

**T.C.
ERCIYES ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ
MAKİNE MÜHENDİSLİĞİ ANABİLİM DALI**

**DÜŞÜK REYNOLDS SAYILI AKIŞLARDA KANAT
PROFİLİ ÜZERİNDE TÜRBÜLANSA GEÇİŞİN VE
LAMİNER AYRILMA KABARCIĞININ DENEYSEL VE
SAYISAL İNCELENMESİ
(Yüksek Lisans Tezi)**

**Hazırlayan
İlyas KARASU**

**Danışman
Yrd. Doç. Dr. Mustafa Serdar GENÇ**

**Bu çalışma, Erciyes Üniversitesi Bilimsel Araştırma Projeleri Birimi tarafından
FBY-10-3567 ve TÜBİTAK 110M068 kodlu projeler ile desteklenmiştir.**

**Ağustos 2011
KAYSERİ**

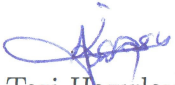
Bu çalışmadaki tüm bilgilerin, akademik ve etik kurallara uygun bir şekilde elde edildiğini beyan ederim. Aynı zamanda bu kural ve davranışların gerektirdiği gibi, bu çalışmanın özünde olmayan tüm materyal ve sonuçları tam olarak aktardığımı ve referans gösterdiğimi belirtirim.

Adı-Soyadı: İlyas KARASU

İmza :

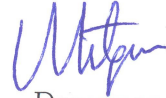


"Düşük Reynolds Sayılı Akışlarda Kanat Profili Üzerinde Türbülansa Geçişin ve Laminer Ayrılma Kabarcığının Deneysel ve Sayısal İncelenmesi" adlı Yüksek Lisans tezi, Erciyes Üniversitesi Lisansüstü Tez Önerisi ve Tez Yazma Yönergesi'ne uygun olarak hazırlanmıştır.



Tezi Hazırlayan

İlyas KARASU



Danışman

Yrd.Doç.Dr.M.Serdar GENÇ



Anabilim Dalı Başkanı

Prof. Dr. İbrahim UZMAY

Yrd. Doç. Dr. Mustafa Serdar GENÇ danışmanlığında İlyas KARASU tarafından hazırlanan “Düşük Reynolds Sayılı Akışlarda Kanat Profili Üzerinde Türbülansa Geçişin ve Laminer Ayrılma Kabarcığının Deneysel ve Sayısal İncelenmesi” adlı bu çalışma, jürimiz tarafından Erciyes Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Makine Mühendisliği Anabilim Dalında **Yüksek Lisans** tezi olarak kabul edilmiştir.

05/08/2011

JÜRİ:

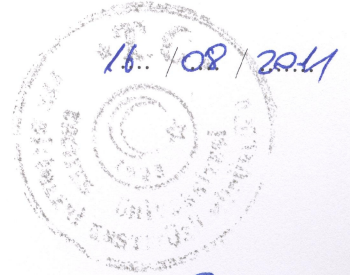
Danışman : Yrd. Doç. Dr. Mustafa Serdar GENÇ


Üye : Prof. Dr. Hüseyin YAPICI

Üye : Yrd. Doç. Dr. Cuma KARAKUŞ

ONAY :

Bu tezin kabulü Enstitü Yönetim Kurulunun 16.08.2011 tarih ve 2011/28-08 sayılı kararı ile onaylanmıştır.




Prof. Dr. Necmettin MARAŞLI
Enstitü Müdürü

TEŞEKKÜR

Tezimin yürütülmesinde, sonuçlandırılmasında ve sonuçlarının değerlendirilmesinde yardım ve katkıları esirgemeyen danışmanım değerli hocam Yrd. Doç. Dr. Mustafa Serdar GENÇ'e teşekkür ederim.

Ayrıca her zaman bana akademik hayatta yol gösteren ve maddi manevi destek veren saygıdeğer hocalarım Prof. Dr. Hüseyin YAPICI, Prof. Dr. Ali KOÇ'a ve hayatımın her anında yanımda olan hiçbir fedakarlıktan kaçınmayan başta annem olmak üzere bütün aile fertlerime teşekkür ederim.

Bununla birlikte, Erciyes Üniversitesi Bilimsel Araştırma Projeleri Birimi'ne FBY-10-3567 kodlu araştırma projesi ve TÜBİTAK'a 110M068 nolu 1001 projesi desteğinden dolayı teşekkür ederim. Ayrıca, tez çalışmalarım esnasında yardım ve desteklerinden dolayı Halil Hakan AÇIKEL ve Muhammet ÇELİK'e, hocalarım Yrd. Doç. Dr. Gamze GENÇ ve Yrd. Doç. Dr. Nesrin KAYATAŞ DEMİR'e, Mustafa Kemal Üniversitesi İskenderun Sivil Havacılık Yüksekokulundan başta Yrd. Doç. Dr. Mehmet KARA olmak üzere bütün akademik personele, Niğde Üniversitesi'nden Yrd. Doç. Dr. Y. Erkan AKANSU'ya teşekkür ederim.

İlyas KARASU
Kayseri, Ağustos 2011

DÜŞÜK REYNOLDS SAYILI AKIŞLARDA KANAT PROFİLİ ÜZERİNDE TÜRBÜLANSA GEÇİŞİN VE LAMİNER AYRILMA KABARCIĞININ DENEYSEL VE SAYISAL İNCELENMESİ

İlyas KARASU

Erciyes Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü

Yüksek Lisans Tezi, Ağustos 2011

Danışman : Yrd. Doç. Dr. Mustafa Serdar GENÇ

ÖZET

İnsansız hava araçları ve rüzgar türbinlerindeki gelişmeler neticesinde son yıllardaki aerodinamik araştırmalar, düşük Re sayılı akımların ve bu akımlarda meydana gelen türbülansa geçiş ve laminer ayrılma kabarcığı konuları üzerine sayısal ve deneysel çalışmalar yoğunlaşmıştır. Bu tez çalışmasında, bu güncel konularda detaylı olarak deneysel ve sayısal incelemeler yapılmıştır. İlk olarak, düşük Re sayısı kanat profili olan NACA 2415 kullanılarak farklı düşük Reynolds sayılarında deneysel aerodinamik kuvvet ve katsayılar belirlenmiştir. Tutunma kaybı açısı, 50 000 Re sayısında 12° , 100 000 Re sayısında 13° , 200 000 Re sayısında 14° ve 300 000 Re sayısında ise 15° iken C_{Lmax} değerleri sırasıyla 1.1, 1.26, 1.38 ve 1.52 olarak elde edilmiştir. Bunun yanında basınç dağılımı, yağ ile yüzey görüntüleme deneyleri ile laminer ayrılma kabarcığı net olarak belirlenmiş ve son olarak da sıcak-tel anemometresi ile hız ölçümleri ile türbülansa geçiş açıkça görülmüştür. Artan hücum açısı ve Re sayısı ile laminer ayrılma kabarcığının uzunluğunun oldukça kısaldığı ve hücum kenarına doğru yaklaştığı da tespit edilmiştir. Deneysel çalışmanın ardından, deneylerle aynı şartlarda bir türbülans ve iki türbülansa geçiş modelleri ile sayısal çalışmalar yapılarak deneysel sonuçlarla kıyaslaması yapılmıştır. Kıyaslamalar sonucunda türbülansa geçiş modellerinin deneylere daha yakın sonuç verdiği fakat hala tam sonuç vermedikleri görülmüştür.

Anahtar Kelimeler: Düşük Re sayısı aerodinamiği, Türbülansa geçiş, laminer ayrılma kabarcığı, türbülansa geçiş modelleri, deneysel aerodinamik.

**EXPERIMENTAL AND NUMERICAL INVESTIGATIONS OF TRANSITION
TO TURBULENCE AND LAMINAR SEPARATION BUBBLE OVER
AEROFOIL AT LOW REYNOLDS NUMBER FLOWS**

İlyas KARASU

Erciyes University, Graduate School of Natural and Applied Sciences

M.Sc. Thesis, August 2011

Supervisor: Assist. Prof. Dr. Mustafa Serdar GENÇ

ABSTRACT

As a result of development on micro air vehicles and wind turbines, aerodynamics research in the last decades has been increasingly concentrated on low Re number aerodynamics, transition and laminar separation bubble. In this thesis, experimental and numerical investigations related with these subjects are presented. Firstly, the aerodynamics forces and coefficients were determined by using balance systems at different low Reynolds number in the experimental studies. According to balance system experiments, C_{Lmax} and stall angles were found following values; at 50 000 Re number $C_{Lmax}=1.1$, stall angle 12° , at 100 000 Re number $C_{Lmax}=1.26$, stall angle 13° , at 200 000 Re number $C_{Lmax}=1.38$, stall angle 14° , at 300 000 Re number $C_{Lmax}=1.52$, stall angle 15° . Moreover, pressure distributions, flow visualization by oil flow experiments and the velocity measurement by hot-wire anemometry were carried out. The transition and laminar separation bubble were clearly observed and good agreement with transition models. It was observed that length of the laminar separation bubble decreased with increasing Re number and angle of attack. Finally, the numerical studies were carried out using one turbulence model and two transition models and the numerical results were compared with experimental results. It was shown that the transition models were good agreement with the experiments, but these model should be improved.

Keywords: Low Re number aerodynamics, transition, laminar separation bubble, transition models, experimental aerodynamics.

İÇİNDEKİLER

DÜŞÜK REYNOLDS SAYILI AKIŞLARDA KANAT PROFİLİ ÜZERİNDE TÜRBÜLANSA GEÇİŞİN VE LAMİNER AYRILMA KABARCIĞININ DENEYSEL VE SAYISAL İNCELENMESİ

	<u>Sayfa</u>
BİLİMSEL ETİGE UYGUNLUK.....	ii
YÖNERGEYE UYGUNLUK.....	iii
KABUL VE ONAY.....	iv
TEŞEKKÜR.....	v
ÖZET.....	vi
ABSTRACT.....	vii
KISALTMA VE SİMGELER.....	x
TABLolar LİSTESİ.....	xi
ŞEKİLLER LİSTESİ.....	xii
GİRİŞ.....	1

1. BÖLÜM

GENEL BİLGİLER ve LİTERATÜR ÇALIŞMASI

1. 1. Giriş.....	3
1.2. Düşük Re Sayısı Aerodinamiği.....	3
1.2.1. Laminer Ayrılma Kabarcığı.....	6
1.3. Sayısal Aerodinamik.....	10
1.3.1. Türbülans Benzeşim Modelleri.....	11
1.3.1.1. SST $k-\omega$ Türbülans Benzeşim Modeli.....	12
1.3.2. Türbülansa Geçiş Benzeşim Modelleri.....	13
1.4. Deneysel Aerodinamik.....	14
1.4.1. Akış Görüntüleme Teknikleri.....	15

1.4.2. Kanat Üzeri Basınç Dağılımı Tesbiti.....	18
1.4.3. Kuvvet Ölçüm Sistemleri.....	18
1.4.4. Sabit Sıcaklık Anemometresi.....	19
1.5. Literatür Çalışması	20

2. BÖLÜM

DENEYSEL YÖNTEM VE MATERYAL

2.1. Giriş.....	27
2.2. Deneysel Kontroller	28
2.2.1. Rüzgar Tüneli Test Odası Karakteristikleri.....	28
2.2.2. Belirsizlik Analizi.....	35
2.2.3. Blokaj Etkisi.....	36
2.3. Basınç Katsayıları.....	36
2.4. Kuvvet Katsayıları	42
2.4.1. Aerodinamik Kuvvetler	42
2.4.2. Aerodinamik Kuvvet Katsayıları	46
2.5. Yağ ile Akış Görüntüleme Deneyleri	50
2.6. Kanat Üst Yüzeyinde Hız Değişimi	58
2.7. NACA 2415 Kanat Profili Üzerinde Akış Kaynaklı Titreşimler	59
2.8. NACA 2415 Kanat Profili Üzerinde Türbülansa Geçiş ve Laminer Ayrılma Kabarcığı	65

3. BÖLÜM

SAYISAL YÖNTEM

3.1. Giriş	68
3.2. Ağ Yapısı ve Çözümleyici.....	68
3.3. Sayısal Kuvvet Katsayıları Sonuçları	69

3.4. Sayısal Laminer Ayrılma Kabarcığı ve Türbülansa Geçiş Bölgesi	70
---	-----------

4. BÖLÜM

TARTIŞMA, SONUÇ ve ÖNERİLER

4.1. Tartışma.....	80
4.2. Sonuçlar	81
4.3. Öneriler	81
KAYNAKÇA.....	82
ÖZGEÇMİŞ	89

KISALTMA VE SİMGELER

<u>Sembol</u>	<u>Anlamı</u>	<u>Birimi</u>
c	Veter uzunluğu	m
M	Yunuslama Momenti	$N.m$
P	Basınç	Pa
α	Hücum açısı	°
ρ	Yoğunluk	kg/m^3
V_∞	Serbest akım hızı	m/s
C_p	Basınç katsayısı	–
C_L	Kaldırma katsayısı	–
C_D	Sürüklenme katsayısı	–
C_M	Moment katsayısı	–
C_{Lmax}	Azami taşıma katsayısı	–
C_μ	Momentum katsayısı	–
ϵ	Türbülanslı bozunma hızı	m^2/s^3
w	Spesifik türbülanslı bozunma hızı	1/s
k_T	Türbülanslı kinetik enerji	m^2/s^2
k_L	Türbülansa geçiş kinetik enerjisi	m^2/s^2
μ	Moleküler viskozite	$N.s/m^2$
μ_T	Girdapçık viskozitesi	$N.s/m^2$
Re	Reynolds sayısı	–
θ	Momentum kalınlığı	–
$Re_{\theta t}$	Türbülansa geçiş momentum kalınlığı Re sayısı	–
γ	Kesiklilik	–
Tu	Türbülans şiddeti(%)	–
y^+	Duvar koordinatında dik boyutsuz mesafe	–
u	Belirsizlik	–

TABLULAR LİSTESİ

Tablo 2.1.	Farklı katsayılarla ait belirsizlikler	35
Tablo 2.2.	Yağ deneyi sonucu ayrılma (X_s), türbülansa geçiş (X_t) ve yapışma (X_r) noktaları ve kabarcık boyu (L_b).	51
Tablo 3.1.	Sayısal ve deneysel ayrılma (X_s), türbülansa geçiş (X_t) ve yapışma (X_r) noktaları ve kabarcık boyu (L_b).	74

ŞEKİLLER LİSTESİ

Şekil 1.1.	Kütle ve Re sayılarının değişimi [3].	4
Şekil 1.2.	Bir kanat profili üzerinde oluşan sınır tabaka ve iz bölgesi [5,6].	6
Şekil 1.3.	Eğrisel bir yüzey üzerinde hız profilleri [7].	6
Şekil 1.4.	Laminer ayrılma kabarcığı [3].	7
Şekil 1.5.	Kanat profil etrafında değişik bölgelerde oluşan laminer ayrılmalar [7].	8
Şekil 1.6.	Düz levha üzerindeki akışta doğal türbülansa geçiş [6,9].	9
Şekil 1.7.	Atlamalı ve laminer ayrılmış türbülansa geçişler [6,10].	10
Şekil 1.8.	Açık çevrimli emmeli tip rüzgar tüneli.	14
Şekil 1.9.	Kanat üzerinde örnek bir püskül deneyi [33].	16
Şekil 1.10.	Kanat profili üzerinde yağ deneyi görüntüsü.	17
Şekil 1.11.	Kanat profili üzerinde duman deneyi görüntüsü [33].	17
Şekil 1.12.	Wheatsone Köprüsü [33].	19
Şekil 1.13.	Sabit sıcaklık anemometresi ekipmanları [6,34].	20
Şekil 2.1.	Deneylerin gerçekleştirildiği rüzgar tüneli.	28
Şekil 2.2.	Deney düzeneği.	29
Şekil 2.3.	Kalibrasyon eğrisi.	30
Şekil 2.4.	Rüzgar tüneli test odası yatay hız dağılımı.	31
Şekil 2.5.	Rüzgar tüneli test odası dikey hız dağılımı.	32
Şekil 2.6.	Rüzgar tüneli test odası yatay türbülans dağılımı.	32
Şekil 2.7.	Rüzgar tüneli test odası dikey türbülans dağılımı.	33
Şekil 2.8.	Rüzgar tüneli test odası merkezindeki türbülans dağılımı.	33
Şekil 2.9.	Rüzgar tüneli test odası yatay RMS değerleri.	34
Şekil 2.10.	Rüzgar tüneli test odası dikey RMS değerleri.	34

Şekil 2.11.	Pitot tüpü.	37
Şekil 2.12.	Pitot tüpü ile hız ölçümü.	38
Şekil 2.13.	Basınç katsayısı deneyleri için kullanılan kanat profili ve deneysel düzenek.	38
Şekil 2.14.	Farklı tünellerdeki C_p dağılımının kıyaslanması ($Re=2 \times 10^5$, $\alpha=8^\circ$).	39
Şekil 2.15.	Kanat profili C_p dağılımı ($Re=0.5 \times 10^5$).	40
Şekil 2.16.	Kanat profili C_p dağılımı ($Re=1 \times 10^5$).	41
Şekil 2.17.	Kanat profili C_p dağılımı ($Re=2 \times 10^5$).	41
Şekil 2.18.	Kanat profili C_p dağılımı ($\alpha = 8^\circ$).	42
Şekil 2.19.	Anlık kuvvet ve momentler ($Re=1 \times 10^5$, $\alpha=8^\circ$).	43
Şekil 2.20.	Anlık kuvvet ve momentler ($Re=2 \times 10^5$, $\alpha=8^\circ$).	44
Şekil 2.21.	Anlık kuvvet ve momentler ($Re=3 \times 10^5$, $\alpha=8^\circ$).	44
Şekil 2.22.	Anlık kuvvet ve momentler ($Re=1 \times 10^5$, $\alpha=15^\circ$).	45
Şekil 2.23.	Anlık kuvvet ve momentler ($Re=2 \times 10^5$, $\alpha=15^\circ$).	45
Şekil 2.24.	Anlık kuvvet ve momentler ($Re=3 \times 10^5$, $\alpha=15^\circ$).	46
Şekil 2.25.	NACA 2415 C_L ve C_D katsayıları ($Re=2 \times 10^5$).	47
Şekil 2.26.	Kuvvet ve moment katsayıları ($Re=0.5 \times 10^5$).	48
Şekil 2.27.	Kuvvet ve moment katsayıları ($Re=1 \times 10^5$).	49
Şekil 2.28.	Kuvvet ve moment katsayıları ($Re=2 \times 10^5$).	49
Şekil 2.29.	Kuvvet ve moment katsayıları ($Re=3 \times 10^5$).	50
Şekil 2.30.	Yağ deneyi için kimyasal maddeler ve karışımın kanat üst yüzeyine sürülmüş hali.	51
Şekil 2.31.	Kanat profili üst yüzeyinde yağ deneyi sonucu ($Re=1 \times 10^5$, $\alpha=4^\circ$).	52
Şekil 2.32.	Kanat profili üst yüzeyinde yağ deneyi sonucu ($Re=1 \times 10^5$, $\alpha=8^\circ$).	52
Şekil 2.33.	Kanat profili üst yüzeyinde yağ deneyi sonucu ($Re=1 \times 10^5$, $\alpha=12^\circ$).	53
Şekil 2.34.	Kanat profili üst yüzeyinde yağ deneyi sonucu ($Re=1 \times 10^5$, $\alpha=15^\circ$).	53

Şekil 2.35.	Kanat profili üst yüzeyinde yağ deneyi sonucu ($Re=2 \times 10^5$, $\alpha=4^\circ$).	54
Şekil 2.36.	Kanat profili üst yüzeyinde yağ deneyi sonucu ($Re=2 \times 10^5$, $\alpha=8^\circ$).	54
Şekil 2.37.	Kanat profili üst yüzeyinde yağ deneyi sonucu ($Re=2 \times 10^5$, $\alpha=12^\circ$).	55
Şekil 2.38.	Kanat profili üst yüzeyinde yağ deneyi sonucu ($Re=2 \times 10^5$, $\alpha=15^\circ$).	55
Şekil 2.39.	Kanat profili üst yüzeyinde yağ deneyi sonucu ($Re=3 \times 10^5$, $\alpha=4^\circ$).	56
Şekil 2.40.	Kanat profili üst yüzeyinde yağ deneyi sonucu ($Re=3 \times 10^5$, $\alpha=8^\circ$).	56
Şekil 2.41.	Kanat profili üst yüzeyinde yağ deneyi sonucu ($Re=3 \times 10^5$, $\alpha=12^\circ$).	57
Şekil 2.42.	Kanat profili üst yüzeyinde yağ deneyi sonucu ($Re=3 \times 10^5$, $\alpha=15^\circ$).	57
Şekil 2.43.	a) Tünelde sabit sıcaklık anemometresi, b) kanat üzerinde prob. .	58
Şekil 2.44.	Kanat profili üst yüzeyinde farklı noktalarda zamanla hız değişimi a) $Re=0.5 \times 10^5$, $\alpha=0^\circ$ b) $Re=1 \times 10^5$, $\alpha=0^\circ$	60
Şekil 2.45.	Kanat profili üst yüzeyinde farklı noktalarda zamanla hız değişimi a) $Re=2 \times 10^5$, $\alpha=0^\circ$ b) $Re=2 \times 10^5$, $\alpha=4^\circ$	61
Şekil 2.46.	Kanat profili üst yüzeyinde farklı noktalarda zamanla hız değişimi a) $Re=1 \times 10^5$, $\alpha=8^\circ$ b) $Re=1 \times 10^5$, $\alpha=12^\circ$	62
Şekil 2.47.	Kanat profili üst yüzeyinde farklı noktalarda zamanla hız değişimi a) $Re=2 \times 10^5$, $\alpha=12^\circ$ b) $Re=2 \times 10^5$, $\alpha=15^\circ$	63
Şekil 2.48.	$Re=1 \times 10^5$, $\alpha=8^\circ$ iken a) Kanat profili kaldırma kuvvetine ait spektral sonuçları b) Kanat profili sürüklenme kuvvetine ait spektral sonuçları.	64
Şekil 2.49.	Kanat profili üzerindeki hız değişimlerine ait spektral sonuçları ($Re=1 \times 10^5$, $\alpha=8^\circ$).	65
Şekil 2.50.	Yağ deneyi sonucunun teori ile kıyaslanması.	66
Şekil 2.51.	Yağ deneyi ve sıcak tel anemometresi sonuçları karşılaştırması. . .	66
Şekil 3.1.	NACA2415 kanat profili etrafında oluşturulmuş ağ yapısı.	69
Şekil 3.2.	Sayısal ve deneysel kuvvet katsayıları a) $Re=1 \times 10^5$. b) $Re=3 \times 10^5$	71
Şekil 3.3.	Kanat profili etrafında sayısal ve deneysel C_p dağılımları a) $Re=1 \times 10^5$, $\alpha=4^\circ$ b) $Re=1 \times 10^5$, $\alpha=8^\circ$	72

Şekil 3.4.	Sayısal ve deneysel C_p dağılımları ($Re=1 \times 10^5$, $\alpha=12^\circ$).	73
Şekil 3.5.	Kanat profili etrafında sayısal akım çizgileri ve k_T konturları a) $k-\omega$ SST b) $k-k_L-\omega$ transition c) $k-\omega$ SST transition modeli ($Re=1 \times 10^5$, $\alpha=4^\circ$).	75
Şekil 3.6.	Kanat profili etrafında sayısal akım çizgileri ve k_T konturları a) $k-\omega$ SST b) $k-k_L-\omega$ transition c) $k-\omega$ SST transition modeli ($Re=1 \times 10^5$, $\alpha=8^\circ$).	76
Şekil 3.7.	Kanat profili etrafında sayısal akım çizgileri ve k_T konturları a) $k-\omega$ SST b) $k-k_L-\omega$ transition c) $k-\omega$ SST transition modeli ($Re=3 \times 10^5$, $\alpha=4^\circ$).	77
Şekil 3.8.	Kanat profili etrafında sayısal akım çizgileri ve k_T konturları a) $k-\omega$ SST b) $k-k_L-\omega$ transition c) $k-\omega$ SST transition modeli ($Re=3 \times 10^5$, $\alpha=8^\circ$).	78

GİRİŞ

Düşük Reynolds (Re) sayılı akışlara mini, mikro ve insansız hava araçlarının uçuşlarında, rüzgar türbini kanatları üzerindeki akışlarda, model uçaklarda, böcek, sinek gibi küçük uçan hayvanların uçuşlarında karşılaşılır. Re sayısı düşük olduğu için elde edilebilecek en yüksek taşıma ve tutunma kaybı açısı da düşer. Bu tür hava araçlarında türbülansa geçiş akışları ve laminer akım ayrılması ile karşılaşıldığından bu akışların iyi anlaşılması ve akışın kontrolü ve hava aracından elde edilebilecek en yüksek taşıma önem kazanmaktadır.

Kanat profili üstünde oluşan laminer ayrılma kabarcığının oluşumu ve yok edilmesi konusu birçok araştırmacının ilgisini çekmiş ve bu konuda birçok çalışma yapılmaktadır. Son yıllarda gerek insansız hava araçları alanında gerekse rüzgar türbinleri konusunda ülkemizde projeler desteklenmektedir. Mikro ve insansız hava araçlarının uçuşlarında, rüzgar türbini kanatları üzerinde laminer ayrılma kabarcığı, geniş türbülansa geçiş bölgesi ve kararsız akım bölgeleri bulunmakta olup, bu konularda yapılacak temel araştırmaların önemi büyüktür. Günümüzde insanlı veya insansız hava araçları ve rüzgar türbinleri için bilhassa türbülansa geçiş akımlarının ölçümü, benzeşimi ve model parametrelerinin çıkarılması aerodinamik alanında daima önde gelen konulardır. Bu konularda ülkemizde özgün çalışmalar yapılması zorunludur.

Bu tez çalışmasında, NACA 2415 kanat profilinin $50\ 000 < Re < 300\ 000$ aralığında değişik düşük Re sayılarında, 0° 'den 20° 'ye hücum açılarında kaldırma ve sürüklenme kuvvetleri, basınç katsayısı değişimleri, kanat üzerinde değişik noktalarda hız değişimleri ve akış yapıları gibi esas parametreler kuvvet ölçüm, basınç tarayıcı sistem, sıcak-tel ve yağ deneyi gibi deneysel yöntemler yardımıyla detaylı belirlenmesi amaçlanmıştır. Aynı zamanda bu deneysel yöntemler yanında sayısal olarak türbülansa geçiş benzeşim modelleri yardımıyla kaldırma ve sürüklenme

katsayıları, basınç katsayısı değişimleri ve akış yapıları gibi parametrelerin detaylı incelenmesi amaçlanmıştır. Bu incelemelerde düşük Re sayılarında laminer ayrılma kabarcığı oluşumu ve türbülansa geçişin tüm detayları ile belirlenmesi üzerinde durulmuştur.

Bu amaçla, birinci bölümde düşük Re sayılı akışlar, laminer ayrılma kabarcığı ve türbülansa geçiş konularında bilgilerin ardından literatürde yapılmış çalışmalar taranıp bu konudaki gelişmeler irdelenmiştir. İkinci bölümde ise deneysel olarak NACA 2415 kanat profili üzerinde değişik Re sayılarında değişik hücum açılarında kaldırma ve sürüklenme katsayıları, basınç katsayısı değişimleri, kanat üzerinde değişik noktalarda hız değişimleri ve akış yapıları elde edilmiş ve yorumlanmıştır. Üçüncü bölümde ise bütün bu akış parametreleri türbülansa geçiş benzeşim modelleri kullanılarak sayısal olarak irdelenmiştir. Dördüncü ve son bölümde ise sonuçlar irdelenerek gelecekteki çalışmalara dair öneriler sunulmuştur.

1. BÖLÜM

GENEL BİLGİLER ve LİTERATÜR ÇALIŞMASI

1.1. Giriş

Son yıllardaki aerodinamik araştırmaların büyük bir kısmı; mini, mikro ve insansız hava araçları, rüzgar türbini kanatları, böcek, sinek gibi küçük uçan hayvanların uçuşları üzerine yoğunlaşmıştır. Bu araştırmalarda karşılaşılan akışlarda ya kanat veter boyunun ve akış hızının küçük olması akışın da Re sayısının düşük olmasına ve akış yapısının yolcu uçaklarının akış yapısından farklı olmasına sebep olmaktadır. Bu tür düşük Re sayısına sahip akışlar, yüksek hızlı yolcu,veya jet uçaklarının uçuşlarında pek karşılaşmadıkları, laminer ayrılmalar, uzun türbülansa geçiş bölgelerine sahip olabilirler. Laminer ayrılmaların, aerodinamik performans ve kararlılık üzerinde olumsuz etkileri olmasından dolayı bu tür akışlar daha detaylı incelenmeli ve performansı azaltan bu etkenleri minimize edilmelidir.

1.2. Düşük Re Sayısı Aerodinamiği

Akışkanlar mekaniğinde en iyi bilinen ve en çok kullanılan Reynolds sayısı, atalet kuvvetlerinin viskoz kuvvetlere oranıdır. Reynolds sayısı akışın laminer veya türbülanslı yapıda olduğunu tanımlamaya yarayan önemli bir boyutsuz parametredir. 1883 yılında Osborne Reynolds tarafından boru içindeki akış için tanımlanan boyutsuz bir sayı olan Re sayısı;

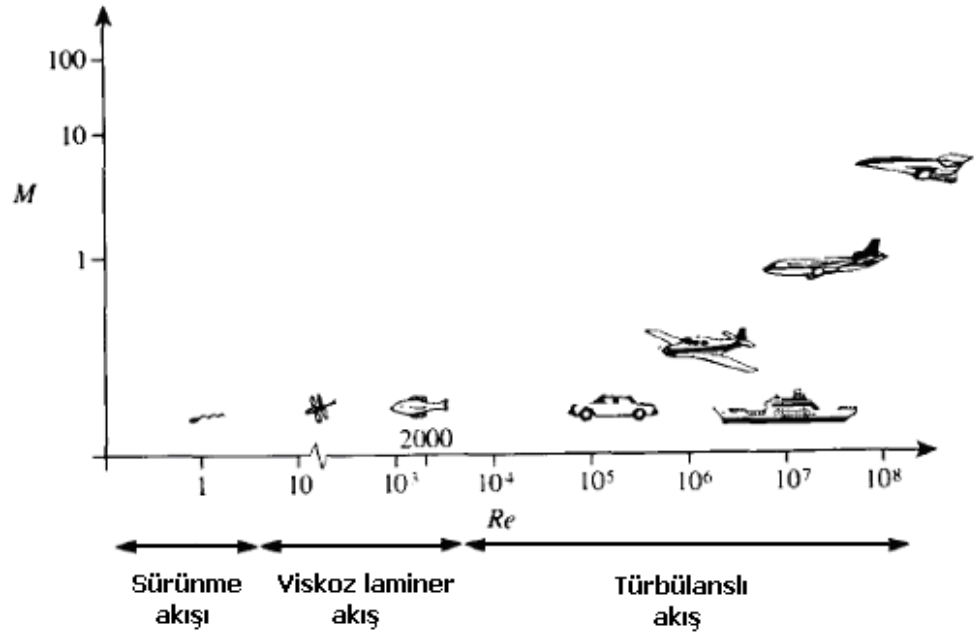
$$Re = \frac{\rho V_{\infty} D}{\mu} \quad (1.1)$$

Burada ρ yoğunluğu, V_{∞} serbest akım hızını, D boru çapını ve μ dinamik viskoziteyi

ifade etmektedir. Re sayısı veter boyu c olan bir kanat üstündeki akış içinse şu şekilde tanımlanır;

$$Re = \frac{\rho V_{\infty} c}{\mu} \quad (1.2)$$

Dış akışlarda $Re=50\ 000-500\ 000$ arasındaki akışlar düşük Reynolds sayısı akışı olarak nitelendirilir. Reynolds sayısı klasik yüksek hızlı uçakların Reynolds sayısı $10^7 \sim 10^9$ arasında değişirken daha hafif uçakların Reynolds sayısı $10^5 \sim 10^6$ arasında değişmektedir [1] (Şekil 1.1). $50\ 000 < Re < 1\ 000\ 000$ aralığında olan akış rejimleri aerodinamiği *düşük Re sayılı aerodinamik* olarak adlandırılır [2]. $500\ 000$ altında düşük ve çok düşük Reynolds sayıları uygulama alanları; mikro hava araçları, gaz türbin motorlarının türbin ve kompresör kanatçıkları, insansız hava araçları, deniz taşıtlarının kontrol yüzeyleri, rüzgar türbinleri, kara taşıtları, kuş ve böcek uçuşları olarak düşünülebilir. Düşük Re sayılı rejimde viskoz kuvvetlerin etkili olması nedeniyle kanat profili yüksek Re sayılı rejimden daha erken tutunma kaybına uğrar.



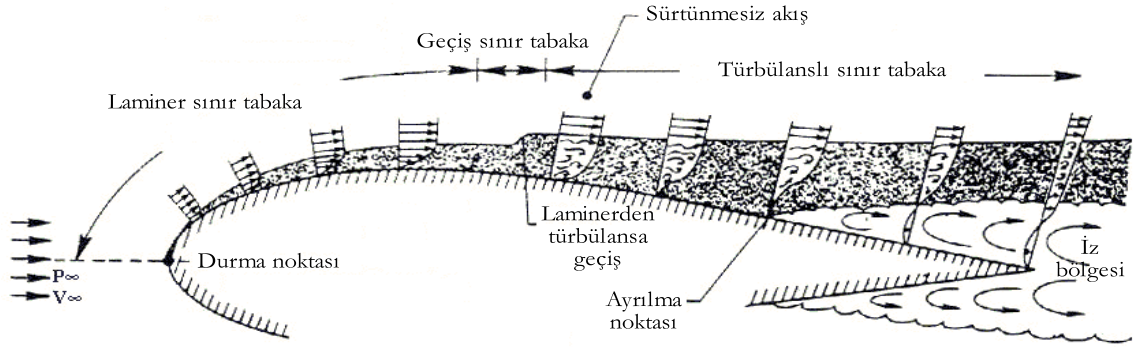
Şekil 1.1. Kütle ve Re sayılarının değişimi [3].

Teknolojideki ilerlemelerle daha hafif malzemelerin üretilmesi, nano düzeyde sensörlerin imal edilmiş olması gibi sebeplerden dolayı insansız ve mikro hava araçlarına olan ilgiyi arttırmıştır. İnsansız hava araçları, hem askeri görevlerde hem de hedefe saldırı amacıyla kullanılacağı gibi sivil amaçlarda ise afet sonrası canlı taraması gibi amaçlarda kullanılabilir. Düşük Re sayısı aerodinamiğine sahip diğer bir uygulama alanı olan rüzgar türbinlerine de ilgi, günümüzdeki yenilenebilir enerji kaynaklarına olan ilginin artmasıyla daha da artmıştır. Yapılan araştırmalar göstermiştir ki düşük Re sayılı akışlar, yüksek Re sayılı akışlara göre farklı karakteristiklere sahiptir. Çünkü yüksek Re sayılarında baskın olamayan viskoz kuvvetler düşük Re sayılarında baskın hale gelir ve istenmeyen sonuçlara sebep olur. Bunların başında laminer ayrılma kabarcığının oluşması gelir. Laminer ayrılma kabarcığının oluşması aerodinamik performansı olumsuz yönde etkilediği gibi, titreşim ve gürültüye neden olur, ayrıca uçağın kontrolünün (kararlılığının) zorlaşmasına da sebep olur. Yapılan çalışmalarla gösterilmiştir ki laminer ayrılma kabarcığı oluştuğunda açı değişimine göre kaldırma kuvvetinin artış oranı daha az, sürüklemedeki artış da daha fazla olur. Bazı durumlarda ise akım yüzeye yapışmadan kanat yüzeyini terk eder bu durumda ise tutunma kaybı oluşur.

Bir akışta, Re sayısının düşük olmasının sebebi, akışın geçtiği kanatların kort uzunluklarının küçük olması, akım hızlarının düşük olması veya bu iki durumun ikisinin de olmasından olabilir. Bazen de yüksek irtifa insansız hava araçlarında olduğu gibi yüksek irtifalarda bulunan düşük hava yoğunluğu ve yüksek kinematik viskoziteye bağlı olarak da düşük Re sayısı elde edilmektedir [4].

Klasik yaklaşımla sınır tabaka incelenecek olursa, bu tabaka lokal Re sayısının değerine göre üç bölümden oluşur, bunlar; laminer sınır tabaka, türbülansa geçişli sınır tabaka ve türbülanslı sınır tabakadır (Şekil 1.2). Laminer sınır tabaka, akımın düzenli, ayrılmalara karşı kararlı olduğu bölge olup diğer tabakalara göre nispeten daha ince bir tabakadır. Akış kanat üstünde aktıkça, diğer bir ifadeyle lokal Re sayısı arttıkça, türbülansa geçişli sınır tabaka oluşur. Bu bölge laminerden türbülansa geçiş bölgesidir, akışın kararlılığı bozulmaya başladığından dolayı hem laminer hem de türbülanslı sınır tabakanın özelliklerini gösterebilir. Türbülanslı sınır tabakada ise akışın kararlılığı bozulur ve akış düzensizleşir, rastgele yani türbülanslı olarak

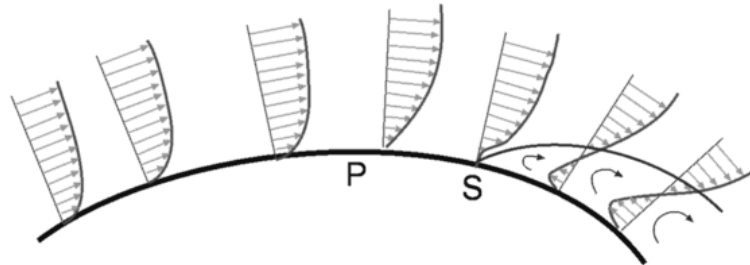
hareket eder. Türbülanslı bölgede küçük girdaplar oluşup türbülanslı akım ayrılması da bu bölgede yaşanır.



Şekil 1.2. Bir kanat profili üzerinde oluşan sınır tabaka ve iz bölgesi [5,6].

1.2.1. Laminer Ayrılma Kabarcığı

Düşük Re sayılı akışın sınır tabaka yapısında laminer bölge ile türbülanslı bölge daha detaylı incelediğinde, türbülansa geçişin laminer bölgede ters basınç gradyenlerinin sebep olduğu laminer ayrılmalardan dolayı görülmüştür. Belli bir bölgede viskoz etkilerin baskın olmasından dolayı oluşan ters basınç gradyenlerinin etkisi ile akış aktığı cidardan ayrılır, ayrıldığında laminer yapıya sahip akış, türbülanslı bir yapıya geçmeye başlar, bu bölge geçiş bölgesidir.

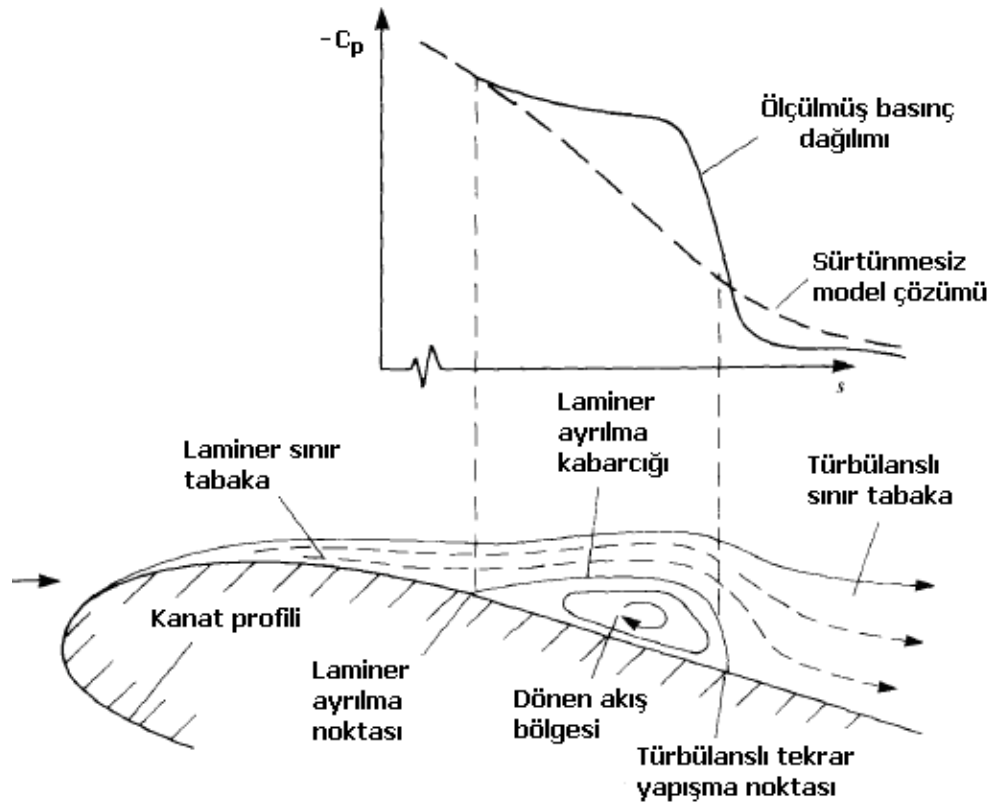


Şekil 1.3. Eğrisel bir yüzey üzerinde hız profilleri [7].

Türbülansa geçiş ile birlikte enerjisi artan akım yüzeye türbülanslı olarak tekrar

tutunur ve tutunduktan sonra türbülanslı bir karakterde akmaya devam eder. Akışın ayrıldığı nokta ayrılma noktası, türbülansa geçtiği nokta, geçiş noktası, tekrar yüzeye yapıştığı nokta ise yeniden yapışma noktası olarak adlandırılır.

Şekil 1.3'de eğrisel bir yüzey üzerinde akan akışın hız dağılımı gösterilmiştir. Akım en baştan P noktasına kadar iyi huylu basınç gradyenine sahiptir ve bu tür laminer profiller ayrılmalara karşı oldukça dirençlidir. Şekil dikkatli olarak incelenirse S noktasına kadar cidara yakın kısımlarda hız azalmış ve S noktansından itibaren akışta negatif hızlar ve ters basınç gradyenleri oluşmuştur bu noktadan itibaren akışta dönmeler ve ayrılmalar olmuştur [7].



Şekil 1.4. Laminer ayrılma kabarcığı [3].

Düşük Re sayılı akışlarda hücum kenarından firar kenarına doğru ilerledikçe laminer akım viskoz kuvvetlerin etkisi ile çok çabuk türbülanslı akıma geçmeye başlar. Türbülansa geçiş bölgesinde akım viskoz etkilerin ve ters basınç gradyanlarının üstesinden gelemez ve Şekil 1.4'de görüldüğü gibi laminer sınır tabaka ayrılması ve

ayrılma kabarcığı meydana gelir. Bu kabarcıkta geri akış ve ters hız profilleri oluşur. Türbülansa geçiş bölgesinde akış gelişip türbülanslı olunca da türbülanslı akışın yeterli enerjisi ile yüzeye tekrar tutunur. Yeniden tutunma ile birlikte akış yüzeye yapışır ve türbülanslı ayrılma olana kadar akışa düzgün bir şekilde devam eder. Laminer ayrılma kabarcığının basınç katsayısı üzerindeki etkilere bakıldığında Şekil 1.4'deki gibi bir dağılım elde edilir. Belirli bir bölgeden sonra grafikte bir kambur oluşmakta ve bu kamburun başlangıcı ayrılmayı, sonu ise yüzeye tekrar yapışmayı göstermektedir. Eğer akım viskoz etkilerden etkilenmemiş veya sürtünmesiz olsa idi kesikli çizgideki gibi lineer bir dağılım elde edilirdi.

Laminer ayrılma kabarcığı daha da detaylı incelendiğinde akış yapışmadan önce bir noktada akışın türbülansa geçtiği gözlemlenir. Türbülansa geçiş noktası, ayrılma kabarcığının boyutu (uzun-kısa) ve tutunma kaybı gibi aerodinamik olaylarla da alakalıdır. Çünkü akış türbülansa ne kadar çabuk geçerse o kadar çabuk yüzeye yapışma olur bu durumda da performans karakteristikleri de artar. Eğer türbülansa geçiş çok geç olursa yüzeye yapışma noktası da arkada olacağı için büyük kabarcık oluşabileceği gibi akış yüzeye hiç yapışmadan da terkedebilir. Böyle durumlarda tutunma kaybı oluşur (Şekil 1.5).

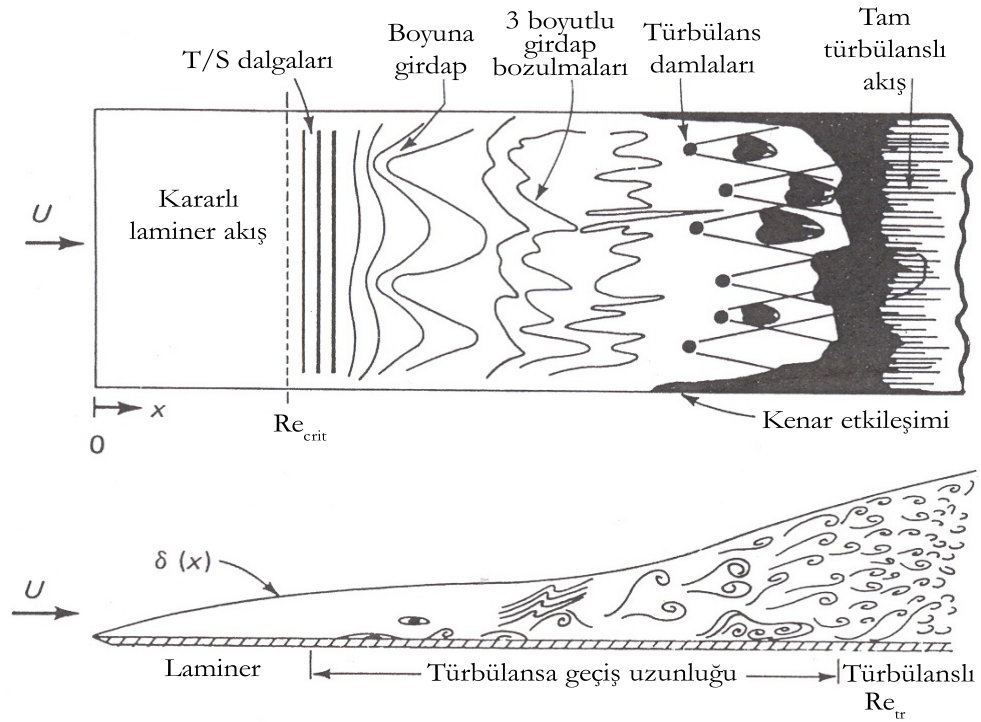


Şekil 1.5. Kanat profil etrafında değişik bölgelerde oluşan laminer ayrılmalar [7].

Viskoz etkilerin baskın olması akımın düzgün ve laminer (*laminer*) olmayı bırakıp çalkantılı ve kararsız (*türbülanslı*) olmaya başlar. Bu kararsızlık türbülansa geçiş sebepleri olur. Türbülansa geçişi doğal geçiş, atlamalı geçiş ve laminer ayrılmış türbülansa geçiş olarak sınıflandırmak mümkündür [6].

Doğal türbülansa geçiş, Şekil 1.6'deki gibi olup sınır tabaka nedeniyle meydana gelir. Bu tip geçişler daha serbest akımın türbülansı düşük olduğu zaman olur. Düz levha üzerinde akış ile ilgili Schubauer ve Skramstad'ın [8] yapmış oldukları deneyler

düz bir plakanın hücum kenarı mesafesine bağlı yerel Re sayısı (Re_x) 2.8×10^6 'dan az olduğunda sınır tabakasının laminar, Re_x , 3.9×10^6 'dan büyük olduğunda ise tam türbülanslı yapıda olduğunu göstermiştir. Arada kalan bölge ise ne tam laminar ne de tam türbülanslı bir özelliğe sahip türbülansa geçiş bölgesi olarak nitelendirilmiştir. Düz plaka üstünde doğal türbülansa geçiş Şekil 1.6 gibi anlatılır. Serbest akış, levha üstünden belli bir bölgeye kadar laminar olarak devam eder, yerel Re sayısı kritik bir değere ulaştığında akışta T/S (Tollmien /Schlichting) dalgaları oluşur ve akıştaki kararlılık bozulmaya başlar, T/S dalgalarından sonra ise boylamasına girdaplar oluşur, aşağı akım yönünde girdaplar 3 boyutlu dağılır, bozulmuş girdapçıklar türbülans damlacıklarına, türbülans damlacıkları da birleşerek tam türbülansa neden olur. Yüksek Re sayılı akışlara görülür.

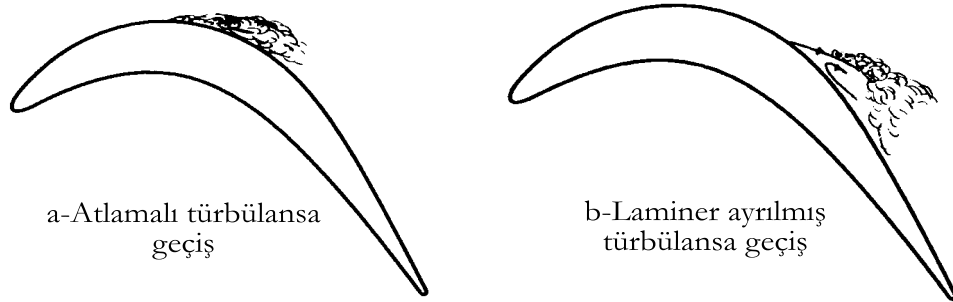


Şekil 1.6. Düz levha üzerindeki akışta doğal türbülansa geçiş [6,9].

Bir başka tip türbülansa geçiş atlamalı (*bypass*) türbülansa geçiş olarak adlandırılır. Bu tür geçişte serbest akış, direk türbülansa geçebilecek kadar türbülans şiddetine sahip olduğu ve akışın doğal geçişte olduğu gibi T/S dalgaları, boylamasına girdaplar

ve girdap dağımları olmadan direk türbülans damlacıklarına daha sonra ise tam türbülansa geçer. Bu tip geçişler gaz türbinli motorların kompresör ve türbin kanatçıklarında görülebilir.

nc tip olan ayrılmış türbülansa geçişte ise Şekil 1.4'de gösterildiği gibi laminer ayrılma içerisinde olan türbülansa geçiştir. Viskoz etkilerden dolayı oluşan ters basınç gradyenlerinden dolayı yüzeyden ayrılan akışta oluşan girdapıklar nedeniyle akış türbülansa geçer ve türbülanslı akış yüzeye tekrar tutunur. Düşük Re sayılarında daha çok bu tür geçiş olur.



Şekil 1.7. Atlamalı ve laminer ayrılmış türbülansa geçişler [6, 10].

1.3. Sayısal Aerodinamik

Deney olanaklarının kısıtlı, zaman ve maliyet bakımından çok pahalı olmasından dolayı, son yıllarda aerodinamik çalışmaların hesaplamalı aerodinamik çerçevesinde sayısal olarak incelenmesini güçlü bir seçenek olarak ortaya çıkarmıştır. Günümüzde hızlı bilgisayar teknolojisinin artması ile araştırma kurumları ve endüstrinin hemen hemen tüm kesimlerinde, akış problemlerinin incelenmesinde Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği (HAD) ok yaygın kullanılır hale gelmiştir. HAD çalışmalarından elde edilen en önemli sonuçlardan birisi, bir tasarım yapılmadan önce bilgisayar benzeşimi aracılığıyla elde edilen veriler yardımıyla verim artırma yöntemleri ve tasarıma yönelik bir takım problemlerin deney aşamasına gelmeden önce rahatlıkla zlebilmesidir. HAD ile yapılan çalışmalar daha az maliyetli ve

daha farklı düşünceler geliştirebilme yönünde büyük katkılar sağladığı için tercih edilmektedir. Yapılan çalışmalar esnasında ayrıntılı ve birleşik geometri içerisindeki değişiklikler daha kolay ve daha hızlı şekilde yapılabilmektedir.

Günümüzde akışkalar mekaniği ve aerodinamik alanında en çok kullanılan *FLUENTTM* [11] yazılımı, Reynolds ortalama Navier-Stokes (RANS) denklemleri ile sonlu hacimler metodu kullanarak benzeşim yapan genel amaçlı bir HAD programıdır. Akış hesabı, ısı ve kütle transferi, kimyasal reaksiyonlar ve benzeri konularda tasarım ve benzeşim yapmaktadır. *FLUENTTM* yazılımı, değişik çalışmalarda kullanılabilen pek çok fiziksel model içerir; türbülanslı akış, ısı transferi, reaksiyon akışları, kimyasal karışımlar, yanma ve çok safhalı akışlar için modeller örnek olarak verilebilir.

1.3.1. Türbülans Benzeşim Modelleri

Türbülanslı akışlar hız alanlarındaki çalkantılarla nitelendirilirler. Bu çalkantılar momentum, enerji ve kütle yoğunluğu gibi taşınım (*transport*) niceliklerinin değişmesine neden olur. Bu çalkantıların küçük ölçeklerde ve yüksek frekansta olmalarından dolayı, pratik mühendislik hesaplamalarında bu çalkantıları doğrudan modellemek oldukça pahalıdır. Bunun yerine anlık genel denklemler zaman ortalama (veya Reynolds ortalama) olarak tanımlanırlar. Böylece küçük ölçekler denklemlerden kaldırılarak daha az maliyette çözüm için değiştirilmiş denklemler elde edilir. Bununla birlikte elde edilen yeni denklemler ilave bilinmeyen değişkenler içerir ve bu değişkenleri bilinen nicelikler cinsinden tanımlayabilmek için türbülans modellerine ihtiyaç duyulur.

Bütün akış problemlerini kapsayacak yüksek kapasitede ortak bir modelin henüz uygulamada olmadığı bir gerçektir. Türbülans modelinin seçimi akışı çevreleyen ortamın fiziği, belirli bir sınıftaki problem için esas alınan uygulama, uygulama için aranan doğruluk seviyesi, uygun hesaplama kaynakları ve benzeşim için uygun olan zamanın miktarı gibi özelliklere bağlıdır. Bunun yanı sıra ele alınan uygulama için en uygun türbülans modelinin seçimi için de değişik türbülans modellerinin özelliklerini ve sınırlamalarını bilmek gerekmektedir.

En genel anlamda akışkan hareketleri, süreklilik ve Navier-Stokes denklemleri ile tanımlanır. Bu denklemlerin çeşitli kabuller yapılmadan analitik veya sayısal olarak çözümü günümüzde çok zordur. Ancak akış değişkenleri değişik formlarda basitleştirilerek çözülmeye çalışılır. Örneğin Navier-Stokes denklemleri zaman ortalamalı Navier-Stokes denklemlerine dönüştürülür ve bu denklemlere RANS denklemleri denir. Hareket denklemlerinin zaman ortalamasının alınması karşımıza yeni bilinmeyenler çıkarmaktadır. Bu ek terimler türbülanslı gerilmelerdir. Bu terimlerin ana akış değişkenleri cinsinden ifade edilmeleri gerekmektedir. Bu olaya *türbülans benzeşimi* denir. Türbülans benzeşimi karşımıza yeni kabuller ve yaklaşımlar getirmektedir.

Bu çalışmada türbülans modeli olarak *FLUENTTM* HAD paket programında bulunan SST $k-\omega$ türbülans benzeşim modeli kullanılmıştır. Çünkü bu model düşük Re sayılarında ve türbülansa geçişin önemli olduğu akışlarda türbülans modelleri içerisinde en iyi sonuç veren türbülans modelidir [6, 12–19].

1.3.1.1. SST $k-\omega$ Türbülans Benzeşim Modeli

FLUENTTM yazılımında iki çeşit $k-\omega$ modeli vardır ve bunlar Standart ve SST $k-\omega$ modelleridir. Standart $k-\omega$ modeli, düşük Re sayısının, sıkıştırılabilirliğin ve kaymalı akışların yayılım etkisini içeren Wilcox'un [20] $k-\omega$ modelidir. Bu model, türbülanslı kinetik enerji, k ve özel yutum oranı ω 'ya bağlı ampirik bir modeldir. *FLUENTTM* yazılımında Wilcox $k-\omega$ modeli ise Menter'in [21] SST (*Shear-Stress Transport*) yaklaşımı ile düzenlenerek SST $k-\omega$ modeli oluşturulmuştur. Standart [20] ve SST [21] $k-\omega$ türbülans benzeşim modellerinin taşınım denklemleri benzerdir. SST modelinin standart modelden farkı;

- Sınır tabakanın iç bölgesinde standart $k-\omega$ 'dan sınır tabakanın, dış bölgesinde ise yüksek Re sayılı akış için olan $k-\epsilon$ modeline yavaş yavaş geçiş yapar.
- Asal türbülans kayma gerilmesinin taşınım etkilerini hesaba katmak için türbülans viskozite denklemi düzeltilmiştir.

SST $k-\omega$ türbülans modeli, Menter [21] tarafından serbest akım içerisinde $k-\epsilon$

modelinin serbest akım bağımsızlığı ile duvar yakınında $k-\omega$ modelinin doğru ve sağlam formülasyonu etkili olarak harmanlamak için geliştirilmiştir. Bu model hakkında daha detaylı bilgi için Referans [6, 11]'e bakılabilir.

1.3.2. Türbülansa Geçiş Benzeşim Modelleri

Sayısal çalışmalarda önceleri akış ya laminar ya da tam türbülanslı akış olarak benzeşim yapılırdı. Fakat günümüzde düşük Re sayılı aerodinamik çalışmalarının yoğunlaşması ile türbülansa geçiş akışları konusundaki çalışmalar hız kazanmıştır. Bu tür akışların benzeşimi için *FLUENTTM*'de kullanılan iki tür model bulunmaktadır. Bunlar;

- $k-k_L-\omega$ Türbülansa Geçiş Benzeşim Modeli
- SST $k-\omega$ Türbülansa Geçiş Benzeşim Modeli

$k-k_L-\omega$ Türbülansa Geçiş Benzeşim Modeli; Walters ve Leylek tarafından [22] geliştirilen bu model türbülansa geçiş başlangıcını hesaplamak ve laminardan türbülansa geçen sınır tabakayı etkin olarak tahmin etmek için kullanılır. Bu model, türbülanslı kinetik enerji (k_T), laminar kinetik enerji (k_L) ve özel yutum terimi (ω) olmak üzere girdapçık viskozitesi (*eddy-viskozite*) tipi 3 denklem içeren bir modeldir.

SST $k-\omega$ Türbülansa Geçiş Benzeşim Modeli; Mühendislikte türbülansa geçiş tahminleri esasen iki yaklaşıma bağlıdır; birincisi, türbülansa geçişi başlatan duvar fonksiyonları içeren düşük Re sayılı türbülans modellerini kullanmaktır. Bu yaklaşım, çekicidir çünkü taşınım denklemlerine bağlıdır ve bu nedenle fazla uğraşmadan geliştirilebilir. Bunun yanında bu yaklaşım serbest akım türbülansı, ters basınç gradyanları gibi türbülansa geçişi etkileyen faktörlerin etkisini yansıtamamaktadır.

İkinci yaklaşım, türbülansa geçiş başlangıcındaki serbest akım türbülans şiddeti ve momentum kalınlığı Re sayısı ($\tilde{Re}_{\theta t}$) gibi deneysel korelasyonların kullanımınıdır. Bu yaklaşım; Süzen ve Huang [23–26] tarafından geliştirilen, türbülansa geçişi tetiklemek için kullanılan kesiklilik (*intermittency*) ve $\tilde{Re}_{\theta t}$ için iki yeni taşınım

denklemlerini standart ve SST $k-\omega$ türbülans modellerine eklenerek geliştirilmiştir [27–32]. Böylece bu model dört adet taşınım denklemi çözmektedir. Ayrıca bu modele Langtry ve Menter korelasyonları da eklenmiştir ve bu korelasyonlar hala gizli tutulmaktadır. Bu modeller hakkında daha detaylı bilgi için Referans [6, 11]'e bakılabilir.



Şekil 1.8. Açık çevrimli emmeli tip rüzgar tüneli.

1.4. Deneysel Aerodinamik

Aerodinamikte sayısal benzeşimler ile birlikte deneysel olarak gerçek akış ortamları benzeşim yapılarak hava aracı tasarımlarının eniyileştirmesi yapılmaktadır. Bu benzeşimler hava ve su tünellerinde yapılmaktadır. Su tünelleri suyun sıkıştırılmaz kabul edilmesinden dolayı ancak 100 m/s hıza kadar olan benzeşimlerde kullanılabilir. Havada uçan hava araçları sıkıştırılabilir hava içerisinde aerodinamik kuvvet ve momentlere maruz kalmaktadır. Ancak havanın da 100 m/s hıza kadar yoğunluğunda çok fazla değişme olmadığı için sıkıştırılmaz kabul edildiğinden bu hıza kadar olan benzeşimler su tüneline yapıldığında aynı şartlarda kabul edilir ve deneyler geçerlidir.

Rüzgar tünellerinin kullanılması yüzey üzerindeki akış hareketlerini önceden görebilmek için genel bir uygulamalı yöntemidir. Modeller hazırlanarak rüzgar tünellerinde denenirler ve bu denemeler tatmin edici bir tasarıma ulaşmakta hayati bir rol oynarlar. Bir rüzgar tüneline, modeller üzerinde deneyler yaparak uçağın hava içerisinde davranışı anlaşılabilir. Hatta uçağın parçaları, örnek olarak uçağın kuyruğu, kanadının kesiti vb. parçalar üzerinde yapılan deneyler daha da önemlidir. Rüzgar tünellerinde, hava hareketinin model üzerindeki etkisi ölçülür. Ayrıca model kalkış, iniş, yatay uçuş konumlarına getirilip nasıl davrandığı incelenebilir. Ancak deney sonuçlarına güvenilebilmesi için, tünelin yapımına özen gösterilmelidir. Örneğin, deney odası boyunca hava akımındaki değişim mümkün olduğu kadar küçük olmalı ve havanın hızı doğru olarak bilinmelidir. Ayrıca tünelin duvarları yakınında daima sınır tabaka etkileri olacağı da dikkate alınarak deneyler esnasında kullanılacak modelin büyüklüğünü tünelin deney odası genişliğinin yarısı ile dörtte üçü arasında almak uygun bir yaklaşım olmaktadır. Örnek bir rüzgar tüneli Şekil 2.1'da görülen Erciyes Üniversitesinde tasarımı yapıp üretilmiş Enerji Sistemleri Mühendisliği Bölümü Rüzgar Laboratuvarında bulunan tünelle, açık çevrimli emmeli tip rüzgar tünelidir. Bu çalışmanın bütün deneyleri bu tünelde yapılmıştır.

1.4.1. Akış Görüntüleme Teknikleri

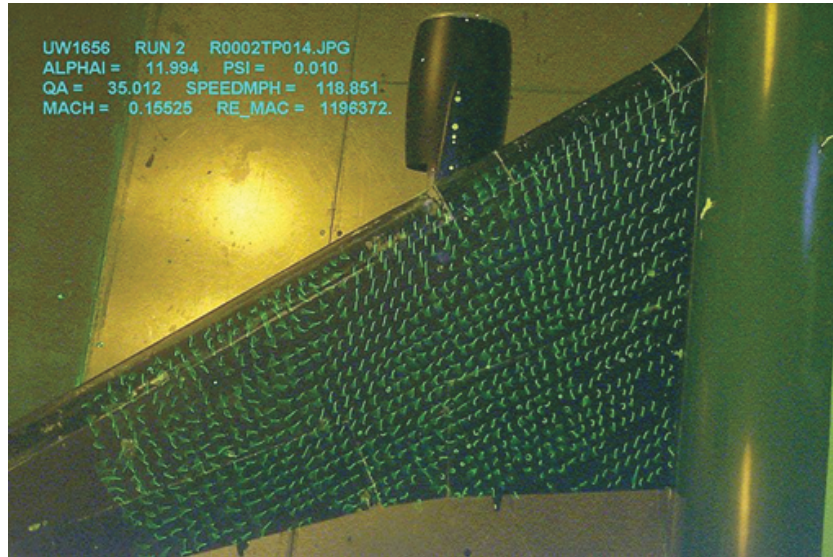
Akım yapısının karakteristiğinin anlaşılması ve sayısal benzeşiminin yapılabilmesi için öncelikli olarak akımın oluşumunun ve hareketinin çok iyi bilinmesi gerekmektedir. Ancak hava ve su gibi renksiz veya homojen bir ortam içerisindeki cisim etrafında oluşan akım çizgilerinin çıplak gözle görülebilmesi imkansızdır. Bu nedenle homojen ortamdaki akım çizgileri çeşitli yollarla işaretlenerek gözle görülebilir hale getirilmesi şarttır ve bu nedenle değişik akım görüntüleme teknikleri geliştirilmiştir.

Akışı görünür hale getirmek için esas olarak iki prensip vardır. Birincisi akış içine farklı madde ilave etmektir. Bu ilave edilen yabancı maddenin akışı takip edebilmesi için mümkün olduğu kadar küçük, izlenebilmesi için de mümkün olduğu kadar büyük olması gerekir. İkinci prensip ise akış esnasında, akışkanın optik özelliklerinin değişimine dayanır. Akışkanın yoğunluğu akışkan ortamından geçen ışığın kırılma

oranının bir fonksiyonudur. Bu yüzden sıkıştırılabilir akımda ortamın kırılma oranı değiştirilmek suretiyle optik metodlarla akım alanı görüntülenebilir hale getirilebilir.

Akışları gözlemleyebilmek için rüzgar tünellerinde kullanılan çeşitli teknikler mevcuttur. Bunlar; yağ şeridi, yüzey püskülleri, duman teli ve optik yöntemleridir. Püsküllerin kullanımında sıkışık olarak birleştirilmiş esnek malzemeler kullanılır, yünden yapılmış iplikler bütün yüzeye kaplanır (Şekil 1.9). Akış püsküllere değdiği zaman püsküller yüzeye yapışıp kalır, ayrışmalar meydana geldiği zaman püsküller farklı yönlere doğru hareket ederler. Bu yöntemin belirli sınırları vardır ve akışı engellemeden güzel görüntü netliği sağlanması için yeterince büyük olması gerekmektedir ve küçük ayrışmalar yeterince anlaşılabilir.

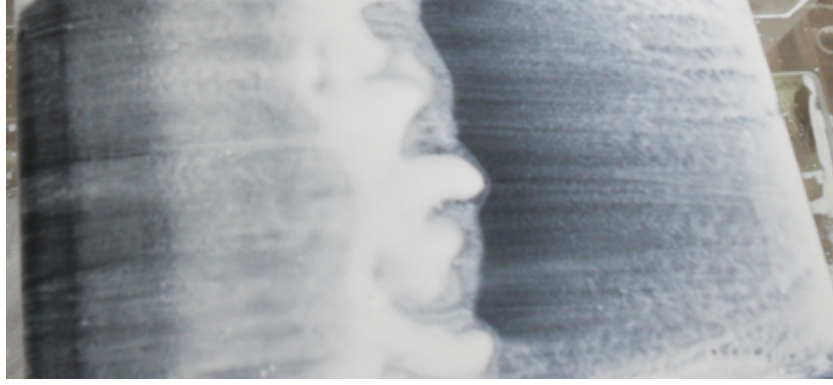
Bir başka akım gözleme yöntemi yağ şerididir. Şekil 1.10'de görüldüğü gibi kanat yüzeyinin üzerine yağ şeridi çekilerek yapılır, bu karışım yağ ve boya ya da renk maddesi karışımından ibarettir. Kurduğunda akış çizgilerini gösterirler. Bu metotta sınır tabaka geçişleri ve ayrışmaları görülebilir ve düşük hızlı rüzgar tüneli testlerinde en iyi sonuçlar porselen kili kullanıldığında alınmaktadır.



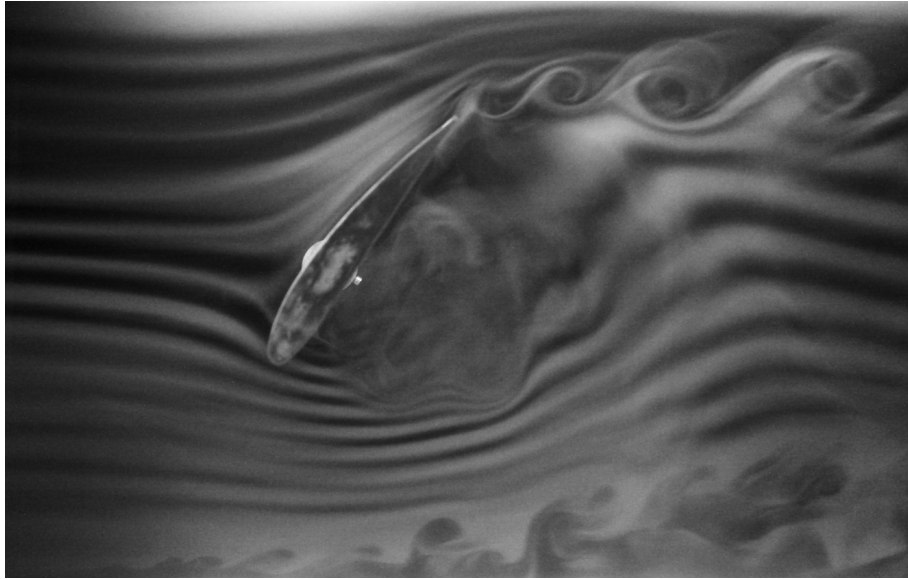
Şekil 1.9. Kanat üzerinde örnek bir püskül deneyi [33].

Diğer metod ise duman teli metodudur. Kanadın önüne yerleştirilmiş tel ve bu telden akan sıvıdan geçen akımın duman oluşturmasından ibarettir. Duman miktarı

nedeniyle çıplak gözle zor görülebilir ama yüksek kalitede kayıt yapabilen kameralar kullanıldığında Şekil 1.11'deki gibi görülebilir.



Şekil 1.10. Kanat profili üzerinde yağ deneyi görüntüsü.



Şekil 1.11. Kanat profili üzerinde duman deneyi görüntüsü [33].

Bu metodların yanında teknolojinin gelişmesine paralel olarak modern optik görüntüleme teknikleri geliştirilmiştir. Bunlara örnek olarak; parçacık (*Particle Image Velocimeter=PIV*) ve lazer (*Laser Doppler Velocimeter=LDV*) akım görüntüleme örnek verilebilir. PIV parçacıkların, akışkan hareketini takip ettiği

savından yola çıkılarak akışkan parçacıklar ile beslenen bir sistemdir. Ölçüm yapmak istenen bölgeye lazer demeti gönderilerek bir görüntüleme yüzeyi oluşturulur. Lazer belli aralıklarla ışır ve bu iki ışına arasında kamera görüntüleri kayıt eder. Alınan görüntüler birbirleriyle karşılıklı korelasyona sokulur. Bilgisayar yardımı ile elde edilen sinyaller işlenir ve kullanıcının arzu ettiği veri, sunum ve istatistiksel bilgilere dönüştürülür. LDV'de ise lazer kaynağından çıkan ışınlar belirli bir noktada kesiştirilir ve birbirilerine göre konumları algılayıcı tarafından algılanarak akış hızı ölçülür.

1.4.2. Kanat Üzeri Basınç Dağılımı Tesbiti

Kanat profili etrafındaki basınç dağılımı 2.9 nolu denklemdeki gibi boyutsuzlaştırılır ve bu boyutsuz sayıya basınç katsayısı adı verilir. Bu denklemde; p kanat üstünde ölçüm yapılan bölgenin statik basıncını, p_∞ serbest akışın statik basıncını ve v_∞ , serbest akışın hızını, ρ ise havanın yoğunluğunu ifade etmektedir.

$$C_p = \frac{p - p_\infty}{\frac{1}{2}\rho v_\infty^2} \quad (1.3)$$

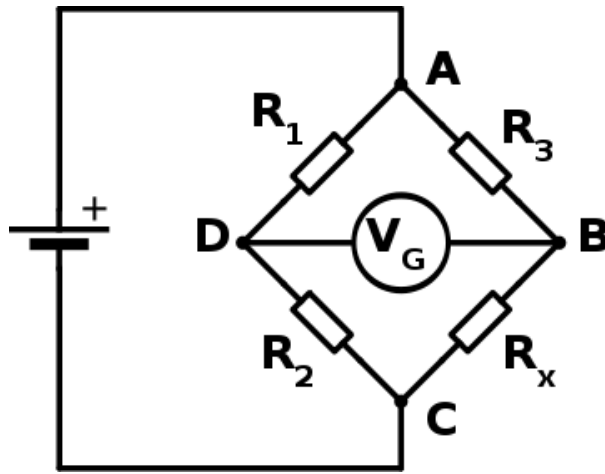
$$\Delta P = \frac{1}{2}\rho v_\infty^2 \quad (1.4)$$

Kanat üzerinde basınç ölçümü için kanadın alt ve üst yüzeylerindeki basınç prizlerinden pitot tüpü ve manometre yardımıyla ölçüm alınır. Kanat üzerindeki basınç değerleri hesaplanırken kanat üzerindeki basınç ile serbest akışın basıncı arasındaki fark, denklem 'de kullanılarak hesaplama yapılır. Her delikten alınan ölçüme göre hesaplamalar yapıp kanat üzerindeki akış karakteristikleri belirlenir.

1.4.3. Kuvvet Ölçüm Sistemleri

Kuvvet ölçüm sistemleri yük hücreleri kullanılarak gerinim pullarının (*strain-gauge*) Wheatstone köprüsü oluşturacak şekilde birleştirilmesiyle tasarlanır. Gerinme pulları, uygulanan kuvvete göre meydana gelen deformasyon sonucunda boyları uzayan ve bu uzama miktarına bağlı olarak elektriksel dirençleri değişen

hücrelerdir. Yük hücrelerinin çalışma mantığı, Wheatstone köprüsündeki dirençlerin karşılıklı çarpımları eşittir prensibine dayanmaktadır. Yük hücrelerine kuvvet uygulandığında, kuvvetle orantılı olarak boydaki değişme, direnci de değiştirecektir bu değişim de çıkış voltaj değerini değiştirecektir. Voltaj değişimi ölçülerek, elektrik sinyallerine dönüştürülerek veri toplama kartı ve yazılımlar vasıtası ile kuvvet cinsinden ölçülür. Ortam sıcaklığı gibi direnci etkileyecek diğer faktörlerin etkisini elimine etmek amacıyla ek devreler ve sistemler kullanılmaktadır. Şekil 1.12'de tipik bir Wheatstone köprüsü görülmektedir. Bu köprüde giriş voltajı sabit, çıkış voltajı ise dirençlere göre değişmektedir. Ayrıca karşılıklı dirençlerin çarpımı eşittir. R_X direnci gerinme pullarına uygulanan kuvvetle değişmektedir. Çıkış voltajı V_G bilgisayara veri toplama kartı ile aktarılır, sinyaller de bilgisayar yazılımı ile kuvvet dönüştürülür.

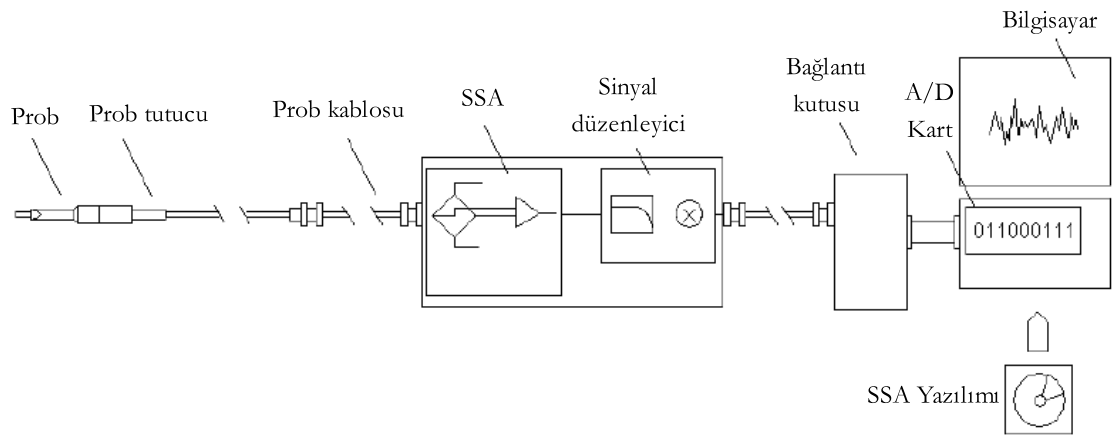


Şekil 1.12. Wheatstone Köprüsü [33].

1.4.4. Sabit Sıcaklık Anemometresi

Sabit sıcaklık anemometresi (Constant Temperature Anemometer CTA) akışkanların hız ve türbülans değerlerinin anlık olarak ölçülmesinde kullanılan yaygın bir ölçüm aletidir. Bu ölçüm aleti çapı çok küçük olan bir telin üzerinden daha soğuk bir akışkanın geçmesi nedeni ile soğumasını engellemek ve sıcaklığının sabit tutmak amacıyla bir güç kaynağından sürekli akım çekilir. Çekilen akım Wheatstone

köprüsü üzerindeki çıkış voltajını da değiştirir. Bu voltaj değişimi bilgisayara veri toplama kartı ile aktarılır ve bilgisayar yazılımı ile istenilen değere çevrilir. Şekil 1.13 tipik bir sabit sıcaklık anemometresinin ekipmanlarını göstermektedir. Ölçümü yapan prob, çatal arasındaki telden oluşmaktadır. Bu telin boyutu 1 mm 0.5 mm arasında değişmektedir. Bu tellerin boyutu ve sayısı, ölçüm yapılacak akışkan ve ölçüm amacına göre değişmektedir. Detaylı bilgi 26. Referanstan alınabilir.



Şekil 1.13. Sabit sıcaklık anemometresi ekipmanları [6,34].

1.5. Literatür Çalışması

Ticari kullanımdaki hava araçları yüksek Re sayılı akış rejiminde örneğin $10^7 \sim 10^9$ aralıklarında uçarlar. Bunun aksine, böcekler, mikro ve insansız hava araçları düşük Re sayılı rejimde uçarlar. $50.000 < Re < 1.000.000$ aralığında olan aerodinamik akış rejimi *düşük Re sayılı aerodinamik* olarak adlandırılır [2]. Bu rejimde akış olayı yüksek Re sayısındaki akıştan oldukça farklıdır. Bu nedenle, son yıllarda düşük Re sayısı aerodinamiği konusunda yapılan araştırmalar oldukça yoğunlaşmıştır.

Düşük Reynolds (Re) sayısı aerodinamiği konusunda hem deneysel hem de sayısal birçok araştırma yapılmıştır. Yapılan araştırmalar sonucunda düşük Re sayılarında performans parametreleri ve laminer ayrılmalar üzerinde durulmuştur. Laminer ayrılma kabarcığı sadece kanadı etkilemekle kalmayıp tüm ticari uçaklarda dahi tüm sistemi etkileyebileceği gibi istenmeyen gürültü ve titreşime ve kararlılığın da

azalmasına sebep olur [35–38].

Laminer ayrılma kabarcığının yapısı hakkında yapılan ilk çalışmalardan birisi Tani [39] tarafından yapılan deneysel çalışmadır. Bu çalışmada laminer ayrılma kabarcığı uzunluğuna göre kısa ve uzun kabarcık olarak isimlendirilmiştir. Laminer ayrılma kabarcığının yapısı ve davranışını hakkında yapılan ilk çalışmalardan bir başkası Gaster [40] tarafından yapılan çalışmadır. Bu çalışmada laminer ayrılma kabarcığı oluşmasının ve patlamasının Re sayısı ve yüzey üzerindeki basınç dağılımına bağlı olduğunu göstermiştir. Re sayısı arttıkça oluşan kabarcığın boyunun azaldığı ve incelenen basınç katsayısı değerlerinde ayrılma ve yapışma noktaları arasında basınç dağılımında bir bozulma olduğu gözlemlenmiştir. Ayrıca bu çalışmada da laminer ayrılma kabarcığı kısa ve uzun kabarcığı olarak iki şekilde sınıflandırılmıştır.

Rinioe ve Takemura [41] 135 000 Re sayısında NACA 0012 kanat profilinde oluşan laminer ayrılma kabarcığının yapısını incelemişlerdir. Bu çalışmada $\alpha < 11.5^\circ$ olması durumunda kısa ayrılma kabarcıkları oluşurken $\alpha > 11.5^\circ$ olması durumunda ise sonra akışta ayrılmaların görüldüğü ve akış kaynaklı titreşimlerin büyük salınımlı bir yapıda olduğu gözlemlenmiştir.

Diwan ve Ramesh [42] tarafından düz plaka üzerinde yapılan deneysel çalışmada laminer ayrılma kabarcığının boyu ve yüksekliğinin, Re sayısının artması ile küçüldüğünü fakat boydaki azalma oranının yüksekliğe göre çok fazla olduğunu gözlemlenmişlerdir.

Yang et al. [43] GA(W)-1 kanat profili üzerinde yapmış oldukları çalışmada 68 000 Re sayısında değişik hücum açılarında basınç katsayısı, C_p ve parçacık akış görüntüleme (PIV) yöntemi ile akış görüntüleri değişimi ele alınmıştır. Hücum açısı arttıkça laminer ayrılma kabarcığının hücum kenarına doğru hareket ettiği ve boyunun da küçüldüğü gözlemlenmiştir. Oluşan kabarcık boyu en fazla veter boyunun %20'si, yüksekliği ise veter boyunun %1'i kadar olduğu tespit edilmiştir. Ayrıca hücum açısı 7° ve üstündeki açılarda ayrılmaların da Kelvin Helmholtz kararsızlıklarından dolayı oluşan girdaplardan kaynakladığını gözlemlenmişlerdir.

Swift [44] klasik uçak kanatlarından farklı olarak insansız hava araçlarında

kullanılabilecek yay şeklindeki kanattaki düşük Re sayılı akışı incelemiştir. Oluşan laminer ayrılma kabarcığı termokopul ile ısıtılması sayesinde elimine edilmiş olmasına karşın kaldırma katsayısı, C_L değerinde önemli bir değişikliğe sebep olmasa dahi kabarcığın yok edilmesinin kararlılığa (kontrol edilebilirlik) önemli ölçüde etkisi olduğunu göstermiştir.

Hain et al. [45], Burgman et al. [46], düşük Reynolds sayılarında rüzgar türbinleri için tasarlanmış SD 7003 kanat profili üzerinde oluşan laminer ayrılma kabarcığını incelemişlerdir. Laminer ayrılma kabarcığının üstündeki kayma tabakasının Kelvin Helmholtz kararsızlıklarından dolayı oluşan kıvrılmalarının girdap oluşumuna neden olduğu ve türbülansa geçişte bu kararsızlığın baskın olduğunu göstermişlerdir.

Ibrahim et al. [47] uçak gaz türbinli motorların düşük basınç türbinlerinde kullanılan L1A kanat profili üzerindeki akışı önceden deneysel olarak yapılmış çalışmayı Fluent yazılımı kullanarak sayısal olarak inceleyen bir çalışma yapmışlardır. 25 000 ila 300.000 arasında değişik Reynolds sayılarında, $k-\omega$ SST, v^2-f , ve $k-\omega$ SST türbülansa geçiş modelleri kullanılmıştır. 150 000 düşük Reynolds sayılarında akışın yüzeyden ayrılıp tekrar yüzeye yapışmadığı, Reynolds sayısı arttıkça akımın yüzeye yapıştığı gözlemlenmiştir. Türbülans modelleri arasında 25 000 ve 100 000 Reynolds sayılarında $k-\omega$ SST türbülansa geçiş modeli vermiştir. C_p değerinin deneysel sonuçlara göre biraz düşük vermiş olsa da türbülansa geçişi en iyi tahmin etmiştir. 300 000 Re sayısında elde edilen sonuçlar üç türbülans modeli için de deneylere yakın sonuçlar vermiştir.

Timmer [48] düşük Re sayılarında NACA 0018 kanat profili etrafındaki akışı rüzgar tüneline balans sistemi ile 2 boyutlu deneysel bir çalışma gerçekleştirmiştir. Bu çalışmada kaldırma katsayısı C_L , sürüklenme katsayısı C_D , ve moment katsayısı C_M değerleri bulunmuş, laminer ayrılma kabarcığının gürültü etkisi incelenmiştir. Bu çalışmada deneyler, 150 000 ila 1 000 000 arasında değişik Re sayılarında ve 0° - 30° arasındaki hücum açılarında gerçekleştirilmiştir. Elde edilen sonuçlar Re sayısının tutunma kaybı (*stall*) açısı ve maksimum C_L , C_D , C_M değerleri üzerinde çok önemli bir etkisi olduğunu göstermiştir. Re sayısı 150 000 iken C_{Lmax} 0.987 ve tutunma kaybı açısı 12.1° , Re sayısı 300 000 iken C_{Lmax} 1.055 tutunma kaybı açısı 18° , Re

sayısı 1 000 000 iken C_{Lmax} 1.108 tutunma kaybı açısı 27° olarak tespit etmiştir.

Leslie et al. [49] insansız hava araçlarında kullanılan motor pervanelerinde gürültünün azaltılması konusunda yaptıkları deneysel çalışmada laminer ayrılma kabarcığının gürültüye sebep olduğu gözlemlemiştir.

Tan ve Auld [50] düşük Re sayılarında Wortmann FX67-150K kanat profil etrafında değişik koşullarda oluşan laminer ayrılma kabarcığının davranışını incelemiştir. Re sayısı, hücum açısı ve türbülans şiddetine göre kanat üstünde oluşan laminer ayrılma kabarcığının karakteristikleri incelenmiştir. 200 000 Re sayısında hücum açısı 0° 'de ayrılan akımın yüzeye yapışmadığı fakat Re sayısı arttıkça yapışmanın gerçekleştiği ve laminer ayrılma kabarcığının boyunun kısalacağı gözlemlenmiştir. Benzer şekilde türbülans seviyesinin artması da laminer ayrılma kabarcığının boyunun küçülttüğü gözlemlenmiştir. Örneğin kanadın alt kısmı için hücum açısı $\alpha = -2.7^\circ$ ve türbülans seviyesi (Tu) %0.127 iken Re sayısı Re sayısı 100.000 iken laminer ayrılma kabarcığının uzunluğu kort boyunun %20 si, yüksekliği kort boyunun %10'u kadarken Re sayısı 300 000 iken kabarcığın uzunluğu kort boyunun %10'u, yükseklikse kort boyunun %0.04'ü kadar saptamışlardır.

Hu ve Yang [1] yapılan bu çalışmada laminer akış ayrılmalarını PIV yardımıyla incelemiştir. Deney için GA(W) kanat profili kullanmışlardır. Kanat hücum açıları olarak ise 6° ile 14° arasındaki açıları kullanmışlardır. Değişik hücum açılarında laminer ayrılma kabarcığının oluşma noktası, geçiş bölgesi ve yeniden birleşme noktalarının yerlerinin tespit edilmesi ve bunların karşılaştırılması yapılmıştır. 8° hücum açısı için ayrılma noktası $0,15 x/c$ 'de meydana gelirken 10° için $0,07 x/c$ 'de olduğu görülmüştür. Ayrıca hücum açıları için C_L ve C_D katsayılarının değişimleri incelenmiştir. Hücum açısının küçük olduğu değerlerde kaldırma katsayısının hücum açısına bağlı olarak lineer bir şekilde arttığı, sürüklenme katsayısının ise nispeten küçük olduğu saptamışlardır. Kanat profili üzerinde hücum açısının 8° 'den büyük olduğu durumda laminer ayrılma kabarcığı oluştuktan sonra kanat kaldırma katsayısı C_L 'de önemli ölçüde azalma meydana gelirken, sürüklenme katsayısı C_D 'de de ise hücum açısının artmasına bağlı olarak hızlı bir artma gerçekleşmiştir. Hücum açısının 12° 'den büyük olduğunda ise kanat üzerinde

tutunma kaybı meydana gelirken, kaldırma katsayısı düşerken sürüklenme katsayısı arttığını belirtmişlerdir.

Carmichael [51] kanat profilleri üzerinde yaptığı deneysel çalışmada Reynolds sayısı 10 000 ve 30 000 arasındaki akışlarda akımın tamamen laminar olduğu ve ayrılan akımın yüzeye yapışmadığını göstermiştir.

Yarusecyh et al. [52] NACA 0025 kanat profili üzerinde yapmış oldukları çalışmada hücum açısı, $\alpha=5^\circ$ 'de ve değişik Re sayılarında deneyleri gerçekleştirilmiştir. 150 000 Re sayısında laminar ayrılma kabarcığı 0.4 ila 0.66 x/c arasında bulunmuş fakat 143 000 ve Re sayısında yüzeyden ayrılan akımın yüzeye tekrar yapışmadığını tespit etmişlerdir.

Zhou et al. [53] NACA 0012 kanat profili etrafındaki çok düşük Re sayılarında akıştaki kuvvetleri inceleyen deneysel çalışma yapmış ve elde edilen sonuçları hem diğer deneysel çalışmalar hem de teorik olarak elde edilen sonuçlarla kıyaslamışlardır. Re sayısı 5300-51000 arasında ve hücum açısı da 0° - 90° arasında 1'er derece artırılarak yapmışlardır. Re sayısı arttıkça tutunma kaybı açısı ve tutunma kaybı öncesi C_{Lmax} değerlerinin arttığı, tutunma kaybı açısından sonra hücum açısı artarsa C_L değerinin arttığı 45° civarında tüm Re sayılarında C_{Lmax} değerine ulaşıldığını gözlemlemişlerdir. C_D değerinin de artmaya devam ettiği gözlemlenmiştir. Laminar ayrılma kabarcığının ise 5300 Re sayısında $\alpha=10^\circ$ ve $\alpha=15^\circ$ 'de hücum kenarına yakın bölgede oluşan ayrılmanın kanada tekrar yapışmadığı, 10 500 Re sayısında $\alpha=10^\circ$ 'de ayrılan akış yüzeye tekrar yapışırken $\alpha=15^\circ$ 'de yüzeye tekrar yapışmadığını gözlemlemişlerdir.

Silva et al. [54] 20 000 Reynolds sayısında, SELIG 1223 kanat profili üzerindeki akışı sayısal olarak incelemişler ve Selig tarafından yapılan deneysel çalışmanın sonuçları ile kıyaslamışlardır. Fluent yazılımı yapılan çalışmada türbülans modeli olarak Spalart Allmaras ve Realizable $k-\epsilon$ türbülans modelleri kullanılmıştır. Ayrıca XFOIL yazılımı ile atlamalı geçiş ve serbest geçişle hesaplamalar yapılmıştır. Elde edilen sonuçlarda, hücum açısı 8° 'ye kadar hem her iki türbülans modeli C_L değerini biraz fazla tahmin etse de 8° 'den sonra ise aradaki farkın daha da arttığı gözlemlenmiştir. Realizable $k-\epsilon$ modeli C_{Lmax} 'ı neredeyse doğru tahmin etse de tutunma kaybı açısını

2° eksik tahmin etmiştir. Spalarat-Almaras hem C_{Lmax} değerini daha düşük bulmuş hem de tutunma kaybı açısını 3° eksik tahmin etmiştir. Her iki modelin de laminer ayrılmaları tahmin etme konusunda başarısız kaldığını gözlemlemişlerdir.

Regert et al. [55] 130 000 Reynolds sayısında RAF 6 tip kanat profilinin türbülanslı sınır tabaka karakteristiklerini inceleyen deneysel ve sayısal çalışma yapmışlardır. 8° ve 15° hücum açılarında yapılan deneylerde sıcak tel anemometresi ve Laser Doppler Anemometresi (LDA) ile yapılan deneyler Fleunt yazılımında Realizable $k-\epsilon$, $k-\omega$ SST ve Spalarat Allmaras türbülans modelleri kullanılarak kanat üzerinde ve kanat gerisinde belirli bölgelerde hız profilleri çıkartılmış ve deneysel verilerle karşılaştırılmış ve deneysel sonuçlara en yakın sonucu Realizable $k-\epsilon$ modelinin verdiğini gözlemlemişlerdir.

Haggmark et al. [56] düz levha üzerinde oluşan laminer ayrılma kabarcığı ve türbülansa geçişi yerinin belirlenmesi amacıyla yaptıkları deneysel çalışmayı doğrudan sayısal benzeşim metodu (*Direct Numerical Simulation=DNS*) kullanan sayısal çalışma ile kıyaslamışlar ve türbülansa geçişin belirlenmesinde deneylere en yakın sonuçları van Igen tarafından geliştirilen e^N metodunun verdiği gözlemlenmiştir.

Sanders et al. [57] Global Hawk adlı insansız hava aracının motorundaki düşük basınç türbininde kullanılan GH1R kanatçık profili üzerindeki akış hakkında yapılmış deneysel çalışmayı referans alarak, üç farklı RANS türbülans modelinin performanslarını inceleyen sayısal bir çalışma yapmışlardır. Bu çalışmada daha yeni bir model olan $k-k_L-\omega$ türbülansa geçiş modeli ile $k-\omega$ SST ve $k-\epsilon$ Realizable modellerinin performansları 15 000-100 000 Reynolds sayıları arasında denenmiştir. Hafif yüklerde, kayıp katsayısı ve laminer ayrılmalar esas alınarak yapılan incelemelerde $k-k_L-\omega$ türbülansa geçiş modelinin diğer iki modele göre deneysel sonuçlara çok daha yakın sonuçlar verdiği gözlemlenmiştir.

Genç et al. [6, 12–19] 200 000 Reynolds sayısında, NACA 2415 kanat profilinin performans karakteristiklerini hücum kenarı slatlı ve slatsız, emme ve üfleli kanat olarak inceleyen sayısal ve deneysel çalışmalar yapmışlardır. Bu çalışmalarda deneysel olarak elde edilen sonuçlar iki türbülans modeli ($k-\omega$ SST ve $k-\epsilon$ RNG) ve iki

türbülansa geçiş modeli kullanarak ($k-\omega$ SST ve $k-k_L-\omega$ türbülansa geçiş modelleri) sayısal olarak modellenmiştir. Elde edilen sonuçlarda türbülansa geçiş modelleri iki türbülans modeline göre laminer ayrılma kabarcığı ve aerodinamik performans tahmininde deneysel verilere daha yakın sonuçlar verdiğini gözlemlemiştirlerdir.

Walters ve Leylek [22] daralıp genişleyen kesit içindeki eliptik uca sahip düz levha üzerindeki akışı kendi geliştirmiş oldukları $k-k_L-\omega$ türbülansa geçiş modeli ve Realizable $k-\epsilon$ ve SST $k-\omega$ türbülans modellerini kullanarak önceden yapılmış deneysel çalışmayla kıyaslamışlardır. 350 000 Reynolds sayısında $k-k_L-\omega$ türbülansa geçiş modeli ile %1.2 ve %6.4 türbülans şiddetinde elde edilen sonuçlar deneysel verilere oldukça yakın sonuçlar bulmuşlardır.

Catalano ve Tognaccini [58] düşük Reynolds sayılarında kullanılan modellerle 60 000 Reynolds sayısında SD 7003 kanat profili üzerindeki akışı incelemiştirlerdir. Spalarat Almaras, SST $k-\omega$ ve $k-\epsilon$ türbülans modelleri arasında laminer ayrılmaları SST $k-\omega$ ve Spalarat Allmaras modelleri tahmin ederken $k-\epsilon$ modeli ayrılmaları tahmin edememiştir. Fakat tahmin edilen ayrılmalarda yapışma sonrasında türbülans seviyesinin düşük olmasından dolayı tatmin edici sonuçlar vermemiştir. Bu sonuçlardan sonra SST $k-\omega$ modeline yazarların kendi önerdikleri düşük Reynolds sayısı düzeltmeleri ile modelin kendisinin iyi sonuç veremediği viskoz ve logaritmik bölgede daha iyi sonuç verdiği gözlemlemiştirlerdir.

Karakuş vd. [59, 60] düşük Re sayısında NACA0012 kanat ucunda oluşan akış yapısını deneysel olarak incelemiştir. Deneysel PIV çalışmaları sonucunda kanat ucunda oluşan uç-girdap yapısı nedeniyle kanat ucuna yakın bölgelerdeki akış yapısının bu girdap yapısından etkilendiği, hücum açısı arttıkça oluşan uç-girdap şiddetinin artmasından dolayı girdabın akışa dik yöndeki etki alanının da arttığı ve üç boyutlu bir akış yapısının ortaya çıktığı gözlemlenmiştir.

2. BÖLÜM

DENEYSEL YÖNTEM VE MATERYAL

2.1. Giriş

Bu çalışmada farklı Reynolds sayılarındaki, 18 cm veter boyuna sahip NACA 2415 kanat profiline akış karakteristikleri belirlenmiştir. NACA 2415 kanat profiline teknik detayları şu şekildedir. Maksimum kamburluğu, veter boyunun %2'si kadar olup veter boyunun %40'ındadır ve maksimum kalınlığı veter boyunun %15'i kadardır.

Bu bölümde öncelikle kanatta oluşan kuvvetler, kuvvet ölçüm sistemi ile ölçülmüş daha sonra bu kuvvetler boyutsuzlaştırılarak kuvvet katsayıları elde edilmiştir. Re sayısı ve hücum açısının kuvvet katsayısına etkisi incelenip, tutunma kaybı (*stall*) açıları belirlenmiştir. Kuvvet katsayılarında sonra ise bir başka boyutsuz katsayı olan basınç katsayıları yüzeydeki basınç ölçümleri ile belirlenmiştir. Basınç katsayılarının belirlenmesinden sonra kanadın üst bölgesinde oluşan laminer ayrılmaların, türbülansa geçiş noktasının ve yeniden yapışma noktasının yeri, yağ ile akış görüntülüne tekniği ile edilmiş, Re sayısı ve hücum açısı ile ilişkisi çıkarılmıştır. En son deneylerde ise sabit sıcaklık anemometresi ile kanadın üst belirli noktalarda anlık hız değişimleri ölçülmüş ve bu hız değişimleri ile türbülansa geçiş olayı detaylı incelenmiştir. Bütün deneyler Erciyes Üniversitesi Mühendislik Fakültesi Enerji Sistemleri Mühendisliği Bölümüne ait Rüzgar Laboratuvarında bulunan emmeli açık çevrimli tip rüzgar tüneline gerçekleştirilmiştir. Bu tünel 50 cm x 50 cm test odasına sahip açık çevrimli bir rüzgar tünelidir. Tünelin emiş yapan fanın gücü 15 kW, devri ise 1500 devir/dk olup harici bir kontrol ünitesi ile hızı ayarlanabilen bir fanıdır. Tünelin test odası akış görüntülemeye uygun olması için şeffaf bir malzeme

olan fleksiğlasstan yapılmıştır. Tünelin diğerkısımları ise metaldan yapılmıştır. Deneyleerin gerçekteştirildiğı düzeneğın temsili resmi Şekil 2.2’de verilmiştir.

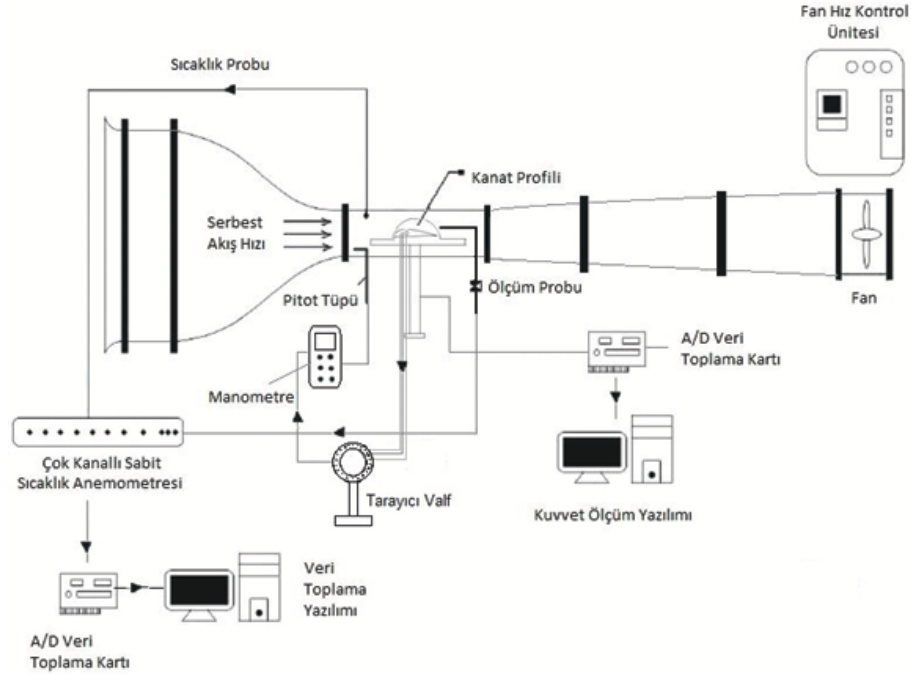


Şekil 2.1. Deneyleerin gerçekteştirildiğı rüzgar tüneli.

2.2. Deneysel Kontroller

2.2.1. Rüzgar Tüneli Test Odası Karakteristikleri

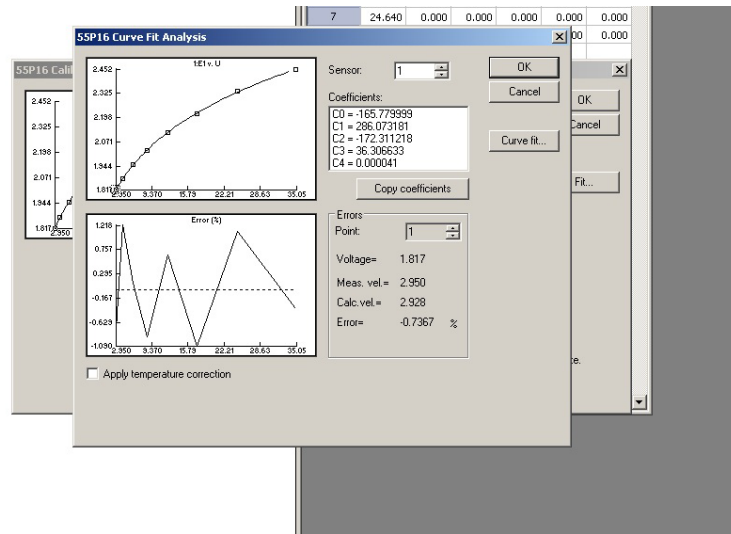
Deneyleer gerçekteştirilmeden önce tes odasının hız dağılımını ve belirli hızlara göre türbülans seviyesi sıcak tel anemometresi SSA) ile belirlenmiştir. Bu deneysel çalışmada Dantec marka 54N81 model 6 kanallı SSA kullanılmıştır. SSA deneyleeri yapılmadan önce hız kalibrasyonu yapmak gerekmektedir. Bu kalibrasyon pitot tüpü ve manometre sistemi ile yapılmıştır. Manometreden ölçülen basınç farkı ve yoğunlukla veya bazı tip manometrelerdeki gibi direk hava hızını gösteren manometre ile hızlara karşılık gelen voltaj değerleri kullanılarak kalibrasyon yapılabilir. Kalibrasyon esnasında minimum ve maksimum hız ve bu iki değer arasındaki istenilen sayıda nokta seçilir. Bu nokta sayısı maksimum ve minimum



Şekil 2.2. Deney düzeneği.

nokta ile birlikte genelde 8 adet olarak kullanılır. Bu noktadaki hızlara karşılık gelen voltaj değerleri kaydedilir. Bu noktalara göre bir kalibrasyon eğrisi oluşturulur ve bu eğriye göre katsayılar ve hata oranları bulunur. Bu katsayılar ve hata oranları yapılan kalibrasyona ait olur ve bu kalibrasyona göre yapılan her deneyde bu katsayılar kullanılarak hız değişimleri hesaplanır. Rüzgar tüneli test odası türbülans şiddeti belirleme deneylerindeki hata oranları %1.090 ile %1.216 arasında elde edilmiştir.

Test odası türbülans şiddetinin belirlenmesi için kullanılan sıcak-tel anemometresinin sinyali 16 bit çözünürlük ve 250 kHz örnekleme frekansına sahiptir. Ölçümlerde her bir nokta için 4096 örnek alınmıştır. Travers sistemi olmadığından bir tripod ve kuvvet ölçüm sisteminin açı ayarlı tutma aparatı kullanılarak az sayıda noktada yatay ve düşey ekseninde türbülans şiddeti ve hız dağılımları ölçülmüştür. Sıcak-tel anemometresinde hız kalibrasyonu için pitot tüpü ve manometre kullanılmıştır. Manometre bilgisayar bağlantılı olup ve anlık olarak hız değişimleri takip edilebilir kaydedilebilmektedir ve hız kalibrasyonunda bu özellik kolaylık sağlamıştır.



Şekil 2.3. Kalibrasyon eğrisi.

Test bölgesindeki akışı karakterize edebilmek için kullanılan tanımlar aşağıdaki gibidir.

Ortalama hız;

$$\bar{u} = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N u(i) \quad (2.1)$$

RMS (Root mean square);

$$u_{rms} = \sqrt{\frac{1}{N-1} \sum_{i=1}^N (u(i) - \bar{u})^2} \quad (2.2)$$

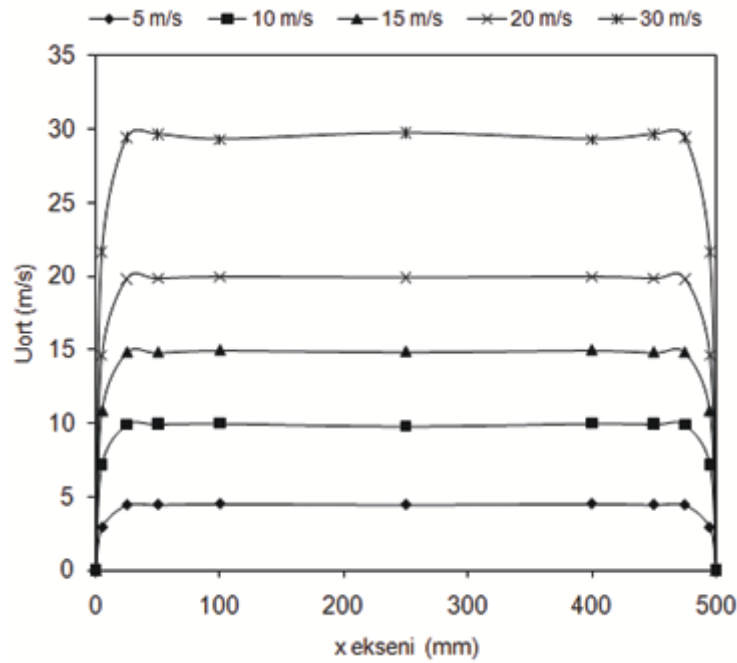
RMS test bölgesinin her bir noktasında u anlık hızın, \bar{u} ortalama hızı ile karşılaştırılmasını verir. Bu karşılaştırmada yatay ve dikey yönler birlikte değerlendirilir. RMS türbülans yoğunluğu ile birlikte test bölgesinin akış kalitesi ile ilgili temel bilgi verir.

Türbülans şiddeti ise,

$$Tu(\%) = \frac{u_{rms}}{\bar{u}} 100 \quad (2.3)$$

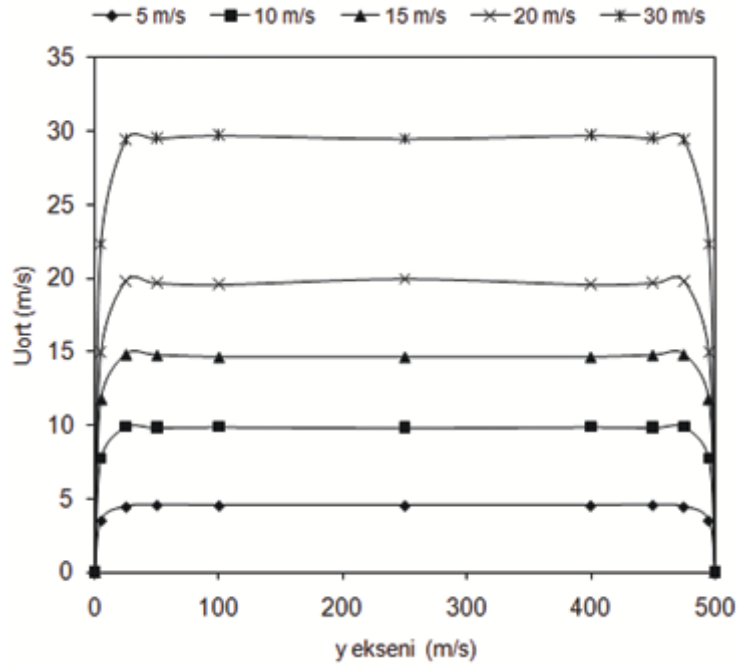
eşitliği ile belirlenir.

Şekil 2.4 ve Şekil 2.5’de görüldüğü gibi test bölgesinde hem yatay ekseninde hem de dikey ekseninde ortalama hız 5 farklı değer için 9 farklı noktada ölçülmüştür. Şekillerden de anlaşılacağı gibi hız dağılımı genel olarak test bölgesinin büyük bir kısmında sabittir ve ± 0.15 m/s’lik değişime sahiptir. Ayrıca test bölgesinde sınır tabaka kalınlığı incedir (yaklaşık 20 mm).

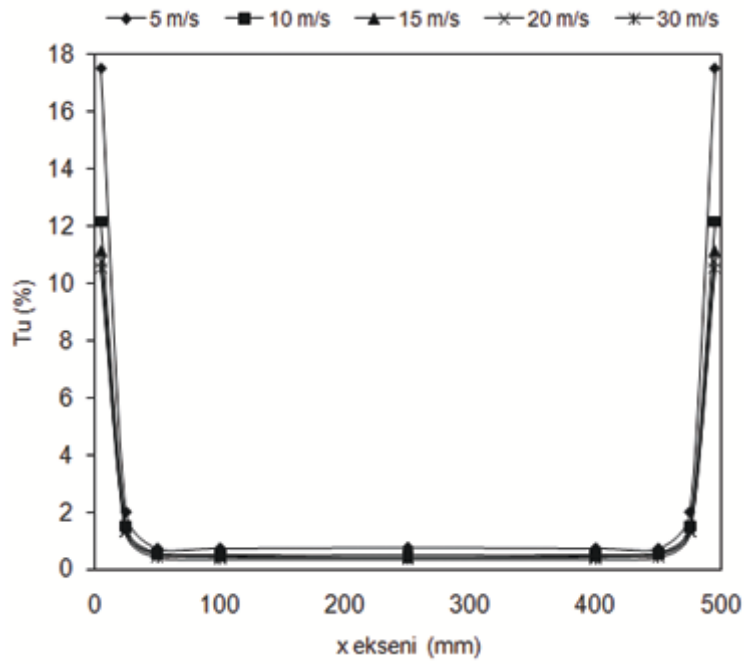


Şekil 2.4. Rüzgar tüneli test odası yatay hız dağılımı.

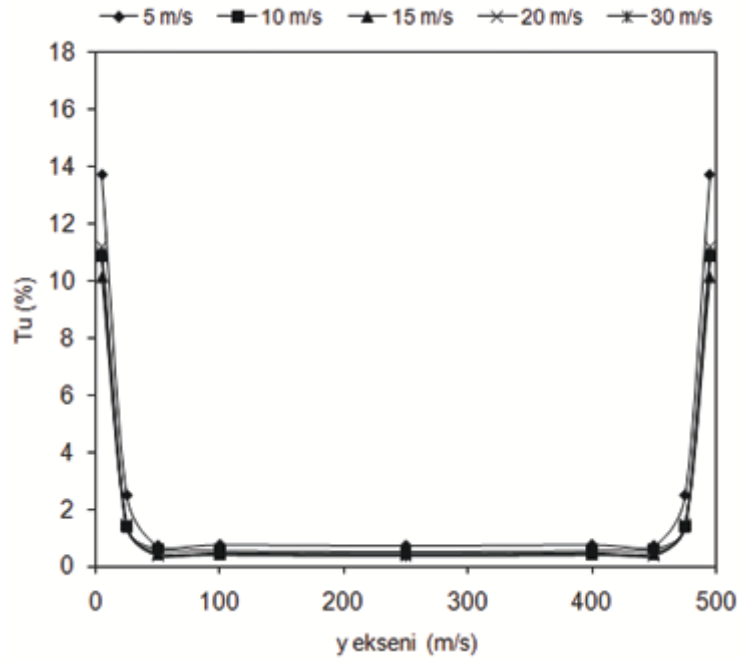
Şekil 2.6 ve Şekil 2.7’den görüldüğü gibi türbülans şiddeti test bölgesinin genelinde için yaklaşık %0.4, sadece 5 m/s için % 0.7’dir. Bu değerlerden tünelin türbülans seviyesinin çok iyi olduğu görülmektedir ve çoğu akışkanlar mekaniği çalışmaları için yeterli bir tünel olduğunu göstermektedir. Şekil 2.9 ve Şekil 2.10 verilen grafiklerde her iki ekseninde RMS dağılımları verilmiştir. Akış her iki ekseninde de sınırda yüksek bir değişime sahip iken merkezde küçük ve çalkantısız bir dağılım izlemekte ve tünel hızına bağlı olarak değişmekle birlikte değeri de 0.05 m/s civarındadır. Ayrıca test odasının merkezinde ortalama hızın artışı ile türbülans şiddetinin değişimi grafiği Şekil 2.8 verilmiştir. Bu şekilden anlaşılacağı üzere, 10 m/s ortalama hızdan sonra türbülans yoğunluğu yaklaşık % 0.4’dür.



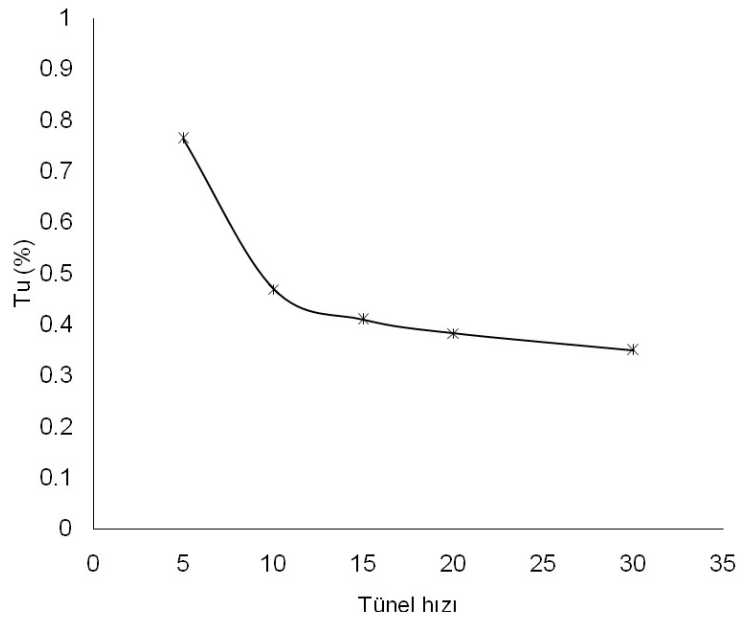
Şekil 2.5. Rüzgar tüneli test odası dikey hız dağılımı.



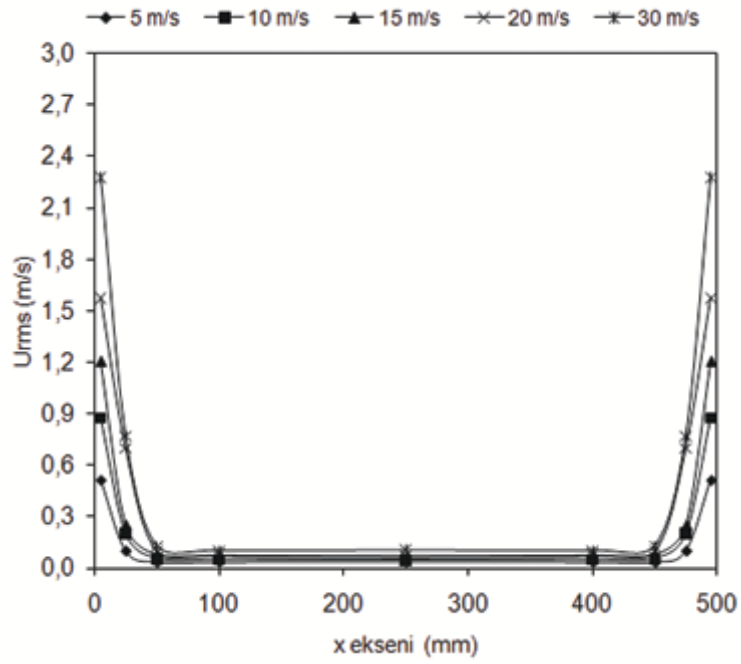
Şekil 2.6. Rüzgar tüneli test odası yatay türbülans dağılımı.



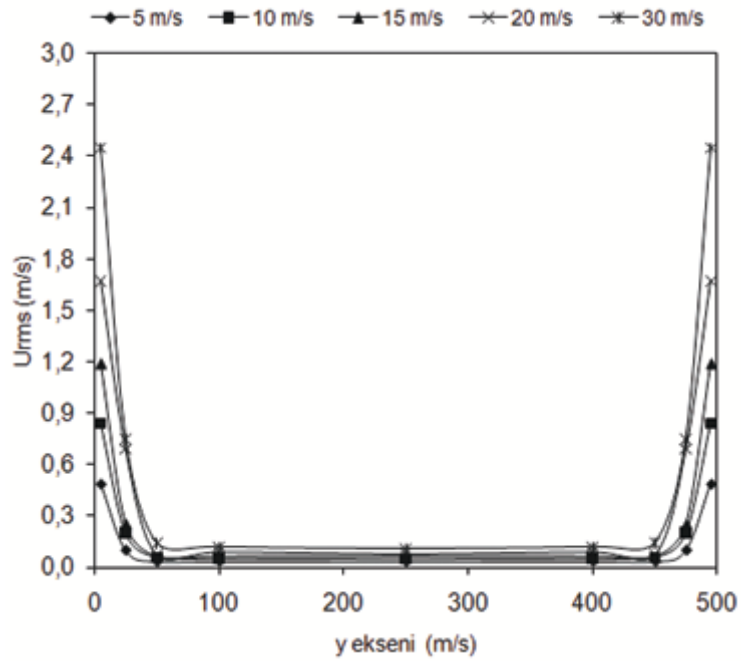
Şekil 2.7. Rüzgar tüneli test odası dikey türbülans dağılımı.



Şekil 2.8. Rüzgar tüneli test odası merkezindeki türbülans dağılımı.



Şekil 2.9. Rüzgar tüneli test odası yatay RMS değerleri.



Şekil 2.10. Rüzgar tüneli test odası dikey RMS değerleri.

2.2.2. Belirsizlik Analizi

Deneysel çalışmalarda ölçümler her zaman bir miktar hata içerir. Bu hata miktarı belirleme işine belirsizlik analizi denir ve deneylerdeki belirsizlikler hesaplanırken her deney serisindeki maksimum belirsizlikler hesaplanır. Belirsizlik hesabı yapılırken, herhangi bir ölçümü yapılan değişkene R dersek, u değerleri hata miktarını göstermek üzere R 'nin hata payı Denklem 2.4 ile hesaplanır.

$$u_R = \left[\left(\frac{x_1}{R} \frac{\partial R}{\partial x_1} u_1 \right)^2 + \left(\frac{x_2}{R} \frac{\partial R}{\partial x_2} u_2 \right)^2 + \dots + \left(\frac{x_n}{R} \frac{\partial R}{\partial x_n} u_n \right)^2 \right]^{1/2} \quad (2.4)$$

Örneğin basınç katsayısı C_P için belirsizlik hesabı yapılacak olursa; bu değer basınç farkı, yoğunluk ve hıza bağlıdır. Yukarıdaki formülde yerine yazılırsa;

$$u_{C_P} = \left[\left(\frac{\Delta p}{C_P} \frac{\partial C_P}{\partial \Delta p} u_{\Delta p} \right)^2 + \left(\frac{\rho}{C_P} \frac{\partial C_P}{\partial \rho} u_{\rho} \right)^2 + \left(\frac{U}{C_P} \frac{\partial C_P}{\partial U} u_U \right)^2 \right]^{1/2} \quad (2.5)$$

denklemi elde edilir. Gerekli türevler alınıp işlemler yapıldığında;

$$u_{C_P} = \left[\left(\frac{1}{0.5\rho U^2} u_{\Delta p} \right)^2 + \left(-\frac{\Delta p}{0.5\rho^2 U^2} u_{\rho} \right)^2 + \left(-2\frac{\Delta p}{0.5\rho U^3} u_U \right)^2 \right]^{1/2} \quad (2.6)$$

Katsayılar yerine konup bütün sadeleştirmelerden sonra aşağıdaki denklem elde edilir ve hata payları bu denklemde yerine yazılarak C_P için belirsizlik yüzde olarak elde edilir.

$$u_{C_P} = [(u_{\Delta p})^2 + (-u_{\rho})^2 + (-2u_U)^2]^{1/2} \quad (2.7)$$

Tablo 2.1. Farklı katsayılara ait belirsizlikler

Reynolds sayısı	U_{C_P}	U_{C_L}	U_{C_D}	U_{C_M}	U_{Re}
50 000	6.6	5.6	6.4	7.0	5.5
100 000	5.3	5.0	5.2	6.1	4.7
200 000	4.6	4.5	4.4	5.5	4.0
300 000	-	4.0	3.5	4.3	3.2

C_P gibi C_L , C_D ve C_M için de aynı hesap yapılarak Tablo 2.1'de verilen belirsizlikler

yüzde cinsinden elde edilmiştir. Deneydeki basınç farkı ve hızdaki hata payı hız arttıkça artmıştır.

2.2.3. Blokaj Etkisi

Akışın dik temas ettiği tünel test odasının alanı ile kanadın akışa dik yüzeyde görünen yüzey alanı oranına *blokaj oranı* denir. Enerji Sistemleri Mühendisliği Bölümü Rüzgar Laboratuvarında bulunan rüzgar tünelinin test odası dik alan $0.5 \times 0.5 = 0.25 \text{ m}^2$ 'dir. NACA 2415 kanat profilinin 0° 'de $0.18(\text{veter}) \times 0.15(\text{kalınlık oranı}) \times 0.29(\text{genişlik}) = 0.00783 \text{ m}^2$ 'dir. Blokaj oranı ise $0.00783 / 0.25 = 0.031$ yani %3'dür. Kanat profili deneylerin yapıldığı en büyük hücum açısı olan 20° 'de ise blokaj oranı $0.18 \times \sin(20^\circ) \times 0.29 / 0.25 = 0.071$ yani %7'dir. Bu oran %10 değerinden daha küçük olduğunda blokaj düzeltilmesi yapmaya gerek olmadığından [63], bu tünelde blokaj düzeltilmesi yapılmamıştır.

2.3. Basınç Katsayıları

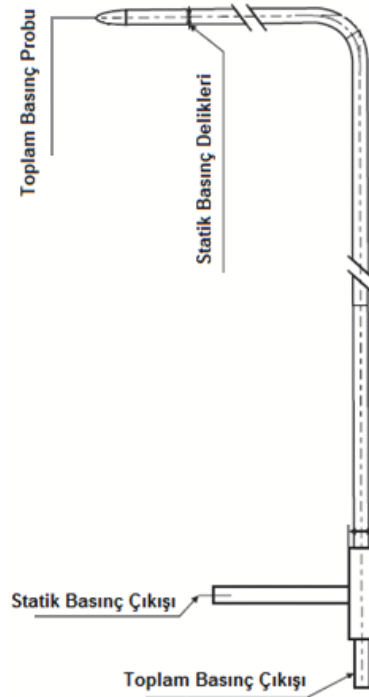
Basınç ölçümü yapılmadan önce Re sayısı hesabı yapılarak tünelin hızı ayarlanmıştır. Tünelin hız ayarı yapılırken 2.8 nolu dinamik basınç denkleminde faydalanılmıştır.

$$\Delta P = \frac{1}{2} \rho v_\infty^2 \quad (2.8)$$

Meteoroloji Bölge Müdürlüğünden aktüel basınç, nem oranı ve sıcaklık bilgileri alınarak yoğunluk hesabı yapılmıştır.

Çalışılması düşünülen 50 000, 100 000, 200 000 ve 300 000 Re sayıları laboratuvar koşullarındaki hesaplanan yoğunluk, kanat veter boyu ve hava hız viskozitesine göre gerekli tünel test odası hızı belirlenip 2.8 nolu denklemde yerine konarak gerekli basınç farkı bulunmuş ve bu fark pitot tüpü ve manometre sistemi ile elde edilene kadar fan devri değiştirilmiştir. Şekil 2.11 deneylerde kullanılan bir pitot tüpü ve parçalarını göstermektedir. Pitot tüpü havanın toplam ve statik basıncını alacak deliklere sahiptir. Şekil 2.12'de görüldüğü gibi akışa paralel konur. Akış burun tarafta durduğu için buradan toplam basınç, yeteri kadar uzak bölgeden ise

yüzeyde bulunan delikler vasıtasıyla statik basınç alınır. Alınan bu iki basınç farkı manometre vasıtasıyla doğrudan ölçülür.

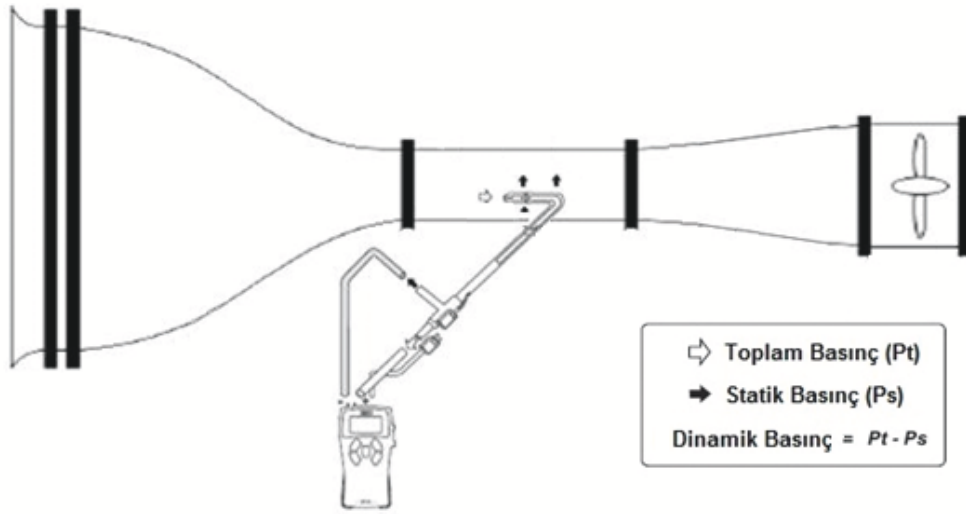


Şekil 2.11. Pitot tüpü.

Kanat profili etrafındaki basınç dağılımı 2.9 nolu denklemdeki gibi boyutsuzlaştırılır ve bu boyutsuz sayıya basınç katsayısı adı verilir ve C_p ile gösterilir. Bu denklemde; p kanat üzerinde ölçüm yapılan noktanın statik basıncı, p_∞ serbest akışın statik basıncı, v_∞ serbest akışın hızı ve ρ ise akışkanın yoğunluğudur. Bu boyutsuz katsayı, kuvvet katsayıları gibi kanadın veter uzunluğu ve alanından bağımsız hale getirilir ve kanat üzerinde akışta oluşan önemli olaylara ışık tutar.

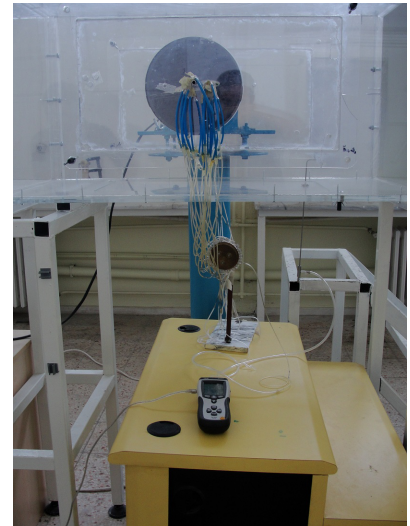
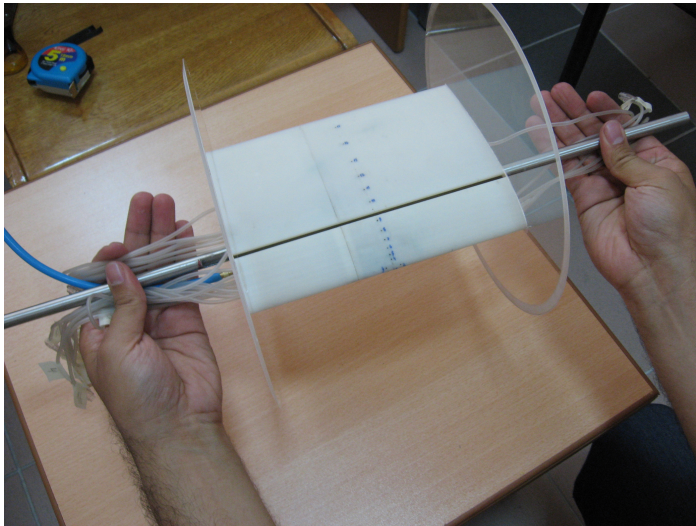
$$C_p = \frac{p - p_\infty}{\frac{1}{2}\rho v_\infty^2} \quad (2.9)$$

Basınç katsayısı, önemli bir parametredir ve bu katsayı yardımıyla taşıma, sürüklenme ve moment katsayıları elde edilebileceği gibi kanat yüzeylerinde oluşan laminar ayrılma kabarcığının yeri, ayrılma ve tekrar yapışma noktaları da belirlenebilir.



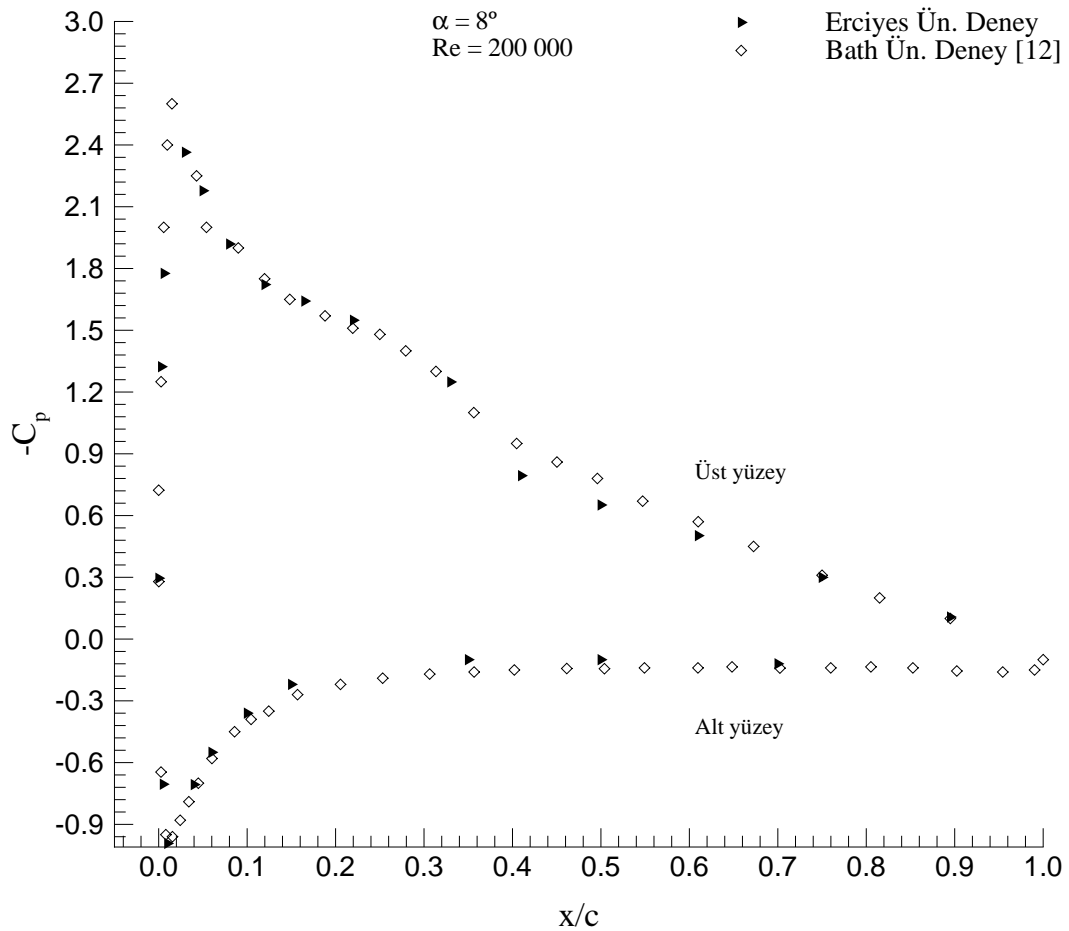
Şekil 2.12. Pitot tüpü ile hız ölçümü.

Basınç katsayısı ölçüm deneyleri pitot tüpü, manometre ve tarayıcı valf yardımı ile yapılmıştır. Basınç katsayısı ölçüm deneyleri için Şekil 2.13'de gösterilen kort boyu 15 cm olan NACA 2415 kanat profili kullanılmıştır. Kanat emme-üfleme ile akış kontrolü yapmak üzere tasarlandığı için emme-üfleme yapan açıklık bant ile tamamen kapatılmıştır.



Şekil 2.13. Basınç katsayısı deneyleri için kullanılan kanat profili ve deneysel düzenek.

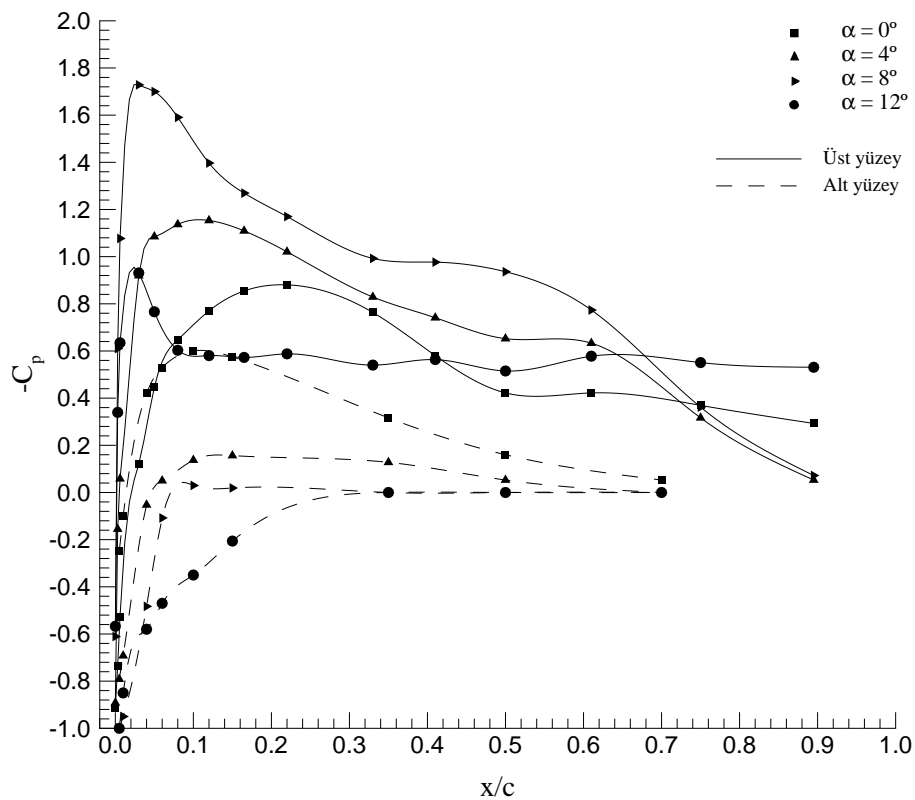
Bu kanatın alt ve üst yüzeylerinde bulunan basınç prizleri tarayıcı valfe, tarayıcı valf de manometreye bağlanmıştır. Pitot tüpü olarak Kimo TPL-03-300 pitot tüpü kullanılmıştır. Bu pitot tüpünün iç delik çapı 3 mm, boyu ise 300 mm ve hassasiyeti de %1'dir. Ölçümler kullanılan CEM DT-8920 manometrenin basınç ölçüm aralığı ± 5000 Pa ve hassasiyeti ise ± 1 Pa'dır. Bu manometre deniz seviyesindeki hava hızını ve debisini de hesaplayabilmektedir fakat ölçüm yapılan ortam ile deniz seviyesindeki yoğunluk farkı çok olduğundan dolayı manometrenin bu özellikleri kullanılmamıştır.



Şekil 2.14. Farklı tünellerdeki C_p dağılımının kıyaslanması ($Re=2 \times 10^5$, $\alpha=8^\circ$).

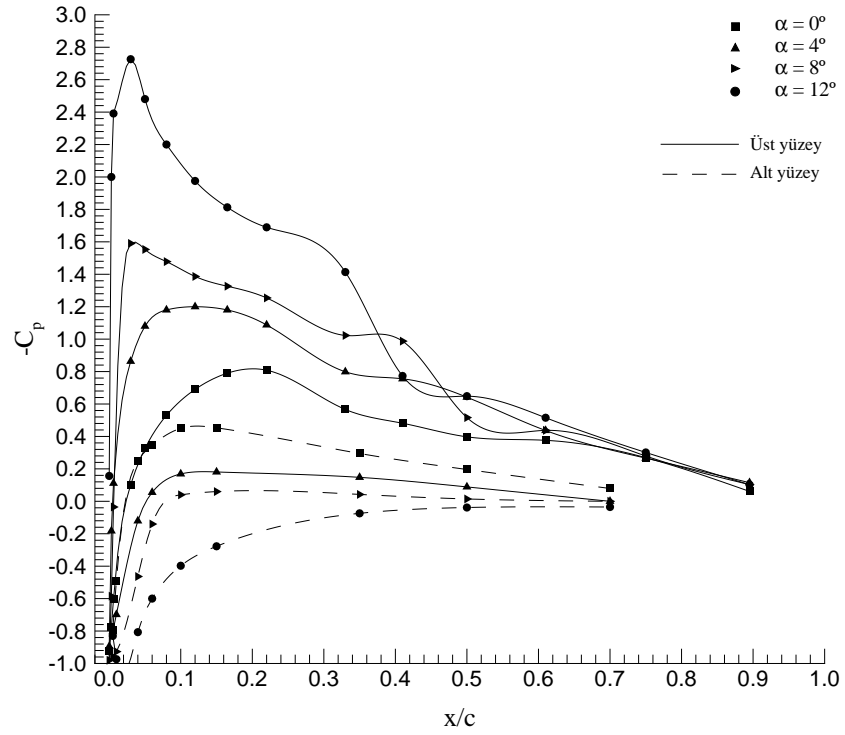
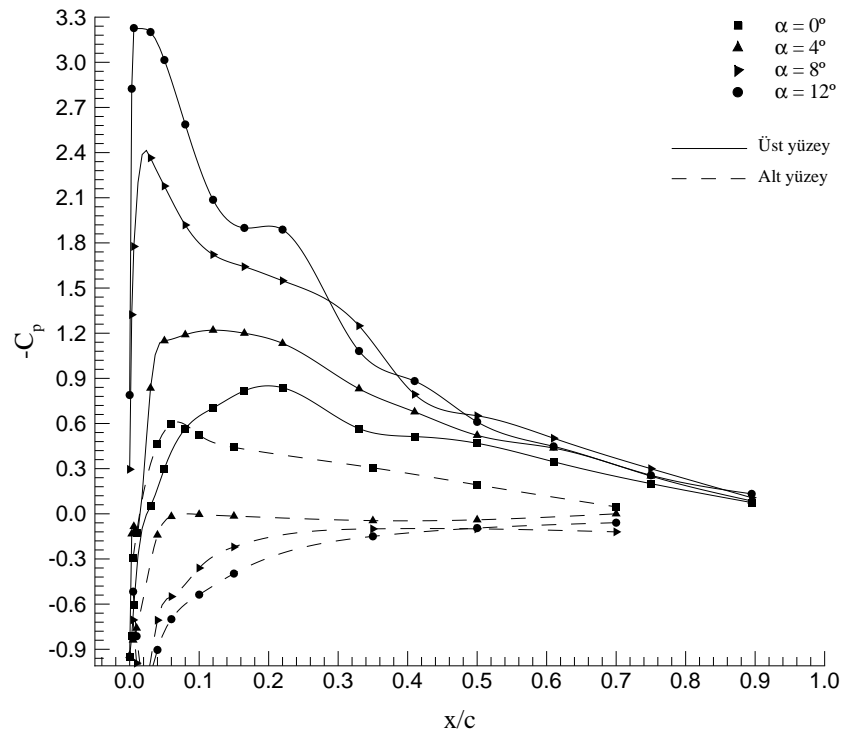
Kanat üzerindeki basınç katsayısı değerleri hesaplamalarında kullanılmak üzere kanat üzerindeki basınç ile serbest akışın basıncı arasındaki fark, test odası hızı belirlemede olduğu gibi pitot tüpü ve manometre kullanılarak ölçülmüştür.

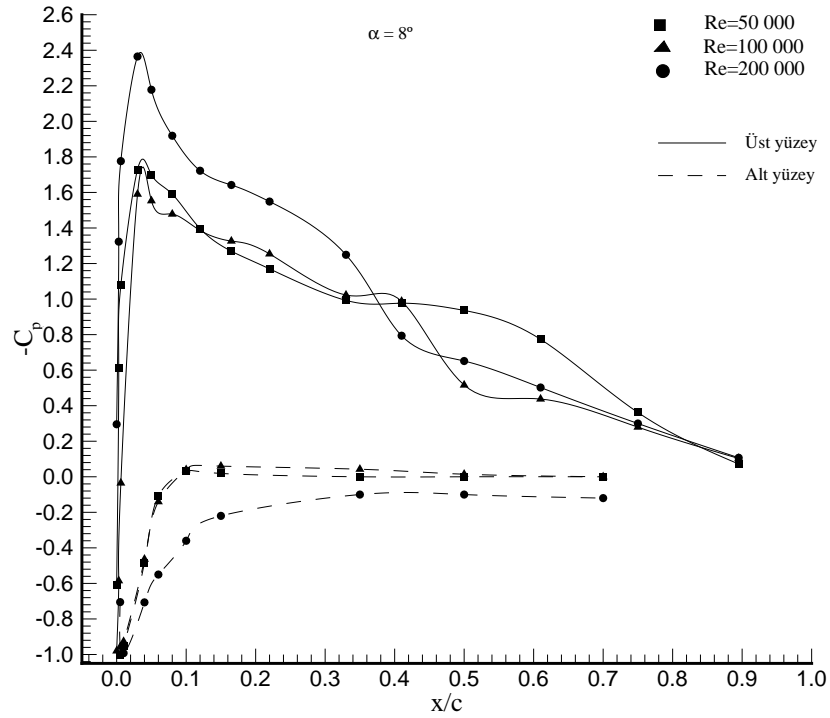
Şekil 2.13'de gösterildiği gibi pitot tüpünün statik basınç portunun manometreye bağlantısı aynı kalırken pitot tüpünün toplam basınç çıkışı boş bırakılmış ve manometrede bunun yerine tarayıcı valfe bağlanmıştır. Tarayıcı valften de istenilen delikten basınç alınarak manometreden fark ölçülmüştür. Manometrede okunan değerler, manometrenin kendi yazılımı kullanılarak iki dakika boyunca sürekli kaydedilmiş ve bu değerlerin ortalaması alınmıştır.



Şekil 2.15. Kanat profili C_p dağılımı ($Re=0.5 \times 10^5$).

Yapılan deneylerde öncelikle 200 000 Re sayısında $\alpha=8^\circ$ iken elde edilen sonuçlar literatürdeki [6] nolu referanstaki Genç'in doktora tezinde kullanılan deneysel çalışma ile karşılaştırılmıştır ve Şekil 2.14'de görüldüğü gibi sonuçlar oldukça yakın olarak elde edilmiştir. Bu çalışmada elde edilen değerler biraz daha küçük bulunsa da kabarcık bölgesi çok iyi bir şekilde bulunmuştur. Basınç katsayısı değerlerinin biraz küçük çıkmasının sebebinin ise deneysel belirsizliklerden kaynaklanmakta olduğu düşünülmektedir.

Şekil 2.16. Kanat profili C_p dağılımı ($Re=1 \times 10^5$).Şekil 2.17. Kanat profili C_p dağılımı ($Re=2 \times 10^5$).



Şekil 2.18. Kanat profili C_p dağılımı ($\alpha = 8^\circ$).

Kanadın üst yüzeyinde oluşan laminer ayrılma kabarcığı, eğrinin genel yapısını bozan kambura sebep olmuştur. Bu kamburun başladığı yer ayrılmanın, bittiği yer ise yeniden yapışmanın olduğu yerdir. Basınç katsayısı deneyleri ile laminer ayrılma kabarcığının yerini kesin olarak kestirmek çok zordur. Çünkü bir hat boyunca aralıksız olarak basınç alınacak basınç prizleri yerleştirilmeli ve bu basınç prizlerinde kayıpsız olarak veri alınmalıdır. Kanada veter boyunca basınç priizi koymak yerine istenilen aralıklarla bu delikler yerleştirilir. Basınç katsayısı deneyleri ile laminer ayrılma kabarcığının yeri bölge olarak tahmin edilebilir. Elde edilen sonuçlara göre hücum açısı ve Re sayısı arttıkça laminer ayrılma kabarcığı hücum kenarına doğru hareket etmiş ve boyu küçülmüştür.

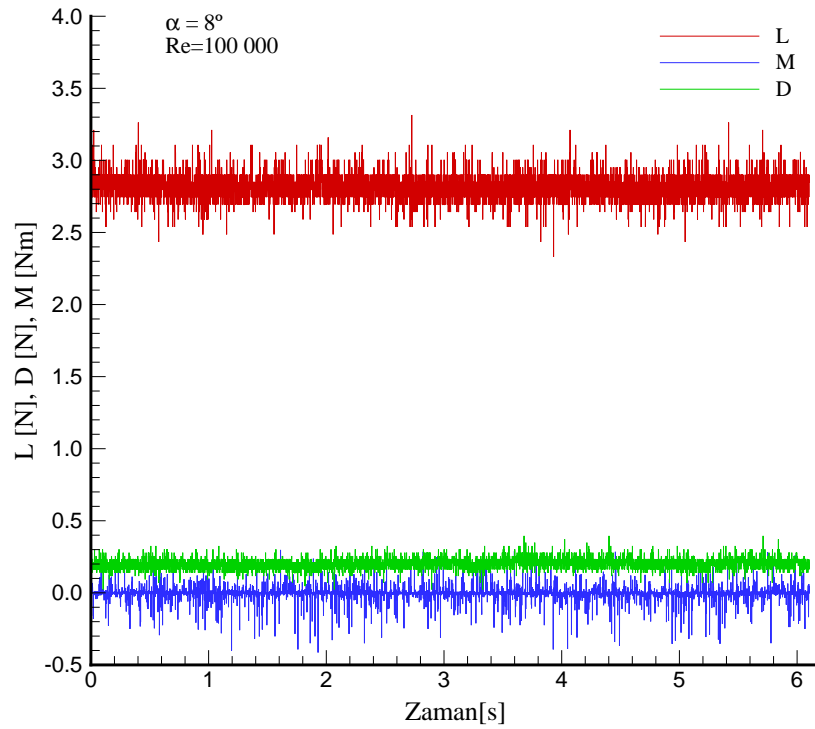
2.4. Kuvvet Katsayıları

2.4.1. Aerodinamik Kuvvetler

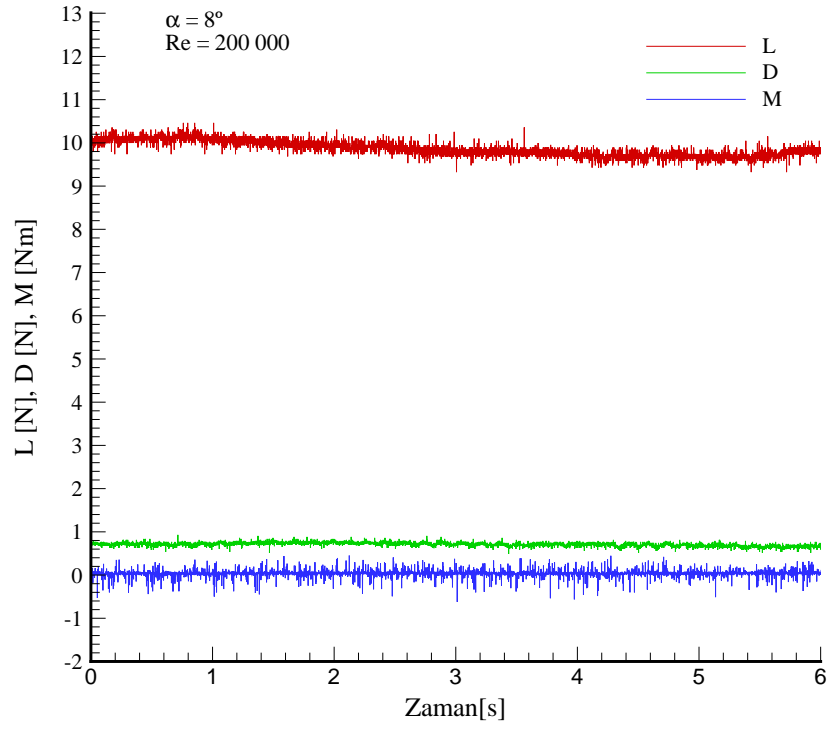
Bu deneysel çalışmada kullanılan MSM marka kuvvet sistemi, kaldırma ve sürükleme

kuvvetleri ile yunusluma momentini birbirinden bağımsız olarak ölçülebilen üç hücreye sahiptir. Maksimum ölçülebilecek değerler; kaldırma kuvveti için 110 N, sürüklenme kuvveti için 50 N, yunusluma momenti için 10 Nm'dir. Deneylerden önce kuvvet sisteminin kalibrasyonu yapılmıştır. Kalibrasyon işlemi, kuvvet sistemi için 20 N ağırlıklar makara sistemine asılarak, moment ise 30 N ağırlığındaki kütle moment merkezine 0.5 m uzağa asılarak yapılmıştır. Ağırlıklar asıldıktan sonra kuvvet sisteminin yazılımında gösterilen değerlere bakılarak o değer girilir. Deneylerde hata, kaldırma ve sürüklenme için 0.02 N, moment içinse 0.018 Nm'dir. Saniyede 1000 adet veri alınmış ve bu veriler, sistemin yazılımı vasıtasıyla kuvvete dönüştürülmüştür ve 2 dakika boyunca kayıt yapılmıştır. Bu 2 dakikalık kayıtların ortalamaları ile aerodinamik kuvvet ve katsayılar belirlenmiştir.

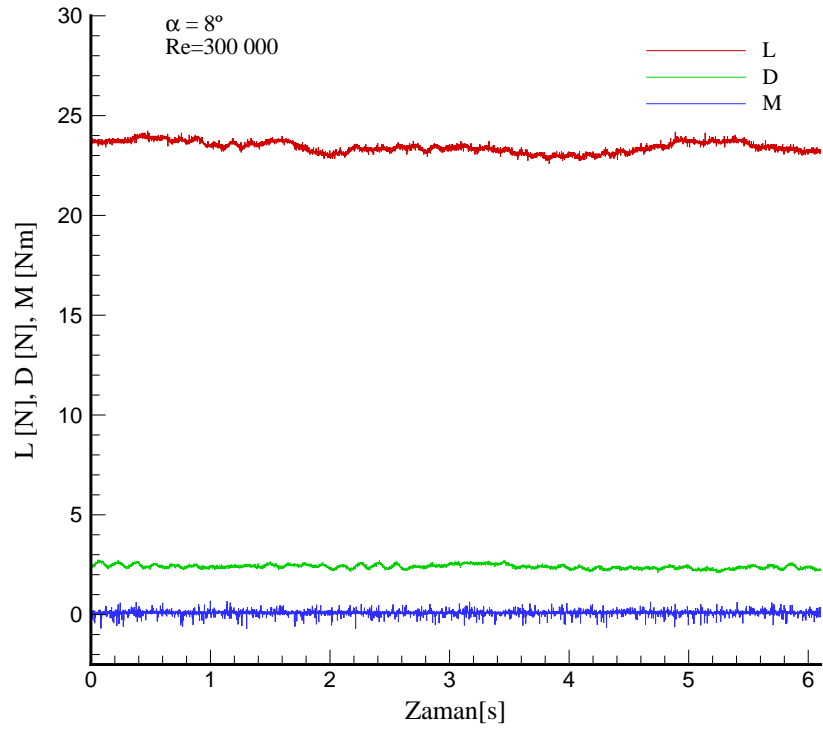
Şekil 2.19-2.24 kanat üstüne gelen kaldırma kuvveti, sürüklenme kuvveti ve yunuslama momentinin 6 saniyelik zaman diliminde değişimini göstermektedir. Bu şekillerde L kaldırmayı, D sürüklemeyi, M ise momenti ifade etmektedir.



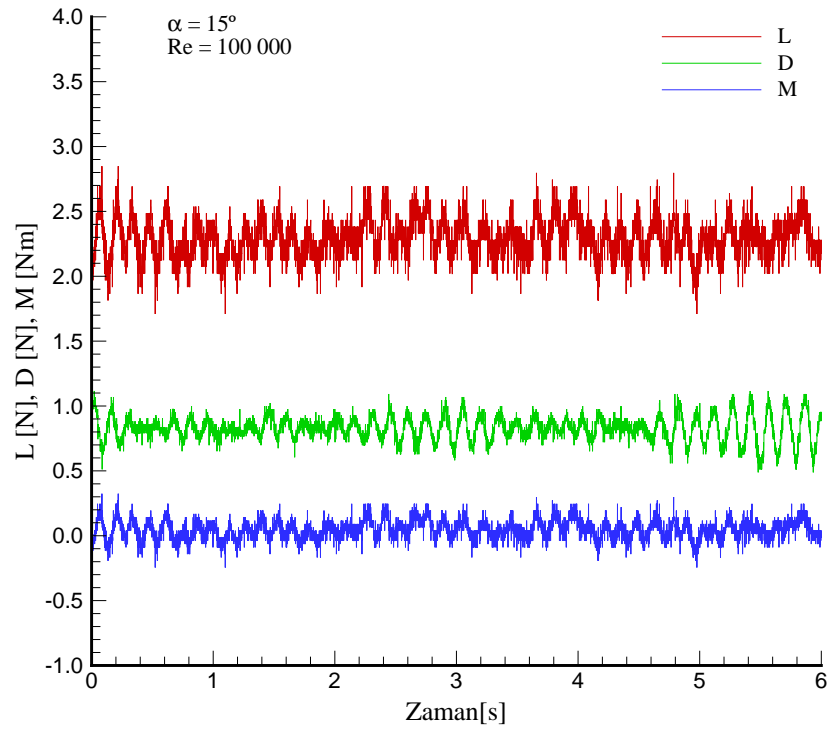
Şekil 2.19. Anlık kuvvet ve momentler ($Re=1 \times 10^5$, $\alpha=8^\circ$).



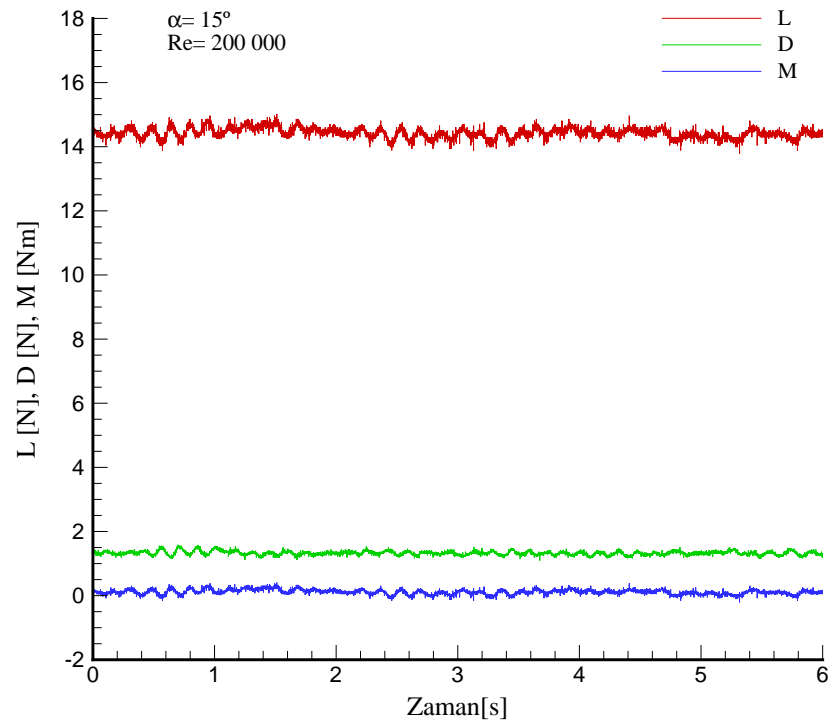
Şekil 2.20. Anlık kuvvet ve momentler ($Re=2 \times 10^5$, $\alpha=8^\circ$).



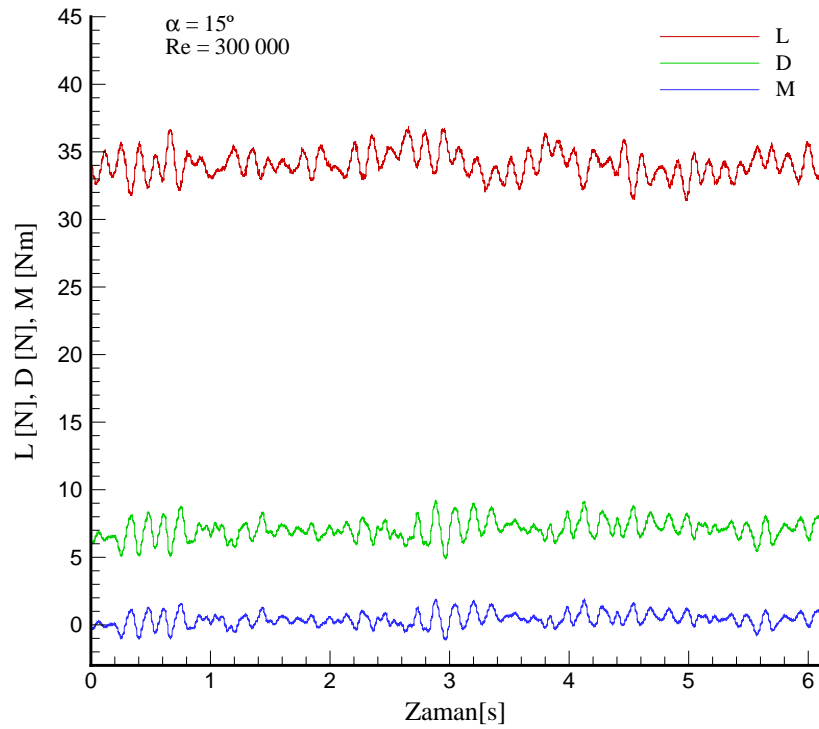
Şekil 2.21. Anlık kuvvet ve momentler ($Re=3 \times 10^5$, $\alpha=8^\circ$).



Şekil 2.22. Anlık kuvvet ve momentler ($Re=1 \times 10^5$, $\alpha=15^\circ$).



Şekil 2.23. Anlık kuvvet ve momentler ($Re=2 \times 10^5$, $\alpha=15^\circ$).



Şekil 2.24. Anlık kuvvet ve momentler ($Re=3 \times 10^5$, $\alpha=15^\circ$).

Şekil 2.20-2.23 incelendiğinde, 15° tutunma kaybı sonrası açı olduğu için kanat üzerinde akış tutunamamakta ve girdaplar oluşmakta olduğundan kuvvetler de dalgalanmaktadır. Ayrıca Re sayısı arttıkça viskoz etkilere karşı direnç arttığı için dalgalanmalarda belirginlik olmuş ve sadece girdap oluşumlarından dolayı titreşim belirginleşmiştir.

2.4.2. Aerodinamik Kuvvet Katsayıları

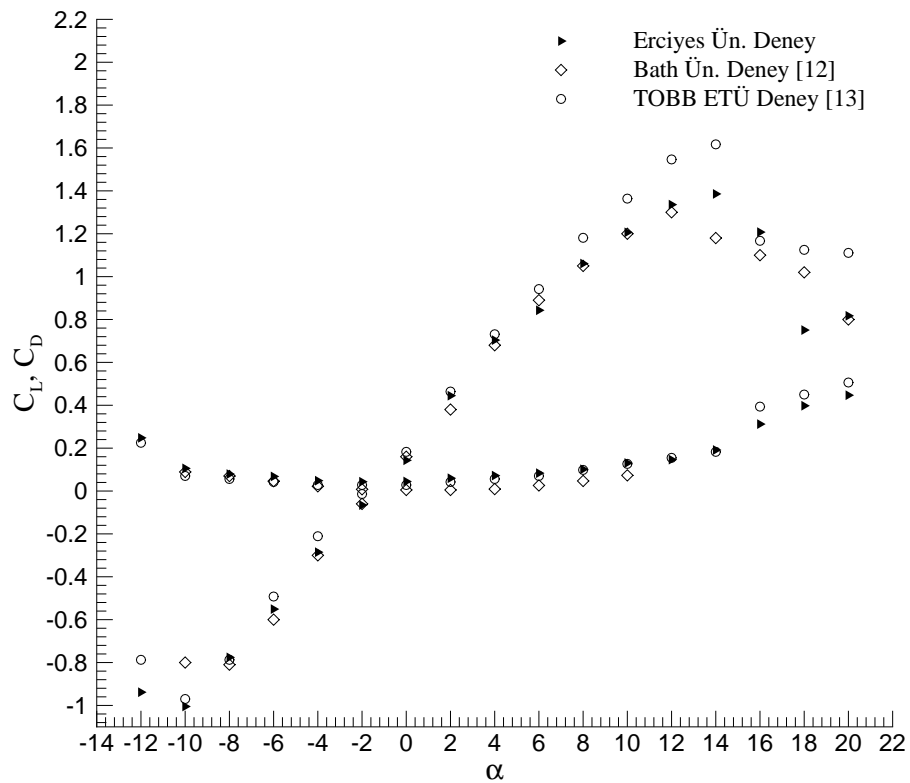
Bir kanat üzerindeki kuvvetlerin büyüklüğü akışkanın yoğunluğu, viskozitesi, kanadın yüzey alanı ve veter uzunluğu gibi parametrelerle değişmektedir. Bu sebeple bu değerleri boyutsuzlaştırarak daha kullanılabilir hale getirmek gerekmektedir. Örneğin 18 cm veter boyu, 30 cm genişliği ve 10 N ağırlığa sahip küçük bir kanada etkiyen 20 N kaldırma kuvveti kanadı kaldırmaya yeterken, veter boyu 120 cm, genişliği 30 m ve ağırlığı 1 tonun üstünde olan aynı profil yapısına sahip, gerçek yolcu uçağında 20 N kaldırma kuvveti hiç bir etki yapmaz. Eğer bu kuvvetler yüzey alanı ve veter boyu gibi etmenlerden bağımsız hale getirilirse değerler kıyaslanabilir

olur. S kanat yüzey alanını, l kanat genişliğini göstermek üzere kuvvet ve moment katsayısı aşağıdaki eşitliklerde verilmiştir. C_L kaldırma katsayısını, C_D sürüklenme katsayısını, C_M ise moment katsayısını ifade eder.

$$C_L = \frac{F_L}{\frac{1}{2}\rho v_\infty^2 S} \quad (2.10)$$

$$C_D = \frac{F_D}{\frac{1}{2}\rho v_\infty^2 S} \quad (2.11)$$

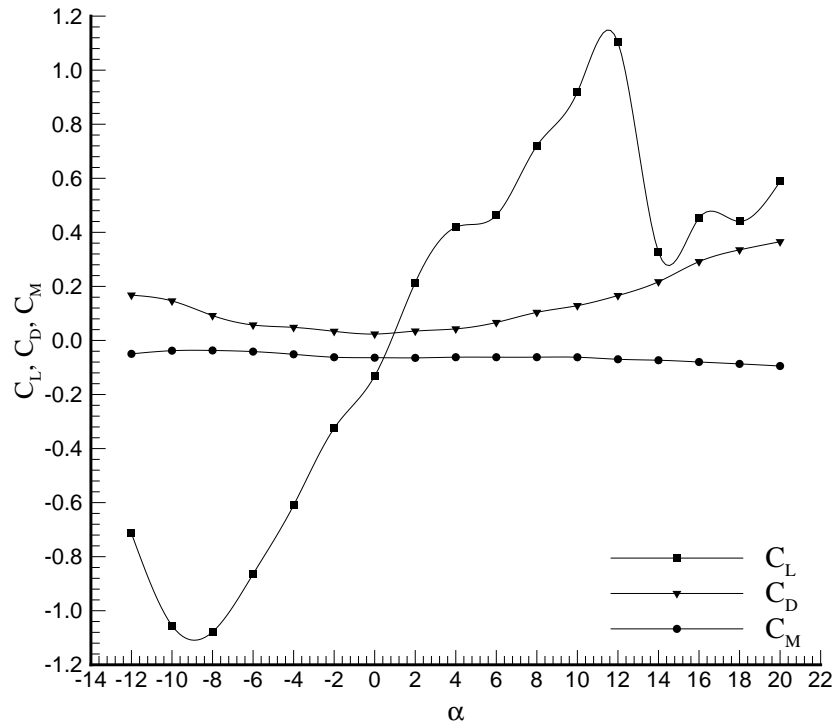
$$C_M = \frac{M}{\frac{1}{2}\rho v_\infty^2 Sl} \quad (2.12)$$



Şekil 2.25. NACA 2415 C_L ve C_D katsayıları ($Re=2 \times 10^5$).

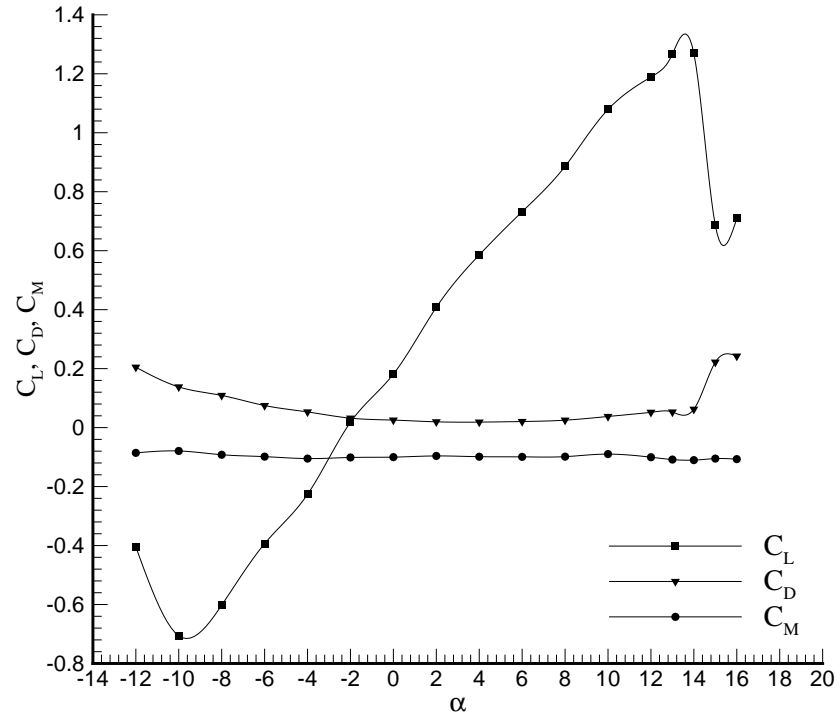
Anlık olarak alınan kuvvet datalarının ortalaması Microsoft Office Excel yazılımı ile alınmış ve bu değerler ortalama kuvvet ve moment olarak kullanılmıştır.

Kanadın veter boyu 0.18 m, genişliği 0.29 m dolayısıyla yüzey alanı $0.0522 m^2$ dir. Deneylelerden elde edilen sonuçların doğruluğunu test etmek için literatürde yapılmış olan deneysel çalışma ile kıyaslanmış ve Şekil 2.25'de gösterildiği gibi oldukça yakın sonuçlar alınmıştır.

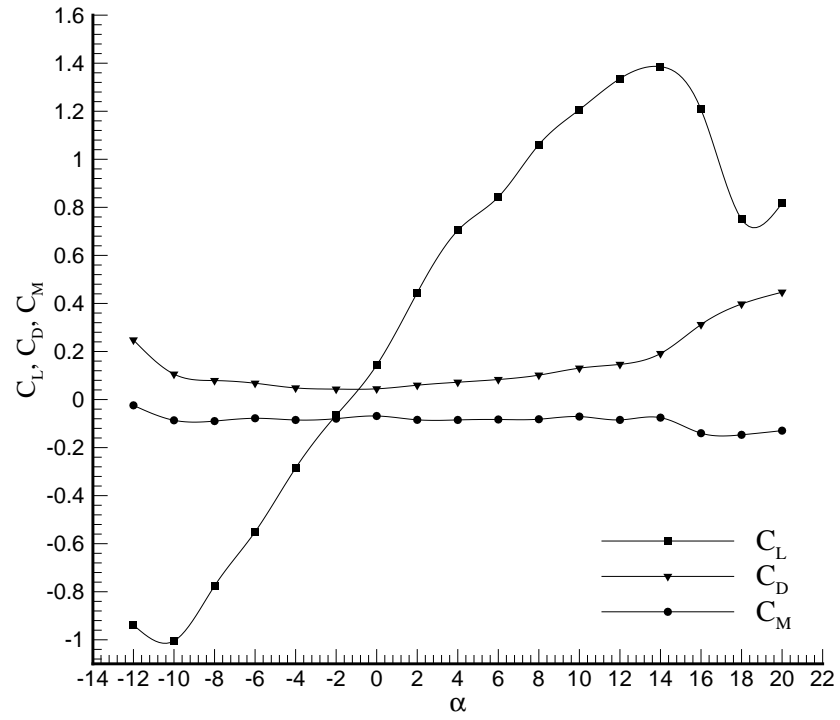


Şekil 2.26. Kuvvet ve moment katsayıları ($Re=0.5 \times 10^5$).

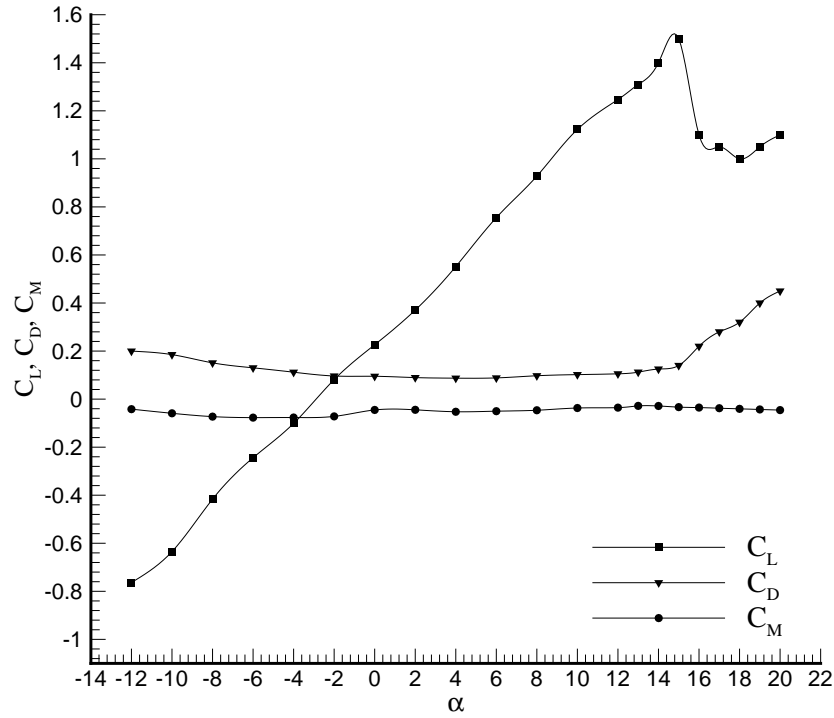
Şekil 2.26, Şekil 2.27 ve Şekil 2.28 C_L , C_D ve C_M değerlerinin Re sayısı ve hücum açısına göre dağılımlarını göstermektedir. Bu deneylelerde elde edilen sonuçlar; Re sayısı arttıkça tutunma kaybı (*stall*) açısı artmıştır. 50 000 Re sayısında bu değer 12° , 100 000 Re sayısında 13° , 200 000 Re sayısında 14° , 300 000 Re sayısında ise 15° olarak bulunmuştur. C_{Lmax} değerleri ise; sırasıyla 1.1, 1.26, 1.38 ve 1.5 olarak bulunmuştur. Şekil 2.22 ve 2.23'den görüleceği gibi tutunma kaybı ve sonrasında kanat üzerinde girdap kopmaları nedeniyle şiddetli titreşim görülmüştür. Tutunma kaybindan sonra taşıma katsayısı ani şekilde düşerken, sürüklenme katsayısı da ani şekilde artmıştır.



Şekil 2.27. Kuvvet ve moment katsayıları ($Re=1 \times 10^5$).



Şekil 2.28. Kuvvet ve moment katsayıları ($Re=2 \times 10^5$).



Şekil 2.29. Kuvvet ve moment katsayıları ($Re=3 \times 10^5$).

2.5. Yağ ile Akış Görüntüleme Deneyleri

Yağ ile akış görüntüleme deneyi, akışın kanat yüzeylerinden geçerken nasıl bir etki oluşturduğunu görmek için etkili bir deneysel yöntemdir. Bu yöntemde yağ gibi bir akışkan içinde renk ve pigment verici katılarak bir karışım oluşturulur ve bu karışım kanat üstüne fırça yardımıyla sürülür. Akım kanat üstündeki karışımı taşır ve bu taşıma işleminden sonra kalan iz, akışın laminer olduğu bölgede kararlı akış, türbülanslı olduğu bölgede ise karışıklık oluşturur. Laminer ayrılma kabarcığının olduğu bölgede ise akış kanat üstünden geçemediği için hiç bir değişiklik olmaz. Türbülansa geçiş bölgesinde ise bir yığılma olur [61].

Bu deneysel çalışmada, akışkan olarak gaz yağı ve makine yağı, renk ve pigment verici olarak titanyum dioksit kullanılmıştır. Karışımındaki titanyum dioksit maddesinin topaklanmasını engellemek için oleik asit eklenmiştir. Karışımın miktarı Re sayısı ve hücum açısına göre farklı oranlarda denenmiştir. Bu yöntemin ucuz ve pratik bir yöntem olması gibi avantajlarının yanında, çok düşük Re sayılarında karışımın hareket edememesi gibi dezavantajı mevcuttur. Bu çalışmada 100 000

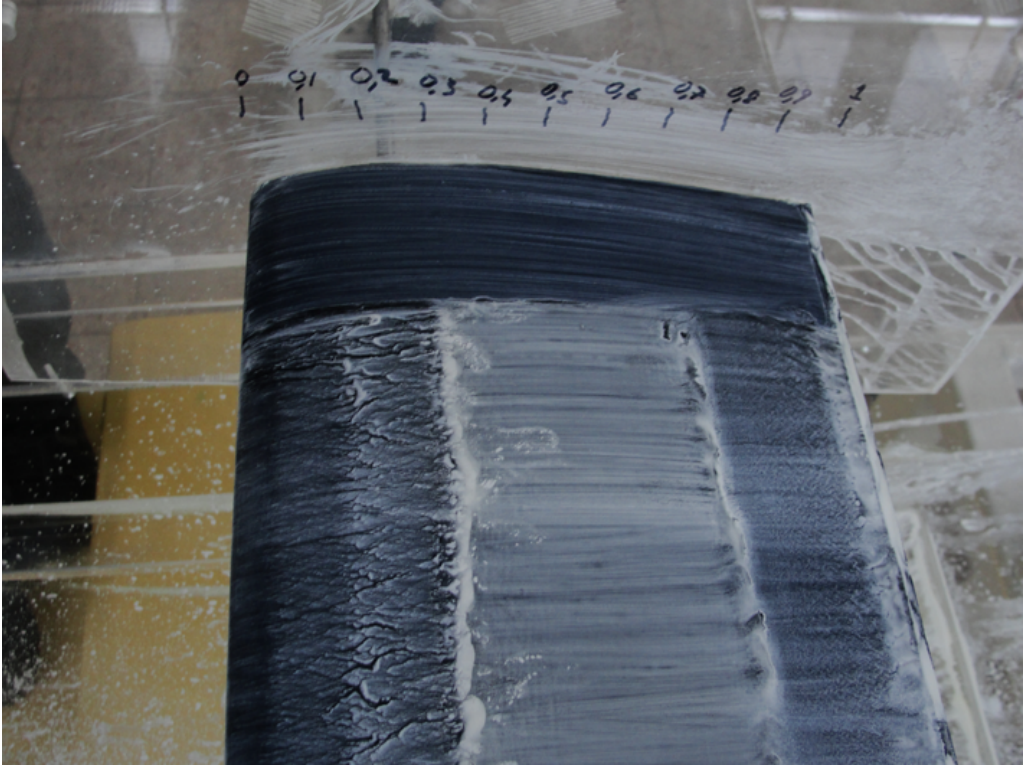


Şekil 2.30. Yağ deneyi için kimyasal maddeler ve karışımın kanat üst yüzeyine sürülmüş hali.

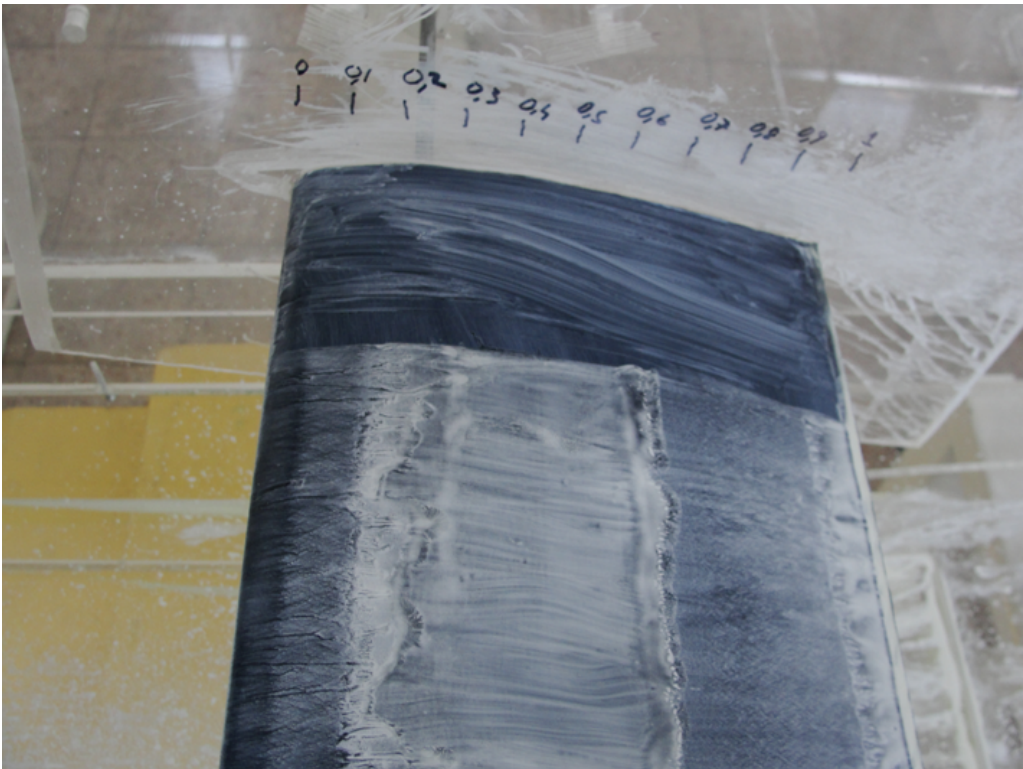
ve üzerindeki Re sayılarında oldukça güzel sonuçlar elde edilmiştir. Şekil 2.30 ve Şekil 2.31 dikkatli incelenirse kanat yüzeyinde akımın ayrıldığı bölgede karışım üzerinde hiçbir değişiklik olmadığı görülür. Tablo 2.2'de yağ deneyleri sonucunda farklı Re sayılarında hücum kenarına göre x/c cinsinden ayrılma (X_s), türbülansa geçiş (X_t), tekrar yapışma (X_r) noktaları ve kabarcık boyu (L_b) verilmiştir. Tablo 2.2'de elde edilen sonuçlarda, tutunma kaybı açısından önce aynı hücum açısında Re sayısı arttıkça laminar ayrılma kabarcığının boyu küçülüp hücum kenarına yaklaştığı tutunma kaybına yakın ve tutunma kaybının sonrasındaki açılarda belirgin bir kabarcığın oluşmadığı gözlemlenmiştir.

Tablo 2.2. Yağ deneyi sonucu ayrılma (X_s), türbülansa geçiş (X_t) ve yapışma (X_r) noktaları ve kabarcık boyu (L_b).

Re sayısı	α	Ayrılma, X_s	Geçiş, X_t	Yapışma, X_r	Kabarcık boyu, L_b
100 000	4°	0.15	0.35	0.70	0.55
	8°	0.18	0.45	0.60	0.42
	12°	0.12	0.30	0.40	0.28
	15°	0.05	0.15	0.20	0.15
200 000	4°	0.20	0.50	0.60	0.40
	8°	0.15	0.32	0.48	0.33
	12°	0.05	0.18	0.28	0.23
	15°	0.04	0.08	0.15	0.11
300 000	4°	0.20	0.40	0.55	0.35
	8°	0.20	0.40	0.45	0.25
	12°	0.05	0.15	0.25	0.20
	15°	0.05	0.08	0.14	0.09



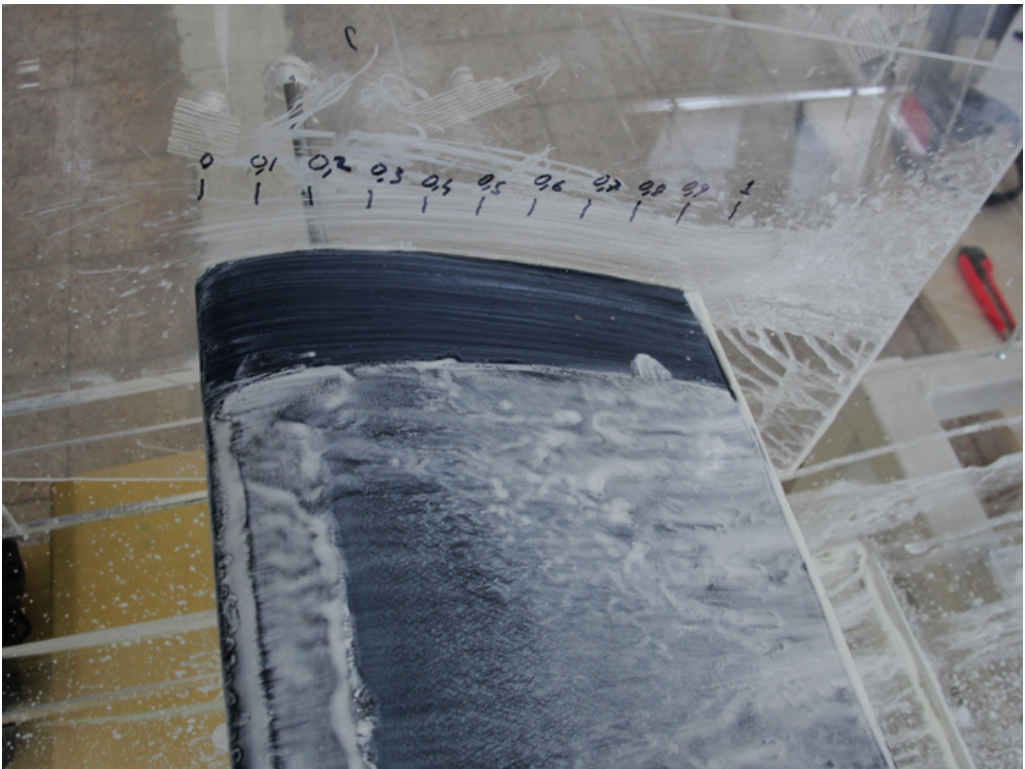
Şekil 2.31. Kanat profili üst yüzeyinde yağ deneyi sonucu ($Re=1 \times 10^5$, $\alpha=4^\circ$).



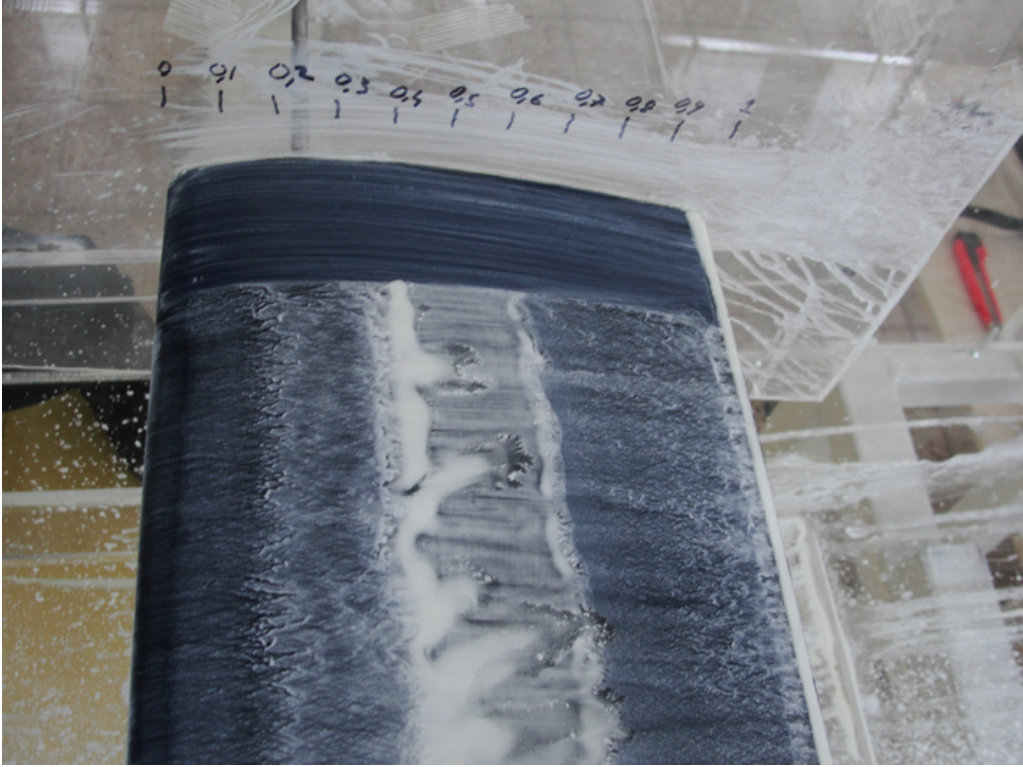
Şekil 2.32. Kanat profili üst yüzeyinde yağ deneyi sonucu ($Re=1 \times 10^5$, $\alpha=8^\circ$).



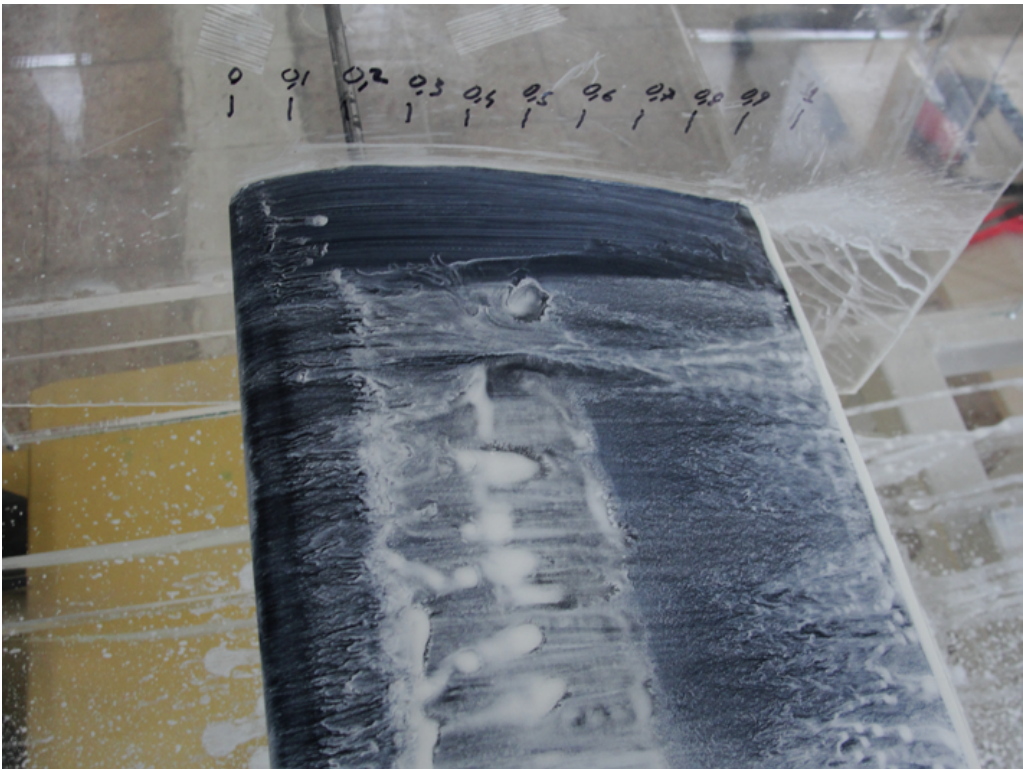
Şekil 2.33. Kanat profili üst yüzeyinde yağ deneyi sonucu ($Re=1 \times 10^5$, $\alpha=12^\circ$).



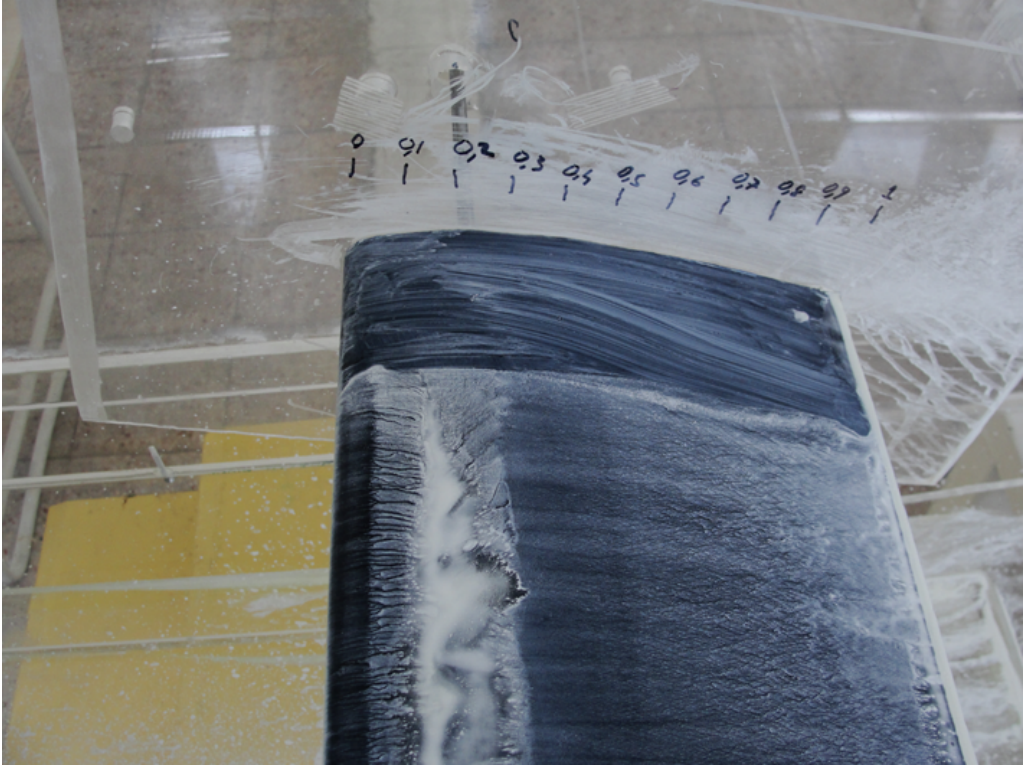
Şekil 2.34. Kanat profili üst yüzeyinde yağ deneyi sonucu ($Re=1 \times 10^5$, $\alpha=15^\circ$).



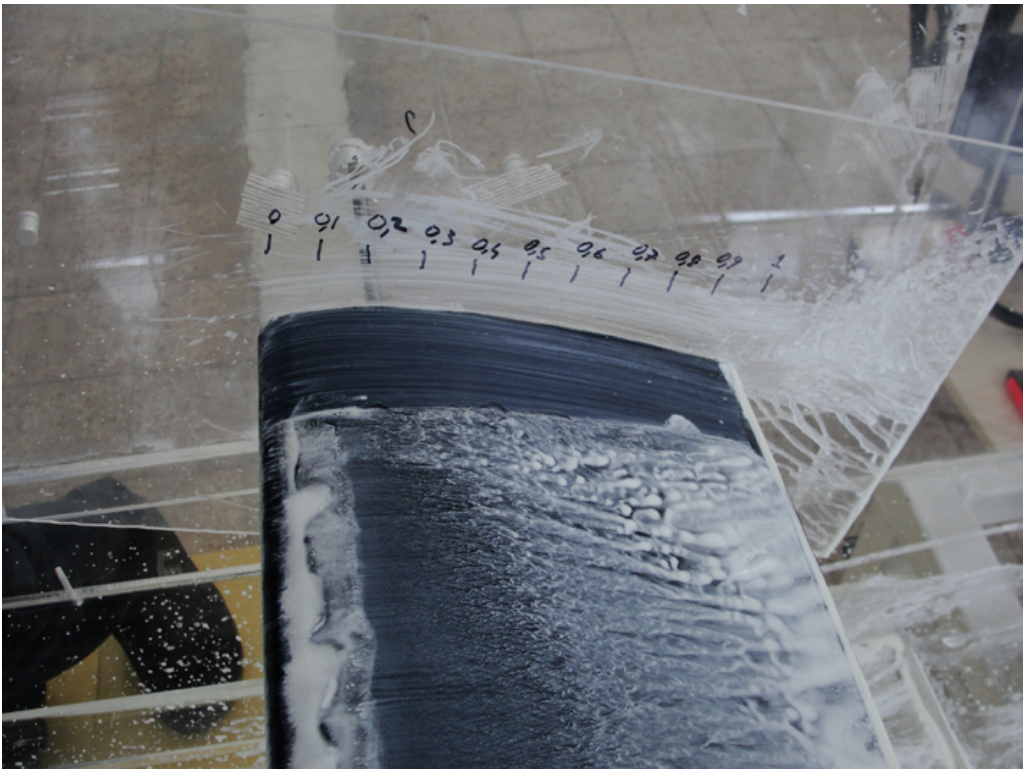
Şekil 2.35. Kanat profili üst yüzeyinde yağ deneyi sonucu ($Re=2 \times 10^5$, $\alpha=4^\circ$).



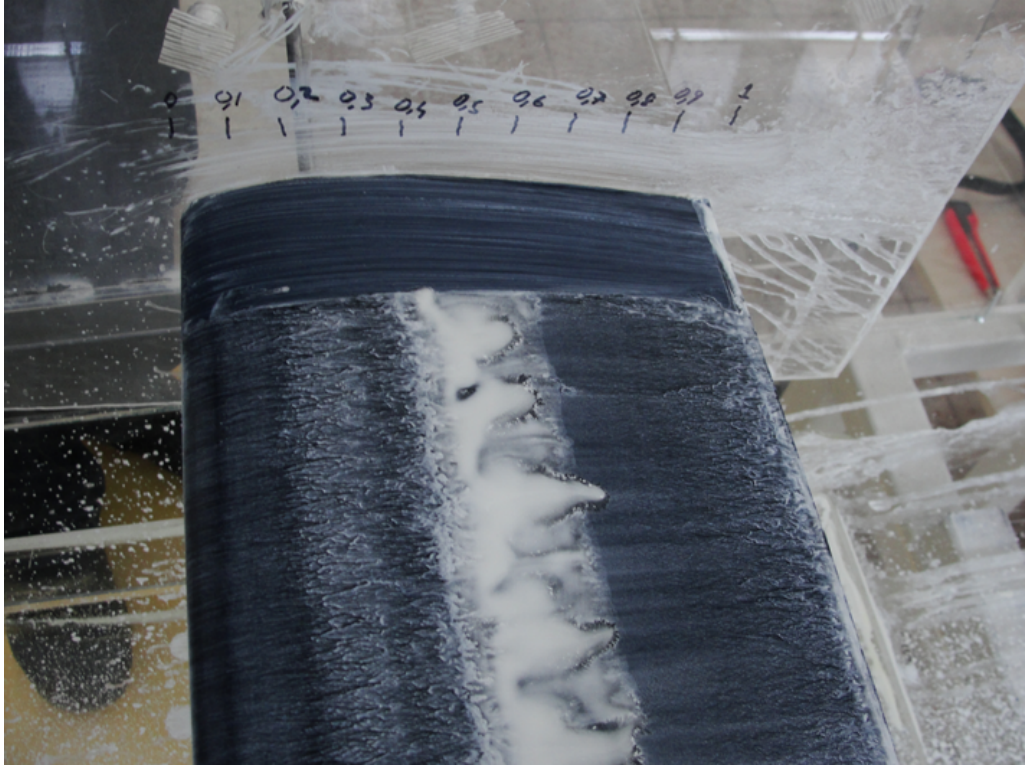
Şekil 2.36. Kanat profili üst yüzeyinde yağ deneyi sonucu ($Re=2 \times 10^5$, $\alpha=8^\circ$).



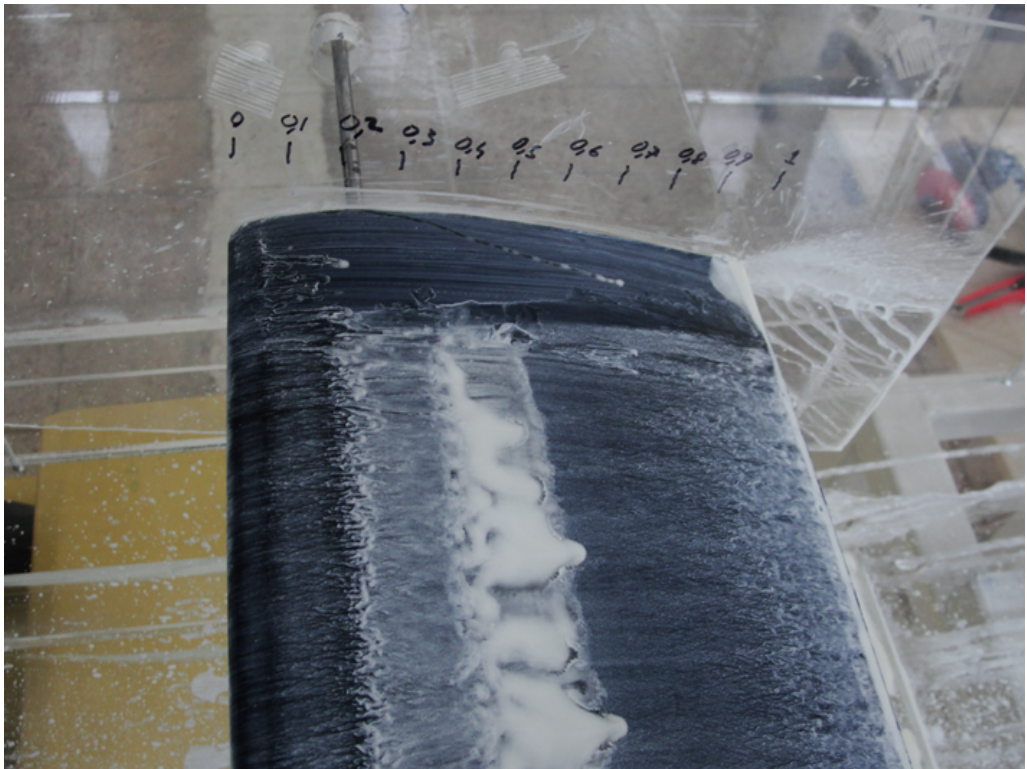
Şekil 2.37. Kanat profili üst yüzeyinde yağ deneyi sonucu ($Re=2 \times 10^5$, $\alpha=12^\circ$).



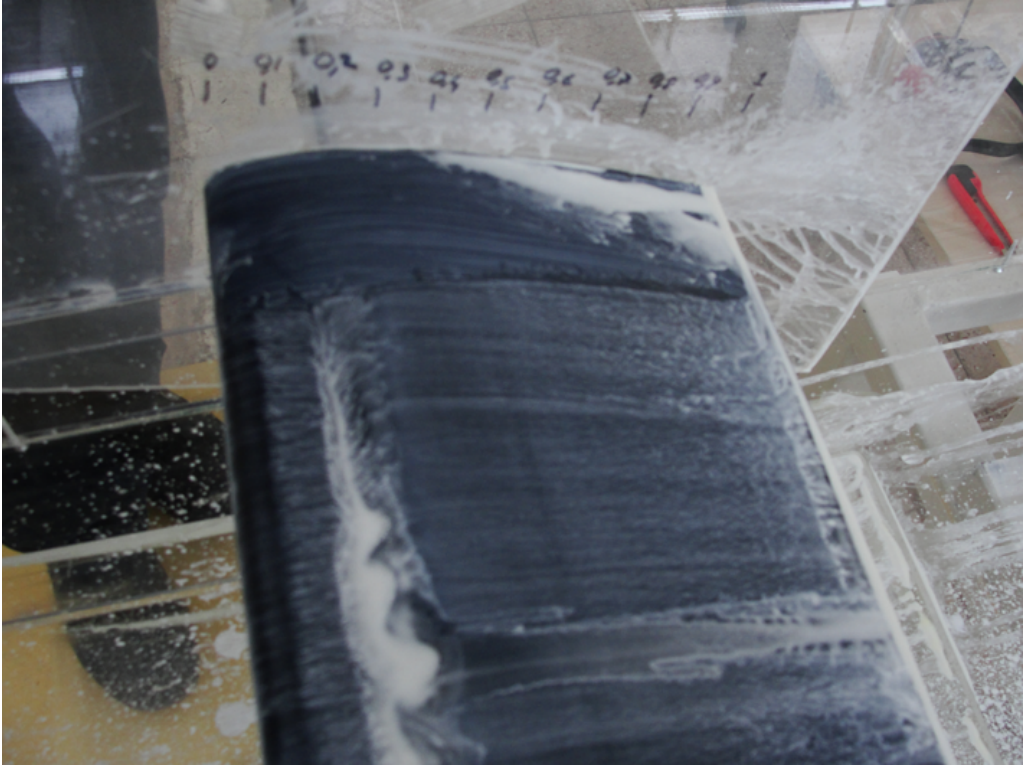
Şekil 2.38. Kanat profili üst yüzeyinde yağ deneyi sonucu ($Re=2 \times 10^5$, $\alpha=15^\circ$).



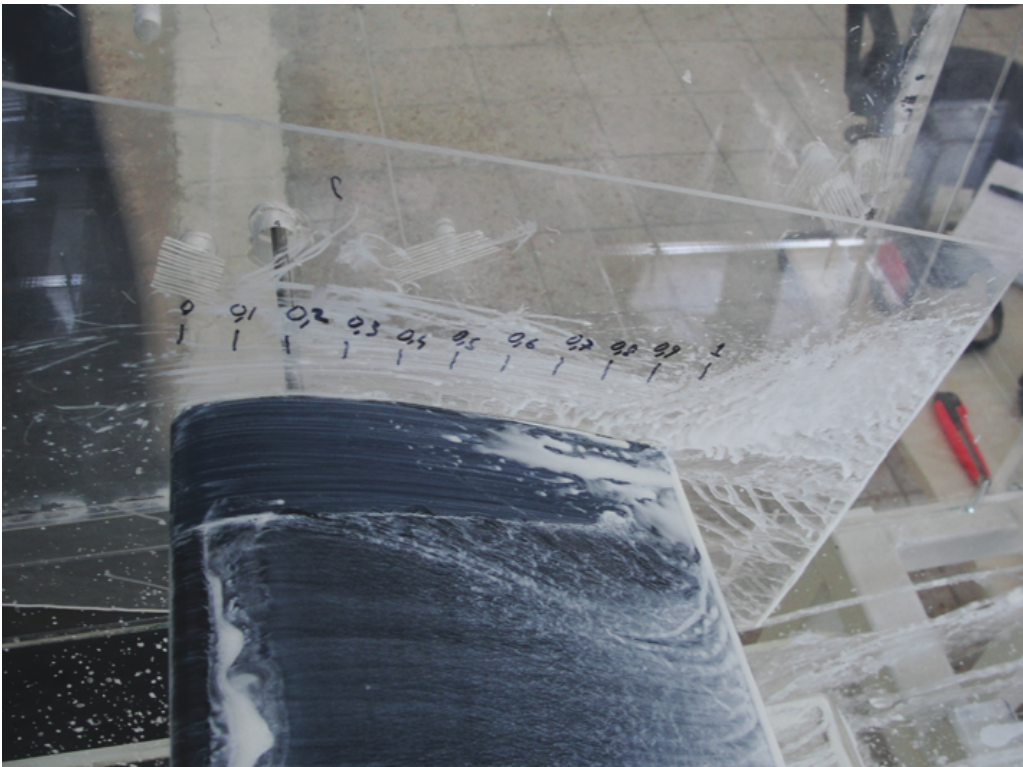
Şekil 2.39. Kanat profili üst yüzeyinde yağ deneyi sonucu ($Re=3 \times 10^5$, $\alpha=4^\circ$).



Şekil 2.40. Kanat profili üst yüzeyinde yağ deneyi sonucu ($Re=3 \times 10^5$, $\alpha=8^\circ$).



Şekil 2.41. Kanat profili üst yüzeyinde yağ deneyi sonucu ($Re=3 \times 10^5$, $\alpha=12^\circ$).



Şekil 2.42. Kanat profili üst yüzeyinde yağ deneyi sonucu ($Re=3 \times 10^5$, $\alpha=15^\circ$).

2.6. Kanat Üst Yüzeyinde Hız Değişimi

Kanat yüzeyinde farklı noktalarda hız değişimi sabit sıcaklık anemometresi ile ölçülmüştür (Şekil 2.43). Hız kalibrasyonu yapıldıktan sonra prob kanadın belirli bölgelerinde 2 ila 5 mm yükseklikte tutularak deneyler gerçekleştirilmiştir. Laboratuarda travers sistemi olmadığından dolayı, probun konumlandırılması için kullanılan aparatın izin verdiği ölçüde kanada yaklaşılabilmıştır ($x/c=0.1, 0.2, \dots, 0.7$). Bu ölçümlerde anlık hız, ortalama hız, RMS ve türbülans değerleri anemometrenin Mini CTA yazılımı yardımıyla elde edilmiştir.



Şekil 2.43. a) Tünelde sabit sıcaklık anemometresi, b) kanat üzerinde prob.

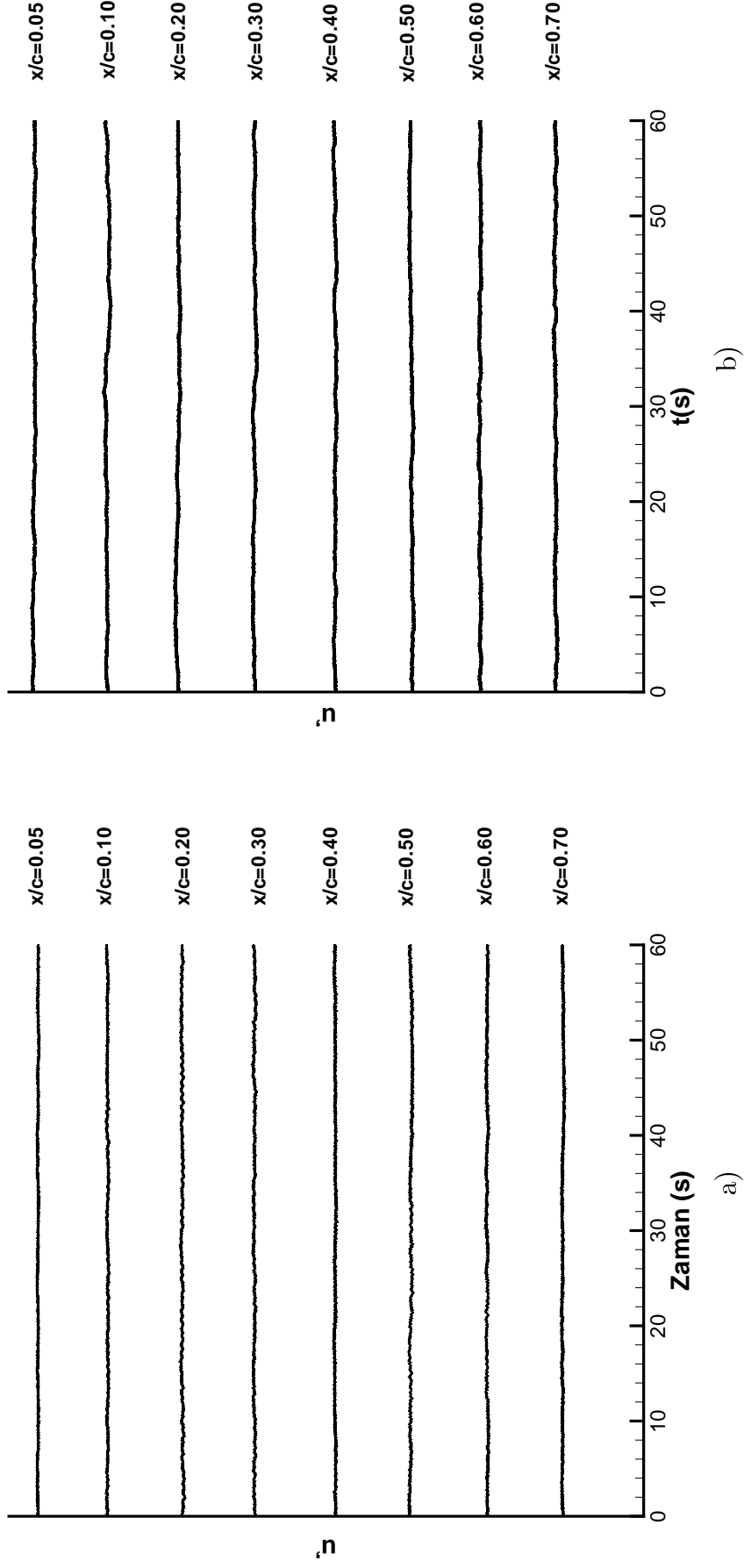
Şekil 2.44 - 2.47'de alınan hız değerlerinin zamanla değişimi verilmiştir. Bu grafiklerde y eksenini hız büyüklüğünü değil, bölgelerdeki hızın zamanla değişimini göstermesi için düzenlenmiştir. Bu hız değerleri kullanılarak laminar, türbülansa geçiş ve türbülanslı akış bölgeleri elde edilmiştir. Örneğin $\alpha = 4^\circ$ iken türbülansa geçiş firar kenarına daha yakın iken, $\alpha = 8^\circ$ ve $\alpha = 12^\circ$ 'de ise geçiş bölgesi hücum kenarına doğru yaklaşmıştır. Tutunma kaybının olduğu $\alpha = 15^\circ$ 'de ise hücum kenarından itibaren türbülanslı bir akış elde edilmiştir. Ayrılmaların olmadığı, akışın laminar olduğu bölgelerde hızdaki değişim geçiş ve türbülanslı bölgeye nazaran daha azdır. Türbülansa geçiş olmadan dalgalanmalar (*laminar streamwise fluctuations*) başlayıp ve türbülanslı bölgede ise akışta büyük bir dalgalanma görülmüştür. Örneğin 100 000 Re sayısı, $\alpha = 8^\circ$ hücum açısında türbülansa geçiş bölgesinin olduğu

0.3 x/c civarında hızdaki dalgalanmalar görülmekte ve türbülanslı yapışmanın olduğu yani türbülansa tamamen geçildiği 0.5 x/c 'den sonra ise hızdaki büyük dalgalanmalar görülmektedir.

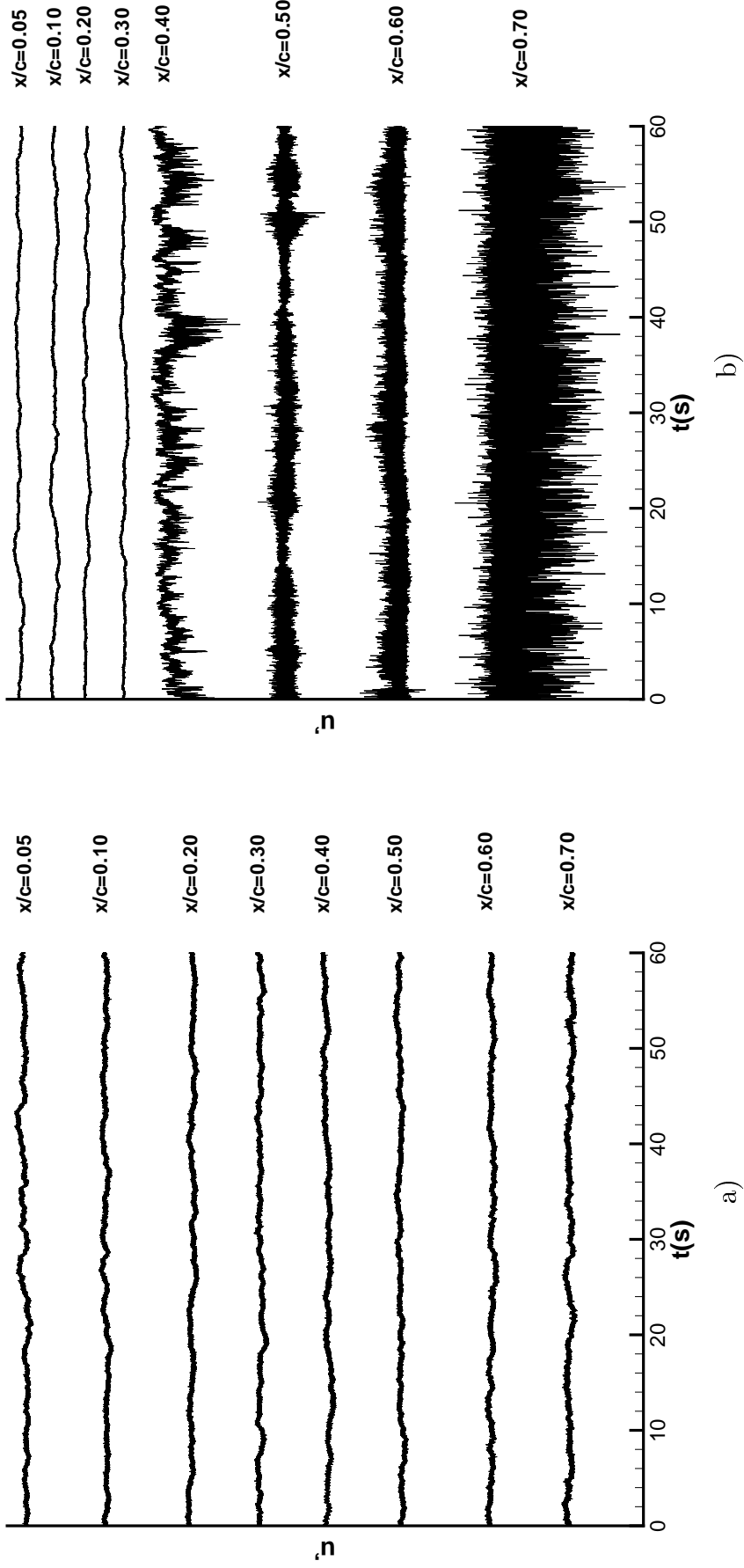
2.7. NACA 2415 Kanat Profili Üzerinde Akış Kaynaklı Titreşimler

NACA 2415 kanat profili üzerine gelen kuvvetlerde meydana gelen titreşimleri karşılaştırabilmek için Bölüm 2.4.1'de belirtilen kuvvet ölçüm sistemi ile ölçülmüş aerodinamik kuvvetlere ait zamana bağlı değişim grafikleri üzerinde MATLAB [64] programında Welch fonksiyonu ile spektral analiz çalışmaları yapılmış ve bu spektral sonuçları kanat üzerinde değişik noktalarda sıcak-tel anemometresi ile ölçülmüş zamana bağlı hız değişimlerinin spektralleri ile kıyaslanmıştır. Böylelikle akış içerisindeki değişim ile kanadın aerodinamik kuvvetlerindeki değişimler arasındaki bağlantı incelemiştir.

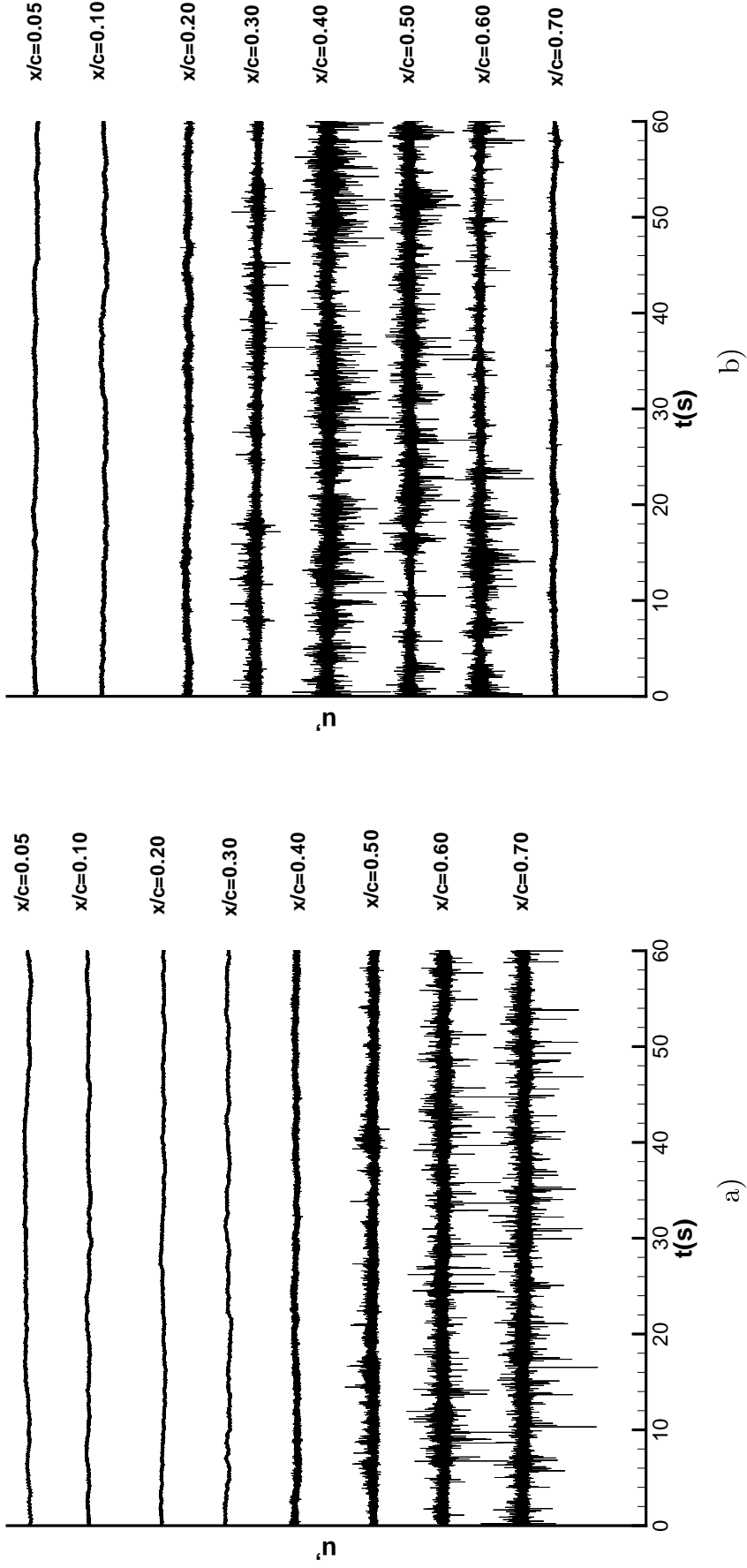
Bu incelemelerden örnek olarak, 100 000 Re sayısında 8° hücum açısına sahip kanat üzerinde oluşan kaldırma ve sürükleme kuvvetlerine ait Şekil 2.48'deki spektral analiz sonuçlarına baktığımızda kaldırma kuvveti spektral sonuçlarında sırasıyla 58, 76, 104, 162, 219, 245, ve 279 Hz gibi değerlerde belirgin pik noktalar varken sürükleme kuvveti spektral sonuçlarında bu değerlere yakın olarak sırasıyla 59, 75, 91, 170, 219, 245 ve 267 Hz'de pik noktalar bulunmaktadır. Bu değerlerin haricinde benzer daha başka pik noktaları da mevcuttur. Şekil 2.49'de verilen aynı Re sayısı ve hücum açısında kanat profili üzerinde değişik noktalarda zamana bağlı hız değişimlerine ait spektral analiz sonuçlarına bakıldığında kaldırma ve sürükleme spektral sonuçlarına (özellikle kaldırma kuvveti spektrallerine) yakın olarak sırasıyla 58, 74, 104, 162, 213, 249 ve 272 Hz'de pik noktalar bulunmuştur. Bu üç grafikteki sonuçlar, NACA2415 kanat profili üzerinde akış dolayısı ile oluşan titreşimleri deneysel yolla açıkça elde etmiş olduğumuzu göstermektedir.



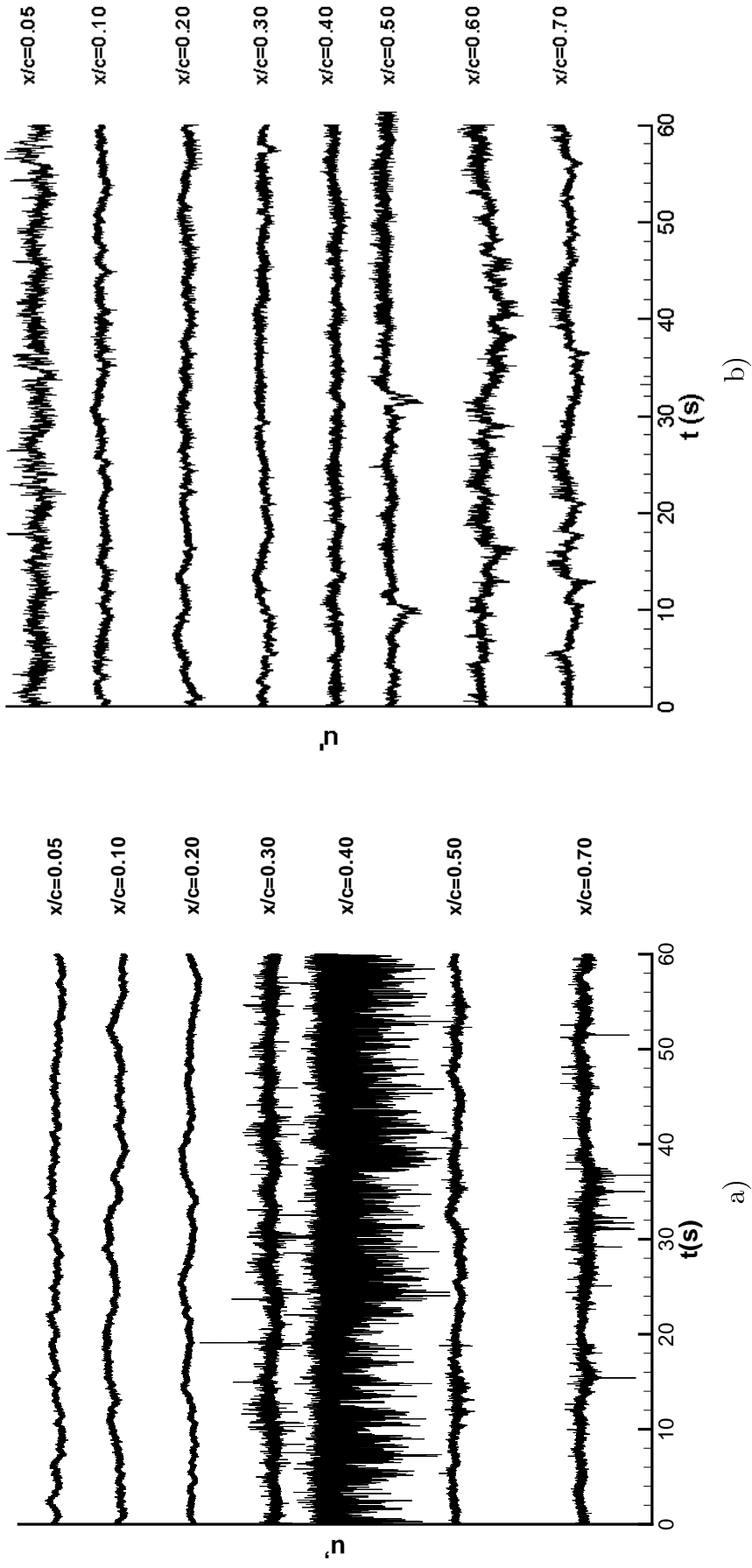
Şekil 2.44. Kanat profili üst yüzeyinde farklı noktalarda zamanla hız değişimi a) $Re=0.5 \times 10^5$, $\alpha=0^\circ$ b) $Re=1 \times 10^5$, $\alpha=0^\circ$.



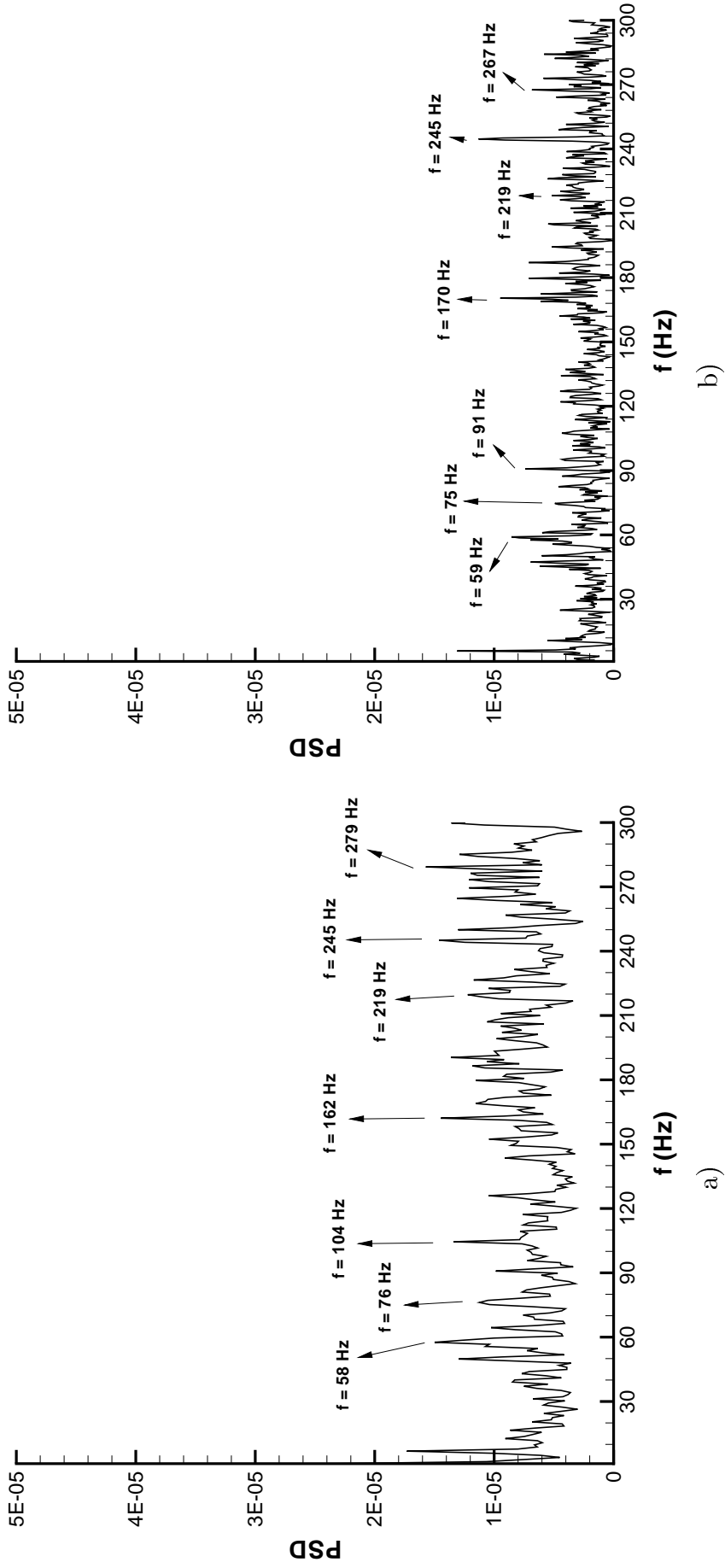
Şekil 2.45. Kanat profili üst yüzeyinde farklı noktalarda zamanla hız değişimi a) $Re=2 \times 10^5$, $\alpha=0^\circ$ b) $Re=2 \times 10^5$, $\alpha=4^\circ$.



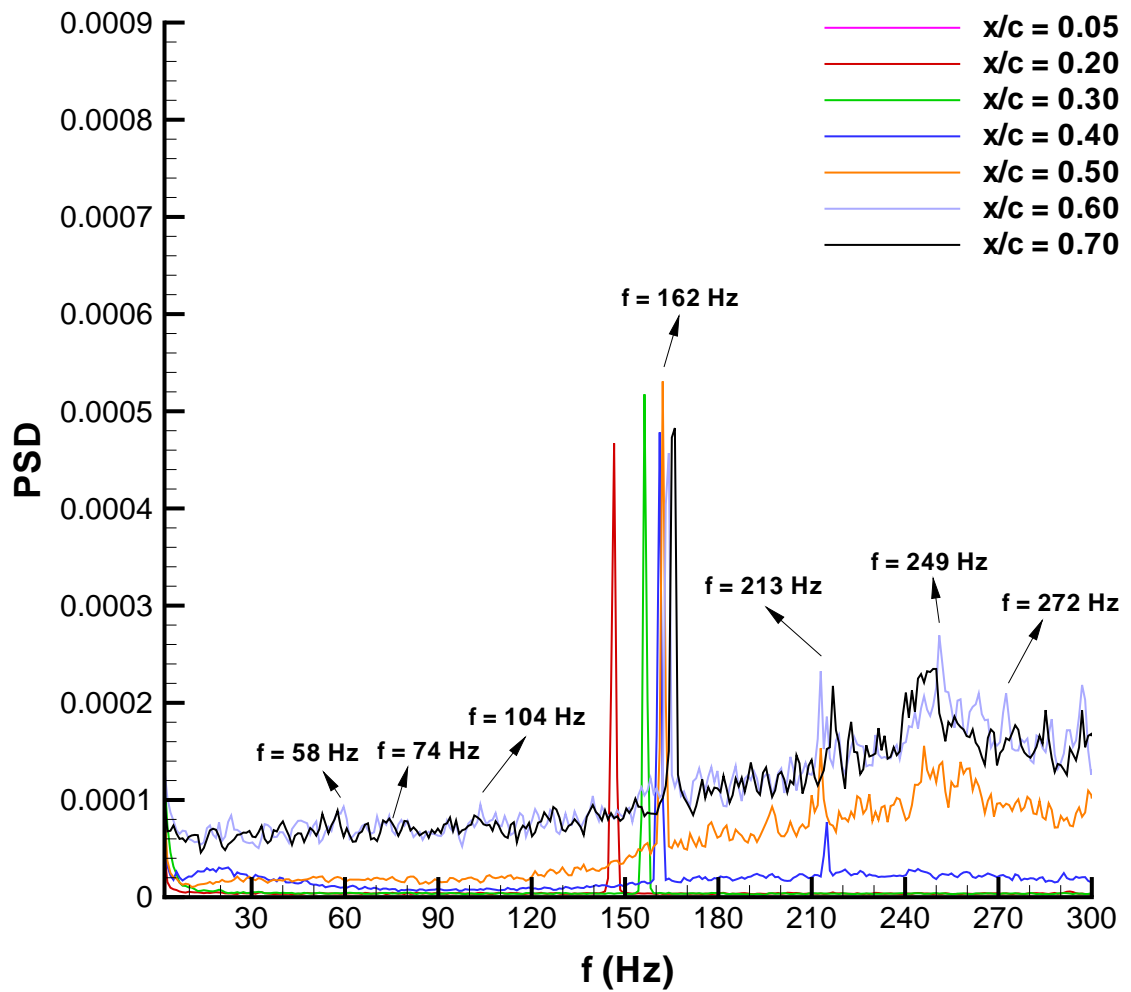
Şekil 2.46. Kanat profili üst yüzeyinde farklı noktalarda zamanla hız değişimi a) $Re=1 \times 10^5$, $\alpha=8^\circ$ b) $Re=1 \times 10^5$, $\alpha=12^\circ$.



Şekil 2.47. Kanat profili üst yüzeyinde farklı noktalarda zamanla hız değişimi a) $Re=2 \times 10^5$, $\alpha=12^\circ$ b) $Re=2 \times 10^5$, $\alpha=15^\circ$.



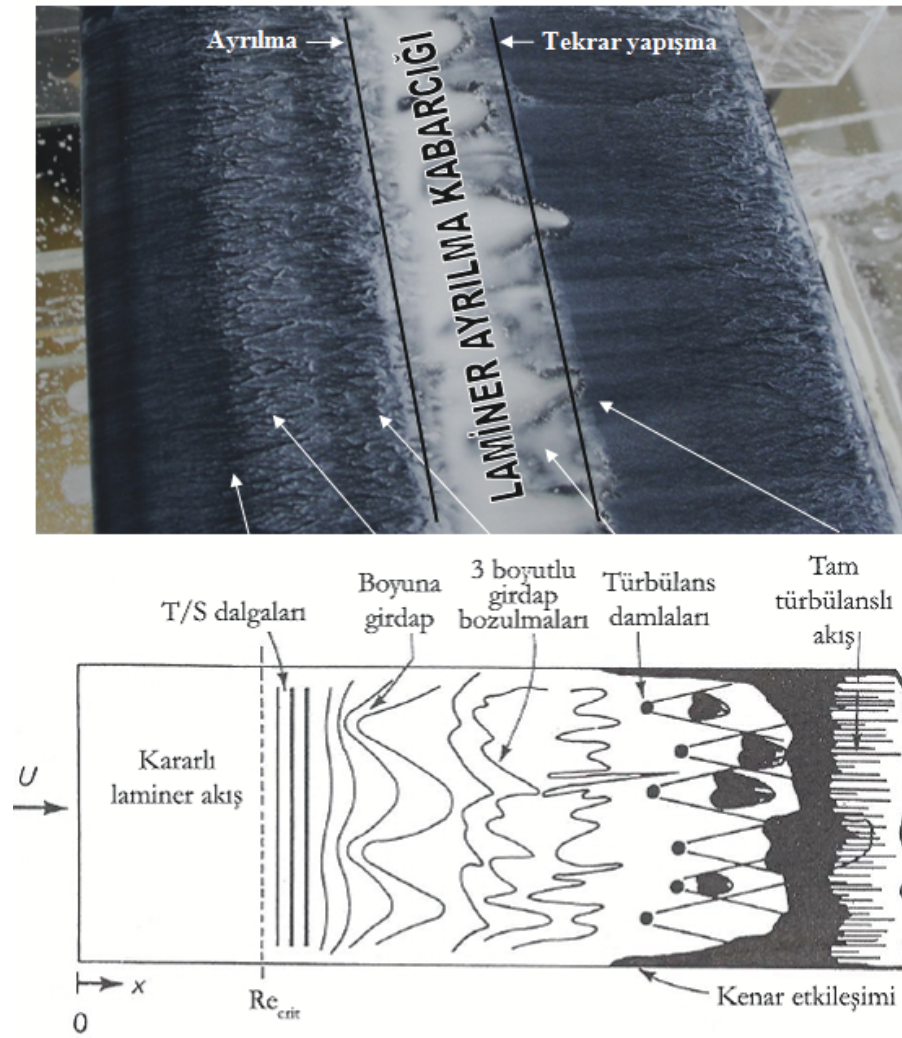
Şekil 2.48. $Re=1 \times 10^5$, $\alpha=8^\circ$ iken a) Kanat profili kaldırma kuvvetine ait spektral sonuçları b) Kanat profili sürükleme kuvvetine ait spektral sonuçları.



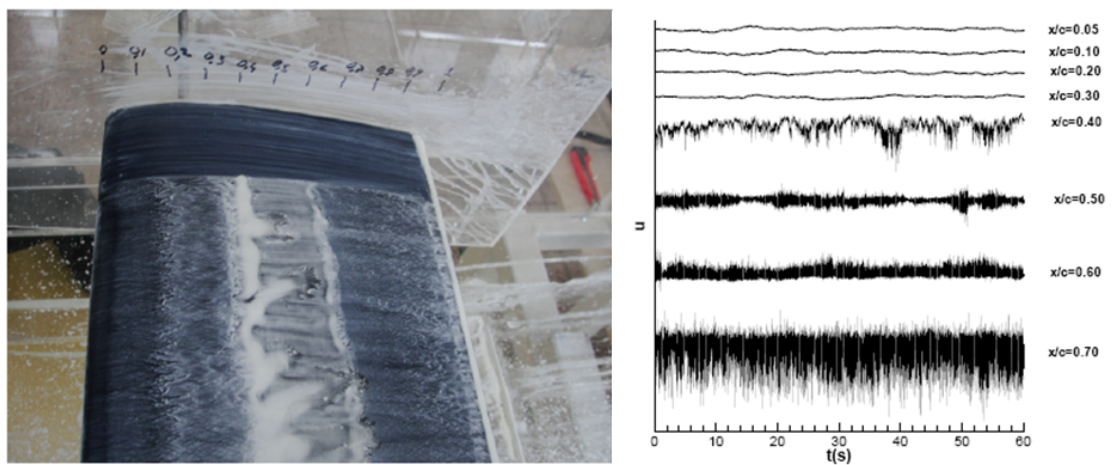
Şekil 2.49. Kanat profili üzerindeki hız değişimlerine ait spektral sonuçları ($Re=1 \times 10^5$, $\alpha=8^\circ$).

2.8. NACA 2415 Kanat Profili Üzerinde Türbülansa Geçiş ve Laminer Ayrılma Kabarcığı

Bölüm 1.2.1’de bahsedildiği gibi düşük Re sayılarında viskoz etkilerin baskın olması nedeniyle bu tür akışlarda türbülansa geçiş farklılık arz eder ve yüksek Re sayılı akışlardakine göre daha geniş bir alanda meydana gelir. Bundan dolayı da ters basınç gradyanlarına karşı direnci olmayan akışta laminer ayrılma kabarcığı oluşabilir. Laminer ayrılma kabarcığı oluşmadığı durumda doğal türbülansa geçiş, önceki 1.2.1 nolu bölümde verilen Şekil 1.6’de görüldüğü gibidir.



Şekil 2.50. Yağ deneyi sonucunun teori ile kıyaslanması.



Şekil 2.51. Yağ deneyi ve sıcak tel anemometresi sonuçları karşılaştırması.

Bu tip türbülansa geçiş olduğu zaman serbest akım türbülansı düşüktür ve Tollmien ve Schlichting [65] tarafından geliştirilen doğrusal kararlılık teorisi, sınır tabakadaki küçük bozulmaların kararsız olduğunu ve bu nedenle genişlediğini açıklar. Sınır tabakada kararlı laminer akıştan sonra Tollmien ve Schlichting dalgaları diye adlandırılan bu dalgalar meydana gelmeye başlar (Şekil 2.50). Daha sonra kararsız dalgalar gelişir ve bu dalgaların oluşmaya başlar. Dalgaların iyice gelişmesi ile birlikte üç boyutlu doğrusal olmayan bozulmalar ve türbülans damlacıkları meydana gelir. Bu damlacıklar da gelişmesini tamamladıktan sonra tam türbülanslı sınır tabakaya geçilir. Düşük Re sayılı akışlarda eğer ters basınç gradyanlarının etkisi ile laminer ayrılma kabarcığı meydana gelirse üçüncü tip olan ayrılmış türbülansa geçiş olur ve Şekil 1.4'de anlatıldığı gibi laminer ayrılma ve sonrasında türbülanslı tekrar tutunma gerçekleşir.

Ayrılmış türbülansa geçiş bu tez çalışması sonucunda basınç ölçüm, yağ ve sıcak tel anemometresi ile hız değişimi deney sonuçlarında detaylı olarak görülmüştür. Şekil 2.51 hücum açısının 4° ve Re sayısının 200 000 olduğu durumda yağ deneyi ve sıcak tel anemotresi ile alınan hızları karşılaştırmaktadır. $0.4 x/c$ civarında akış türbülansa geçtiği için hızda dalgalanmalar artmış akış türbülanslı devam ettiği için dalgalanmalar artarak devam etmiştir. Ayrıca Şekil 2.50'de doğal türbülansa geçiş adımları olan T/S dalgaları, boyuna girdaplar ve 3 boyutlu girdap bozulmaları yağ deneyi sonucu olan Şekil 2.50 ve Şekil 2.51'de görülen sıcak tel anemometresi ile elde edilen anlık hız değişim grafiğinde görüldüğü üzere, basınç katsayısı değişim grafiğinde işaret edildiği gibi türbülansa geçiş $0.4 x/c$ civarında meydana gelmekte ve $0.5 x/c$ 'den itibaren de türbülanslı akış anlık hızlarda görülmektedir.

3. BÖLÜM

SAYISAL YÖNTEM

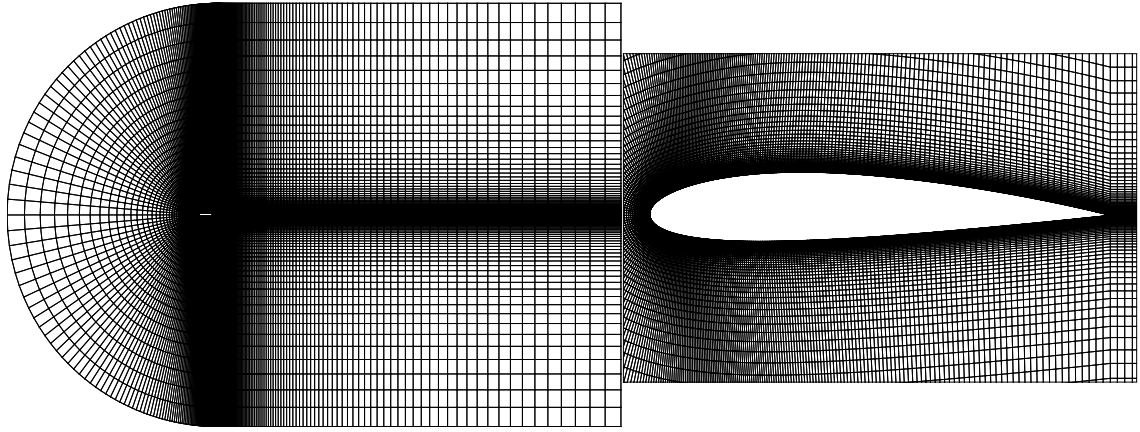
3.1. Giriş

Bu bölümde önceki bölümde deneyleri yapılan NACA 2415 kanat profilinin 100 000 ve 300 000 Re sayılarındaki aerodinamik karakteristikleri sayısal olarak incelenmiştir. Sayısal benzeşimler, *FLUENTTM* yazılımında 1 adet türbülans ve 2 adet de türbülansa geçiş benzeşim modelleri ile gerçekleştirilmiştir. NACA2415 kanat profilinin etrafındaki akışın sayısal benzeşimleri, $k-\omega$ SST [66] türbülans benzeşim modeli ile $k-k_L-\omega$ [22] ve $k-\omega$ SST [31, 32] türbülansa geçiş benzeşim modelleri yardımıyla iki boyutlu olarak yapılmıştır.

3.2. Ağ Yapısı ve Çözümleyici

NACA 2415 kanat profilinin düşük Re sayısındaki akış karakteristiklerini belirlemek amacıyla yapılan sayısal çalışmada *GAMBITTM* yazılımı yardımıyla Şekil 3.1'de görülen C tipi ağ yapısı kullanılmıştır. Bu tip ağ yapısının seçilme sebebi, ağ yapısının kanat üzerinde daha düzgün dağılım sağlaması ve sınır tabaka akışlarını daha iyi tahmin edebilecek duvara dik ve yakın ağlar oluşturmaya elverişli olmasıdır.

GAMBITTM programında dizayn edilen ve Şekil 3.1'da gösterilen ağ 200 000 hücreye sahip olup, kanada yaklaştıkça sıkılaştan bir yapıya sahiptir. u ağ yapısı, akışın viskoz etkilerden etkilenmemesi için yeterli büyüklükte bir akış ortamı olarak hazırlanmıştır. Kanadın dışında kalan bölge, basınç uzak bölge (*pressure far field*) olarak seçilmiştir. Ağ yapısı oluşturulurken y^+ değeri 1'den küçük olacak şekilde ayarlanmıştır. Ayrıca kanat üzerinde serbest ortamın türbülans seviyesi %0.4 olacak şekilde ayarlanmış ve türbülans viskozite oranı 10 olarak ele alınmıştır. Çözümlerin,



Şekil 3.1. NACA2415 kanat profili etrafında oluşturulmuş ağ yapısı.

ağ yapısından bağımsızlığını göstermek için 100 000, 150 000 ve 200 000 hücreye sahip aynı ağ yapısında denenmiştir. 150 000 ile 200 000 hücre sayılı ağ yapısına sahip ağın C_L değerlerinin %1 in altında değişim olduğundan 200 000 hücre seçilmiştir.

Çözümler 2 boyutlu, yoğunluk tabanlı, kapalı ve zamandan bağımsız olarak yapılmıştır. Çözümler, 100 000 Re sayısında -12° ile 18° arasında 2° 'şer derece aralıklarla yapılmıştır. Çözümler detayları 1.bölümde verilen 3 farklı model kullanılarak yapılmıştır, bu modeller $k-\omega$ SST, $k-k_L-\omega$ türbülansa geçiş ve $k-\omega$ SST türbülansa geçiş benzeşim modelleridir.

3.3. Sayısal Kuvvet Katsayıları Sonuçları

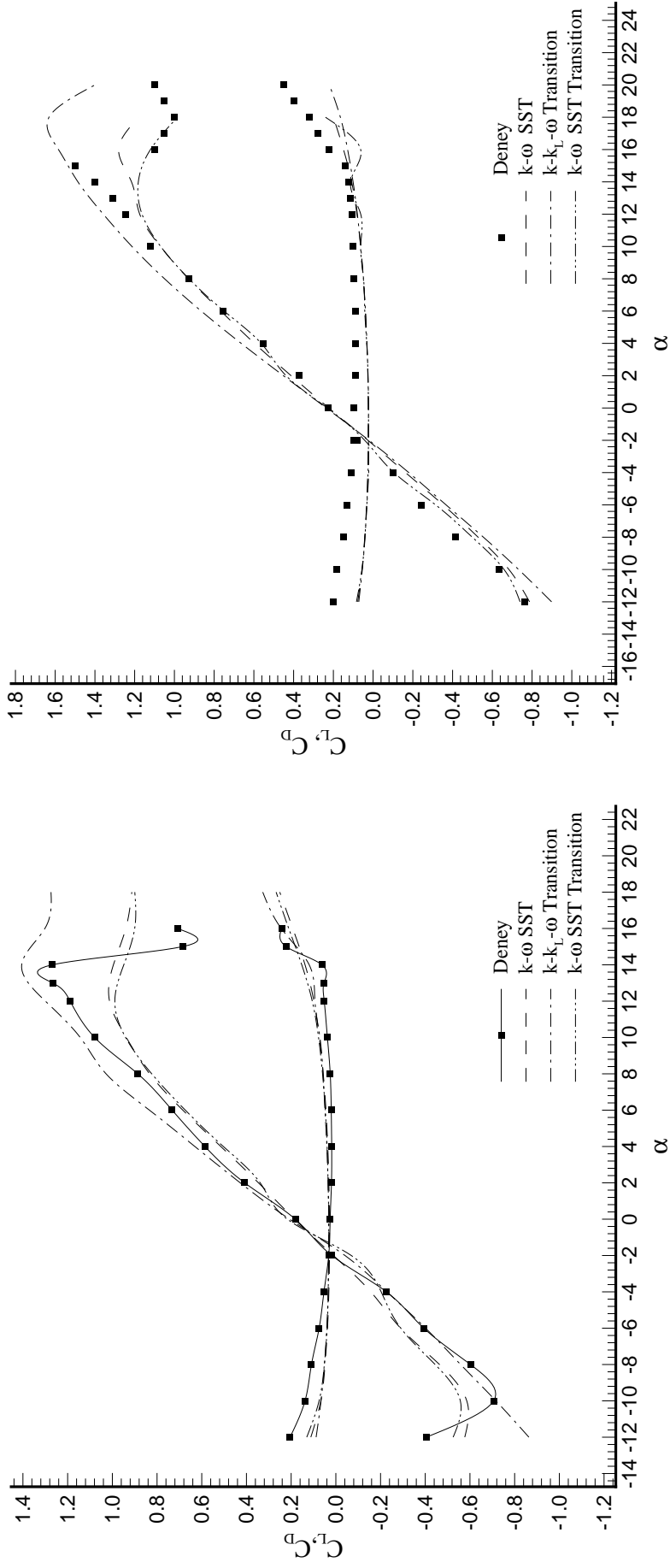
Sayısal ve deneysel verilere göre NACA2415 kanat profilinin 100 000 Re sayısında taşıma katsayısı, C_L , ve sürüklenme katsayısı, C_D 'nin hücum açısı ile değişimi Şekil 3.2-a'da verilmiştir. $k-\omega$ SST türbülans modeli ve $k-\omega$ SST türbülansa geçiş modelinde 8° 'ye kadar deneye göre daha düşük de olsa yakın sonuçlar alınırken, 8° 'den sonra sonuçlar arasındaki fark daha da artmıştır bu iki model deneysel çalışmada 13° olan tutunma kaybı açısını 12° olarak tahmin ederken deneylerde 1.25 olan C_{Lmax} değerini ise $k-\omega$ SST modeli 1.02, $k-\omega$ SST türbülansa geçiş modeli ise 0.98 olarak tahmin etmiştir. $k-k_L-\omega$ türbülansa geçiş modeli deneye nazaran kuvvet C_L değerini hep daha yüksek tahmin etmiş, tutunma kaybı açısını ise 14° olarak tahmin ederken C_{Lmax} değerini 1,38 olarak tahmin etmiştir.

Şekil 3.2-b NACA2415 kanat profilinin 300 000 Re sayısında C_L ve C_D 'nin hücum açısı ile sayısal ve deneysel olarak değişimini göstermektedir. $k-\omega$ SST türbülans modeli ve $k-\omega$ SST türbülansa geçiş modeli, 10° hücum açısına kadar deneylere oldukça yakın sonuçlar verirken, bu açıdan sonra deneylere göre yüksek tahminde bulunmuştur. $k-k_L-\omega$ türbülansa geçiş modeli ise genelde deneylere göre daha yüksek tahminlerde bulunmuştur. Deneylerde 15° olan tutunma kaybı açısını $k-\omega$ SST türbülansa geçiş modeli 13° , $k-\omega$ SST modeli 15° , $k-k_L-\omega$ türbülansa geçiş modeli ise 16° olarak tahmin etmiştir. Deneylerde 1.5 civarında olan C_{Lmax} değerini $k-\omega$ SST modeli 1.22, $k-k_L-\omega$ türbülansa geçiş modeli 1.62, $k-\omega$ SST türbülansa geçiş modeli ise 1.18 olarak tahmin etmiştir.

3.4. Sayısal Laminer Ayrılma Kabarcığı ve Türbülansa Geçiş Bölgesi

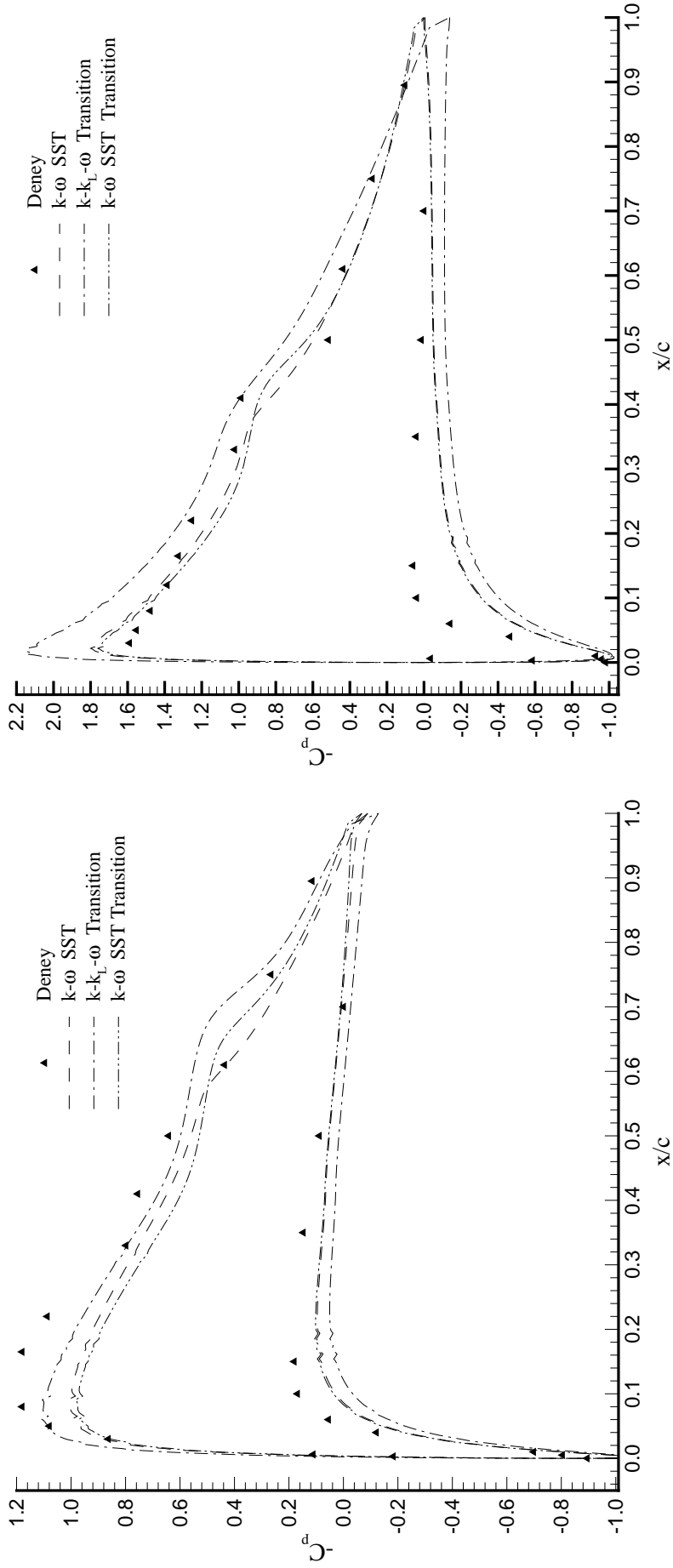
Sayısal çözümlerde 100 000 Re sayısında elde edilen 4° , 8° ve 12° için basınç katsayıları Şekil 3.3 ve Şekil 3.4'de verilmiştir. Basınç katsayısı, C_P dağılım grafikleri deneysel olduğu gibi incelendiğinde eğride meydana gelen kamburluğun laminer ayrılma kabarcığının yerini işaret ettiği görülmektedir. C_P grafiğinde kamburluğun başlangıç yeri ayrılmayı, maksimum yeri türbülansa geçişi ve bitiş yeri de türbülanslı tekrar yapışmayı göstermektedir. Deneylerde kanat üzerinde çok fazla basınç prizi yerleştirilemediği için kanat üzerinde basınç katsayısı sınırlı sayıda elde edilirken sayısal çözümlerde ağ yapısından ötürü deneylere nazaran çok daha sık aralıklarla basınç katsayıları elde edilir ve kabarcığın yeri sayısal olarak daha net olarak belirlenebilir. Bununla birlikte sayısal çözümlerden sonra kanat üzerinde akışkanın kanat üzerinde hız dağılımı, türbülans kinetik enerjisi dağılımı ve akış çizgileri gibi parametreler de alınarak kabarcığın daha detaylı belirlenmesi mümkün olur.

Şekil 3.3 ve Şekil 3.4'de verilen grafiklerde 4° 'de deneylerde laminer ayrılma kabarcığı hücum kenarından itibaren $0.2 x/c$ 'den başlayıp $0.6 x/c$ 'ye kadar devam ederken sayısalarda kabarcığın daha geç olduğu tahmin edilmiştir. 8° ve 12° 'de ise laminer ayrılma kabarcığı yeri konusunda deneyler ile sayısal daha yakın çıkmıştır. Bununla birlikte hücum açısına ve sayısal modele göre C_P seviyelerinde farklılıklar gözlemlenmiştir.

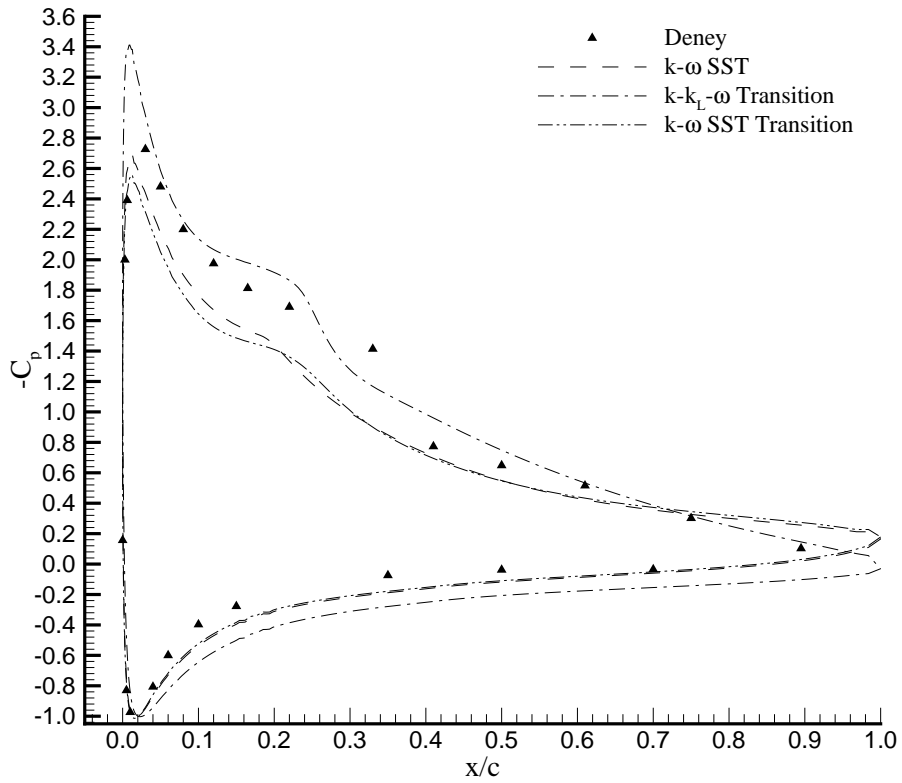


a) b)

Şekil 3.2. Sayısal ve deneysel kuvvet katsayıları a) $Re=1 \times 10^5$. b) $Re=3 \times 10^5$.



a) $\alpha=4^\circ$ b) $\alpha=8^\circ$. Şekil 3.3. Kanat profili etrafında sayısal ve deneysel C_p dağılımları



Şekil 3.4. Sayısal ve deneysel C_p dağılımları ($Re=1 \times 10^5$, $\alpha=12^\circ$).

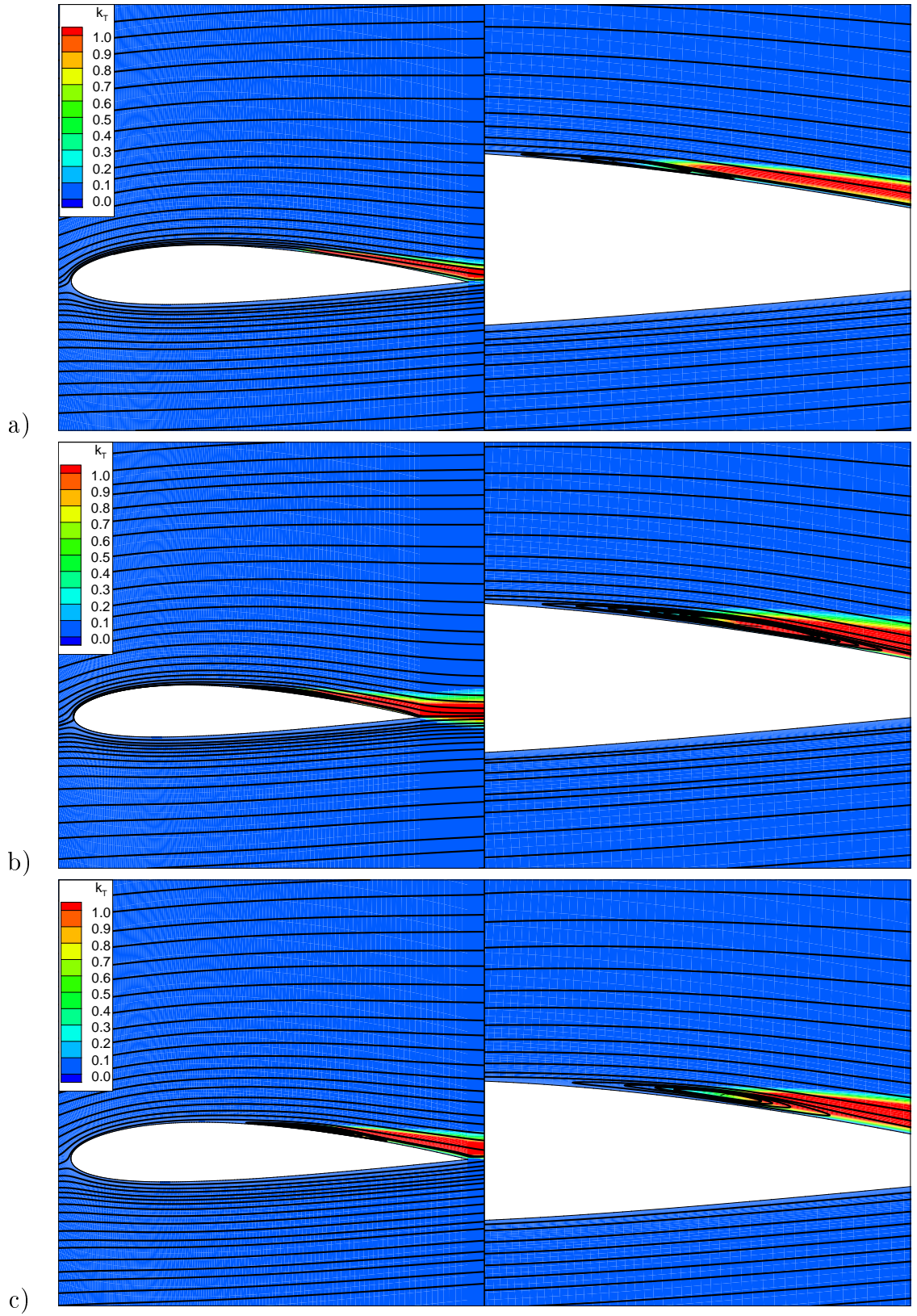
Tablo 3.1’de 100 000 ve 300 000 Re sayısında, sayısal ve deneysel olarak laminer ayrılma noktası X_s , türbülansa geçiş noktası X_t ve türbülanslı yeniden yapışma noktası X_r ve laminer ayrılma kabarcığı boyu L_b sayısal ve deneysel olarak kıyaslanmıştır. Deneylerde genel olarak türbülansa geçiş modelleri kabarcık boyunu tahmin etmede deneylere daha yakın sonuç verir iken ayrılma kabarcığının başlangıç (X_s) ve bitiş (X_r) yerini hiçbir model birebir tahmin edememiştir. Bunun nedeni, sayısal modellerde düşük Re sayılı akışlarda viskoz kuvvetlerin etkin olması durumunu ve türbülansa geçiş fiziğini modelleme konusunda henüz çok başarılı olunamamasıdır. Türbülans benzeşim modelleri bu tür akışları çözmüş olduğu taşınım denklemlerinde düşük Re sayılı akış parametreleri belirgin ele alınmadığından çok iyi tahmin edemez iken türbülansa geçiş modelleri deneysel sonuçlardan alınan düşük Re sayılı akış parametreleri ile ilgili ampirik ifadelerle türbülansa geçişi modellemeye çalıştığından her zaman başarılı sonuçlar verememektedir. Ayrıca deneylerdeki belirsizlikleri de hesaba kattığımızda birebir

aynı olması beklenemez.

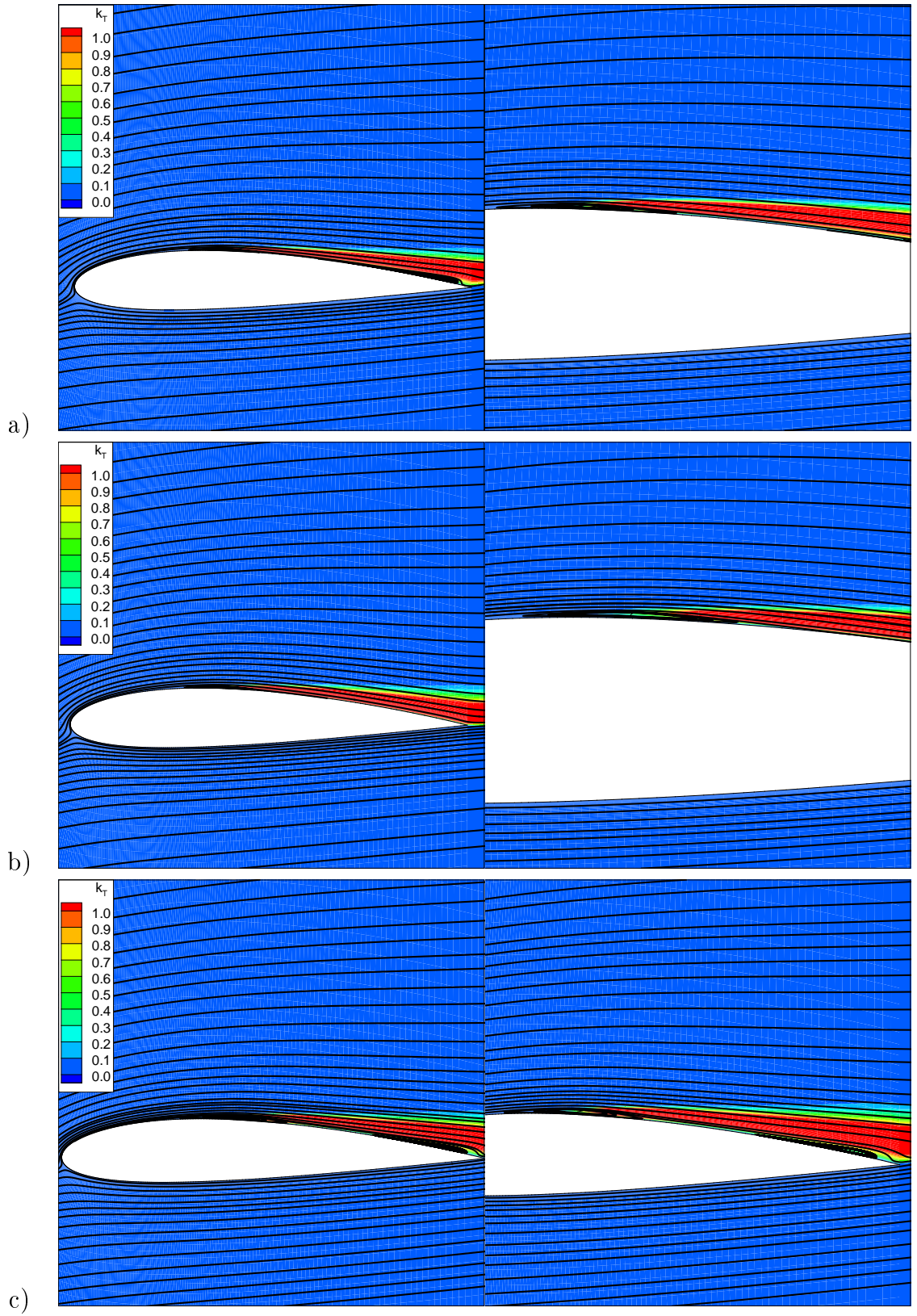
100 000 ve 300 000 Re sayılarında Şekil 3.5-3.8 NACA2415 kanat profilinin değişik hücum açılarında sayısal benzeşimler sonucu türbülans ve türbülansa geçiş modelleri ile elde edilen akım çizgilerini ve türbülans kinetik enerjisi, k_T dağılımlarını göstermektedir. Bu düşük Re sayılı akışın sayısal benzeşimlerinde türbülansa geçiş modelleri ile ayrılma kabarcığı tahmininde deneylere daha yakın sonuç alındığı görülmektedir. Ayrıca bu şekillerdeki her model ile elde edilen k_T dağılımları incelenecek olursa, k_T 'nin ani artışa başladığı yerde türbülansa geçişin olduğu ve bu noktadan sonrada ayrılma kabarcığının türbülanslı yapıştıkları görülmektedir.

Tablo 3.1. Sayısal ve deneysel ayrılma (X_s), türbülansa geçiş (X_t) ve yapışma (X_r) noktaları ve kabarcık boyu (L_b).

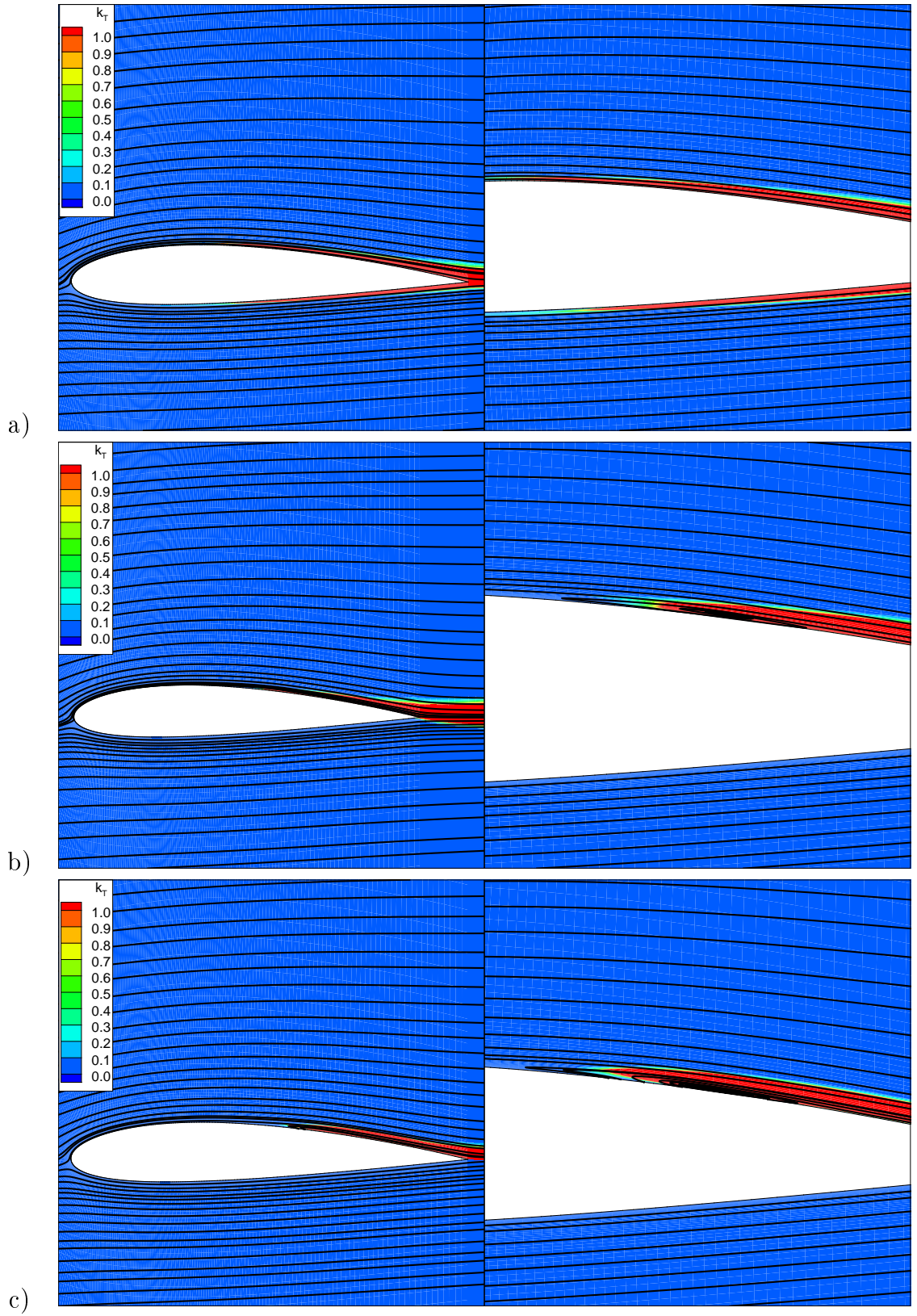
Re, α	Model	Ayrılma, X_s	Geçiş, X_t	Yapışma, X_r	L_b
1×10^5 , 4°	$k-\omega$ SST	0.52	0.56	0.66	0.14
	$k-k_L-\omega$ Transition	0.56	0.67	0.80	0.15
	$k-\omega$ SST Transition	0.38	0.64	0.76	0.38
	Deney	0.15	0.35	0.70	0.55
1×10^5 , 8°	$k-\omega$ SST	0.40	0.55	0.64	0.24
	$k-k_L-\omega$ Transition	0.42	0.66	0.82	0.40
	$k-\omega$ SST Transition	0.40	0.64	0.80	0.40
	Deney	0.18	0.45	0.60	0.42
1×10^5 , 12°	$k-\omega$ SST	0.12	0.20	0.30	0.18
	$k-k_L-\omega$ Transition	0.10	0.24	0.34	0.24
	$k-\omega$ SST Transition	0.10	0.22	0.34	0.24
	Deney	0.12	0.30	0.40	0.28
3×10^5 , 4°	$k-\omega$ SST	0.27	0.32	0.35	0.08
	$k-k_L-\omega$ Transition	0.45	0.58	0.68	0.23
	$k-\omega$ SST Transition	0.46	0.60	0.73	0.27
	Deney	0.20	0.40	0.55	0.35
3×10^5 , 8°	$k-\omega$ SST	0.17	0.22	0.25	0.08
	$k-k_L-\omega$ Transition	0.26	0.37	0.19	0.40
	$k-\omega$ SST Transition	0.10	0.16	0.22	0.12
	Deney	0.20	0.40	0.45	0.25
3×10^5 , 12°	$k-\omega$ SST	0.07	0.12	0.18	0.11
	$k-k_L-\omega$ Transition	0.08	0.16	0.24	0.15
	$k-\omega$ SST Transition	0.09	0.20	0.28	0.19
	Deney	0.05	0.15	0.25	0.20



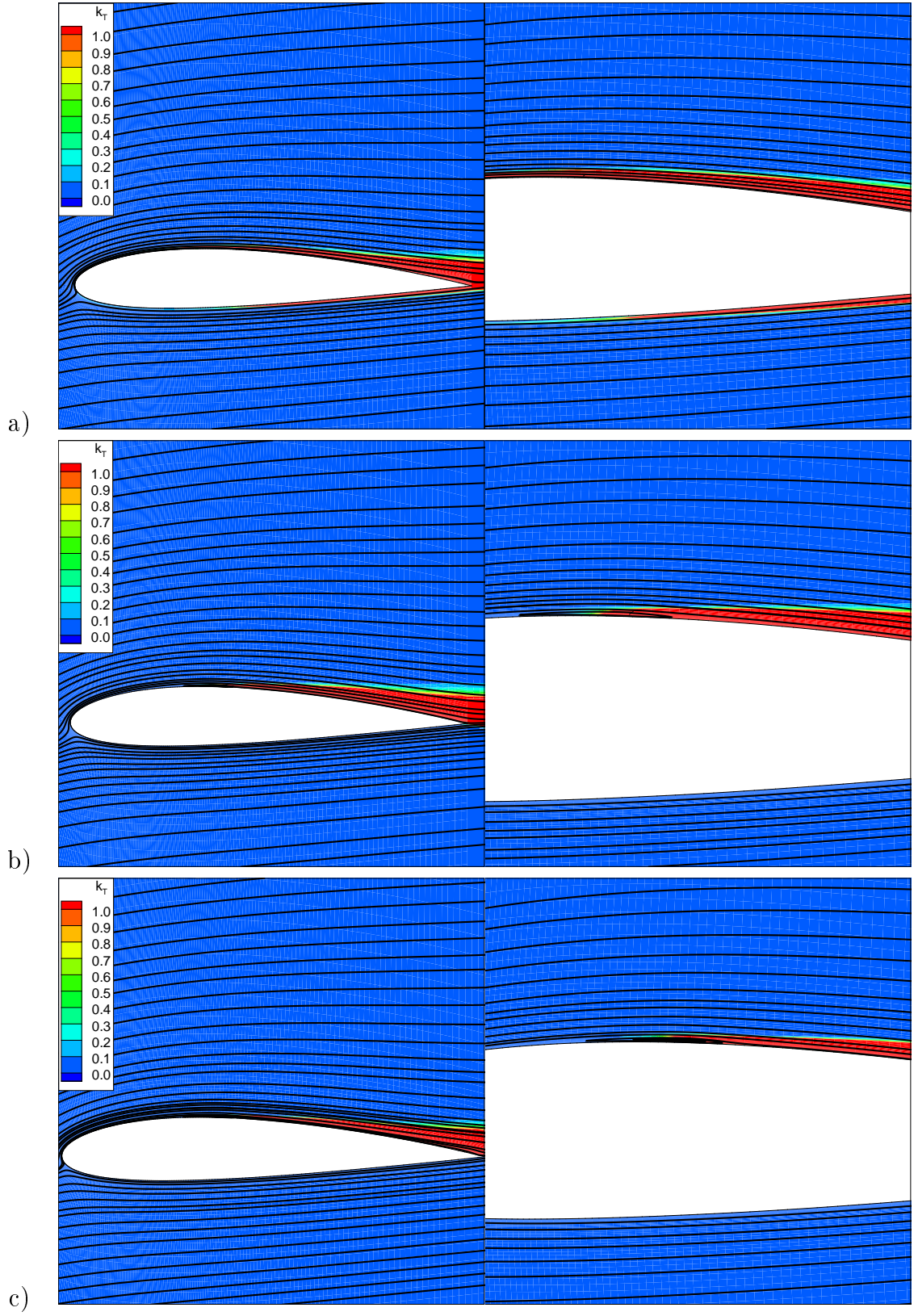
Şekil 3.5. Kanat profili etrafında sayısal akım çizgileri ve k_T konturları a) $k-\omega$ SST b) $k-k_L-\omega$ transition c) $k-\omega$ SST transition modeli ($Re=1 \times 10^5$, $\alpha=4^\circ$).



Şekil 3.6. Kanat profili etrafında sayısal akım çizgileri ve k_T konturları a) $k-\omega$ SST b) $k-k_L-\omega$ transition c) $k-\omega$ SST transition modeli ($Re=1 \times 10^5$, $\alpha=8^\circ$).



Şekil 3.7. Kanat profili etrafında sayısal akım çizgileri ve k_T konturları a) $k-\omega$ SST b) $k-k_L-\omega$ transition c) $k-\omega$ SST transition modeli ($Re=3 \times 10^5$, $\alpha=4^\circ$).



Şekil 3.8. Kanat profili etrafında sayısal akım çizgileri ve k_T konturları a) $k-\omega$ SST b) $k-k_L-\omega$ transition c) $k-\omega$ SST transition modeli ($Re=3 \times 10^5$, $\alpha=8^\circ$).

4. BÖLÜM

TARTIŞMA, SONUÇ ve ÖNERİLER

4.1. Tartışma

Günümüzde askeri ve sivil amaçlarla mikro hava araçları ve insansız hava araçlarının önemi daha da anlaşılmaktadır. Ayrıca yenilenebilir enerji kaynaklarına olan ihtiyacın artması da düşünüldüğünde akla gelen çözümlerden birisi rüzgar türbinlerinin kullanılmasıdır. Hem düşük hızda uçan insansız veya mikro hava araçlarında, hem de rüzgar türbinlerinde en önemli ortak nokta düşük Re sayısına sahip olmalarıdır. Düşük Re sayısı aerodinamiğinde performans ve kararlılığı olumsuz yönde etkileyen bir takım olayların olması aerodinamik araştırmacıları bu konuda daha detaylı araştırmalar yapmak zorunda bırakmıştır. Laminer ayrılma kabarcığı olarak adlandırılan bu olay, akışın laminer durumda iken kanat yüzeyinden aniden ayrılması ve türbülansa geçerek tekrar yüzeye yapışmasıdır.

Laminer ayrılma kabarcığı, aerodinamik performansı düşürür yani C_L değerini düşürdüğü gibi C_D değerini artırır bu da daha fazla yakıt tüketimine sahip olur. Bununla birlikte titreşim ve gürültüye sebep olur ayrıca uçaklardaki kararlılığı azaltır. Laminer ayrılma kabarcığının olduğu bölgeye göre yeniden yapışma gerçekleşmeyebilir ve bu da tutunma kaybına neden olabilir.

Bu kadar olumsuz etkiye sahip laminer ayrılma kabarcığının olduğu bölgenin yerinin ve kabarcığın boyutunun belirlenmesi, hem yeni kanat dizaynı hem de mevcut kanatlardaki laminer ayrılma kabarcığını yok etmek için oldukça önemlidir. Eğer akış laminer ayrılma olmadan türbülansa geçerse bu performansı artırır. Bu çalışma da laminer ayrılma kabarcığını yok etme konusunda yürütülen TÜBİTAK 110M068

no'lu projenin ilk ayağını oluşturmuştur.

4.2. Sonuçlar

Bu tez çalışmasında, NACA2415 kanat profili üzerindeki akış parametrelerinin incelenmesi için deneysel ve sayısal olarak çalışmalar yapılmıştır. İlk olarak, değişik Re sayılarında NACA 2415 kanat profilinin kuvvet katsayıları elde edilmiştir. Elde edilen sonuçlara göre; C_{Lmax} değerleri 50 000 Re için 1.1, 100 000 Re için 1.26, 200 000 Re için 1.38, 300 000 Re içinse 1.52 olarak tespit edilmiştir. Tutunma kaybı açıları ise 50 000 Re sayısında 12° , 100 000 Re sayısında 13° , 200 000 Re sayısında 14° , 300 000 Re sayısında ise 15° olarak tespit edilmiştir.

Daha sonra da bu profil üzerinde oluşan laminer ayrılma kabarcığını belirlemek amacıyla basınç katsayısı ve yağ ile akış görüntüleme deneyleri yapılmış ve laminer ayrılma kabarcığı ve türbülansa geçişin Re sayısı ve hücum açısına göre değişimleri incelenmiştir. Elde edilen sonuçlara göre Re sayısı arttıkça aynı hücum açısında laminer ayrılma kabarcığı hücum kenarına doğru hareket etmiş ve uzunluğu oldukça küçülmüştür.

Laminer ayrılma kabarcığının uzunluğu 4° sabit hücum açısında, 100 000 Re sayısında %55 veter boyu kadar iken, 300 000 Re sayısında %35 veter boyu kadar olduğu tespit edilmiştir. Sabit Re sayısında hücum açısı arttıkça da ayrılma kabarcığının uzunluğunun küçüldüğü gözlemlenmiştir. Örneğin, 300 000 Re sayısında 4° hücum açısında kabarcık uzunluğu %35 veter boyu kadar iken 15° hücum açısında kabarcık boyu %9'a düştüğü tespit edilmiştir.

Sıcak tel anemometresi deneyleri ile kanat üzerindeki hız değişimi kanat üzerinde değişik noktalarda elde edilerek yağ deneyinde elde edilen görüntülerdeki türbülansa geçiş ile kıyaslanmış ve anlamı sonuçlar elde edilmiştir. Yağ deneyinde akış içerisindeki dalgalanmaların hızdaki dalgalanmalarla aynı olduğu görülmüştür. Bununla birlikte tam türbülanslı akışta dalgalanmanın laminer bölgeye nazaran çok fazla olduğu tespit edilmiştir. Ayrıca sıcak tel anemotresi ve kuvvet sisteminden alınan sonuçların spektral analizleri de yapılarak akış kaynaklı titreşimler her iki deneyde de belirlenmiştir.

Deneysel çalışmanın ardından 100 000 ve 300 000 Re sayısında sayısal modelleme yapılarak $k-\omega$ SST türbülans modeli ve $k-k_L-\omega$ ve $k-\omega$ SST türbülansa geçiş modelleri ile elde edilen sonuçlar kıyaslanmıştır. Kuvvet katsayılarında tüm modellerde deneysel sonuçlara yakın değerler elde edilmiş olsa da laminar ayrılma kabarcığı ve türbülansa geçiş konusunda sadece türbülansa geçiş modelleri deneylere daha yakın sonuçlar alınmıştır. Örneğin, 100 000 Re sayısında 12° hücum açısında deneylerde %20 veter boyu olarak tespit edilen kabarcık uzunluğu, $k-\omega$ SST türbülansa geçiş modeli ile %19, $k-k_L-\omega$ türbülansa geçiş modeli ile de %15 olarak tespit edilmiştir. Bu başarıyı bütün şartlarda gerçekleştirememiş olmasına karşın türbülansa geçiş modelleri iyi kabul edilebilecek sonuçlar vermiştir.

Sayısal modellerde düşük Re sayılı akışlarda viskoz kuvvetlerin etkin olması durumunu ve türbülansa geçiş fiziğini modelleme konusunda henüz çok başarılı olunamamaktadır. Bunun nedeni, türbülans modelleri bu tür akışları çözmüş olduğu taşınım denklemlerinde düşük Re sayılı akış parametreleri belirgin ele alınmadığından çok iyi tahmin edemez ve türbülansa geçiş modelleri deneysel sonuçlardan alınan düşük Re sayılı akış parametreleri ile ilgili ampirik ifadelerle türbülansa geçişi modellemeye çalıştığından her zaman başarılı sonuçlar verememektedir. Ayrıca deneylerdeki belirsizlikleri de hesaba kattığımızda birebir aynı olması beklenemez. Düşük Re sayılı akışlar ile ilgili çalışmalara devam ederek deneysel olarak daha detaylı bilgiler elde edilmeli ve sayısal modeller de bu bilgiler ışığında güncellenmelidir.

4.3. Öneriler

Sunulan tez çalışmasından elde edilen sonuçlar ışığında düşük Re sayılı akışlarda kanat profilleri etrafındaki akış ile ilgili olarak gelecekte yapılacak çalışmalara yönelik aşağıdaki öneriler getirilebilir:

- Deneysel imkanlar olması durumunda kanat profillerinde oluşan laminar ayrılma kabarcığının yüksekliği ileri deneysel tekniklerle (PIV) incelenebilir.
- Deneysel imkanlar olması durumunda kanat profillerinde daha yüksek Re sayılarında laminar ayrılma kabarcığı ve türbülansa geçiş araştırmaları yapılabilir.

- Farklı ağ yapısı, yazılım ve türbülans modelleri ile daha kapsamlı sayısal çalışmalar yapılabilir.
- Düşük Re sayılı akışlar ile ilgili deneysel daha detaylı bilgiler elde edilmeli ve sayısal modeller de bu bilgiler ışığında güncellenmelidir.

KAYNAKÇA

1. Hu, H., Yang, Z., 2008, An Experimental Study of the Laminar Flow Separation on a Low Reynolds Number Airfoil, **Journal of Fluids Engineering**, **130**: 051101/1-051101/11.
2. King R.M., 2001, Study of an Adaptive Mechanical Turbulator for Control of Laminar Separation Bubbles, Degree of Masters of Science Thesis, Graduate Faculty of North Carolina State University, Aerospace Engineering, 109 pp.
3. Katz, J., Plotkin, A., 1991, Low-Speed Aerodynamics from Wing Theory to Panel Methods, McGraw-Hill, Inc, 632 pp.
4. Laitone, E.V., 2001, Wind tunnel tests of wings and rings at low Reynolds numbers, Fixed and Flapping Aerodynamics for Micro Air Vehicle Applications, Ed. T.J. Mueller, AIAA Progress Series 165, 594 pp.
5. U.S. Centennial of Flight Commission, 2008, (Web Sayfası: <http://www.centennialofflight.gov>), (Erişim Tarihi: Haziran 2011).
6. Genç, M.S., 2009, Kanat profilleri etrafındaki düşük Reynolds sayılı akışın kontrolü ve aerodinamik performansın incelenmesi, Erciyes Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü, Doktora Tezi, 155 s.
7. Aerodynamics For Students, Auld D.J., Srinivas K., 2008, Webtextbook, (Web Sayfası: <http://www.cam.ac.uk>), (Erişim Tarihi: Haziran 2011).
8. Schubauer, G.B., Skramstad, H.K., 1947, Laminar boundary layer oscillations and stability of laminar flow, **Journal of Aeronautical Sciences**, **14**: 69-78.
9. White, F.M., 1991, Viscous fluid flow, Second edition, McGraw-Hill Inc., New York.
10. Süzen, Y.B., 2005, Numerical simulations of transitional flows in low-pressure turbines using an intermittency transport model, University of Kentucky Department of Mechanical Engineering.
11. Fluent Incorporated FLUENT Version 12, User's Guide, 2007.

12. Genç, M.S., Lock, G., Kaynak, U., 2008, An experimental and computational study of low Re number transitional flows over an aerofoil with leading edge slat, 8. AIAA Aviation Technology, Integration and Operations Conference, ATIO 2008, Anchorage, Alaska, USA.
13. Genç, M.S., Kaynak, U., Lock, G., 2008, Hücüm kenarı slatlı kanat profili etrafındaki düşük Re sayılı geçiş akışında akım ayrılmasının kontrolü, II. Ulusal Havacılık ve Uzay Konferansı, UHUK 2008, İTÜ, İstanbul, Türkiye.
14. Genç, M.S., Kaynak, Ü., 2008, Kanat profili etrafındaki düşük Reynolds sayılı akım kontrolü ve türbülansa geçiş modellerinin etkisi, ANOVA Kullanıcılar Konferansı 2, Ankara, Türkiye.
15. Genç, M.S., Kaynak, Ü., Lock, G., 2009, Flow over an aerofoil without and with leading edge slat at a transitional Reynolds number, Pro.Ins Mech.Eng, **Part G-Journal of Aerospace Engineering**, **223**: 217-231.
16. Genç, M.S., Kaynak, Ü., 2009, Control of laminar separation over an NACA2415 aerofoil at low Re transitional flow using blowing/suction, 13th International Conference on Aerospace Sciences and Aviation Technology, ASAT 2009-Military Technical College, Cairo, EGYPT.
17. Genç, M.S., Kaynak, Ü., 2009, Control of flow separation and transition point over an aerofoil at low Re number using blowing, 19th AIAA Computational Fluid Dynamics, San Antonio, Texas, USA.
18. Genç, M.S., Kaynak, Ü., 2009, Kahraman, N., Control of flow separation and transition point over an aerofoil at low Re number using suction, 17. Ulusal Isı Bilimi ve Tekniği Kongresi, ULIBTK'09, Sivas, Türkiye.
19. Genç, M.S., Kaynak, Ü., Yapıcı, H., 2011, Performance of transition model for predicting low Re aerofoil flows without/with single and simultaneous blowing and suction, **European Journal of Mechanics B/Fluids**, **2**: 218-235.
20. Wilcox, D.C., 1998, Turbulence modeling for CFD, DCW Industries, Inc., La Canada, California.

21. Menter, F.R., 1994, Two equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications, **AIAA Journal**, **32** (8):1598-1605.
22. Walters, D.K., Leylek, J.H., 2005, Computational fluid dynamics study of wake induced transition on a compressor-like flat plate, *Transactions of the ASME*, 127,52-63.
23. Suzen, Y.B., Huang, 2000, P.G., An intermittency transport equation for modeling flow transition, AIAA-2000-0287, 38th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, NV, 10-13 January 2000.
24. Suzen, Y.B., Huang, P.G., 2000, Modeling of flow transition using an intermittency transport equation, **Journal of Fluids Engineering**, **122** (2): 273-284.
25. Suzen, Y.B., Xiong, G., Huang, P.G., 2002, Predictions of transitional flows in low-pressure turbines using intermittency transport equation, **AIAA Journal**, **40** (2): 254-266.
26. Suzen, Y.B., Huang P.G., 2005, Numerical simulation of unsteady wake/blade interaction in low pressure turbine flows using an intermittency transport equation, **Journal of Turbomachinery**, **127** (3): 431-444.
27. Menter, F.R., Langtry, R.B., Likki, S.R., Suzen, Y.B., Huang, P.G., Völker, S., 2004, A correlation-based transition model using local variables: Part I-Model formulation ASME-GT2004-53452, Proceedings of ASME Turbo Expo 2004, Vienna, Austria.
28. Langtry, R.B., Menter, F.R., Likki, S.R., Suzen, Y.B., Huang, P.G., Völker, S., 2004, A correlation-based transition model using local variables: Part II-Test cases and industrial applications ASME-GT2004-53454, Proceedings of ASME Turbo Expo 2004, Vienna, Austria, 69-79.
29. Langtry, R.B., Menter, F.R., 2005, Transition modeling for general CFD applications in aeronautics, AIAA Paper 2005-0522.
30. Langtry, R.B., Gola, J., Menter, F.R., 2006, Predicting 2D airfoil and 3D wind turbine rotor performance using a transition model for general CFD codes, AIAA 2006-0395, 44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, Nevada, USA.

31. Menter, F.R., Langtry, R.B., Likki, S.R., Suzen, Y.B., Huang, P.G., Volker, S., 2006, A correlation-based transition model using local variables: Part I- Model formulation, **Journal of Turbomachinery**, **128** (3): 113- 122.
32. Langtry, R.B., Menter, F.R., Likki, S.R., Suzen, Y.B., Huang, P.G., Volker, S., 2006, A correlation-based transition model using local variables: Part II-Test cases and industrial applications, **Journal of Turbomachinery**, **128** (3): 123-131.
33. The Free Encyclopedia, (Web Sayfası: <http://en.wikipedia.org>), (Erişim Tarihi: Haziran 2011).
34. Jorgensen, F.E., 2004, How to measure turbulence with hot-wire anemometers-A basic guide, Dantec Dynamics.
35. Ricci, R., Montelpare, S.A., 2005, Quantative IR Thermographic Method to Study the Laminar Separation Bubble Phenomenon, **International Journal of Thermal Sciences**, **44**: 709-719.
36. Lang, M., Rist, U., Wagner, S., 2004, Investigations On Controlled Transition Development In Laminar Separation Bubble by Means of LDA and PIV, **Experiments in Fluids**, **36**: 43-52.
37. Zhang, W., Hain, R., Kahler, C.J., 2008, Scanning PIV Investigation of the Laminar Separation Bubble on a SD7003 Airfoil. Experimental, **Fluids**, **45**: 725-743.
38. Mohsen, J., 2011, Laminar Separation Bubble: Its Structure, Dynamics and control, Chalmers University Of Technology. Research Report 2011:06.
39. Tani, I., 1964, Low Speed Flows Involving Bubble Separations, **Progress in Aerospace Sciences**, **5**: 70-103.
40. Gaster, M., 1967, The structure and behaviour of separation bubbles, RC R and M, 3595.
41. Rinioie, K., Takemura, N., 2004, Oscillating Behaviour of Laminar Separation Bubble formed on an Aerofoil near Stall, **The Aeronautical Journal**, **108**: 153-163.

42. Diwan, S.S., Ramesh, O.N., 2007, Laminar separation bubbles: Dynamics and control, *Sadhana*, 32, 103-109.
43. Yang, Z., Haan, L.F., Hui, H., 2007, An Experimental Investigation on the Flow Separation on a Low-Reynolds Number Airfoil. 45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno Nevada.
44. Swift, K.M., 2009, An Experimental Analysis of the Laminar Separation Bubble At Low Reynolds Numbers, Master Thesis, University of Tennessee.
45. Hain, R., Kahler, C., Radespiel, J., 2009, Dynamics of Laminar Separation Bubbles at Low Reynolds Number Aerofoils, **Journal of Fluid Mechanics**,**630**: 129-153.
46. Burgman, S., Briicker, C., Shroder, W., 2006, Scanning PIV Measurements of a Laminar Separation Bubble, **Experiments in Fluids**, **41**: 319-326.
47. Ibrahim, M., Kartuzova, O., Volino, R. J., 2008, Experimental And Computational Investigations of Separation And Transition On A Highly Loaded Low-Pressure Turbine Airfoil: Part 1 - Low Freestream Turbulence Intensity. International Mechanical Engineering Congress and Exhibition November 2-6, Boston, Massachusetts, USA.
48. Timmer, W.A., 2008, Two Dimensional Low Reynolds Number Wind Tunnel Results For Airfoil NACA 0018, **Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics**, **32**: 525-537.
49. Leslie, A., Wong, K.C., Auld, D., 2010, Experimental analysis of the radiated noise from a small propeller, Proceedings of 20th International Congress on Acoustics, ICA 2010, Sydney, Australia.
50. Tan, A.C.N., Auld, J.D., 1992, Study of Laminar Separation Bubbles at Low Reynolds Number Under Various Conditions 11th Australasian Fluids Mechanics Conference, University of Tasmania, Hobart, Australia.
51. Carmichael, B.H., 1981, Low Reynolds number airfoil survey, NASA CR-165803.
52. Yarusevych, S., Sullivan, P.E., Kawall, J.G., 2007, Effect of Acoustic Excitation Amplitude on Airfoil Boundary Layer and Wake Development, **AIAA Journal**, **45**: 760-771.

53. Zhou, Y., Mahbub, Md.A., 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.
54. Silva, D.B.V.F., Avelino, M.R., De-Lemos, M.J.S., 2002, Numerical Study Of The Airflow Around The Airfoil Selig 1223, II National Congress of Mechanical Engineering, Joao Passoa, Brasil.
55. Rogert T., Nagy, L., Balczo, M., Molnar, B., 2006, Investigation of the Characteristics of Turbulent Boundary Layer Over an Airfoil, The 13th International Conference on Fluid Flow Technologies Budapest, Hungary.
56. Haggmark, CP., Hildings, C, Henningson, D.S., 2001, A numerical and experimental study of a transitional separation bubble, **Aerospace Science and Technology**, **5**: 317-328.
57. Sanders, D.D., O'Brien, W.F., Sondergrad, R., Polanka, M.D., Rabe, D.C., 2011, Prediction Separation and Transitional in Turbine Baledes at Low Reynolds Numbers-Part I: Development of Prediction Methodology, **Journal of Turbomachinery**, **133**: 031011/1-031011/9.
58. Catalano, P., Tognaccini, R., 2010, Turbulence Modeling for Low-Reynolds-Number Flows, *AIAA Journal*, **48**: 1673-1685.
59. Karakuş, C., Akar M.A., Akıllı H., Şahin B., 2007, Kanat ucunda oluşan akış yapısının deneysel incelenmesi, 16. Ulusal Isı Bilimi ve Tekniği Kongresi, ULIBTK'07, Kayseri, Türkiye.
60. Karakuş, C., 2007, Investigation of tip vortex formation, development and merging using particle image velocimetry (PIV) Technique, Doktora Tezi, Çukurova Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü, Adana, Türkiye, 154 s.
61. Wetzel T.G., Simpson R.L., Stergios L., 1993, The Effects of Vortex Generating Fins and Jets on The Cross flow Separation of A Submarine in a Turning Maneuver, Virginia Polytechnic Institute and State University, Technical Report, Report VPI-AOE- 195.
62. Holland, E.C., 2007, Leading-edge slat for NACA2415 aerofoil, Final year project AA9, University of Bath.

63. akmak, M.A., 2000, Kara taşıtlarının aerodinamik bakımdan incelenmesi, **Mühendis ve Makina**, 2000 (10): 35-41.
64. The MathWorks, MATLAB-the language of technical computing, 2011, (Web Sayfası: <http://www.mathworks.com/products/matlab/>), (Erişim Tarihi: Haziran 2011).
65. Mack, L.M., 1984, Boundary-layer linear stability theory, Special Course on Stability and Transition of Laminar Flow Advisory Group for Aerospace Research and Development AGARD Report No.709.
66. Wilcox, D.C., 1994, Simulation of transition with a two-equation turbulence model, **AIAA Journal**, 32 (2): 247-255.

ÖZGEÇMİŞ

KİŞİSEL BİLGİLER

Adı, Soyadı : İlyas KARASU

Uyruğu : Türkiye (TC)

Doğum Tarihi ve Yeri : 20 Nisan 1986, Sivas

Medeni Durumu : Bekâr

Tel: +90326 641 65 10 Fax: +90 326 641 65 16

E-posta : ikarasu@mku.edu.tr, ilyaskarasu@gmail.com

Yazışma Adresi : Mustafa Kemal Üniversitesi İskenderun Sivil Havacılık
Yüksekokulu Karaağaç, İskenderun, Hatay.

EĞİTİM

Derece	Kurum	Mezuniyet Tarihi
Yüksek Lisans	Erc. Ün. FBE Makine Müh. ABD	–
Lisans	Erc. Ün. Sivil Hav. Y.O. UGM Bölümü	2008
Lise	Argıncık Lisesi, Kayseri	2004

İŞ DENEYİMLERİ

Yıl	Kurum	Görev
12/2010-Halen	M. Kemal Ün. İskenderun SHYO Hatay	Arş. Gör.
09/2008-03/2009	Railtur Vagon End. A.Ş Kayseri	Tasarımcı
06/2007-07/2007	TUSAŞ Hav. ve Uzay Sanayi-TAI Ankara	Stajyer
06/2006-08/2006	THY Teknik A.Ş İstanbul	Stajyer

YABANCI DİL

İngilizce