık anemometresi .....	38
Şekil 4. 6. 55P15 Sıcak tel probu .....	38
Şekil 4. 7. Üç boyutlu travers mekanizması.....	39
Şekil 4. 8. Rüzgar tünelinin şematik görünümü .....	39
Şekil 4. 9. Dikey doğrultuda serbest hava akım hızı dağılımı .....	40
Şekil 4. 10. Dikey doğrultuda hava hızının ortalama karekök dağılımı.....	41
Şekil 4. 11. Dikey doğrultuda türbülans dağılımı .....	41
Şekil 4. 12. Yatay doğrultuda serbest hava akım hızı dağılımı.....	42
Şekil 4. 13. Yatay doğrultuda hava hızının ortalama karekök dağılımı.....	42
Şekil 4. 14. Yatay doğrultuda türbülans dağılımı .....	43
Şekil 4. 15. 10°’lik hücum açısında akım görüntüsü.....	43
Şekil 4. 16. 15°’lik hücum açısında akım görüntüsü.....	44
Şekil 4. 17. $C_L$ değerinin hücum açısına göre değişimi .....	45
Şekil 4. 18. Re=51.000 için bulunan $C_L$ değerlerinin kıyaslaması .....	46

## GİRİŞ

Ülkemizde ve dünyada hızla gelişen bir alan olan havacılık, her geçen yıl taşımacılıktan aldığı payı arttırmaktadır. Özellikle ülkemiz gibi dağlık ve engebeli coğrafyaya sahip bölgelerde havacılık daha büyük önem taşımaktadır. Bu tarz bölgelerde ulaşım yatırımlarında havacılığa ayrılan payın yüksek olması, ulaşım ilk yatırım giderlerin azaltılması için önem arz etmektedir. Bu amaçla ülkemizde havacılık yatırımlarına ve araştırmalara ayrılan kaynakların artırılması, sanayimizin ve ticaretimizin ana unsurlarından olan taşıma ve ulaşımın gelişmesinde büyük katkı sağlayacaktır.

Hava araçlarının gökyüzündeki hareketlerini inceleyen bir bilim dalı olan aerodinamik de havacılığın gelişmesinde etkili olan faktörlerdendir. Hareket halindeki hava araçlarında inceleme ve gözlem yapmak zor olduğu için bu amaçla aerodinamik incelemelerde kullanılmak üzere gökyüzünde hava araçlarının seyrini ve hava koşullarını simüle eden rüzgâr tünelleri geliştirilmiştir. Rüzgâr tünelleri hava gibi hareketli bir gaz içerisinde bulunan katı cisimlere gazın uyguladığı etkilerin incelenmesi, araştırılması ve yorumlanması için tasarlanarak üretilmiş, içerisinde havanın hareket ettirildiği ve hızının ayarlanabildiği tünellerdir. Bu tünel içerisine veya hava çıkışına konumlandırılan hava aracı maketleri; kanat, elevatör, rudder profilleri tarzı taşıyıcı ve hareket kontrolü sağlayıcı yüzeylerin küçültülmüş modellerinin hava akışına verdikleri tepkilerin incelenmesi rüzgâr tünellerinde yapılan aerodinamik incelemelerin temelini oluşturmaktadır.

Hava akımının profiller üzerinde yaptığı etkilerin rüzgâr tüneline incelenmesinde sıcak-tel anemometresi ile hava hızı ölçümü, parçacık görüntüleme ile hava hızı ölçümü (PIV), lazer dopler anemometresi (LDA) gibi farklı teknikler mevcuttur. Bu tekniklerden sıcak-tel anemometresi ile hava hızı ölçüm tekniğinde, ortam sıcaklığının üzerindeki bir sıcaklığa kadar ısıtılan ince bir telin üzerinden geçen havanın telin

direncinde yaptığı değişimlerden faydalanılarak, akan havanın hızının ölçülmesi prensibine dayanmaktadır.

Kanat profili etrafındaki akışın incelenmesi ile uygun kanat profili belirlenmektedir. Hava araçlarının kullanım maksadına bağlı olarak ne kadar bir taşıma kuvvetine ihtiyaç olduğu yine kanat profilinin taşıma katsayısının belirlenmesi ile mümkündür. Akış sırasında sürüklemenin minimum olması kanat profilinin optimum kullanımına imkan sağlayacaktır. Bu yüzden taşımanın maksimum, sürüklemenin minimum olduğu bir kanat profili tercih edilmektedir.

# 1. BÖLÜM

## 1.1. Tezin Amacı

Bu çalışmada, B-17, Cessna 152 uçakları ve S-61 Sikorsky, SH-3 Sea King helikopterlerinde ve rüzgar türbinlerinde aktif olarak kullanılan NACA0012 kanat profiline hava akışı içerisindeki davranışlarının deneysel ve sayısal olarak belirlenmesi sağlanacaktır. Bu sayede havacılık alanında kullanılan profil yapılarının geliştirebilmesi ve bu profillerin performans etkilerinin daha iyi anlaşılması amaçlanmaktadır. Kanatçık tarzı yapıların kullanıldığı gaz türbinli motorların kompresör ve türbin kademelerinde de bu profiline hava içerisindeki davranışlarının belirlenmesi, bu elemanlar için kanatçık geliştirilmesine de yardımcı olacaktır. Ayrıca hava araçları dışında, kanat profillerinin uygulama alanı bulunduğu, rüzgar türbini gibi yapılarda, bu profiline hava akımı içerisindeki davranışlarının belirlenmesinin bu alana da katkı yapacağı düşünülmektedir.

## 1.2. Literatür Araştırması

Rüzgar tünellerinde yapılan deneysel çalışmalar ve kanat profillerinin sayısal modellenmesi ile ilgili literatürde tespit edilen bazı çalışmalar bu kısımda verilmiştir. McCroskey [1], 40'dan fazla rüzgar tüneline geniş mach sayısı, hücum açısı ve Reynolds sayısı aralıkları için NACA0012 profiline özelliklerini tespit etmek üzere çalışmalar yapmıştır. Liu ve Ark.[2], araştırmalarında rüzgar tüneline sınır tabaka akışında iki önemli parametre olan sürtünme hızı ve yüzey pürüzlülük uzunluğu ve sürtünme hızı verilerinin elde edilmesinde, rüzgar hız profili yerine türbülans yoğunluk profiline kullanılmasının uygun olacağını belirtmektedirler. Kamoun ve Ark. [3] kanat profillerinin rüzgar türbinleri için kullanımında, özelliklerinin daha iyi tespit edilmesi için sayısal modeller oluşturarak, bu modeller üzerinde incelemeler yapmıştır. Merabet ve Necib [4], NACA0012 kanat profiline değişik plan biçimlerini, taşıma ve sürüklenme değerlerinin tespiti için deneysel olarak incelemiş ve Prandtl taşıma teorisi

ile karşılaştırmasını yapmıştır. Wittwer ve Moller [5], sıcak tel anemometresi yardımıyla UNNE(Kuzeydoğu Ulusal Üniversitesi-İspanya) rüzgar tünelinin karakteristik özelliklerini belirlemek için deneysel bir çalışma yapmışlardır. Balendra ve Ark. [6], Singapur Ulusal Üniversitesinde yeni dizayn edilen düşük hızlı rüzgar tünelinin karakteristiklerini belirlemiştir. Moonen ve Ark. [7], rüzgar tünellerindeki hava akışı kalitesinin belirlenmesi için yeni standartlar geliştirmeye çalışmıştır. Hölzer ve Sommerfeld[8], küresel olmayan parçacıkların taşıma ve sürüklenmesinin Lattice Boltzmann metodu ile hesaplamıştır Owen ve Owen [9], sesaltı ve sesüstü rüzgar tünellerinde hava akımının kalitesini ve türbülans özelliklerini ölçmüşlerdir. Baker [10], sayısal modellemede yüzeylerde ağ yapısı oluşturma teknikleri ile ilgili çalışmıştır. Moonen ve Ark. [11], düşük hızlı bir rüzgar tünelinin bütün ekipmanları ile sayısal modellenmesi konusunda çalışmıştır. Shan ve Ark. [12], ses altı hızlarda, 6° lik hücum açısında NACA0012 profili üzerindeki hava tabakası ayrılmasını ve vortex jeneratörü hava tabakası ayrılma kontrolü üzerine sayısal çalışmalar yapmıştır. Daud ve Ark. [13], Fluent programı yardımıyla türbülansın NACA0012 profili ve rüzgar tünelindeki gelişmiş akım üzerindeki etkilerini sayısal olarak incelemiştir. Hirahara ve Ark. [14], 500 mm rotor çaplı oldukça küçük bir rüzgar tünelinin genel performansının belirlenmesi üzerine çalışmıştır. Wang ve Ark. [15], düşük rüzgar hızlarında rüzgar türbini vasıtasıyla elde edilen enerji miktarını arttırmak için, rüzgar türbini ve pallerinin rüzgar tüneline deneysel incelemesini yapmış ayrıca bu sonuçları sayısal veriler ile karşılaştırmışlardır. Kishinami ve Ark. [16], yatay eksenli rüzgar türbininin aerodinamik özelliklerini belirlemek için teorik ve deneysel çalışmalar yapmışlardır. Shan ve Ark. [17], NACA0012 profili üzerindeki akış ayrılmasını 4°lik hücum açısı ve 10<sup>5</sup>'lik Reynolds sayısı koşullarında incelemiştir. Amiralaei ve Ark. [20], düşük reynolds sayılarında düzensiz parametrelerin hareketli bir kanat profilinin aerodinamiğine etkilerini analiz etmiştir. Zhou ve Ark. [21], düşük reynolds sayılarında değişik hücum açılarında NACA0012 profili üzerinde oluşan sürüklenme ve taşıma kuvvetlerinin incelemesini yapmış ve  $Re_c \geq 1.05 \cdot 10^4$  değerleri için stall meydana geldiğini ve  $Re_c = 5.3 \times 10^3$  de ise stall oluşmadığını tespit etmiştir. Sheldehl ve Klimas [22], simetrik profillerin 180°'ye kadar olan hücum açıları için rüzgar tüneline oluşan taşıma ve sürüklenme katsayılarını araştırmıştır. Ahmed ve Ark. [23], NACA0012 profilinin etrafında oluşan akım alanıyla ilgili sayısal çözümler yapmış ve profilin hücum kenarının rotasyonuyla sürüklenme oluşumunun azaltılıp, taşıma oluşumunun

arttırılabileceğini tespit etmiştir. Güleren ve Demir [24], rüzgar türbinleri için optimize edilmiş, yüksek performans sağlayacak kanat profili tasarımı amacıyla altı farklı kanat profilin performans analizini yapmış ve Clark-Y kanat profiline en iyi performansa sahip olduğunu tespit etmiştir.

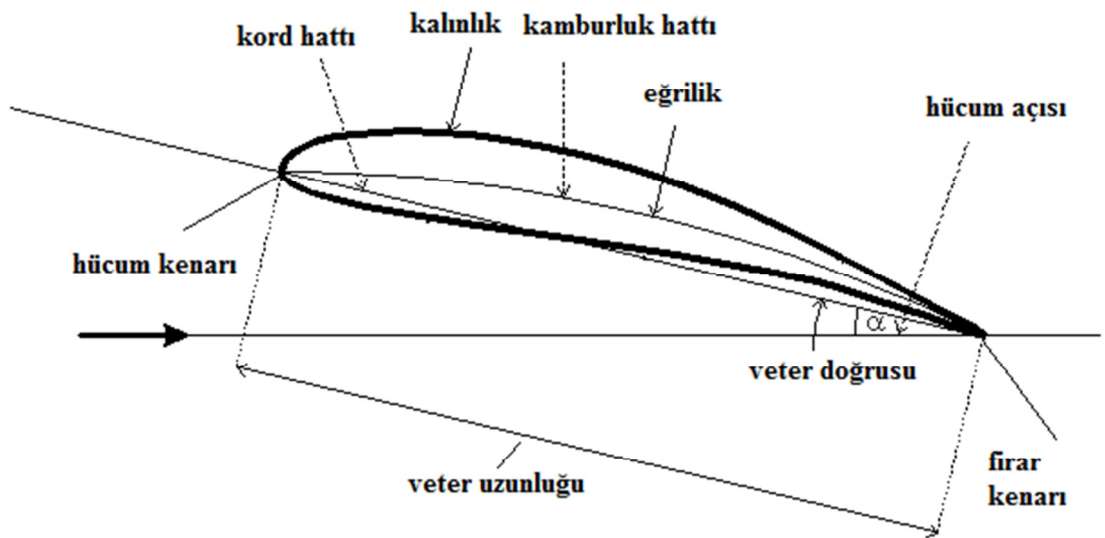
## 2. BÖLÜM

### HAVA ARAÇLARINDA KULLANILAN KANAT PROFİLLERİ

#### 2.1. GİRİŞ

Hava araçlarında kullanılan kanat profilleri şekil ve özelliklerine göre Amerikan Ulusal Aerodinamik Tavsiye Komitesi (NACA) tarafından geliştirilen ve “NACA” ifadesini takip eden bir seri sayı ile tanımlanmaktadır. Bu kodlar tek bir profile karşılık gelmekte ve istenildiğinde gerekli profilin kolay tanımlanmasını ve bulunmasını sağlamaktadır. NACA profilleri; dört basamaklı seriler, beş basamaklı seriler, 1 serileri, 6 serileri, 7 serileri, 8 serileri olmak üzere 6 ana grup altında toplanmaktadır.

Şekil 2.1’de kanat profilinin özelliklerini belirleyen hücum kenarı, firar kenarı, hücum açısı, eğrilik, kalınlık, kord hattı, veter doğrusu, kamburluk hattı gibi terimlerin profil üzerinde temsil ettiği yerler gösterilmiştir.

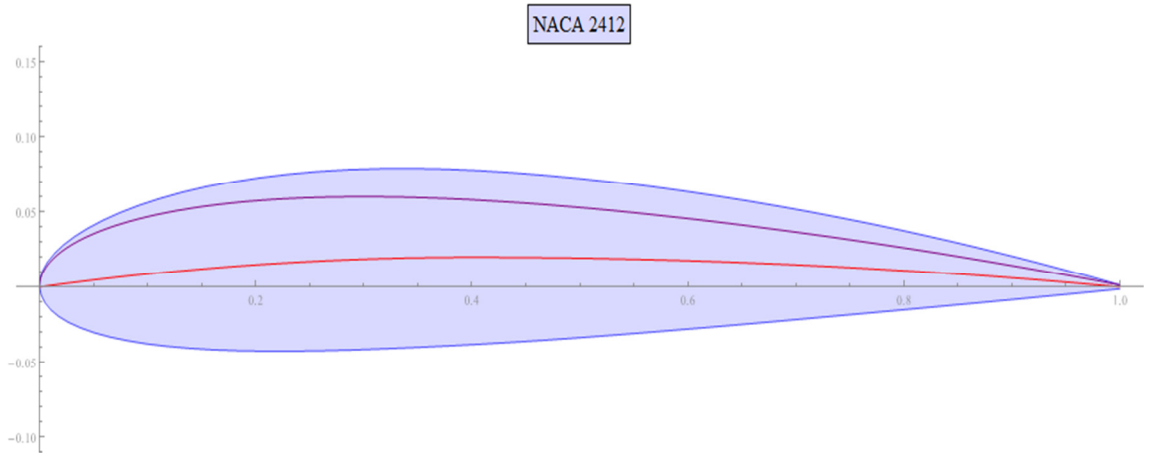


Şekil 2. 1. Kanat profili

## 2.2. Dört Basamaklı Seriler

Bu seride NACA ifadesini 4 basamaklı bir sayı takip etmekte ve takip eden ilk sayı basamağı kanat profilin maksimum kamburluğunun kord hattına oranını vermektedir. İkinci sayı basamağı ise kamburluğun maksimum düzeyde olduğu noktanın kanat profili hücum kenarına olan uzaklığını kord hattının yüzdesi olarak tanımlamaktadır. Son iki sayı basamağı ise kanat profilin maksimum kalınlığının kord hattına oranıdır.

Örneğin Şekil 2.2'de görülen NACA 2412 kanat profilinin maksimum kamburluğu %2, bu noktanın kanat profili hücum kenarına uzaklığının kord hattına oranı %40 ve kanat profilinin maksimum kalınlığının kord hattına oranı %12'dir.



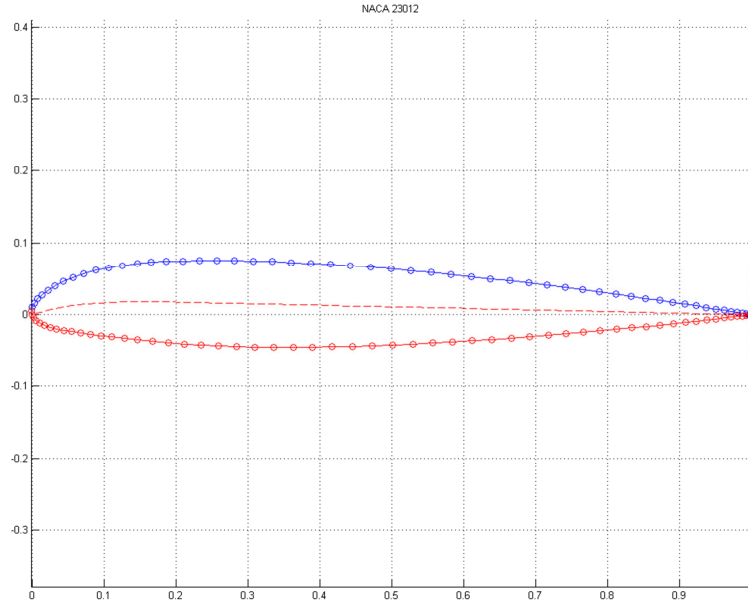
Şekil 2. 2. NACA 2412 kanat profili [18].

## 2.2. Beş Basamaklı Seriler

Beş basamaklı seriler dört basamaklılara göre daha karmaşık kanat profillerini tanımlamak için kullanılmaktadır. Bu seride NACA ifadesi 5 basamaklı bir sayı takip etmekte ve takip eden ilk sayı 0,15 ile çarpıldığında profilin taşıma katsayısını ( $C_L$ ) vermektedir. İkinci ve üçüncü basamaklar 2'ye bölüdüğü takdirde, maksimum kamburluğun hücum kenarına uzaklığını kord hattına oranı olarak göstermektedir.

Dördüncü ve beşinci basamaklar ise profilin maksimum kalınlığını kord hattına oranı olarak vermektedir.

Şekil 2.3'te görülen NACA 23012 kanat profilinin taşıma katsayısı 0,3, maksimum kamburluğunun kanat profili hücum kenarına uzaklığının kord hattına oranı %15, maksimum kalınlığının kord hattına oranı ise %12'dir.



Şekil 2. 3. NACA 23012 kanat profili [19].

### 2.3. "1" Serileri

1 serilerinde kanat profilinin kodlaması yine beş basamaklı bir sayı ile yapılmakta ama ikinci basamaktan sonra bir tire işareti yer almaktadır. Bu serinin NACA ifadesinden sonra ilk gelen terimi serinin numarasını göstermektedir. İkinci basamak, minimum basınç bölgesinin uzaklığının kord hattına oranını vermektedir. İkinci basamağı bir tire işareti takip etmekte ve sonrasında gelen sayı da ondalık olarak taşıma katsayısını vermektedir. Son iki basamak ise profilin maksimum kalınlığının kord hattına oranını göstermektedir.

Örneğin NACA 16-123 kanat profilinin minimum basınç bölgesi kord hattının %60'lık bölümünde yer almaktadır. Taşıma katsayısı 0,1 ve maksimum kalınlığı da kord hattının %23'lük bölümündedir.

### 2.3. "6" Serileri

6-serilerinde profili NACA ifadesini takip eden 6 tane basamak tanımlamaktadır. NACA' dan sonra ilk gelen basamak serinin numarasını göstermektedir. İkinci basamak, minimum basınç bölgesinin uzaklığının kord hattına oranını vermektedir. Üçüncü sırada alt indis olarak yazılan basamak ise profilin dizayn taşıma katsayısının ne kadar aşağısında ve yukarısında düşük sürükleme momenti oluştuğunu belirtmektedir. Üçüncü basamağı bir tire işareti takip etmekte ve sonrasında gelen sayı da ondalık olarak taşıma katsayısını vermektedir. Son iki basamak ise profilin maksimum kalınlığının kord hattına oranını göstermektedir. "a=" işaretini takip eden ondalıklı sayı da profilin kord hattının ne kadarlık bir oranında laminar akışının sağlandığı belirtilmektedir.

Örneğin NACA 61<sub>2</sub>-315 a=0.5 kanat profilinde minimum basınç bölgesi kord hattının %10'luk bölümünde yer almaktadır. Ayrıca 0,3'lük taşıma katsayısının 0,2 aşağısında ve yukarında kalan aralıkta profil düşük sürükleme oluşturmaktadır ve maksimum kalınlığı da kord hattının %50'lik bölümündedir. Son olarak belirtilen 0,5 katsayısı ise kord hattının %50'den fazlasında laminar akış sağlandığını göstermektedir.

### 2.3. "7" Serileri

Bu seride NACA ifadesini takip 7 sayı basamağı bulunmaktadır. İlk sayı basamağı serinin numarasını göstermektedir. İkinci basamak, üst yüzeydeki minimum basınç bölgesinin uzaklığının kord hattına oranı verilmektedir. Üçüncü basamakta ise alt yüzeydeki minimum basınç bölgesinin uzaklığının kord hattına oranı verilmektedir. 4. basamakta yer alan harf ise daha eski NACA serilerinden standart bir profili referans olarak göstermektedir. Sonraki basamakta gelen sayı da ondalık olarak taşıma katsayısını vermektedir. Daha sonraki iki basamakta profilin maksimum kalınlığının kord hattına oranı verilmektedir.

Örneğin NACA 712A315 kanat profilinde üst minimum basınç bölgesi kord hattının %10'luk bölümünde yer almaktadır. Alt minimum basınç bölgesi ise kord hattının %20'lik bölümünde yer almaktadır. Standart "A" profili kullanılmaktadır ve profil 0,3'lük bir taşıma katsayısına sahiptir. Profilin maksimum kalınlığı da kord hattının %15'lik bölümündedir.

### **2.3. "8" Serileri**

Bu seri kanatın altından ve üstünden akan hava miktarının maksimize edilmesi amacıyla dizayn edilmiş süper kritik kanat profillerini içermektedir. Numaralandırması 7-serileri ile aynı olmakla birlikte, yalnızca ilk sayı basamağında yer alan 7'nin yerine seri numarasını belirten "8" ilk basamakta bulunmaktadır.

## 3. BÖLÜM

### NACA 0012 KANAT PROFİLİNİN SAYISAL MODELLEMESİ

#### 3.1. GİRİŞ

Bu bölümde, hava aracı elevatör ve rudderlarında yaygın olarak kullanılan NACA 0012 kanat profilinin; sonlu hacimler yöntemini kullanan bir hesaplamalı akışkanlar dinamiği programı olan ANSYS FLUENT ile modellemesi yapılmış ve profilin karakteristik özelliklerinin program yardımıyla tespitine çalışılmıştır.

#### 3.2 Temel Denklemler

Sayısal akışkanlar dinamiği, bir formdan diğer bir forma geçiş esnasında akış dinamiğinin korunum denklemlerini kullanır. Simülasyonda kullanılan matematiksel model; süreklilik, momentum, enerji ve skaler değişkenler için taşınım denklemlerinin sayısal çözümüne dayanmaktadır [25].

##### 3.2.1. Kütle Korunumu Denklemi

Kütle korunumu denklemi şu şekildedir:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{v}) = S_m \quad (3.1)$$

Bu denklem kütle korunumu denkleminin esas formu olup sıkıştırılabilir ve sıkıştırılamaz akışlar için de geçerlidir.

### 3.2.2. Momentum Denklemleri

$$\frac{\partial}{\partial t} + (\rho \bar{v}) + \nabla \cdot (\rho \bar{v} \bar{v}) = -\nabla \rho + \nabla \cdot (\bar{\tau}) + \rho \bar{g} + F \quad (3.2)$$

Gerilme tensörü şu şekilde tanımlanabilir;

$$\bar{\tau} = \mu [(\nabla \bar{v} + \nabla \bar{v}^T) - \frac{2}{3} \nabla \cdot \bar{v} \cdot I] \quad (3.3)$$

### 3.3. Türbülans Modeli

Problemlerin yapısının çok değişiklik göstermesi nedeniyle her problem için uygun tek bir türbülans modeli bulunmamaktadır. Türbülans modeli seçiminde, akışın fiziksel durumu, istenilen doğruluk seviyesi, model için gerekli olan değerlerin hesaplanabilirliği ve simülasyon için gereken zaman dikkate alınmaktadır. En uygun model tercihi yapmak için yukarıda belirtilen özelliklerin ve kullanılacak modelin sınırlamalarının göz önüne alınması gerekmektedir.

#### 3.3.1. Standard k-ε Türbülans Modeli

Türbülans modelin basit biçimi olan bu modelde iki farklı transport denklemi vardır. Standart k-ε model, türbülans kinetik enerjisi ve dağılımı nedeniyle transport denklemlerine dayanan yarı-deneysel bir modeldir. Standart k-ε modelinin performansını arttırmak için yeni modeller geliştirilmiştir. Fluent programı bu modellerde RNG k-ε model ve realizable k-ε modellerini kullanmaktadır. k-ε modelinin türetilmesinde, akış tamamen türbülanslı kabul edilir ve moleküler viskozitenin etkileri önemsizdir. Bu nedenle standart k-ε modeli sadece tamamen türbülanslı akışlar için geçerlidir.

#### 3.3.2. Standard k-ε Modeli İçin Taşıma Denklemleri

Türbülans kinetik enerji, k, ve onun dağılım oranı, ε, aşağıdaki transport denkleminde hesaplanmıştır [25]:

$$\begin{aligned}\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho k u_i) &= \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \left( \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + G_k + G_b + \rho \varepsilon - Y_M \\ \frac{\partial}{\partial t}(\rho \varepsilon) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \varepsilon u_i) &= \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \left( \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \right) \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} \right] + C_{1\varepsilon} \frac{\varepsilon}{k} (G_k + C_{1\varepsilon} G_b) - C_{2\varepsilon} \rho \frac{\varepsilon^2}{k}\end{aligned}\quad (3.4)$$

Bu denklemlerde,  $G_k$  ortalama hesaplanmış olan hız granyentlerinden dolayı türbülans kinetik enerjinin üretimini gösterir,  $G_b$  kaldırma kuvvetinden dolayı türbülans kinetik enerji üretimidir.  $Y_M$  tüm dağılma oranına sıkıştırılabilir türbülanslı akışta azalıp artma etkisini gösterir.  $C_{1\varepsilon}$ ,  $C_{2\varepsilon}$ ,  $C_{3\varepsilon}$  sabitlerdir.  $\sigma_k$  ve  $\sigma_\varepsilon$  sırasıyla,  $k$  ve  $\varepsilon$  için türbülans Prandtl sayıdır. Türbülans viskozitesi  $\mu_t$ , denklem (3.5)' ten hesaplanır [25].

$$\mu_t = \rho C_\mu \frac{k^2}{\varepsilon} \quad (3.5)$$

Burada  $C_\mu$  bir sabiti göstermektedir. Model sabitleri  $C_{1\varepsilon}$ ,  $C_{2\varepsilon}$ ,  $C_{3\varepsilon}$ ,  $\sigma_k$  ve  $\sigma_\varepsilon$  tipik değerleri aşağıda verilmiştir:

$$C_{1\varepsilon} = 1.44, C_{2\varepsilon} = 1.92, C_{3\varepsilon} = 0.09, \sigma_k = 1.0, \sigma_\varepsilon = 1.3$$

Bu değerler türbülanslı akışta hava ve su ile yapılan deneylerden elde edilmiştir. Model sabitlerin bu değerleri standart olmasına rağmen her biri geniş çapta kabul edilebilir, onlar gerekirse sayısal akışkan dinamiği programında değiştirilebilir.  $G_k$  terimi türbülans kinetik enerji üretimini gösterir. Bu terim standart, RNG, ve realizable k- $\varepsilon$  modelleri için hemen hemen aynı olarak modellenmiştir.  $k$  için bu terim şöyle tanımlanır:

$$G_k = -\rho \overline{u_i u_j} \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \quad (3.6)$$

$G_k$  değeri Boussines hipotezi ile aşağıdaki şekilde yazılabilir:

$$G_k = \mu_t S^2 \quad (3.7)$$

Burada S ortalama gerilme oranıdır:

$$S \equiv \sqrt{2S_{ij}S_{ij}} \quad (3.8)$$

Yüksek Reynolds sayısı kullanıldığı zaman denklem (3.10)da  $\mu_t$  'nin yerine  $\mu_{eff}$  kullanılır. Kaldırma kuvvetinden kaynaklanan türbülans üretimi  $G_b$  aşağıdaki gibi hesaplanır:

$$G_b = \beta g_i \frac{\mu_t}{Pr_t} \frac{\partial T}{\partial x_i} \quad (3.9)$$

Burada  $Pr_t$  enerji için türbülans Prandtl sayısıdır ve  $g_i$  i yönündeki yerçekimi ivmesidir. Standart k- $\epsilon$  modeli için  $Pr_t$  değeri 0,85'dir. Termal yayılma katsayısı,  $\beta$ , aşağıdaki gibi ifade edilir:

$$\beta = -\frac{1}{\rho} \left( \frac{\partial \rho}{\partial T} \right)_p \quad (3.10)$$

Denklem (3.10) ideal gazlar için denk. (3.11)' e indirgenir

$$G_b = -g_i \frac{\mu_t}{\rho Pr_t} \frac{\partial \rho}{\partial x_i} \quad (3.11)$$

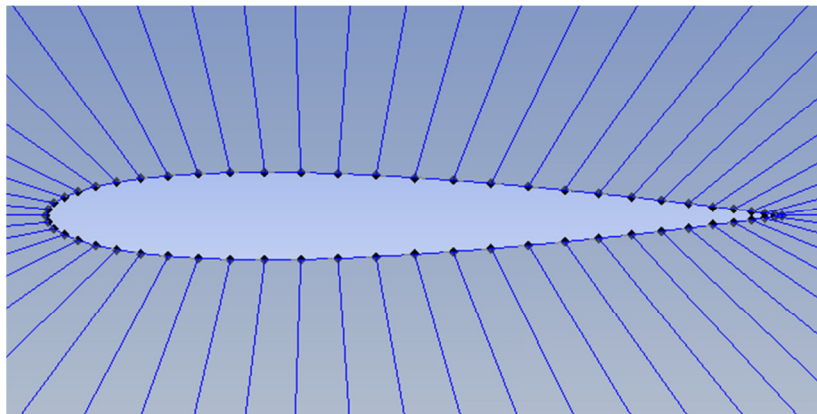
### 3.4. NACA 0012 Kanat Profilinin Geometrisi

ANSYS WORKBENCH ile çizimi yapılan NACA 0012 kanat profilinin, çiziminde bu profilin yüzey koordinatları, profilin özelliklerine uygun olarak Tablo 3.1'de görüldüğü şekilde alınmıştır. Modellenen kanat profilinin kanat açıklığı boyunca bir değişikliğin olmadığı düşünülerek çizim ve simülasyon 2 boyutlu olarak yapılmıştır.

Şekil 3.1'de oluşturulan NACA 0012 kanat profilinin yüzey koordinatları noktasal olarak sunulmuş ve profilin oluşturulduktan sonraki genel görünümü verilmiştir.

Tablo 3. 1. Oluşturulan NACA 0012 kanat profilinin yüzey koordinatları

X Düzlemi	Y Düzlemi	X Düzlemi	Y Düzlemi	X Düzlemi	Y Düzlemi
1	0	0,25	0,059097	0,25	-0,0591
0,997261	0,000387	0,206107	0,057454	0,296632	-0,05964
0,989074	0,001537	0,165435	0,054694	0,345492	-0,05914
0,975528	0,003413	0,128428	0,050834	0,396044	-0,05768
0,956773	0,005962	0,095492	0,045929	0,447736	-0,05536
0,933013	0,009111	0,066987	0,040061	0,5	-0,05231
0,904509	0,012775	0,043227	0,033334	0,552264	-0,04866
0,871572	0,016861	0,024472	0,025862	0,603956	-0,04455
0,834565	0,021271	0,010926	0,017756	0,654509	-0,04009
0,793893	0,025905	0,002739	0,009111	0,703368	-0,03542
0,75	0,030658	0	0	0,75	-0,03066
0,703368	0,035424	0,002739	-0,00911	0,793893	-0,0259
0,654509	0,040093	0,010926	-0,01776	0,834565	-0,02127
0,603956	0,044546	0,024472	-0,02586	0,871572	-0,01686
0,552264	0,048662	0,043227	-0,03333	0,904509	-0,01277
0,5	0,05231	0,066987	-0,04006	0,933013	-0,00911
0,447736	0,055359	0,095492	-0,04593	0,956773	-0,00596
0,396044	0,057676	0,128428	-0,05083	0,975528	-0,00341
0,345492	0,059139	0,165435	-0,05469	0,989074	-0,00154
0,296632	0,059641	0,206107	-0,05745	0,997261	-0,00039
				1	0



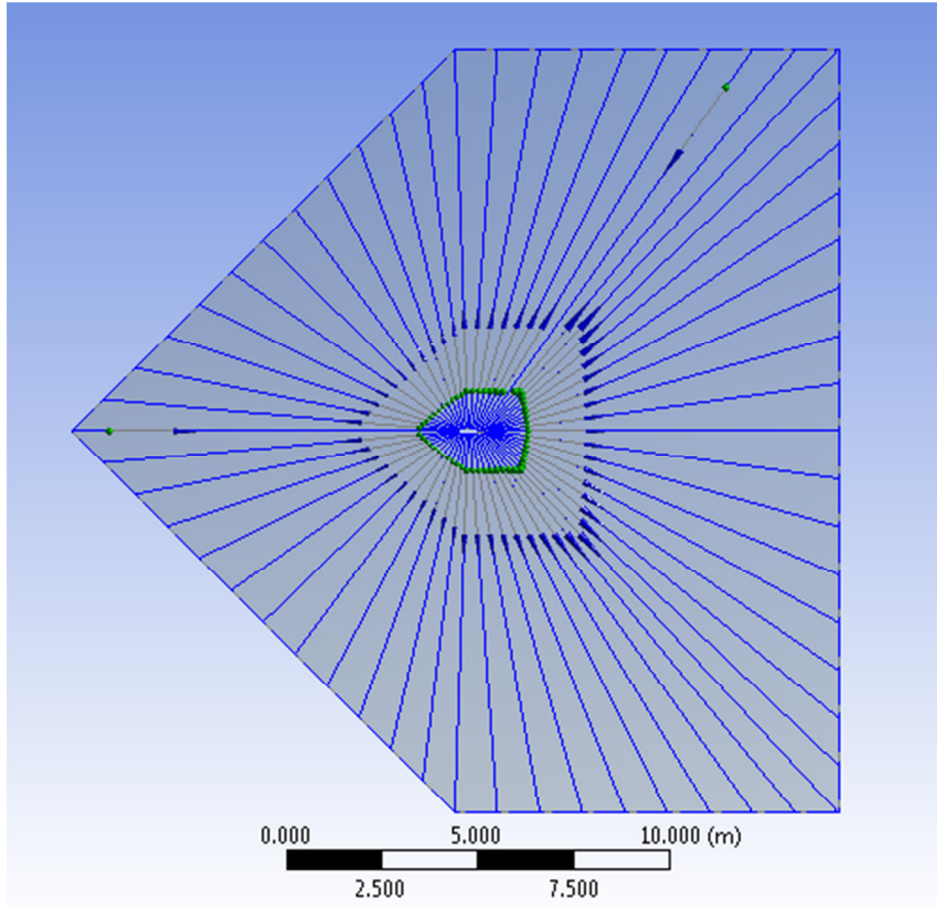
Şekil 3. 1. NACA 0012 kanat profili

Şekil 3.2’de merkezde NACA 0012 kanat profili ve profilin etrafında hava akışı için oluşturulan akış alanının görünümü yer almaktadır. Şekilde görüldüğü üzere kanat profilinin etrafında hava akışı için her yönde profil uzunluğunun 10 katı olan 10’ar metrelik akış alanı bırakılmıştır.

Tablo 3.2’ de oluşturulan modelin genel ölçüleri sunulmuştur.

Tablo 3. 2. Modelin genel ölçüleri.

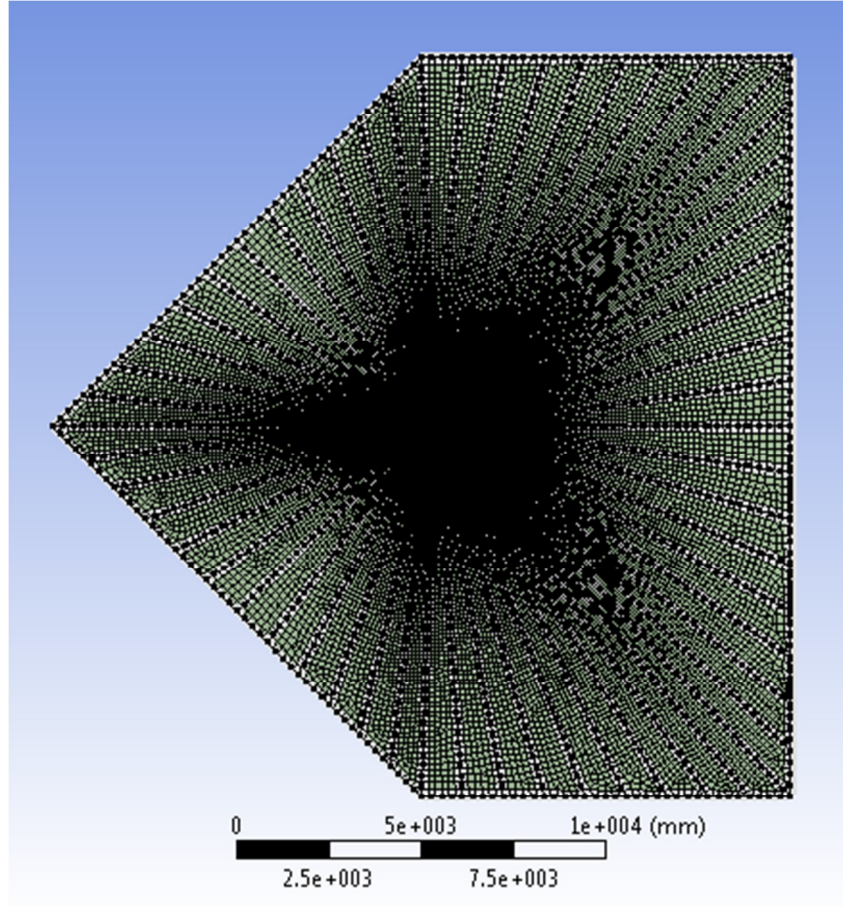
Kanat profilinin uzunluğu	1 m
Kanat profilinin maksimum yüksekliği	12 cm
Akış kesit alanının uzunluğu	20 m
Akış kesit alanının yüksekliği	20 m



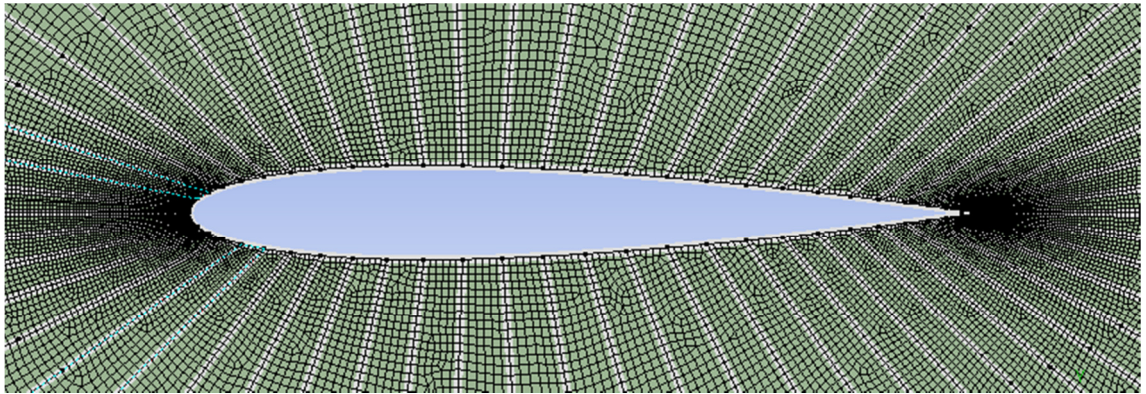
Şekil 3. 2. Oluşturulan NACA 0012 kanat profilinin akış alanı

### 3.5. Sayısal Ağ Üretimi

Bu çalışmada, sayısal simülasyonu yapılan NACA 0012 kanat profiline ait 2 boyutlu geometrik modelin ağ yapısının oluşturulmasında, akış çözümlerine daha uygun olan dörtgen ağ yapısı kullanılmıştır. Profil yüzeyinde oluşan basınç ve hava hızı değişimlerinin daha iyi tespitini sağlamak amacıyla, ağ yapısı profil yüzeyine doğru gittikçe sıklaştırılmış ve yapısal olmayan mesh kullanılmıştır. Şekil 3.3’de oluşturulan ağ yapısı ve şekil 3.4’de de profil etrafında sıklaşan ağın görünümü verilmektedir.



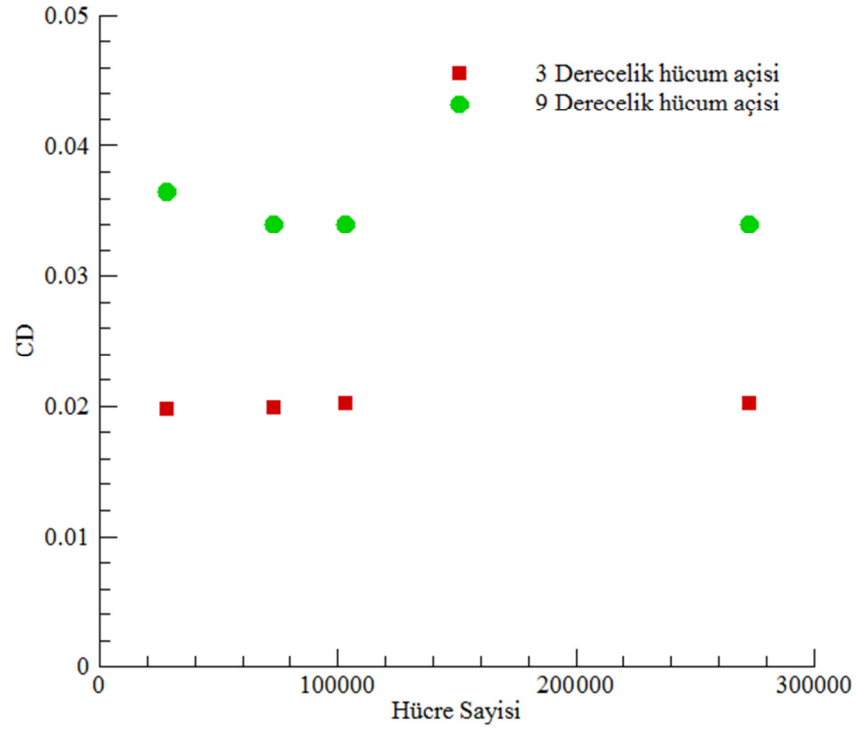
Şekil 3. 3. Oluşturulan ağ yapısının uzaktan görünümü



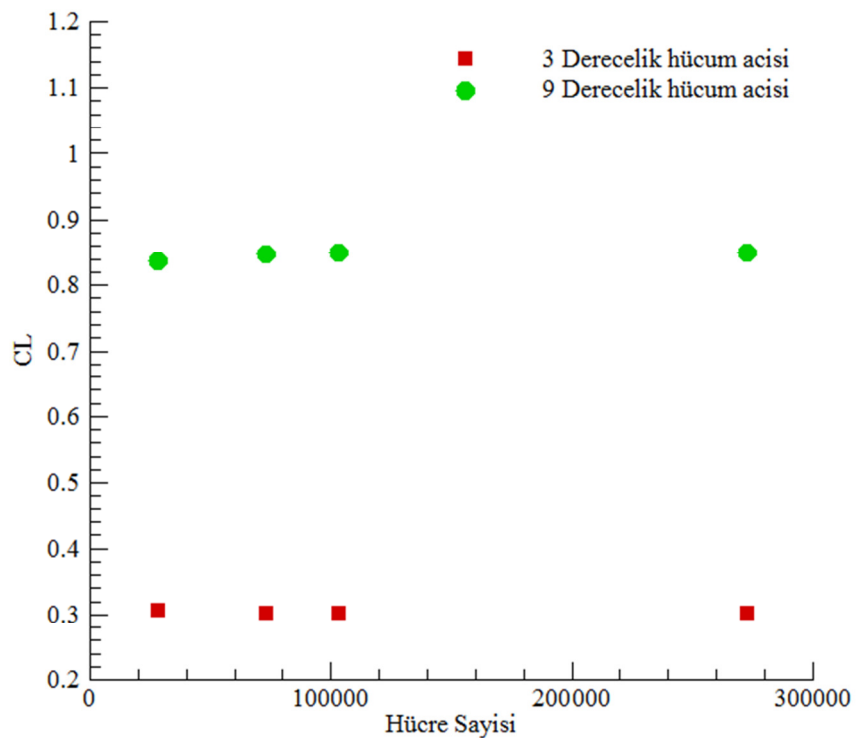
Şekil 3. 4. Oluşturulan ağ yapısının profil çevresindeki görünümü

Simülasyon sonuçlarının ağdaki hücre sayısından etkilenmemesi için dört farklı hücre sayısı ile  $3^\circ$  ve  $9^\circ$  hücum açılarında çözümlenmeler yapılmış ve sonuçların artık kayda değer bir değişim göstermediği ve hesaplama zamanını kısaltacak olan 77880 hücre sayısı seçilip kalan çözümlenmeler ve simülasyonlar bu ağ yapısı ile gerçekleştirilmiştir.

Şekil 3.5’de denenen hücre sayıları ve hücre sayılarına göre  $C_D$ ’nin değişimi; şekil 3.6’da ise hücre sayılarına göre  $C_L$ ’nin değişimi görülmektedir.



Şekil 3. 5. Kullanılan hücre sayılarına göre  $Re= 160.000$ 'de  $C_D$ ’nin değişimi



Şekil 3. 6. Kullanılan hücre sayılarına göre  $Re= 160.000$ 'de  $C_L$ ’nin değişimi

Şekil 3.7’de seçilen 77880 hücre sayısı değeri için  $3 \times 10^6$  Re sayısında Eleni ve Ark. [26] tarafından yapılan çalışma ile bu çalışmada yine aynı Re sayısında bulunan  $C_L/C_D$  değerleri karşılaştırılmıştır.

### 3.6. Sınır Şartları

Sayısal simülasyonda NACA 0012 kanat profilinin hücum açısı olarak  $0^\circ, 3^\circ, 5^\circ, 6^\circ, 9^\circ, 10^\circ, 12^\circ, 15^\circ$ ’den oluşan 8 farklı hücum açısı kullanılmıştır. Hücum açısı değerlerinin profile verilmesinde profilin havaya göre durumunun değiştirilmesi yerine, çizim açısından kolaylık sağlayan ve aynı koşulları yaratan havanın profile açılı gönderilmesi yöntemi tercih edilmiştir. Reynolds sayısı denklem 3.12’den belirlenmiştir.

$$Re = U.L/\nu \quad (3.12)$$

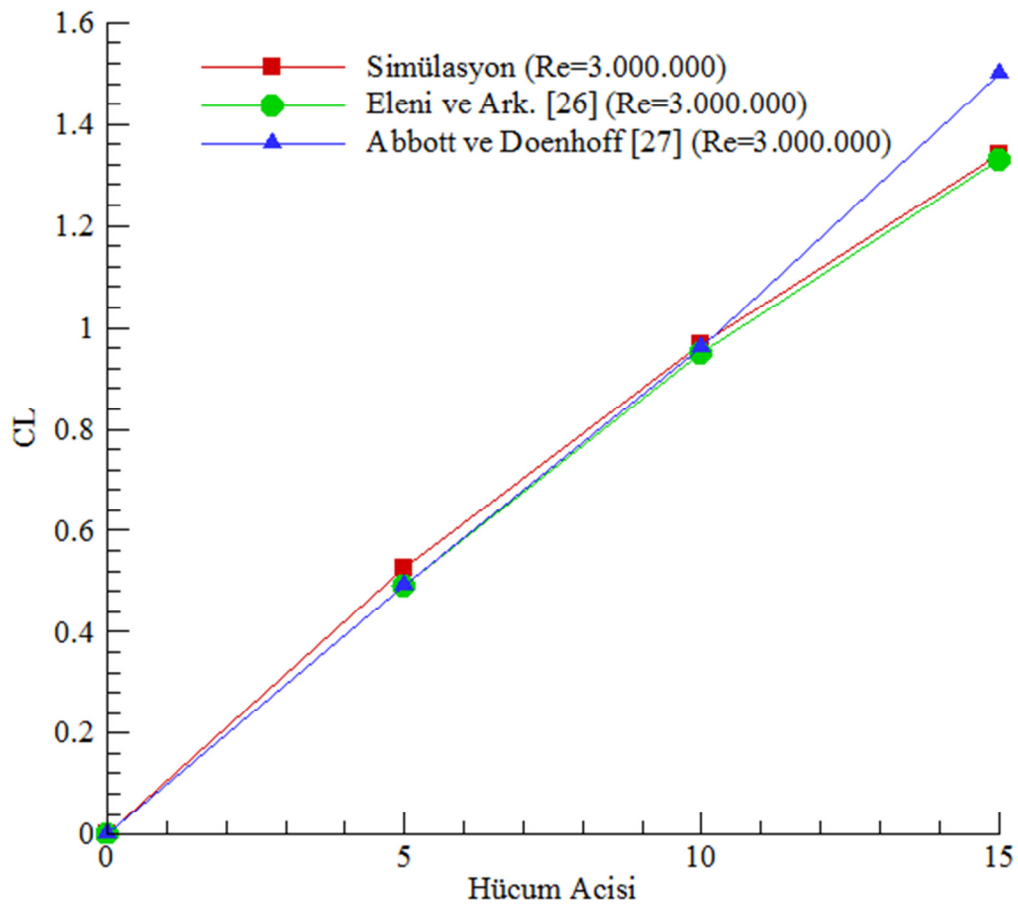
Reynolds sayısının iki farklı değeri ile ( $5,1 \times 10^4$  ve  $1,6 \times 10^5$ ) simülasyonlar yapılmıştır. Çözümlemede sıkıştırılamaz akışlar için daha doğru sonuçlar veren basınca bağlı çözüm yöntemi kullanılmıştır. Analizde k-epsilon gerçekleştirilebilir türbülans modeli tercih edilmiştir. Akışkan olarak  $1,225 \text{ kg/m}^3$  yoğunluğa ve  $1,7894 \times 10^{-5} \text{ kg/m.s}$  viskoziteye sahip hava kullanılmıştır. Denklemler “basit çiftleşmiş” çözüm algoritması ile çözdürülmüş ve “green gauss node based” ve “ikinci derece ayrıklaştırma” çözümlenmeleri seçilmiştir. Çalışılan Reynolds sayılarında akış sıkıştırılamaz kabul edildiği için sayısal simülasyon sonuçlarına etki etmeyecek olan enerji denklemi çözdürülmemiştir. Yakınsama için her parametredeki kalıntıların  $1 \times 10^{-7}$  olması durumuna kadar çözüme devam edilmiştir.

### 3.7. Sayısal Sonuçlar ve Literatür ile Karşılaştırılması

Bu kısımda NACA 0012 kanat profilinin farklı hücum açılarında ( $0^\circ, 3^\circ, 5^\circ, 6^\circ, 9^\circ, 10^\circ, 12^\circ, 15^\circ$ ) konumlandırılmasıyla yapılan sayısal simülasyonlardan elde edilen profilin taşıma katsayısı, sürüklenme katsayısı değerleri ve bu değerlerin daha önce yapılmış farklı deneysel çalışmalarla karşılaştırılması sunulmaktadır. Ayrıca farklı hücum

açılarında profil yüzeyinde oluşan dinamik basınç, statik basınç, basınç katsayısı, hız ve türbülans şiddeti dağılımları da sunulmuştur.

Ayrıca sayısal simülasyonun doğruluğunu test etmek için üç farklı hücum açısı için ( $5^\circ$ ,  $10^\circ$ ,  $15^\circ$ )  $Re=3 \times 10^6$  değerinde elde edilen taşıma katsayısı ( $C_L$ ) değerleri Eleni ve Ark. [26] tarafından k- epsilon türbülans modeli ile gerçekleştirilen sayısal simülasyon ve Abbott ve Doenhoff [27] tarafından aynı Reynolds sayısında gerçekleştirilen deneysel çalışma sonucunda bulunan  $C_L$  değerleri ile karşılaştırılmış ve üç çalışmada birbiriyle iyi uyum gösterdiği görülmüştür. Şekil 3.7’de üç çalışmanın karşılaştırılması yer almaktadır.



Şekil 3. 7.  $C_L$  değerlerinin benzer bir simülasyon ile karşılaştırılması

Tablo 3.1’de simülasyon sonucunda NACA 0012 kanat profili için  $1.6 \times 10^5$  Reynolds sayısında elde edilen taşıma katsayısı ve sürüklenme katsayısı verileri yer almaktadır. Profilin havaya göre hücum açısı arttırıldıkça taşıma ve sürüklenme katsayılarında artış olduğu Tablo 3.1’den anlaşılmaktadır.

Tablo 3.1. Sayısal simülasyon sonucunda bulunan  $C_L$  ve  $C_D$  değerleri

Reynolds Sayısı= $1,6 \times 10^5$		
Hücum Açısı	$C_L$ Simülasyon	$C_D$ Simülasyon
0 °	0,0000	0,0185
3 °	0,3023	0,0199
5 °	0,4949	0,0229
6 °	0,5896	0,0248
9 °	0,8489	0,0340
10 °	0,9249	0,0387
12 °	1,0430	0,0517
15 °	1,1595	0,1379

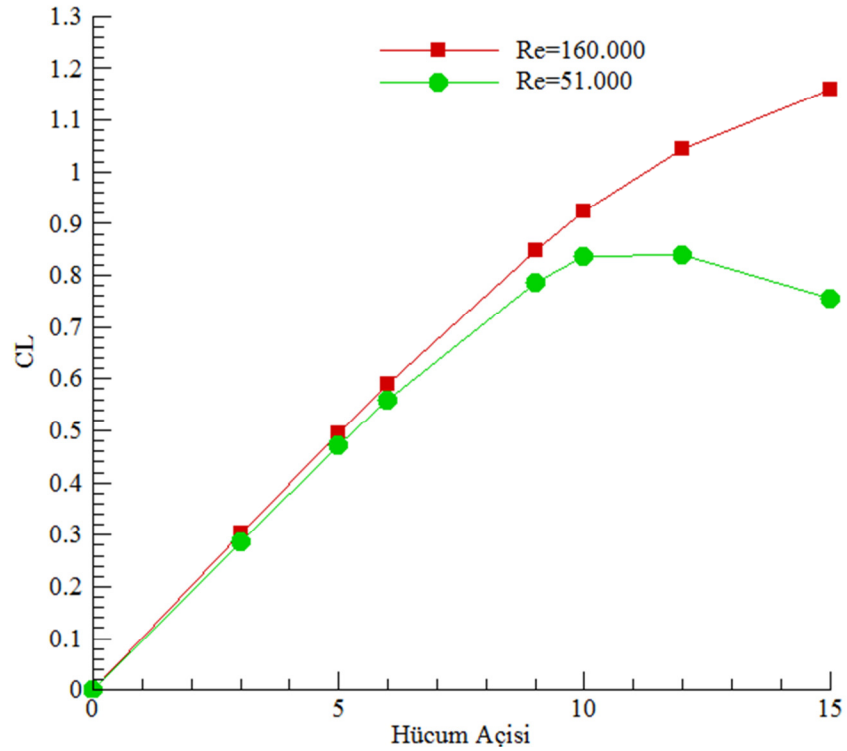
Tablo 3.2’de sayısal simülasyon sonucunda NACA 0012 kanat profili için  $5.1 \times 10^4$  Reynolds sayısında elde edilen taşıma ve sürüklenme katsayısı değerleri gösterilmektedir.

Tablo 3.2. Sayısal simülasyon sonucunda bulunan  $C_L$  ve  $C_D$  değerleri

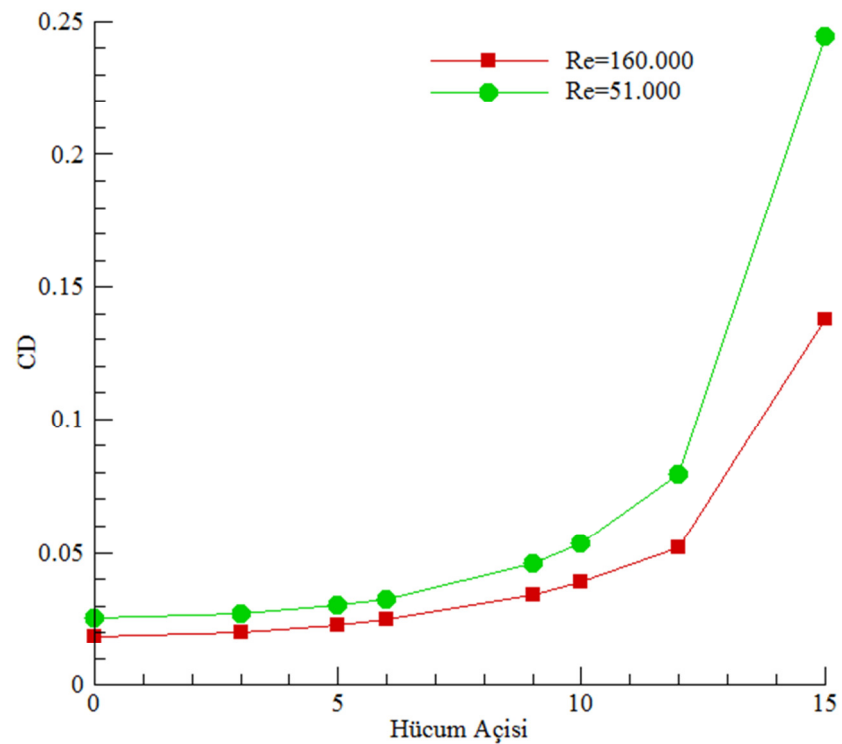
Reynolds Sayısı= $5.1 \times 10^4$		
Hücum Açısı	$C_L$ Simülasyon	$C_D$ Simülasyon
0 °	0,0000	0,0254
3 °	0,2859	0,0271
5 °	0,4707	0,0302
6 °	0,5578	0,0326
9 °	0,7850	0,0458
10 °	0,8366	0,0533
12 °	0,8387	0,0796
15 °	0,7562	0,2445

Taşıma ve sürüklenme katsayısı verilerinin hücum açısına göre değişimi şekil 3.8 ve 3.9’da sunulmuştur. Şekil 3.8 ve şekil 3.9’da  $10^\circ$  hücum açısına kadar taşıma ve sürüklenme katsayısı değerlerinin Re sayısı ile çok fazla değişmediği görülmektedir.  $10^\circ$ - $15^\circ$  arası hücum açılarındaki Re sayısına bağlı olarak taşıma katsayısının değiştiği, dolayısıyla düşük Re sayılarında (51.000) taşıma kaybının daha fazla olduğu

anlaşmaktadır. (Şekil 3.8) Sürüklenme katsayısının yaklaşık  $12^\circ$ 'den sonraki Reynolds sayılarında hızlı bir artış gösterdiği görülmektedir. (Şekil 3.9)

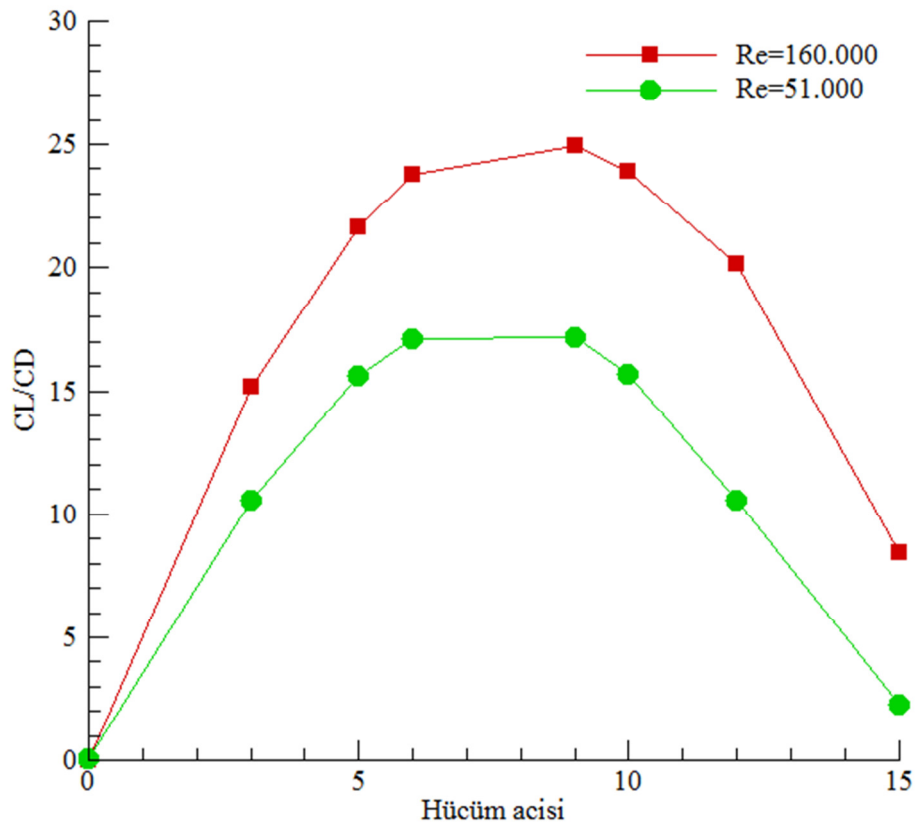


Şekil 3. 8.  $C_L$  değerlerinin sayısal simülasyonda hücum açısına göre değişimi



Şekil 3. 9.  $C_D$  değerlerinin sayısal simülasyonda hücum açısına göre değişimi

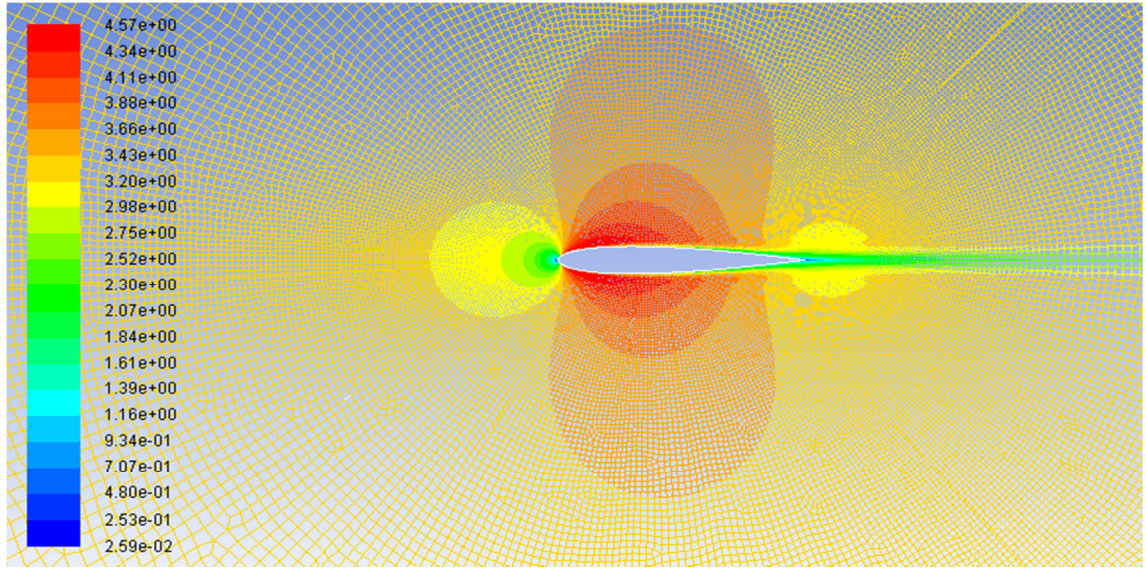
Şekil 3.10'da farklı Reynolds sayıları için  $C_L/C_D$ 'nin hücum açısı ile değişimi gösterilmektedir. Her iki Reynolds sayısında da  $C_L/C_D$ 'nin yaklaşık  $9^\circ$ 'lik hücum açısına kadar arttığı, bu değerden sonra azaldığı görülmektedir.  $9^\circ$  hücum açısından sonra stall meydana geldiği ( $C_L$ 'nin hızla azaldığı ve  $C_D$ 'nin arttığı) anlaşılmaktadır.



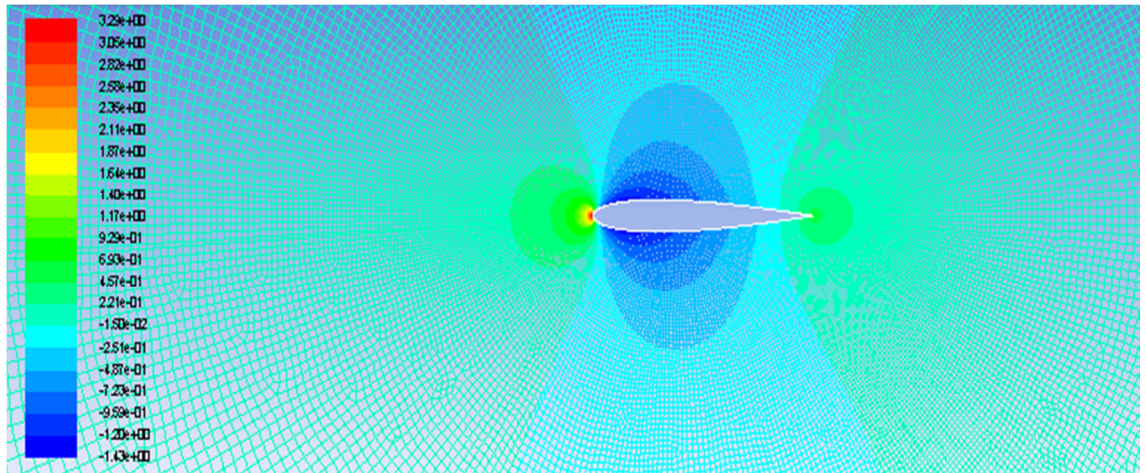
Şekil 3. 10.  $C_L/C_D$ 'nin hücum açısı ile değişimi

Şekil 3.11'de  $0^\circ$  hücum açısında kanat profilinde oluşan dinamik basınç dağılımları görülmektedir. NACA 0012 profilinin alt ve üst yüzeylerinin simetrik olmasının, alt ve üst yüzeylerde oluşan hava hızı dağılımlarının da simetrik olduğu aynı şekilde görülmektedir. Ayrıca profilin hücum ve firar kenarlarında hava tabakasıyla profilin karşılaştığı ve hava tabakasının profili terk ettiği noktalarda dinamik basınçta azalma, buna bağlı olarak da hava hızında azalma göze çarpmaktadır.

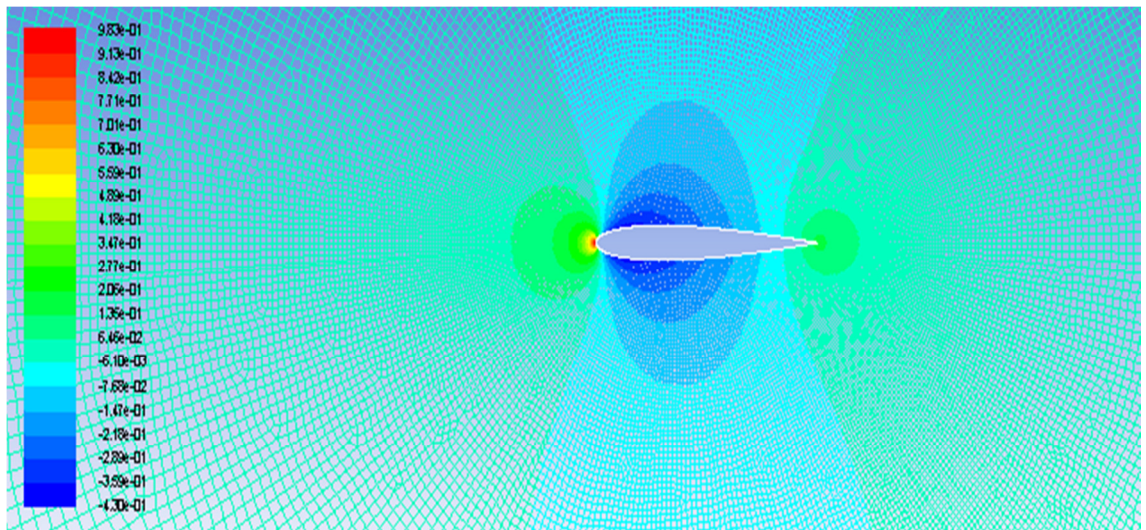
Şekil 3.12'de  $0^\circ$  hücum açısında statik basınç dağılımları, şekil 3.13'te ise basınç katsayısı dağılımı verilmiştir. Şekil 3.14'te hava hızının  $0^\circ$  hücum açısında dağılımı ve Şekil 3.15'te ise aynı hücum açısında türbülans şiddeti ve enerji dağılımı verilmiştir.



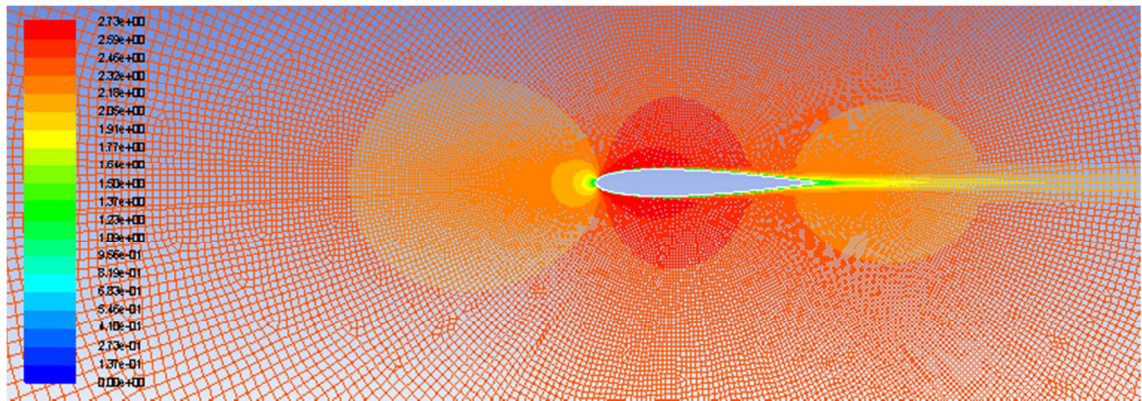
Şekil 3. 11. 0° hücum açısında dinamik basınç dağılımı



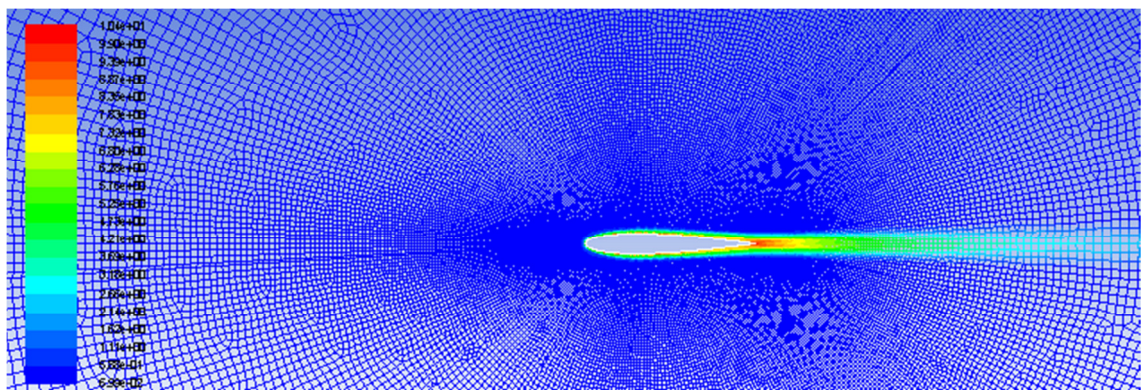
Şekil 3. 12. 0° hücum açısında statik basınç dağılımı



Şekil 3. 13. 0° hücum açısında basınç katsayısı dağılımı

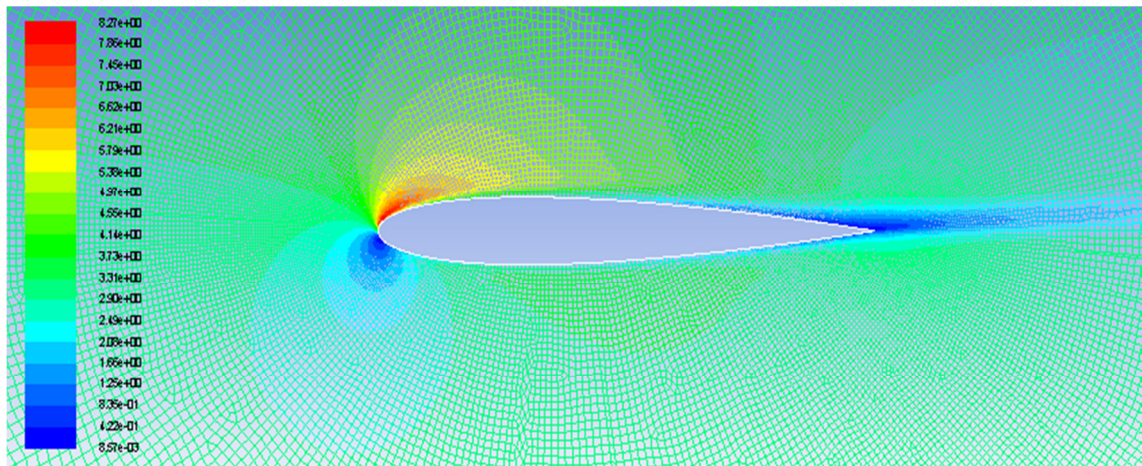


Şekil 3. 14. 0° hücum açısında hava hızı dağılımı



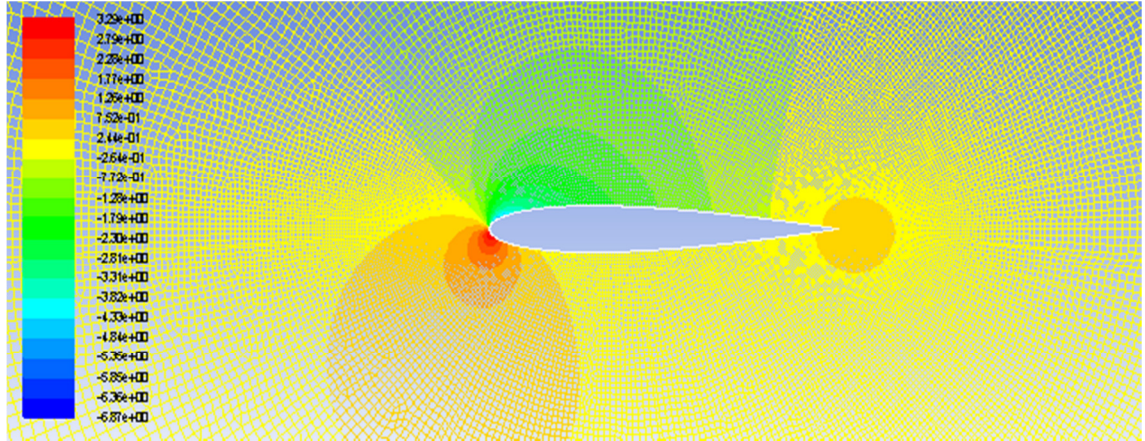
Şekil 3. 15. 0° hücum açısında türbülans şiddeti dağılımı

Hücum açısının 5°'ye çıkması ile birlikte 0° hücum açısında görülen dinamik basınç dağılımlarındaki simetri kaybolmakta ve profilin üst yüzeyinde yüksek dinamik basınç bölgeleri ile altında düşük dinamik basınç bölgeleri oluşmaktadır. Bu basınç bölgelerinin de oluşan taşımayı yarattığı anlaşılmaktadır. 5°'lik hücum açısında oluşan dinamik basınç dağılımı şekil 3.16'da verilmiştir.

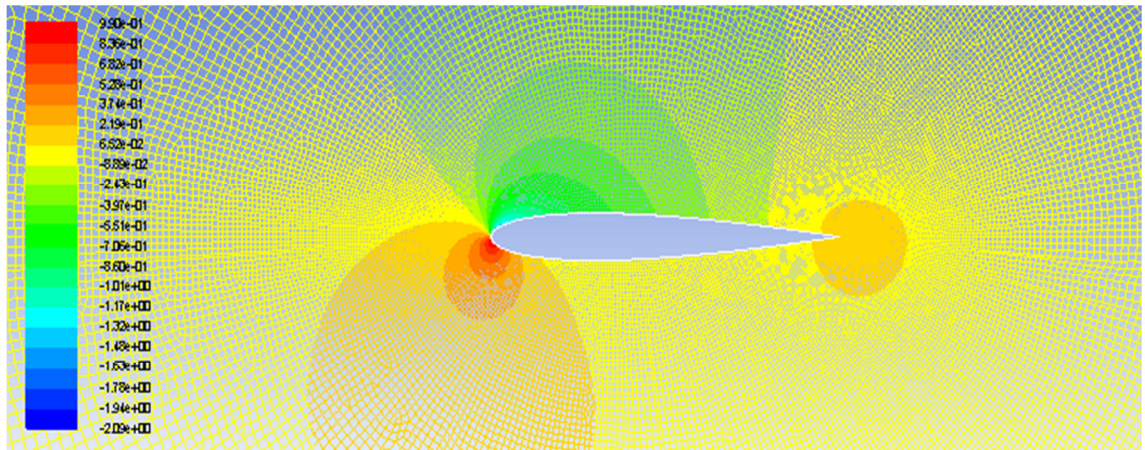


Şekil 3. 16. 5° hücum açısında dinamik basınç dağılımı

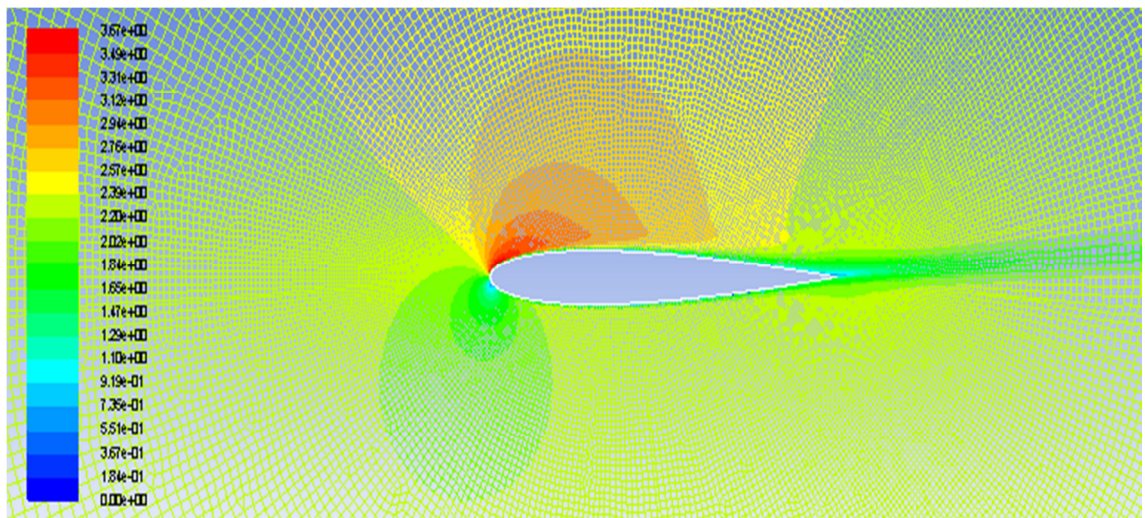
5°'lik hücum açısında statik basınç dağılımı şekil 3.17'de, basınç katsayısı dağılımı şekil 3.18'de, akış hızı dağılımı şekil 3.19'da ve türbülans şiddeti dağılımı ise şekil 3.20'de verilmiştir.



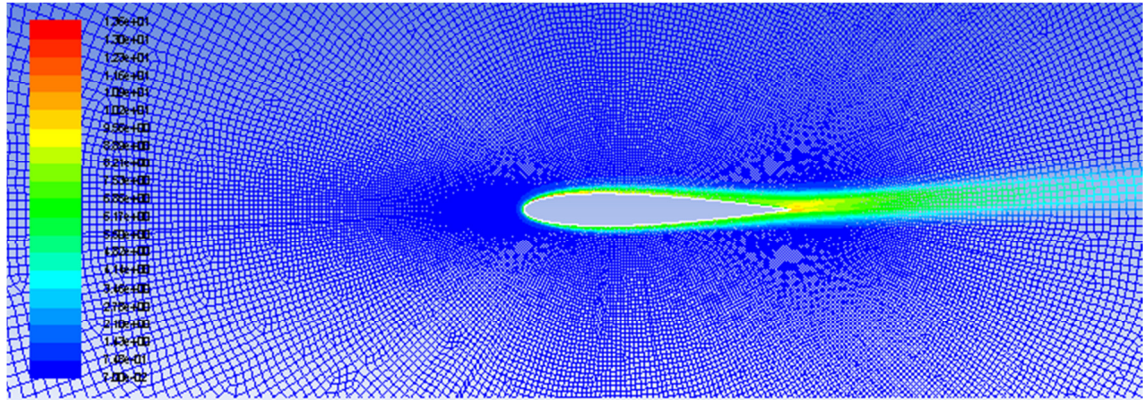
Şekil 3.17. 5° hücum açısında statik basınç dağılımı



Şekil 3.18. 5° hücum açısında basınç katsayısı dağılımı

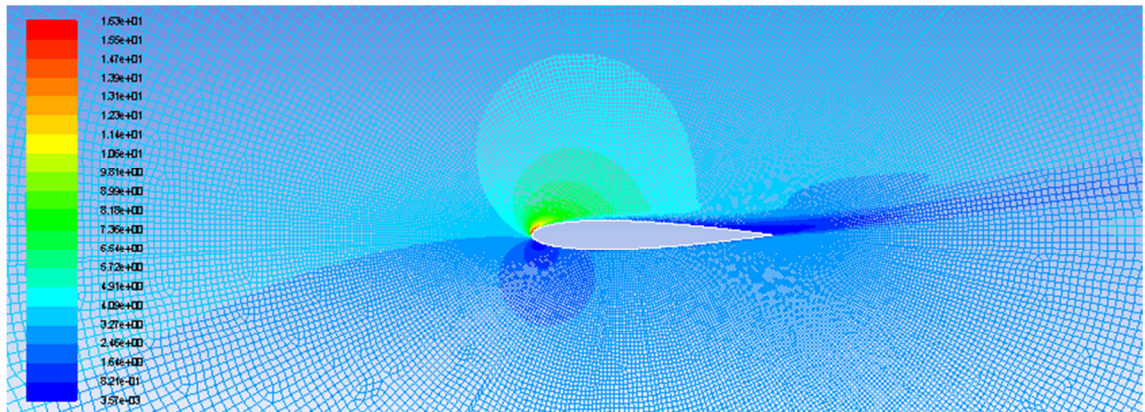


Şekil 3.19. 5° hücum açısında hava hızı dağılımı



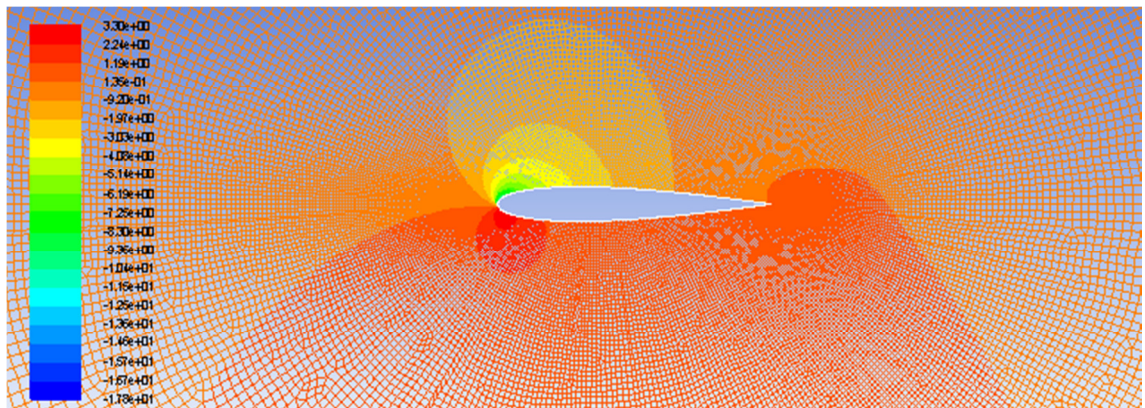
Şekil 3. 20. 5° hücum açısında türbülans şiddeti dağılımı

10°'lik hücum açısında profilin üst kısmında oluşan dinamik basınç artışının daha belirgin hale geldiği ve profilin alt yüzeyinde oluşan düşük dinamik basınç bölgesinin genişlediği şekil 3.21'de görülmektedir.

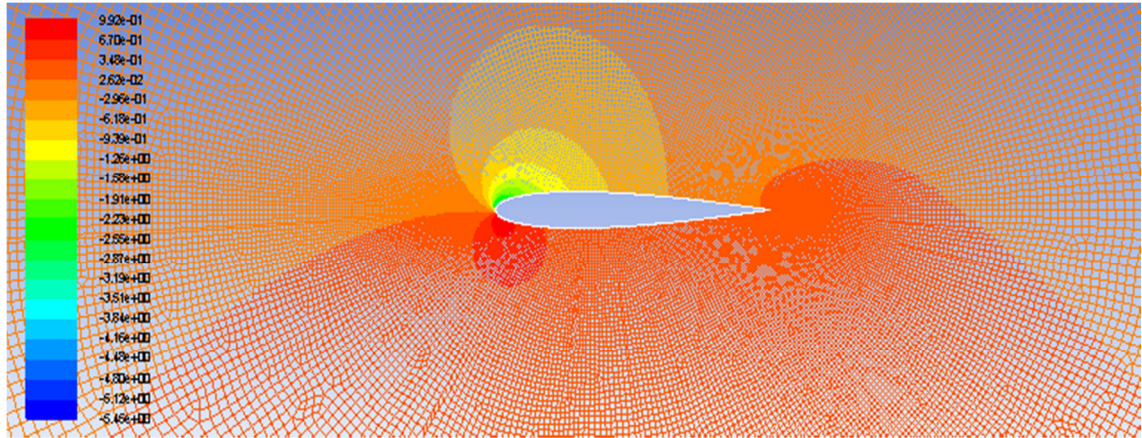


Şekil 3. 21. 10° hücum açısında dinamik basınç dağılımı

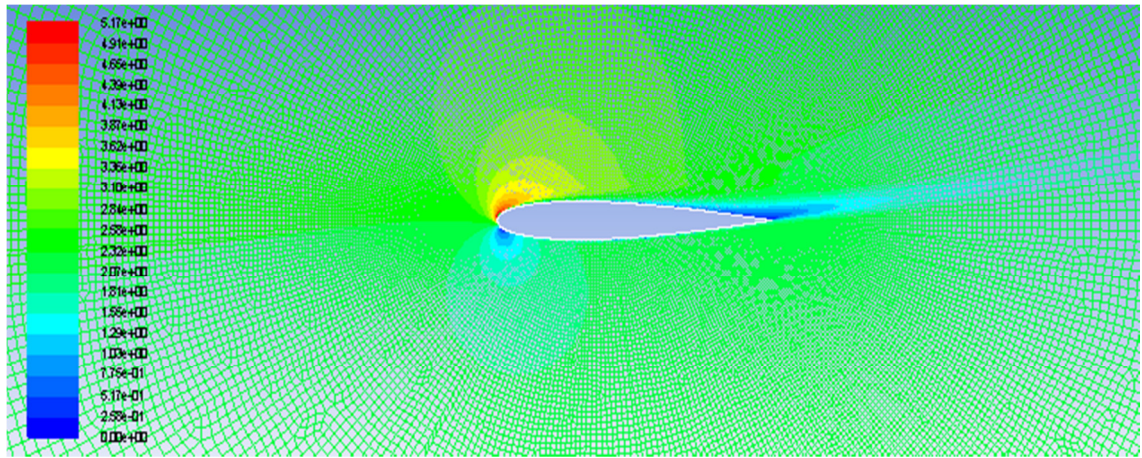
Şekil 3.22'de 10°'lik hücum açısında statik basınç dağılımı, şekil 3.23'te basınç katsayısı, şekil 3.24'te hava hızı değişimi ve şekil 3.25'te türbülans şiddeti verilmiştir.



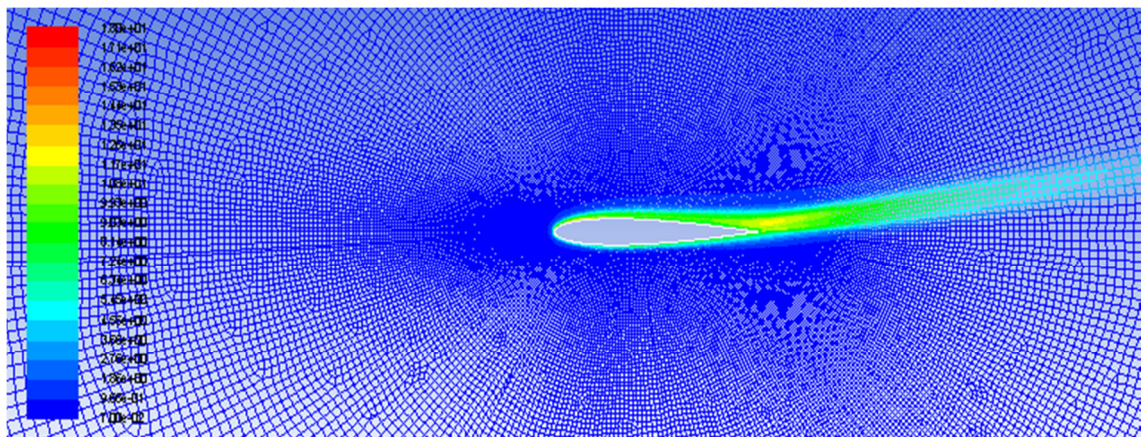
Şekil 3. 22. 10° hücum açısında statik basınç dağılımı



Şekil 3. 23. 10° hücum açısında basınç katsayısı dağılımı

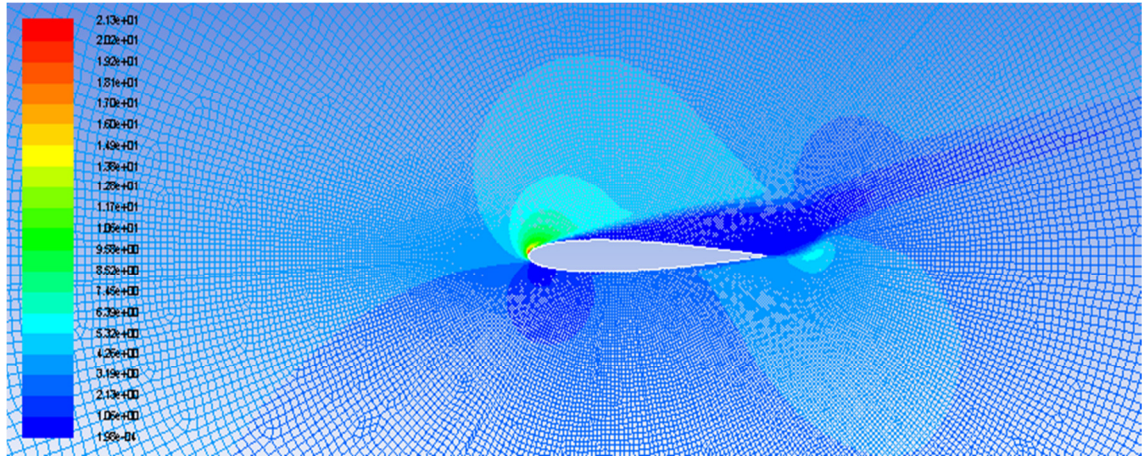


Şekil 3. 24. 10° hücum açısında hava hızı dağılımı



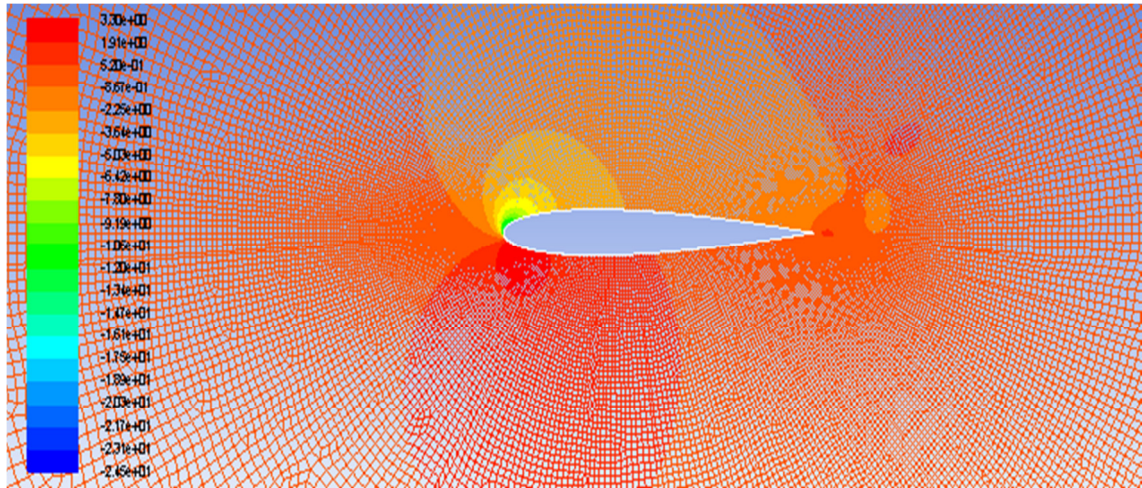
Şekil 3. 25. 10° hücum açısında türbülans şiddeti dağılımı

15 °'lik hücum açısında taşıma oluşturan yüksek dinamik basınç bölgelerinin varlığını koruduğu şekil 3. 26'da görülmektedir. Ayrıca profilin üst yüzeyinin firar kenarına yakın kesimlerinde sınır tabaka ayrılmalarının başladığı, hücum açısının arttırılmaya devam edilmesi halinde taşıma kayıplarının olduğu göze çarpmaktadır.

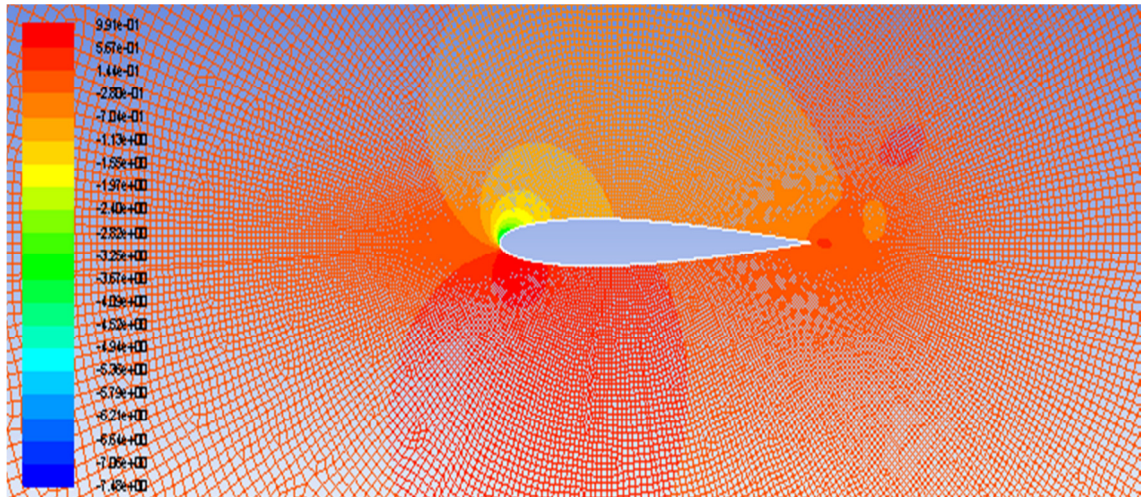


Şekil 3. 26. 15° hücum açısında dinamik basınç dağılımı

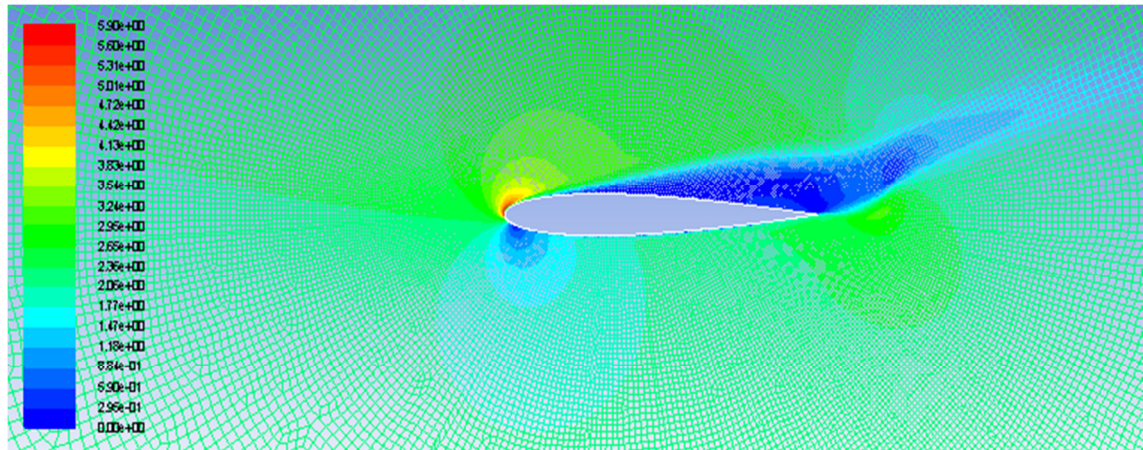
Sırasıyla şekil 3.27-30'da statik basınç, basınç katsayısı, hız ve türbülans şiddeti dağılımları 15°'lik hücum açısı için verilmiştir.



Şekil 3. 27. 15° hücum açısında statik basınç dağılımı

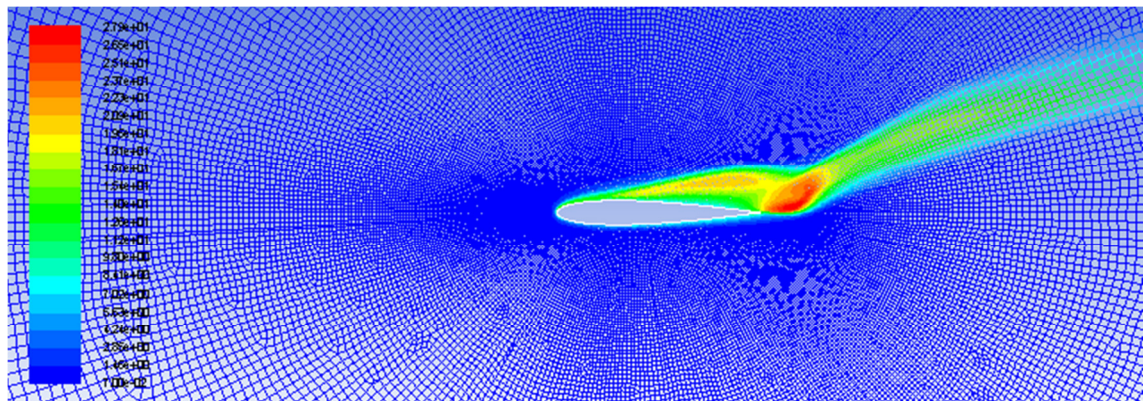


Şekil 3. 28. 15° hücum açısında basınç katsayısı dağılımı



Şekil 3. 29. 15° hücum açısında hava hızı dağılımı

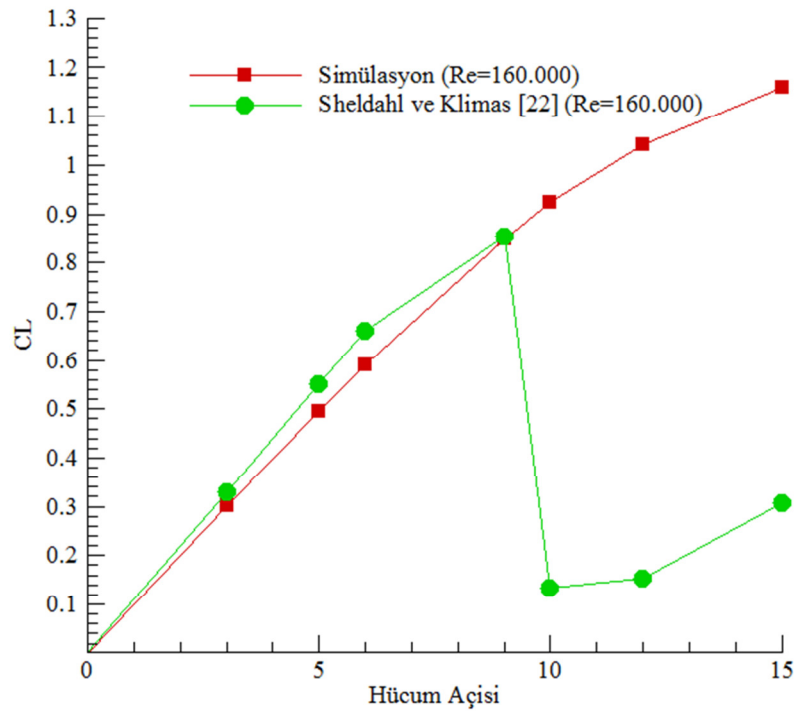
Şekil 3.30'da 15°'lik hücum açısında türbülans şiddetinin profilin firar kenarında belirgin oranda arttığı görülmektedir.



Şekil 3. 30. 15° hücum açısında türbülans şiddeti dağılımı

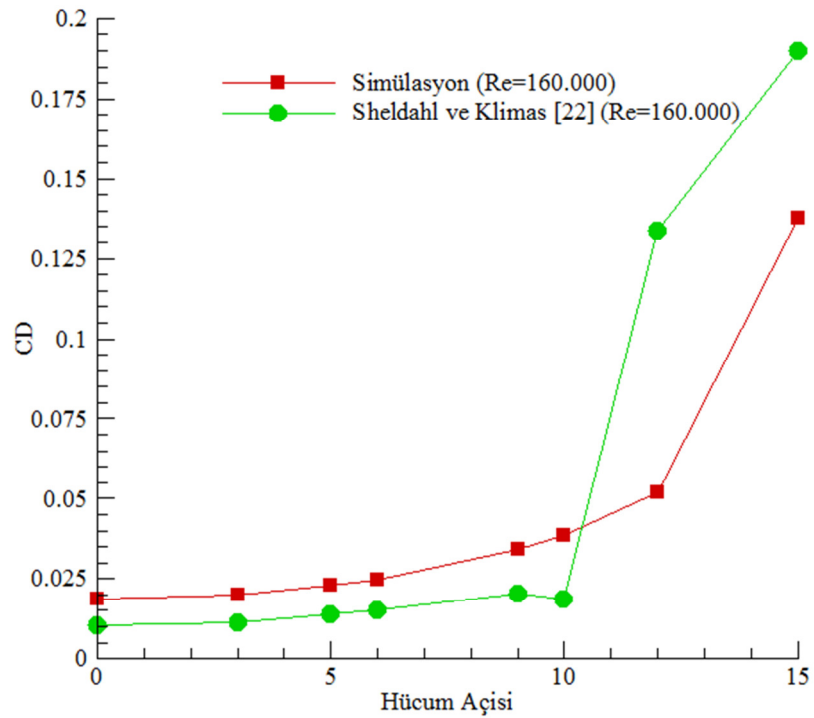
NACA 0012 kanat profilinin taşıma ve sürüklenme özellikleri ile ilgili Sheldahl ve Klimas [22] ve Zhou ve Ark.[21] tarafından yapılan deneysel çalışmalar ile bu çalışmada sayısal simülasyon sonucunda bulunan değerlerin karşılaştırılması şekil 3.30, 3.31, ve 3.32'de verilmiştir.

Şekil 3.31'de simülasyon sonucunda bulunan  $C_L$  değerleri ile Sheldahl ve Klimas [22] tarafından bulunan değerlerin 9°'lik hücum açısına kadar büyük ölçüde uyum içerisinde olduğu görülmektedir. 10°'lik hücum açısında Sheldahl ve Klimas'ın [22] çalışmasında taşıma katsayısı belirgin bir biçimde düşmekte, sayısal simülasyonda ise taşıma katsayısı değerindeki artış devam etmektedir. 10° ve 15°'lik hücum açıları arasında kalan değerlerde iki çalışma arasında bazı farklar olduğu görülmektedir.



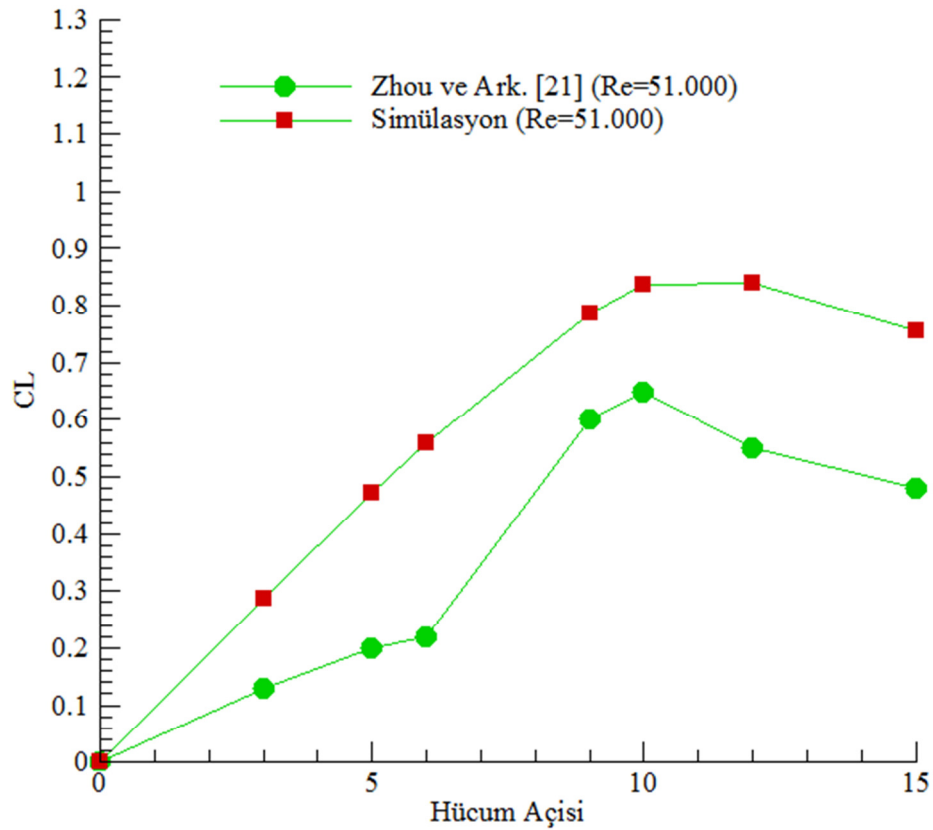
Şekil 3. 31. Re=160.000'de  $C_L$  değerlerinin karşılaştırması

Şekil 3.32'de simülasyon sonucunda bulunan  $C_D$  değerleri ile Sheldahl ve Klimas [22] tarafından bulunan değerlerin  $10^\circ$ 'ye kadar çok iyi uyumlu olduğu,  $10^\circ$ 'den sonraki hücum açıları için ise değerler arasında farklılıklar olduğu görülmektedir.



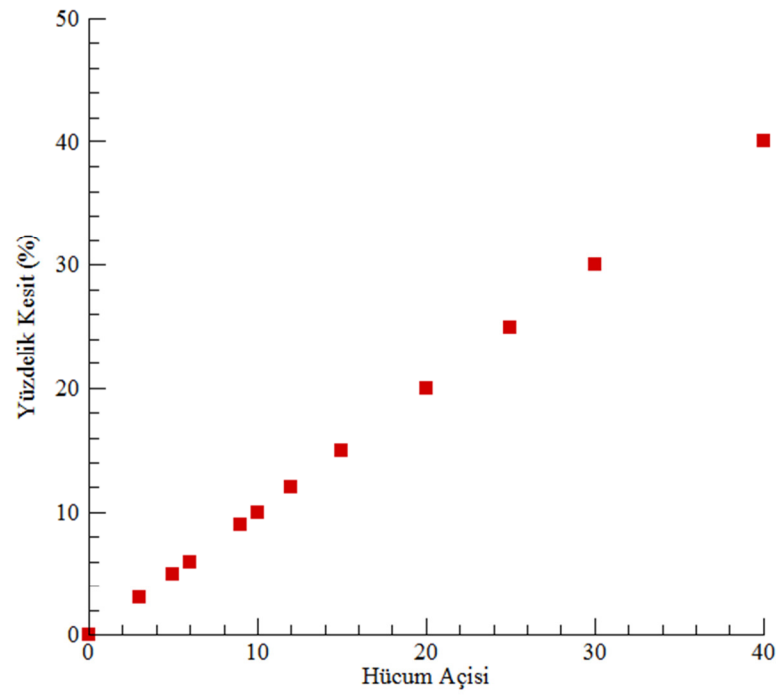
Şekil 3. 32. Re=160.000'de  $C_D$  değerlerinin karşılaştırması

Şekil 3.33'te simülasyon sonucunda bulunan  $C_L$  değerleri ile Zhou ve Ark. [21] tarafından bulunan değerlerin uyumlu olduğu görülmektedir. Yalnızca  $10^\circ$ 'nin üzerindeki hücum açılarında küçük farklılıklar olduğu görülmektedir.



Şekil 3. 33.  $Re=51.000$ 'de  $C_L$  değerlerinin karşılaştırılması

Şekil 3.34'te sayısal simülasyon sonucunda bulunan, kanat profiline çarpan havanın durma noktasının yerinin hücum açısına göre değişimi görülmektedir. Durma noktasının yerinin tayininde veter doğrusu yüz birimlik parçalara ayrılarak referans sistem olarak kullanılmıştır. Şekilde bu noktaların hücum açısına göre kanat profilinin hücum kenarından ne kadar uzaklaştığı veter doğrusunun yüzdesi olarak verilmektedir. Bu şekilden hücum açısının artışı ile durma noktasının hücum kenarından firar kenarına doğru kaydığı görülmektedir.  $10^\circ$ 'lik hücum açısında hücum kenarından veter doğrusunun yaklaşık % 10'u uzaklıkta olan durma noktası  $20^\circ$ 'lik hücum açısında yaklaşık % 20'lik uzaklığa,  $40^\circ$ 'lik hücum açısında ise hücum kenarından yaklaşık %40'lık uzaklıkta olduğu anlaşılmaktadır. Durma noktasının hücum açısı ile değişimi beklenildiği gibi gerçekleşmiştir.



Şekil 3. 34. Durma noktasının hücum açısı ile değişimi

## 4. BÖLÜM

### NACA 0012 KANAT PROFİLİNİN DENEYSEL İNCELENMESİ

#### 4.1. GİRİŞ

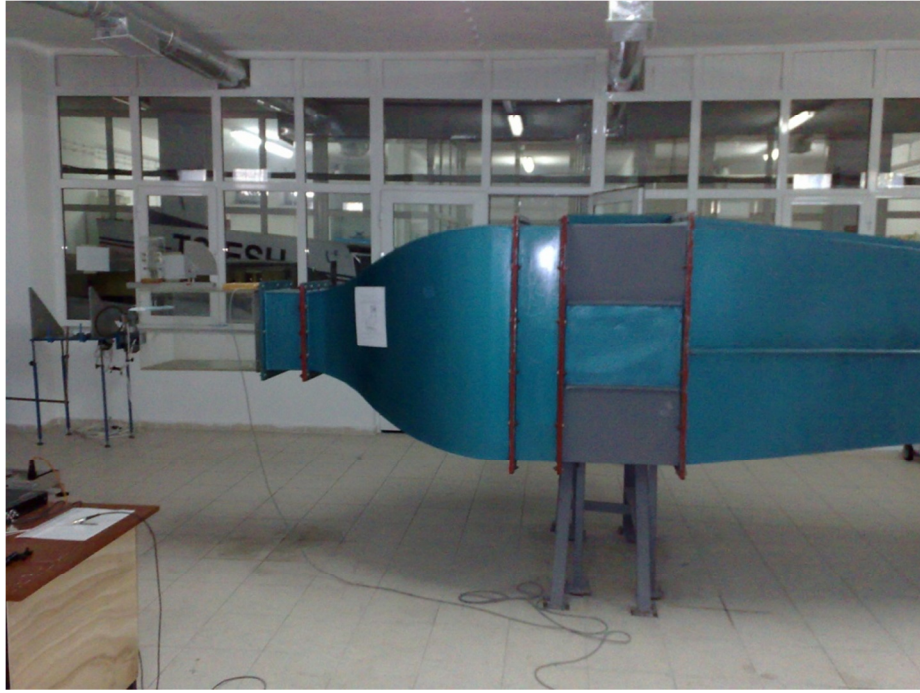
Bu kısımda deneysel prototipi oluşturulan NACA 0012 kanat profilinin belirlenen 11 farklı hücum açısı (0, 3, 5, 6, 9, 10, 12, 15, 20, 25, 30) değerleri için rüzgar tüneline yapılan deneylerde bulunan taşıma katsayısı değerleri sunulmuş ve literatürdeki benzer deneysel çalışmalarla ve FLUENT programı kullanılarak yapılan sayısal simülasyonla karşılaştırması yapılmıştır.

#### 4.2. Deney Düzeneği

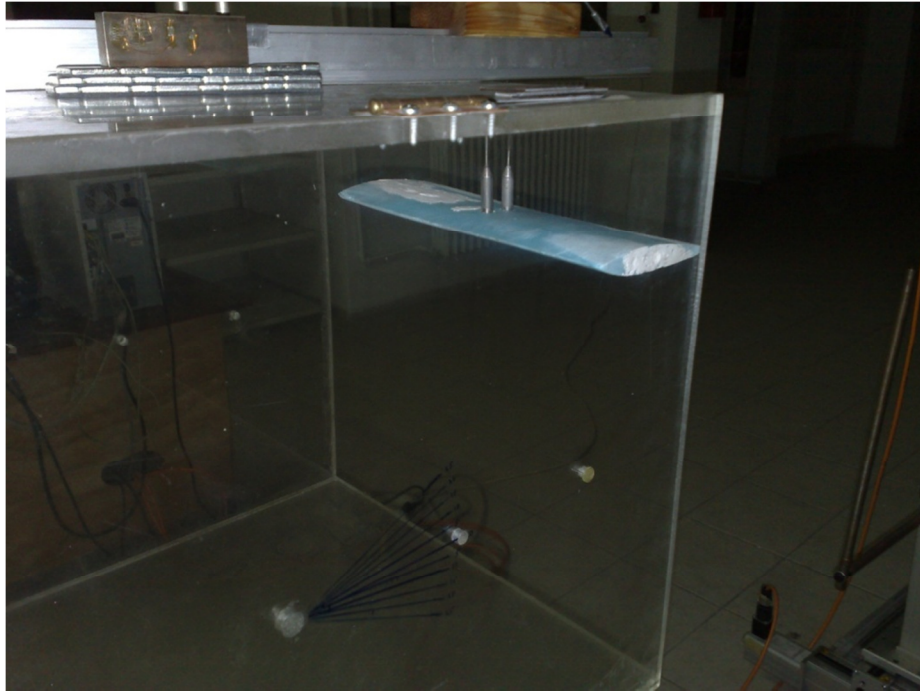
Bu çalışmadaki deneysel araştırmalar Erciyes Üniversitesi, Sivil Havacılık Yüksekokulu, aerodinamik laboratuvarında gerçekleştirilmiştir. Çalışmasında kullanılan deney düzeneği, rüzgar tüneli, test bölgesi, sıcak tel anemometresi, üç boyutlu travers mekanizması, ölçümlerde kullanılan test aygıtları ve sert köpükten hazırlanan NACA 0012 modelinden oluşmuştur.

Deneysel şekil 4.1’de fotoğrafı verilen 400 mm x 400 mm kare kesitli bir test bölgesine sahip açık devre bir ses altı rüzgar tüneline yapılmıştır. Tünel; motor ve hız ayar ünitesi, yayıcı kısım, akış düzenleyici bölge, daralma konisi ve test bölgesi olmak üzere beş temel kısımdan oluşmaktadır.

Taşıma ve sürükleme katsayısı değerlerinin tespiti için NACA 0012 kanat profilinin şekil 4.2’de gösterilen 12 cm x 29 cm boyutlarında bir modeli hazırlanmış ve bu model üzerinde oluşan dikey ve yatay yönlü kuvvetleri belirlemek için şekil 4.3’de görülen ikili bir yay mekanizmasına ince metal çubuklar vasıtası ile bağlanmıştır.



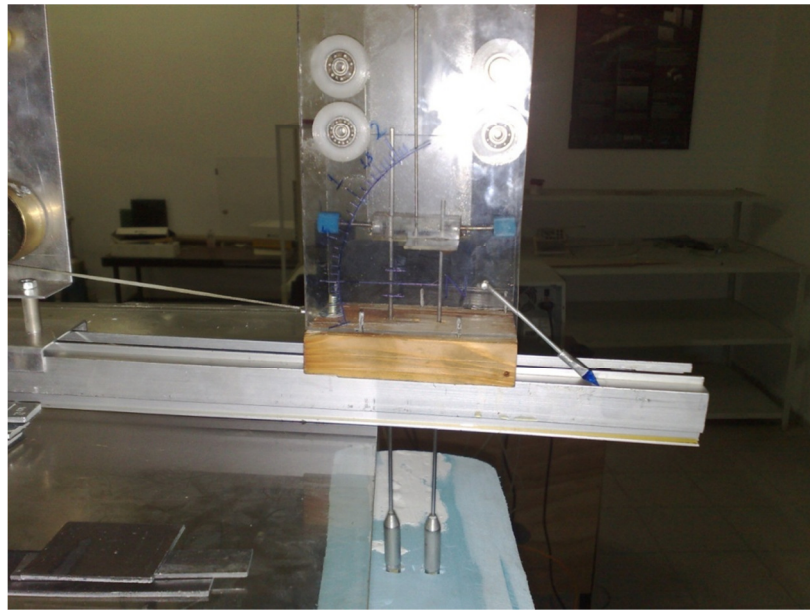
Şekil 4. 1. Deneyleerde kullanılan rüzgar tüneli



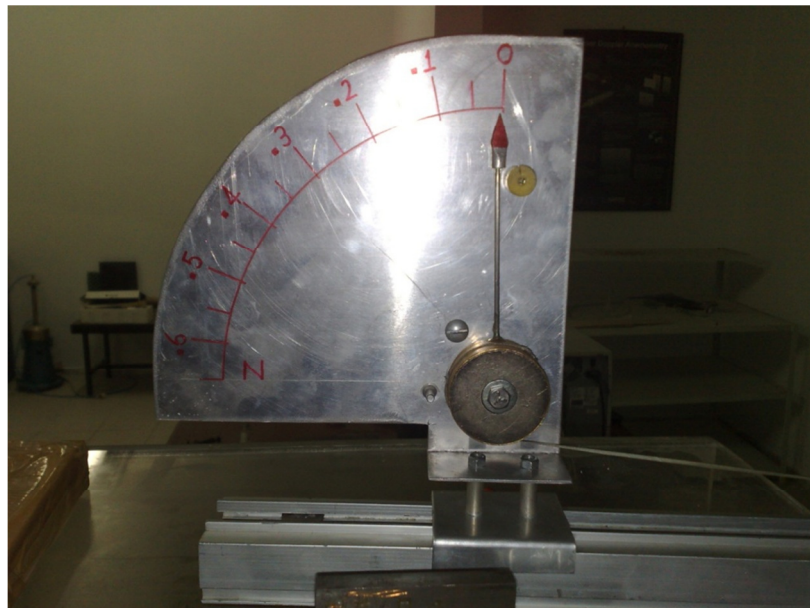
Şekil 4. 2. NACA 0012 kanat profili modeli

Şekil 4.3'teki sistem model üzerinde oluşan dikey yönlü taşıma kuvvetini çubuklar vasıtası ile içerisindeki yaya aktarmakta ve bu yay üzerinde meydana gelen uzama ve kısalmaların ölçümü ile modelin taşıma kuvvetinin tespiti sağlanmaktadır. Şekil 4.3'te görülen dikey yöndeki hareket ölçüm sistemi bir ray üzerine oturtulmuş ve modelin

sürüklemenin etkisi ile yatay yönde yapacağı hareketlerin etkisiyle ray üzerinde hareket etmesi sağlanmıştır. Yine aynı ray üzerinde dikey hareket ölçüm ekipmanına metal bir tel vasıtasıyla bağlanmış bir kuvvetölçer sayesinde yatay yönde oluşan sürüklenme kuvvetinin ölçümü yapılabilmektedir. Bu ünite 1-6 Newton aralığında ölçüm yapıldığından ve deneylerde beklenen sürüklenme kuvveti 1 Newton'un çok altında olduğu için deneyler esnasında sürüklenme kuvveti ölçümü yapılamamıştır. Kuvvetölçer ünitesi şekil 4.4'te verilmiştir.



Şekil 4. 3. Taşıma kuvveti ölçüm sistemi



Şekil 4. 4. Sürüklenme kuvveti ölçümünde kullanılan kuvvetölçer

Şekil 4.5'te gösterilen DANTEC firmasına ait sabit sıcaklık anemometresi ve sisteme bağlı bilgisayarda bulunan streamware paket programı ile yine DANTEC firmasına ait 55P15 kodlu şekil 4.6'da gösterilen sıcak tel probu kullanılarak rüzgar tünelinin hız profili belirlenmiş ve uygun hava hızının tünelde oluşturulması sağlanmıştır.



Şekil 4. 5. DANTEC firmasına ait streamline sabit sıcaklık anemometresi

Rüzgar tüneline kompresör tarafından sağlanan havanın hız ölçümünde kullanılan 55P15 Sıcak tel probu şekil 4.6'da görülmektedir. Ayrıca sıcak tel probunun rüzgar tüneli deney bölgesinde istenilen şekilde konumlandırılmasını sağlayan 3 boyutlu travers mekanizması da şekil 4.7'de verilmiştir.

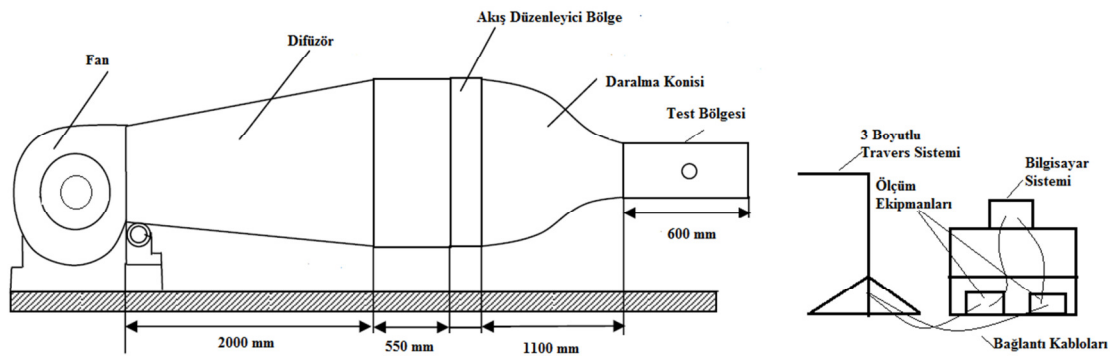


Şekil 4. 6. 55P15 Sıcak tel probu



Şekil 4. 7. Üç boyutlu travers mekanizması

Çalışmada kullanılan rüzgar tüneli, bilgisayar sistemi, ölçüm ekipmanları ve 3 boyutlu travers sisteminin şematik görünümü şekil 4.8’de yer almaktadır.



Şekil 4. 8. Rüzgar tünelinin şematik görünümü

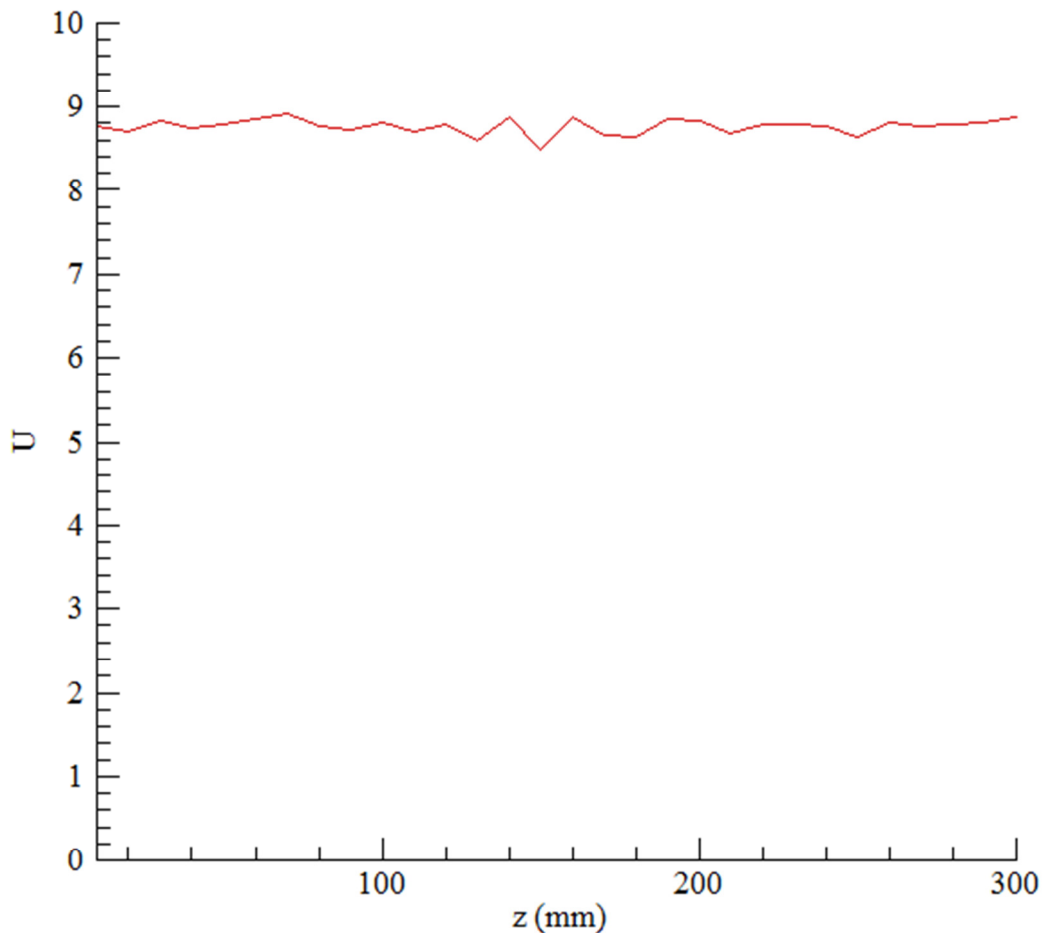
### 4.3. Rüzgar Tünel Karakteristiği

Kanal içinde hareket eden bir akışkan için kritik Re sayısı 2300’dür. Bu değer altındaki akışlarda akışın laminar, bu değer üstündeki akışlarda ise akışın türbülanslı olduğu kabul edilir. Rüzgar tünellerinde genellikle bu Re sayısının üzerinde çalışıldığı için (çalışmamızda  $Re=51.000$  ve  $Re=160.000$  değerlerinde ölçüm yapılmıştır) akışın genellikle türbülanslı olduğu kabul edilir. Türbülans genel anlamıyla verilen bir

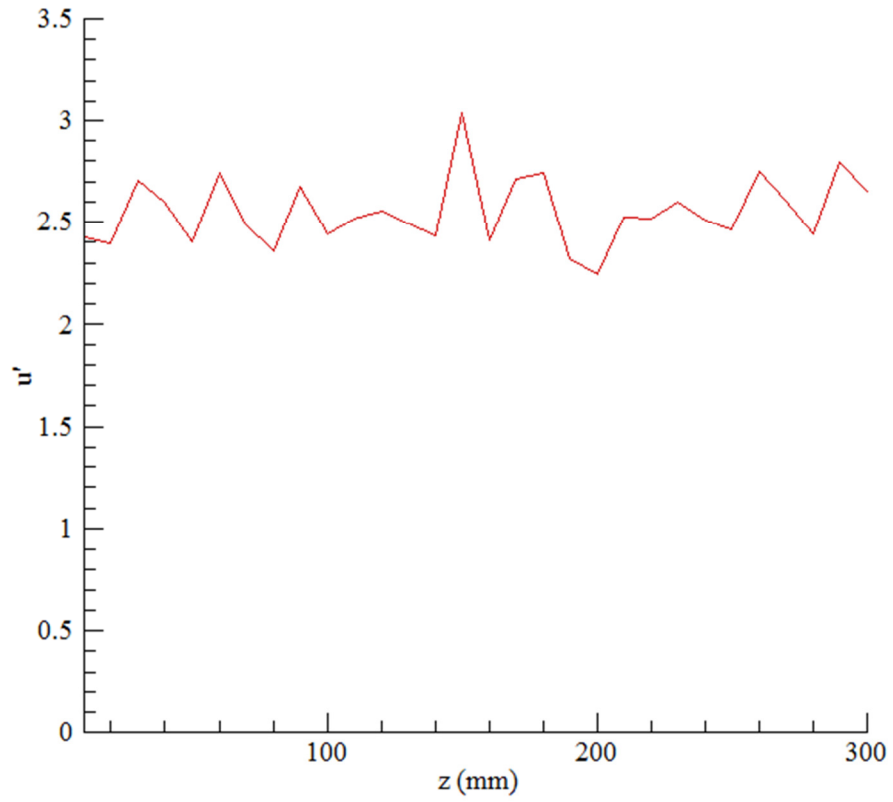
noktadaki ortalama hızda meydana gelen sapmaların karekökünün, o noktadaki ortalama hıza oranıdır ve denklem 4.1'deki gibi formülize edilir.

$$I = u'/U \quad (4.1)$$

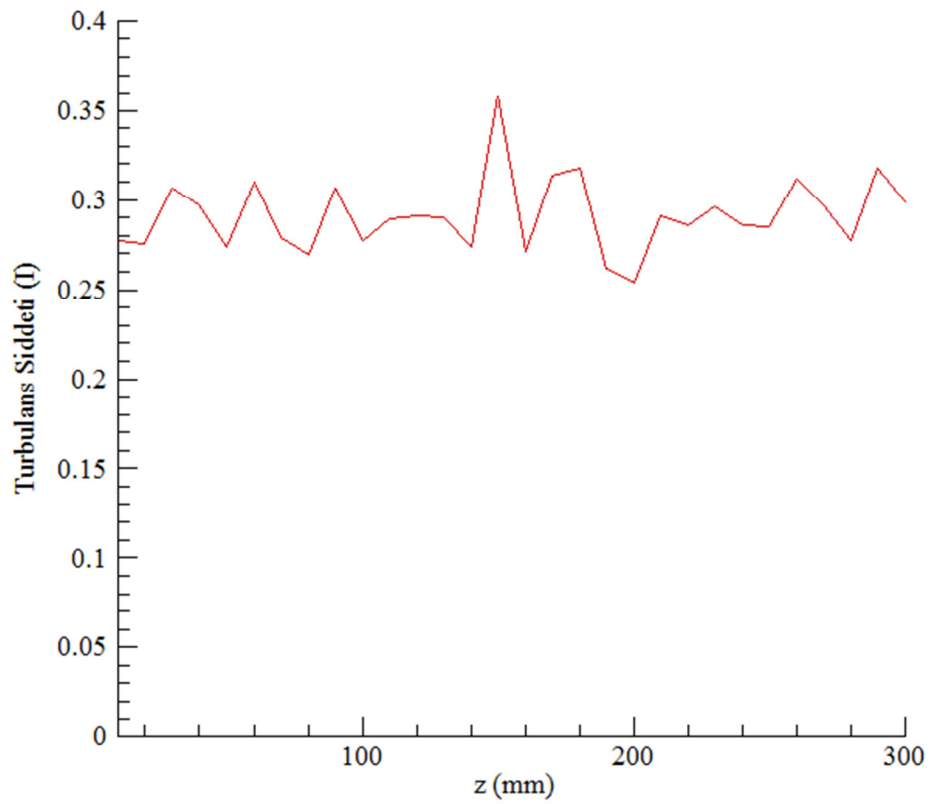
Deneilerde kullanılan; Erciyes Üniversitesi Sivil Havacılık Yüksekokulu aerodinamik laboratuvarında mevcut bulunan ses altı rüzgar tünelinin 8.65 m/sn serbest akım hızında gerçekleştirilen hava hızı, hava hızının ortalama karekök dağılımı ve türbülans şiddeti ölçümleri rüzgar tünelinin çıkış kesitine yerleştirilmiş olan 40x40 cm ebatlarındaki deney bölgesinin içerisinde dikey ve yatay doğrultularda yapılmıştır. Elde edilen veriler şekil 4.9'da serbest hava hızı dağılımı, şekil 4.10'da  $U_{RMS}$  ( $u'$ ) dağılımı, şekil 4.11'de türbülans dağılımı, şekil 4.12'de yatay doğrultuda serbest hava hızı, şekil 4.13'te yatay doğrultuda  $U_{RMS}$  ( $u'$ ) dağılımı ve şekil 4.14'te yatay doğrultuda türbülans dağılımı verilmiştir.



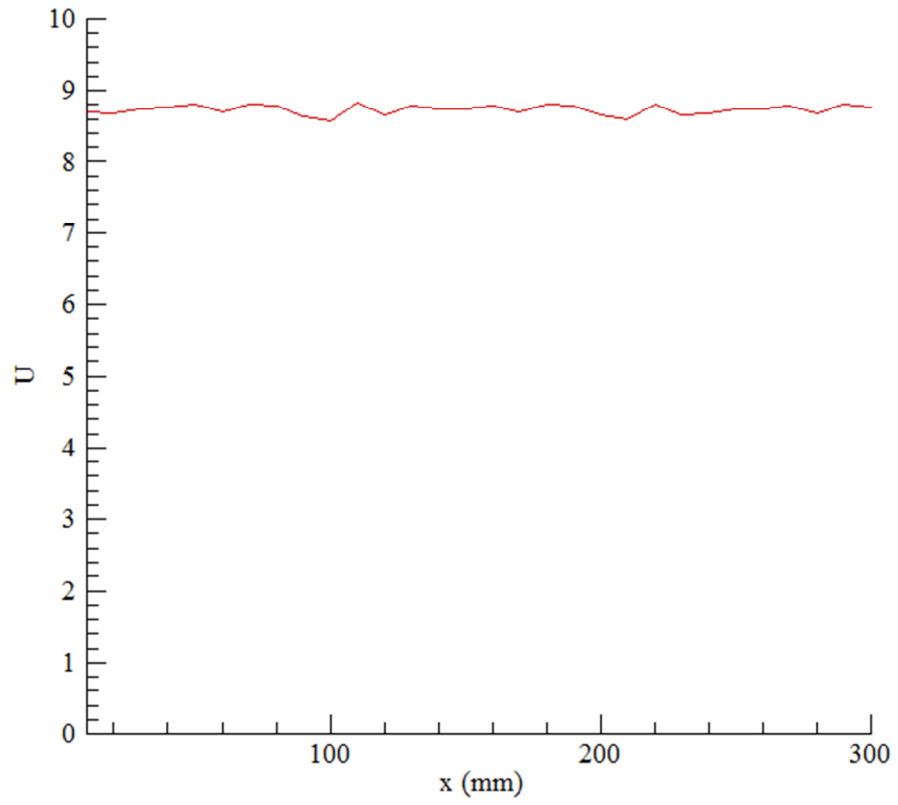
Şekil 4. 9. Dikey doğrultuda serbest hava akım hızı dağılımı



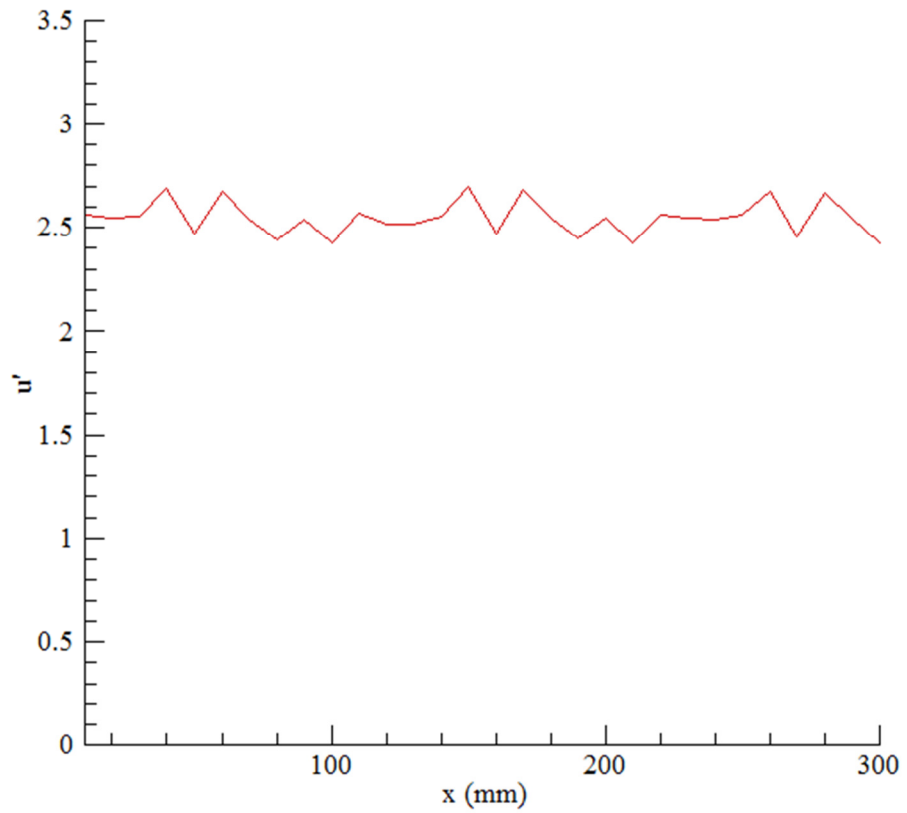
Şekil 4. 10. Dikey doğrultuda hava hızının ortalama karekök dağılımı



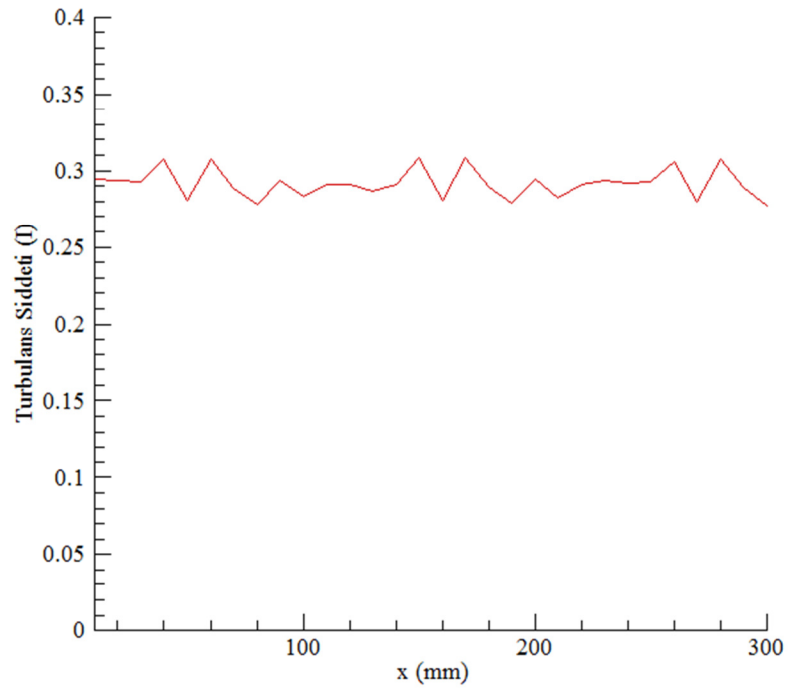
Şekil 4. 11. Dikey doğrultuda türbülans dağılımı



Şekil 4. 12. Yatay doğrultuda serbest hava akım hızı dağılımı



Şekil 4. 13. Yatay doğrultuda hava hızının ortalama karekök dağılımı



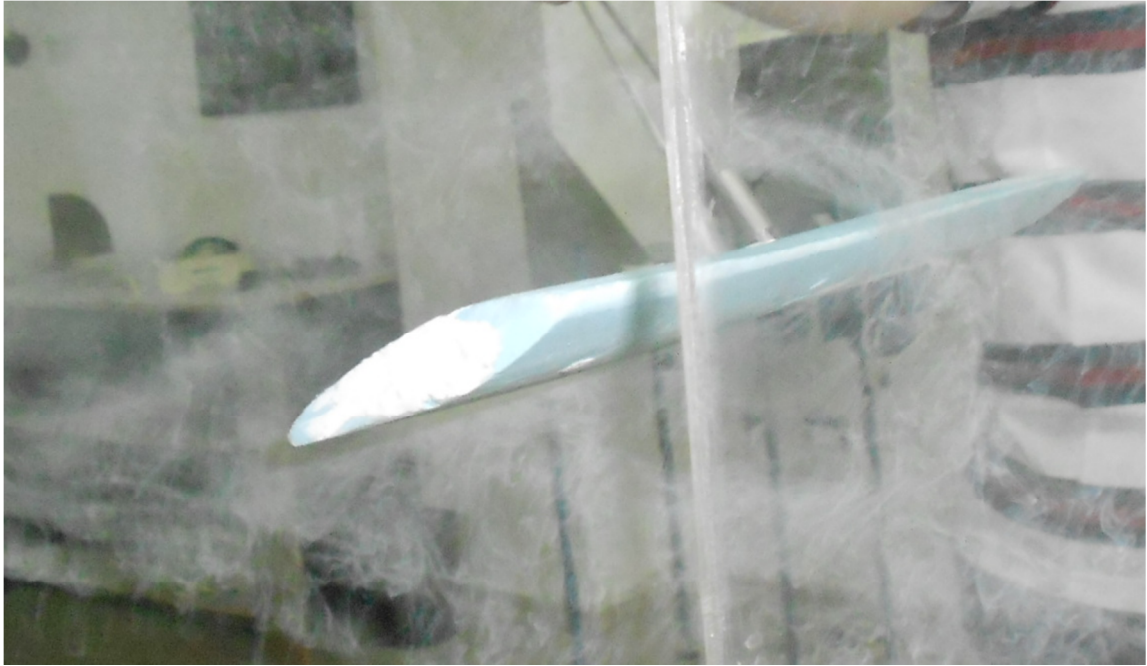
Şekil 4. 14. Yatay doğrultuda türbülans dağılımı

Yapılan deneyler sonucunda Erciyes Üniversitesi, Sivil Havacılık Yüksekokulu, aerodinamik laboratuvarında mevcut bulunan ses altı açık devre rüzgar tünelinin türbülans şiddeti şekil 4.14'ten yaklaşık 0,29 mertebesinde bulunmuştur ve türbülans şiddeti biraz yüksektir. Bu nedenle rüzgar tüneline hava akımını düzenlemede kullanılan bal peteği bölümünde bundan sonraki yapılacak çalışmalarda düzenlemeye ihtiyaç olduğu tespit edilmiştir.

Şekil 4.15 ve şekil 4.16'da yağ dumanı kullanılarak yapılan akım görüntüleme sunulmuştur.



Şekil 4. 15. 10°'lik hücum açısında akım görüntüsü



Şekil 4. 16. 15°'lik hücum açısında akım görüntüsü

Şekil 4.16'da hücum açısının artışı ile birlikte kanat profilinin üst kısmından akan havanın yüzeyden kopmaya başladığı görülmektedir.

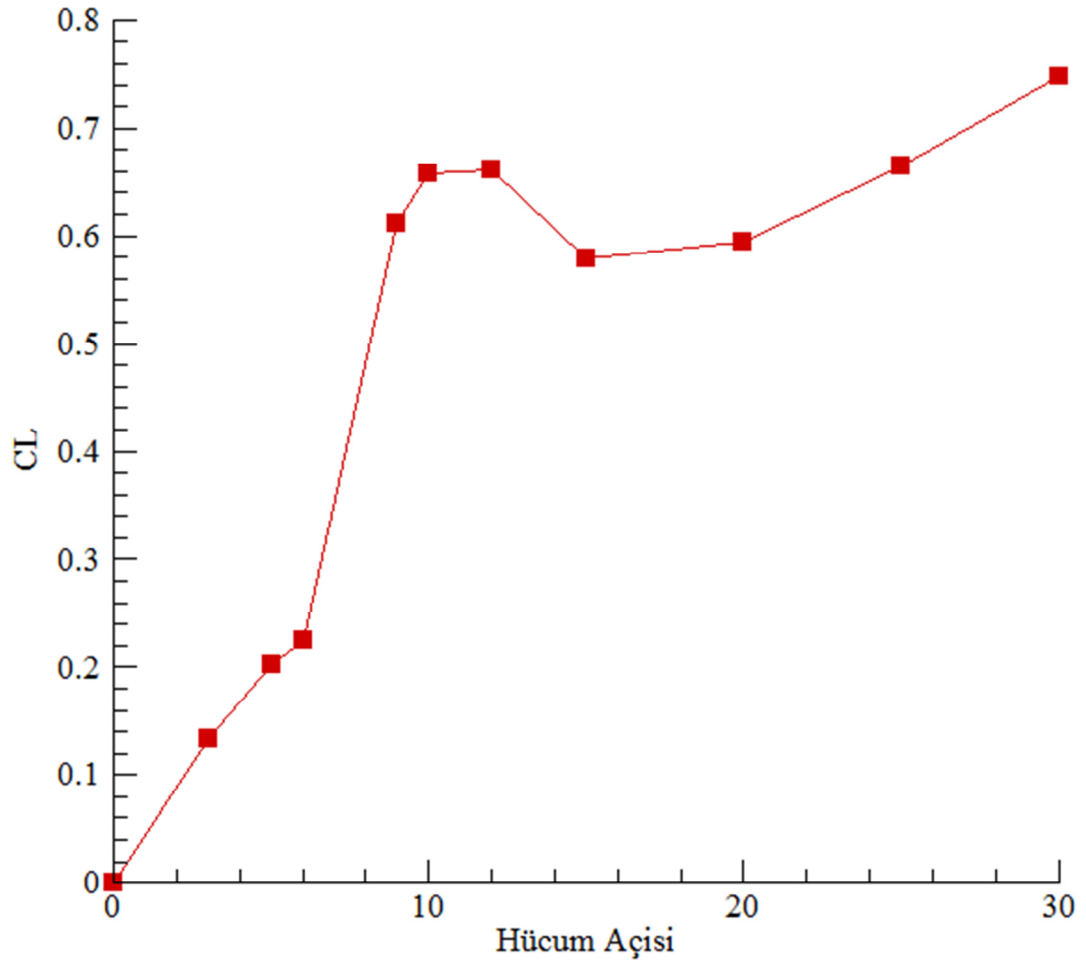
#### 4.4. Deneysel Sonuçlar ve Literatür ile Karşılaştırılması

Bu kısımda NACA 0012 kanat profilinin farklı hücum açılarında ( 0°, 3°, 5°, 6°, 9°, 10°, 12°, 15°, 20°, 25°, 30° ) konumlandırılmasıyla yapılan deneysel ölçümlerin sonuçları ve literatürdeki benzer deneysel çalışmalar ile karşılaştırılması sunulmuştur.

Rüzgar tüneline yapılan ölçümler sonucunda bulunan taşıma kuvveti değerleri denklem 4.2'de yerine yazılarak şekil 4.17'de gösterilen farklı hücum açılarındaki taşıma katsayısı değerleri bulunmuştur.

$$C_L = 2L/\rho \cdot V^2 \cdot A \quad (4.2)$$

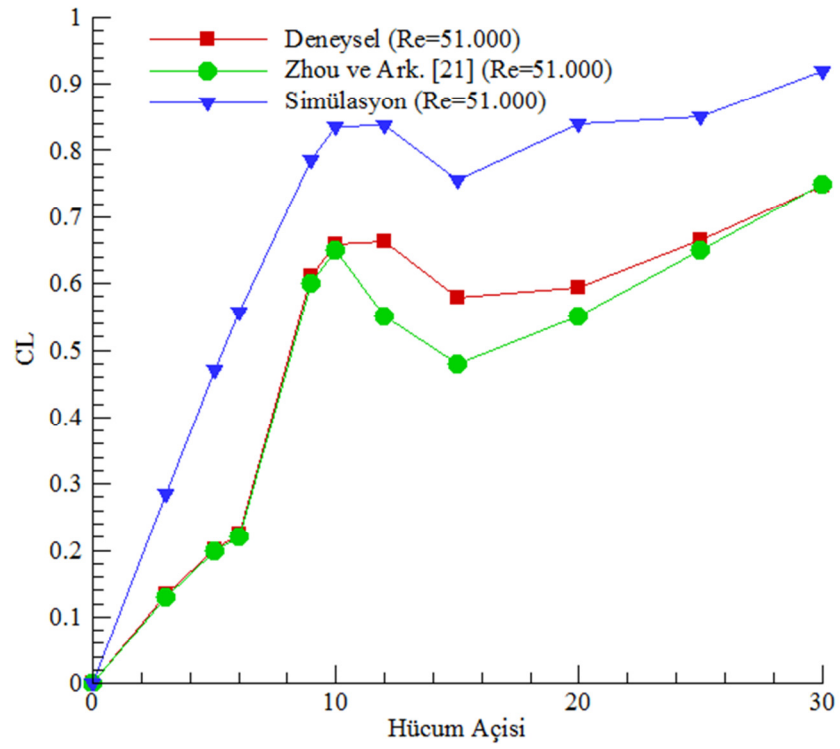
Şekil 4.17 incelendiğinde hücum açısının artmasıyla taşıma katsayısının yaklaşık 10°'ye kadar arttığı görülmektedir. 15° hücum açısından sonra 20°'ye kadar bir azalma olduğu ve 20°'den sonra tekrar arttığı aynı şekilde görülmektedir.



Şekil 4. 17.  $C_L$  değerinin hücum açısına göre değişimi

NACA 0012 kanat profilinin taşıma özellikleri ile ilgili Zhou ve Ark. [21] yapmış olduğu deneysel çalışma ile bu çalışmadaki deneyler ve simülasyonlar sonucunda bulunan değerlerin karşılaştırılması şekil 4.18’de sunulmuştur.

Şekil 4.18’de rüzgar tüneline yapılan deneyler sonucunda bulunan  $C_L$  değerleri ile Zhou ve Ark. [21] tarafından bulunan değerlerin çok iyi uyum gösterdiği görülmektedir. Sayısal simülasyon sonucunda bulunan değerlerin ise iki deneysel çalışmadan biraz daha yüksek çıkmakla birlikte taşıma katsayısındaki değişimlerin diğer iki çalışma ile uyumlu olduğu görülmektedir. Sayısal simülasyonda kullanılan modeller, türbülans şiddeti ve grid yapısı gibi faktörlerin etkisi nedeniyle deneysel değerlerle simülasyon sonuçlarının küçük farklılıklar gösterdiği düşünülmektedir.



Şekil 4. 18.  $Re=51.000$  için bulunan  $C_L$  değerlerinin kıyaslaması

## 5. BÖLÜM

### TARTIŞMA-SONUÇ VE ÖNERİLER

#### 5.1. Tartışma ve Sonuçlar

Bu çalışmada NACA 0012 kanat profilinin belirlenen 11 farklı hücum açısı (0, 3, 5, 6, 9, 10, 12, 15, 20, 25, 30) değeri için rüzgar tüneline deneysel incelemesi ve sayısal akışkanlar dinamiği programı FLUENT kullanılarak sekiz farklı (0°, 3°, 5°, 6°, 9°, 10°, 12°, 15°) hücum açısında sayısal simülasyonu yapılmıştır.

Yapılan sayısal simülasyonlarda ve rüzgar tüneline deneysel incelemelerde elde edilen sonuçlar aşağıda özetlenmiştir:

- NACA 0012 kanat profilinin hücum açısı 0°'den 15°'ye artırıldığında, profilin taşıma katsayısı değerinin düzenli bir şekilde arttığı, 15° hücum açısında ise ani büyük çaplı bir azalma gösterip (stall meydana geldiği) 15° ile 30° arasındaki hücum açılarında ise tekrar artmaya başladığı tespit edilmiştir.
- NACA 0012 kanat profilinin hücum açısı 0°'den 15°'ye artırıldığında, profilin sürüklenme katsayısı değerinin düzenli bir artış gösterdiği, 15°'lik hücum açısında ise sürüklenme katsayısında ani, belirgin bir artışın gerçekleştiği (stall meydana geldiği) belirlenmiştir.
- NACA 0012 kanat profilinin değişik hücum açılarında Erciyes Üniversitesi, Sivil Havacılık Yüksekokulu açık devre rüzgar tüneline ölçülen taşıma katsayısı değerlerinin literatürdeki Zhou ve Ark. [21] ve Sheldahl ve Klimas'ın [22] benzer çalışmaları ile uyumlu olduğu belirlenmiştir.

- NACA 0012 kanat profilinin hesaplamalı akışkanlar dinamiği programı ANSYS FLUENT ile yapılan sayısal modellemesi sonucunda bulunan taşıma ve sürükleme katsayısı değerlerinin bu çalışmadaki deneylerle ve literatürdeki benzer çalışmalarla [21,22] uyumlu olduğu tespit edilmiştir.

## 5.2. Öneriler

Kanat profili ile ilgili ileride yapılacak sayısal ve deneysel çalışmalarında aşağıda belirtilen durumların dikkate alınmasının yararlı olacağı düşünülmektedir:

- Sayısal ve deneysel çalışmalarda farklı hücum açısı ve Reynolds sayısı değerleri kullanılarak incelemeler yapılabilir.
- Farklı kanat profilleri üzerinde aerodinamik katsayıların değişimi deneysel ve sayısal olarak incelenebilir.
- Yüksek hücum açılarında taşıma sağlayan flap ve slat gibi uçuş kontrol yüzeylerinin kanat profili üzerindeki etkileri incelenebilir.
- Sayısal çalışmada farklı türbülans modellerinin etkileri araştırılabilir.
- Daha ileri deneysel ölçüm teknikleri (LDA, PIV v.b.) kullanılarak daha kapsamlı ölçümler yapılabilir.

## KAYNAKLAR

1. McCroskey, W. J., 1987. A Critical assessment of wind tunnel results for the **NACA0012 airfoil. NASA Technical Memorandum, 100019.**
2. Liu, G., Xuan, J., Park, S., 2003. A new method to calculate wind profile parameters of the wind tunnel boundary layer. **Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics, 91:** 1155–1162
3. Kamoun, B., Afungchui, D., Chauvin, A, 2005. A wind turbine blade profile analysis code based on the singularities method. **Renewable Energy, 30,** 339–352.
4. Merabet, A., Necib, B., 2003. Characterisation of wings with NACA 0012 airfoils. **Renewable and Sustainable Energy Rewievs,** 131-137
5. Wittwer, A.R., Moller, S.V., 2000. Characteristics of the low-speed wind tunnel of the UNNE. **Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics, 84,** 307-320.
6. Balendra, T., Shah, D.A., Tey, K.L., Kong S.K., 2002. Evaluation of flow characteristics in the NUS-HDB wind tunnel. **Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics, 90,** 675–688.
7. Moonen, P., Blocken, B., Carmeliet, J., 2007. Indicators for the evaluation of wind tunnel test section flow quality and application to a numerical closed-circuit wind tunnel. **Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics, 95,** 1289–1314.
8. Hölzer A., Sommerfeld, M., 2009. Lattice Boltzmann simulations to determine drag, lift and torque acting on non-spherical particles. **Computers & Fluids, 38,** 572–589.
9. Owen, F.K., Owen, A.K., 2008. Measurement and assessment of wind tunnel flow quality. **Progress in Aerospace Sciences, 44,** 315– 348.
10. Baker, T.J., 2005. Mesh generation: art or science? **Progress in Aerospace Sciences, 41,** 29–63.
11. Moonen, P., Blocken, B., Roels, S., Carmeliet J., 2006. Numerical modeling of the flow conditions in a closed-circuit low-speed wind tunnel. **Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics, 94,** 699–723.

12. Shan, H., Jiang, L., Liu, C., Love, M., Maines, B., 2008. Numerical study of passive and active flow separation control over a NACA0012 airfoil. **Computers & Fluids**, **37**, 975–992
13. Daud, H.A., Li, Q., Bég, O.A., AbdulGhani S.A.A., 2011. Numerical investigations of wall-bounded turbulence. **Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part C: Journal of Mechanical Engineering Science**, **225**, 1163–1174.
14. Hirahara, H., Hossain, M.Z. Kawahashi, M., Nonomura, Y., 2005. Testing basic performance of a very small wind turbine designed for multi-purposes. **Renewable Energy**, **30**, 1279–1297.
15. Wang, F., Baia, L., Fletcher, J., Whiteford, J., Cullen, D., 2008. The methodology for aerodynamic study on a small domestic wind turbine with scoop, **Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics**, **96**, 1–24.
16. Kishinami, K., Taniguchi, H., Suzuki, J., Ibano, H., Kazunou, T., Turuhami, M., 2005. Theoretical and experimental study on the aerodynamic characteristics of a horizontal axis wind turbine, **Energy**, **30**, 2089–2100.
17. Shan, H., Jiang, L., Liu, C., 2005. Direct numerical simulation of flow separation around a NACA 0012 airfoil, **Computers & Fluids**, **34**, 1096–1114.
18. (Web Page: [http://en.wikipedia.org/wiki/File:NACA\\_2412.png#filelinks](http://en.wikipedia.org/wiki/File:NACA_2412.png#filelinks), (Erişim Tarihi: Mart 2012).
19. (Web Page: [http://www.mathworks.com/matlabcentral/figure\\_files/23241/1/naca5.png](http://www.mathworks.com/matlabcentral/figure_files/23241/1/naca5.png), (Erişim Tarihi: Mart 2012).
20. Amiralaei, M.R., Alighanbarin, H., Hashemi, S.M., 2010. An investigation into the effects of unsteady parameters on the aerodynamics of a low Reynolds number pitching airfoil, **Journal of Fluids and Structures**, **26**, 979–993.
21. Zhou, Y. , Alam, M., Yang, H.X., Guo, H., Wood, D.H., ,2011. Fluid forces on a very low Reynolds number airfoil and their prediction. **International Journal of Heat and Fluid Flow**, **32**, 329–339.
22. Sheldehl, R.E., Klimas, P.C., 1981. Aerodynamic characteristics of seven symmetrical airfoil sections through 180-degree angle of attack for use in aerodynamic analysis of vertical axis wind turbines. **Sandia National Laboratories Energy Report**, **2114**.

23. Ahmed, N., Yilbaş, B.S., Buddair M.O., 1998. Computational study into the flow field developed around a cascade of NACA 0012 airfoils. **Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering**, **167**, 17-32.
24. Güleren, K.M., Demir, S., 2010. Rüzgar türbinleri için düşük hücum açılarında farklı kanat profillerinin performans analizi. **Isı Bilimi ve Tekniği Dergisi**, **31**, **2**, 51-59.
25. Ansys Fluent 12.0, Theory Guide.
26. Eleni, D.C., Athanasios, T.I., Dionisios, M.P., 2012. Evolution of the turbulence models for the simulation of the flow over a National Advisory Committee for Aeronautics (NACA) 0012 airfoil. **Journal of Mechanical Engineering Research**, **4(3)**, 100-111.
27. Abbott, I.H., Von Doenhoff A.E., 1959. Theory of wing sections. **Dover Publishing, New York**.

## ÖZ GEÇMİŞ

### KİŞİSEL BİLGİLER

Adı, Soyadı: Cevahir TARHAN

Uyruğu: Türkiye (TC)

Doğum Tarihi ve Yeri: 01 Eylül 1982, İstanbul

Medeni Durumu: Bekâr

Tel: +90 352 207 66 66 (41112)

Fax: +90 352 437 57 44

email: [ctarhan@erciyes.edu.tr](mailto:ctarhan@erciyes.edu.tr)

Yazışma Adresi: Erciyes Üniversitesi Sivil Havacılık Yüksekokulu 38039

Talas/KAYSERİ

### EĞİTİM

Derece	Kurum	Mezuniyet Tarihi
Lisans	Anadolu Üniversitesi Sivil Havacılık Y.O Uçak Gövde Motor Bakım Bölümü	2005
Lise	Kocasinan Atatürk lisesi, Kayseri	2001

### İŞ DENEYİMLERİ

Yıl	Kurum	Görev
2011- Halen	Erciyes Üniversitesi Sivil Havacılık YO	Arş. Gör.
2010-2011	Kapadokya Meslek Yüksekokulu	Öğrt. Gör.
2009-2010	Ulaştırma Bakanlığı Sivil Havacılık Genel Müdürlüğü	Uzman(Kaza- Kırım)
2008-2008	Milli Eğitim Bakanlığı	İngilizce Öğretmeni
2005-2007	Pegasus Havayolları	Uçak Teknisyeni

### YABANCI DİL

İngilizce