

**T.C.
ERCIYES ÜNİVERSİTESİ
BİLİMSEL ARAŞTIRMA PROJELERİ
KOORDİNASYON BİRİMİ**

**DÜŞÜK RE SAYILI AKIŞTA NACA2415 KANAT PROFİLİ ÜZERİNDE
OLUŞAN LAMİNER AYRILMA KABARCIĞINA SES DALGALARININ
ETKİSİNİN DENEYSEL ARAŞTIRILMASI**

Proje No: DIP-12-4068

DIŞ DESTEKLİ PROJELER İÇİN İHTİYAÇ PROJESİ (DIP)

SONUÇ RAPORU

**Proje Yürütücüsü:
Doç.Dr. M. Serdar GENÇ
Mühendislik Fakültesi**

**Araştırmacı:
Arş. Gör. H. Hakan AÇIKEL
M. Tuğrul AKPOLAT
Mühendislik Fakültesi**

Mart 2013

KAYSERİ

TEŞEKKÜR

Bu projenin yürütülmesi esnasında yardım ve desteklerinden dolayı sayın hocam Prof. Dr. Hüseyin YAPICI'ya, Öğr. Gör. İlyas Karasu'ya, Arş. Gör. Onur Koşar'a ve Proje Asistanı Gökhan Özkan'a teşekkürü bir borç bilirim.

Bununla birlikte, Erciyes Üniversitesi Bilimsel Araştırma Projeleri Birimi'ne DIP-12-4068 kodlu dış destekli projeler için ihtiyaç projesi ve TÜBİTAK'a 110M068 nolu 1001 projesi desteğinden dolayı teşekkür ederim.

PIV sisteminin kullanılması aşamasında destek olan Mühendislik Fakültesi Dekanlığı'na ve cihaz kullanma yetkisini elinde bulunduran Makine Mühendisliği Bölümü'ne, rüzgar tüneli test odasının rezonans karakteristiklerinin belirlenmesi için gerekli ses ölçüm cihazlarının kullanmamıza destek olan Mekatronik Mühendisliği'ne teşekkür ederim.

İÇİNDEKİLER

TEŞEKKÜR	i
ÖZET	v
ABSTRACT	vi
SEMBOLLER LİSTESİ	viii
TABLolar LİSTESİ	ix
ŞEKİLLER LİSTESİ	x
1. BÖLÜM	
LİTERATÜR ARAŞTIRMASI	1
2. BÖLÜM	
DÜŞÜK REYNOLDS SAYILARINDA NACA2415 KANAT PROFİLİ ÜZERİNDEKİ AKIŞ	13
2.1. Giriş	13
2.2. Deneysel Kontroller	14
2.2.1. Rüzgar Tüneli Test Odası Karakteristikleri	14
2.2.2. Belirsizlik Analizi	21
2.2.3. Blokaj Etkisi	22
2.3. Basınç Katsayıları	22
2.4. Kuvvet Katsayıları	27
2.4.1. Aerodinamik Kuvvetler	27
2.4.2. Aerodinamik Kuvvet Katsayıları	28
2.5. Yağ ile Akış Görüntüleme Deneyleri	36
2.6. Kanat Üst Yüzeyinde Hız Değişimi	44
2.7. NACA 2415 Kanat Profili Üzerinde Akış Kaynaklı Titreşimler	45
2.8. NACA 2415 Kanat Profili Üzerinde Türbülansa Geçiş ve Laminer Ayrılma Kabarcığı	48

2.9.	NACA 2415 Kanat Profili Üzerinde Akış ve Laminer Ayrılma Kabarcığının Duman Teli Deneyi İncelenmesi	51
2.10.	NACA 2415 Kanat Profili Üzerinde Akış ve Laminer Ayrılma Kabarcığının PIV Deneyi İncelenmesi	53
2.10.1.	Kanat Üzerinde Değişik Noktalarda Hız Profilleri	62

3. BÖLÜM

	AKIŞA PARALEL SES DALGASI İLE NACA2415 KANAT PROFİLİ ÜZERİNDEKİ AKIŞIN KONTROLÜ	70
3.1.	Boş Tünelin Rezonans Karakteristikleri	70
3.2.	Akışa Paralel Ses Dalgalarının Kanat Üzerindeki Akışa Basınç Dağılımına Etkisi	71
3.3.	Akışa Paralel Ses Dalgalarının Kanadın Aerodinamik Kuvvet Katsayılarına Etkisinin İncelenmesi	83
3.4.	Akışa Paralel Ses Dalgalarının Kanat Üzerindeki Akışa Etkisinin Sıcak Tel Anemometresi Deneyi ile İncelenmesi	95
3.5.	Akışa Paralel Ses Dalgalarının Kanat Üzerindeki Akışa Etkisinin Duman Teli Deneyi ile İncelenmesi	101
3.6.	Akışa Paralel Ses Dalgalarının Kanat Üzerindeki Akışa Etkisinin PIV Deneyi ile İncelenmesi	111
3.6.1.	Akışa Paralel Ses Dalgalarının Kanat Üzerinde Değişik Noktalarda Hız Profillerine Etkisi	114

4. BÖLÜM

	AKIŞA DİK SES DALGASI İLE NACA2415 KANAT PROFİLİ ÜZERİNDEKİ AKIŞIN KONTROLÜ	121
4.1.	Akışa Dik Ses Dalgalarının Kanat Üzerindeki Basınç Dağılımına Etkisi	122
4.2.	Akışa Dik Ses Dalgalarının Kanat Aerodinamik Katsayılarına Etkisinin İncelenmesi	135
4.3.	Akışa Dik Ses Dalgalarının Kanat Üzerindeki Akışa Etkisinin Duman Teli Deneyi ile İncelenmesi	145
4.4.	Akışa Dik Ses Dalgalarının Kanat Üzerindeki Akışa Etkisinin Sıcak Tel Anemometresi ile İncelenmesi	174

5. BÖLÜM

	SONUÇ ve ÖNERİLER	179
--	-----------------------------	-----

5.1.	Giriş	179
5.2.	Sonuçlar	180
5.3.	Öneriler	182
KAYNAKLAR		183

ÖZET

Bu proje kapsamında Erciyes Üniversitesi Enerji Sistemleri Mühendisliğinde bulunan rüzgar tüneline düşük Reynolds sayılı akışlarda NACA2415 kanat profilinin aerodinamik karakteristikleri ve bu aerodinamik karakteristiklerin akışa paralel ve dik ses dalgaları etkisi altındaki gösterdiği tepkiler deneysel olarak incelenmiştir. Deneyler 0.5×10^5 , 0.75×10^5 , 1×10^5 , 1.5×10^5 , 2×10^5 ve 3×10^5 Reynolds sayılarında ve 0° - 25° hücum açılarında gerçekleştirilmiş olup, çeşitli deneysel yöntemlerden yararlanılmıştır. Bunlar, kuvvet ölçümü, kanat üzerinde basınç ölçümü, sıcak tel anemometresi, duman teli ile akış görüntüleme, yağ ile akış görüntüleme ve PIV deneyleridir. Bu deneylerin sonucunda, düşük Reynolds sayılarında laminar ayrılma kabarcıklarının olduğu ve hücum açısının artışıyla ayrılma kabarcığının hücum kenarına doğru ilerlediği ve kısa laminar ayrılma kabarcığı olduğu görülmüştür. Bu kısa laminar ayrılma kabarcığının 0.5×10^5 ve 0.75×10^5 gibi düşük Re sayılarında tutunma kaybı açısına yakın açılarda ayrılma kabarcığının patlamasıyla uzun ayrılma kabarcığına dönüşmüştür. Uzun ayrılma kabarcığı oluşumu ile de kanadın aniden tutunma kaybına uğramasına neden olduğu görülmüştür. Re sayısının artması ile de uzun ayrılma kabarcığı yerine daha kısa ayrılma kabarcıkları oluşmakta ve böylece tutunma kaybı olayı yavaş yavaş meydana gelmekte ve yumuşak tutunma kaybı oluşmaktadır. Akışa paralel veya dik ses dalgaları gönderilerek laminar ayrılma kabarcıklarının küçüldüğü ve ses dalgalarının tutunma kaybı olayını geciktirdiği deneysel olarak kanıtlanmıştır. Ses dalgaları, tutunma kaybı açısını geciktirerek tutunma kaybı sonrasındaki akışı tutturduğu hücum açılarında %50'ye kadar kaldırma kuvveti kazancı ile birlikte kaldırma/sürüklenme (L/D) oranlarında 3.5 kata kadar kazanç sağlamıştır.

Anahtar kelimeler: Düşük Reynolds sayısı aerodinamiği, rüzgar tüneli, deneysel aerodinamik, aktif akış kontrolü, akustik akış kontrolü.

ABSTRACT

In this project, aerodynamic characteristics of NACA2415 aerofoil and the effects of both parallel and perpendicular acoustic excitations on these characteristics were experimentally investigated in detail. Various type of experiments were carried out at Reynolds numbers of 0.5×10^5 , 0.75×10^5 , 1×10^5 , 1.5×10^5 , 2×10^5 and 3×10^5 , and at a range of angle of attack of 0° - 25° . The experimental methods used in this project are force measurements, pressure measurements, hot-wire anemometry, flow visualization via smoke-wire, oil flow experiments, and PIV. Results of these experiments indicated that a laminar separation bubble formed and the laminar separation bubble moved forward towards the leading edge with the increasing angle of attack. This kind of laminar separation bubble is called short laminar separation bubble. At lower Reynolds numbers such as 0.5×10^5 and 0.75×10^5 , at the pre-stall and stall angles of attack the short laminar separation bubble burst and transformed into a long laminar separation bubble. As the Reynolds number increased the short laminar separation bubble took place instead of a long bubble, leading to the phenomenon called mild stall. Both perpendicular and parallel sound waves introduced to the flow, and it was experimentally proven that the acoustic excitation delayed stall, and owing to the forced reattachment at post-stall angles of attack, lift coefficient generated by the aerofoil was increased as 50%, and the ratio of lift and drag (L/D) was 3.5 times higher.

Keywords: Low Reynolds number aerodynamics, wind tunnel, experimental aerodynamics, active flow control, acoustic flow control.

SEMBOLLER LİSTESİ

c	: Veter uzunluğu (m)
α	: Hücüm açısı
C_p	: Basınç katsayısı
C_L	: Kaldırma katsayısı
C_D	: Sürükleme katsayısı
C_M	: Moment katsayısı
L/D	: Taşıma/sürükleme oranı
C_{Lmax}	: Azami taşıma katsayısı
x/c	: Kanat üzerindeki herhangi bir noktanın kort boyuna oranı
L_b	: Laminer ayrılma kabarcığının boyu
X_s	: Ayrılma noktası
X_t	: Türbülansa geçiş noktası
X_r	: Yeniden tutunma noktası
U_{Re}	: Reynolds sayısının belirsizliği
U_{C_P}	: Basınç katsayısının belirsizliği
U_{C_L}	: Kaldırma katsayısının belirsizliği
U_{C_D}	: Sürükleme katsayısının belirsizliği
U_{C_M}	: Moment katsayısının belirsizliği
Re	: Reynolds sayısı
St	: Strouhal sayısı
V_∞	: Serbest akım hızı (m/s)
Tu	: Türbülans şiddeti (%)
PSD	: Güç spektrum yoğunluğu
PIV	: Particle Image Velocimetry
SSA	: Sabit Sıcaklık Anemometresi

MAV : Micro Air Vehicle

UAV : Unmanned Air Vehicle

NACA : National Advisory Committee for Aeronautics

AIAA : American Institute of Aeronautics and Astronautics

TABLÖLAR LİSTESİ

Tablo 2.1.	Farklı katsayılara ait belirsizlikler	22
Tablo 2.2.	Yağ deneyi sonucu ayrılma (X_s), türbülansa geçiş (X_t) ve yapışma (X_r) noktaları ve kabarcık boyu (L_b)	37
Tablo 2.3.	Bütün deneyler sonucu ayrılma, türbülansa geçiş ve yapışma noktaları ve kabarcık boyları	69

ŞEKİLLER LİSTESİ

Şekil 2.1.	Deneylerin gerçekleştirildiği rüzgar tüneli	13
Şekil 2.2.	Deney düzeneğinin şematik gösterilişi	15
Şekil 2.3.	Kalibrasyon eğrisi.	16
Şekil 2.4.	Rüzgar tüneli test odası yatay hız dağılımı.	17
Şekil 2.5.	Rüzgar tüneli test odası dikey hız dağılımı.	18
Şekil 2.6.	Rüzgar tüneli test odası yatay türbülans dağılımı.	18
Şekil 2.7.	Rüzgar tüneli test odası dikey türbülans dağılımı.	19
Şekil 2.8.	Rüzgar tüneli test odası merkezindeki türbülans dağılımı.	19
Şekil 2.9.	Rüzgar tüneli test odası yatay RMS değerleri.	20
Şekil 2.10.	Rüzgar tüneli test odası dikey RMS değerleri.	20
Şekil 2.11.	Basınç katsayısı deneyleri için kullanılan kanat profili ve deneysel düzenek	24
Şekil 2.12.	Farklı tünellerdeki C_p dağılımının kıyaslanması ($Re=2 \times 10^5$, $\alpha=8^\circ$)	24
Şekil 2.13.	Kanat profili C_p dağılımı ($Re=0.5 \times 10^5$)	25
Şekil 2.14.	Kanat profili C_p dağılımı ($Re=1 \times 10^5$)	26
Şekil 2.15.	Kanat profili C_p dağılımı ($Re=2 \times 10^5$)	26
Şekil 2.16.	Kanat profili C_p dağılımı ($\alpha = 8^\circ$)	27
Şekil 2.17.	Deneyleri yapıldığı üç bileşenli kuvvet ölçüm sistemi	28
Şekil 2.18.	Anlık kuvvet ve momentler ($Re=1 \times 10^5$, $\alpha=8^\circ$)	29
Şekil 2.19.	Anlık kuvvet ve momentler ($Re=2 \times 10^5$, $\alpha=8^\circ$)	29
Şekil 2.20.	Anlık kuvvet ve momentler ($Re=3 \times 10^5$, $\alpha=8^\circ$)	30
Şekil 2.21.	Anlık kuvvet ve momentler ($Re=1 \times 10^5$, $\alpha=15^\circ$)	30
Şekil 2.22.	Anlık kuvvet ve momentler ($Re=2 \times 10^5$, $\alpha=15^\circ$)	31
Şekil 2.23.	Anlık kuvvet ve momentler ($Re=3 \times 10^5$, $\alpha=15^\circ$)	31

Şekil 2.24.	NACA 2415 C_L ve C_D katsayıları ($Re=2 \times 10^5$)	33
Şekil 2.25.	Kuvvet ve moment katsayıları ($Re=0.5 \times 10^5$)	33
Şekil 2.26.	Kuvvet ve moment katsayıları ($Re=0.75 \times 10^5$)	34
Şekil 2.27.	Kuvvet ve moment katsayıları ($Re=1 \times 10^5$)	34
Şekil 2.28.	Kuvvet ve moment katsayıları ($Re=2 \times 10^5$)	35
Şekil 2.29.	Kuvvet ve moment katsayıları ($Re=3 \times 10^5$)	35
Şekil 2.30.	Yağ deneyi için kimyasal maddeler ve karışımın kanat üst yüzeyine sürülmüş hali	36
Şekil 2.31.	Kanat profili üst yüzeyinde yağ deneyi sonucu ($Re=1 \times 10^5$, $\alpha=4^\circ$)	38
Şekil 2.32.	Kanat profili üst yüzeyinde yağ deneyi sonucu ($Re=1 \times 10^5$, $\alpha=8^\circ$)	38
Şekil 2.33.	Kanat profili üst yüzeyinde yağ deneyi sonucu ($Re=1 \times 10^5$, $\alpha=12^\circ$)	39
Şekil 2.34.	Kanat profili üst yüzeyinde yağ deneyi sonucu ($Re=1 \times 10^5$, $\alpha=15^\circ$)	39
Şekil 2.35.	Kanat profili üst yüzeyinde yağ deneyi sonucu ($Re=2 \times 10^5$, $\alpha=4^\circ$)	40
Şekil 2.36.	Kanat profili üst yüzeyinde yağ deneyi sonucu ($Re=2 \times 10^5$, $\alpha=8^\circ$)	40
Şekil 2.37.	Kanat profili üst yüzeyinde yağ deneyi sonucu ($Re=2 \times 10^5$, $\alpha=12^\circ$)	41
Şekil 2.38.	Kanat profili üst yüzeyinde yağ deneyi sonucu ($Re=2 \times 10^5$, $\alpha=15^\circ$)	41
Şekil 2.39.	Kanat profili üst yüzeyinde yağ deneyi sonucu ($Re=3 \times 10^5$, $\alpha=4^\circ$)	42
Şekil 2.40.	Kanat profili üst yüzeyinde yağ deneyi sonucu ($Re=3 \times 10^5$, $\alpha=8^\circ$)	42
Şekil 2.41.	Kanat profili üst yüzeyinde yağ deneyi sonucu ($Re=3 \times 10^5$, $\alpha=12^\circ$)	43
Şekil 2.42.	Kanat profili üst yüzeyinde yağ deneyi sonucu ($Re=3 \times 10^5$, $\alpha=15^\circ$)	43
Şekil 2.43.	a) Tünelde sabit sıcaklık anemometresi, b) Kanat üzerinde prob .	44
Şekil 2.44.	Kanat profili üst yüzeyinde farklı noktalarda zamanla hız değişimi a) $Re=0.5 \times 10^5$, $\alpha=0^\circ$ b) $Re=2 \times 10^5$, $\alpha=0^\circ$, c) $Re=2 \times 10^5$ $\alpha=4^\circ$ d) $Re=1 \times 10^5$ $\alpha=8^\circ$, e) $Re=1 \times 10^5$ $\alpha=12^\circ$ f) $Re=2 \times 10^5$ $\alpha=12^\circ$	46
Şekil 2.45.	a) Kaldırma kuvvetine b) Sürüklenme kuvvetine c) Hız değişimlerine ait spektral sonuçları ($Re=1 \times 10^5$, $\alpha=8^\circ$)	47
Şekil 2.46.	Yağ deneyi sonucunun teori ile kıyaslanması	48

Şekil 2.47.	Düz levha üzerindeki akışta meydana gelen doğal türbülansa geçiş [White, 1991]	49
Şekil 2.48.	Yağ deneyi, basınç ve sıcak tel anemometresi sonuçlarının karşılaştırması ($\alpha=4^\circ$, $Re=2 \times 10^5$)	50
Şekil 2.49.	$Re=0.5 \times 10^5$ için NACA2415 kanat profili üzerindeki akış ve oluşan ayrılma kabarcıklarının duman teli deneyi ile incelenmesi .	51
Şekil 2.50.	$Re=0.75 \times 10^5$ için NACA2415 kanat profili üzerindeki akış ve oluşan ayrılma kabarcıklarının duman teli deneyi ile incelenmesi .	52
Şekil 2.51.	PIV sistemi ve deneyler için tünelin ve ekipmanları hazırlanışı . .	54
Şekil 2.52.	Farklı hücum açılarında PIV deneyi sonucu elde edilen NACA2415 kanat profili etrafındaki akışa ait akım çizgileri ve hız dağılımları ($Re=0.5 \times 10^5$, a) $\alpha=8^\circ$, b) $\alpha=12^\circ$, c) $\alpha=15^\circ$, d) $\alpha=16^\circ$, e) $\alpha=17^\circ$, f) $\alpha=18^\circ$	56
Şekil 2.53.	Farklı hücum açılarında PIV deneyi sonucu elde edilen NACA2415 kanat profili etrafındaki akışa ait akım çizgileri ve hız dağılımları ($Re=0.75 \times 10^5$, a) $\alpha=8^\circ$, b) $\alpha=12^\circ$, c) $\alpha=15^\circ$, d) $\alpha=16^\circ$, e) $\alpha=17^\circ$, f) $\alpha=18^\circ$	57
Şekil 2.54.	Farklı hücum açılarında PIV deneyi sonucu elde edilen NACA2415 kanat profili etrafındaki akışa ait akım çizgileri ve hız dağılımları ($Re=1 \times 10^5$, a) $\alpha=8^\circ$, b) $\alpha=12^\circ$, c) $\alpha=13^\circ$, d) $\alpha=14^\circ$, e) $\alpha=15^\circ$, f) $\alpha=16^\circ$	58
Şekil 2.55.	Farklı hücum açılarında PIV deneyi sonucu elde edilen NACA2415 kanat profili etrafındaki akışa ait akım çizgileri ve hız dağılımları ($Re=1 \times 10^5$ a) $\alpha=17^\circ$, b) $\alpha=18^\circ$; $Re=1.5 \times 10^5$ c) $\alpha=8^\circ$, d) $\alpha=12^\circ$, e) $\alpha=13^\circ$, f) $\alpha=14^\circ$	59
Şekil 2.56.	Farklı hücum açılarında PIV deneyi sonucu elde edilen NACA2415 kanat profili etrafındaki akışa ait akım çizgileri ve hız dağılımları ($Re=1.5 \times 10^5$ a) $\alpha=15^\circ$, b) $\alpha=16^\circ$, c) $\alpha=17^\circ$, d) $\alpha=18^\circ$; $Re=1.5 \times 10^5$ e) $\alpha=8^\circ$, f) $\alpha=12^\circ$	60
Şekil 2.57.	Farklı hücum açılarında PIV deneyi sonucu elde edilen NACA2415 kanat profili etrafındaki akışa ait akım çizgileri ve hız dağılımları ($Re=2 \times 10^5$ a) $\alpha=13^\circ$, b) $\alpha=14^\circ$, c) $\alpha=15^\circ$, d) $\alpha=16^\circ$, e) $\alpha=17^\circ$, f) $\alpha=18^\circ$	61

Şekil 2.58.	a) $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=8^\circ$ ve b) $Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=8^\circ$ için laminar ayrılma kabarcığının PIV deneyinde yakın çekim ile incelenmesi	62
Şekil 2.59.	Kanat profili üzerinde değişik noktalarda sıcak-tel anemometresi ile hız ölçümü fotoğrafı	64
Şekil 2.60.	$Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=8^\circ$ iken kanat profili üzerinde değişik noktalarda sıcak-tel anemometresi ile elde edilen hız profilleri	65
Şekil 2.61.	$Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=15^\circ$ iken kanat profili üzerinde değişik noktalarda sıcak-tel anemometresi ile elde edilen hız profilleri	66
Şekil 2.62.	$Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=8^\circ$ iken kanat profili üzerinde değişik noktalarda sıcak-tel anemometresi ile elde edilen hız profilleri	67
Şekil 2.63.	$Re=1 \times 10^5$ ve $\alpha=8^\circ$ iken kanat profili üzerinde değişik noktalarda sıcak-tel anemometresi ile elde edilen hız profilleri	68
Şekil 3.1.	Ses dalgaları uygulamasından önce boş tünelin rezonans karakteristikleri a) Dik ses dalgası b) Paralel ses dalgası	72
Şekil 3.2.	Ses dalgalarının kanat C_P dağılımına etkisinin karşılaştırılması ($Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=15^\circ$)	73
Şekil 3.3.	Ses dalgalarının kanat C_P dağılımına etkisinin karşılaştırılması ($Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=8^\circ$)	73
Şekil 3.4.	Ses dalgalarının kanat C_P dağılımına etkisinin karşılaştırılması ($Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=12^\circ$)	74
Şekil 3.5.	Ses dalgalarının kanat C_P dağılımına etkisinin karşılaştırılması ($Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=18^\circ$)	74
Şekil 3.6.	Kanat üzerinde değişik noktalarda ses dalgasının etkisinin zamana bağlı C_P dağılımı ile incelenmesi ($Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=15^\circ$)	75
Şekil 3.7.	Ses dalgalarının kanat C_P dağılımına etkisinin karşılaştırılması ($Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=8^\circ$)	76
Şekil 3.8.	Ses dalgalarının kanat C_P dağılımına etkisinin karşılaştırılması ($Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=15^\circ$)	77
Şekil 3.9.	Ses dalgalarının kanat C_P dağılımına etkisinin karşılaştırılması ($Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=18^\circ$)	77

Şekil 3.10.	Kanat üzerinde değişik noktalarda ses dalgasının etkisinin zamana bağlı C_P dağılımı ile incelenmesi ($Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=15^\circ$)	78
Şekil 3.11.	Ses dalgalarının kanat C_P dağılımına etkisinin karşılaştırılması ($Re=1 \times 10^5$ ve $\alpha=8^\circ$)	80
Şekil 3.12.	Ses dalgalarının kanat C_P dağılımına etkisinin karşılaştırılması ($Re=1 \times 10^5$ ve $\alpha=12^\circ$)	80
Şekil 3.13.	Ses dalgalarının kanat C_P dağılımına etkisinin karşılaştırılması ($Re=1 \times 10^5$ ve $\alpha=16^\circ$)	81
Şekil 3.14.	Ses dalgalarının kanat C_P dağılımına etkisinin karşılaştırılması ($Re=1 \times 10^5$ ve $\alpha=18^\circ$)	81
Şekil 3.15.	Kanat üzerinde değişik noktalarda ses dalgasının etkisinin zamana bağlı C_P dağılımı ile incelenmesi ($Re=1 \times 10^5$ ve $\alpha=16^\circ$)	82
Şekil 3.16.	Ses dalgalarının kanat C_P dağılımına etkisinin karşılaştırılması ($Re=1.5 \times 10^5$ ve $\alpha=12^\circ$)	83
Şekil 3.17.	Ses dalgalarının kanat C_P dağılımına etkisinin karşılaştırılması ($Re=1.5 \times 10^5$ ve $\alpha=16^\circ$)	84
Şekil 3.18.	Ses dalgalarının kanat C_P dağılımına etkisinin karşılaştırılması ($Re=1.5 \times 10^5$ ve $\alpha=18^\circ$)	84
Şekil 3.19.	$Re=0.5 \times 10^5$ iken kaldırma katsayısının hücum açısı ile değişimi . .	85
Şekil 3.20.	$Re=0.5 \times 10^5$ iken sürüklenme katsayısının hücum açısı ile değişimi .	86
Şekil 3.21.	$Re=0.5 \times 10^5$ iken L/D oranının hücum açısı ile değişimi	86
Şekil 3.22.	$Re=0.5 \times 10^5$ iken moment katsayısının hücum açısı ile değişimi . .	87
Şekil 3.23.	$Re=0.75 \times 10^5$ iken kaldırma katsayısının hücum açısı ile değişimi .	88
Şekil 3.24.	$Re=0.75 \times 10^5$ iken sürüklenme katsayısının hücum açısı ile değişimi	88
Şekil 3.25.	$Re=0.75 \times 10^5$ iken L/D oranının hücum açısı ile değişimi	89
Şekil 3.26.	$Re=0.75 \times 10^5$ iken moment katsayısının hücum açısı ile değişimi .	89
Şekil 3.27.	$Re=1 \times 10^5$ iken kaldırma katsayısının hücum açısı ile değişimi . . .	91
Şekil 3.28.	$Re=1 \times 10^5$ iken sürüklenme katsayısının hücum açısı ile değişimi . .	91
Şekil 3.29.	$Re=1 \times 10^5$ iken L/D oranının hücum açısı ile değişimi	92

Şekil 3.30.	$Re=1.5 \times 10^5$ iken kaldırma katsayısının hücum açısı ile değişimi . .	92
Şekil 3.31.	$Re=1.5 \times 10^5$ iken sürüklenme katsayısının hücum açısı ile değişimi .	93
Şekil 3.32.	$Re=1.5 \times 10^5$ iken L/D oranının hücum açısı ile değişimi	93
Şekil 3.33.	$Re=2 \times 10^5$ iken kaldırma katsayısının hücum açısı ile değişimi . . .	94
Şekil 3.34.	$Re=2 \times 10^5$ iken sürüklenme katsayısının hücum açısı ile değişimi . .	94
Şekil 3.35.	$Re=2 \times 10^5$ iken L/D oranının hücum açısı ile değişimi	95
Şekil 3.36.	Kanat arkasında oluşan girdapların sıcak tel anemometresiyle incelenmesi	96
Şekil 3.37.	Kanat iz bölgesinde 350 Hz ses dalgası elde edilen hız profilleri ($Re=0.5 \times 10^5$, Boş kare: Sessiz, Dolu kare: 350 Hz)	97
Şekil 3.38.	İz bölgesinde bir noktada hızın spektral analiz sonuçları ($Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=16^\circ$)	97
Şekil 3.39.	Kanat iz bölgesinde elde edilen hız profilleri ($Re=0.75 \times 10^5$, Boş kare: Sessiz, Dolu kare: 700 Hz)	98
Şekil 3.40.	İz bölgesinde bir noktada hızın spektral analiz sonuçları ($Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=16^\circ$)	98
Şekil 3.41.	Kanat iz bölgesinde elde edilen hız profilleri ($Re=1 \times 10^5$, Boş kare: Sessiz, Dolu kare: 1200 Hz)	99
Şekil 3.42.	İz bölgesinde bir noktada hızın spektral analiz sonuçları ($Re=1 \times 10^5$ ve $\alpha=17^\circ$)	99
Şekil 3.43.	Kanat iz bölgesinde elde edilen hız profilleri ($Re=1.5 \times 10^5$, Boş kare: Sessiz, Dolu kare: 1800 Hz)	100
Şekil 3.44.	İz bölgesinde bir noktada hızın spektral analiz sonuçları ($Re=1.5 \times 10^5$ ve $\alpha=18^\circ$)	100
Şekil 3.45.	$Re=0.5 \times 10^5$ için akışa paralel ses dalgalarının akışa etkisinin duman teli deneyi ile incelenmesi-1	102
Şekil 3.46.	$Re=0.5 \times 10^5$ için akışa paralel ses dalgalarının akışa etkisinin duman teli deneyi ile incelenmesi-2	103
Şekil 3.47.	$Re=0.5 \times 10^5$ için akışa paralel ses dalgalarının akışa etkisinin duman teli deneyi ile incelenmesi-3	104

Şekil 3.48.	Re=0.5x10 ⁵ için akışa paralel ses dalgalarının akışa etkisinin duman teli deneyi ile incelenmesi-4	105
Şekil 3.49.	Re=0.5x10 ⁵ ve $\alpha=8^\circ$ için 350 Hz akışa paralel ses dalgasının laminar ayrılma kabarcığına etkisi	106
Şekil 3.50.	Re=0.75x10 ⁵ için akışa paralel ses dalgalarının akışa etkisinin duman teli deneyi ile incelenmesi-1	107
Şekil 3.51.	Re=0.75x10 ⁵ için akışa paralel ses dalgalarının akışa etkisinin duman teli deneyi ile incelenmesi-2	108
Şekil 3.52.	Re=0.75x10 ⁵ için akışa paralel ses dalgalarının akışa etkisinin duman teli deneyi ile incelenmesi-3	109
Şekil 3.53.	Re=0.75x10 ⁵ için akışa paralel ses dalgalarının akışa etkisinin duman teli deneyi ile incelenmesi-4	110
Şekil 3.54.	Re=0.75x10 ⁵ için akışa paralel ses dalgalarının akışa etkisinin duman teli deneyi ile incelenmesi-5	111
Şekil 3.55.	Re=0.5x10 ⁵ için akışa paralel ses dalgalarının akışa etkisinin PIV deneyi ile incelenmesi-1	112
Şekil 3.56.	Re=0.5x10 ⁵ için akışa paralel ses dalgalarının akışa etkisinin PIV deneyi ile incelenmesi-2	113
Şekil 3.57.	Re=0.75x10 ⁵ için akışa paralel ses dalgalarının akışa etkisinin PIV deneyi ile incelenmesi-1	115
Şekil 3.58.	Re=0.75x10 ⁵ için akışa paralel ses dalgalarının akışa etkisinin PIV deneyi ile incelenmesi-2	116
Şekil 3.59.	Re=0.5x10 ⁵ ve $\alpha=8^\circ$ iken akışa paralel ses dalgalarının kanat profili üzerinde etkisinin değişik noktalarda sıcak-tel anemometresi ile elde edilen hız profilleri ile incelenmesi	117
Şekil 3.60.	Re=0.5x10 ⁵ ve $\alpha=15^\circ$ iken akışa paralel ses dalgalarının kanat profili üzerinde etkisinin değişik noktalarda sıcak-tel anemometresi ile elde edilen hız profilleri ile incelenmesi	118
Şekil 3.61.	Re=0.75x10 ⁵ ve $\alpha=8^\circ$ iken akışa paralel ses dalgalarının kanat profili üzerinde etkisinin değişik noktalarda sıcak-tel anemometresi ile elde edilen hız profilleri ile incelenmesi	119

Şekil 3.62.	Re=1x10 ⁵ ve $\alpha=8^\circ$ iken akışa paralel ses dalgalarının kanat profili üzerinde etkisinin değişik noktalarda sıcak-tel anemometresi ile elde edilen hız profilleri ile incelenmesi	120
Şekil 4.1.	Ses dalgalarının kanat C_P dağılımına etkisinin karşılaştırılması (Re=0.5x10 ⁵ ve $\alpha=8^\circ$)	123
Şekil 4.2.	Ses dalgalarının kanat C_P dağılımına etkisinin karşılaştırılması (Re=0.5x10 ⁵ ve $\alpha=15^\circ$)	123
Şekil 4.3.	Ses dalgalarının kanat C_P dağılımına etkisinin karşılaştırılması (Re=0.75x10 ⁵ ve $\alpha=8^\circ$)	125
Şekil 4.4.	Ses dalgalarının kanat C_P dağılımına etkisinin karşılaştırılması (Re=0.75x10 ⁵ ve $\alpha=12^\circ$)	125
Şekil 4.5.	Ses dalgalarının kanat C_P dağılımına etkisinin karşılaştırılması (Re=0.75x10 ⁵ ve $\alpha=15^\circ$)	126
Şekil 4.6.	Ses dalgalarının kanat C_P dağılımına etkisinin karşılaştırılması (Re=1.0x10 ⁵ ve $\alpha=8^\circ$)	127
Şekil 4.7.	Ses dalgalarının kanat C_P dağılımına etkisinin karşılaştırılması (Re=1.0x10 ⁵ ve $\alpha=12^\circ$)	127
Şekil 4.8.	Ses dalgalarının kanat C_P dağılımına etkisinin karşılaştırılması (Re=1.0x10 ⁵ ve $\alpha=15^\circ$)	128
Şekil 4.9.	Ses dalgalarının kanat C_P dağılımına etkisinin karşılaştırılması (Re=1.0x10 ⁵ ve $\alpha=16^\circ$)	128
Şekil 4.10.	Ses dalgalarının kanat C_P dağılımına etkisinin karşılaştırılması (Re=1.0x10 ⁵ ve $\alpha=17^\circ$)	129
Şekil 4.11.	Ses dalgalarının kanat C_P dağılımına etkisinin karşılaştırılması (Re=1.0x10 ⁵ ve $\alpha=18^\circ$)	129
Şekil 4.12.	Ses dalgalarının kanat C_P dağılımına etkisinin karşılaştırılması (Re=1.0x10 ⁵ ve $\alpha=20^\circ$)	130
Şekil 4.13.	Ses dalgalarının kanat C_P dağılımına etkisinin karşılaştırılması (Re=1.0x10 ⁵ ve $\alpha=25^\circ$)	130
Şekil 4.14.	Ses dalgalarının kanat C_P dağılımına etkisinin karşılaştırılması (Re=1.5x10 ⁵ ve $\alpha=8^\circ$)	131

Şekil 4.15.	Ses dalgalarının kanat C_P dağılımına etkisinin karşılaştırılması ($Re=1.5 \times 10^5$ ve $\alpha=12^\circ$)	131
Şekil 4.16.	Ses dalgalarının kanat C_P dağılımına etkisinin karşılaştırılması ($Re=1.5 \times 10^5$ ve $\alpha=15^\circ$)	132
Şekil 4.17.	Ses dalgalarının kanat C_P dağılımına etkisinin karşılaştırılması ($Re=1.5 \times 10^5$ ve $\alpha=16^\circ$)	132
Şekil 4.18.	Ses dalgalarının kanat C_P dağılımına etkisinin karşılaştırılması ($Re=1.5 \times 10^5$ ve $\alpha=17^\circ$)	133
Şekil 4.19.	Ses dalgalarının kanat C_P dağılımına etkisinin karşılaştırılması ($Re=1.5 \times 10^5$ ve $\alpha=18^\circ$)	133
Şekil 4.20.	Ses dalgalarının kanat C_P dağılımına etkisinin karşılaştırılması ($Re=1.5 \times 10^5$ ve $\alpha=19^\circ$)	134
Şekil 4.21.	Ses dalgalarının kanat C_P dağılımına etkisinin karşılaştırılması ($Re=1.5 \times 10^5$ ve $\alpha=20^\circ$)	134
Şekil 4.22.	Ses dalgalarının kanat C_P dağılımına etkisinin karşılaştırılması ($Re=1.5 \times 10^5$ ve $\alpha=25^\circ$)	135
Şekil 4.23.	$Re=0.5 \times 10^5$ iken kaldırma katsayısının hücum açısı ile değişimi . .	136
Şekil 4.24.	$Re=0.5 \times 10^5$ iken sürüklenme katsayısının hücum açısı ile değişimi .	137
Şekil 4.25.	$Re=0.5 \times 10^5$ iken moment katsayısının hücum açısı ile değişimi . .	137
Şekil 4.26.	$Re=0.5 \times 10^5$ iken L/D oranının hücum açısı ile değişimi	138
Şekil 4.27.	$Re=0.75 \times 10^5$ iken kaldırma katsayısının hücum açısı ile değişimi .	138
Şekil 4.28.	$Re=0.75 \times 10^5$ iken sürüklenme katsayısının hücum açısı ile değişimi	139
Şekil 4.29.	$Re=0.75 \times 10^5$ iken moment katsayısının hücum açısı ile değişimi .	139
Şekil 4.30.	$Re=0.75 \times 10^5$ iken L/D oranının hücum açısı ile değişimi	140
Şekil 4.31.	$Re=1 \times 10^5$ iken kaldırma katsayısının hücum açısı ile değişimi . . .	140
Şekil 4.32.	$Re=1 \times 10^5$ iken sürüklenme katsayısının hücum açısı ile değişimi . .	141
Şekil 4.33.	$Re=1 \times 10^5$ iken moment katsayısının hücum açısı ile değişimi . . .	141
Şekil 4.34.	$Re=1 \times 10^5$ iken L/D oranının hücum açısı ile değişimi	142

Şekil 4.35.	$Re=1.5 \times 10^5$ iken kaldırma katsayısının hücum açısı ile değişimi . .	142
Şekil 4.36.	$Re=1.5 \times 10^5$ iken sürüklenme katsayısının hücum açısı ile değişimi .	143
Şekil 4.37.	$Re=1.5 \times 10^5$ iken moment katsayısının hücum açısı ile değişimi . .	143
Şekil 4.38.	$Re=1.5 \times 10^5$ iken L/D oranının hücum açısı ile değişimi	144
Şekil 4.39.	$Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=8^\circ$ için akışa dik ses dalgalarının akışa etkisinin duman teli deneyi ile incelenmesi	147
Şekil 4.40.	$Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=10^\circ$ için akışa dik ses dalgalarının akışa etkisinin duman teli deneyi ile incelenmesi	148
Şekil 4.41.	$Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=12^\circ$ için akışa dik ses dalgalarının akışa etkisinin duman teli deneyi ile incelenmesi	149
Şekil 4.42.	$Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=13^\circ$ için akışa dik ses dalgalarının akışa etkisinin duman teli deneyi ile incelenmesi	150
Şekil 4.43.	$Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=14^\circ$ için akışa dik ses dalgalarının akışa etkisinin duman teli deneyi ile incelenmesi	151
Şekil 4.44.	$Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=15^\circ$ için akışa dik ses dalgalarının akışa etkisinin duman teli deneyi ile incelenmesi	152
Şekil 4.45.	$Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=16^\circ$ için akışa dik ses dalgalarının akışa etkisinin duman teli deneyi ile incelenmesi	153
Şekil 4.46.	$Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=17^\circ$ için akışa dik ses dalgalarının akışa etkisinin duman teli deneyi ile incelenmesi	154
Şekil 4.47.	$Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=18^\circ$ için akışa dik ses dalgalarının akışa etkisinin duman teli deneyi ile incelenmesi	155
Şekil 4.48.	$Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=19^\circ$ için akışa dik ses dalgalarının akışa etkisinin duman teli deneyi ile incelenmesi	156
Şekil 4.49.	$Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=20^\circ$ için akışa dik ses dalgalarının akışa etkisinin duman teli deneyi ile incelenmesi	157
Şekil 4.50.	$Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=22^\circ$ için akışa dik ses dalgalarının akışa etkisinin duman teli deneyi ile incelenmesi	158
Şekil 4.51.	$Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=25^\circ$ için akışa dik ses dalgalarının akışa etkisinin duman teli deneyi ile incelenmesi	159

Şekil 4.52.	$Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=8^\circ$ için akışa dik ses dalgalarının akışa etkisinin duman teli deneyi ile incelenmesi	161
Şekil 4.53.	$Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=10^\circ$ için akışa dik ses dalgalarının akışa etkisinin duman teli deneyi ile incelenmesi	162
Şekil 4.54.	$Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=12^\circ$ için akışa dik ses dalgalarının akışa etkisinin duman teli deneyi ile incelenmesi	163
Şekil 4.55.	$Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=13^\circ$ için akışa dik ses dalgalarının akışa etkisinin duman teli deneyi ile incelenmesi	164
Şekil 4.56.	$Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=14^\circ$ için akışa dik ses dalgalarının akışa etkisinin duman teli deneyi ile incelenmesi	165
Şekil 4.57.	$Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=15^\circ$ için akışa dik ses dalgalarının akışa etkisinin duman teli deneyi ile incelenmesi	166
Şekil 4.58.	$Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=16^\circ$ için akışa dik ses dalgalarının akışa etkisinin duman teli deneyi ile incelenmesi	167
Şekil 4.59.	$Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=17^\circ$ için akışa dik ses dalgalarının akışa etkisinin duman teli deneyi ile incelenmesi	168
Şekil 4.60.	$Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=18^\circ$ için akışa dik ses dalgalarının akışa etkisinin duman teli deneyi ile incelenmesi	169
Şekil 4.61.	$Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=19^\circ$ için akışa dik ses dalgalarının akışa etkisinin duman teli deneyi ile incelenmesi	170
Şekil 4.62.	$Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=20^\circ$ için akışa dik ses dalgalarının akışa etkisinin duman teli deneyi ile incelenmesi	171
Şekil 4.63.	$Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=22^\circ$ için akışa dik ses dalgalarının akışa etkisinin duman teli deneyi ile incelenmesi	172
Şekil 4.64.	$Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=25^\circ$ için akışa dik ses dalgalarının akışa etkisinin duman teli deneyi ile incelenmesi	173
Şekil 4.65.	$Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=8^\circ$ iken akışa dik ses dalgalarının kanat profili üzerinde etkisinin değişik noktalarda sıcak-tel anemometresi ile elde edilen hız profilleri ile incelenmesi	175

- Şekil 4.66. $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=15^\circ$ iken akışa dik ses dalgalarının kanat profili
 üzerinde değişik noktalarda sıcak-tel anemometresi ile elde edilen
 hız profiline etkisi 176
- Şekil 4.67. $Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=8^\circ$ iken akışa dik ses dalgalarının kanat profili
 üzerinde etkisinin değişik noktalarda sıcak-tel anemometresi ile
 elde edilen hız profilleri ile incelenmesi 177
- Şekil 4.68. $Re=1 \times 10^5$ ve $\alpha=8^\circ$ iken akışa dik ses dalgalarının kanat profili
 üzerinde değişik noktalarda sıcak-tel anemometresi ile elde edilen
 hız profiline etkisi 178

1. BÖLÜM

LİTERATÜR ARAŞTIRMASI

Sınır tabakanın kontrolü kavramı ilk kez Prandtl [Prandtl, 1904] tarafından ortaya atılmıştır. Bu çalışmadan sonra sınır tabakanın kontrolü 1960'ların başında Lachmann [Lachmann, 1961] tarafından çalışılmaya başlanmıştır. Akış kontrol metotları aktif ve pasif kontrol metotları olarak ikiye ayrılmıştır [Genç et al., 2012]. Aktif akış kontrolü serbest akıma veya sınır tabakaya doğrudan bir enerji ilavesi ile yapılabilmektedir. Pasif kontrol metodu geometrik kusurlar veya yüzey pürüzlülüğünün arttırılmasıyla gerçekleştirilebilir. Pasif kontrol yöntemleri basit ve ucuz olabilir ama kendi dezavantajları vardır. Bu tür geometrik bozukluklar sürüklenme kuvvetini artırır ve ayrıca laminar ayrılma kabarcığının ve pürüzlülük elemanının yerleri sabittir [Ricci et al., 2007, Mohsen, 2011]. Shan ve arkadaşları [Shan et al., 2008] NACA0012 kanat profili üzerinde 3 farklı durum için sayısal bir çalışma gerçekleştirmişler. Bunlar kontrolsüz akış ayrılması, pasif girdap üreticisiyle akış kontrolü ve aktif girdap üreticisiyle akış kontrolüdür. Yapılan bu çalışmanın sonucunda pasif girdap üreticisiyle akış ayrılması kontrolü durumunda aşağı akış bölgesindeki ayrılmış akış 0,1c uzamıştır. Ayrıca yeniden tutunan akış tekrar ayrılmış ve türbülansa geçişin sonucunda yeniden tutunan tabaka ikinci bir laminar ayrılma kabarcığı formuna dönmüştür. Böylece pasif girdap üreticisi ayrılmış bölgeyi %80 oranında azaltmıştır. Sayısal çalışmanın sonucunda aktif girdap üreticisi durumunda ayrılma olmamış ve sonuç olarak aktif girdap üreticisinin pasif olandan daha etkili olduğu görülmüştür.

Timmer [Timmer, 2008] düşük Re sayılarında NACA 0018 kanat profili etrafındaki akışı rüzgar tüneline balans sistemi ile 2 boyutlu deneysel bir çalışma gerçekleştirmiştir. Bu çalışmada C_L , C_D , C_M değerleri bulunmuş, laminar ayrılma

kabarcığının gürültü etkisi incelenmiştir. Bu çalışmada deneyler 150,000, 300,000, 500,000, 700,000 ve 1,000,000 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. Deneylerden elde edilen sonuçlardan örnek vermek gerekirse, 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 edilmiştir. Ayrıca kanat üzerinde görülen laminar ayrılma kabarcığını önleyebilmek için kanadın alt yüzeyine zig-zag yapıya sahip bir bant çekilmiş ve bu bant laminar ayrılma kabarcığının boyutunu küçültmüş ve laminar ayrılma kabarcığının gürültüye sebep olduğu da gösterilmiştir.

Tan ve Auld [Tan ve Auld, 1992] düşük Re sayılarında Wortmann FX67-150K kanat profil etrafında değişik koşullarda oluşan laminar ayrılma kabarcığının davranışını incelemişlerdir. Yapılan bu çalışmada Re sayısı, hücum açısı ve türbülans şiddetine göre kanat üstünde oluşan laminar ayrılma kabarcığının karakteristikleri incelenmiştir. Örneğin 200,000 Re sayısında hücum açısı 0° 'de ayrılan akımın yüzeye yapışamadığı fakat Re sayısı arttıkça yapışmanın gerçekleştiği ve laminar ayrılma kabarcığının boyunun kısaldığı gözlemlenmiştir. Benzer şekilde türbülans seviyesinin artması da laminar ayrılma kabarcığının boyunu küçülttüğü gözlemlenmiştir. Örneğin kanadın alt kısmı için hücum açısı $\alpha = -2.7^\circ$ ve türbülans şiddeti % 0.127 ve Re sayısı 100,000 iken laminar ayrılma kabarcığının uzunluğu kort boyunun %20 si, yüksekliği kort boyunun %10'u kadardır ve Re sayısı 300.000 iken kabarcığın uzunluğu kort boyunun %10'u, yükseklik ise kort boyunun %0.04'ü kadar olduğu saptanmıştır.

Zhou ve arkadaşları [Zhou et al., 2011] NACA 0012 kanat profili etrafındaki çok düşük Re sayılarında akıdaki kuvvetleri inceleyen deneysel çalışma yapmış ve elde edilen sonuçları hem diğer deneysel çalışmalar hem de teorik olarak elde edilen sonuçlarla kıyaslamışlardır. Bu çalışma Re sayısı 5,300-51,000 arasında ve hücum açısı da 0° - 90° arasında 1° er derece artırılarak yapılmıştır. Re sayısı arttıkça tutunma kaybı açısı ve tutunma kaybı öncesi C_{Lmax} değerleri artmıştır. Tutunma kaybı açısından sonra hücum açısı artarsa C_L değerinin arttığı 45° civarında tüm Re

sayılarında C_{Lmax} değerine ulaşıldığı gözlemlenmiştir. Fakat C_D değeri de artmaya devam etmiştir. C_L/C_D oranına bakılacak olursa 10,500 Re sayısında tutunma kaybı olayının gerçekleştiği 10° hücum açısında C_L/C_D 6 civarında iken 45° hücum açısında bu değer 1.1 civarındadır. Laminer ayrılma kabarcığı incelenecek olursa 5,300 Re sayısında 10° ve 15° hücum kenarına yakın bölgede oluşan ayrılmanın kanada tekrar yapışmadığı, 10,500 Re sayısında 10° hücum açısında ayrılan akış yüzeye tekrar yapışırken 15° hücum açısında yüzeye tekrar yapışma gerçekleşmemiştir.

Hu ve Yang [Hu ve Yang, 2008] yapılan bu çalışmada laminer akış ayrılmalarını PIV (Particle Image Velocimetry) yardımıyla incelemişlerdir. Bu deneysel çalışmaları test odası $30 \times 30 \text{ cm}^2$, kapalı devre ve düşük hızlı rüzgar tüneline gerçekleştirmişlerdir. Deney için GA(W) kanat profili ve kanat hücum açıları olarak ise 6° ile 14° arasındaki açılar kullanmışlardır. Değişik hücum açılarında laminer ayrılma kabarcığının oluşma noktası, geçiş bölgesi ve yeniden birleşme noktalarının yerlerinin tespit edilmesi ve bunların karşılaştırılması yapılmıştır. Örneğin 8° hücum açısı için ayrılma noktası 0.15 x/c de meydana gelirken 10° için 0.07 x/c de olduğu görülmüştür. Ayrıca hücum açısının değişimi ile C_L ve C_D katsayılarının değişimleri incelenmiştir. Hücum açısının küçük olduğu değerlerde kaldırma katsayısının hücum açısına bağlı olarak lineer bir şekilde arttığı, sürükleme katsayısının ise nispeten küçük olduğu saptanmıştır. Kanat profili üzerinde hücum açısının 8° den büyük olduğu durumda laminer ayrılma kabarcığı oluşuktan sonra kanat kaldırma katsayısında önemli ölçüde azalma meydana gelirken, kanat sürükleme katsayısında ise hücum açısının artmasına bağlı olarak hızlı bir artma gerçekleşmiştir. Hücum açısının 12° 'den büyük olduğunda ise kanat üzerinde tutunma kaybı meydana gelmiş, kaldırma katsayısı düşerken sürükleme katsayısı artmıştır.

Welsh ve Gibson [Welsh ve Gibson, 1979] kare hücum ve firar kenarına sahip veter/kalınlık oranı 5 olan plaka üstündeki akımın Strouhal sayısı 0.1 ve 0.2 aralığında değişen borunun içinde uyarılabileceğini, ayrıca Strouhal sayısı 0.18 ve 0.21 aralığında ayrılan girdap kopması değişimini göstermiştir.

Parker ve Welsh [Parker ve Welsh, 1983] düz plaka etrafındaki akımda akustik uyarmanın etkisini göstermek için rüzgar tüneline sıcak-tel anemometresi ve duman

ile akım izleme metodu ile deneyler gerçekleştirmişlerdir. Bu deneylerde plakanın veter/kalınlık oranı, St sayısını, sesin frekansını ve Re sayıları değiştirilmiştir. Düşük Re sayılarında performansı düşürücü etkiye sahip olan laminar ayrılma kabarcığını ve ayrılan akımın geri yapışma noktalarını incelemişler ve akustik uyarma ile laminar ayılma kabarcığının yerinin ve boyutlarının değiştiğini ayrıca geri yapışma noktalarının konumlarının hücum kenarına doğru kaydığını göstermişlerdir.

Hourigan ve arkadaşları [Hourigan et al., 1993] 13 mm kalınlığında, 135 mm genişliğinde ve 130 mm boyunda dikdörtgen levha üzerinden geçen akımda basınç katsayısının C_P akustik etki ve akustik etki olmaksızın karşılaştıran deneysel bir çalışma yapmışlardır. Plakaya akustik uyardırmayı sağlamak için alt ve üstten hoparlörle ses dalgaları gönderilmiştir. Basınç ölçümü için plakanın orta eksenine 27 adet basınç algılayıcısı yerleştirilmiştir. Plakanın firar kenarında oluşan girdap (vorteks) caddelerinin frekansını ölçmek amacıyla, firar kenarının 65 mm gerisine bir mikrofon yerleştirilmiştir. Euler sayısı (Eu) serbest akım hızının akustik parçacık hız büyüklüğünün karesi ile doğru orantılı olduğundan dolayı sabit Eu sayısında uygulanan akustik kuvvet de sabittir mantığıyla yola çıkılmıştır. Euler sayısını sabit tutmak kaydıyla 8.3 m/s ve 11.1 m/s’de yapılan deneylerde basınç katsayısının birbirine yakın oldukları gösterilmiştir. Akustik etki ile firar kenarına yakın bölgede basınç katsayısının çok fazla değiştiği saptanmıştır. Örneğin firar kenarına 10 mm ilerisinde sabit ses uygulanmadan (hız 10.3 m/s iken) C_P yaklaşık -0.2 iken, ses dalgası uygulandığında ise Eu sayısı 0.076 olacak şekilde 11.1 m/s ve 8.7 m/s hızlarda ise aynı yerde C_P değeri yaklaşık -0.45 olarak saptanmıştır. Deneyler kort (c)/kalınlık (t) oranı farklı olan 3 farklı plaka için yapılmıştır ve $c/t=10$, $c/t=13$, $c/t=15$ olan plakalar için 0.076 Euler sayısı ve 10.2 m/s hız için C_P ’lerin St sayısına göre değişimi incelenmiştir. $c/t=10$ ve $c/t=15$ için kritik St sayısı (yaklaşık 0.17) için C_P ’de daha fazla düşüş elde edilirken $c/t=13$ daha az değişim gözlenmiştir. 0.17 St sayısında oluşan girdapların oluşumu engellenmiştir.

Chang ve arkadaşları [Chang et al., 1992] kort uzunluğu 30 cm olan NACA 63018 kanat profili üzerindeki akışa ses dalgalarının etkisini inceleyen deneysel çalışma gerçekleştirmiştir. Ses dalgaları dıştan değil de kanat genişliğinin %1.25’ine denk gelen yerde kanat içinden 0.6 mm’lik delikten uygulanmıştır. Bu işlem

dıştaki hoparlörün bir boru yardımıyla deliğe yönlendirilmesiyle gerçekleştirilmiştir. Deneyler boyunca hız 15.5 m/s olarak sabit tutulmuştur ve buna karşılık gelen Re sayısı 3×10^5 'dir. Deneyler önce serbest akım olmaksızın değişik frekanslarda ses dalgaları uygulanarak maksimum hız çalkantısının (u'_{max}) frekansla değişimi incelenmiş ve frekans değiştikçe u'_{max} değeri de önemli ölçüde değişmiştir. 20° ve 22° hücum açılarında değişik u'_{max} değerlerinde elde edilen sonuçlara göre C_L değeri bütün frekanslarda daha yüksek bulunmuş ve 120 Hz ile 400 Hz arasındaki frekansların daha etkili olduğu ve ayrılan kayma tabaka kararsızlık frekansının yaklaşık 250 Hz olduğu saptanmıştır ki bu da St sayısının 5 olduğu durumdur. Akustik uyarma ile ve tutunma kaybı (tutunma kaybı) açısı 20° 'den 24° 'ye çıktığı için C_{Lmax} değerinin de arttığı saptanmıştır. 70 Hz ve 200 Hz frekanslarda yapılan deneylerde u'_{max} değeri 3.7 m/s, 5.3 m/s ve 9 m/s olarak alınmış 9 m/s den sonra C_{Lmax} 'de artmanın kaybolduğu gözlemlenmiştir. Yapılan deneylerde girdap bölgesinin küçüldüğü ve sürüklenme katsayısı C_{Dmax} 'nin kayda değer şekilde azaldığı gözlemlenmiştir. Örneğin 18° de akustik uyarma olmadan elde edilen C_D değerinin yaklaşık 0.3 iken 250 Hz frekansta yaklaşık 0.17 ye düştüğü, 20° 'de yaklaşık 3.20 olan C_D değerinin 250 Hz frekansta 0.2 ye kadar düştüğü gözlemlenmiştir.

Nishioka ve arkadaşları [Nishioka et al., 1990] kalınlığı 2 mm, kort boyu 150 mm, genişliği 197 mm olan keskin bıçak hücum kenarlı düz levha üzerindeki akışa akustik uyarmanın etkisini araştıran deneysel bir çalışma yapmışlardır. Deneysel bu çalışmada rüzgâr tünelinden elde edilen serbest akım hızı 4 m/s ve buna karşılık gelen Re sayısı da 4×10^4 'dür. Akustik uyarmayı sağlamak için kullanılan 30 cm çapında ve maksimum çıkış gücü 125 W hoparlör plakanın alt kısmına, tünel içindeki hava akışını bozmayacak şekilde yerleştirilmiştir. Ölçüm için sıcak tel anemometresi, akış görüntüleme tekniği için duman tekniği kullanılan deneyler önce akustik uyarma olmaksızın gerçekleştirilmiştir. Bu deneylerde 2 derecede akım ayrılması başlamış ve 14° 'ye kadar akımın yüzeye tekrar yapıştığı, 14° 'den sonra ise akım yüzeye tekrar tutunamamıştır. 4° ve 6° 'de akımın yüzeye yapışmaya girdapların sebep olduğu ve 6° 'den sonra ise ek girdapların oluştuğu tespit edilmiştir. Akustik uyarı olmaksızın elde edilen verilere göre bozulma büyüyen bozulma frekansları 500 Hz ile 600 Hz arasındadır. Hücum kenarı ayrılmalarının akustik uyarma ile kontrolü için deneyler

8°, 10°, 12° ve 14°'de gerçekleştirilmiş ve değişik frekanslarda hücum kenarına yakın bölgede daha fazla enerjiye sahip girdaplar oluştuğu ve bu fazla enerjinin de akımın tekrar yapışmasını kolaylaştırdığı tespit edilmiştir. 8°'de 600 Hz, 200 Hz den daha etkili iken, 12°'de 200 Hz, 600 Hz'den daha etkili ve 14°'de ise 100 Hz'in, 200 Hz'den daha etkili olduğu tespit edilmiştir. Örneğin 12°'de akustik uyarı olmaksızın oluşan ayrılma bölgesinin (kabarcığının) boyunu 600 Hz yarıya düşürürken 200 Hz üçte birine düşürdüğü gösterilmiştir.

Zaman ve McKinize [Zaman ve McKinzie, 1991, Zaman, 1992] 12.7 cm kort boyuna sahip LRN-1-1007 ve 25.7 cm kort boyuna sahip Wortmann FX kanat profillerinde görülen laminar ayrılmalar üzerinde akustik uyarmanın etkisini araştıran deneysel bir çalışma yapmışlardır. Bu çalışma, Re sayısı 1×10^5 altında ve değişik hücum açılarında gerçekleştirilmiştir ve yapılan kararlılık analizlerinde bu durumlarda görülen ayrılmaların laminar olduğu sonucu çıkarılmıştır. Akustik uyarmayı sağlayan kaynaklar, 40.6 cm hoparlör ve bir de akustik sürücüdür ve deneylerin gerçekleştirildiği tünelin üstünden bu uyarma sağlanmıştır. Akustik uyarmanın frekansı 700 Hz altında ise sadece hoparlör, 700 Hz üstünde ise akustik sürücü kullanılmıştır. Ses basınç seviyelerini tespit edebilmek bir mikrofona ve hız çalkantılarının ölçmek amacıyla sıcak tel anemometresi kullanılmıştır. Akustik uyarma yapılmadan deneyler, 25×10^3 , 35×10^3 , 50×10^3 , 75×10^3 , 100×10^3 Re sayılarında hücum açıları -8°'den 24°'ye değişecek şekilde yapılmıştır. Tutunma kaybı açıları, laminar ayrılma kabarcığı bölgeleri ve kaldırma katsayısı, C_L değerleri tespit edilmiştir. Bu deney sonuçlarına göre laminar ayrılma kabarcığının özellikle 12.7 cm'lik LRN-1-1007 kanat profilinde 50,000 Re sayısında $\alpha=6^\circ$ 'de etkili olduğu tespit edilmiştir. Bu yüzden de deneyler bu Re sayısında ve hücum açısında yapılmıştır. Akustik uyarma ile yapılan deneylerde, 50×10^3 Re sayısında $\alpha=6^\circ$ 'de referans noktasına göre ses basınç seviyesi (SPL) ve u' , v' ve w' rms değerlerinin frekansla değişimi saptanmıştır. Daha sonra u' ve v' değerlerinin değişik frekans değerlerinde y/c ye göre değişimi tespit edilmiştir. Akustik uyarı olmadan elde edilen C_L değeri 0.7 civarında bulunurken, 59 Hz'de (128dB) 0.75, 116 Hz'de (118 dB) 0.85, 116 Hz'de (115 dB) 0.85 ve en uygun değer olan 253 Hz'de (120 dB) 0.91 olarak bulunmuştur. Frekansın veya SPL değerinin artırılmasının hep

olumlu bir etkiye sebep olmayacağı da bu deneylerde kanıtlanmıştır. Örneğin aynı SPL seviyelerinde (110 dB) 59 Hz ve 570 Hz C_L üzerinde hemen hemen aynı etkiyi gösterdiği bulunmuştur. Yapılan deneylerde sınır tabaka özelliklerinden olan momentum kalınlığı da irdelenmiştir, örneğin $x/c=0.3$ civarında akustik uyarı olmadan elde edilen momentum kalınlığı 0.016 iken 253 Hz frekansta akustik uyarıda bu değer 0.022 olarak tespit edilmiştir. Laminer ayrılmalar üzerinde en tekili frekansın 342 Hz olduğu saptanmıştır.

Zaman ve arkadaşları [Zaman et al., 1987] bir başka çalışmalarında LRN-(1)-1007 kanat profili üzerindeki akışa ses dalgalarının etkisini deneysel olarak incelemiştir. 4×10^4 Re sayıları arasında 0° - 20° arasında çeşitli açılarda deneyler gerçekleştirilmiş ve aynı Re sayısında aynı hücum açısında akustik uyarı olmaksızın elde edilen sonuçlar kıyaslanmıştır. Elde edilen sonuçların bazıları özetlenecek olursa; 4×10^4 Re sayısında 18° hücum açısında 0 ila 4 kHz arasında uygulanan ses dalgaları 0.2 kHz frekansta $C_L/CL0$ değeri 1.16 olduğu tespit edilmiştir yani C_L değeri %16 oranında arttığı, 0.6 Khz frekansta bu değer 1.02 iken 1.3 kHz frekansta bu değer 1.1 olarak saptanmıştır. 4×10^4 Re sayısında ses basınç seviyesi ve frekans ve C_L üzerine etkisi ise 8° 'de 90 dB (185 Hz) C_L değeri 0.8 iken 115 dB'de bu değer 1.3 e yakın tespit edilmiştir. 15° 'de 90 dB (1080 Hz) 1.35 iken aynı frekansta 110 dB'de 1.27, aynı dB'de 2440 Hz frekansta ise bu değer 1.2 civarında tespit edilmiştir. 18° 'de ise 90dB'de (398 Hz) 1.1 olan C_L değeri 130 Hz'de 1.4 olarak bulunmuştur. 110 dB'de 398 Hz'de C_L değeri 1.275 iken 185 Hz'de 1.18 civarında bulunmuştur. Tutunma kaybı öncesi ve sonrası hücum açılarında dumanla akış görüntülerinde elde edilen sonuçlarda akustik uyarmanın kanat profili üzerinde oluşan girdapların yapısını değiştirdiğini büyük girdapların parçalanarak daha küçük bir yapıya geçtiği gözlemlenmiştir. Bu Re sayısında C_L/C_D değeri akustik uyarı olmaksızın 6° 'de 12 iken 150 Hz civarında bu oranın 20° 'ye yükseldiği, 18° 'de akustik uyarı olmaksızın elde edilen değer 4 iken 1.08 kHz frekansta 4.5 olmuştur.

Suzuki ve Ishii [Suzuki, Ishii, 1996, Suzuki ve Ishii, 2000a, Suzuki ve Ishii, 2001, Ishii et al., 2003] düşük şiddetteki ses dalgalarının (1 Hz ve altı) NACA0012 kanat profili üzerindeki akışa etkisini inceleyen sayısal çalışma yapmışlardır. Bu çalışmada çok düşük şiddetteki ses dalgaları 1×10^5 Re sayılı akışa ve 10° , 12° , 14° ve 16° hücum

açıları kanadın altından kort boyunun 5 katı (5 metre) büyüklükte olan bir hoparlörle gönderilmiştir. Düşük şiddette gönderilen ses dalgalarının basınç etkisi akış ortamının statik basıncının % 0.05'i kadardır. Ses dalgalarının frekansları belirlenirken her bir hücum açısı için ses dalgası olmadan elde edilen durumlarda FFT analizine göre C_L 'deki değişimin baskın frekansının 0.5 ve 17 katı kadar ses dalgası yollanmıştır. Bu duruma göre; 10° hücum açısında frekans 0.15 Hz'de C_L 0.763 iken 0.30 Hz'de 0.622, 14° hücum açısında 0.1953 Hz frekansta 0.755 iken 0.390 Hz frekansta bu değer 0.647 olarak bulunmuştur. Sonuç olarak, elde edilen akım çizgilerinde ses dalgalarının ayrılmayı daha da küçülttüğü gözlemlenmiştir.

Yarusevych ve arkadaşları [Yarusevych et al. 2003, Yarusevych et al., 2007] 30 cm kort boyu, 88 cm genişliğe sahip NACA0025 kanat profilinin laminar ayrılma ve girdap oluşumu üzerinde akustik uyarmanın etkisini incelemek amacıyla deneysel bir çalışma gerçekleştirmiştir. Bu çalışmada akustik uyarmanın kaynağı olan iki hoparlör kanadın alt ve üstüne konmuştur ve bu hoparlörlerin optimum çalışma frekansı 550 Hz altı olarak belirlenmiştir. Deneyler, hücum açısı, $\alpha=5^\circ$ de ve değişik Re sayılarında gerçekleştirilmiştir. Akustik uyarı olmaksızın elde edilen sonuçlarda 200×10^3 Re sayısında laminar ayrılma kabarcığı 0.45 ila 0.62 x/c arasında olurken 150×10^3 Re sayısında laminar ayrılma kabarcığı 0.4 ila 0.66 x/c arasında bulunmuş fakat 143×10^3 ve Re sayısında yüzeyden ayrılan akımın yüzeye tekrar yapışmadığı tespit edilmiştir. Akustik uyarı ile yapılan deneyler de ayrılan akım yüzeye yapışmadan ve yapıştığı durumu yani laminar ayrılma kabarcığı olduğu durum ayrı ayrı incelenmiştir. Tünelde gönderilen frekanslara göre elde edilen ses basınç seviyeleri (SPL) belirlenmiştir. Akustik uyarı ile yapılan deney sonuçlarında akustik uyarı olmaksızın elde edilen duruma göre daha iyi sonuçlar karşılaştırılmıştır. $\alpha=5^\circ$ de 100×10^3 Re sayısında, akustik uyarı olmaksızın yüzeye yapışmayan akım 165 Hz (SPL=105 dB) ses dalgası uygulandığında yüzeye yapıştığı ve firar kenarı arkasında oluşan girdapların boyunda önemli küçülmeler olduğu saptanmıştır. $\alpha=5^\circ$ de 150×10^3 Re sayısında 445 Hz frekans (SPL=106 dB) laminar ayrılma boyunda çok küçük bir küçülme olsa bile kayda değer bir etki saptanmamıştır. Akustik uyarımda ses şiddetinin bir eşik değerine kadar etkili olmadığı tespit edilmiştir ve bu eşik değeri ise test odasındaki ses basınç seviyesidir. (SPL) Önemli

diğer bir bulgu ise SPL bir değerin üstünde artsa bile etkinin azaldığıdır; örneğin 100×10^3 Re sayısında yaklaşık 80 dB ses dalgası uygulandığında C_L 'de çok fazla bir artış olmasına karşın 80 dB üzerinde ise daha az bir artış görülmüştür. C_D de C_L ye benzer bir karakter gözlemlenmiştir yaklaşık 75 dB civarında çok büyük düşüş görülürken 90 dB ve üzerinde daha az düşüş görülmüştür.

Yarusevych ve arkadaşları [Yarusevych et al., 2006], akustik uyarmanın NACA0025 kanat profili üzerindeki akışa etkisini araştıran bir başka deneysel çalışmalarında ses dalgalarını üreten hoparlörü kanadın alt kısmına ve kanatan daha önce gelecek şekilde yerleştirmişlerdir. Ses dalgaları 250 W gücünde bir hoparlörden elde edilmiştir. Deneyler 57×10^3 , 100×10^3 , 150×10^3 Re sayılarında 0° , 5° ve 10° hücum açılarında gerçekleştirilmiş ve Referans 8'de elde edilen sonuçlara benzer sonuçlar elde edilmiştir. Akustik uyarmalar, saf akustik uyarma ve mekanik titreşimli ses dalgaları olmak üzere iki şekilde elde edilmiştir. Yapılan deneylerde mekanik titreşimle elde edilen dalgaların ayrılma üzerindeki olumlu yönde etki eden etkili frekans aralıkları ve optimum frekanslar belirlenmiştir. 57×10^3 Re sayısında 0° 'de etkili frekans aralığı 40-88 Hz ve optimum frekans 65 Hz, aynı Re sayısında 10° 'de ise etkili aralık 75-85 Hz, optimum frekans ise 80 Hz olarak saptanmıştır. 100×10^3 Re sayısında, 5° 'de etkili frekans 75-220 Hz optimum frekans 162 Hz, 10° 'de ise etkili frekans aralığının 115-230 Hz optimum frekans ise 169 Hz olarak bulunmuştur. 0 ve 5° 'de ayrılma görülmeyen 100×10^3 Re sayısında 10° 'de görülen laminar ayrılma için etkili frekans aralığı 370-600 Hz, uygun değer frekans ise 450 Hz olarak saptanmıştır. Bulunan bu sonuçlar yapılan diğer çalışmalarla uyushmaktadır. Hem saf ses dalgaları hem de mekanik titreşimle elde edilen dalgalarda aerodinamik performans için önemli C_D değerlerine bakılmış ve önemli değerlerde önemli düşüşler olduğu görülmüştür. C_{D0} herhangi bir uyarı olmaksızın, C_{Da} akustik uyarı ile elde edilen, C_{Db} ise hem akustik uyarı hem de mekanik titreşimle elde edilen sürüklenme katsayısını göstermek üzere; 57×10^3 Re sayısında; 0 derece hücum açısında C_{Da}/C_{D0} değeri 0.62, C_{Db}/C_{D0} değeri 0.48, 100×10^3 Re sayısında 5° 'de C_{Da}/C_{D0} değeri 0.39, C_{Db}/C_{D0} değeri de 0.39, 100×10^3 Re sayısında 10° C_{Da}/C_{D0} ve C_{Db}/C_{D0} değerleri 0.25 olarak bulunmuştur.

Moss [Moss, 1979] akustik akış kontrolü ve dinamik tutunma kaybı konularında

deneysel çalışma gerçekleştirmiştir. Bu çalışma 100×10^3 Re sayılarında $0-18^\circ$ arasındaki hücum açılarında gerçekleştirilmiştir. Deneyler önce kanatta herhangi bir hareket olmadan yani zamandan bağımsız olarak gerçekleştirilmiş daha sonra da kanada osilasyon hareketi yaptırılmıştır. Her iki durum için de ses dalgaları yollanarak etkisi de incelenmiştir. Deneysel sonuçlara göre kararsız (unsteady) tutunma kaybı olayı, statik kanat profili üzerindeki akustik etki ile yalpalama yapan kanat üzerindeki de aynı sonuçları vermiştir. Girdap basınç dalgalanmaları normal kuvvetlere karşılık sabit kanat üzerinde titreşim meydana gelmesini sağlamıştır. Yalpalama oranının etkisi statik durumda tutunma kaybı başlangıcına kadar gecikmiştir. Kanat boyunca sınır tabaka ayrılması ve birleşmesinin dinamik tutunma kaybı etkisine bağlı olduğu her iki durumda da benzerlik göstermiştir. İki önemli sonuç elde edilmiştir. Bunlar laminar ayrılma kabarcığı ve normal kuvvetlere karşı gecikmedir. Re sayısı 100×10^4 için laminar ayrılma kabarcığı akım yönünde tutunma kaybı yayılmasına ve dinamik tutunma kaybı olayına neden olmuştur. Akım yönündeki hıza başka hiçbir parametre etki etmemiştir. Özellikle maksimum frekansta tutunma kaybı dalgalanmaları olmuştur. Akış tekrar tutunma kaybı olmadan önce yüksek frekanslarda tutunma kaybının büyümesine izin vermemiştir.

Fujisawa ve Takeda [Fujisawa ve Takeda, 2003] silindir etrafındaki akışa içten uygulanan ses dalgalarının sürekleme kuvveti üzerine etkisini araştıran deneysel bir çalışma gerçekleştirmişlerdir. 9×10^3 Re sayısında gerçekleşen deneylerde, dış çapı 50 mm, iç çapı 40 mm ve boyu 400 mm olarak seçilmiş olan silindire, silindir üzerinde 0.4 mm çapında açılmış bir yarıktan ses dalgaları değişik frekanslarda yollanmıştır. Deneyler önce durağan silindir etrafında değişik yarık açılarında gerçekleştirilmiştir. Durağan durumda doğal girdap bozulmalarının St sayısı 0.23 olarak saptanmıştır. Durağan durumda yarık açısı 75° , 83° , 90° , 98° ve 105° şeklinde ve St sayısı doğal bozulmaların St sayısının 2 ve 4 katı olacak şekilde ses dalgaları uygulanmıştır. Ses dalgaları uygulanmadan ($St=S_{fo}$) C_D , 90° 'de St sayısının $4S_{fo}$ olduğu durumda elde edilmiştir. Ses dalgaları uygulanmadan elde edilen C_D 1.25 civarında iken St sayısının $4S_{fo}$ olduğu durumda 0.8 civarına düşmüştür.

Ricci ve Montelpare [Ricci et al., 2007, Ricci ve Montelpare, 2009] E205 ve WT01 kanat profilleri üzerindeki akışı farklı bir yöntem olan termografik yöntemle inceleyen

deneysel çalışma yapmışlardır. 100×10^3 Re sayısında gerçekleşen bu deneylerde kanada rüzgar tünelinin ön kısmından ses dalgaları yollanmıştır. E205 kanat profili için laminar ayrılma kabarcığına etkisi ayrıca WT01 kanat profili için elastik membranlı bir sistem kanat kort boyunun %16 ila %24 arasına yerleştirilerek titretilmesiyle laminar ayrılma kabarcığı üzerindeki etkisi incelenmiştir. Ses dalgaları uygulanarak yapılan deneyler önce yollanan ses dalgalarının frekans 200 Hz olarak sabitlenmiş ve kanat hücum açısı 0° - 8° arasında 1° arttırılarak gerçekleştirilmiştir. Yapılan deneylerde 2° - 8° arasında laminar ayrılma kabarcığı gözlemlenmiştir, 200 Hz ses dalgası uygulandığında ise laminar ayrılma kabarcığı tamamen yok edilemese bile hem bölgesi hem de boyunda değişimler gerçekleşmiştir. Örneğin laminar ayrılma kabarcığı 2° de kort boyunun %7'si, 4° 'de kort boyunun %26'sı, 5° 'de kort boyunun %19'u, 6° 'de %8'i ve 8° 'de ise kort boyunun % 7'si kadar küçülmüştür.

Ahuja ve Burrin [Ahuja ve Burrin, 1984] yaptıkları deneysel çalışmada akustik tahrikin kanat profili üzerinde oluşan ayrılmalara etkisini incelemişlerdir. Yapılan çalışmada 10.16 cm, 17.78 cm ve 50.80 cm kort boylarına sahip NACA 65(1)-213 kanat profillerine dıştan, 20.32 cm kort boyuna sahip GA(W)-1 kanat profiline içten oluşturulan akustik tahrikin etkisi incelenmiştir. Deneyler 30.43 ve 60 m/s hızlarda gerçekleştirilmiştir. Dış akustik tahrikle elde edilen sonuçlarda hem hızlarda hem de kort boyuna göre aynı frekansın değişik sonuçlar verdiği gözlemlenmiştir. Örneğin; 0.6 KHz (130 dB için) için 30 m/s hızda kort boyu 10.16 cm olan kanatta C_L 0.93, 17.78 cm korta sahip kanatta C_L 0.97 ve 50.80 cm korta sahip kanatta ise C_L 0.92 olarak tespit edilmiştir. Hız ve kort boyu sabit tutularak sonuçlara göz atılmak istenirse, 0.9 KHz frekansta 10.16 cm korta sahip kanatta, C_L 0.62, 1 KHz frekansta ise C_L 0.85, olarak tespit edilmiştir. Akustik tahrikin C_{Lmax} üzerinde dolayısıyla tutunma kaybı açısı üzerinde de olumlu etkisi olmuştur, örneğin 10.16 cm korta sahip kanadın akustik tahrik olmadan tutunma kaybı açısı 13° ve C_{Lmax} 0.9 iken, 139 dB tahrikle tutunma kaybı açısı 15° ve C_{Lmax} 0.92'dir, 147 dB tahrikle tutunma kaybı açısı yaklaşık 16° ve C_{Lmax} yaklaşık 1 olarak tespit edilmiştir. Sesin desibeli (tahrik seviyesi) ile C_L arasındaki ilişki incelenmiş ve bu seviye 110 dB'den 145 dB aralığında üç farklı korta sahip kanat profilinin C_L artışı kort boyu ile ters orantılı olmuştur. İçten verilen tahriklerde de yapılan akış görüntülemelerinde akış üzerinde önemli

olumlu etkilere sahip olduğu anlaşılmıştır. Bu deneylerden elde edilen sonuçlar; Re sayısı arttıkça daha çok tahrik gerektiği ve kanat boyu ile tahrik miktarının orantılı olmadığıdır.

2. BÖLÜM

DÜŞÜK REYNOLDS SAYILARINDA NACA2415 KANAT PROFİLİ ÜZERİNDEKİ AKIŞ

2.1. Giriş

Bu projede ilk olarak farklı düşük Reynolds sayılarında, 18 cm veter boyuna sahip NACA 2415 kanat profilinin akış karakteristikleri belirlenmiştir [Karasu, 2011]. NACA 2415 kanat profilinin teknik detayları şu şekildedir. Maksimum kamburluğu, veter boyunun %2'si kadar olup veter boyunun %40'ındadır ve maksimum kalınlığı veter boyunun %15'i kadardır.



Şekil 2.1. Deneylerin gerçekleştirildiği rüzgar tüneli

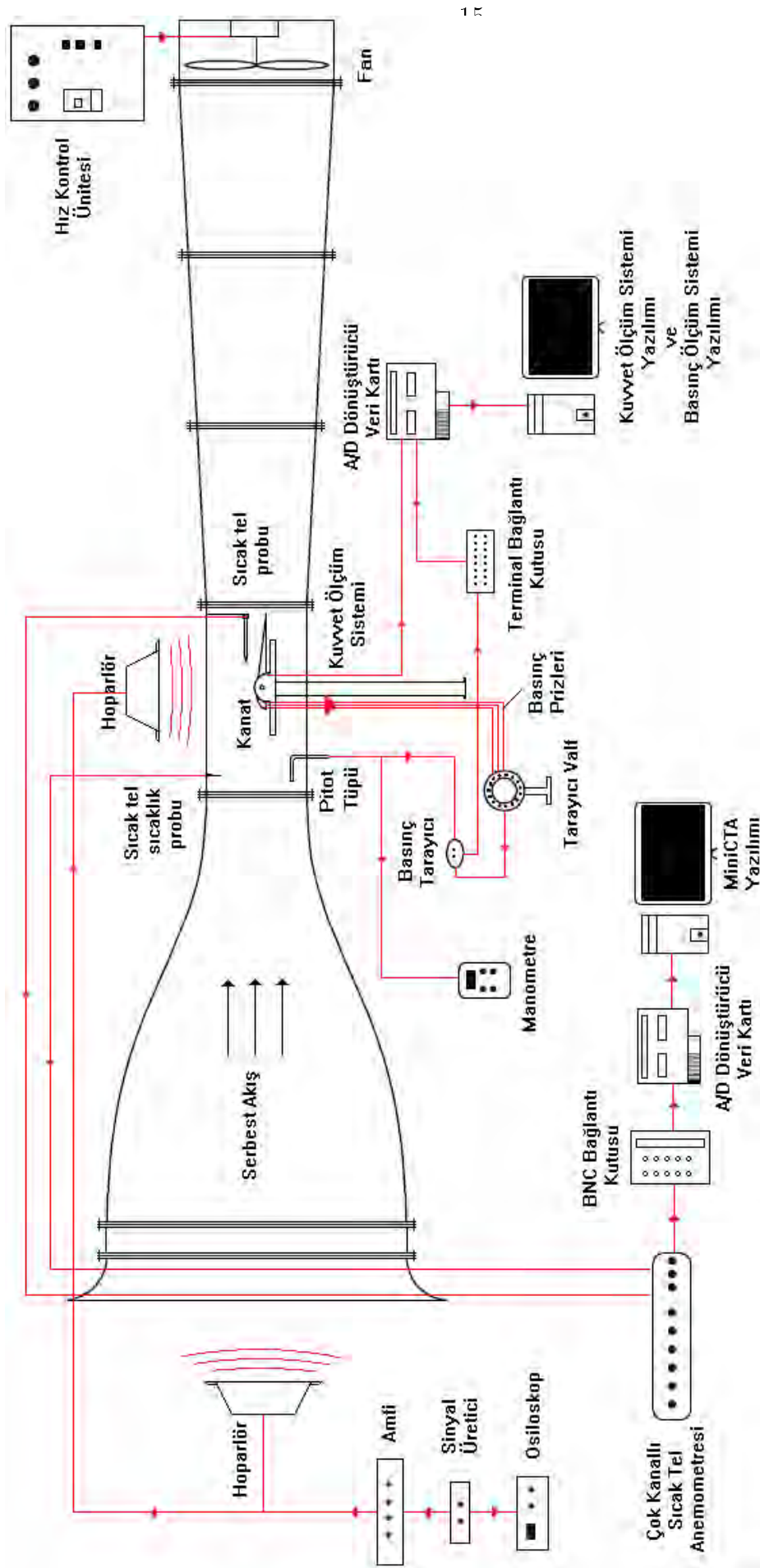
Bu bölümde öncelikle kanatta oluşan kuvvetler, kuvvet ölçüm sistemi ile ölçülmüş daha sonra bu kuvvetler boyutsuzlaştırılarak kuvvet katsayıları elde edilmiştir. Re sayısı ve hücum açısının kuvvet katsayısına etkisi incelenip, tutunma kaybı (*stall*) açıları belirlenmiştir. Kuvvet katsayılarında sonra ise bir başka boyutsuz

katsayı olan basınç katsayıları yüzeydeki basınç ölçümleri ile belirlenmiştir. Basınç katsayılarının belirlenmesinden sonra kanadın üst bölgesinde oluşan laminar 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 fleksiglasstan yapılmıştır. Tünelin diğer kısımları ise metaldan yapılmıştır. Deneylerin gerçekleştirildiği düzeneğin temsili resmi Şekil 2.2’de verilmiştir.

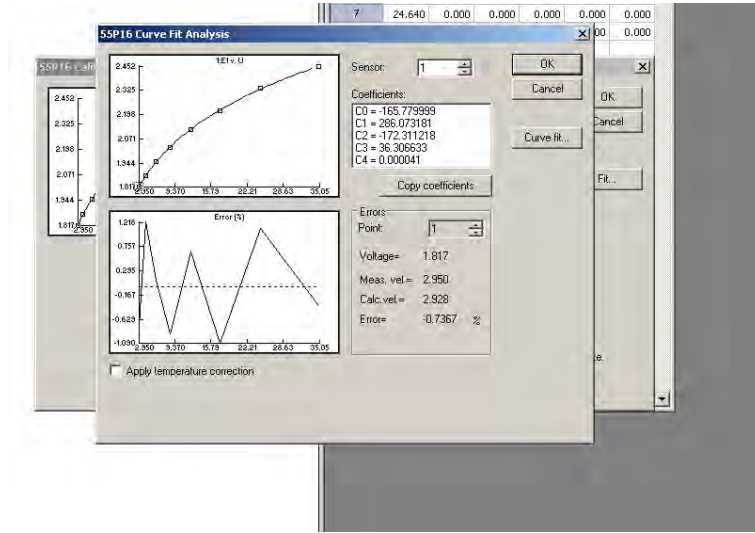
2.2. Deneysel Kontroller

2.2.1. Rüzgar Tüneli Test Odası Karakteristikleri

Deneyler gerçekleştirilmeden önce test odasının hız dağılımı ve belirli hızlara göre türbülans seviyesi sıcak tel anemometresi (SSA) ile belirlenmiştir. Bu deneysel çalışmada Dantec marka 54N81 model 6 kanallı SSA kullanılmıştır. SSA deneyleri yapılmadan önce hız kalibrasyonu yapmak gerekmektedir. Bu kalibrasyon pitot tüpü ve manometre sistemi veya referans hız probu yardımıyla yapılmaktadır. Bu projede başlangıçta pitot tüpü ile yapılırken sonradan referans hız probu kullanılmıştır. Kalibrasyon esnasında minimum ve maksimum hız ve bu iki değer arasındaki istenilen sayıda nokta seçilir. Bu nokta sayısı maksimum ve minimum 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. Rüzgar tüneli test odası türbülans şiddeti belirleme deneylerindeki hata oranları %-1.090 ile %1.216 arasında elde edilmiştir.



Şekil 2.2. Deney düzeniğin şematik gösterilişi



Şekil 2.3. Kalibrasyon eğrisi.

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 edilebilip kaydedilebilmektedir ve hız kalibrasyonunda bu özellik kolaylık sağlamıştır.

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

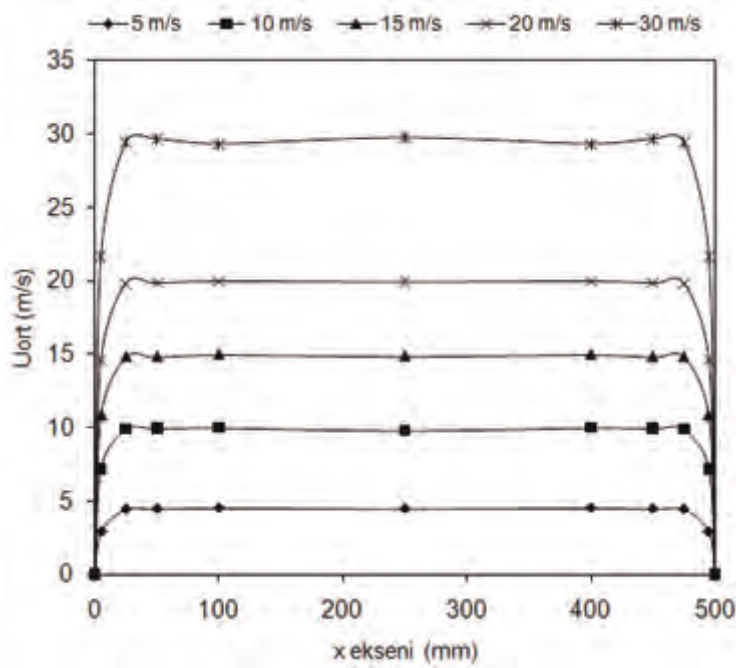
karşılaştırılmasını verir. Bu karşılaştırmada yatay ve dikey yönler birlikte değerlendirilir. RMS türbülans yoğunluğu ile birlikte test bölgesinin akış kalitesi ile ilgili temel bilgi verir.

Türbülans şiddeti ise,

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

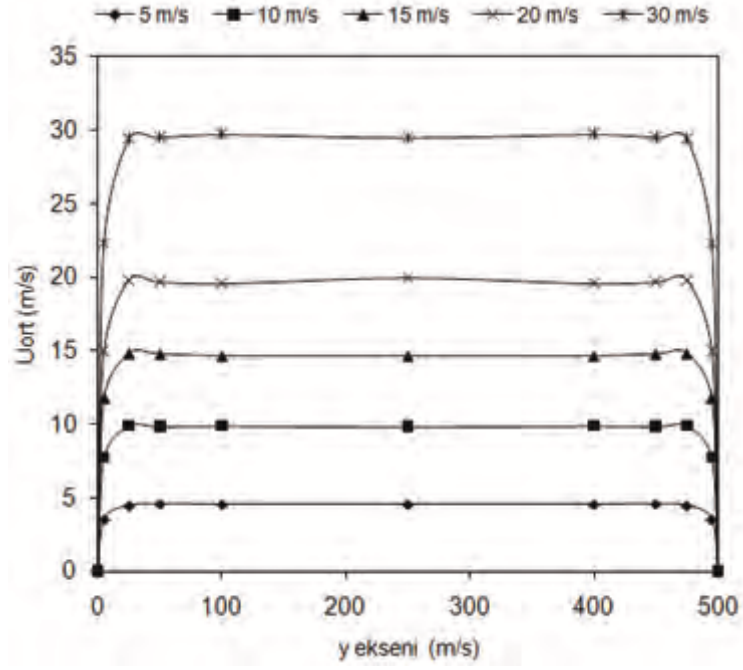
eşitliği ile belirlenir.

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).

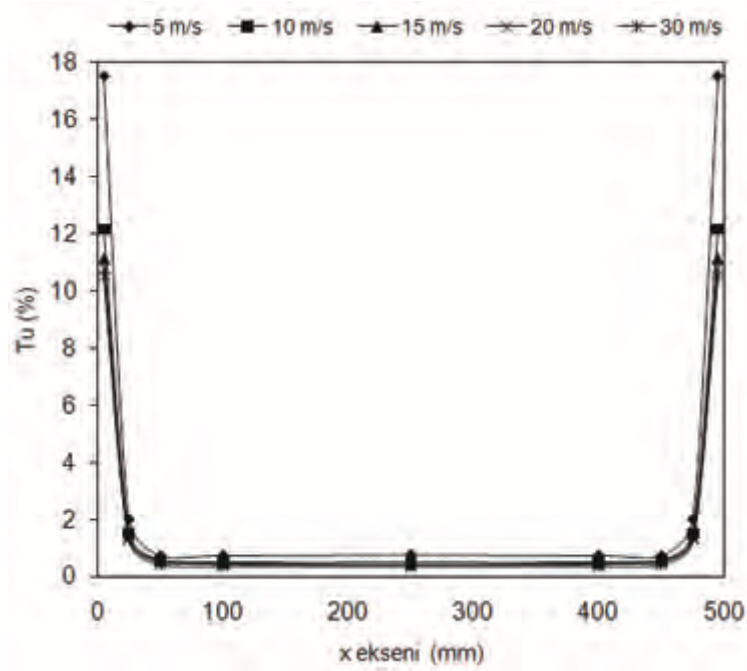


Şekil 2.4. Rüzgar tüneli test odası yatay hız dağılımı.

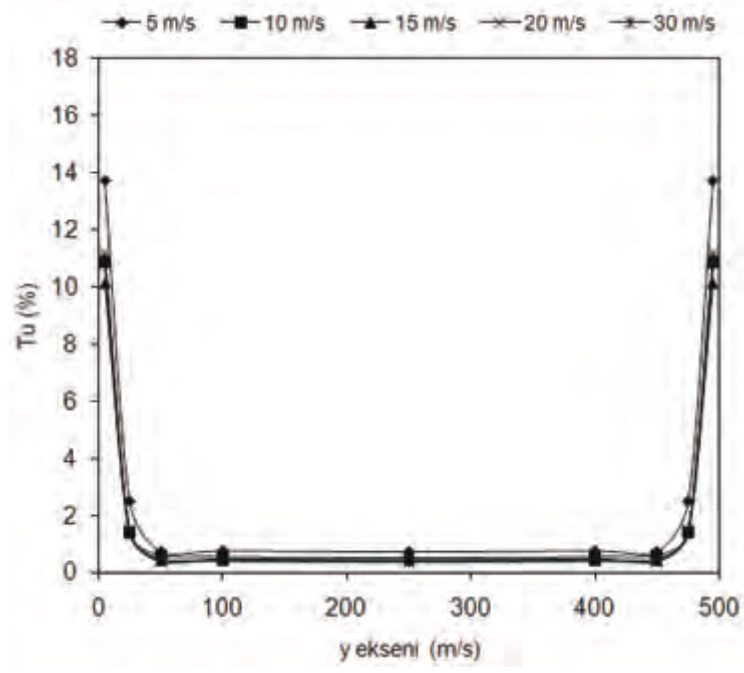
Şekil 2.6 ve Şekil 2.7’den görüldüğü gibi türbülans şiddeti test bölgesinin genelinde için yaklaşık %0.4, sadece 5 m/s için % 0.7’dir. Bu değerlerden tünelin türbülans seviyesinin çok iyi olduğu görülmektedir ve çoğu akışkanlar mekaniği çalışmaları için yeterli bir tünel olduğunu göstermektedir. Şekil 2.9 ve Şekil 2.10 verilen grafiklerde



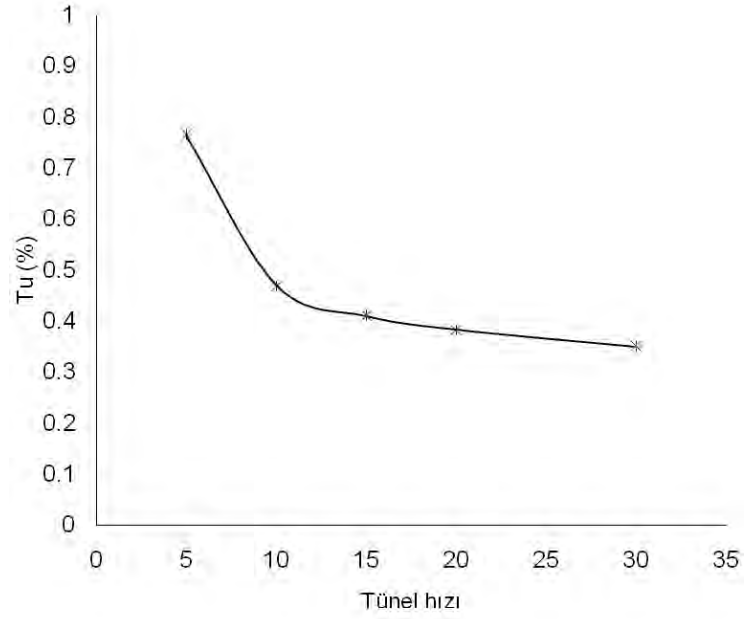
Şekil 2.5. Rüzgar tüneli test odası dikey hız dağılımı.



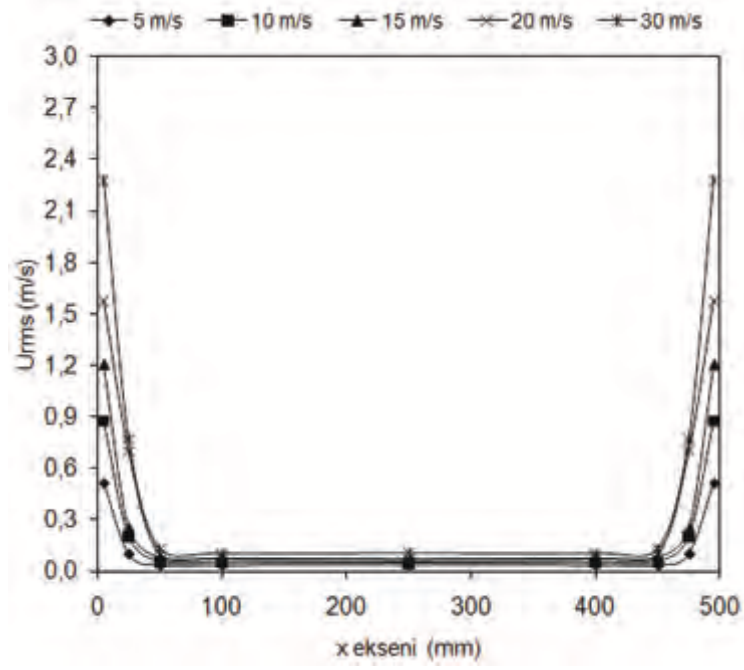
Şekil 2.6. Rüzgar tüneli test odası yatay türbülans dağılımı.



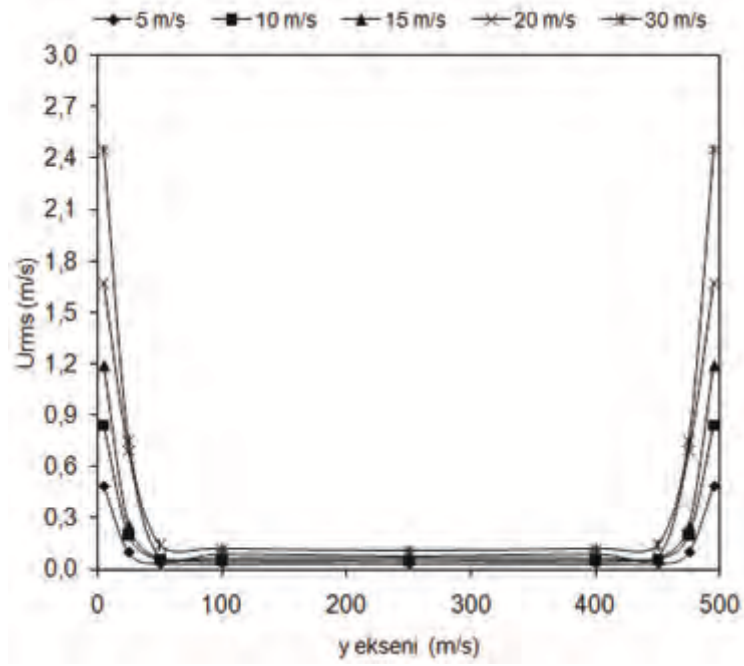
Şekil 2.7. Rüzgar tüneli test odası dikey türbülans dağılımı.



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.

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 anlaşılabacağı üzere, 10 m/s ortalama hızdan sonra türbülans yoğunluğu yaklaşık % 0.4'dür.

2.2.2. Belirsizlik Analizi

Deneyisel 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.

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

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

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

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 düzeltmesi yapmaya gerek olmadığından [Çakmak, 2000], bu tünelde blokaj düzeltmesi 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 denkleminden 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. Pitot tüpü havanın toplam ve statik basıncını alacak deliklere sahiptir. 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.

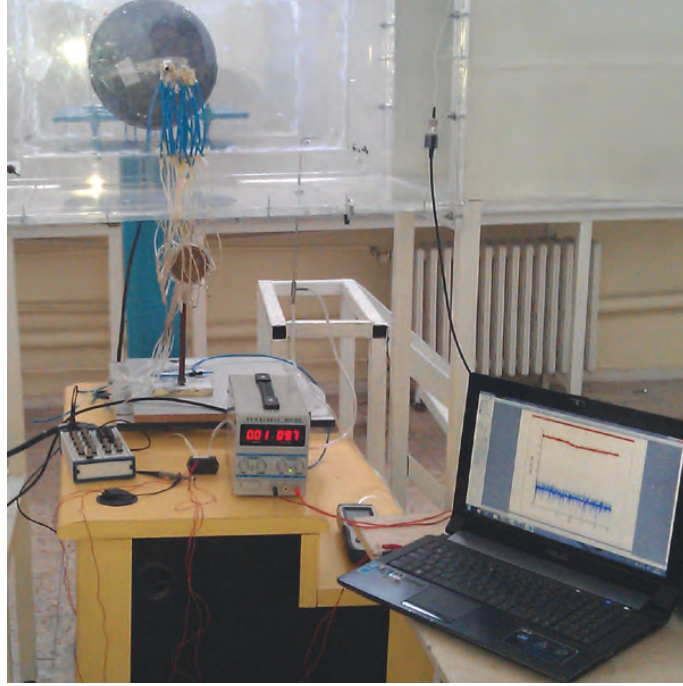
Kanat profili etrafındaki basınç dağılımı 2.9 nolu denklemdeki gibi boyutsuzlaştırılır ve bu boyutsuz sayıya basınç katsayısı adı verilir ve C_p ile gösterilir. Bu denklemde; p kanat üzerinde ölçüm yapılan noktanın statik basıncı, p_∞ serbest akışın statik basıncı, v_∞ serbest akışın hızı ve ρ ise akışkanın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

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

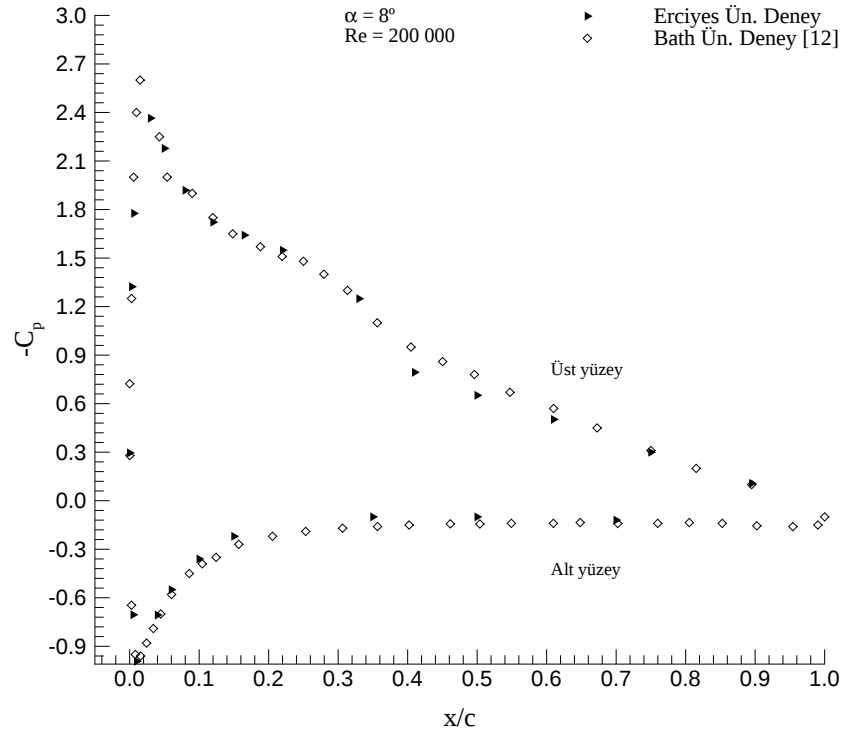
Basınç katsayısı, önemli bir parametredir ve bu katsayı yardımıyla taşıma, sürüklenme ve moment katsayıları elde edilebileceği gibi kanat yüzeylerinde oluşan laminar ayrılma kabarcığının yeri, ayrılma ve tekrar yapışma noktaları da belirlenebilir. Basınç katsayısı ölçüm deneyleri pitot tüpü, manometre ve tarayıcı valf yardımı ile yapılmıştır. Basınç katsayısı ölçüm deneyleri için kort boyu 15 cm olan NACA 2415 kanat profili kullanılmıştır.

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.

Kanat üzerindeki basınç katsayısı değerleri hesaplamalarında kullanılmak üzere kanat üzerindeki basınç ile serbest akışın basıncı arasındaki fark, test odası

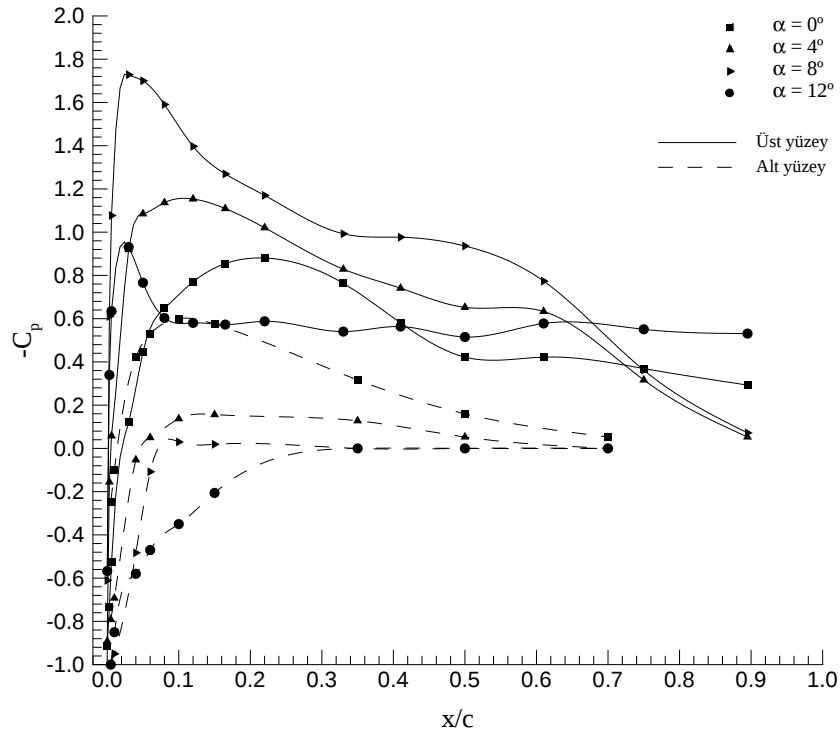


Şekil 2.11. Basınç katsayısı deneyleri için kullanılan kanat profili ve deneysel düzenek



Şekil 2.12. Farklı tünellerdeki C_p dağılımının kıyaslanması ($Re=2 \times 10^5$, $\alpha=8^\circ$)

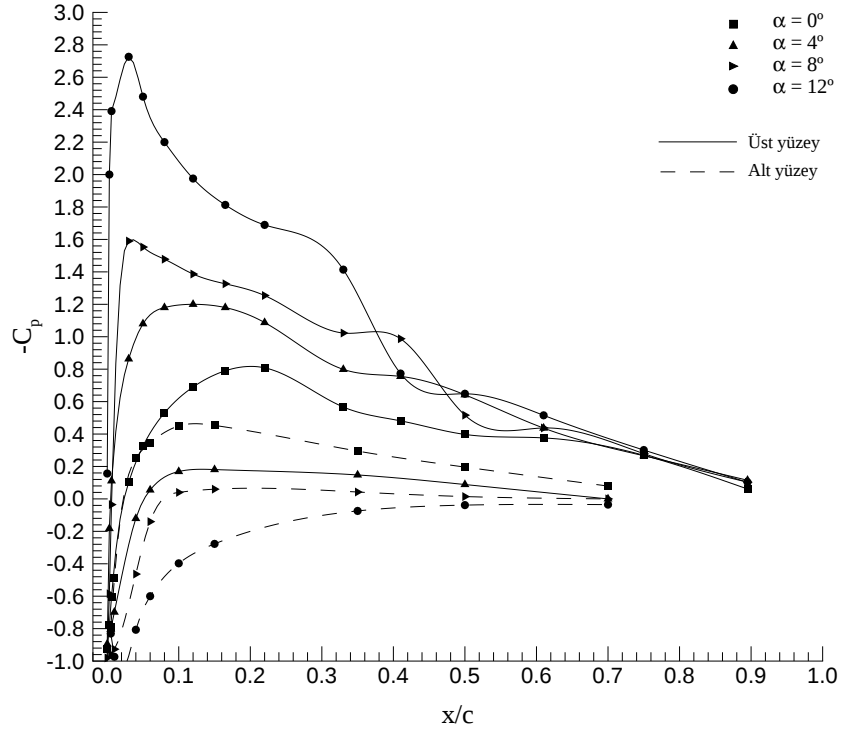
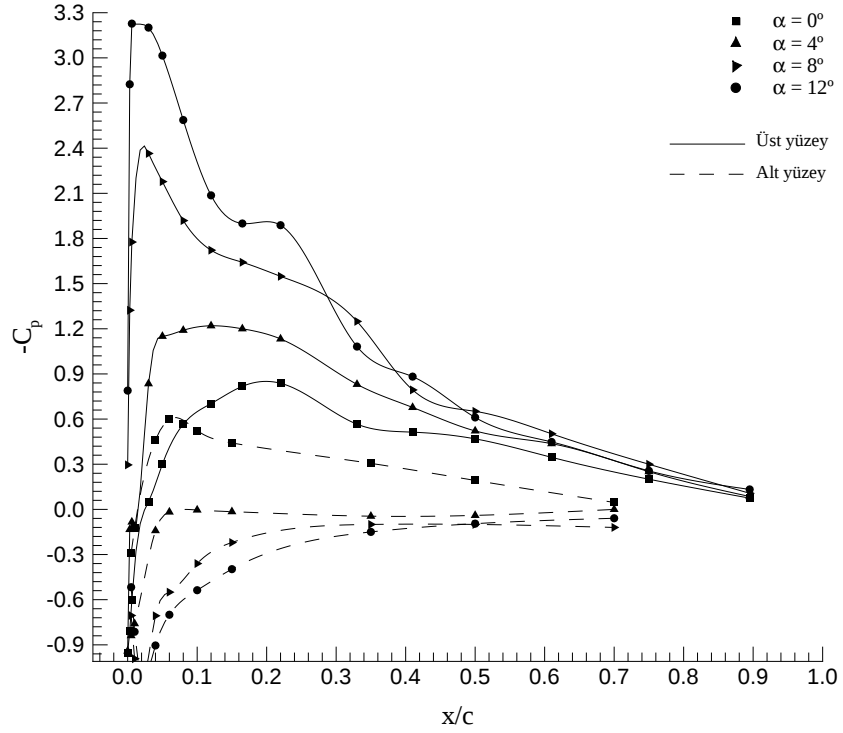
hızı belirlemede olduğu gibi pitot tüpü ve manometre kullanılarak ölçülmüştür. Şekil 2.11’de gösterildiği gibi pitot tüpünün statik basınç portunun manometreye bağlantısı aynı kalırken pitot tüpünün toplam basınç çıkışı boş bırakılmış ve manometrede bunun yerine tarayıcı valfe bağlanmıştır. Tarayıcı 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.

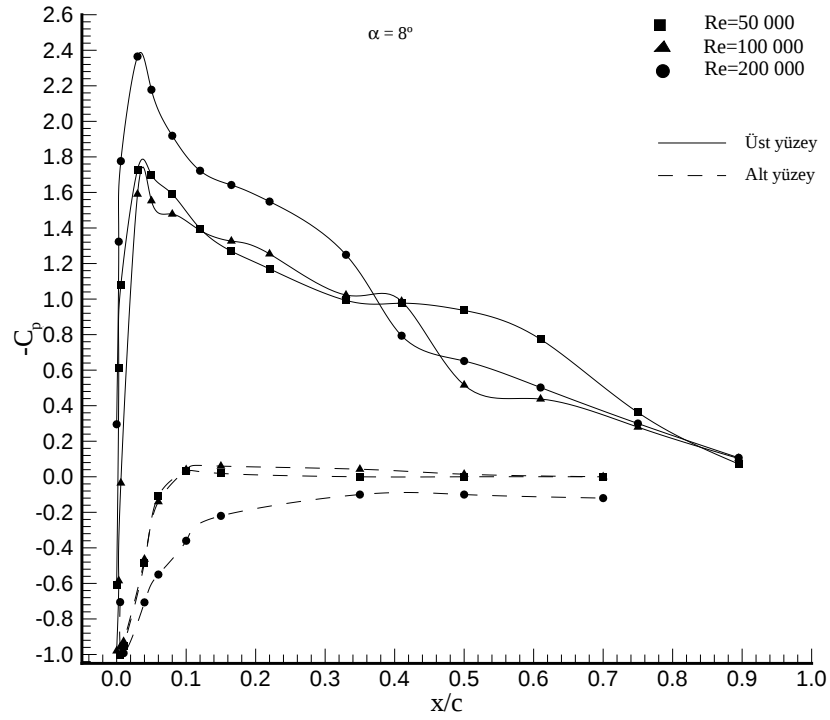


Şekil 2.13. Kanat profili C_p dağılımı ($Re=0.5 \times 10^5$)

Yapılan deneylerde öncelikle 200 000 Re sayısında $\alpha=8^\circ$ iken elde edilen sonuçlar literatürdeki [Genç, 2009] nolu referanstaki Genç'in doktora tezinde kullanılan deneysel çalışma ile karşılaştırılmıştır ve Şekil 2.12'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.

Kanadın üst yüzeyinde oluşan laminar ayrılma kabarcığı, eğrinin genel yapısını bozan kambura sebep olmuştur. Bu kamburun başladığı yer ayrılmanın, bittiği

Şekil 2.14. Kanat profili C_p dağılımı ($Re=1 \times 10^5$)Şekil 2.15. Kanat profili C_p dağılımı ($Re=2 \times 10^5$)



Şekil 2.16. Kanat profili C_p dağılımı ($\alpha = 8^\circ$)

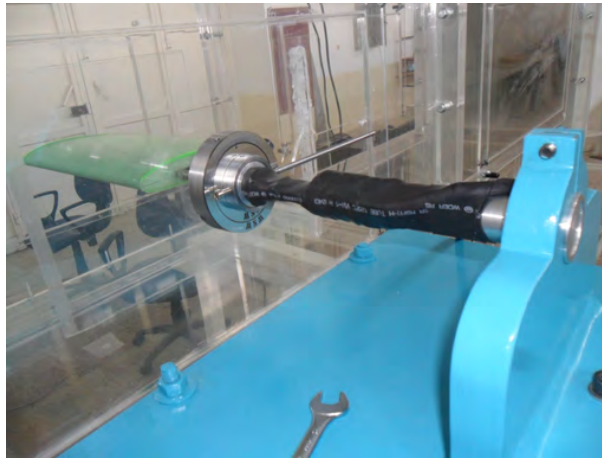
yer ise yeniden yapışmanın olduğu yerdir. Basınç katsayısı deneyleri ile laminar ayrılma kabarcığının yerini kesin olarak kestirmek çok zordur. Çünkü bir hat boyunca aralıksız olarak basınç alınacak basınç prizleri yerleştirilmeli ve bu bu basınç prizlerinde kayıpsız olarak veri alınmalıdır. Kanada veter boyunca basınç priizi koymak yerine istenilen aralıklarla bu delikler yerleştirilir. Basınç katsayısı deneyleri ile laminar ayrılma kabarcığının yeri bölge olarak tahmin edilebilir. Elde edilen sonuçlara göre hücum açısı ve Re sayısı arttıkça laminar 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 (Şekil 2.17), kaldırma ve sürüklenme kuvvetleri ile yunusluma momentini birbirinden bağımsız olarak ölçebilen 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.

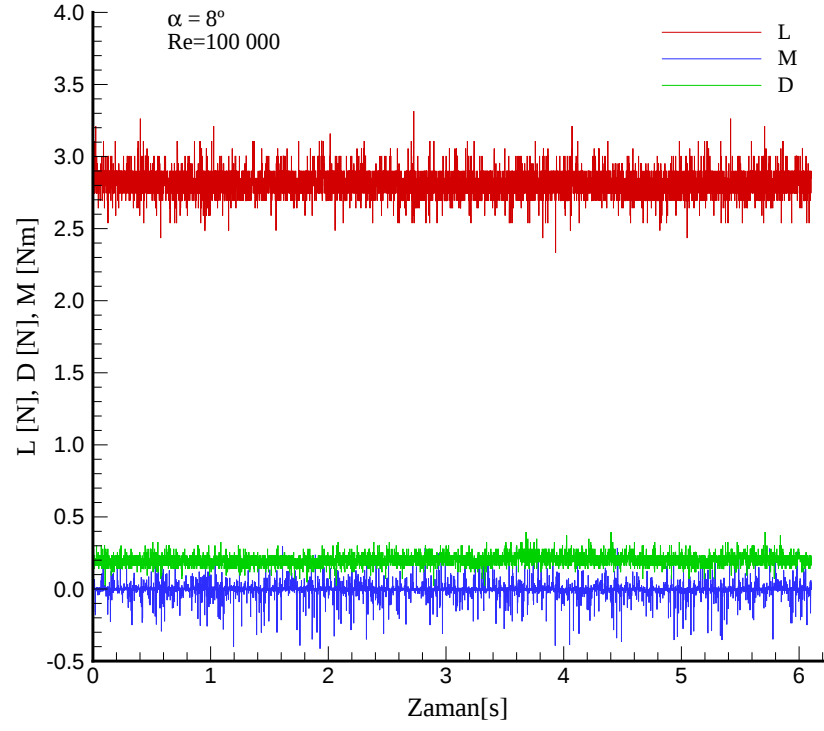


Şekil 2.17. Deneyleri yapıldığı üç bileşenli kuvvet ölçüm sistemi

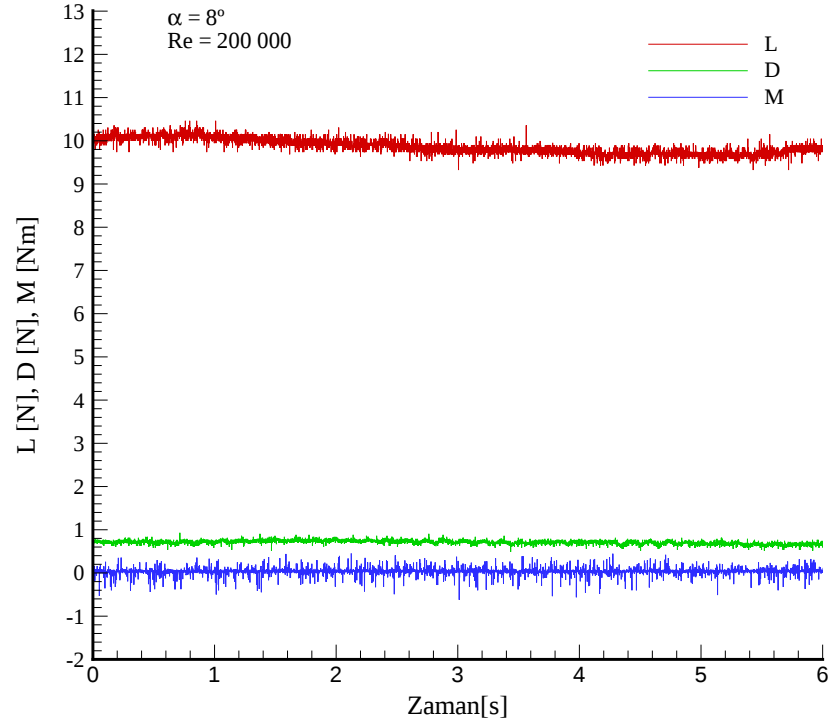
Şekil 2.18-2.23 kanat üstüne gelen kaldırma kuvveti, sürüklenme kuvveti ve yunuslama momentinin 6 saniyelik zaman diliminde değişimini göstermektedir. Bu şekillerde L kaldırmayı, D sürüklemeyi, M ise momenti ifade etmektedir. Farklı Re sayılarında 8° hücum açısında kuvvet değişimleri görülmekte (Şekil 2.18-2.20) ve akış bu hücum açısında düzgün olduğundan kuvvet değerlerinde çok fazla dalgalanma görülmez iken 15° tutunma kaybıda kanat üzerinde akış tutunamamakta ve girdaplar oluşmaktadır. Dolayısıyla kuvvetler de dalgalanmaktadır (Şekil 2.21-2.22). 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

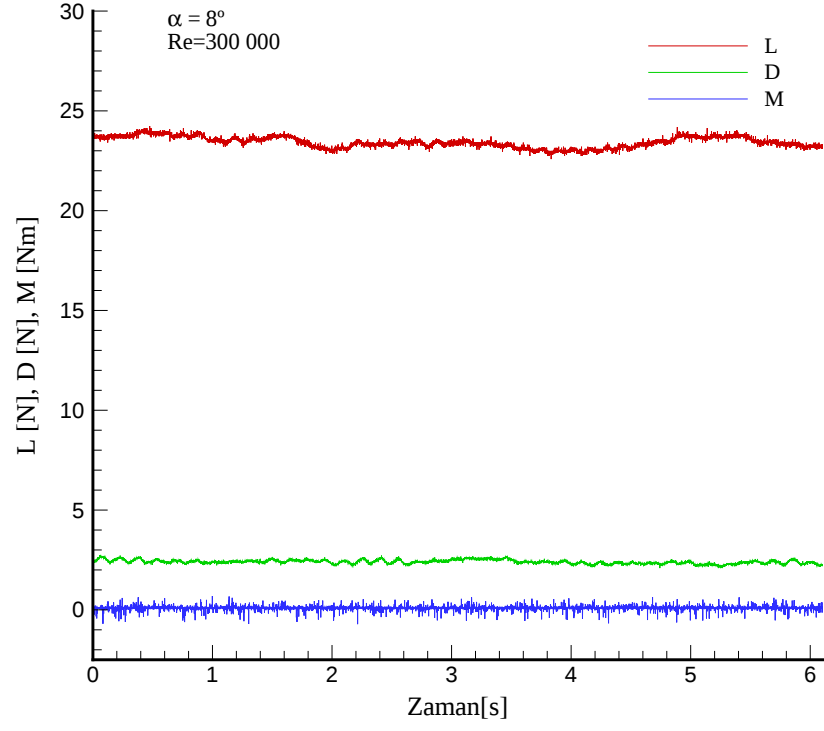
Bir kanat üzerindeki kuvvetlerin büyüklüğü akışkanın yoğunluğu, viskozitesi, kanadın yüzey alanı ve veter uzunluğu gibi parametrelerle değişmektedir. Bu sebeple



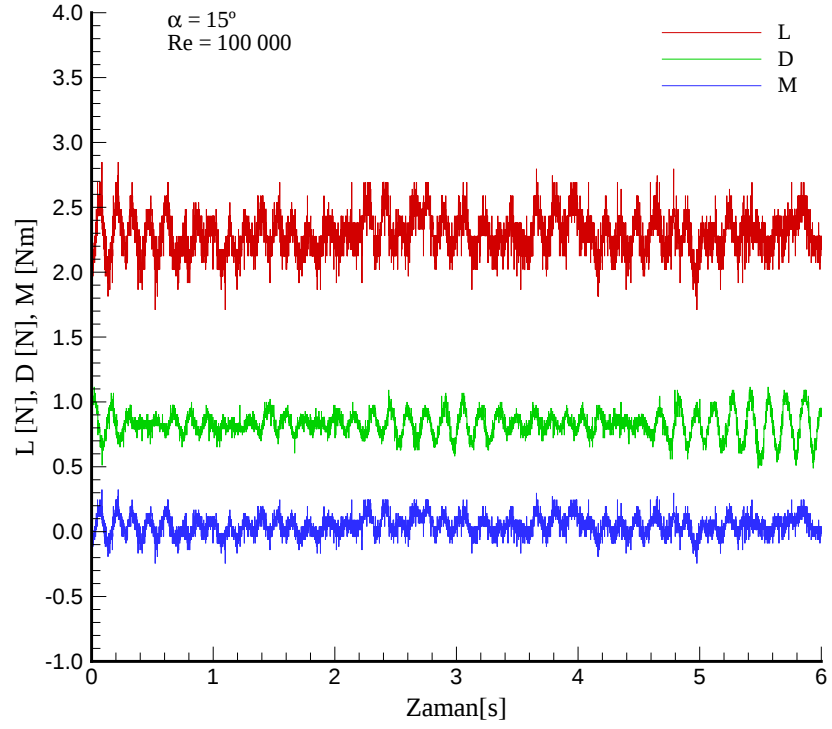
Şekil 2.18. Anlık kuvvet ve momentler ($Re=1 \times 10^5$, $\alpha=8^\circ$)



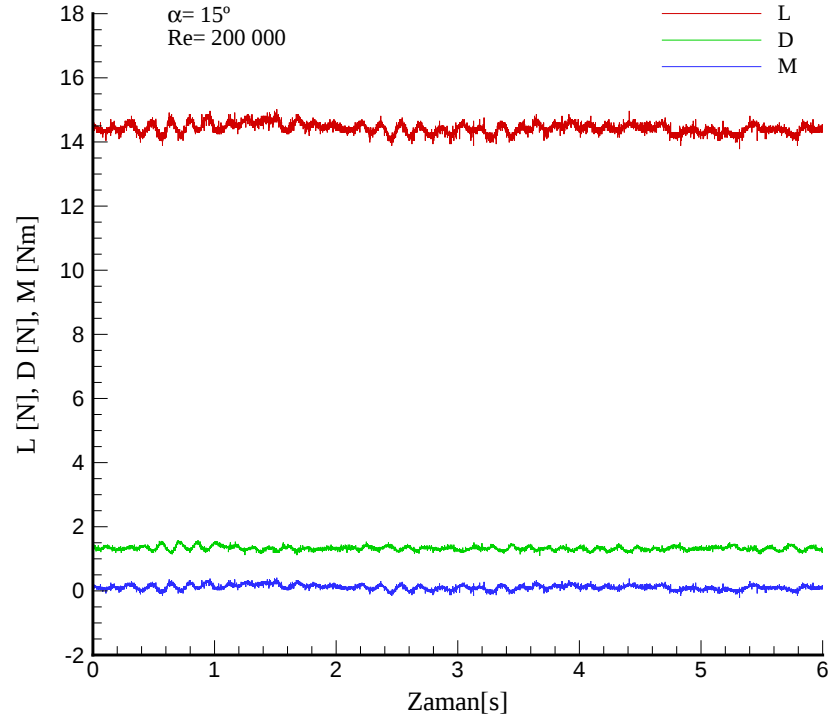
Şekil 2.19. Anlık kuvvet ve momentler ($Re=2 \times 10^5$, $\alpha=8^\circ$)



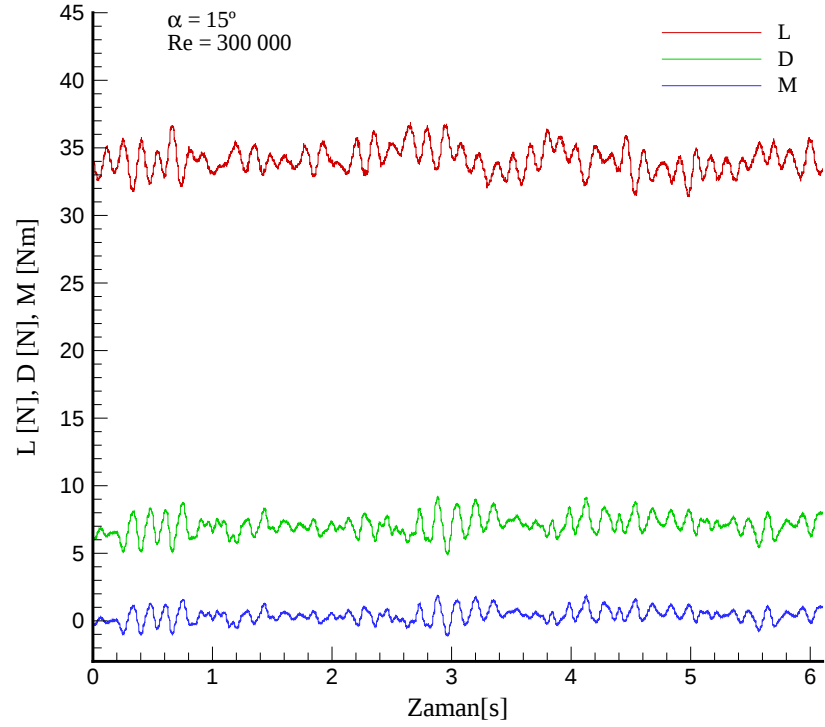
Şekil 2.20. Anlık kuvvet ve momentler ($Re=3 \times 10^5$, $\alpha=8^\circ$)



Şekil 2.21. Anlık kuvvet ve momentler ($Re=1 \times 10^5$, $\alpha=15^\circ$)



Şekil 2.22. Anlık kuvvet ve momentler ($Re=2 \times 10^5$, $\alpha=15^\circ$)



Şekil 2.23. Anlık kuvvet ve momentler ($Re=3 \times 10^5$, $\alpha=15^\circ$)

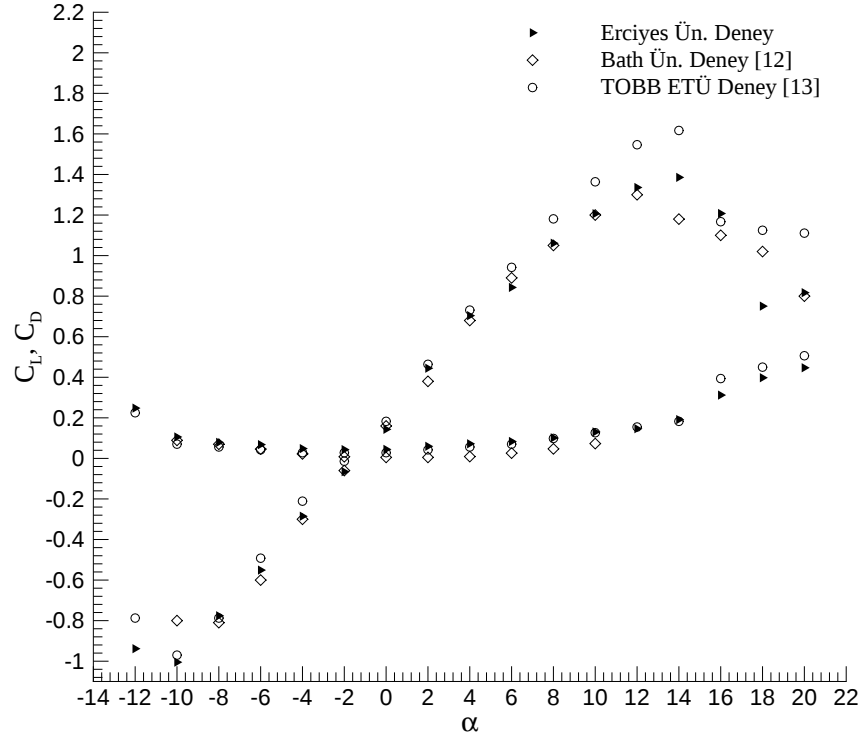
bu değerleri boyutsuzlaştırarak daha kullanılabilir hale getirmek gerekmektedir. Örneğin 18 cm veter boyu, 30 cm genişliği ve 10 N ağırlığa sahip küçük bir kanada etkiyen 20 N kaldırma kuvveti kanadı kaldırmaya yeterken, veter boyu 120 cm, genişliği 30 m ve ağırlığı 1 tonun üstünde olan aynı profil yapısına 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.

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

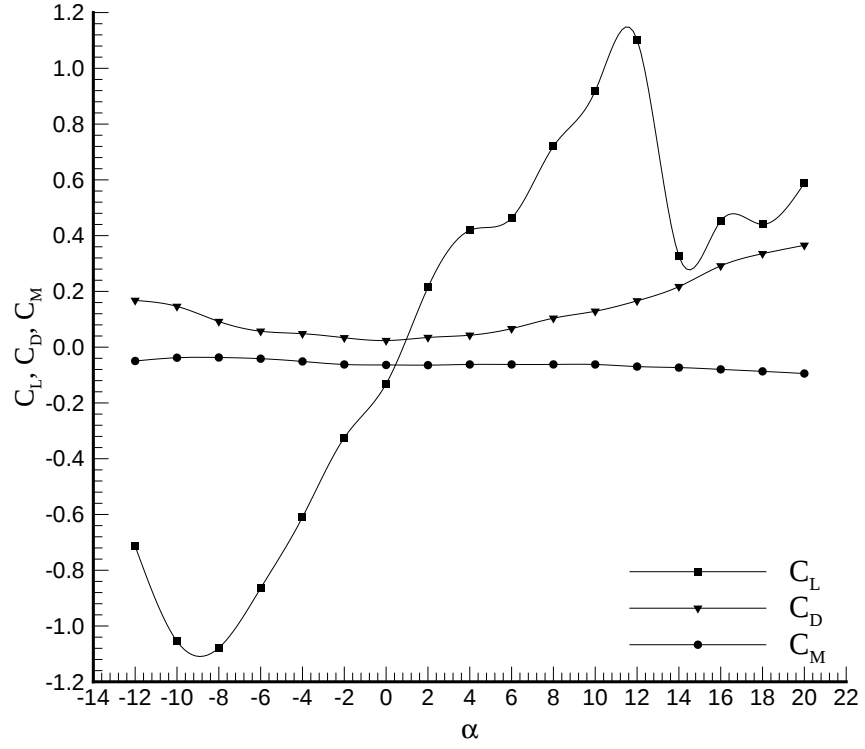
$$C_D = \frac{F_D}{\frac{1}{2}\rho v_\infty^2 S} \quad (2.11)$$

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

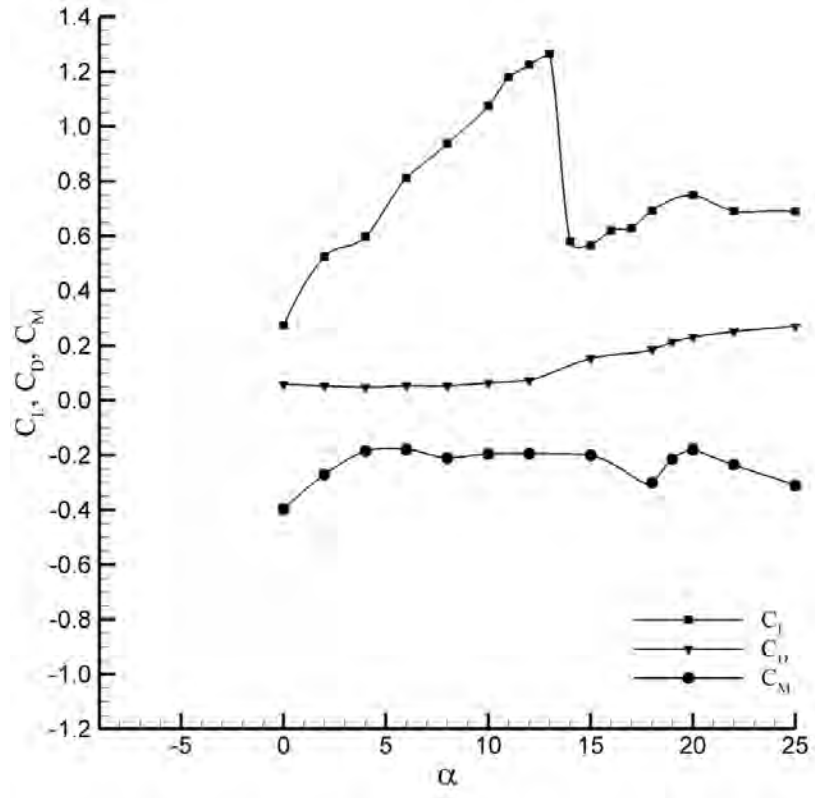
Anlık olarak alınan kuvvet dataların ortalaması Microsoft Office Excel ve MATLAB yazılımları ile alınmış ve bu değerler ortalama kuvvet ve moment olarak kullanılmıştır. Kanadın veter boyu 0.18 m, genişliği 0.29 m dolayısıyla yüzey alanı 0.0522 m^2 dir. Deneylerden elde edilen sonuçların doğruluğunu test etmek için literatürde yapılmış olan deneysel çalışma ile kıyaslanmış ve şekil2.24’de gösterildiği gibi oldukça yakın sonuçlar alınmıştır.



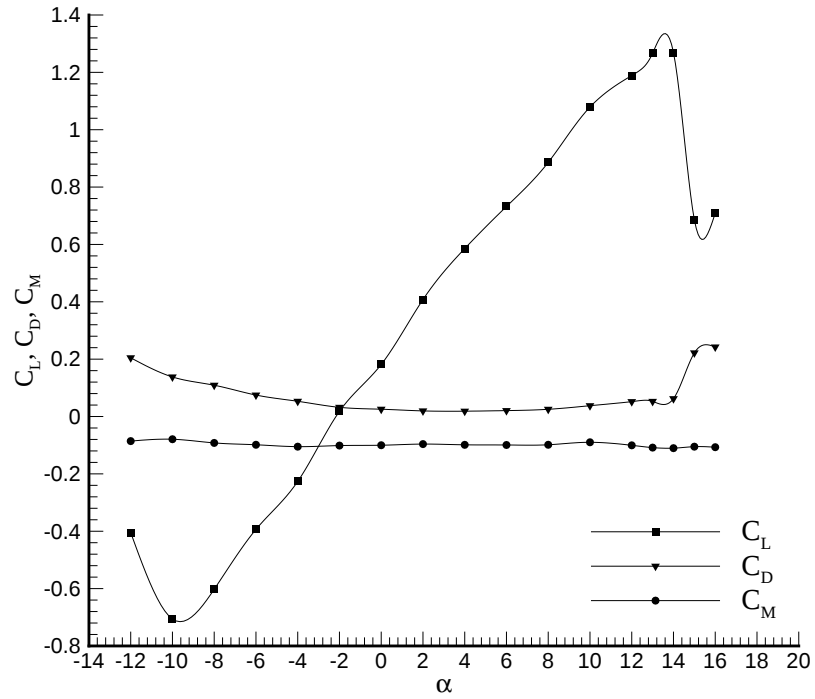
Şekil 2.24. NACA 2415 C_L ve C_D katsayıları ($Re=2 \times 10^5$)



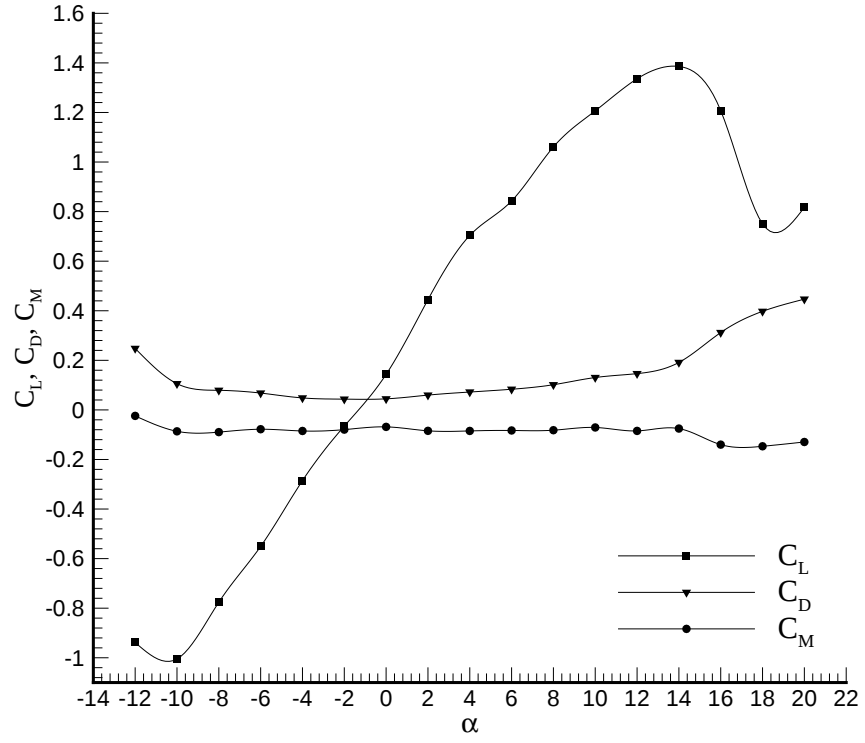
Şekil 2.25. Kuvvet ve moment katsayıları ($Re=0.5 \times 10^5$)



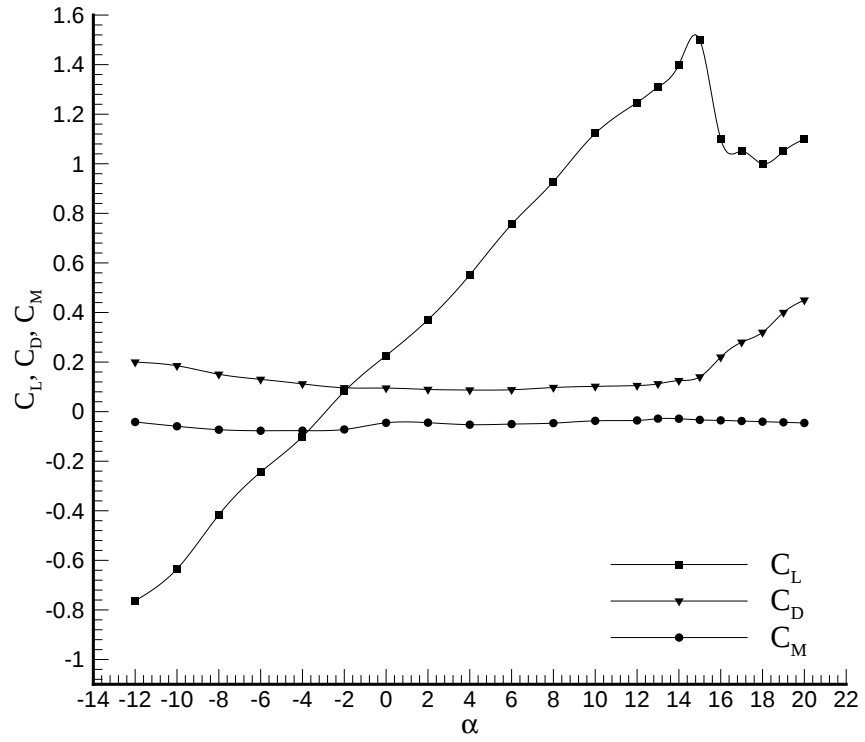
Şekil 2.26. Kuvvet ve moment katsayıları ($Re=0.75 \times 10^5$)



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 ($Re=3 \times 10^5$)

Şekil 2.25, Şekil 2.26, Şekil 2.27 ve Şekil 2.28 C_L , C_D ve C_M değerlerinin Re sayısı ve hücum açılarına göre dağılımlarını göstermektedir. Bu deneylerde elde edilen sonuçlar; Re sayısı arttıkça tutunma kaybı (*stall*) açısı artmıştır. 50 000 Re sayısında bu değer 12° , 75 000 ve 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, 1.30, 1.38 ve 1.5 olarak bulunmuştur. Şekil 2.21 ve 2.22'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.

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 laminar 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 [Wetzel et al., 1993].



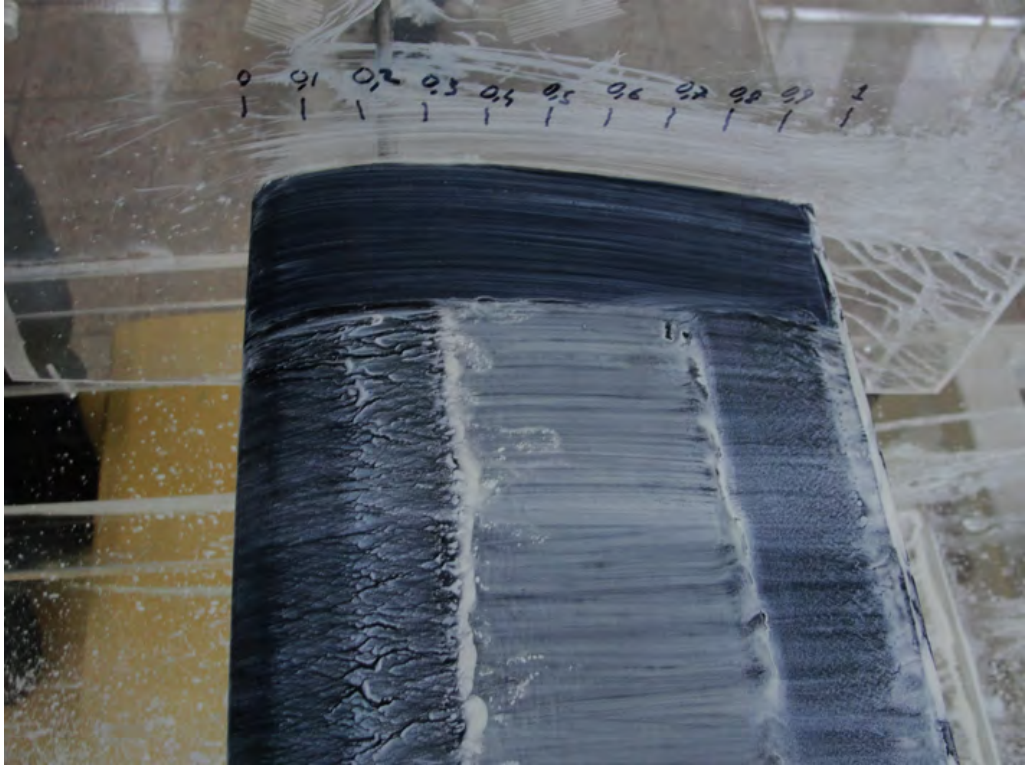
Şekil 2.30. Yağ deneyi için kimyasal maddeler ve karışımın kanat üst yüzeyine sürülmüş hali

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

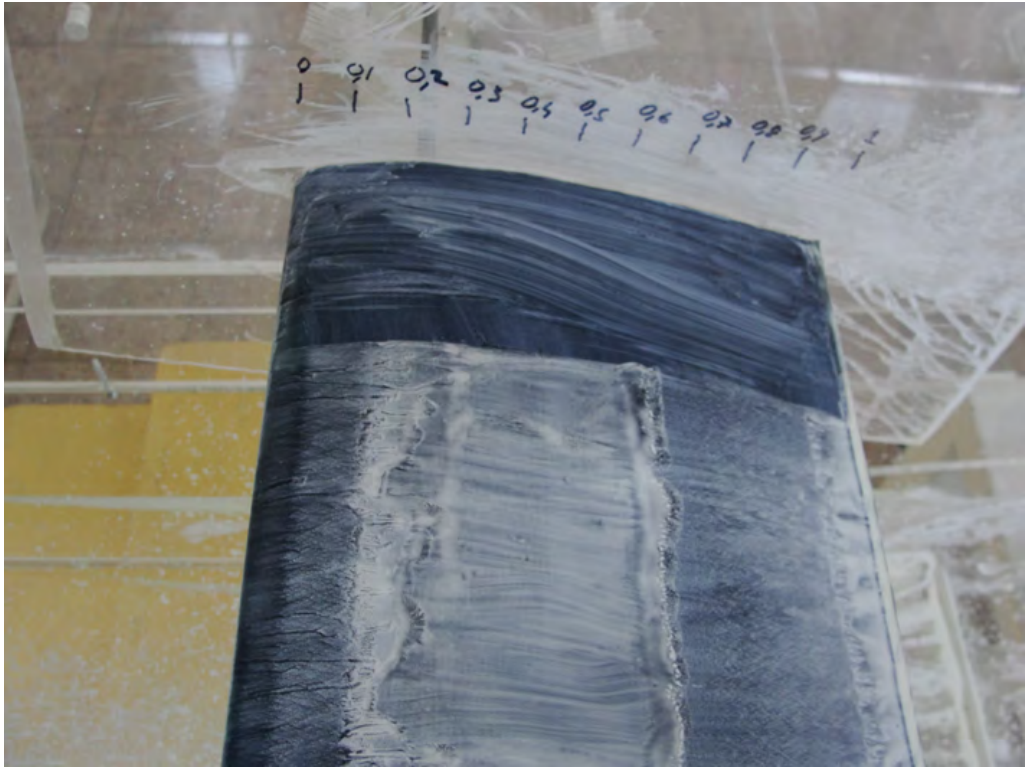
Re sayısı ve hücum açısına göre farklı oranlarda denenmiştir. Bu yöntemin ucuz ve pratik bir yöntem olması gibi avantajlarının yanında, çok düşük Re sayılarında karışımın hareket edememesi gibi dezavantajı mevcuttur. Bu çalışmada 100 000 ve üzerindeki Re sayılarında oldukça güzel sonuçlar elde edilmiştir. Şekil 2.30 ve Şekil 2.31 dikkatli incelenirse kanat yüzeyinde akımın ayrıldığı bölgede karışım üzerinde hiçbir değişiklik olmadığı görülür. Tablo 2.2’de Şekil 2.31 - 2.42 arasındaki fotoğraflarda görüldüğü gibi 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)

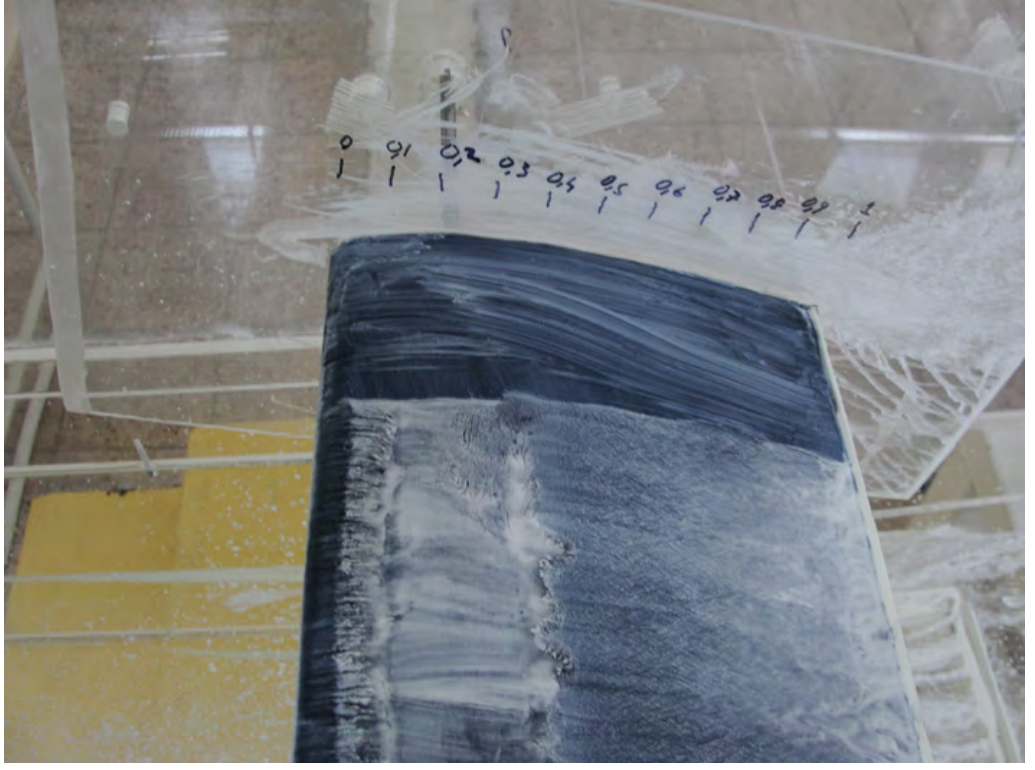
Re sayısı	α	Ayrılma, X_s	Geçiş, X_t	Yapışma, X_r	Kabarcık boyu, L_b
100 000	4°	0.30	0.62	0.72	0.42
	8°	0.20	0.45	0.60	0.40
	12°	0.12	0.30	0.42	0.30
	15°	0.05	0.15	0.20	0.15
200 000	4°	0.35	0.62	0.66	0.31
	8°	0.18	0.38	0.48	0.30
	12°	0.15	0.25	0.30	0.15
	15°	0.04	0.10	0.15	0.11
300 000	4°	0.35	0.53	0.60	0.25
	8°	0.30	0.35	0.45	0.15
	12°	0.15	0.20	0.28	0.13
	15°	0.05	0.08	0.15	0.10



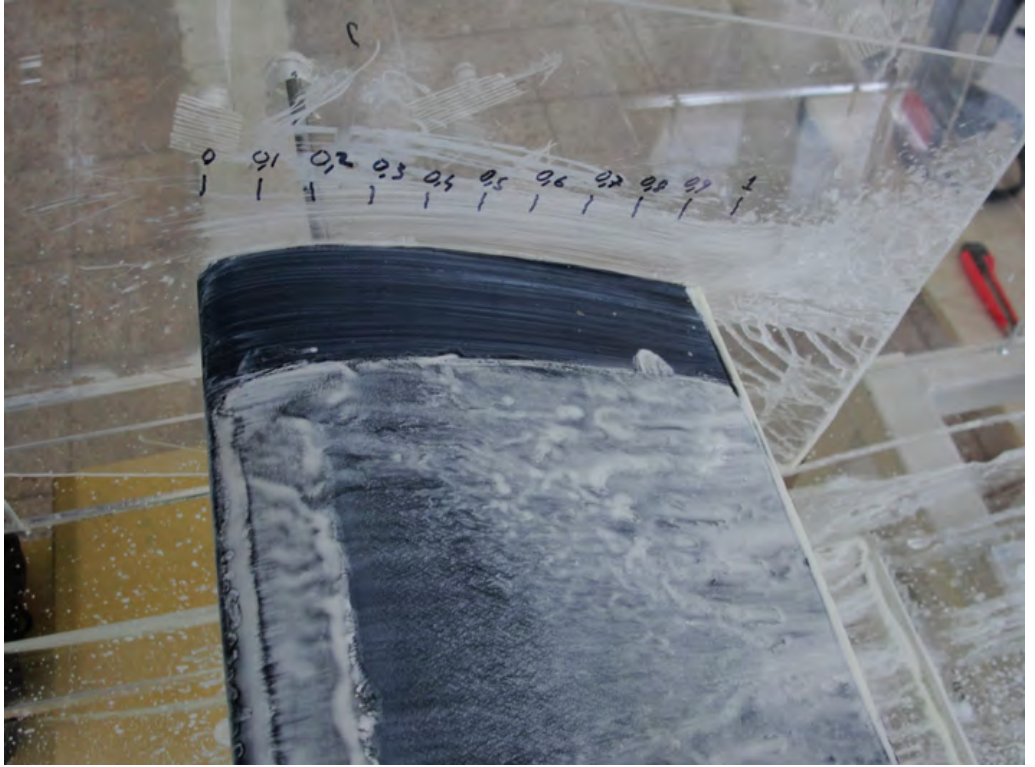
Şekil 2.31. Kanat profili üst yüzeyinde yağ deneyi sonucu ($Re=1 \times 10^5$, $\alpha=4^\circ$)



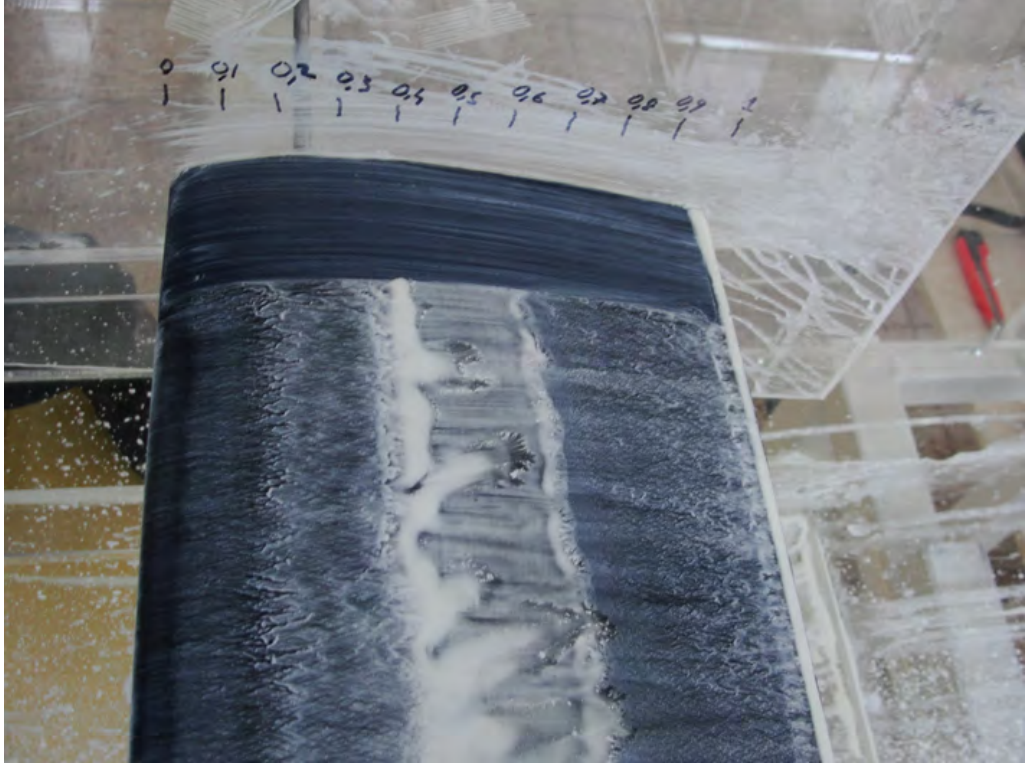
Şekil 2.32. Kanat profili üst yüzeyinde yağ deneyi sonucu ($Re=1 \times 10^5$, $\alpha=8^\circ$)



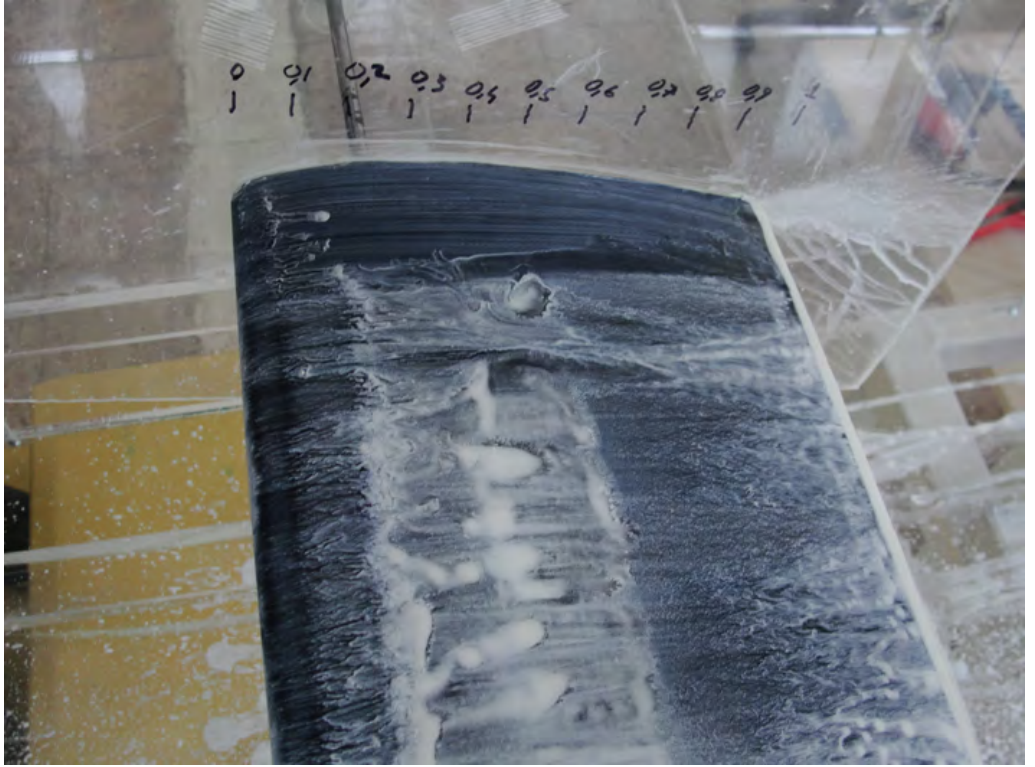
Şekil 2.33. Kanat profili üst yüzeyinde yağ deneyi sonucu ($Re=1 \times 10^5$, $\alpha=12^\circ$)



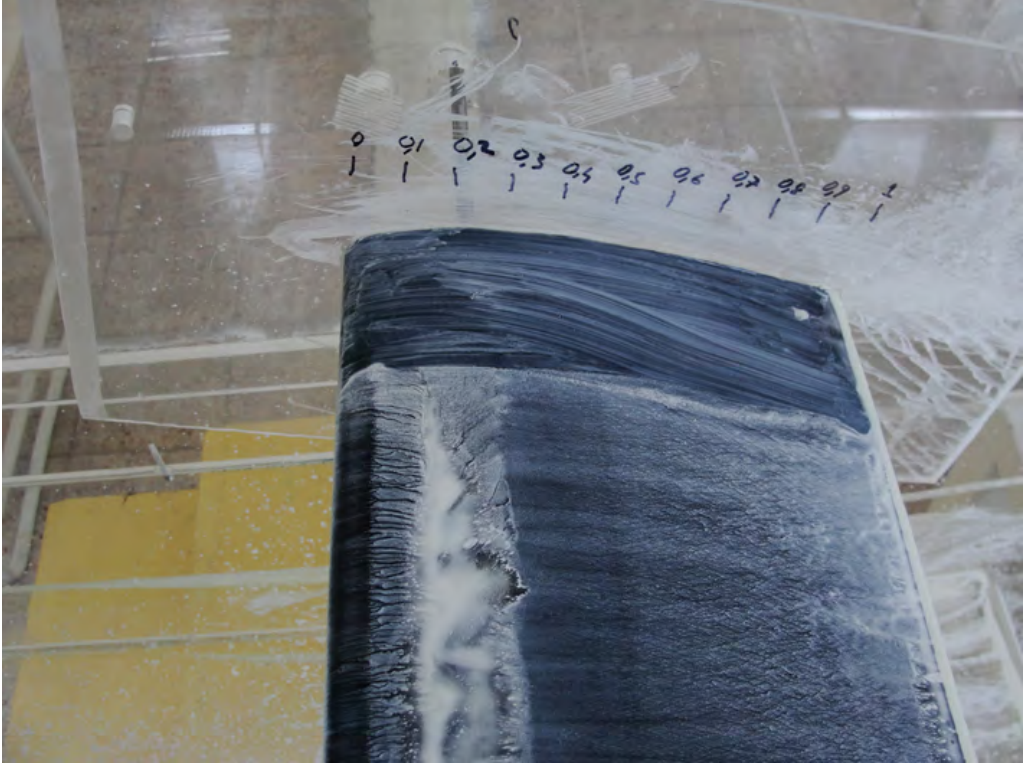
Şekil 2.34. Kanat profili üst yüzeyinde yağ deneyi sonucu ($Re=1 \times 10^5$, $\alpha=15^\circ$)



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



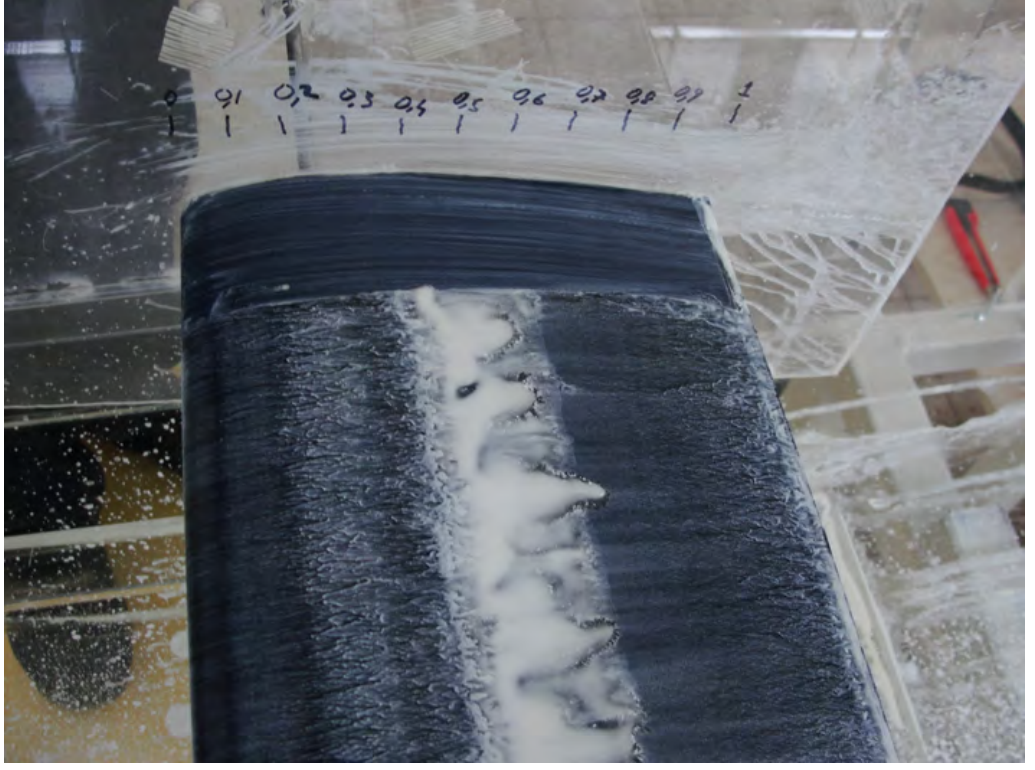
Şekil 2.36. Kanat profili üst yüzeyinde yağ deneyi sonucu ($Re=2 \times 10^5$, $\alpha=8^\circ$)



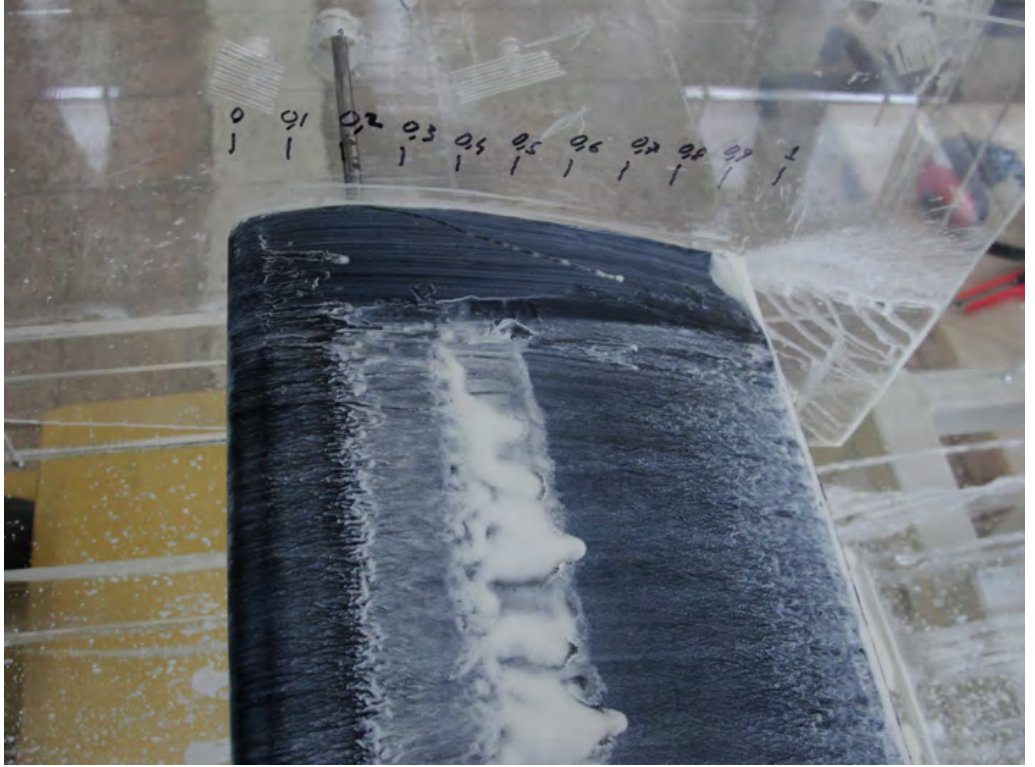
Şekil 2.37. Kanat profili üst yüzeyinde yağ deneyi sonucu ($Re=2 \times 10^5$, $\alpha=12^\circ$)



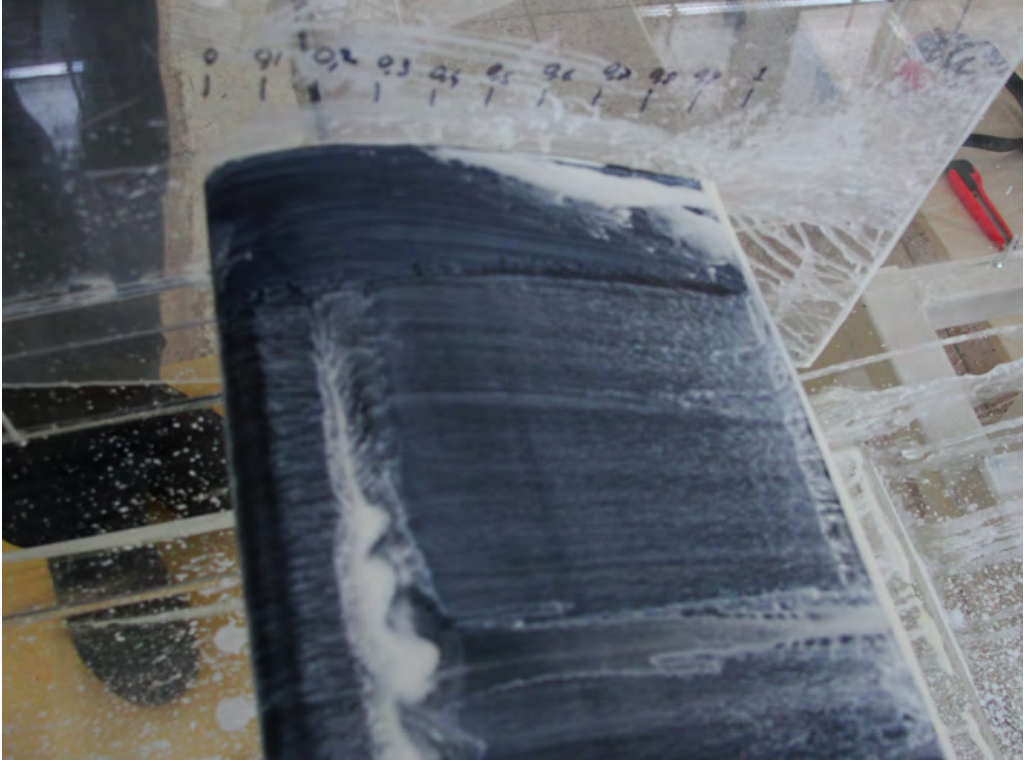
Şekil 2.38. Kanat profili üst yüzeyinde yağ deneyi sonucu ($Re=2 \times 10^5$, $\alpha=15^\circ$)



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



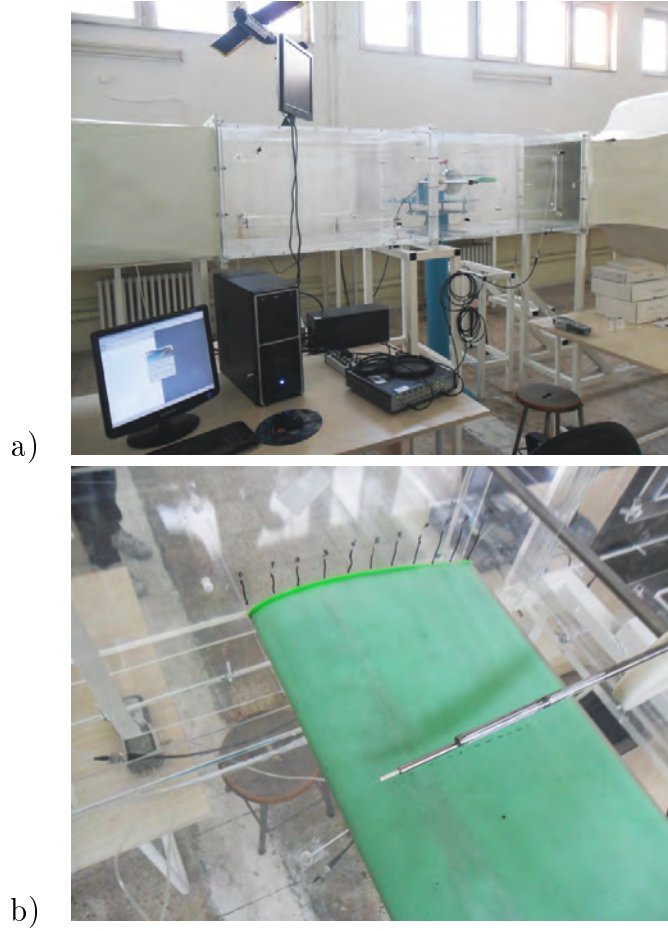
Şekil 2.40. Kanat profili üst yüzeyinde yağ deneyi sonucu ($Re=3 \times 10^5$, $\alpha=8^\circ$)



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 ($Re=3 \times 10^5$, $\alpha=15^\circ$)



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

2.6. Kanat Üst Yüzeyinde Hız Değişimi

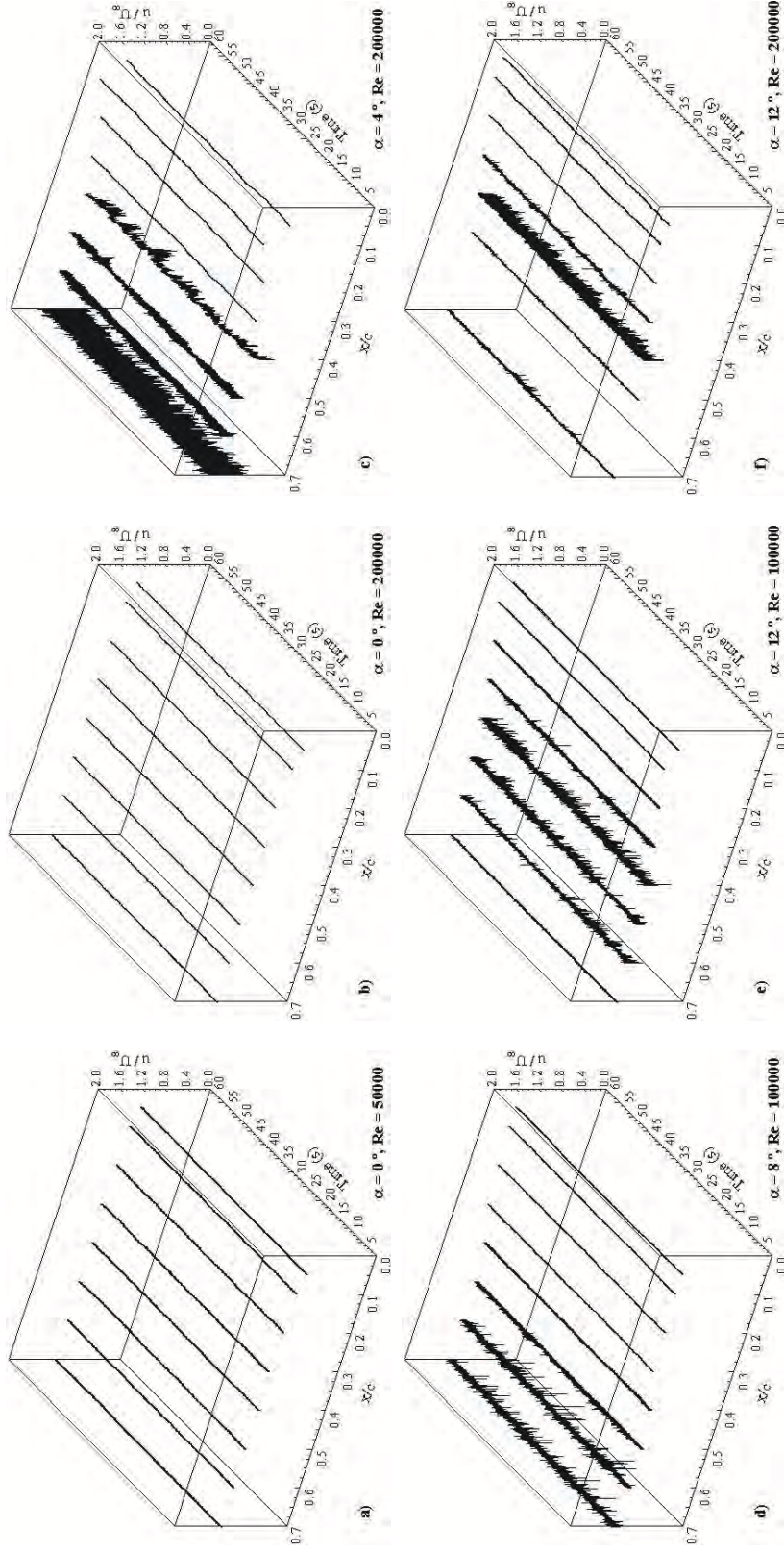
Kanat yüzeyinde farklı noktalarda hız değişimi sabit sıcaklık anemometresi ile ölçülmüştür (Şekil 2.43). Hız kalibrasyonu yapıldıktan sonra prob kanadın belirli bölgelerinde 2 ila 5 mm yükseklikte tutularak deneyler gerçekleştirilmiştir. Laboratuarda travers sistemi olmadığından dolayı, probun konumlandırılması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

Şekil 2.44'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

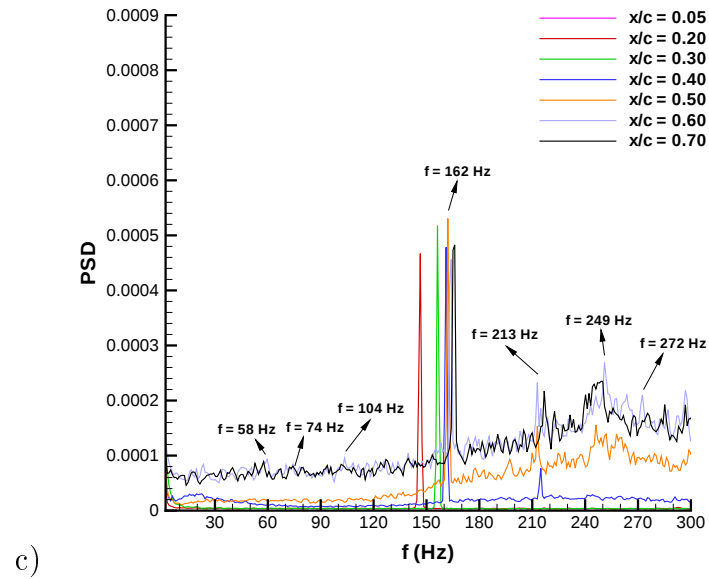
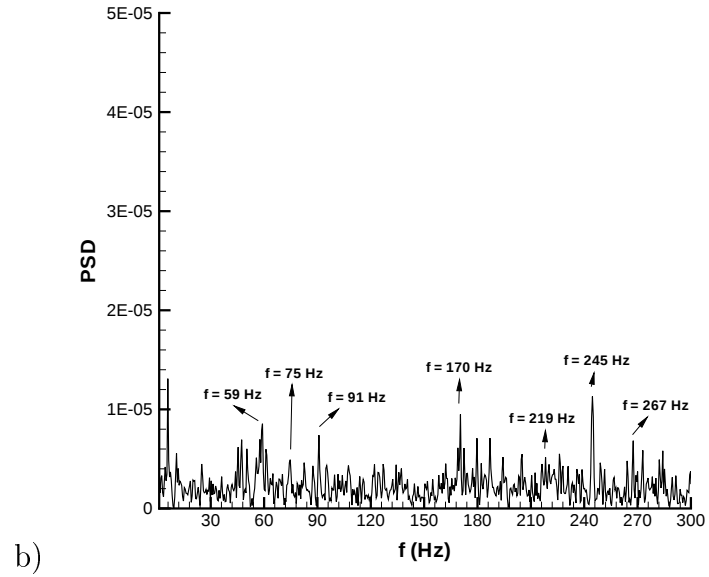
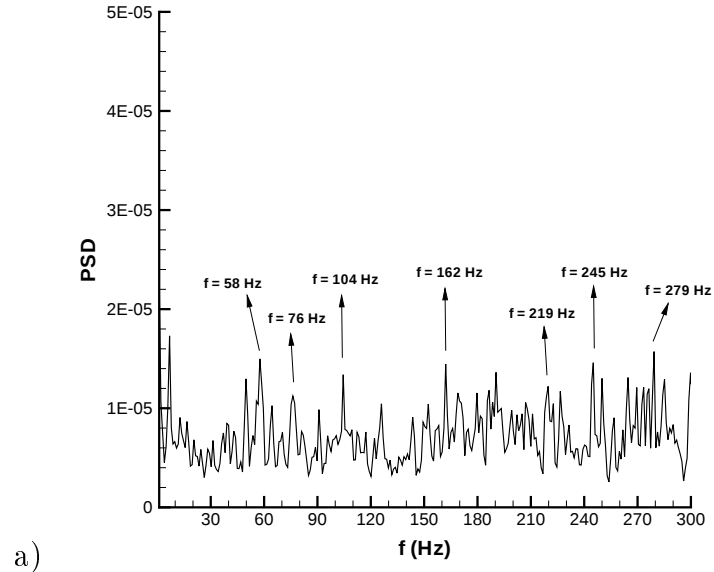
kenarına daha yakın iken, $\alpha = 8^\circ$ ve $\alpha = 12^\circ$ 'de ise geiş bölgesi hücüm kenarına doğru yaklaşmıştır. Ayrılmaların olmadığı, akışın laminar olduğu bölgelerde hızdaki geişim geiş ve türbülanslı bölgeye nazaran daha azdır. Türbülansa geiş olmadan dalgalanmalar (*laminar streamwise fluctuations*) başlayıp ve türbülanslı bölgede ise akışta büyük bir dalgalanma görölmüştür. Örneğın 100 000 Re sayısı, $\alpha = 8^\circ$ hücüm açısında türbülansa geiş bölgesinin olduğu 0.3 x/c civarında hızdaki dalgalanmalar görölmekte ve türbülanslı yapışmanın olduğu yani türbülansa tamamen geildiğı 0.5 x/c'den sonra ise hızdaki büyük dalgalanmalar görölmektedir.

2.7. NACA 2415 Kanat Profili Üzerinde Akış Kaynaklı Titreşimler

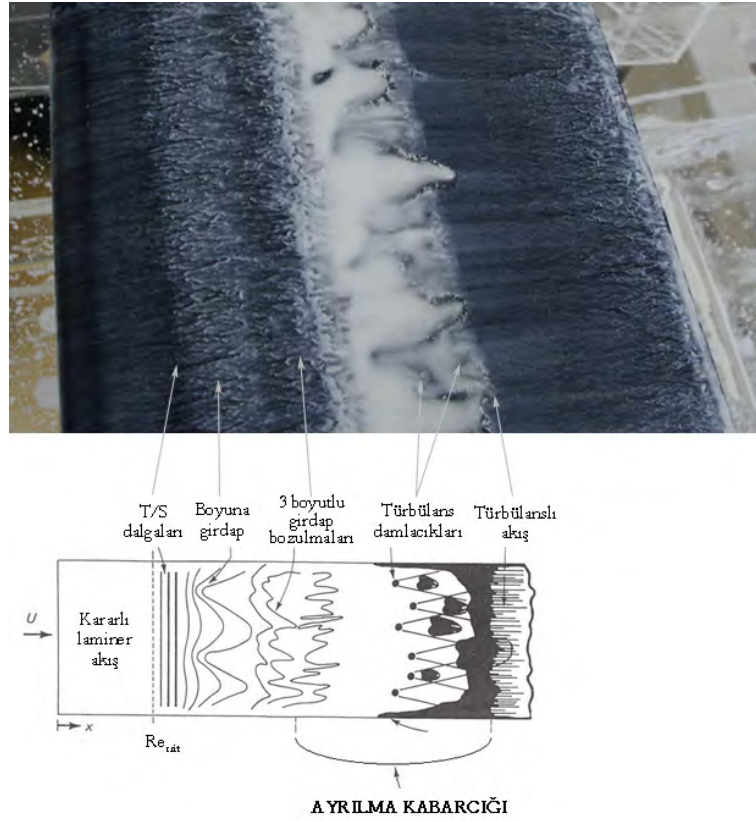
NACA 2415 kanat profili üzerine gelen kuvvetlerde meydana gelen titreşimleri karşılaştırabilmek için Bölüm 2.4.1'de belirtilen kuvvet ölçüm sistemi ile ölçölmüş aerodinamik kuvvetlere ait zamana bağılı geişim grafikleri üzerinde MATLAB programında Welch fonksiyonu ile spektral analiz çalışmaları yapılmış ve bu spektral sonuçları kanat üzerinde geişik noktalarda sıcak-tel anemometresi ile ölçölmüş zamana bağılı hız geişimlerinin spektralleri ile kıyaslanmıştır. Böylelikle akış içerisindeki geişim ile kanadın aerodinamik kuvvetlerindeki geişimler arasındaki bağlantı incelemiştir. Bu incelemelerden örnek olarak, 100 000 Re sayısında 8° hücüm açısına sahip kanat üzerinde oluşan kaldırma ve sürüklenme kuvvetlerine ait Şekil 2.45a ve b'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 sürüklenme 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 2.45c'de verilen aynı Re sayısı ve hücüm açısında kanat profili üzerinde geişik noktalarda zamana bağılı hız geişimlerine ait spektral analiz sonuçlarına bakıldığında kaldırma ve sürüklenme 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) $Re=2 \times 10^5$, $\alpha=0^\circ$, c) $Re=2 \times 10^5$, $\alpha=4^\circ$ d) $Re=1 \times 10^5$, $\alpha=8^\circ$, e) $Re=1 \times 10^5$, $\alpha=12^\circ$ f) $Re=2 \times 10^5$, $\alpha=12^\circ$



Şekil 2.45. a) Kaldırma kuvvetine b) Sürüklenme kuvvetine c) Hız değişimlerine ait spektral sonuçları ($Re=1 \times 10^5$, $\alpha=8^\circ$)

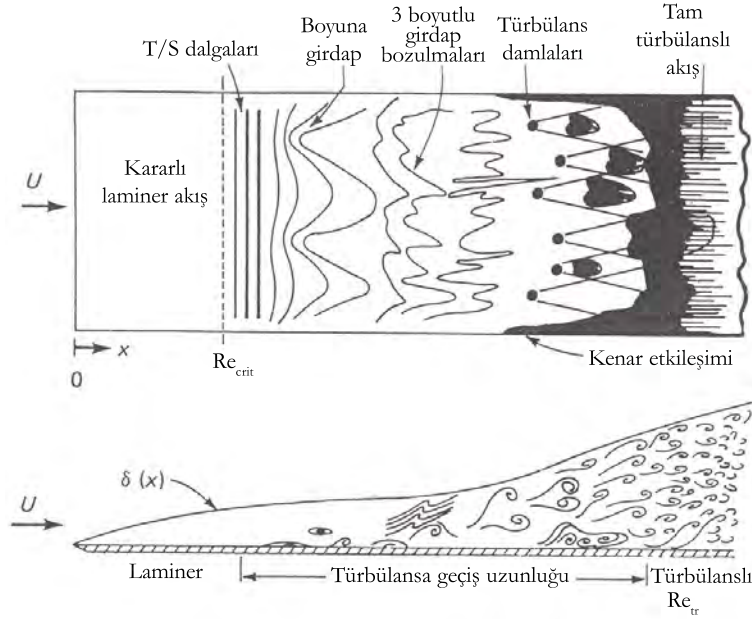


Şekil 2.46. Yağ deneyi sonucunun teori ile kıyaslanması

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

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 Şekil 2.47’de görüldüğü gibidir.

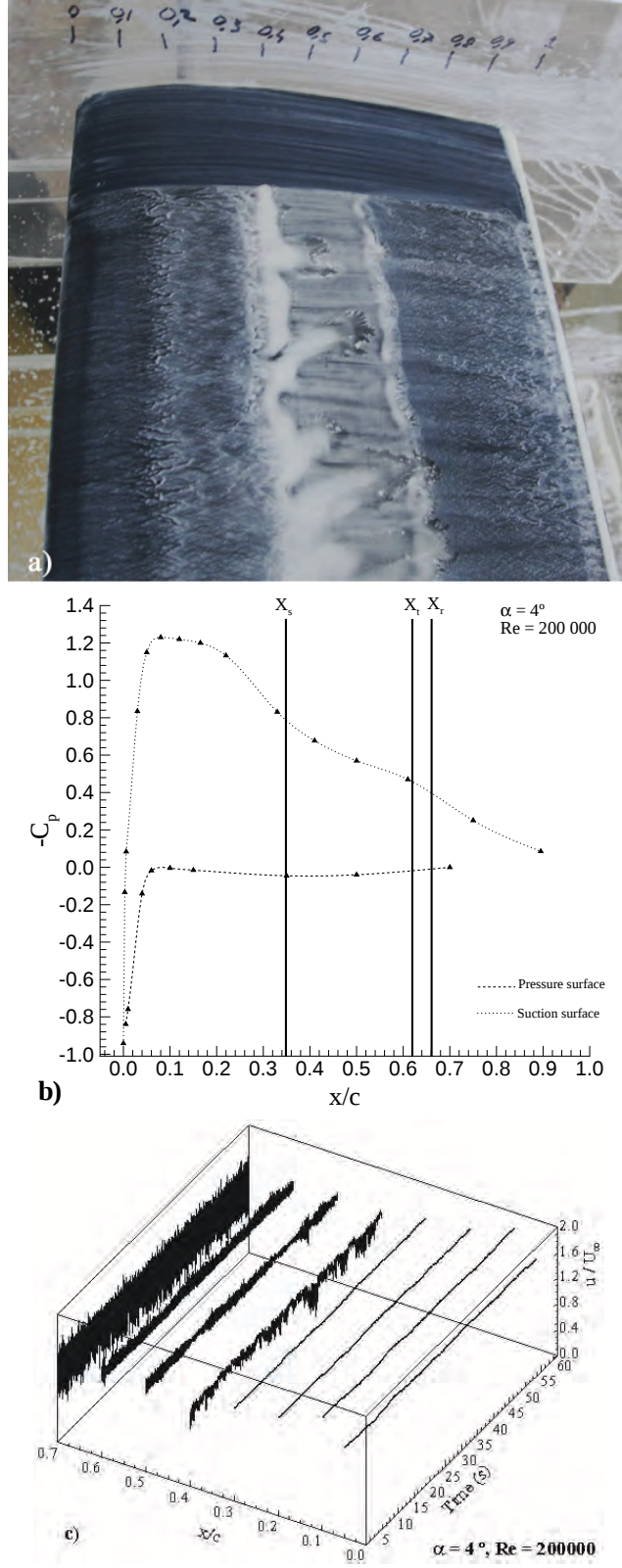
Bu tip türbülansa geçiş olduğu zaman serbest akım türbülansı düşüktür ve Tollmien ve Schlichting [Mack, 1984] tarafından geliştirilen doğrusal kararlılık teorisi, sınır tabakadaki küçük bozulmaların kararsız olduğunu ve bu nedenle genişlediğini açıklar. Sınır tabakada kararlı laminer akıştan sonra Tollmien ve Schlichting dalgaları diye adlandırılan bu dalgalar meydana gelmeye başlar (Şekil 2.46). Daha sonra kararsız dalgalar gelişir ve bu dalgaların oluşmaya başlar. Dalgaların



Şekil 2.47. Düz levha üzerindeki akışta meydana gelen doğal türbülansa geçiş [White, 1991]

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 laminar ayrılma kabarcığı meydana gelirse üçüncü tip olan ayrılmış türbülansa geçiş olur ve laminar ayrılma ve sonrasında türbülanslı tekrar tutunma gerçekleşir.

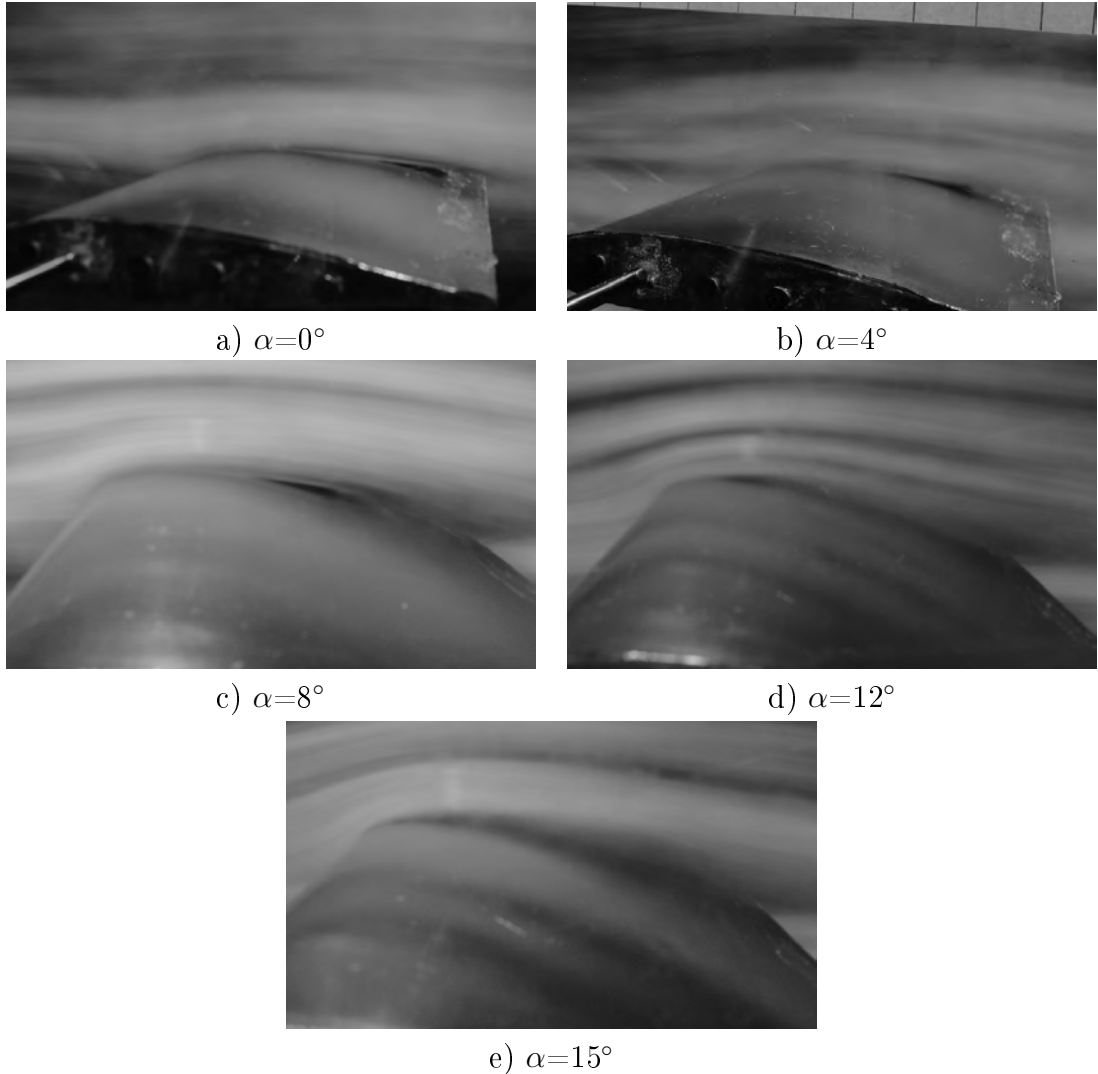
Ayrılma kabarcıklı türbülansa geçiş bu deneysel çalışma sonucunda basınç ölçüm, yağ ve sıcak tel anemometresi ile hız değişimi deney sonuçlarında detaylı olarak görülmüştür. Şekil 2.48 hücum açısının 4° ve Re sayısının 200 000 olduğu durumda yağ deneyi ve sıcak tel anemotresi ile alınan hızları karşılaştırmaktadır. $0.4 x/c$ civarında akış türbülansa geçtiği için hızdaki dalgalanmalar artmış ve akış türbülanslı devam ettiği için dalgalanmalar giderek artmıştır. Ayrıca Şekil 2.46'de doğal türbülansa geçiş adımları olan T/S dalgaları, boyuna girdaplar ve 3 boyutlu girdap bozulmaları yağ deneyi sonucu olan Şekil 2.46 ve Şekil 2.48'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 oluşmakta ve $0.5 x/c$ 'den itibaren de türbülanslı akış anlık hızlarda görülmektedir.



Şekil 2.48. Yağ deneyi, basınç ve sıcak tel anemometresi sonuçlarının karşılaştırması ($\alpha=4^\circ$, $Re=2 \times 10^5$)

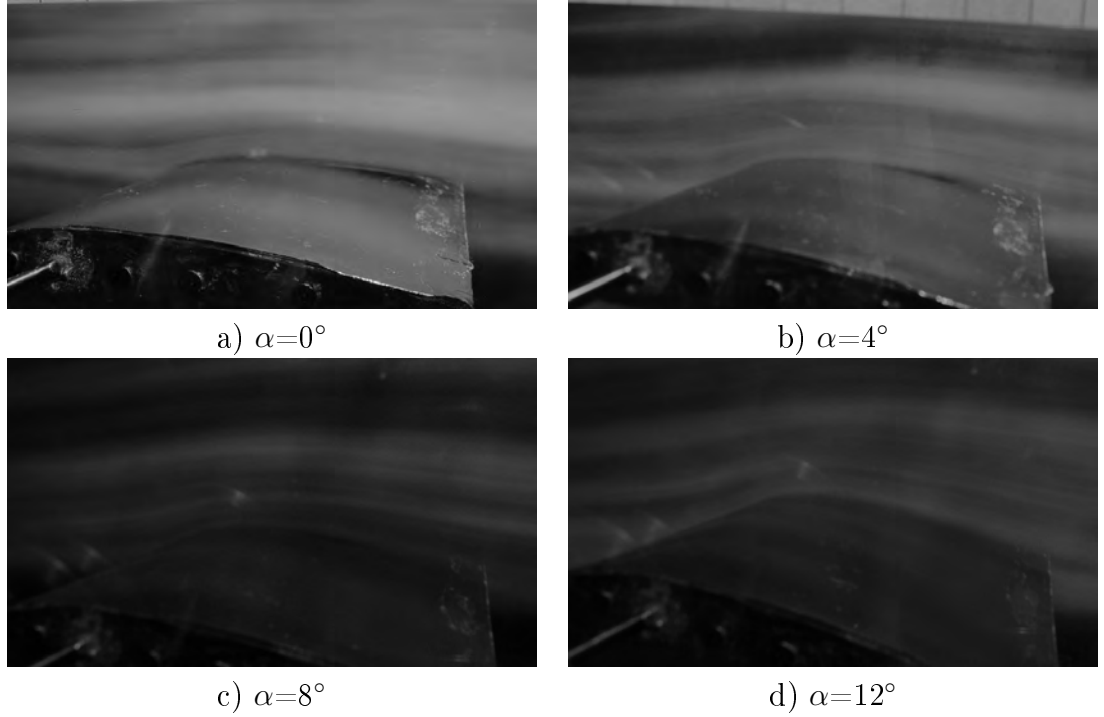
2.9. NACA 2415 Kanat Profili Üzerinde Akış ve Laminer Ayrılma Kabarcığının Duman Teli Deneyi İncelenmesi

Basınç ve kuvvet deneylerinden sonra ses dalgalarının akış üzerindeki etkilerini görebilmek için duman teli metodu da kullanılmış ve ilk olarak ses dalgası vermeden duman teli ile akış görüntüleme deneyleri yapılmıştır. Kanadın ön tarafına tel yerleştirilmiş ve telden akan yağın, tele elektrik akımı verilmesiyle oluşturduğu duman ile akış görselleştirilmiştir (Şekil 2.49 ve 2.50). Bu yöntem akışı görselleştirmek açısından kolay ve verimli bir yöntemdir.



Şekil 2.49. $Re=0.5 \times 10^5$ için NACA2415 kanat profili üzerindeki akış ve oluşan ayrılma kabarcıklarının duman teli deneyi ile incelenmesi

Duman teli deneyinde, serbest akış hızı arttıkça tel üzerinde yağ damlaları tutunamadığından bu proje kapsamında 50 000 ve 75 000 Re sayılarında

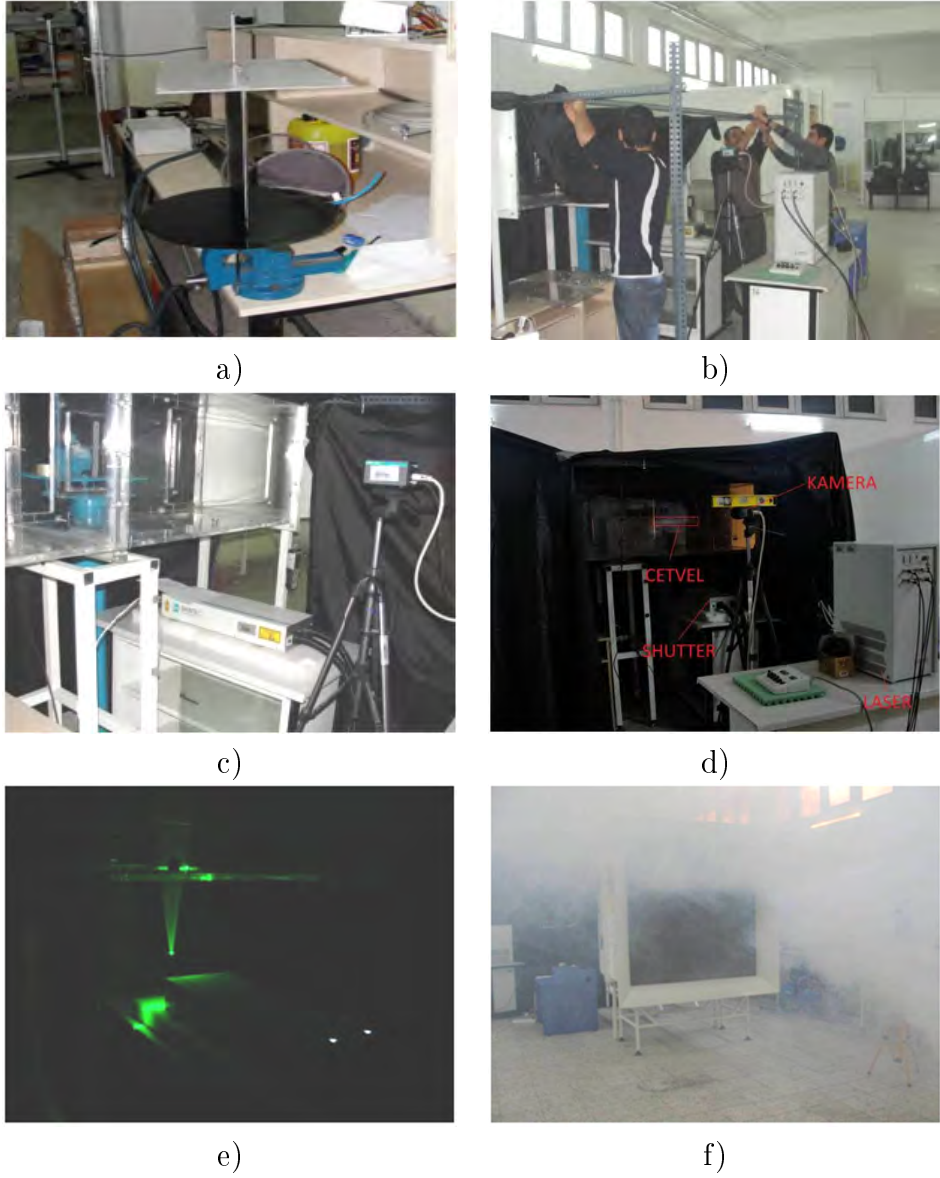


Şekil 2.50. $Re=0.75 \times 10^5$ için NACA2415 kanat profili üzerindeki akış ve oluşan ayrılma kabarcıklarının duman teli deneyi ile incelenmesi

yapılabilmektedir. Bazı deneylerde akış net olarak görülememekle birlikte çoğu deneyde literatürde çok fazla yer almamış laminar ayrılma kabarcığı anlık resmi açıkça elde edilmiştir. Deneylerde PIV deneyi için hazırlanan siyah kanat kullanılmıştır. Ancak farklı olarak bu deneyde duman çizgilerinin daha iyi görünmesi için test odasının üst kısmından proje kapsamında satın alınan halojen lamba yardımıyla ışıklandırma yapılmıştır. Daha sonra, dijital fotoğraf makinesinin farklı perde hızları denenerek kullandığımız yağ tarafından üretilen duman için en uygun perde hızı 1/40 sn olarak belirlenerek çekimlere başlanmıştır. Çekimler boyunca dijital fotoğraf makinesi bir tripod yardımıyla sürekli sabit tutulmuştur. Şekil 2.49 ve 2.50’te duman teli deneylerinde elde edilen fotoğraflar değişik hücum açıları için verilmiştir. Her iki Re sayısında hücum açısının 0° , 4° ve 8° olması durumunda kanat üzerinde oluşan laminar ayrılma kabarcıkları görülmektedir, 12° ’den sonra ise uzun ayrılma kabarcığı oluşmakta ve bu açıdan sonra 15° ’de görüldüğü gibi akış tutunamayıp tutunma kaybı (*stall*) meydana gelmektedir. Diğer deneylerde elde edildiği gibi duman teli deneyinde de hücum açısı arttıkça ayrılma kabarcığının hücum kenarına doğru yaklaştığı görülmüştür.

2.10. NACA 2415 Kanat Profili Üzerinde Akış ve Laminer Ayrılma Kabarcığının PIV Deneyi İncelenmesi

Akış görüntüleme için bir başka yöntem olan Parçacık Görüntülü Hız ölçümü (Particle Image Velocimetry) tekniği kullanılarak kanat profili üzerindeki akış ve laminer ayrılma kabarcığı incelenmiştir. PIV sistemi ile anlık hız vektörleri, akış çizgileri (*streamlines*), girdaplılık (*vorticity*) ve türbülans şiddeti ölçümleri yapılabilmektedir. Erciyes Üniversitesi Mühendislik Fakültesi Makine Mühendisliği Bölümü laboratuvarında bulunan PIV sistemi kısıtlı bir süre için alınarak deneyler yapılmıştır. Ölçümlere başlanmadan önce Erciyes Üniversitesi Enerji Sistemleri Mühendisliği Rüzgar Laboratuvarında bazı düzenlemeler yapılmıştır (Şekil 2.51a, b, c, d). Öncelikle alınan bütün teçhizat laboratuara yerleştirilmiş ve lazer tünelin alt kısmına kurulmuştur. Çünkü PIV deneyleri için lazer sisteminin lens kısmı alttan yukarıya lazer vermekte olduğundan PIV sistemi tünel test odasının altına yerleştirilmiştir. Bu durumda kanat profili de test odasına ters bağlanmak zorunda kalmıştır. PIV sisteminin kamerası çok hassas %70 kuantum verimliliğine sahip 1.3 M piksel Hi-Sense MK II modeldir. Ayrıca kamera için 60 mm lik lens kullanılmıştır. Bu kamera ile alınan resimleri PIV sisteminin Dynamic Studio programı aracılığıyla işleyip kullanılabilir veri haline getirmek mümkündür. Bu kamera aynı zamanda sistemin lazer cihazıyla da uyumlu çalışarak lazer ile birlikte resim alabilmektedir. Lazerin uygun gönderilmesi için hava tüneline özel 80x63 ince ayar lensi ile 80x65 orta açılı ince lens modülü satın alınmıştır ve *shutter* denen lazer gönderen kısma takılmıştır. Alınan resimlerdeki partiküllerin programda sunulan çeşitli matematiksel yöntemlerin (korelasyon), görüntü işleme ile takip edilmesiyle akış ile ilgili veriler elde edilerek, akış alanının skaler ve vektörel haritaları çıkartılabilmektedir. Kameradan işe yarar görüntü alabilmek ve düzgün veriler elde edebilmek için test kısmının siyah olması gerekmektedir. Bunun dışında kameranın görüntü alacağı tünel duvarının ve kanat sonlarındaki kenar (*endplate*) kısmın şeffaf ve temiz olması gerekirken, karşı tarafta kalan diğer kenarın siyah olması ve yansıma yapmaması gerekmektedir. Bunun için yeni kanat hazırlanmış (Şekil 2.51a ve hazırlanan kanat lazer tünelin altında olduğundan ve laminer ayrılma kabarcığı kanadın üstünde bulunduğundan kanat ters bağlanmıştır (Şekil 2.51e).



Şekil 2.51. PIV sistemi ve deneyler için tünelin ve ekipmanları hazırlanışı

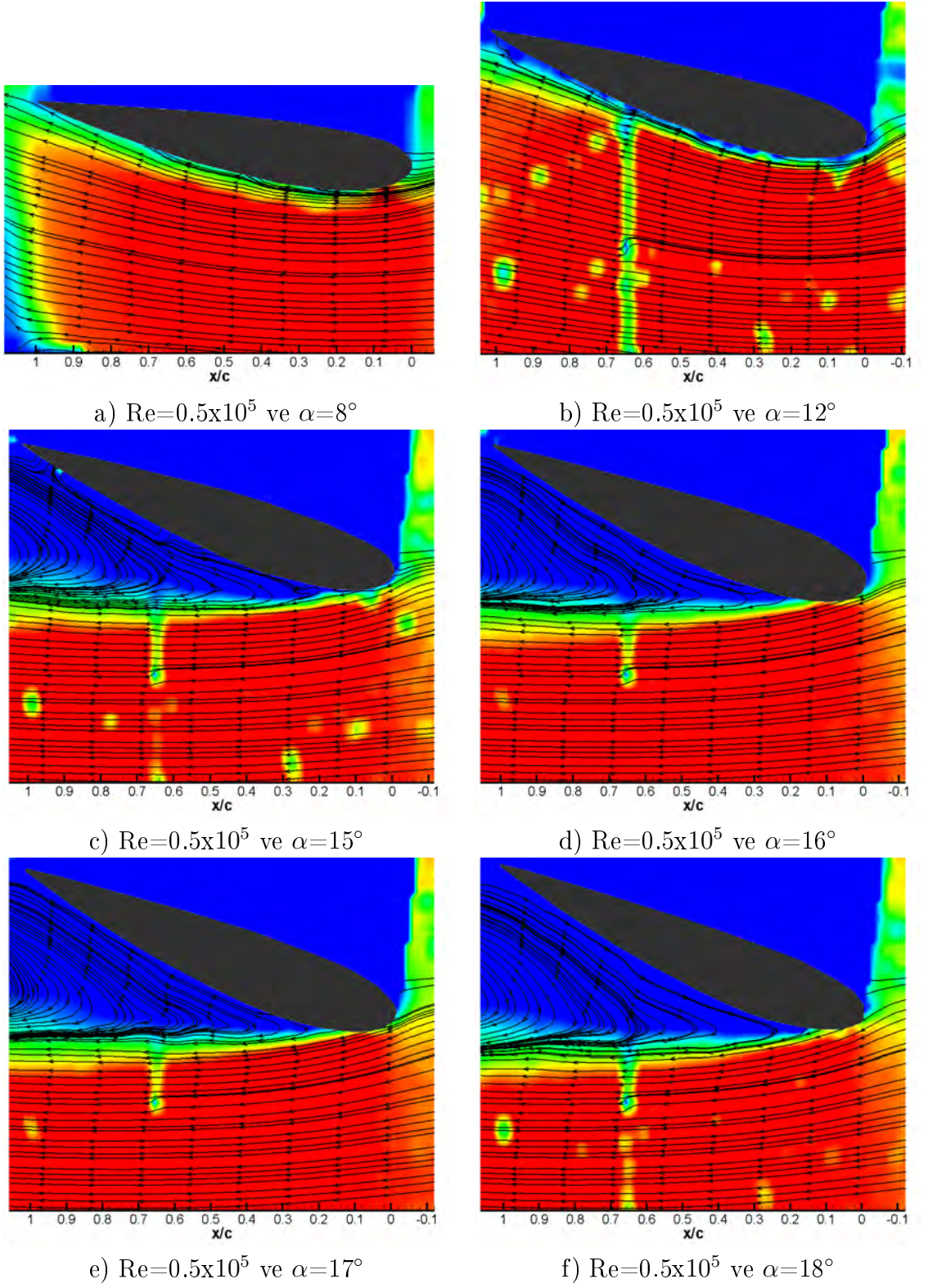
PIV çekimleri için gerekli olan partiküller için SAFEX FOG 2010 model duman üreticisi ile SAFEX Spezial duman sıvısı kullanılmıştır (Şekil 2.51f).

Kameranın alınan resimlerdeki duman partiküllerini yakalayabilmesi için yapılan deneye uygun aralıklarla lazer gönderilmiştir. Bu partiküllerin resim işleme programı tarafından anlaşılabilmesi için kalibrasyon yapılırken kullanılan cetvel kameranın odağı tam olarak lazer ışınının bulunduğu yere göre ayarlanmış ve kamera odaklanması hassas ayarlanmıştır. Denemeler farklı lazer şiddetlerinde, farklı duman yoğunluklarında, farklı kamera mesafelerinde, farklı hücum açılarında ve farklı Re sayılarında defalarca denenerek yapılmıştır. Deneyler sonucunda alınan resimler PIV

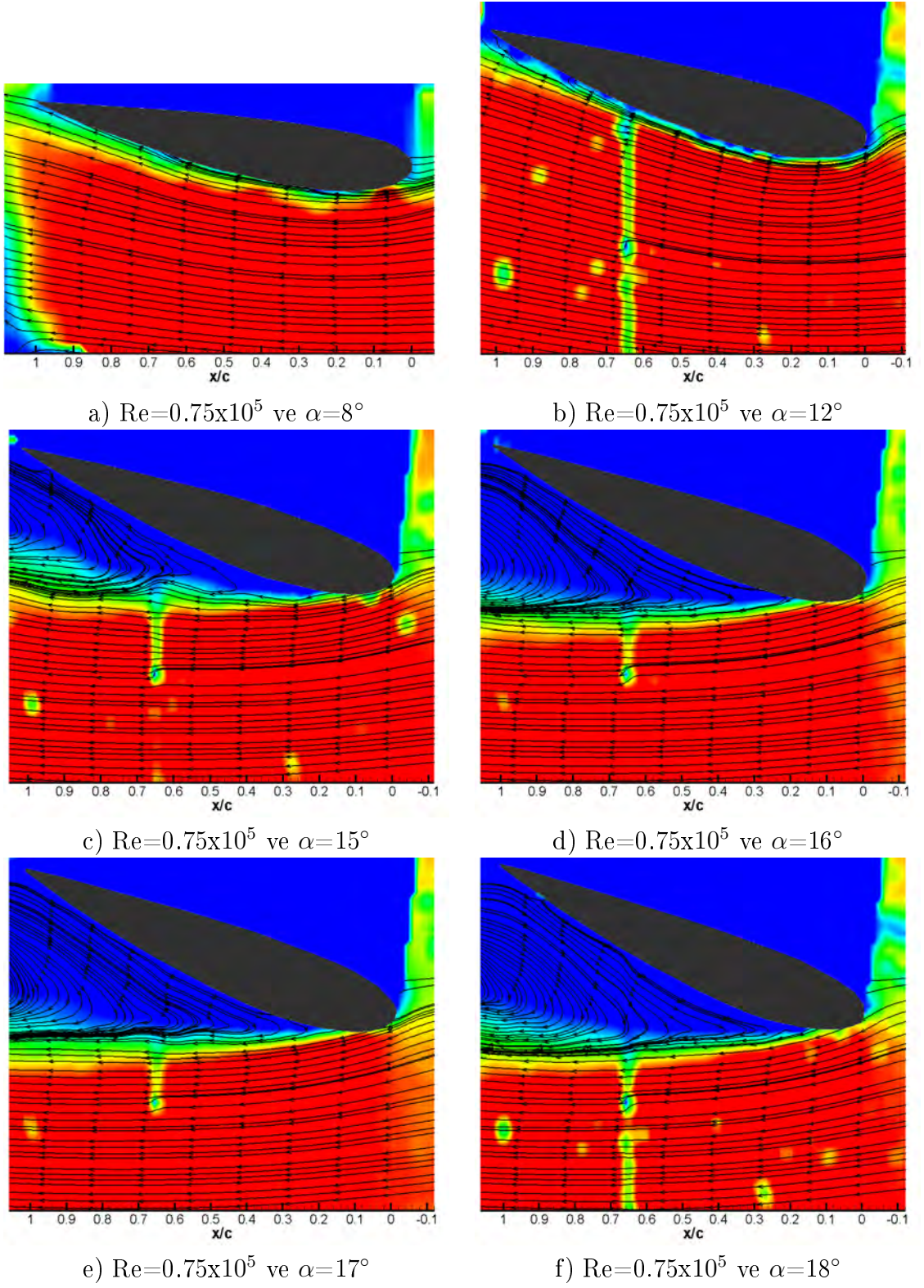
programının resim işleme kütüphanesinde (Image Processing Library=IPL) bulunan farklı resim işleme yöntemleriyle işlenmiş en uygun olan *Cross Correlation* metodu ile vektör akış çizgileri ve skaler haritaları çıkarılmıştır.

PIV deney sonuçları ile özellikle önceki deneylerde tam belirlenemeyen ayrılma ve tekrar tutunma noktaları net bir şekilde belirlenebilmiştir. Şekil 2.52-2.57 arasındaki grafiklerde farklı Re sayılarında farklı hücum açılarında PIV deneyleri sonucunda elde edilen akım çizgileri ve hız konturları verilmiştir. Bu deneylerde özellikle tutunma kaybı açlarına yakın açılarda deney yapılmasına dikkat edilmiştir, çünkü önceden yapılan basınç ve kuvvet ölçüm deneyleri sonucunda ses dalgalarının etkisinin tutunma kaybı açısı hemen öncesi ve sonrasında etkin olduğu gözlemlenmiştir.

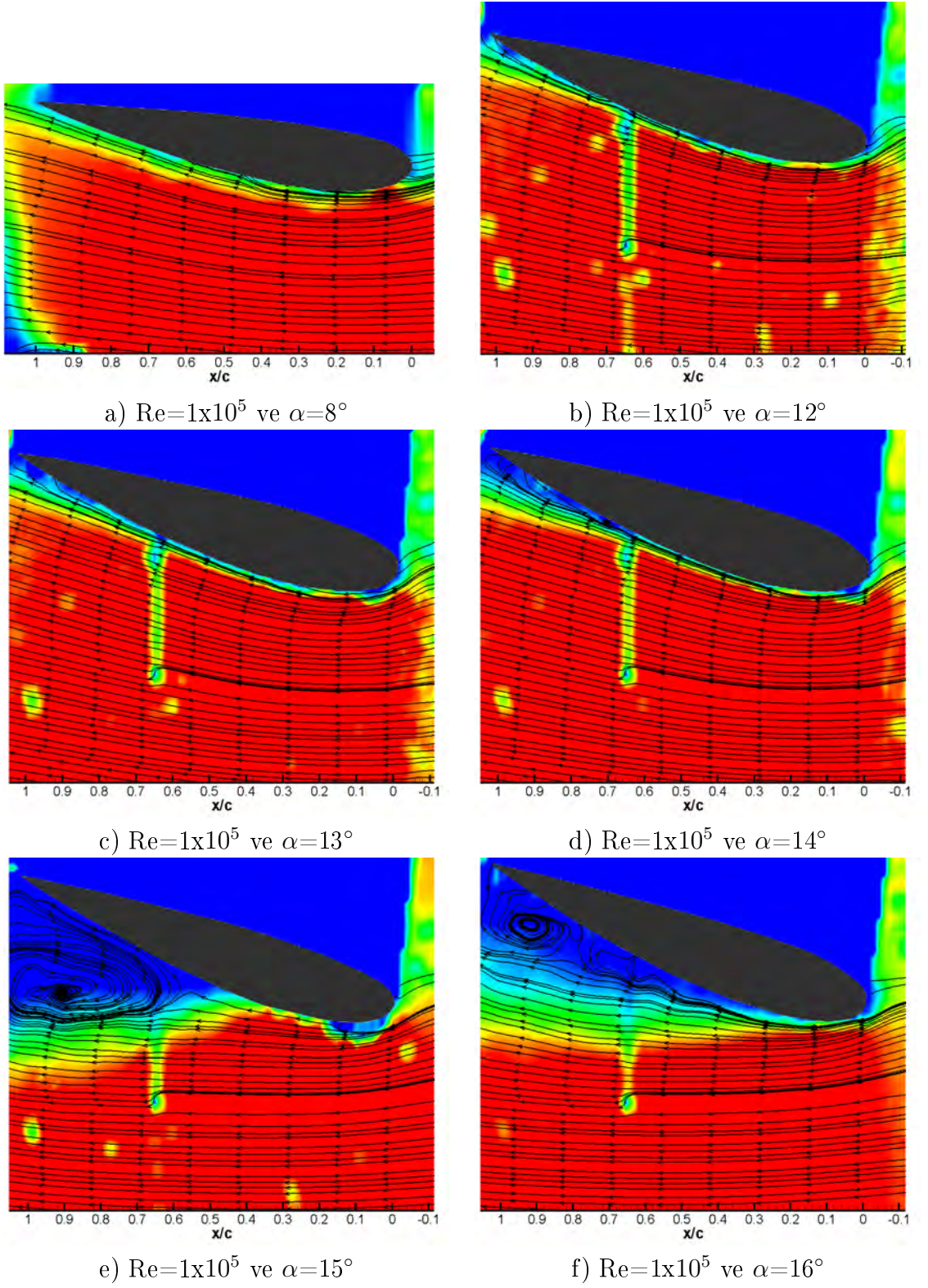
PIV grafiklerinde 8° hücum açısı deneyleri ilk denemelerdir ve kameranın fotoğraf aldığı açı diğerlerinden farklı olduğundan şekil ölçekleri farklıdır. Bunun yanında 8° hücum açısı haricindeki deneylerde $0.65x/c$ civarında görülen çizgi gibi düşük değere sahip (yeşil renk) görülmektedir. Bunun sebebi deneyler esnasında kamerada piksel hatası oluşmasıdır. Bu hatadan dolayı deneyleri bırakmak istemediğimizden o hatalı kısım ile birlikte deneylere devam edilmiştir ve hatalı kısım deney sonuçlarımızı çok değiştirmemiştir. Elde edilen sonuçlarda her Re sayısı için hücum açısı 8° ve 12° olduğunda akışta ayrılma kabarcığı oluşumu daha önceki basınç ve duman teli deneylerinde olduğu gibi PIV deneyinde de görülmektedir. Ayrıca diğer açılarda özellikle 15° 'den sonra firar kenarı akış ayrılmaları yani tutunma kaybı net bir şekilde görülmektedir.



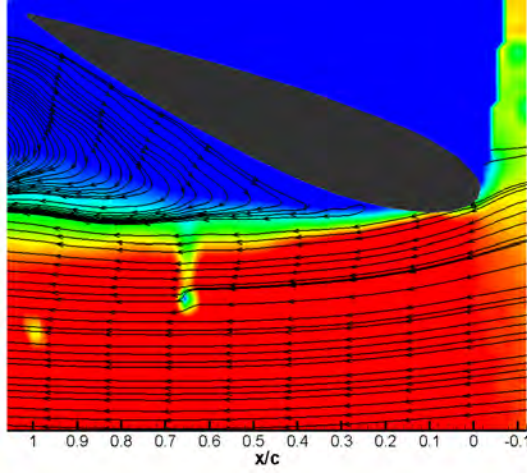
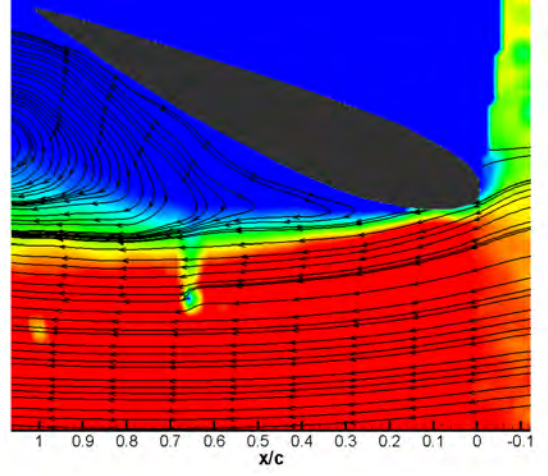
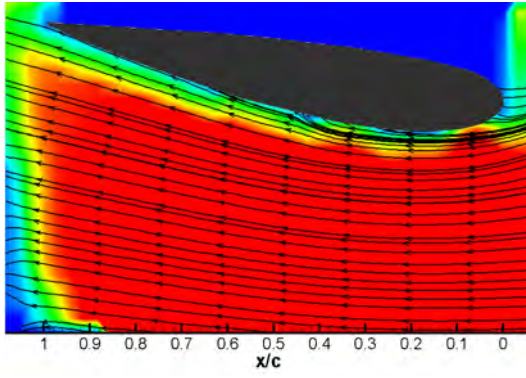
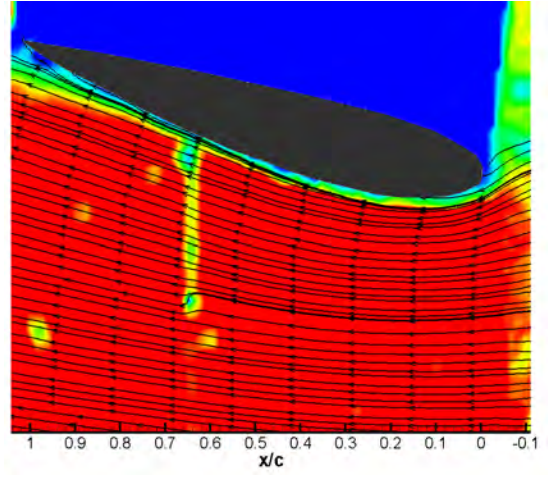
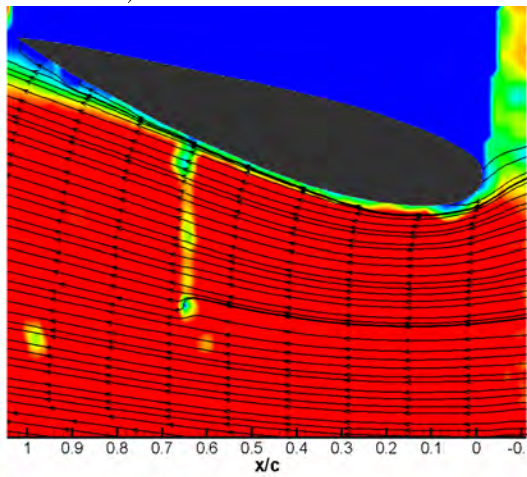
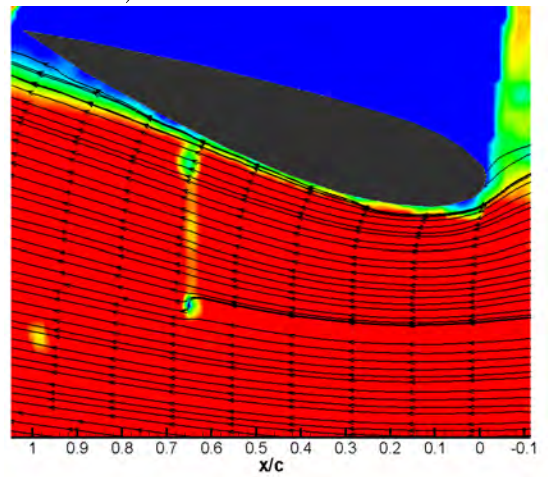
Şekil 2.52. Farklı hücum açılarında PIV deneyi sonucu elde edilen NACA2415 kanat profili etrafındaki akışa ait akım çizgileri ve hız dağılımları ($Re=0.5 \times 10^5$, a) $\alpha=8^\circ$, b) $\alpha=12^\circ$, c) $\alpha=15^\circ$, d) $\alpha=16^\circ$, e) $\alpha=17^\circ$, f) $\alpha=18^\circ$)



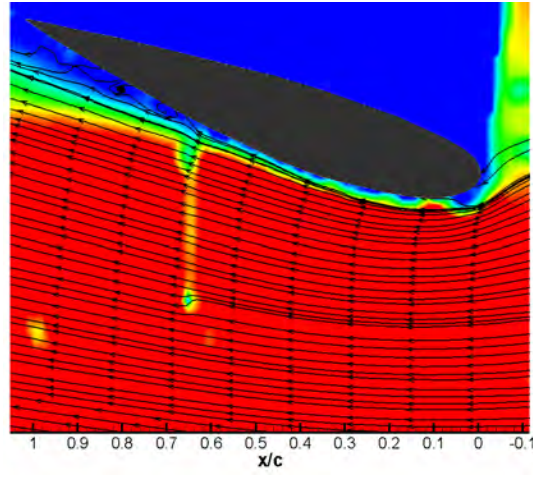
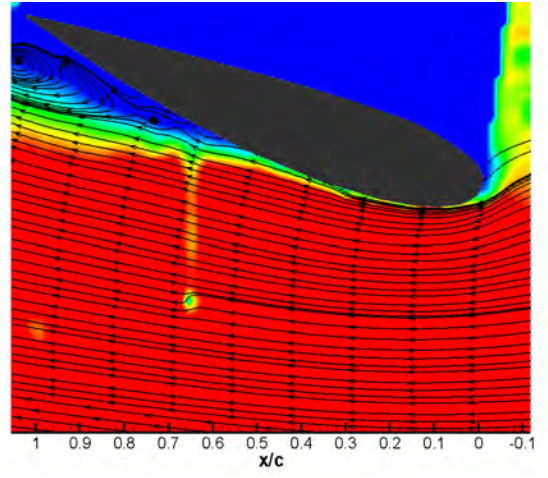
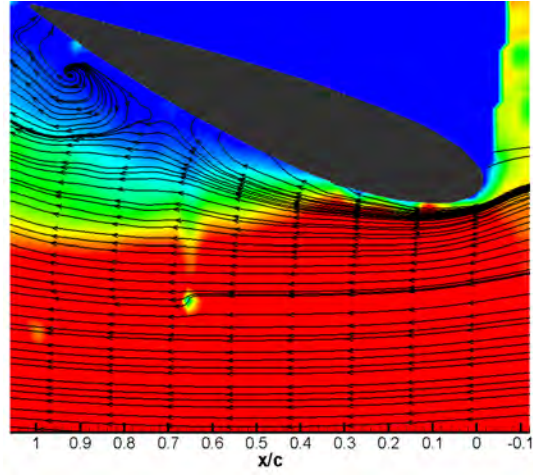
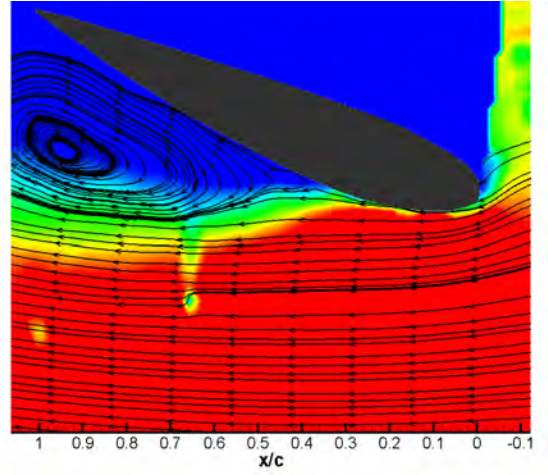
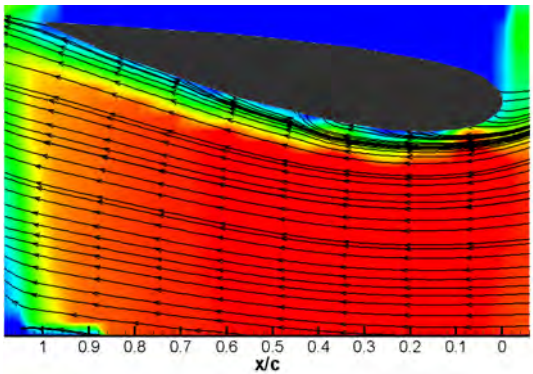
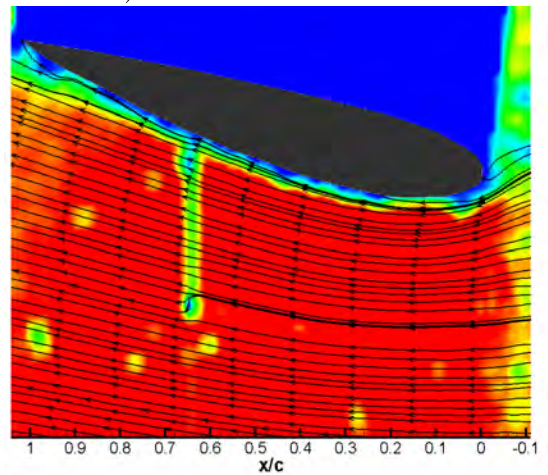
Şekil 2.53. Farklı hücum açılarında PIV deneyi sonucu elde edilen NACA2415 kanat profili etrafındaki akışa ait akım çizgileri ve hız dağılımları ($Re=0.75 \times 10^5$, a) $\alpha=8^\circ$, b) $\alpha=12^\circ$, c) $\alpha=15^\circ$, d) $\alpha=16^\circ$, e) $\alpha=17^\circ$, f) $\alpha=18^\circ$)



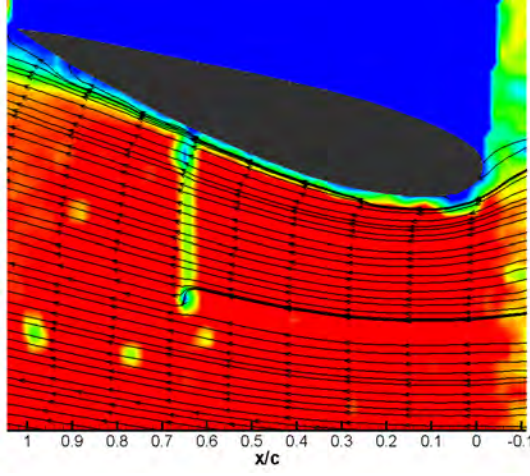
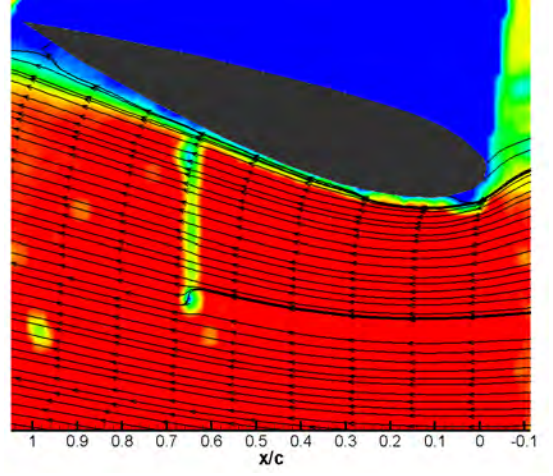
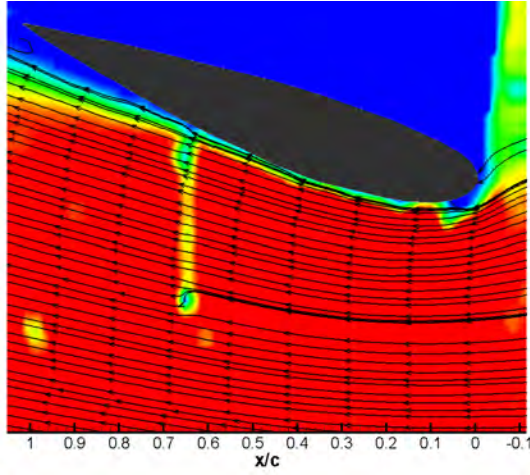
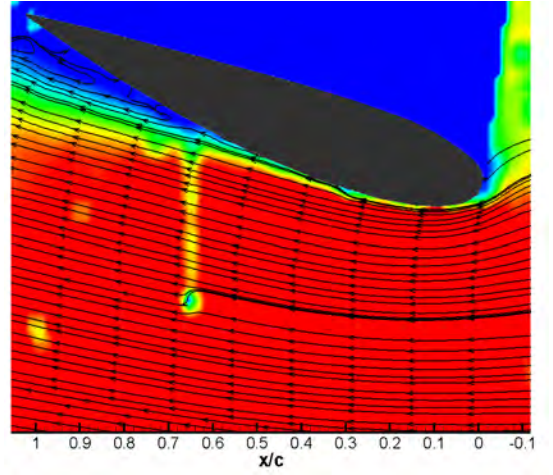
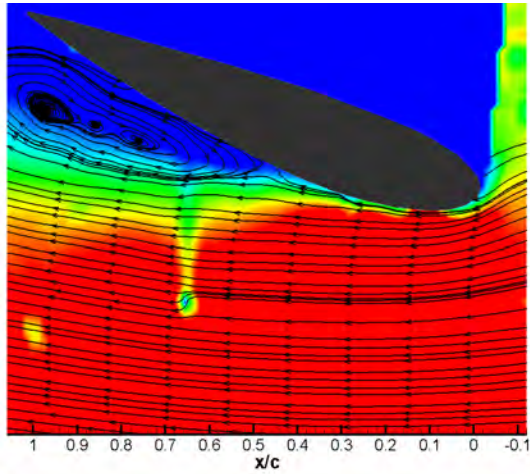
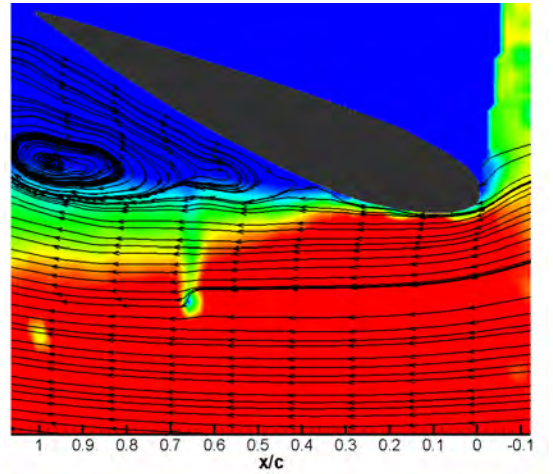
Şekil 2.54. Farklı hücum açılarında PIV deneyi sonucu elde edilen NACA2415 kanat profili etrafındaki akışa ait akım çizgileri ve hız dağılımları ($Re=1 \times 10^5$, a) $\alpha=8^\circ$, b) $\alpha=12^\circ$, c) $\alpha=13^\circ$, d) $\alpha=14^\circ$, e) $\alpha=15^\circ$, f) $\alpha=16^\circ$)

a) $Re=1 \times 10^5$ ve $\alpha=17^\circ$ b) $Re=1 \times 10^5$ ve $\alpha=18^\circ$ c) $Re=1.5 \times 10^5$ ve $\alpha=8^\circ$ d) $Re=1.5 \times 10^5$ ve $\alpha=12^\circ$ e) $Re=1.5 \times 10^5$ ve $\alpha=13^\circ$ f) $Re=1.5 \times 10^5$ ve $\alpha=14^\circ$

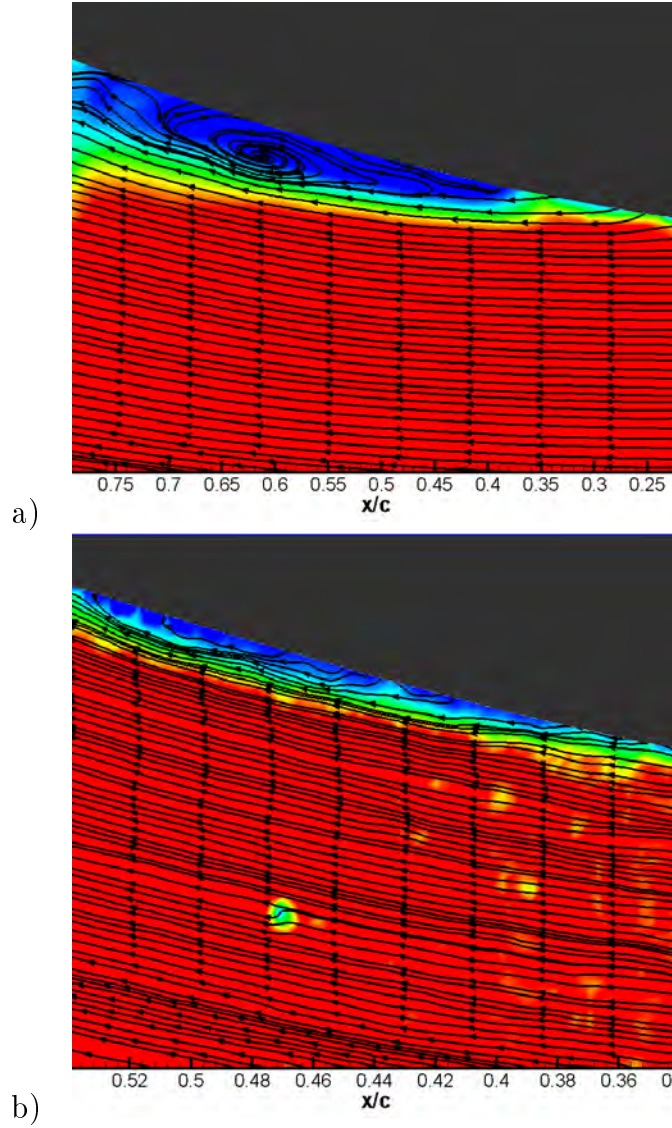
Şekil 2.55. Farklı hücum açılarında PIV deneyi sonucu elde edilen NACA2415 kanat profili etrafındaki akışa ait akım çizgileri ve hız dağılımları ($Re=1 \times 10^5$ a) $\alpha=17^\circ$, b) $\alpha=18^\circ$; $Re=1.5 \times 10^5$ c) $\alpha=8^\circ$, d) $\alpha=12^\circ$, e) $\alpha=13^\circ$, f) $\alpha=14^\circ$

e) $Re=1.5 \times 10^5$ ve $\alpha=15^\circ$ f) $Re=1.5 \times 10^5$ ve $\alpha=16^\circ$ c) $Re=1.5 \times 10^5$ ve $\alpha=17^\circ$ d) $Re=1.5 \times 10^5$ ve $\alpha=18^\circ$ e) $Re=2 \times 10^5$ ve $\alpha=8^\circ$ f) $Re=2 \times 10^5$ ve $\alpha=12^\circ$

Şekil 2.56. Farklı hücum açılarında PIV deneyi sonucu elde edilen NACA2415 kanat profili etrafındaki akışa ait akım çizgileri ve hız dağılımları ($Re=1.5 \times 10^5$ a) $\alpha=15^\circ$, b) $\alpha=16^\circ$, c) $\alpha=17^\circ$, d) $\alpha=18^\circ$; $Re=1.5 \times 10^5$ e) $\alpha=8^\circ$, f) $\alpha=12^\circ$)

a) $Re=2 \times 10^5$ ve $\alpha=13^\circ$ b) $Re=2 \times 10^5$ ve $\alpha=14^\circ$ c) $Re=2 \times 10^5$ ve $\alpha=15^\circ$ d) $Re=2 \times 10^5$ ve $\alpha=16^\circ$ e) $Re=2 \times 10^5$ ve $\alpha=17^\circ$ f) $Re=2 \times 10^5$ ve $\alpha=18^\circ$

Şekil 2.57. Farklı hücum açılarında PIV deneyi sonucu elde edilen NACA2415 kanat profili etrafındaki akışa ait akım çizgileri ve hız dağılımları ($Re=2 \times 10^5$ a) $\alpha=13^\circ$, b) $\alpha=14^\circ$, c) $\alpha=15^\circ$, d) $\alpha=16^\circ$, e) $\alpha=17^\circ$, f) $\alpha=18^\circ$



Şekil 2.58. a) $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=8^\circ$ ve b) $Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=8^\circ$ için laminar ayrılma kabarcığının PIV deneyinde yakın çekim ile incelenmesi

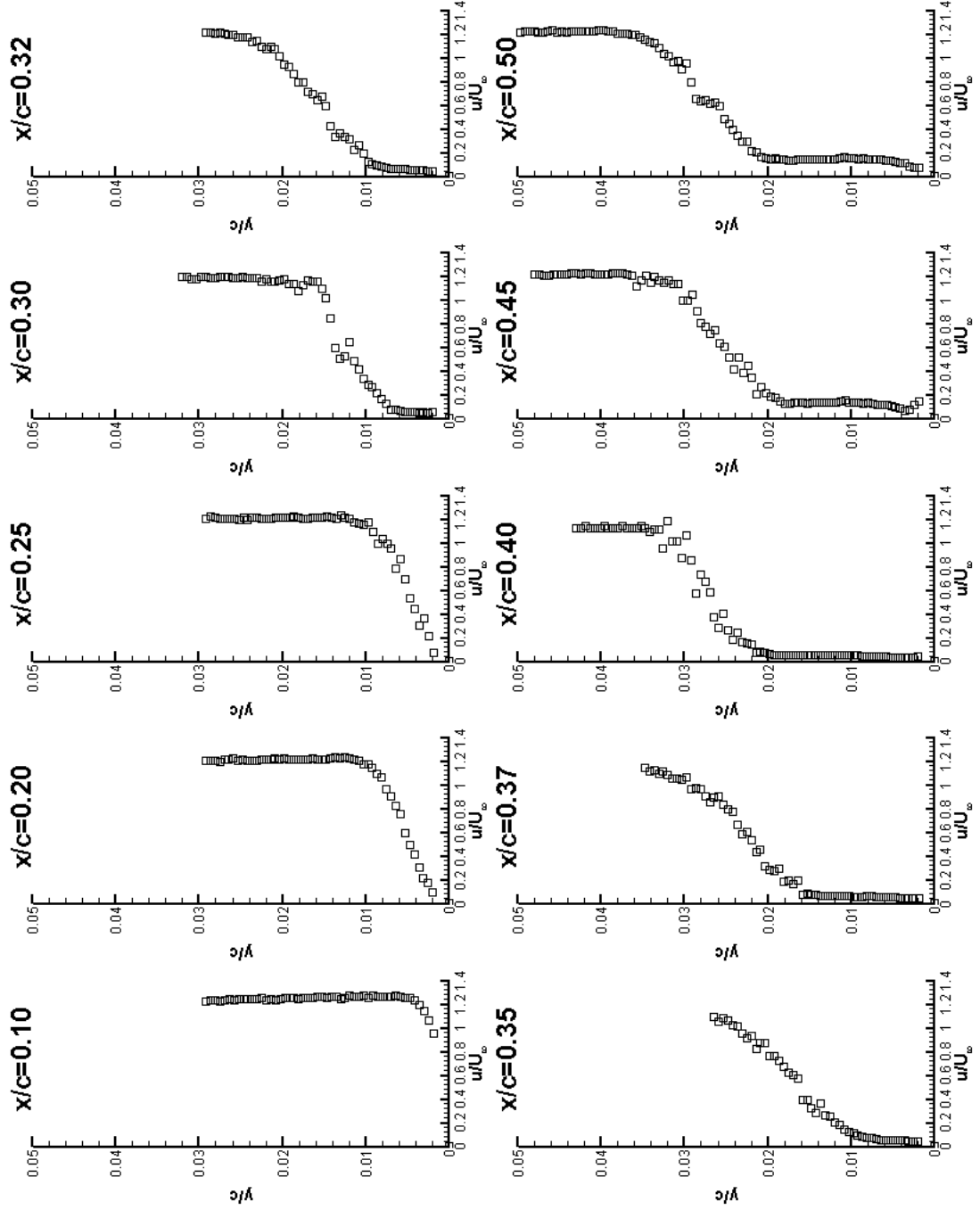
2.10.1. Kanat Üzerinde Değişik Noktalarda Hız Profilleri

Sıcak tel anemometresi ile kanat profilinin üzerinde değişik noktalarda yapılan hız ölçümleri sonucu çizilen hız profilleri incelenmiştir (Şekil 2.59). Bu profiller elde edilirken proje kapsamında satın alınan travers sistemi kullanılmış ve kanadın üzerinde sıcak tel probu kanada iyice yaklaştırılmıştır. Yaklaşan bu proba MiniCTA yazılımı ile entegre çalışan travers kontrolcüsü sayesinde dikine noktalar tanımlanmış ve bu noktalarda ölçüm alınması sağlanmıştır. Bu ölçümlerde kanada sınır tabaka probunun tutucu kısmının kalınlığı kadar yaklaşılabildiğinden hız profillerinde

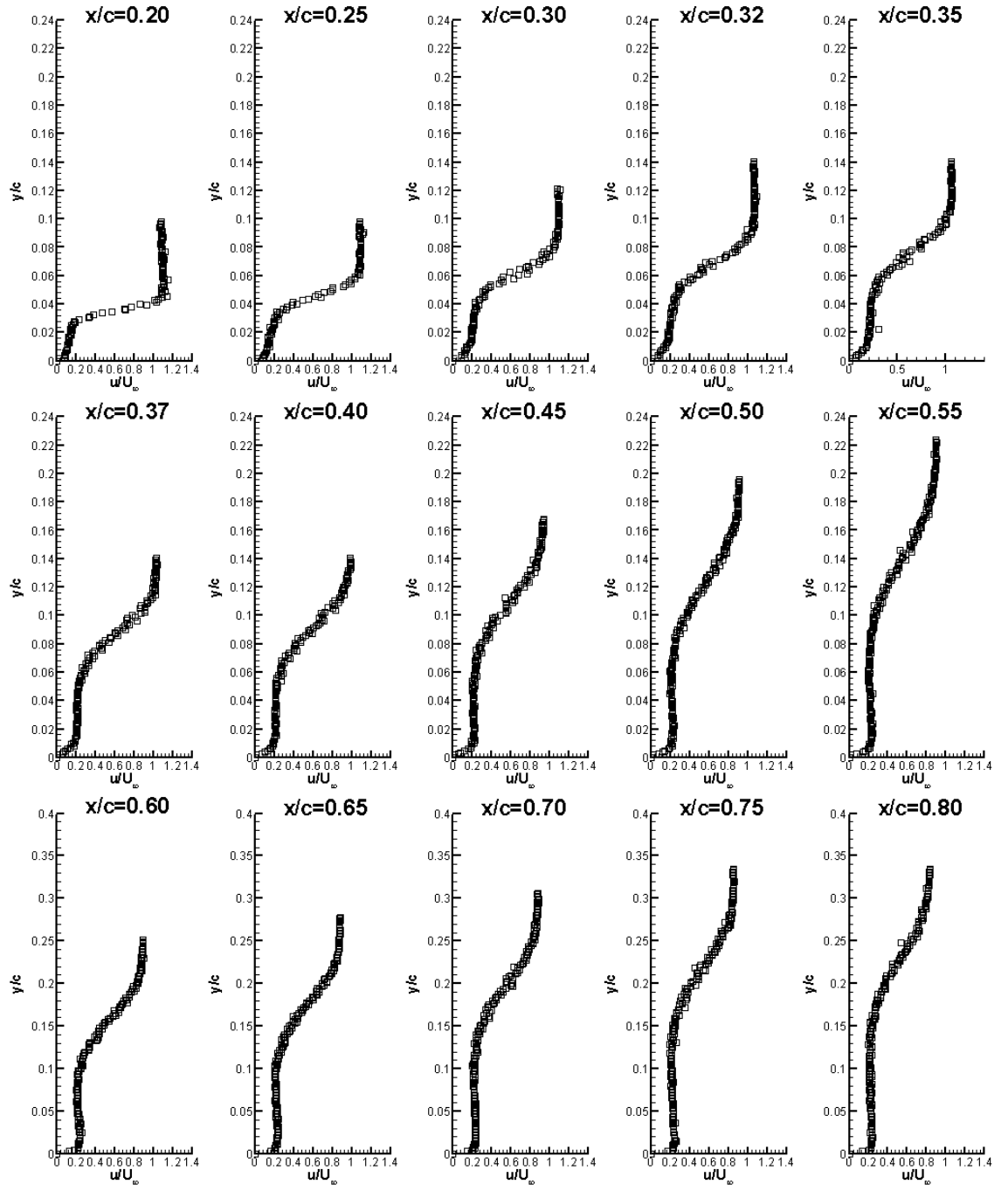
ölçülen değerler belirli noktadan sonra başlamaktadır. Ayrıca kanadın maksimum kamburluk noktasından sonraki eğimi de hesaba katılarak travers sisteminin ayak kısımları bu eğime göre her bir nokta için ayrı ayrı düzenlenmiş (bu durum deney zamanını çok arttırmıştır) ve kanat üzerinde dikine grid oluşturulmaya çalışılmıştır. Ölçümlerde saniyede 1024 örnek alınarak toplamda 4096 adet örnek alınabilmesi için her noktada 4 sn ölçüm alınmıştır. Dikine travers gridleri 0.01 mm'lik aralıklarla oluşturulmuştur. Sonuçta gerçeğe yakın sonuçlar elde edebilmek için hem bu kadar fazla örnek hem de kanat üzerinde ve dikine sık aralıklarda alınan ölçümler deney zamanını arttırdığından ölçümler $Re=0.5 \times 10^5$ için 8° (Şekil 2.60) ve 15° (Şekil 2.61) hücum açıları ile $Re=0.75 \times 10^5$ (Şekil 2.62) ve $Re=1 \times 10^5$ (Şekil 2.63) için 8° hücum açısında deneyler yapılmıştır. Özellikle kanat üzerinde oluşan ayrılma kabarcığını ve ses dalgalarının kabarcığa ve ayrılmış akışa etkisini görmek için farklı Re sayıları için 8° ve 15° hücum açıları seçilmiştir. Şekil 2.60'de 0.5×10^5 Re sayısında 8° hücum açısında $x/c=0.1$ 'de $x/c=0.50$ 'ye kadar sık noktalarda yapılan deney sonucunda çizdirilen hız profilleri görülmekte olup bu hız profillerinden ayrılma kabarcığı belli olmaktadır. Aslında hız profili deneylerinde $x/c=0.80$ 'e kadar deneyler yapılmış fakat 0.5×10^5 ve 0.75×10^5 Re sayılarında 8° hücum açısında $x/c=0.50$ 'den sonra probda oluşan arıza nedeni ile sağlıklı sonuçlar elde edildiğinden grafiği o aralıktaki noktalar eklenmemiştir. Sıcak tel anemometresinde sınır tabaka probu tek telli olduğundan akışta sadece tek hızı ölçebilmektedir, bu nedenle hız profilinde ters akış hız profillerinde değerlerin düşük olduğu yerde düz gibi elde edilmekte ve değer büyüyüncede ikinci bir hız artış bölgesi oluşmaktadır. Şekil 2.61 $Re=0.5 \times 10^5$ için 15° hücum açısında hız profillerini göstermektedir ve bu hücum açısında da daha önceki deneylerde görüldüğü gibi hücum kenarından itibaren ayrılmış akış net bir şekilde belli olmaktadır. Şekil 2.62 $Re=0.75 \times 10^5$ iken ve Şekil 2.63 $Re=1 \times 10^5$ iken 8° hücum açısında elde edilen deney sonuçlarında ise oluşan ayrılma kabarcığının tekrar tutunması görülebilmektedir. Örneğin Şekil 2.63'de $x/c=0.3$ 'den sonra ölçülebilen değerlere göre hız profilinin dönüm noktası belirgin olmaya başlıyor ve $x/c=0.55$ 'den sonra dönüm noktası kaybolarak türbülanslı hız profili oluşmaya başlamaktadır. Ayrılma kabarcığının tekrar tutunmaya doğru gittiği Şekil 2.62'de 0.75×10^5 Re sayısı ve 8° hücum açısında $x/c=0.45$ 'den sonra $x/c=0.50$ 'de düz gibi giden hız değerlerinin kısılmaya başlamasından anlaşılmaktadır.



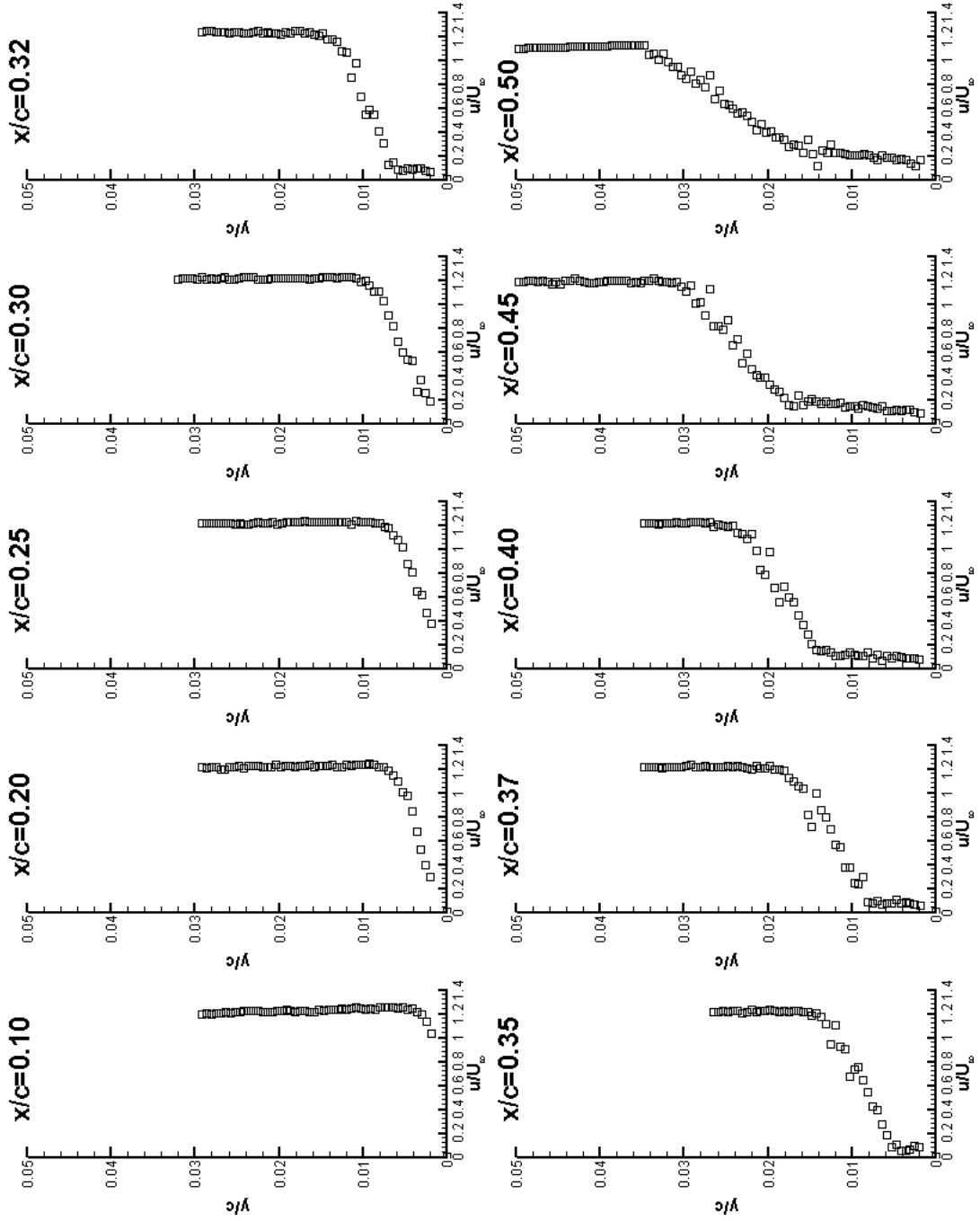
Şekil 2.59. Kanat profili üzerinde değişik noktalarda sıcak-tel anemometresi ile hız ölçümü fotoğrafı



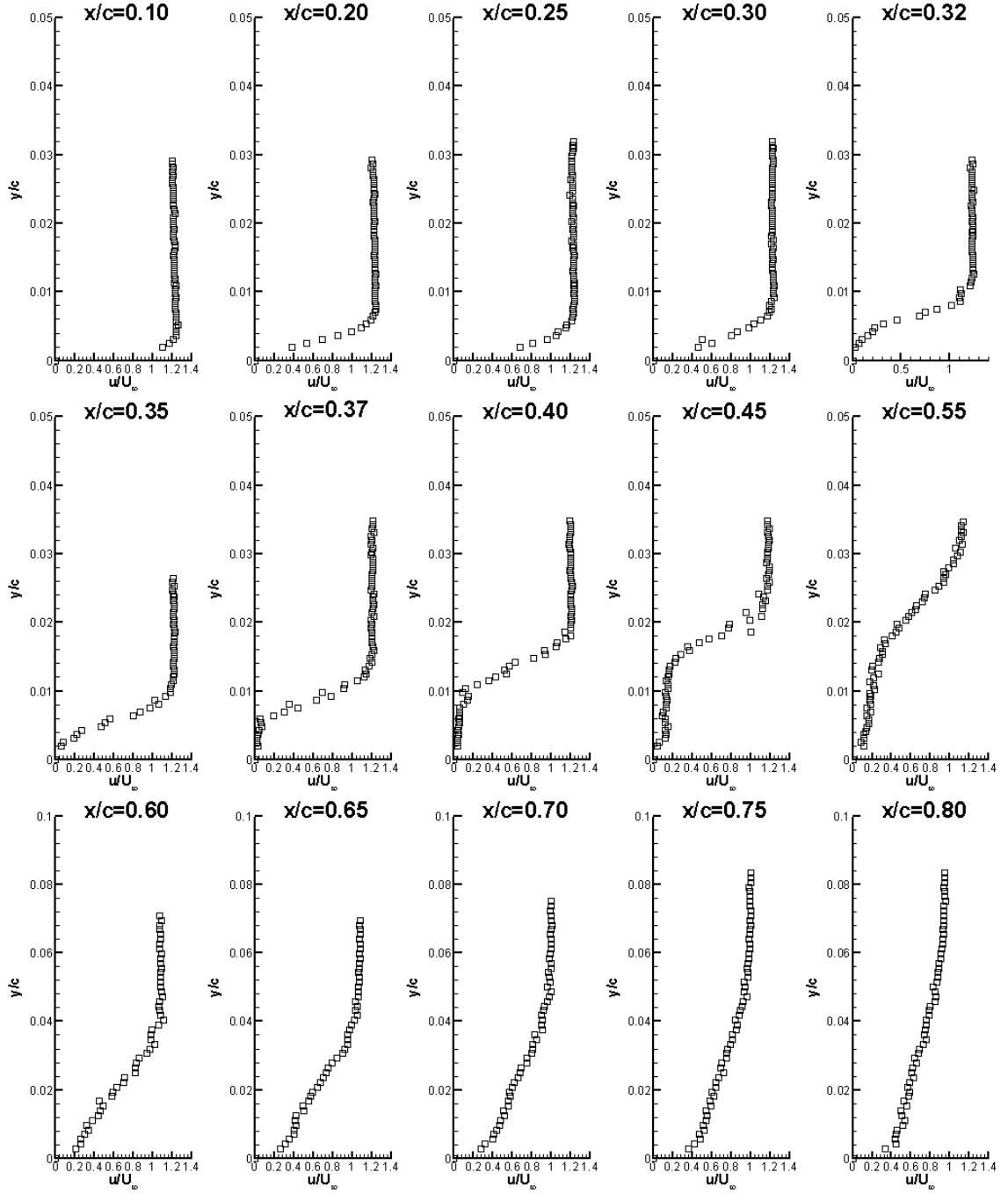
Şekil 2.60. $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=8^\circ$ iken kanat profili üzerinde değişik noktalarda sıcak-tel anemometresi ile elde edilen hız profilleri



Şekil 2.61. $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=15^\circ$ iken kanat profili üzerinde değişik noktalarda sıcak-tel anemometresi ile elde edilen hız profilleri



Şekil 2.62. $Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=8^\circ$ iken kanat profili üzerinde değişik noktalarda sıcak-tel anemometresi ile elde edilen hız profilleri



Şekil 2.63. $Re=1 \times 10^5$ ve $\alpha=8^\circ$ iken kanat profili üzerinde değişik noktalarda sıcak-tel anemometresi ile elde edilen hız profilleri

Sonuç olarak, yapılan bütün deney sonuçları düşünülerek elde edilmiş olan ayrılma, türbülansa geçiş, yapışma ve ayrılma kabarcığı boyları Tablo 2.3'de verilmiştir. Bu tablodan ve bütün deneylerden görüldüğü gibi; düşük Re sayılarında laminar ayrılma kabarcıkları oluşmaktadır ve hücum açısının artışıyla ayrılma kabarcığı hücum kenarına doğru ilerler ve kısa laminar ayrılma kabarcığı oluşur. Hücum

açısının artmasıyla, belirli bir açıdan sonra ayrılan akış kısa bir mesafede kanada tekrar tutunamaz. Bu olaya laminar ayrılma kabarcığının patlaması denir. Ancak laminar ayrılma kabarcığının patlaması olayı tamamen akış ayrılması anlamına gelmez. Ayrılmış akış kanadın üst kısmından geçip firar kenarına nispeten daha yakın bir yerde tutunur ve bu tarzda oluşan laminar ayrılma kabarcığına uzun laminar ayrılma kabarcığı denir ($Re=0.5 \times 10^5$ ve $Re=0.75 \times 10^5$ iken 12° hücum açısında açıkça görülmüştür). Kısa bir laminar ayrılma kabarcığının bulunması basınç dağılımını çok etkilemez ancak uzun laminar ayrılma kabarcıkları basınç dağılımında daha düşük basınçların ortaya çıkmasına neden olur (Şekil 2.13). Re sayısının azalması ile yüksek hücum açılarında kısa ayrılma kabarcığı patlamakta ve uzun ayrılma kabarcığı oluşmasına sebep olduğu görülmektedir (Şekil 2.52b ve 2.53b). Ayrıca $C_L-\alpha$ grafiğinden de görüldüğü gibi Re sayısı arttıkça tutunma kaybı özellikleri değişmiş ve düşük Re sayılarında ayrılma kabarcığı patlaması nedeniyle ani tutunma kaybı (*abrupt stall*), yüksek Re sayılarında ise yumuşak tutunma kaybı (*mild stall*) meydana gelmiştir.

Tablo 2.3. Bütün deneyler sonucu ayrılma, türbülansa geçiş ve yapışma noktaları ve kabarcık boyları

Re sayısı	α	X_s	X_t	X_r	L_b
50 000	4°	0.35	0.62	0.80	0.45
	8°	0.22	0.50	0.72	0.50
	12°	0.10	0.40	0.90	0.80 (Uzun kabarcık)
	15°	0.08	-	-	-
75 000	4°	0.33	0.62	0.76	0.43
	8°	0.20	0.40	0.60	0.40
	12°	0.10	0.40	0.70	0.60 (Uzun kabarcık)
	15°	0.08	-	-	-
100 000	4°	0.30	0.62	0.72	0.42
	8°	0.20	0.45	0.60	0.40
	12°	0.12	0.30	0.42	0.30
	15°	0.05	0.15	0.20	0.15
200 000	4°	0.35	0.62	0.66	0.31
	8°	0.18	0.38	0.48	0.30
	12°	0.15	0.25	0.30	0.15
	15°	0.04	0.10	0.15	0.11
300 000	4°	0.35	0.53	0.60	0.25
	8°	0.30	0.35	0.45	0.15
	12°	0.15	0.20	0.28	0.13
	15°	0.05	0.08	0.15	0.10

3. BÖLÜM

AKIŞA PARALEL SES DALGASI İLE NACA2415 KANAT PROFİLİ ÜZERİNDEKİ AKIŞIN KONTROLÜ

Türbülansa geçiş akışlarına 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 laminar akım ayrılması ile karşılaşıldığından akışın kontrolü ve hava aracından elde edilebilecek en yüksek taşıma önem kazanmaktadır. Akustik aktif akış kontrolü, sesin elde edilmesindeki basitlik, diğer akış kontrol sistemlerindeki gibi karmaşık tesisatlar içermemesi, sesin güçlü etkisi ve kolay kontrolü araştırmacılarda sesi kullanma isteği uyandırmıştır. Askeri ve keşif amaçlı kullanılan düşük hızlarda uçan insansız hava araçları (UAV) ve mikro hava araçları (MAV) kanatları ile rüzgar türbini kanatları etrafındaki akış düşük Re sayılı olduğu için bu Re sayılarında kanat üzerinde laminar ayrılma kabarcıkları oluşabildiği için bu kabarcıkların yok edilmesi veya istenen yerde oluşturulması elzemdir. Bunun için akış kontrol mekanizmalarından yüksek kaldırma aygıtları (flap, slat) veya emme-üfleme sistemlerinin kullanılması ağırlığı ve maliyeti arttıracığından çok kullanışlı değildir. Bu sistemlerin yerine basit bir ses kaynağı kullanılarak kanat üzerindeki akış kontrol edilebilirse günümüzde çok önemli ve gizli amaçlar için kullanılabilecek olan UAV ve MAV'ların veya enerji üretmek için rüzgar türbinlerinin performansları arttırılabilecektir.

3.1. Boş Tünelin Rezonans Karakteristikleri

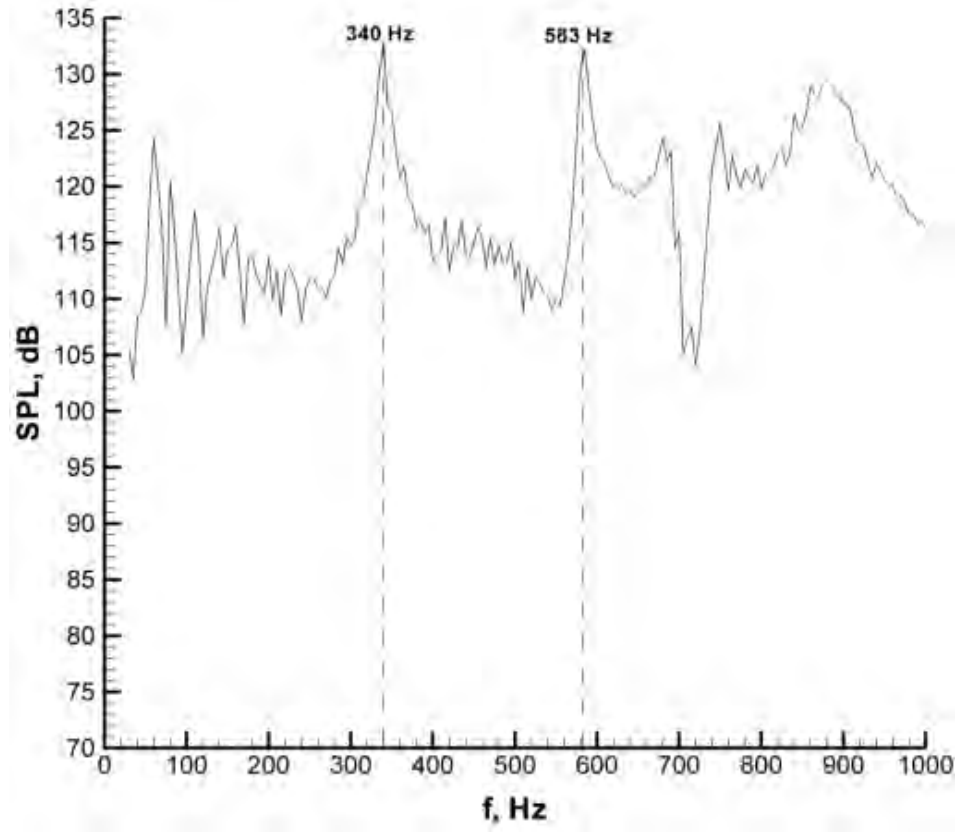
Akışa paralel ve dik ses dalgalarını üretmek için amplifikatöre bağlı bir hoparlör ve

fonksiyon jeneratörü kullanılacaktır. Hoparlör rüzgar tünelinin önünde ve tünele 1,5 metre uzaklıktadır. Ayrıca bir osiloskop yardımı ile fonksiyon jeneratöründen üretilen sinüs dalgası sinyali kontrol edilmiştir. Ses dalgaları ile deneyler yapmadan önce sağlık deneyler elde etmek için tünelin rezonansa girmemesi gerekir ve bunun için rezonans frekanslarının belirlenmesi gerekmektedir. Rüzgar tüneli test odasının rezonans karakteristikleri Brüel & Kjør marka mikrofon kullanılarak ölçülmüştür. Mikrofon kanat üzerinde $x/c=0.5$ ve $y/c=0.15$ [Yarusevych et al., 2007] noktasına yerleştirilmiş ve tünel kapalı iken bu noktadaki ses basınç seviyesi 10-1000 Hz aralığında ses dalgası verilerek ölçülmüştür. Şekil 3.1a ve b’de görüldüğü gibi dik ses dalgası gönderildiğinde 340 Hz ve 583 Hz’de, paralel ses dalgası gönderildiğinde ise 995 Hz’de rezonansın olduğu görülmektedir.

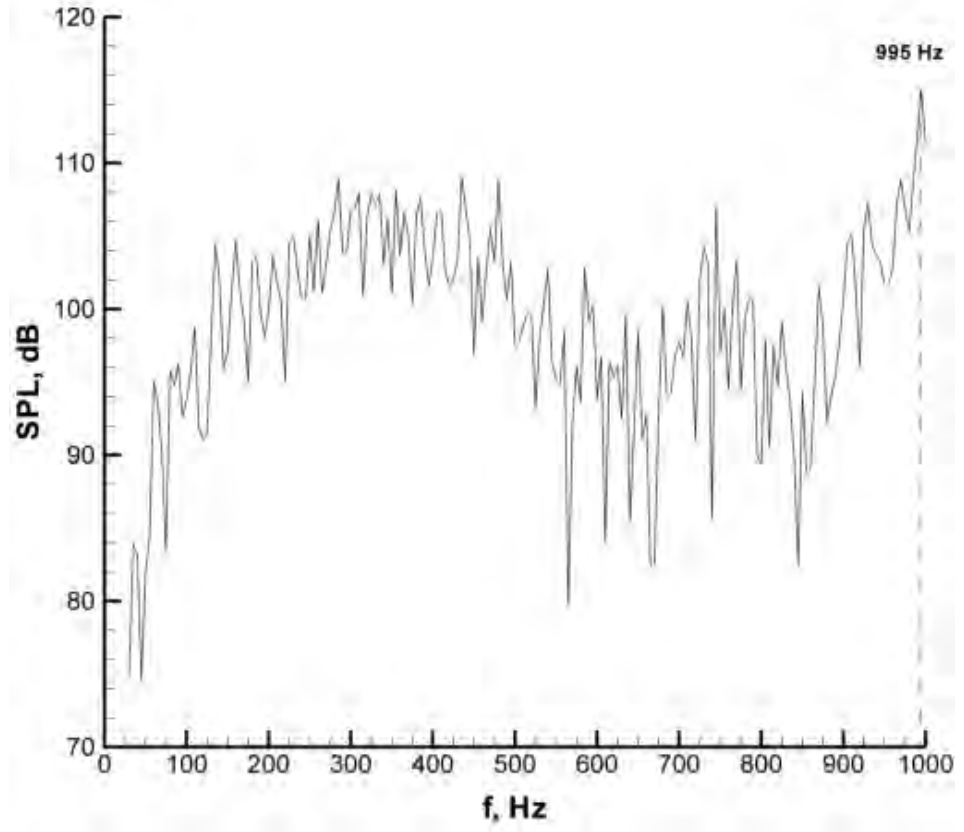
3.2. Akışa Paralel Ses Dalgalarının Kanat Üzerindeki Akışa Basınç Dağılımına Etkisi

Basınç katsayısı ile kanat üzerinde oluşan laminar ayrılma kabarcığının yeri belirlenmiş ve daha sonra akustik tahrik uygulanarak laminar ayrılma kabarcığı yok edilmeye çalışılmıştır. Ses dalgalarının akışa etkisi konusundaki ilk araştırmalara 0.5×10^5 Re sayısında 15° hücum açısı için başlanmış ve Şekil 3.2’de görüldüğü gibi çok fazla ses dalgası için denemeler yapılmıştır.

Şekil 3.2 dikkatle incelendiğinde 15° hücum açısı ve $Re=0.5 \times 10^5$ için ses dalgası uygulanmadığı durumda tutunma kaybı olayı görülmüştür. Daha sonra akışa 70 Hz’den 1100 Hz’e kadar çeşitli aralıklarla ses dalgası uygulanmış ve akışa etkisi gözlemlenmiştir. 70 Hz ve 140 Hz ses dalgası uygulandığında bu frekanslardaki ses dalgaları akışa etki etmemiştir. 200 Hz ile 850 Hz arasında ise ses dalgaları ile akış kanat üzerine tutturularak tutunma kaybı geciktirilmiştir. 900 Hz’den sonra ise akışa paralel ses dalgaları akışa etkisini kaybetmiştir. Bu ilk denemelerden sonra deney sayısını azaltmak için her bir Re sayısında etkili frekans aralığı basınç farklarının ekranda gözlemlenmesi ile belirlenerek bundan sonraki deneylerde belirli frekanslarda deneyler yapılmıştır.

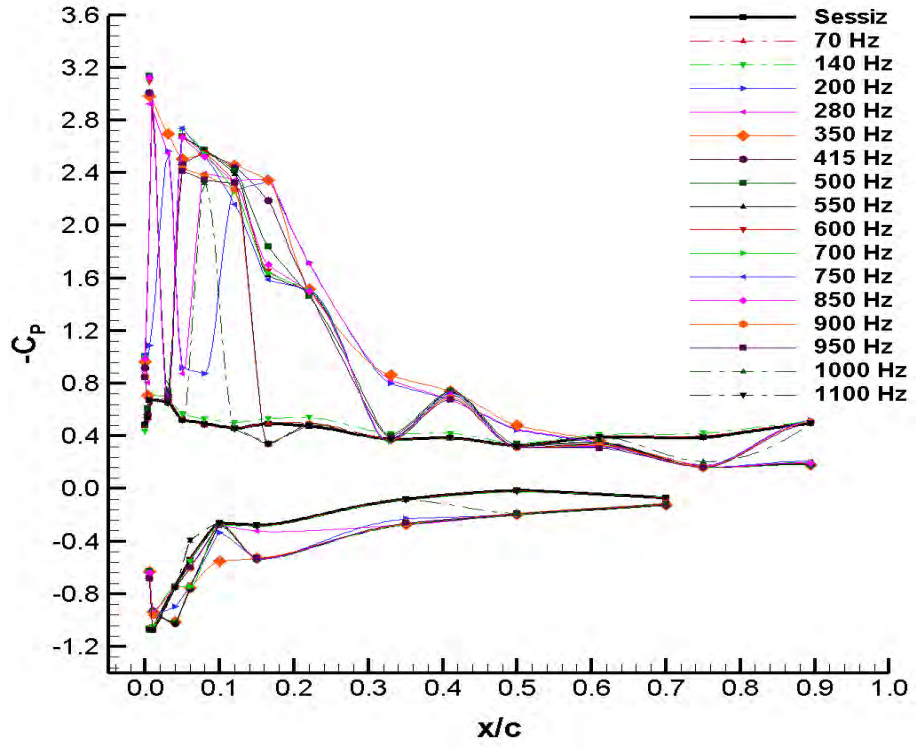


a)

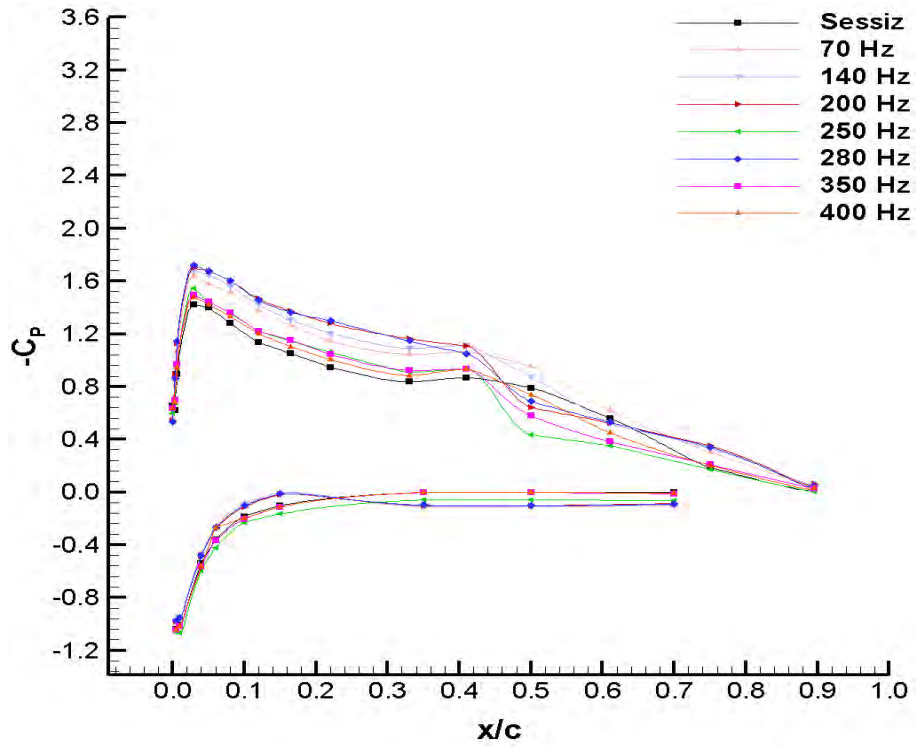


b)

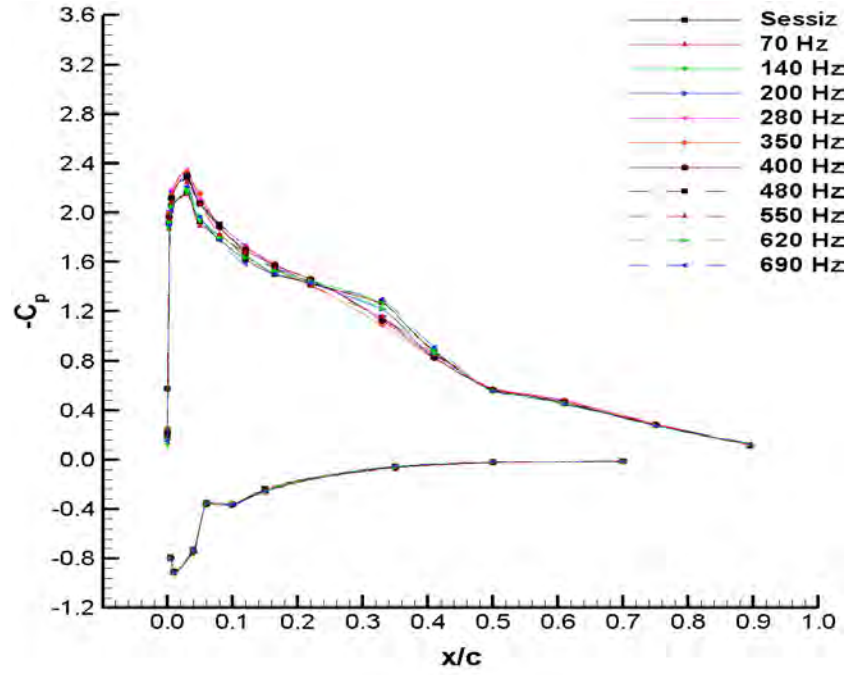
Şekil 3.1. Ses dalgaları uygulamasından önce boş tünelin rezonans karakteristikleri
a) Dik ses dalgası b) Paralel ses dalgası



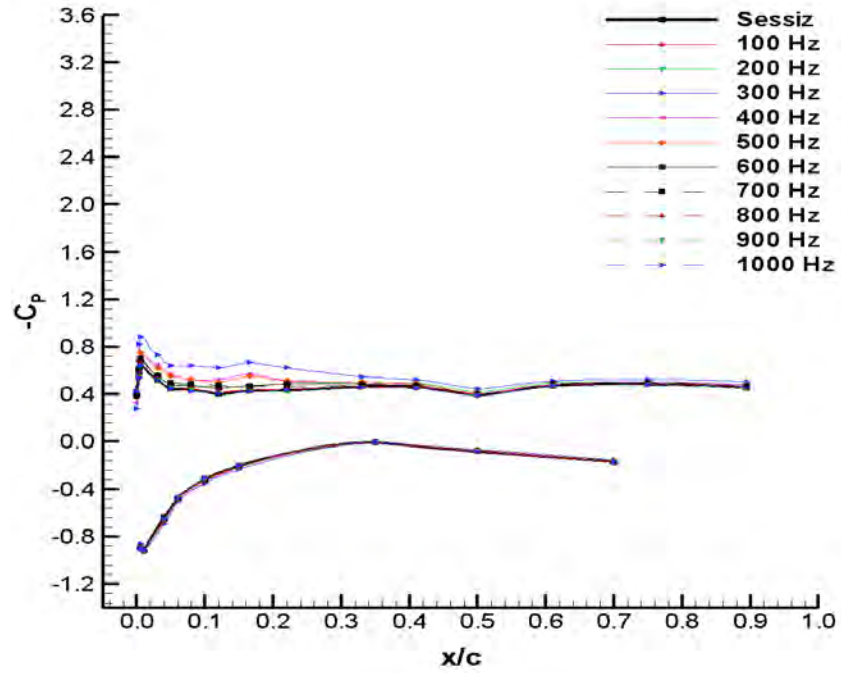
Şekil 3.2. Ses dalgalarının kanat C_P dağılımına etkisinin karşılaştırılması ($Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=15^\circ$)



Şekil 3.3. Ses dalgalarının kanat C_P dağılımına etkisinin karşılaştırılması ($Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=8^\circ$)

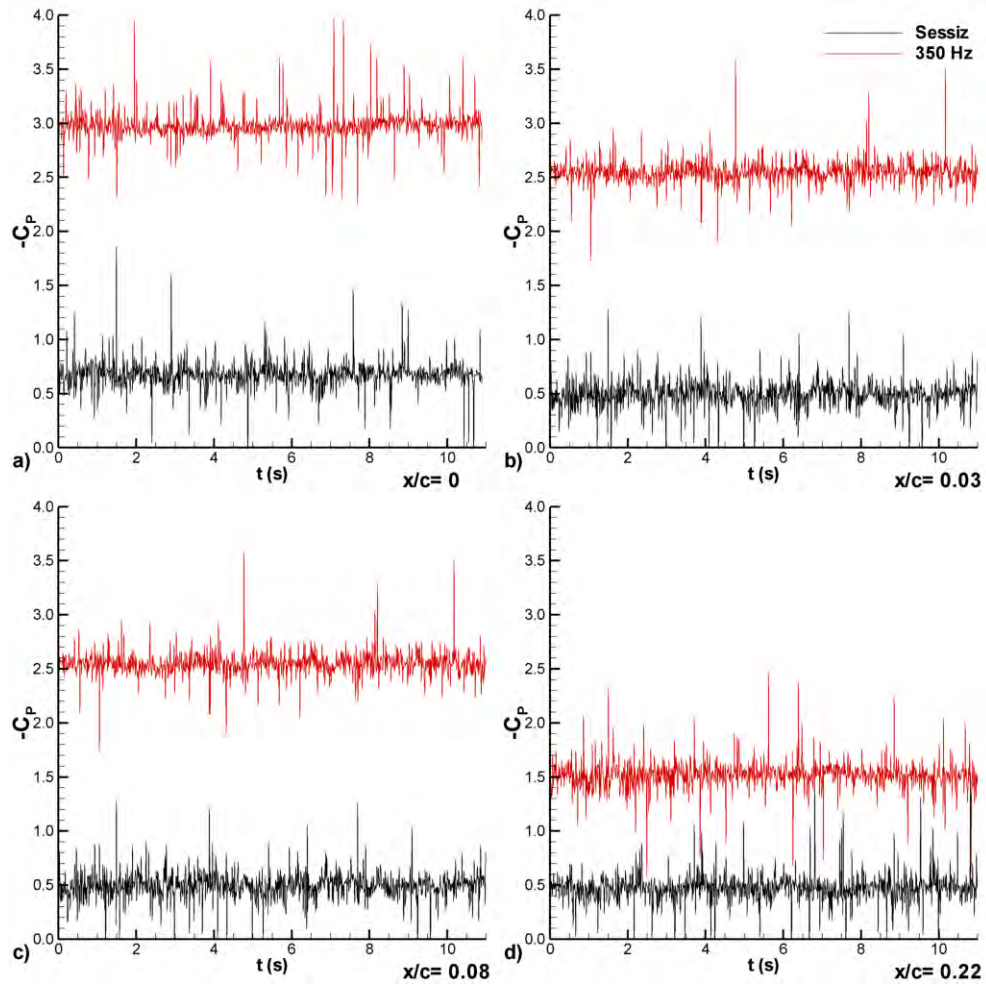


Şekil 3.4. Ses dalgalarının kanat C_P dağılımına etkisinin karşılaştırılması ($Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=12^\circ$)



Şekil 3.5. Ses dalgalarının kanat C_P dağılımına etkisinin karşılaştırılması ($Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=18^\circ$)

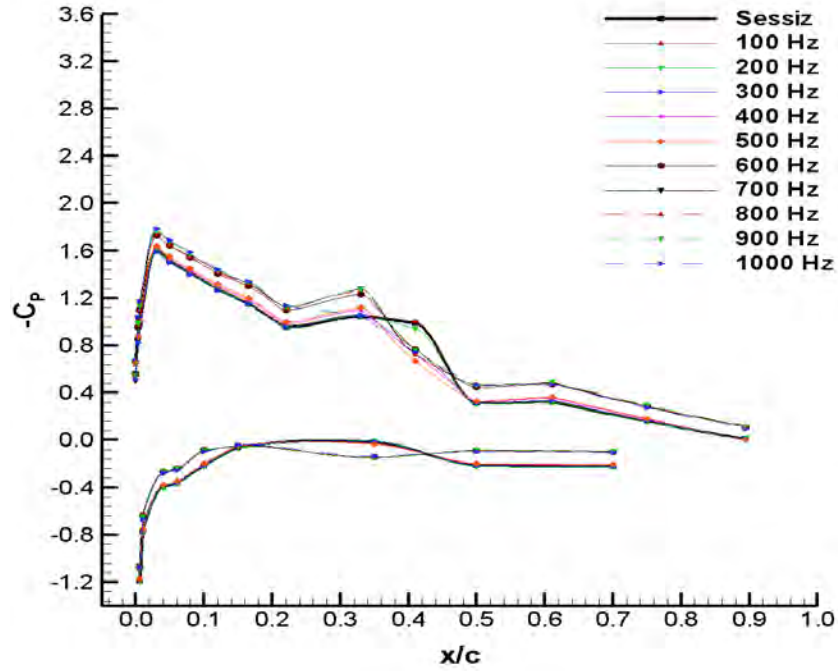
0.5×10^5 Re sayısında bir başka hücum açısı 8° 'de ses dalgalarının akışa etkisi kanat profili üzerindeki basınç dağılımı ile incelenmiştir (Şekil 3.3). Deney sonuçlarına göre ses dalgası uygulanmadan akış yaklaşık $0.22 x/c$ 'de ayrılmış ve $0.72 x/c$ 'de yeniden tutunmuştur, yani laminar ayrılma kabarcığının boyu ise $0.50c$ kadardır. 70 Hz ses dalgası uygulandığında akışın ayrılma noktası değişmemiş ancak $0.65 x/c$ 'de yeniden tutunmuş ve ayrılma kabarcığının boyu küçülmüştür. 140 Hz uygulandığında da ayrılma noktası değişmemiş ve akış $0.61 x/c$ 'de yeniden tutunmuştur. 200 Hz için ise $0.33 x/c$ 'de ayrılmış ve $0.5x/c$ 'de ise yeniden tutunmuştur. 350 Hz uygulandığında ise $0.33 x/c$ 'de ayrılmış ve $0.5 x/c$ 'de tutunma gerçekleşmiştir. Sonuç olarak, en etkili frekansın 350 Hz olduğu görülmüştür.



Şekil 3.6. Kanat üzerinde değişik noktalarda ses dalgasının etkisinin zamana bağlı C_P dağılımı ile incelenmesi ($Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=15^\circ$)

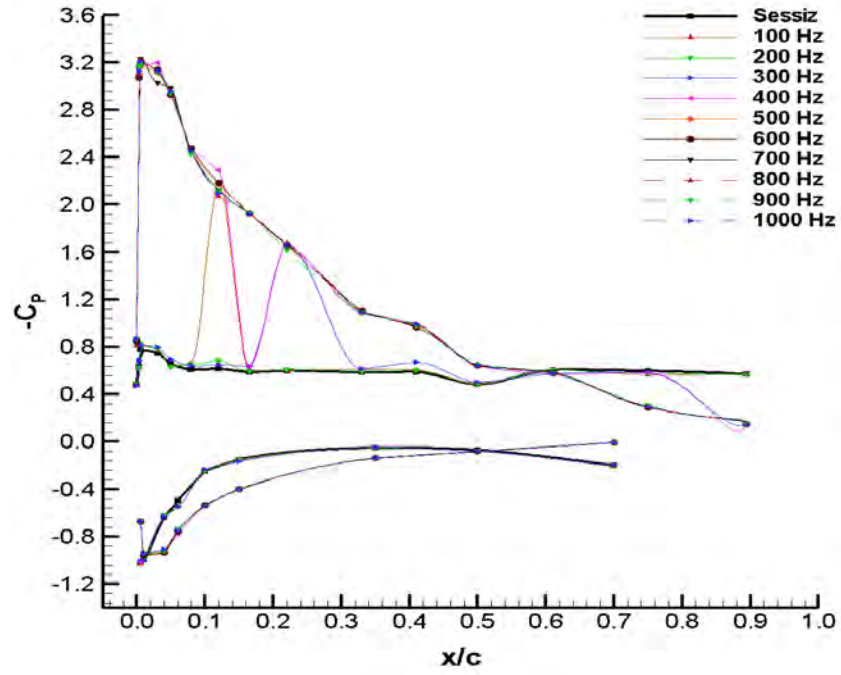
Şekil 3.4'de ise $Re=0.5 \times 10^5$ için 12° hücum açısında farklı frekanslarda ses dalgası uygulanmış ve yine etkili frekans olarak 350 Hz görülmüş, ses dalgası ayrılma

kabarcığını küçültmüştür. Son olarak Şekil 3.5’de 18° hücum açısında yine farklı frekanslarda ses dalgaları uygulanmış ama bu hücum açısında ses dalgalarının akışı pek fazla etkilemediği görülmüştür. Ayrıca 0.5×10^5 Re sayısı için yapılan bu deneylerde akışa paralel ses dalgalarının NACA2415 kanat profili üzerinde oluşan basınç dağılımına ve akış içerisindeki akış çalkantılarına etkisi basınç katsayılarının zamanla değişimleri üzerinden incelenmiştir. Daha sonra kanat profili üzerinde çeşitli noktalardaki basıncın zamana bağlı olarak değişimine bakılmıştır. Şekil 3.6’te $Re=0.5 \times 10^5$ için 15° hücum açısında en etkili frekans olan 350 Hz için basıncın zamana göre değişimi farklı noktalar için verilmiştir. Bu grafiklerden görüldüğü gibi ses dalgalarının uygulanması ile basınç farkı büyümüş ve çalkantılar azalmıştır.

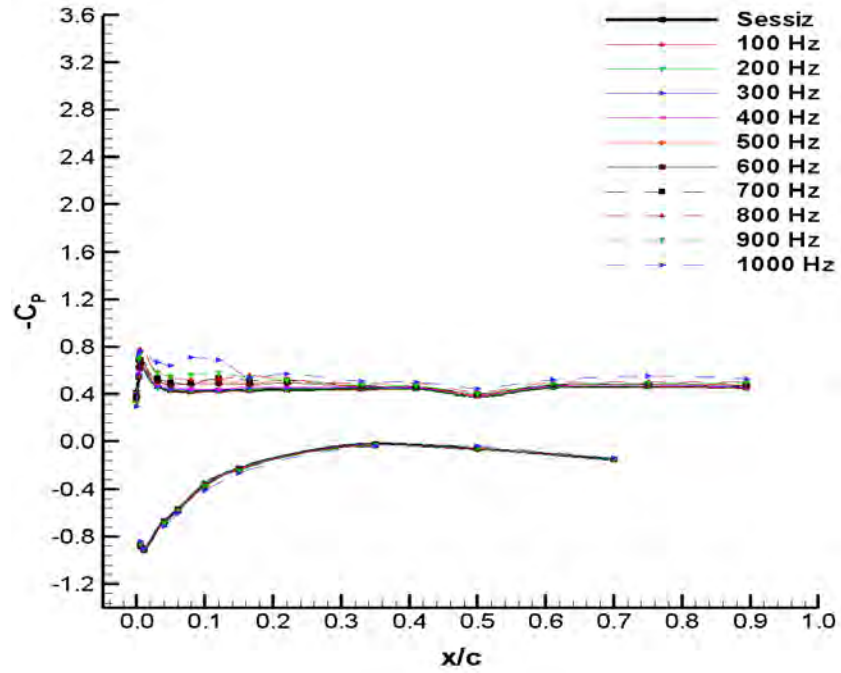


Şekil 3.7. Ses dalgalarının kanat C_p dağılımına etkisinin karşılaştırılması ($Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=8^\circ$)

Şekil 3.7’de verilen grafikte 0.75×10^5 Re sayısında 8° ’de ses dalgalarının akışa etkisi kanat profili üzerindeki basınç dağılımı ile incelenmiştir. Deney sonuçlarına göre sessiz durumda akış 0.20 x/c civarında ayrılmış ve 0.60 x/c ’de yeniden yapışmıştır ve ayrıma kabarcığının boyu 0.40c kadardır. 500 Hz’e kadar uygulanan ses dalgaları ile akışın yapısında çok fazla değişiklik görülmez iken 600 Hz’den sonra ses dalgaları etki etmeye başlamıştır. Şekil 3.8’da görüldüğü gibi 0.75×10^5 Re sayısında ve 15° hücum açısında 100 Hz-1000 Hz aralığında ses dalgaları uygulanarak yapılan basınç

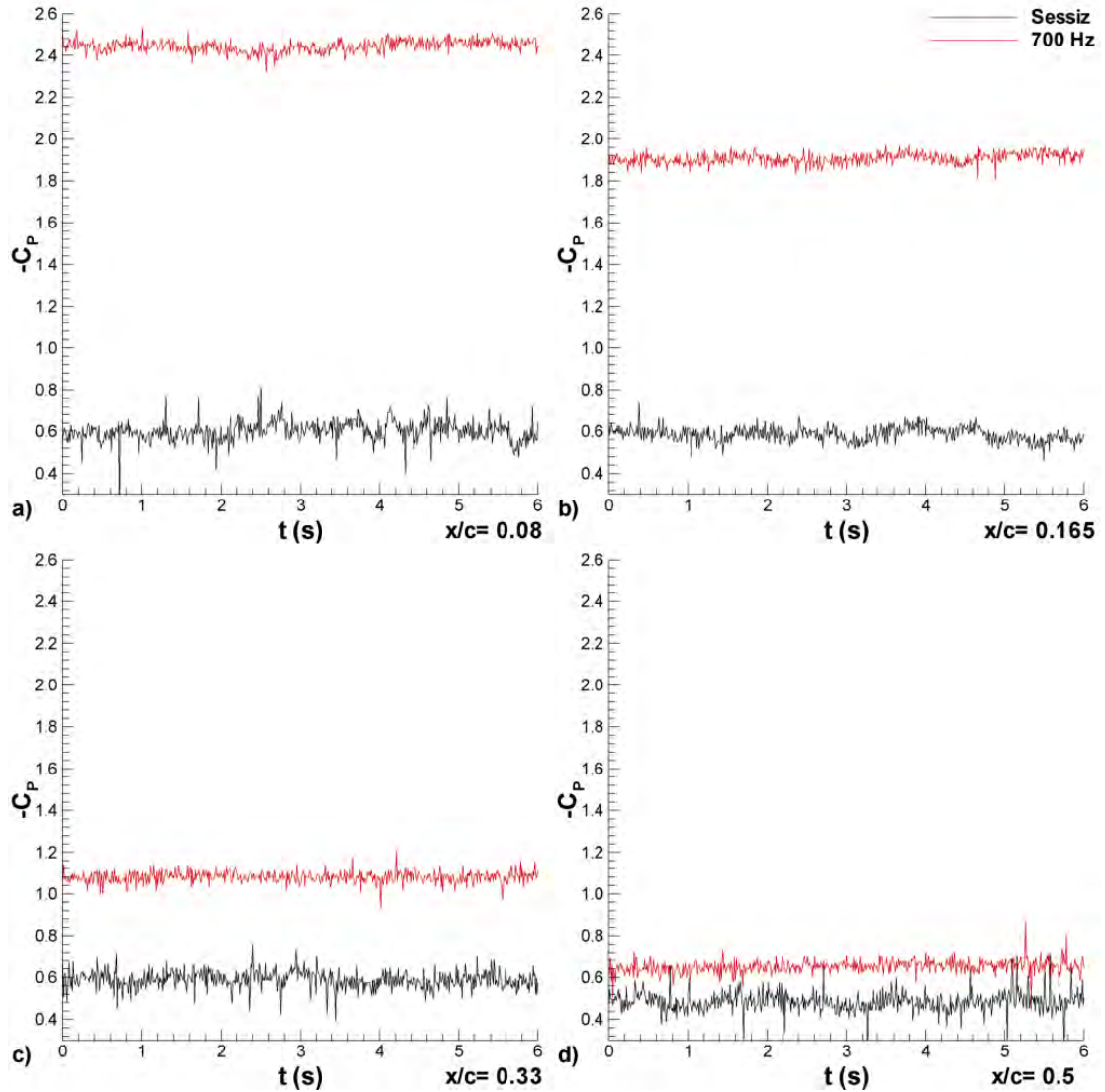


Şekil 3.8. Ses dalgalarının kanat C_P dağılımına etkisinin karşılaştırılması ($Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=15^\circ$)



Şekil 3.9. Ses dalgalarının kanat C_P dağılımına etkisinin karşılaştırılması ($Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=18^\circ$)

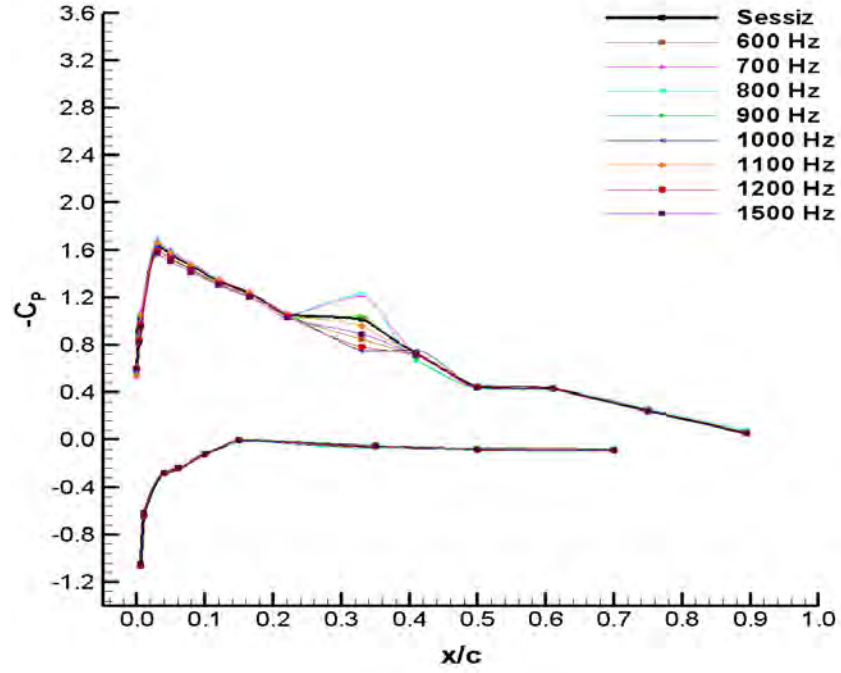
deneyleri sonucunda 500-800 Hz aralığındaki paralel ses dalgalarının akışı kontrol edebildiği ve en etkili frekansın 700 Hz olduğu gözlemlenmiştir. Kanat üzerinden ayrılan akış ses dalgaları ile kanat üzerine tutunmuştur. Şekil 3.9'de ise 0.75×10^5 Re sayısında 18° hücum açısında NACA2415 kanat profili üzerindeki akışa 100 Hz ile 1000 Hz aralığında farklı frekanslarda akışa paralel ses dalgaları gönderildiğinde ses dalgalarının etkisinin az olduğu görülmüştür. 0.75×10^5 Re sayısı için ses dalgalarının en etkili olduğu frekans olan 700 Hz için kanat üzerindeki bazı noktalarda zamanla basınç katsayısı değişimine bakılmıştır (Şekil 3.9). Dikkatli bir şekilde incelendiğinde ses dalgalarının ayrılmış akışı kanat üzerine tutundurması ile zamana göre basınçtaki dalgalanmalarında azaldığı gözlemlenmiştir.



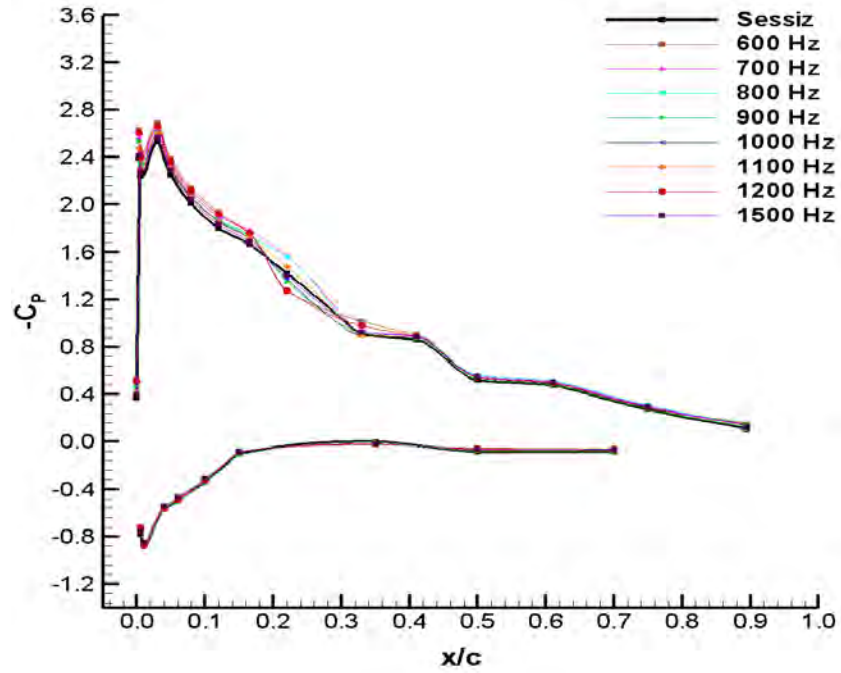
Şekil 3.10. Kanat üzerinde değişik noktalarda ses dalgasının etkisinin zamana bağlı C_P dağılımı ile incelenmesi ($Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=15^\circ$)

Şekil 3.11'de 1×10^5 Re sayısında hücum açısı 8° iken ses dalgası uygulanmadığında akışta $x/c=0.2$ civarında ayrılma gerçekleşmiş ve $x/c=0.55$ 'de ise yeniden tutunmuştur ve laminar ayrılma kabarcığının boyu $0.40c$ kadardır. Bu Re sayısında en etkili frekans olan 1200 Hz akışa paralel ses dalgası uygulandığında $x/c=0.3$ 'de ayrılmış akış $x/c=0.5$ 'de yeniden tutunmuştur. Laminar ayrılma kabarcığının boyu da %43 oranında kısalmıştır. Şekil 3.12'de ise ses dalgalarının akışa etkisi çok net belli olmamaktadır. Şekil 3.13'de 16° hücum açısında yapılan deneylerde ses dalgası uygulanmadığı durumda akış kanat üzerinden ayrılmıştır. Ses dalgaları ile akış kontrolü için 600 Hz ile 1500 Hz arasında çeşitli aralıklarla ses dalgaları gönderilmiş ve uygulanan bu ses dalgalarının akışın kanat üzerine tutunmasını sağladığı ve tutunma kaybı açısını geciktirdiği görülmüştür. 18° hücum açısında (Şekil 3.14) uygulanan ses dalgaları basınçta bir miktar artmaya sebep olmuş ancak ayrılan akışı tutunduramamıştır.

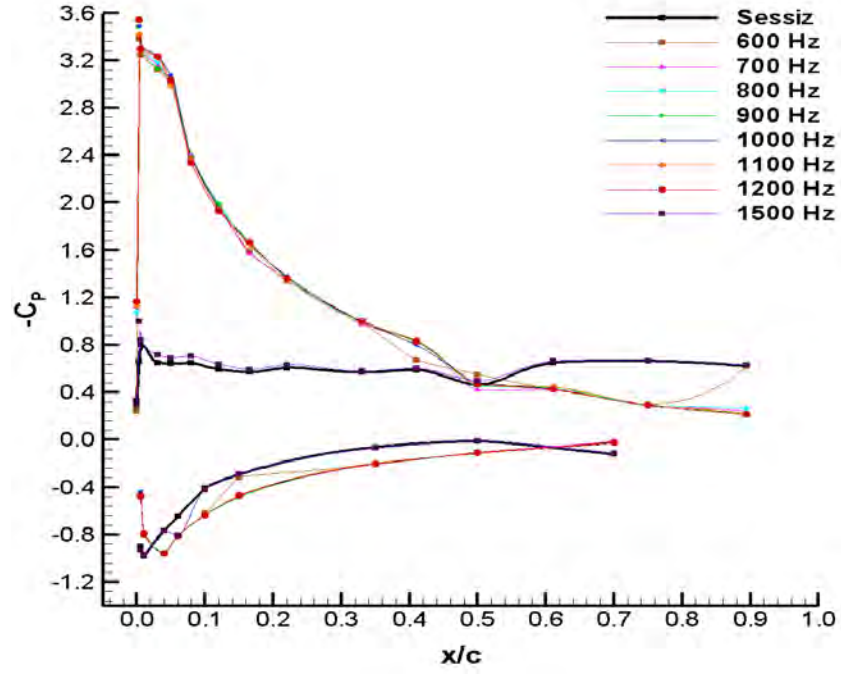
Şekil 3.15'da ise 1×10^5 Re sayısı ve 16° hücum açısı için 1200 Hz ses dalgası uygulanması ve uygulanmaması durumunda kanat üzerinde bazı noktalarda zamana göre basıncın değişimi verilmiştir. Basıncıdaki dalgalanmaların azaldığı ve basınç değerlerinin yükseldiği görülmüştür. Aynı zaman da buradaki artış akışın kanat üzerine tutunduğunu ve bu hücum açısı için kaldırma kuvvetinde de attığını göstermektedir (Şekil 3.27).



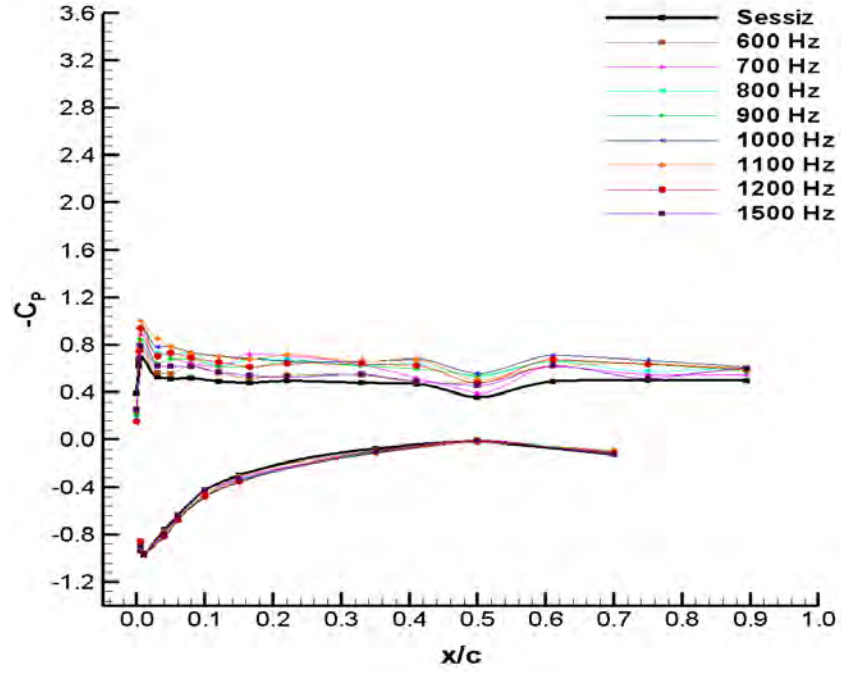
Şekil 3.11. Ses dalgalarının kanat C_p dağılımına etkisinin karşılaştırılması ($Re=1 \times 10^5$ ve $\alpha=8^\circ$)



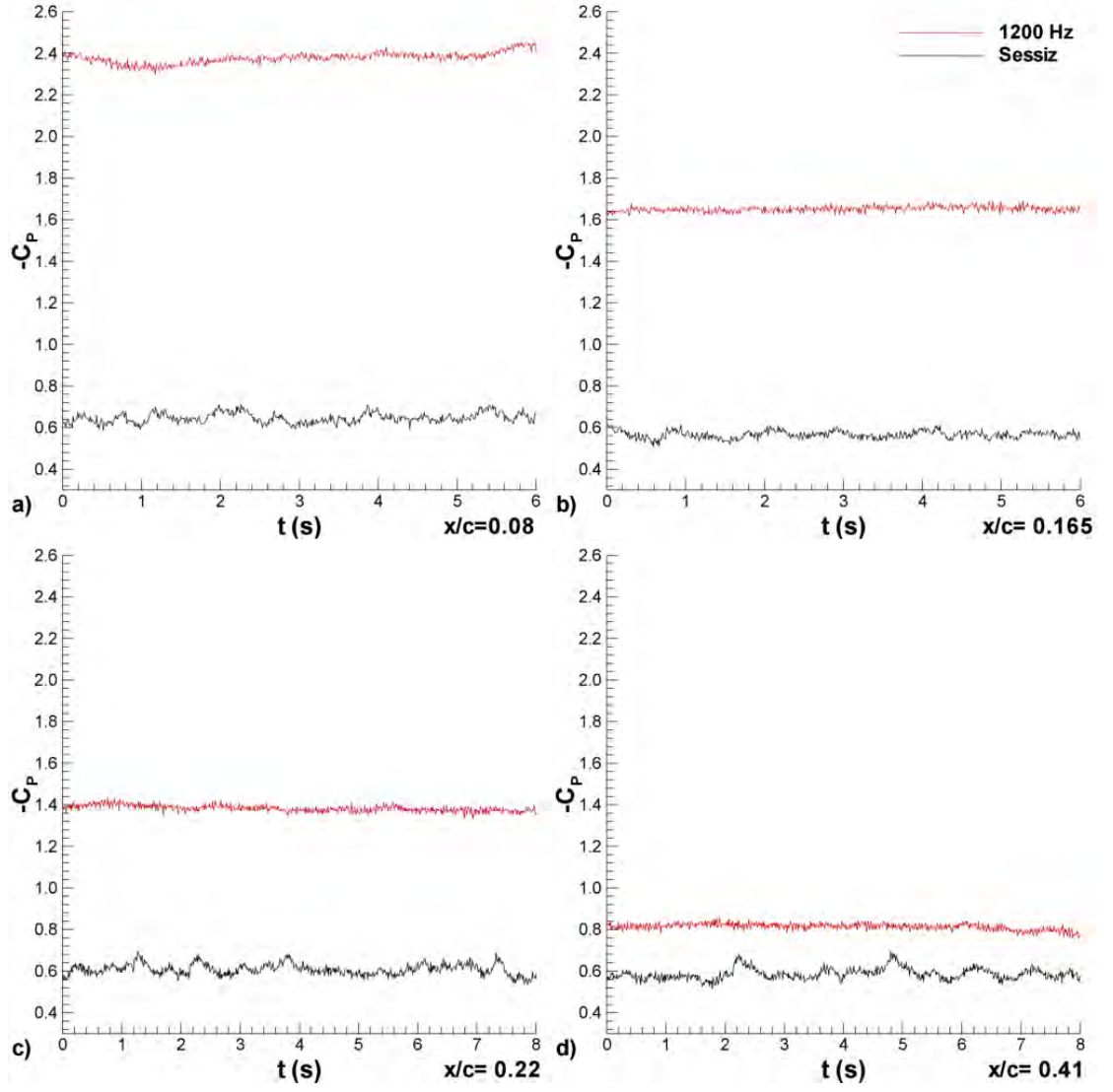
Şekil 3.12. Ses dalgalarının kanat C_p dağılımına etkisinin karşılaştırılması ($Re=1 \times 10^5$ ve $\alpha=12^\circ$)



Şekil 3.13. Ses dalgalarının kanat C_P dağılımına etkisinin karşılaştırılması ($Re=1 \times 10^5$ ve $\alpha=16^\circ$)

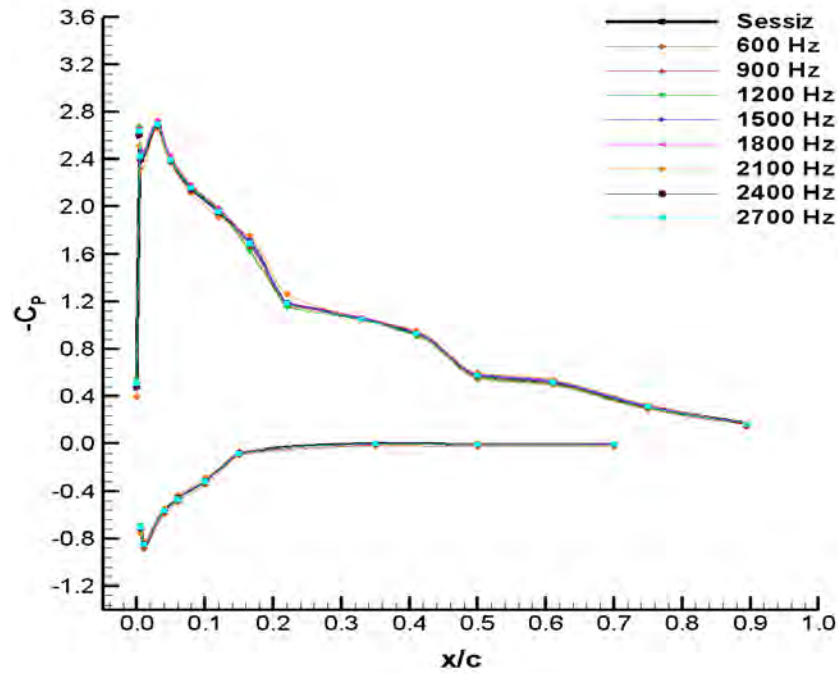


Şekil 3.14. Ses dalgalarının kanat C_P dağılımına etkisinin karşılaştırılması ($Re=1 \times 10^5$ ve $\alpha=18^\circ$)



Şekil 3.15. Kanat üzerinde değişik noktalarda ses dalgasının etkisinin zamana bağlı C_p dağılımı ile incelenmesi ($Re=1 \times 10^5$ ve $\alpha=16^\circ$)

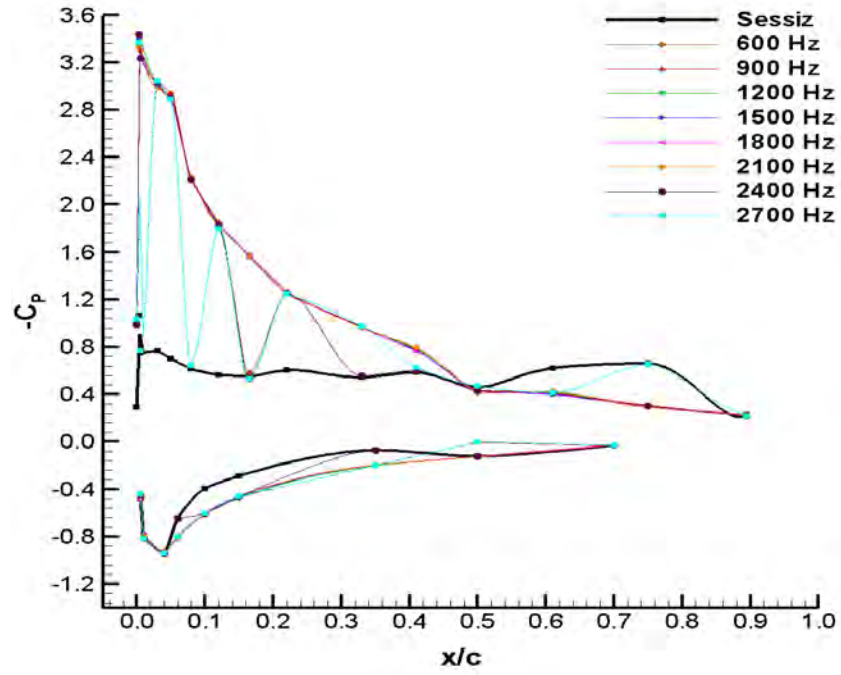
1.5×10^5 Re sayısında 12° , 16° ve 18° hücum açısı için basınç katsayısı dağılımları 600 Hz ile 2700 Hz arasında farklı frekans aralığı için çıkarılmıştır. Şekil 3.16'da 1.5×10^5 Re sayısında 12° 'de basınç dağılımında ses dalgalarının etkisi net olarak gözlemlenememiştir. 1.5×10^5 Re sayısı ve 16° hücum açısı için basınç katsayısı dağılımı Şekil 3.17'de görülmekte olup ses dalgası uygulanmadığı durumda akış kanat üzerinden ayrılırken ses dalgaları ile akışın kanat üzerine tutunmasını sağladığı ve tutunma kaybı açısını geciktirdiği görülmüş ve etkili frekans 1800 Hz olarak belirlenmiştir. 18° hücum açısında ise (Şekil 3.14) uygulanan ses dalgaları basınçta bir miktar artmaya sebep olmuş ancak ayrılan akışı tutunduramamıştır.



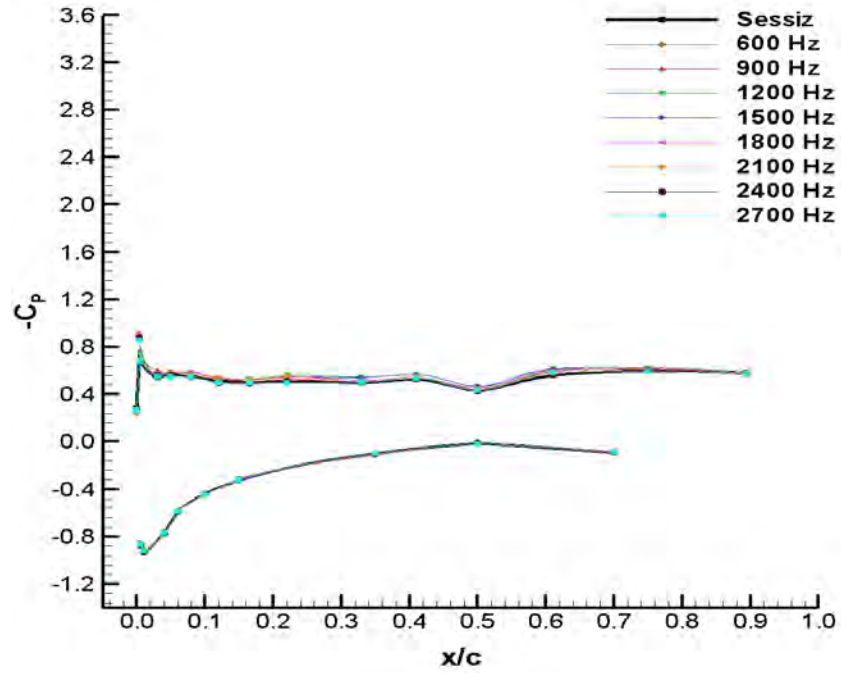
Şekil 3.16. Ses dalgalarının kanat C_p dağılımına etkisinin karşılaştırılması ($Re=1.5 \times 10^5$ ve $\alpha=12^\circ$)

3.3. Akışa Paralel Ses Dalgalarının Kanadın Aerodinamik Kuvvet Katsayılarına Etkisinin İncelenmesi

Önceki bölümde anlatıldığı gibi ilk önce ses dalgaları olmadan bu katsayılar belirlenmiş ve daha sonra akışa paralel ses dalgalarının tutunma kaybı açılarına ve aerodinamik kuvvet katsayılarına etkisi incelenmiştir. 0.5×10^5 Re sayısı için ses dalgaları uygulandığında C_L , C_D , C_M katsayıları ile L/D oranının hücum açısı ile değişim grafikleri Şekil 3.19, Şekil 3.20, Şekil 3.21 ve Şekil 3.22'de verilmiştir.

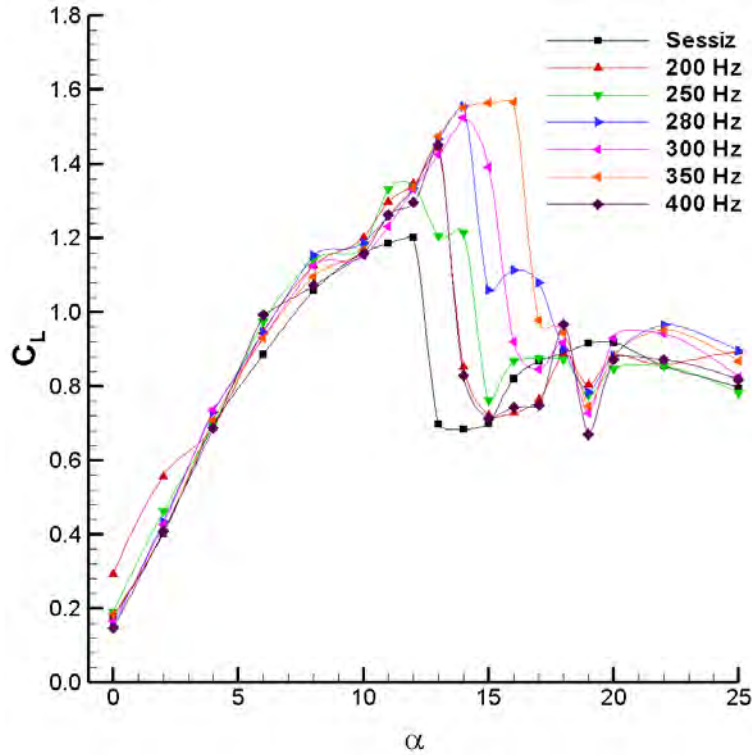


Şekil 3.17. Ses dalgalarının kanat C_p dağılımına etkisinin karşılaştırılması ($Re=1.5 \times 10^5$ ve $\alpha=16^\circ$)



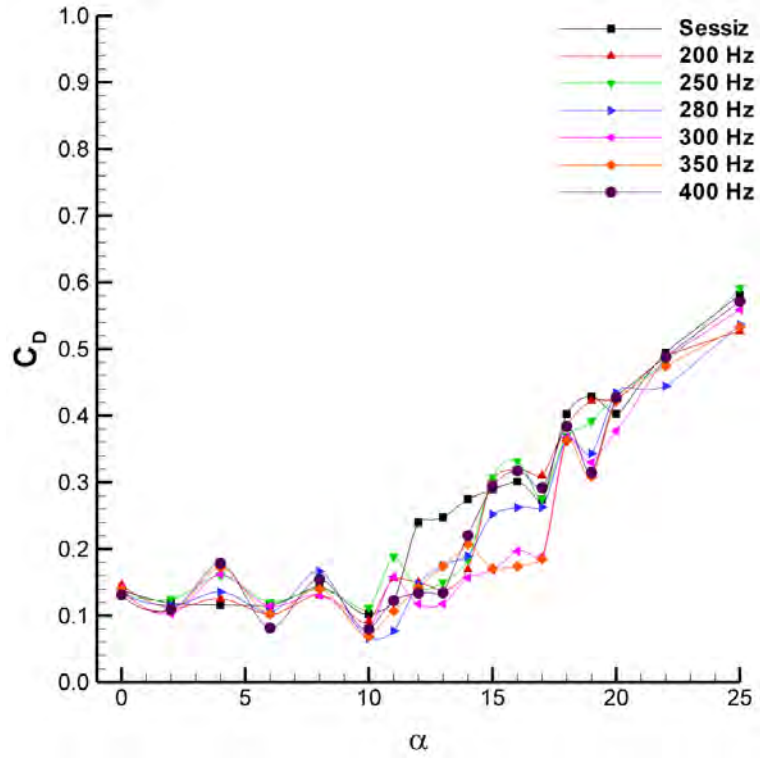
Şekil 3.18. Ses dalgalarının kanat C_p dağılımına etkisinin karşılaştırılması ($Re=1.5 \times 10^5$ ve $\alpha=18^\circ$)

Bu Re sayısında ses dalgaları uygulanmadığı durumda tutunma kaybı açısı 12° olarak elde edilmiştir. Ayrıca maksimum kaldırma kuvveti katsayısı (C_{Lmax}) ise yaklaşık 1.20'dir. Akustik tahrik için 200 Hz ile 400 Hz arasında ses dalgaları gönderilmiştir. Akışa paralel 200 Hz ses dalgası uygulandığında ise tutunma kaybı açısı 13° 'ye yükselmiş ve C_{Lmax} ise 1.44 olmuştur. 250 Hz ses dalgası gönderildiğinde ise tutunma kaybı açısı değişmemiş ancak C_{Lmax} 1.34'e yükselmiştir. 280 Hz ses dalgası uygulandığında tutunma kaybı açısı 15° 'ye yükselmiştir. 350 Hz akustik tahrik uygulandığında ise tutunma kaybı açısı 16° olmuş ve C_{Lmax} %30'luk artışla 1.56'ya yükselmiştir. 400 Hz'de ise ses dalgalarının akışa etkisi azalmaya başlamış ve tutunma kaybı açısı 13° 'ye düşmüştür. Yapılan deney sonuçlarına göre ses dalgaları ile kanat profilinin tutunma kaybı açısı ve maksimum kaldırma katsayısı yükseltilmiştir. Ses dalgaları ile sürükleme kuvveti katsayısı tutunma kaybı açısına kadar pek bir değişiklik yapmamıştır ama tutunma kaybı sonrasında C_D yaklaşık %40 azaltılmıştır. Yunuslama momentinde (C_M) ise fazla bir değişiklik olmamıştır. Genel olarak L/D oranı %42 artışla 12'den 17'ye yükselmiştir.

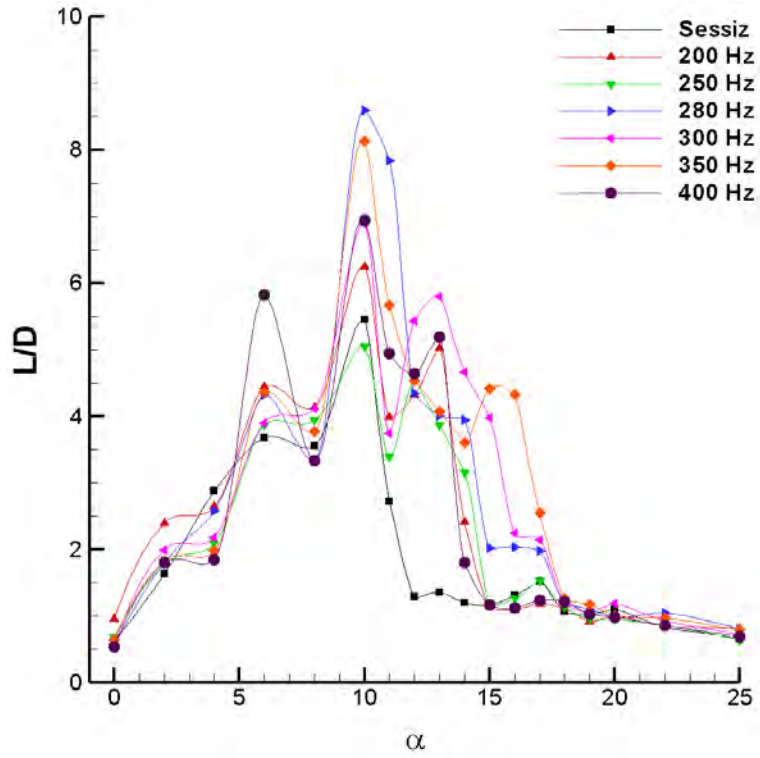


Şekil 3.19. $Re=0.5 \times 10^5$ iken kaldırma katsayısının hücum açısı ile değişimi

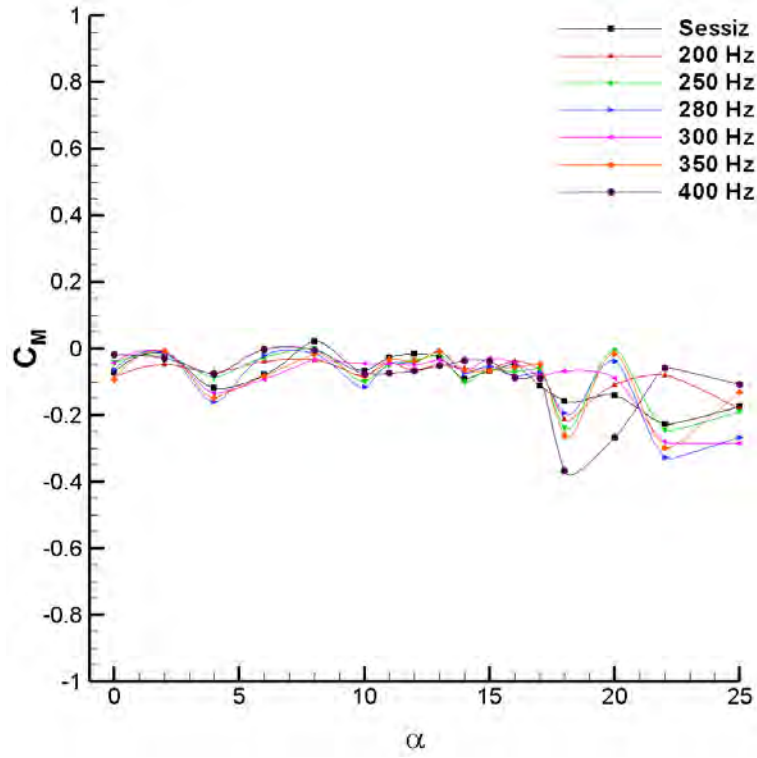
0.75×10^5 sayısı için kuvvet ölçüm deneyleri sonucunda elde edilen aerodinamik katsayılar Şekil 3.23, Şekil 3.24, Şekil 3.25 ve Şekil 3.26'de görülmektedir. Akışa



Şekil 3.20. $Re=0.5 \times 10^5$ iken sürüklenme katsayısının hücum açısı ile değişimi



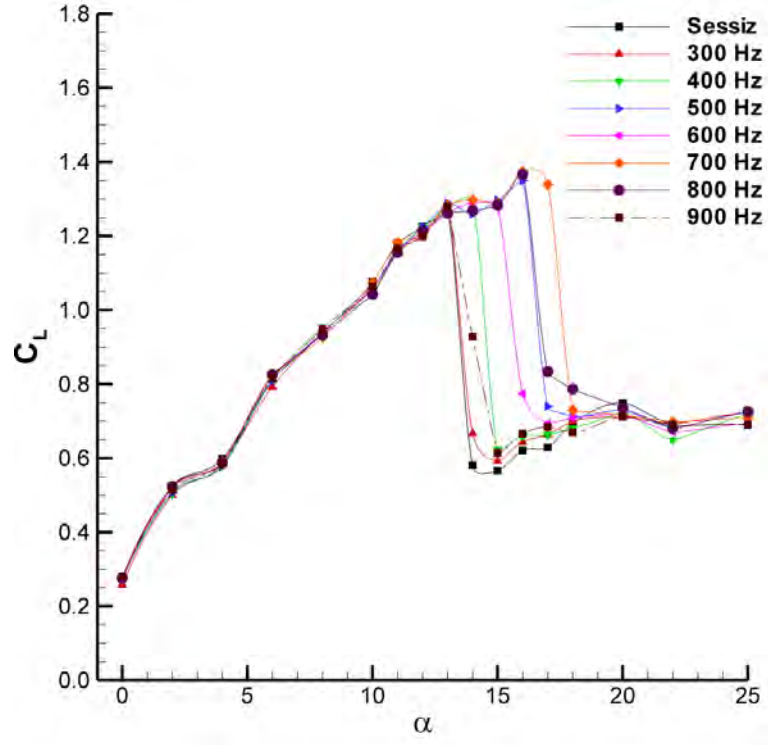
Şekil 3.21. $Re=0.5 \times 10^5$ iken L/D oranının hücum açısı ile değişimi



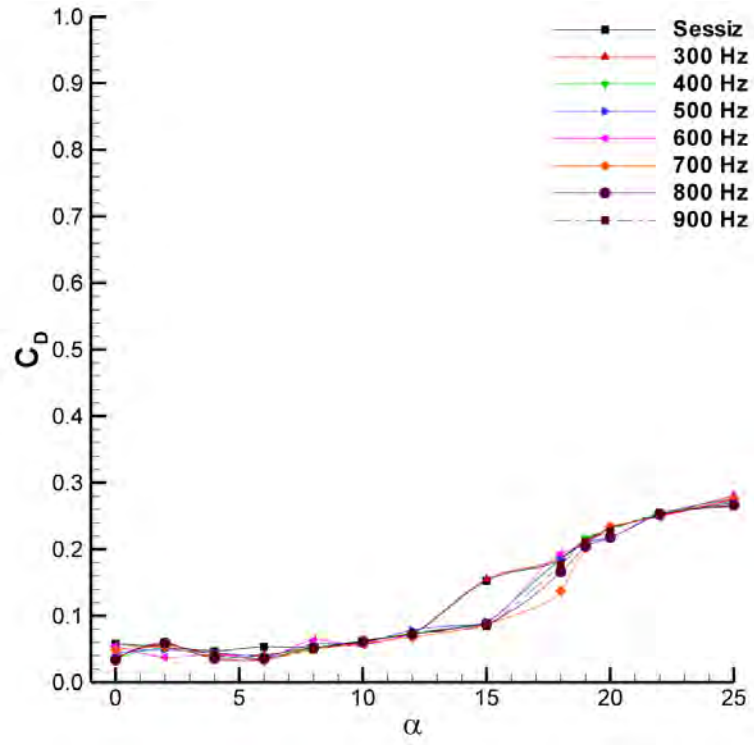
Şekil 3.22. $Re=0.5 \times 10^5$ iken moment katsayısının hücum açısı ile değişimi

300 Hz ile 900 Hz arasında 100 Hz aralıklarla akışa paralel ses dalgaları gönderilmiştir. Bu Re sayısında akustik tahrikin olmadığı durumda tutunma kaybı açısı 13° ve C_{Lmax} ise yaklaşık 1.26 olarak elde edilmiştir. 300 Hz'den itibaren 100'er Hz arttırarak ses dalgaları uygulandıkça etki artmakta fakat 800 Hz'den sonra etki azalmaktadır. En etkili frekans olarak görülen 700 Hz'de tutunma kaybı açısını 13° 'den 17° 'ye yükselttiği ve maksimum kaldırma katsayısının yaklaşık 1,26'dan 1,39'a yükselttiği yani %10'luk artış sağladığı görülmektedir. Bunun yanında ses dalgası olmadığı durumda tutunma kaybı olan 13° hücum açısında sürükleme katsayısı 0.09 iken ses dalgası uygulandığında 0,07'ye düşmüş yani %20'lik azalma sağladığı görülmüştür. Yunuslama momentinde ise tutunma kaybı sonrası durumda ses dalgaları artmaya sebep olmuştur. Sonuç olarak; 75,000 Re sayısında L/D oranı ses dalgası uygulanmadığında maksimum 18 iken ses dalgası uygulandığında %33 artışla 24 olarak elde edilmiştir.

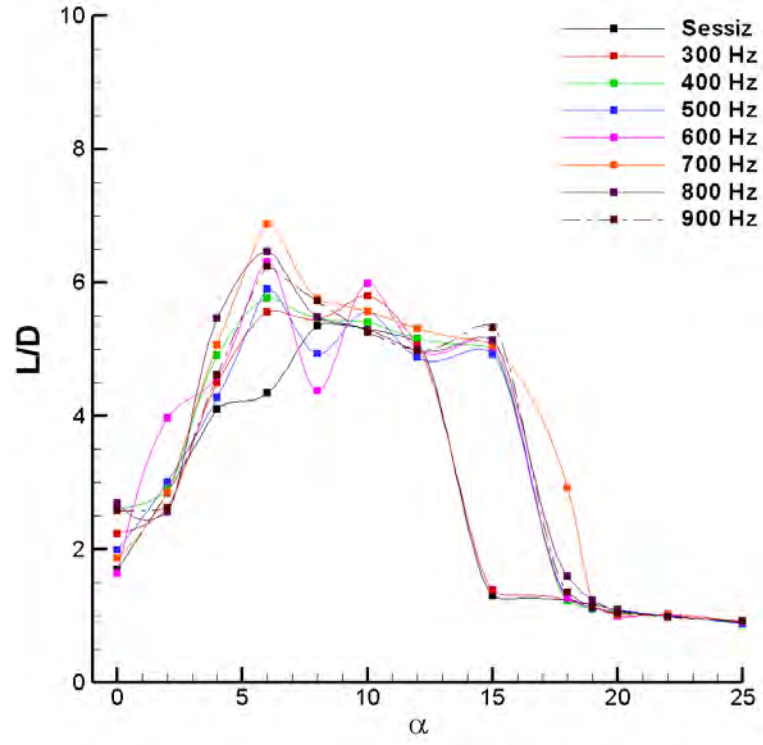
1×10^5 Re sayısı için C_L ve C_D katsayıları ile L/D oranı Şekil 3.27, Şekil 3.28 ve Şekil 3.29'de verilmiştir. Bu Re sayısında akustik tahrik uygulanmadığı durumda tutunma kaybı açısının 14° olmuş ve C_{Lmax} ise yaklaşık 1.30'dür.



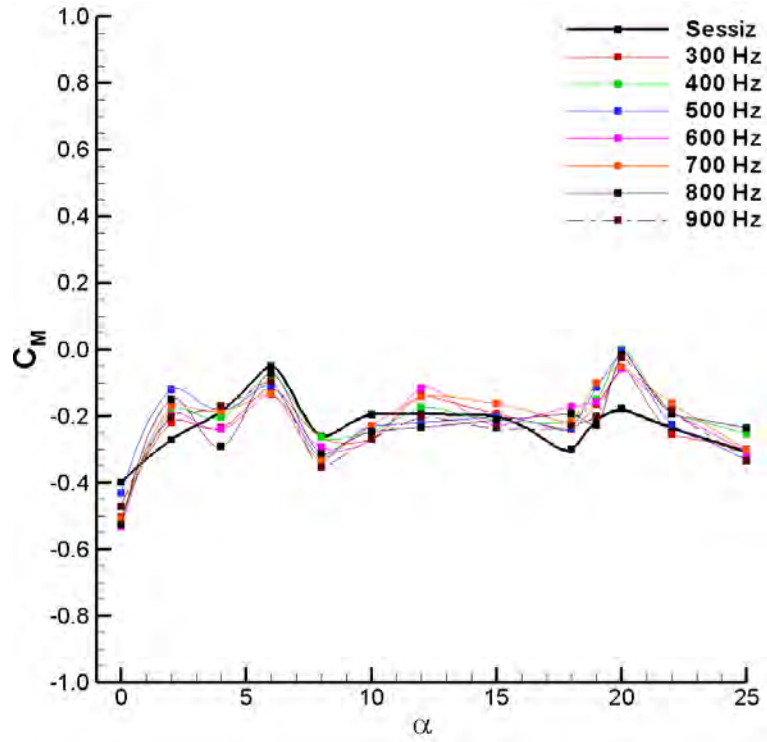
Şekil 3.23. $Re=0.75 \times 10^5$ iken kaldırma katsayısının hücum açısı ile değişimi



Şekil 3.24. $Re=0.75 \times 10^5$ iken sürüklenme katsayısının hücum açısı ile değişimi



Şekil 3.25. $Re=0.75 \times 10^5$ iken L/D oranının hücum açısı ile değişimi



Şekil 3.26. $Re=0.75 \times 10^5$ iken moment katsayısının hücum açısı ile değişimi

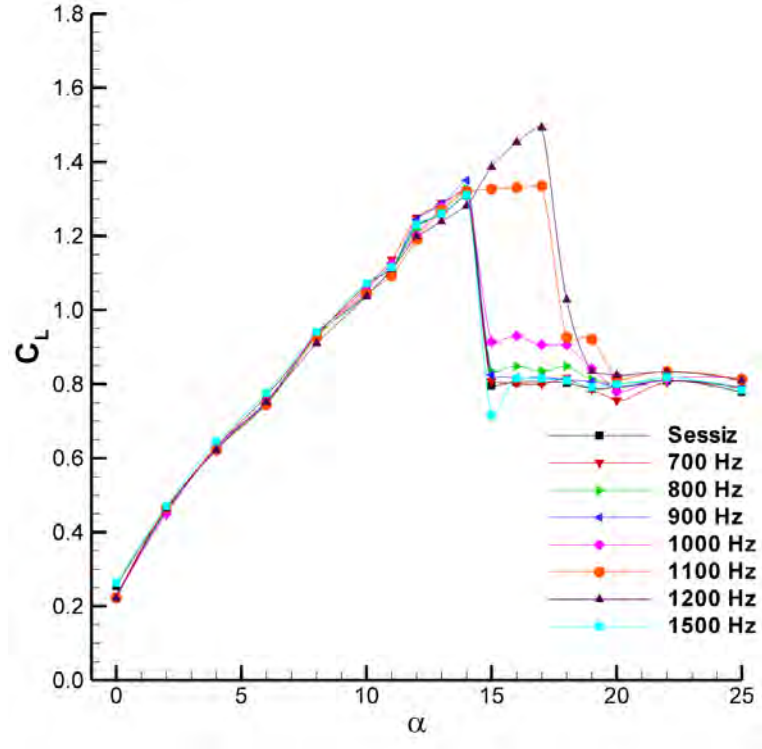
Ses dalgaları ile akış kontrolü için 700 Hz ile 1500 Hz aralığında akışa paralel ses dalgaları gönderilerek yapılan deneylerde 700 Hz - 1000 Hz aralığındaki ses dalgaları akışa paralel gönderildiğinde tutunma kaybı açısını değiştirmemiş ve akışa etki etmemiştir. 1100 Hz ses dalgası uygulandığında ise tutunma kaybı açısı 17° 'ye yükselmiş ancak maksimum kaldırma kuvveti katsayısı pek fazla değişmemiştir. Yapılan deneylerde en etkili frekans 1200 Hz olarak elde edilmiş ve tutunma kaybı açısı 17° 'ye çıkmış ve ayrıca C_{Lmax} ise 1.30'dan 1.55'e yükselmiştir. 1500 Hz ise etki etmemiştir. Akışa paralel ses dalgaları tutunma kaybı öncesi durumda C_D pek fazla değiştirmemiştir.

Tutunma kaybı açısında C_D yaklaşık 0.12 iken tutunma kaybı sonrasında hücum açısı 17° 'de yaklaşık 0.38 'dir ve 1200 Hz ses dalgası uygulandığında C_D 0.14'e düşmektedir. Aynı hücum açısı için L/D oranı ise ses dalgası uygulanmadığı durumda 2.1'den 11.17'e yükselmiş ve kanat profilinin aerodinamik performansı arttırılmıştır.

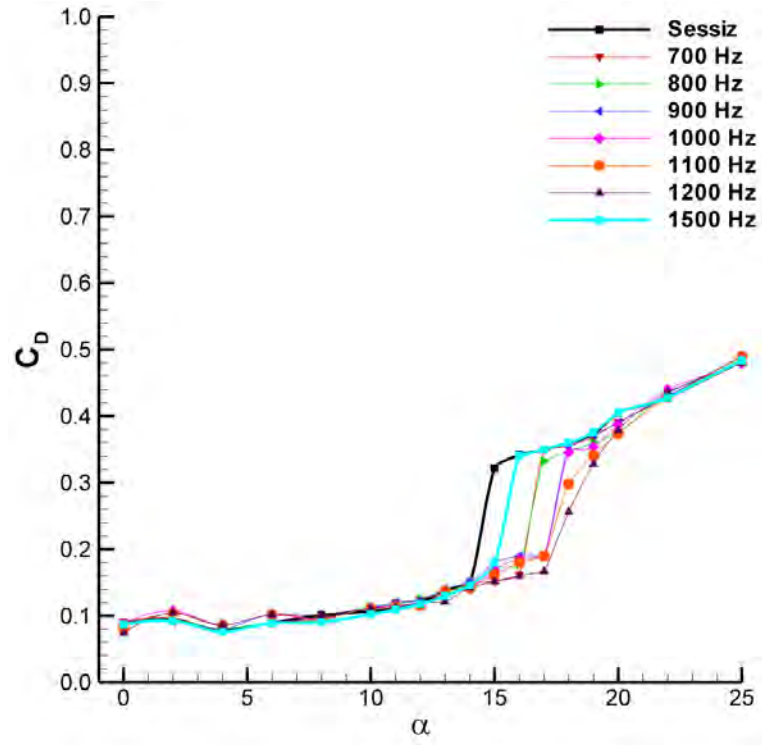
1.5×10^5 Re sayısı için C_L , C_D katsayıları ile L/D oranı Şekil 3.30, Şekil 3.31 ve Şekil 3.32'de görülmektedir. Akustik tahrik uygulanmadığı durumda tutunma kaybı açısının 15° olmakta ve C_{Lmax} ise yaklaşık 1.32'dir. Bu Re sayısında akışa 900 Hz ile 2400 Hz arasında 300 Hz aralıklarla ses dalgaları uygulanmış ve 900 Hz ile 2100 Hz arasındaki bütün frekanslar akışa az da olsa etki ederek tutunma kaybı açısını 17° 'ye yükseltmiştir. 2400 Hz ise akışa etki etmemiştir.

Sürüklenme kuvvetinde ise (Şekil 3.31) kayda değer bir değişiklik görülmemiştir. Bunun yanında L/D oranı ses dalgası uygulanmadığında tutunma kaybı sonrası açısı olan 16° hücum açısı için yaklaşık 2 iken 1800 Hz ses dalgası uygulandığında 4'e çıkarılmıştır.

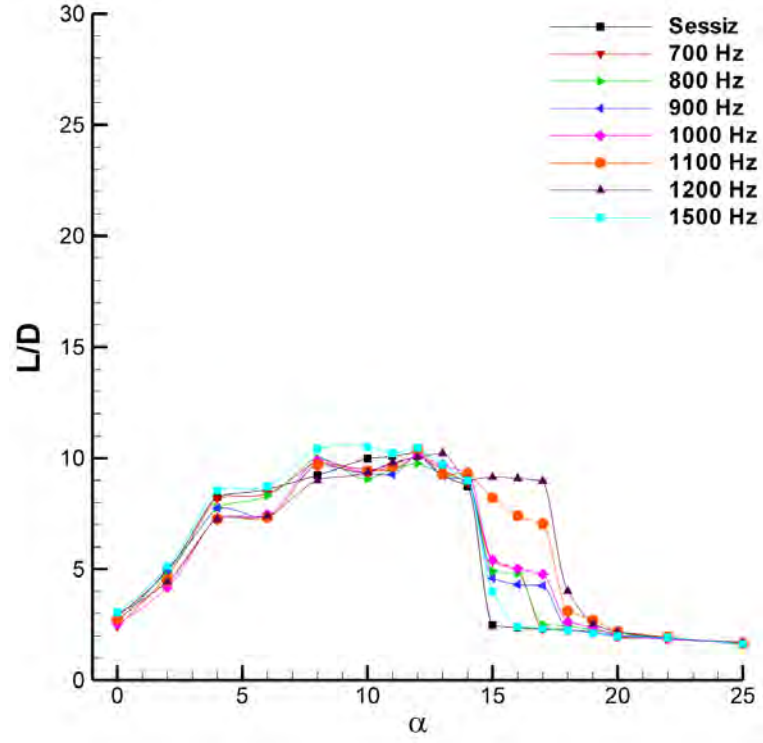
2×10^5 Re sayısında yapılan deneyler sonucunda bulunan C_L ve C_D katsayıları ile L/D oranı Şekil 3.33, Şekil 3.34 ve Şekil 3.35'de verilmiştir. Bu Re sayısında ise 2000 Hz ile 2900 Hz arasında 300 Hz aralıklarla akışa paralel ses dalgaları uygulanarak akış kontrolü yapılmaya çalışılmıştır. Deney sonuçları dikkatle incelendiğinde akışa paralel ses dalgalarının aerodinamik katsayıları etki etmediği görülmüştür.



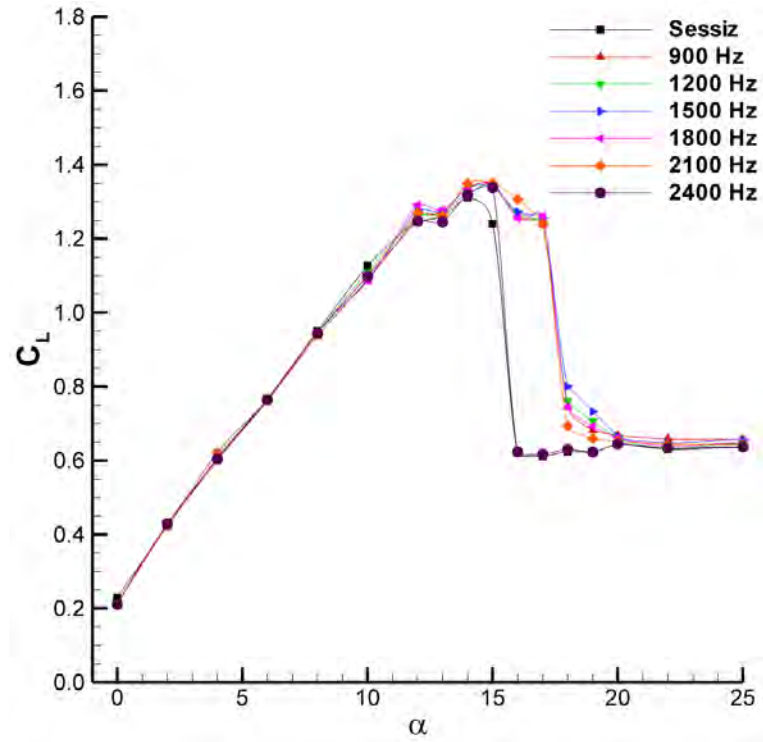
Şekil 3.27. $Re=1 \times 10^5$ iken kaldırma katsayısının hücum açısı ile değişimi



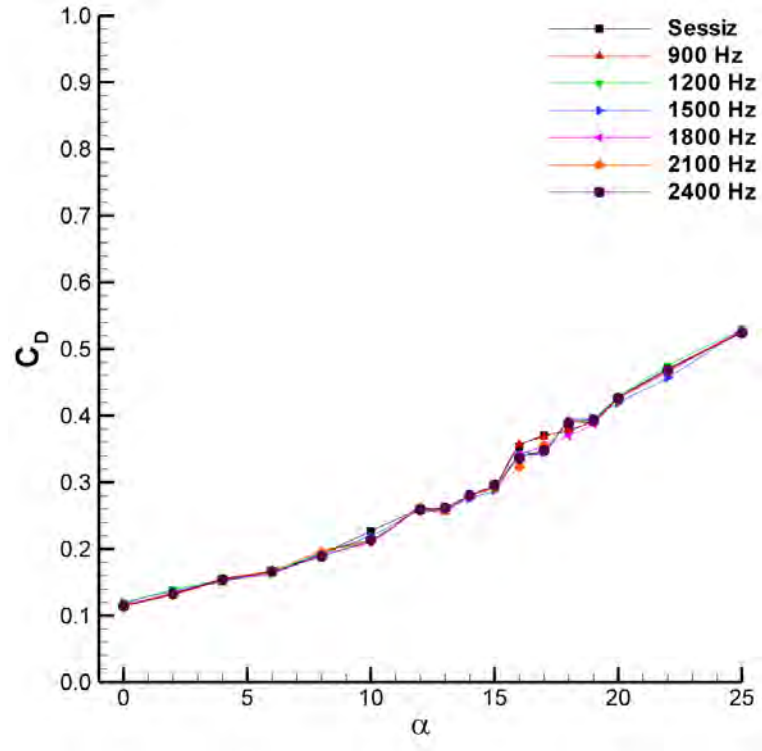
Şekil 3.28. $Re=1 \times 10^5$ iken sürükleme katsayısının hücum açısı ile değişimi



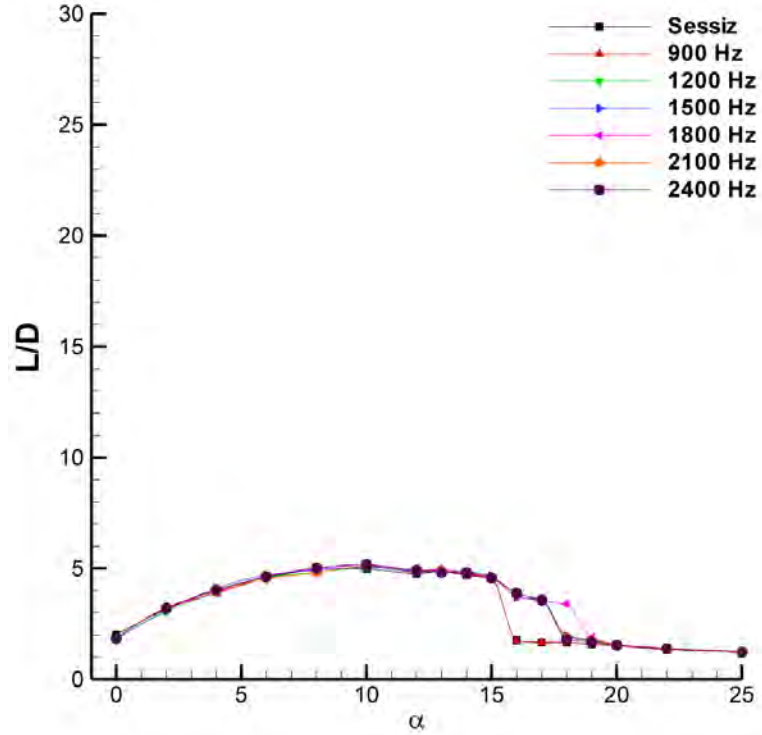
Şekil 3.29. $Re=1 \times 10^5$ iken L/D oranının hücum açısı ile değişimi



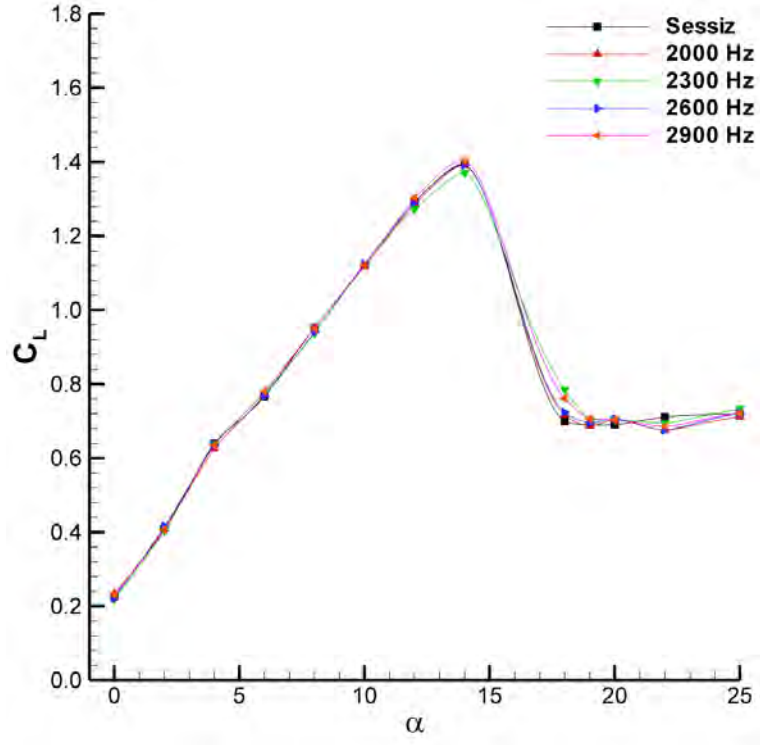
Şekil 3.30. $Re=1.5 \times 10^5$ iken kaldırma katsayısının hücum açısı ile değişimi



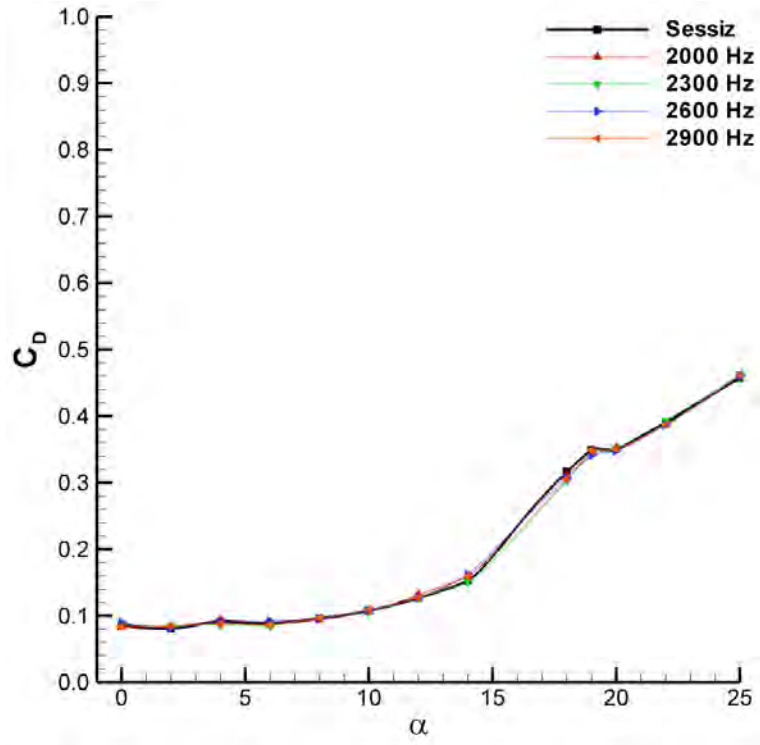
Şekil 3.31. $Re=1.5 \times 10^5$ iken sürüklenme katsayısının hücum açısı ile değişimi



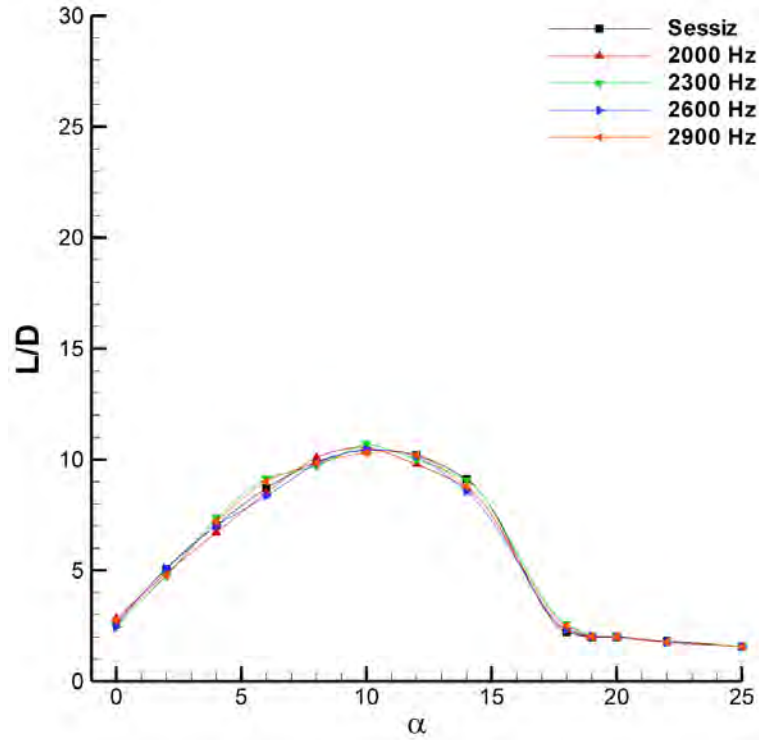
Şekil 3.32. $Re=1.5 \times 10^5$ iken L/D oranının hücum açısı ile değişimi



Şekil 3.33. $Re=2 \times 10^5$ iken kaldırma katsayısının hücum açısı ile değişimi



Şekil 3.34. $Re=2 \times 10^5$ iken sürüklenme katsayısının hücum açısı ile değişimi

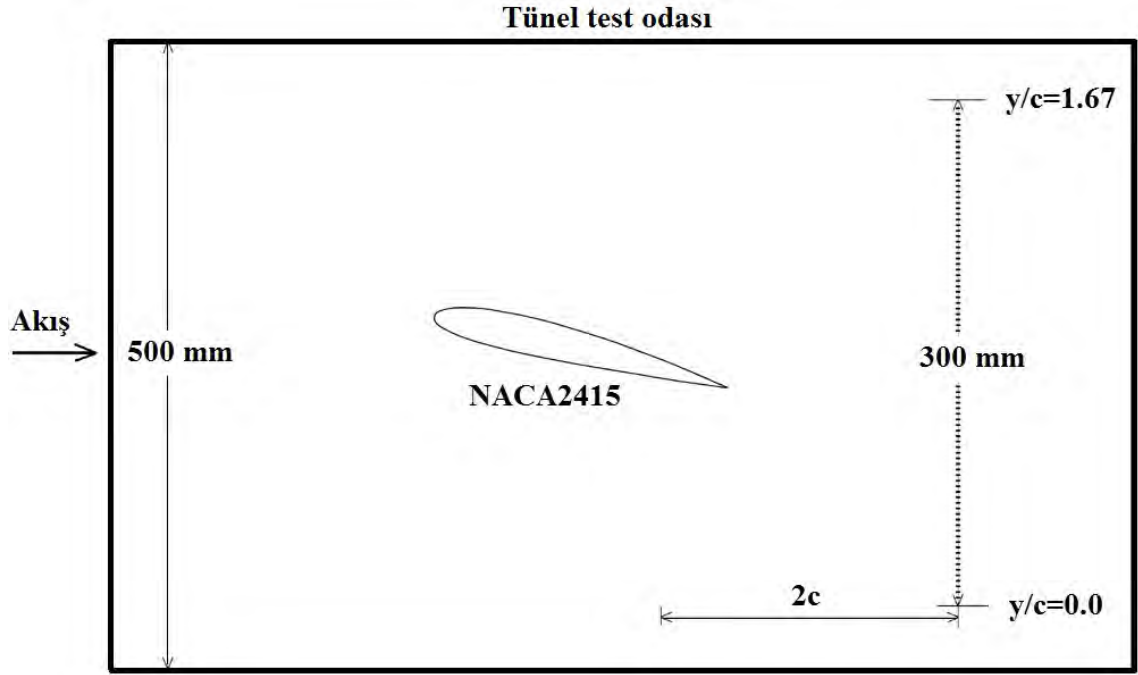


Şekil 3.35. $Re=2 \times 10^5$ iken L/D oranının hücum açısı ile değişimi

3.4. Akışa Paralel Ses Dalgalarının Kanat Üzerindeki Akışa Etkisinin Sıcak Tel Anemometresi Deneyi ile İncelenmesi

Kanat arkasında oluşan girdaplara akışa paralel ses dalgalarının etkisini incelemek için sabit sıcaklık anemometresi kullanılmıştır. Deneyler 0.5×10^5 , 0.75×10^5 , 1×10^5 ve 1.5×10^5 Re sayılarında, 0° ile 20° hücum açıları arasında yapılmıştır. Ölçümler firardan itibaren $2c$ uzaklıkta dikine sık aralıklarla yapılmıştır (Şekil 3.36). Şekil 3.37'de 0.5×10^5 Re sayısında 0° , 6° , 10° , 13° , 16° ve 20° hücum açılarında iz bölgesinde boyutsuz hız (u/U_∞) grafikleri verilmiştir. Sınır tabaka kalın olduğunda kanat iz bölgesinde daha geniş hız azalma bölgesi olmaktadır. Bu grafiklerde görüldüğü gibi ses dalgaları akışta tutunma sağlamakta ve böylelikle sınır tabaka incelmektedir. 0.5×10^5 Re sayısı için aerodinamik katsayılar grafiklerinde gördüğümüz gibi 350 Hz'de 10° 'den 16° 'ye kadar ses dalgaları akışı kontrol edebilmiştir. Bu etki Şekil 3.38'de örnek olarak verildiği gibi 16° hücum açısında sessiz ve 350 Hz ses uygulandığı durumda iz bölgesinde aynı noktada zamanla hız değişimlerine ait spektral analiz sonuçlarında görülmektedir ve ses dalgası uygulanması ile akış tutunmakta ve sınır tabaka incelmekte ve girdap oluşumları

ile girdap güç yoğunlukları azalmaktadır.

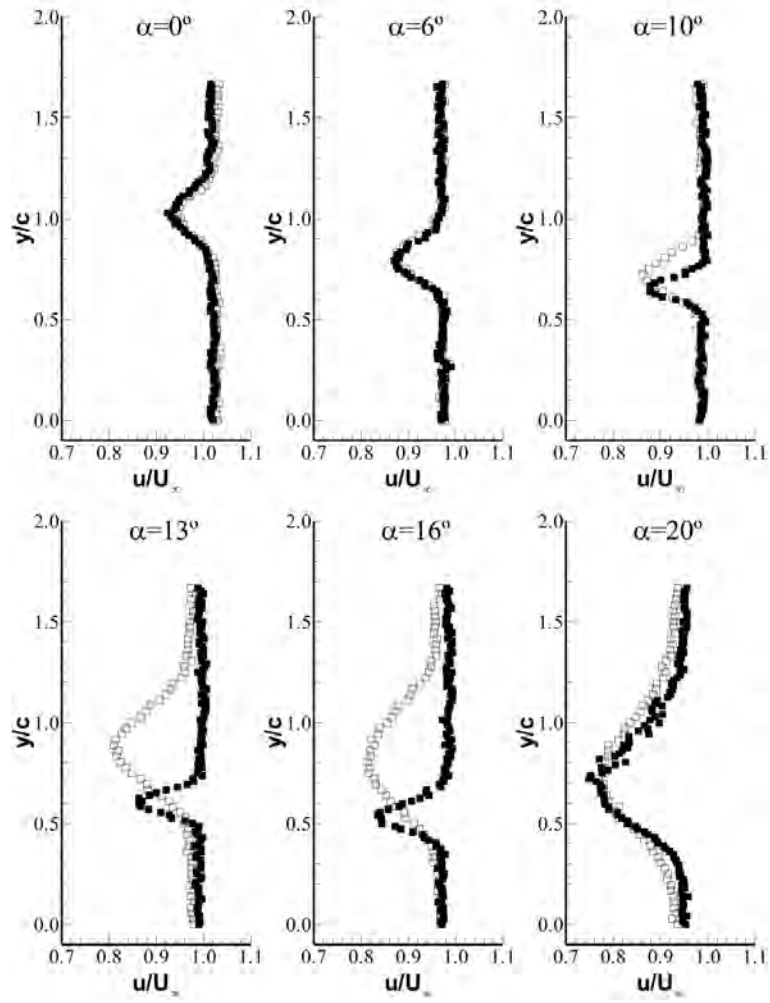


Şekil 3.36. Kanat arkasında oluşan girdapların sıcak tel anemometresiyle incelenmesi

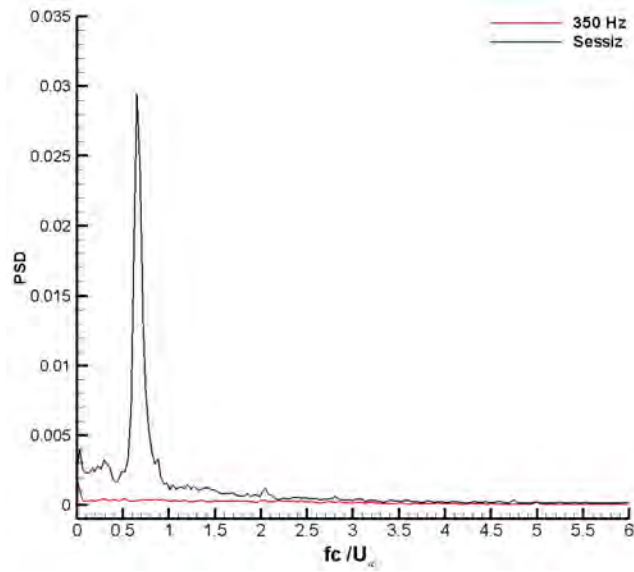
Şekil 3.39'de 0.75×10^5 Re sayısında 0° , 6° , 12° , 15° , 17° ve 20° hücum açılarında iz bölgesinde boyutsuz hız (u/U_∞) grafikleri görülmektedir. Bu grafiklerde görüldüğü gibi ses dalgaları akışta tutunma sağlamakta ve böylelikle sınır tabaka incelmektedir. 0.75×10^5 Re sayısı için aerodinamik katsayılar grafiklerinde gördüğümüz gibi 700 Hz'de 12° 'den 16° 'ye kadar ses dalgaları akışı kontrol edebilmiştir. Ayrıca Şekil 3.40'de 16° hücum açısında sessiz ve 700 Hz ses uygulandığı durumda iz bölgesinde aynı noktada zamanla hız değişimlerine ait spektral analiz sonuçlarında ses dalgası uygulanması ile akış tutunmakta ve sınır tabaka incelmekte ve girdap oluşumları ile girdap güç yoğunlukları azalmaktadır.

Şekil 3.41 ve Şekil 3.43'de de yine aynı şekilde iz bölgesinde hız değişim grafikleri verilmiştir ve bu grafiklerde de ses dalgasının etkisi görülmektedir. Ayrıca Şekil 3.42 ve Şekil 3.44'de spektral sonuçları görülmektedir.

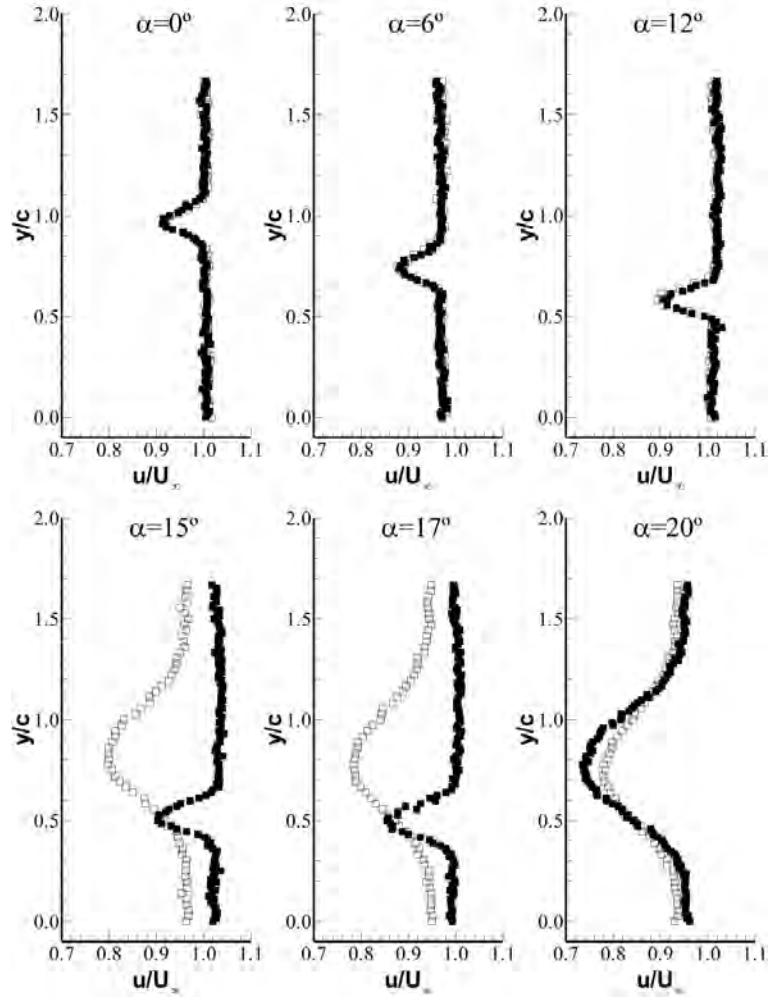
Sonuç olarak; Re sayısı arttıkça tutunma kaybı açısı civarında ses dalgalarının etkili olduğu açı aralığı daralmakta ve 1.5×10^5 Re sayısından sonra ses dalgaları etki etmemektedir.



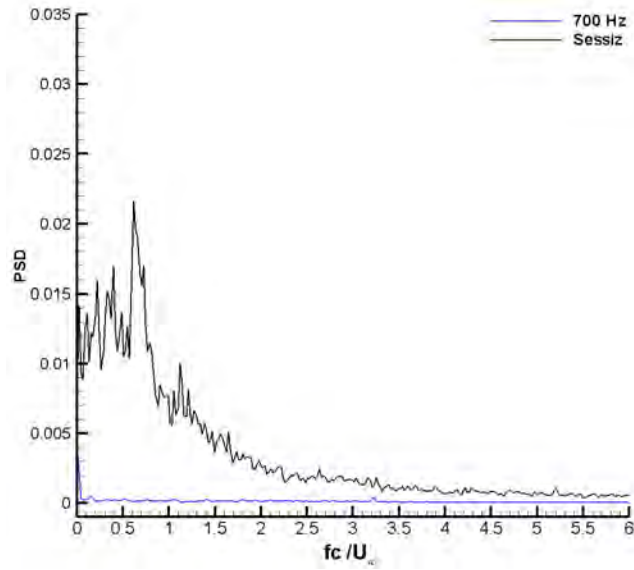
Şekil 3.37. Kanat iz bölgesinde 350 Hz ses dalgası elde edilen hız profilleri ($Re=0.5 \times 10^5$, Boş kare: Sessiz, Dolu kare: 350 Hz)



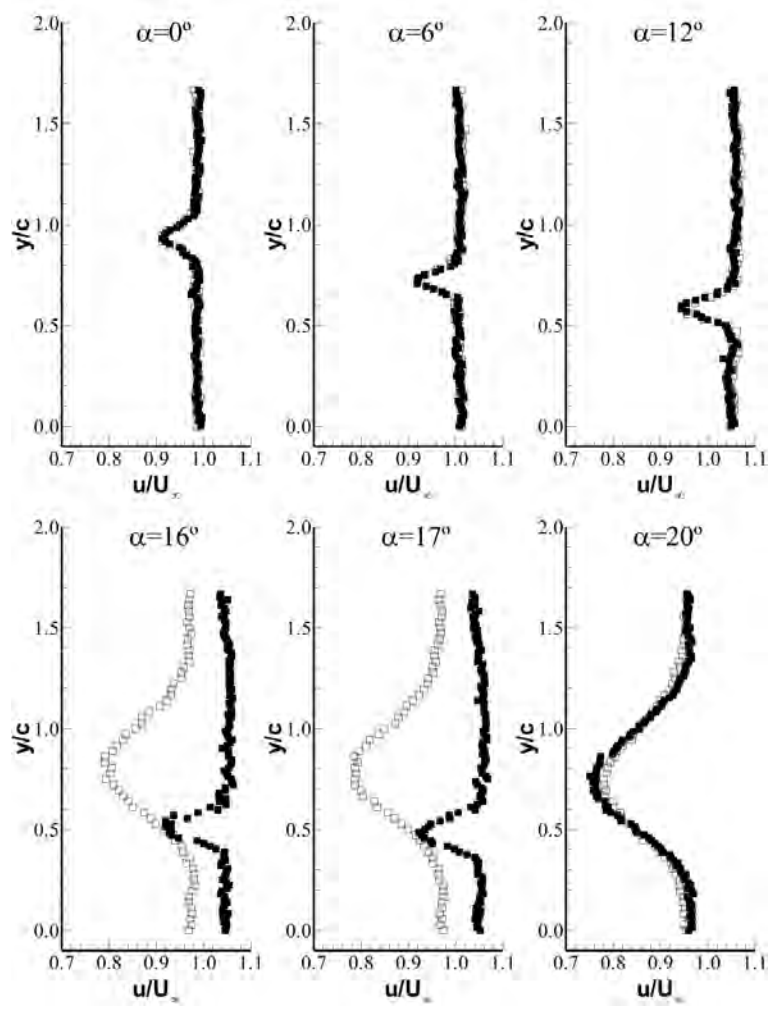
Şekil 3.38. İz bölgesinde bir noktada hızın spektral analiz sonuçları ($Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=16^\circ$)



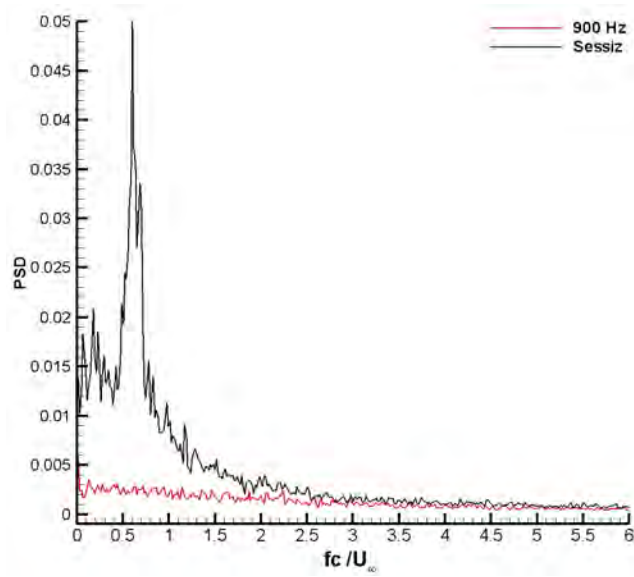
Şekil 3.39. Kanat iz bölgesinde elde edilen hız profilleri ($Re=0.75 \times 10^5$, Boş kare: Sessiz, Dolu kare: 700 Hz)



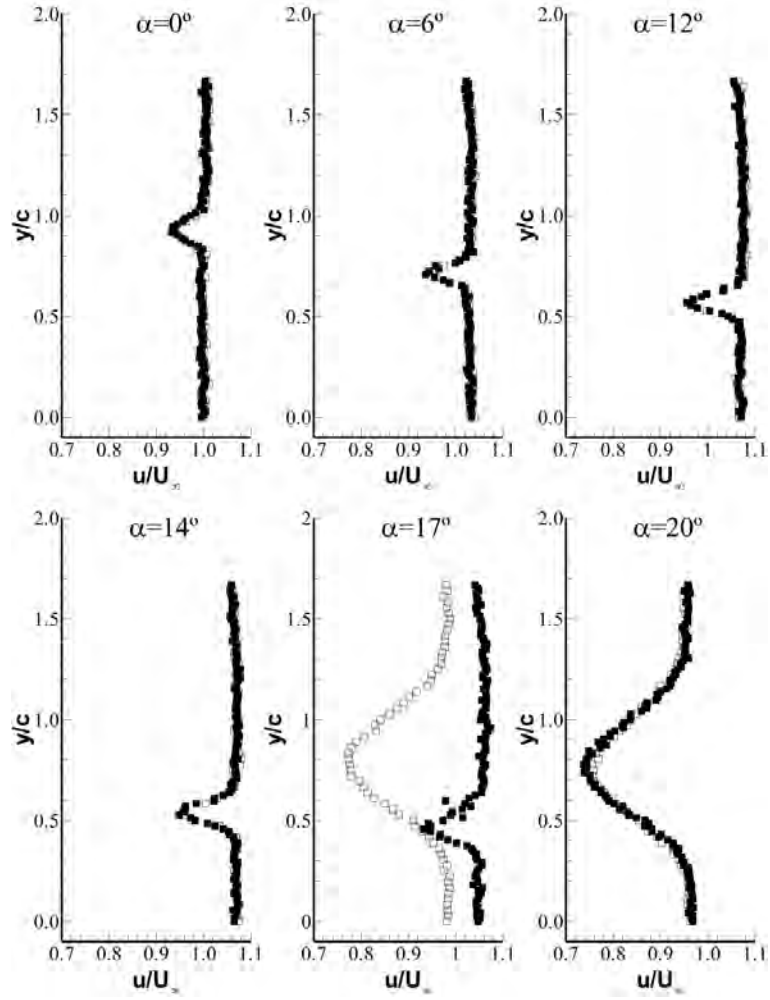
Şekil 3.40. İz bölgesinde bir noktada hızın spektral analiz sonuçları ($Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=16^\circ$)



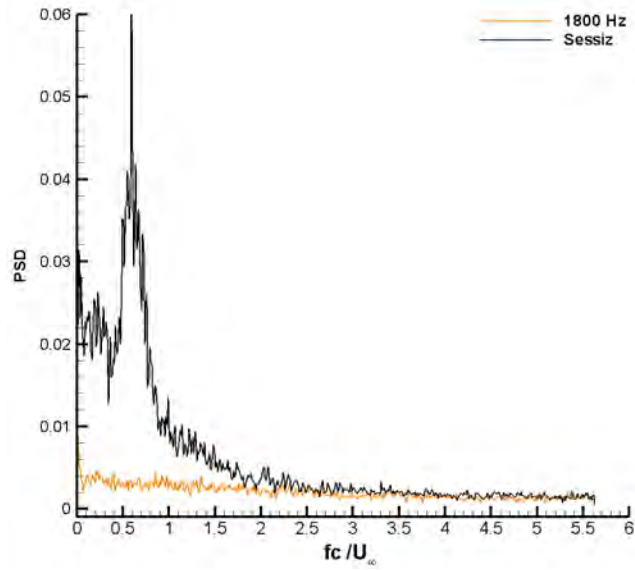
Şekil 3.41. Kanat iz bölgesinde elde edilen hız profilleri ($Re=1 \times 10^5$, Boş kare: Sessiz, Dolu kare: 1200 Hz)



Şekil 3.42. İz bölgesinde bir noktada hızın spektral analiz sonuçları ($Re=1 \times 10^5$ ve $\alpha=17^\circ$)



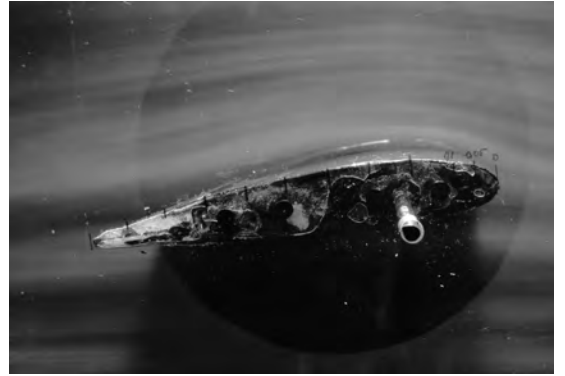
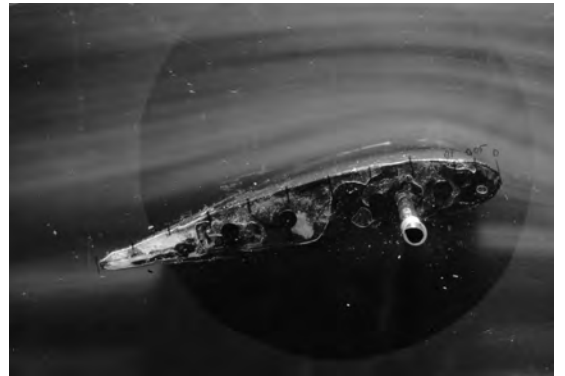
Şekil 3.43. Kanat iz bölgesinde elde edilen hız profilleri ($Re=1.5 \times 10^5$, Boş kare: Sessiz, Dolu kare: 1800 Hz)



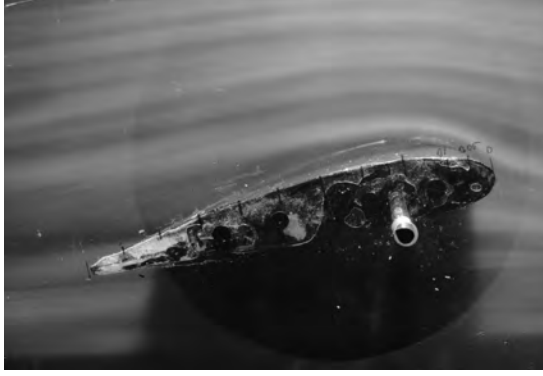
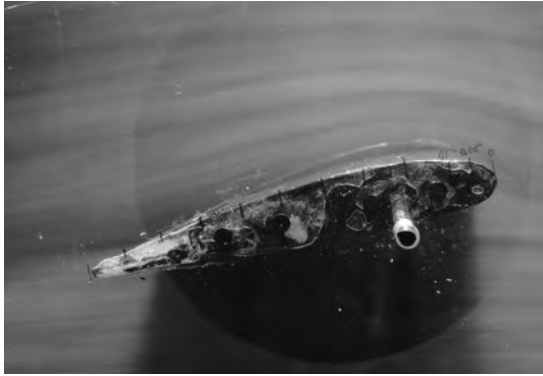
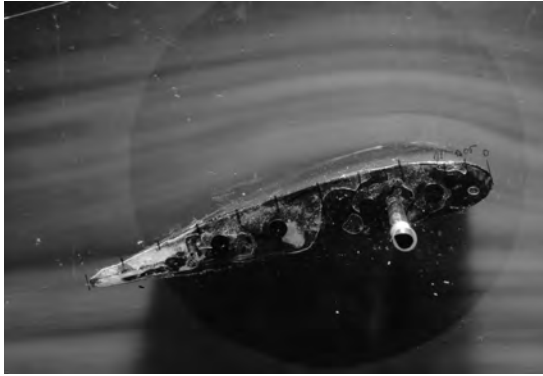
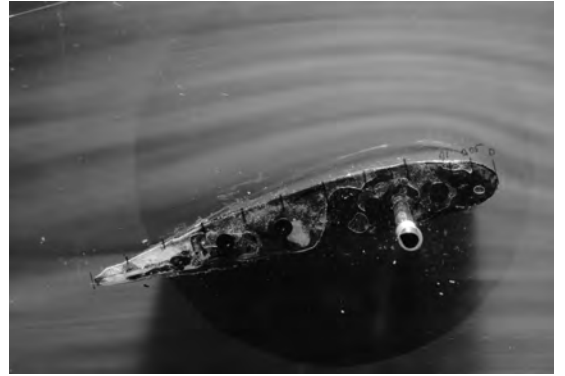
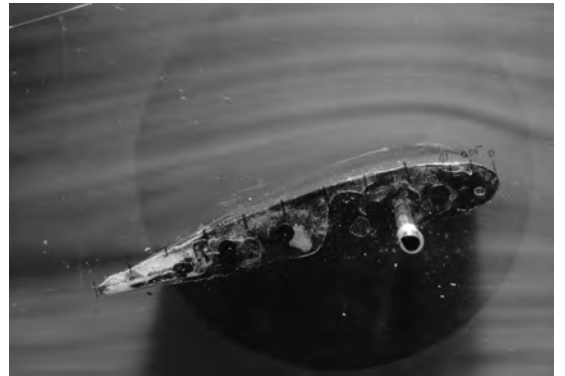
Şekil 3.44. İz bölgesinde bir noktada hızın spektral analiz sonuçları ($Re=1.5 \times 10^5$ ve $\alpha=18^\circ$)

3.5. Akışa Paralel Ses Dalgalarının Kanat Üzerindeki Akışa Etkisinin Duman Teli Deneyi ile İncelenmesi

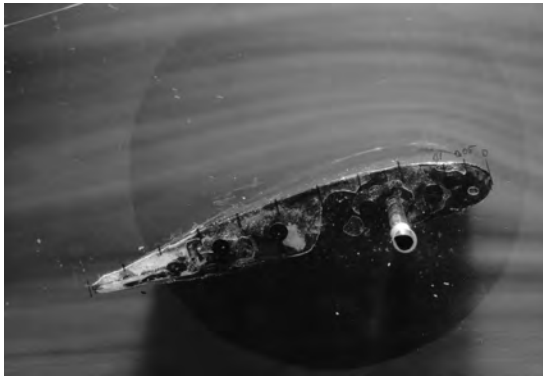
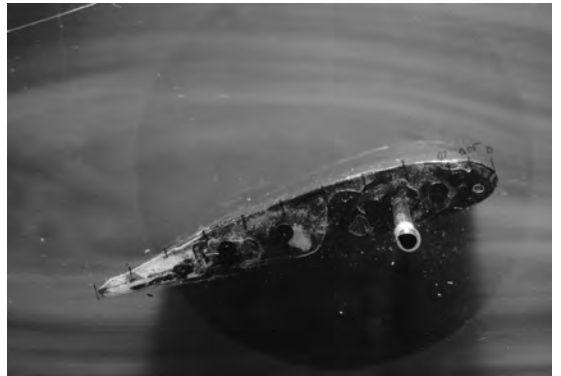
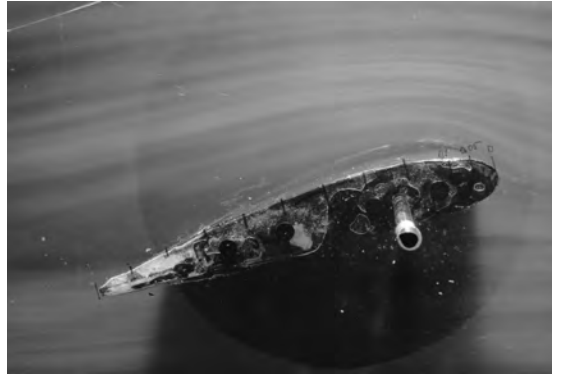
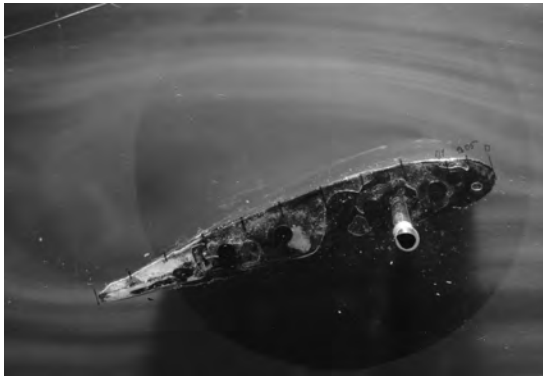
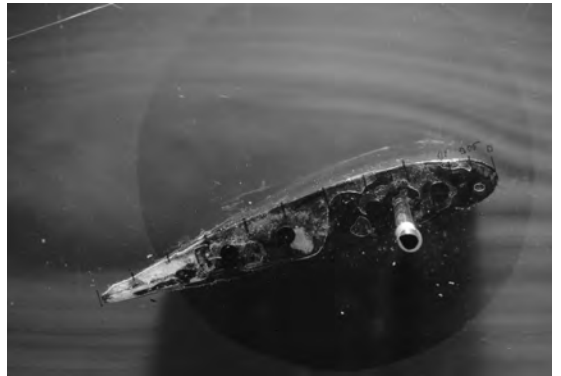
Duman teli deneyi ile akış görselleştirmesi yaparak akışa paralel ses dalgalarının kanat üzerindeki akışa etkisi görülebilmektedir. Şekil 3.45-3.48 0.5×10^5 Re sayısında 8° , 12° , 13° , 14° , 15° , 16° , 17° ve 18° hücum açılarında sessiz, 250 Hz, 300 Hz ve 350 Hz durumlarında NACA2415 kanat profili etrafındaki akışın duman teli deney fotoğraflarını göstermektedir. Ses dalgası aralığı daha önceki basınç deneylerinde belirlediğimiz etkin frekans aralıklarına göre belirlenmiştir. Bu fotoğraflarda ses dalgaları uygulanmadığında 8° hücum açısında oluşan laminar ayrılma kabarcığı ses dalgaları uygulandığında küçülmektedir. Bu durum Şekil 3.49'de açıkça görülmekte ve Şekil 3.49a'da normalde $x/c=0.22$ 'de ayrılan ve $x/c=0.72$ 'de tekrar tutunan akış 350 Hz paralel ses dalgası uygulandığında $x/c=0.28$ 'de ayrılıp $x/c=0.55$ 'de tekrar yapışmaktadır (Basınç deneylerinde Şekil 3.3'de elde edildiği gibi). Bununla birlikte ayrılma kabarcığının yüksekliğinin de azaldığı görülmektedir. Ayrıca 0.5×10^5 Re sayısında 12° olan tutunma kaybı açısından sonraki hücum açılarında ses dalgası uygulandığında ayrılmış akışın kanat üzerinde tutunuşu -özellikle 350 Hz ses dalgası uygulandığında- duman deneyleri sonucunda açıkça görülmüştür. Tabiki bu akış kontrolü belli bir hücum açısına kadar devam etmiştir ve 16° 'den sonra akış tekrar ayrılmıştır. Böylelikle tutunma kaybı açısı 12° 'den 16° 'ye geciktirilmiştir.

a) $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=8^\circ$ Sessizb) $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=8^\circ$ 250 Hzc) $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=8^\circ$ 300 Hzd) $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=8^\circ$ 350 Hze) $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=12^\circ$ Sessizf) $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=12^\circ$ 250 Hzg) $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=12^\circ$ 300 Hzh) $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=12^\circ$ 350 Hz

Şekil 3.45. $Re=0.5 \times 10^5$ için akışa paralel ses dalgalarının akışa etkisinin duman teli deneyi ile incelenmesi-1

a) $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=13^\circ$ Sessizb) $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=13^\circ$ 250 Hzc) $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=13^\circ$ 350 Hzd) $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=14^\circ$ Sessize) $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=14^\circ$ 250 Hzf) $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=14^\circ$ 350 Hzg) $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=15^\circ$ Sessizh) $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=15^\circ$ 250 Hz

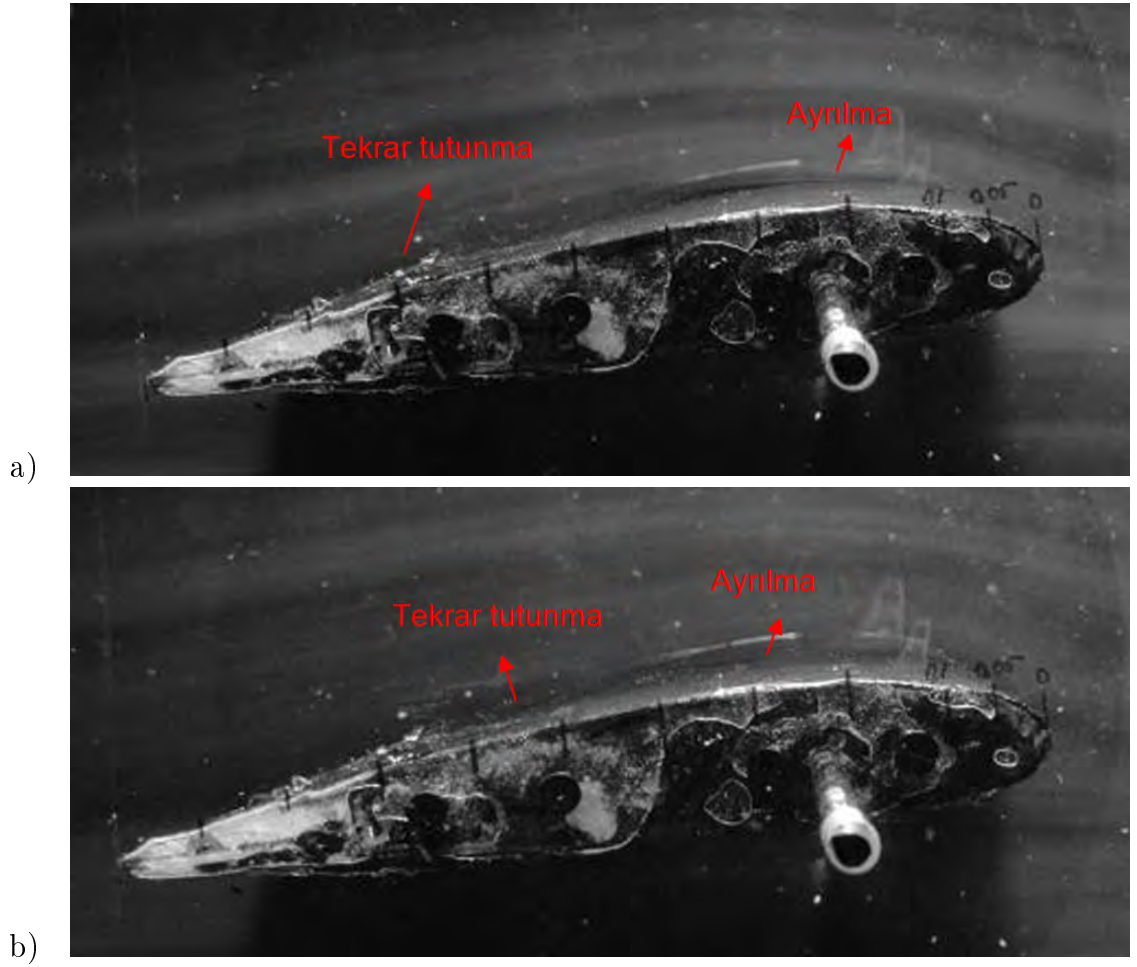
Şekil 3.46. $Re=0.5 \times 10^5$ için akışa paralel ses dalgalarının akışa etkisinin duman teli deneyi ile incelenmesi-2

a) $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=15^\circ$ Sessizb) $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=15^\circ$ 300 Hzc) $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=15^\circ$ 350 Hzd) $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=16^\circ$ Sessize) $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=16^\circ$ 250 Hzf) $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=16^\circ$ 350 Hzg) $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=17^\circ$ Sessizh) $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=17^\circ$ 250 Hz

Şekil 3.47. $Re=0.5 \times 10^5$ için akışa paralel ses dalgalarının akışa etkisinin duman teli deneyi ile incelenmesi-3

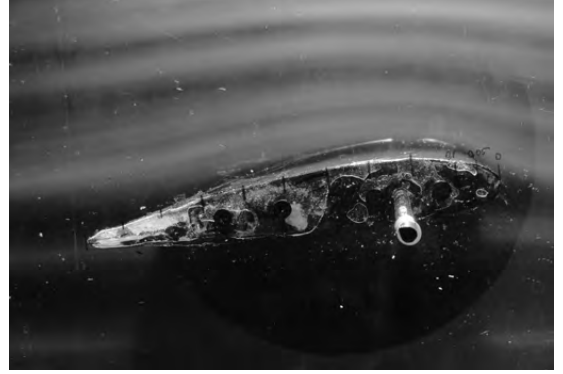
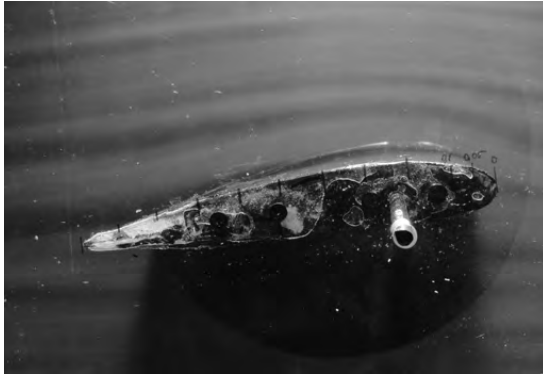
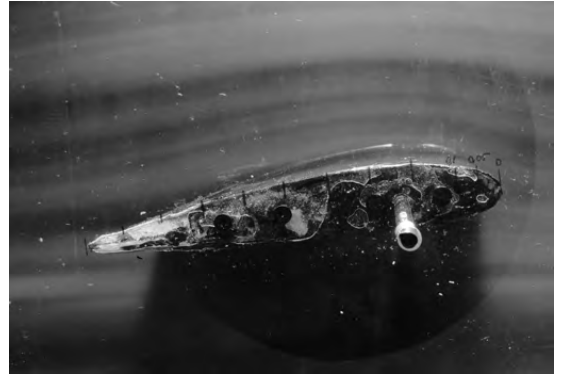
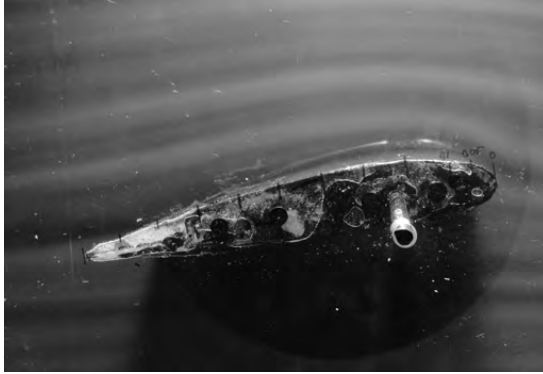
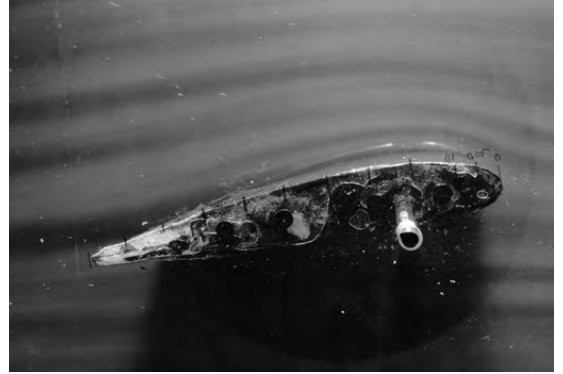
a) $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=17^\circ$ Sessizb) $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=17^\circ$ 350 Hzc) $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=18^\circ$ Sessizd) $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=18^\circ$ 250 Hze) $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=18^\circ$ 300 Hzf) $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=18^\circ$ 350 Hz

Şekil 3.48. $Re=0.5 \times 10^5$ için akışa paralel ses dalgalarının akışa etkisinin duman teli deneyi ile incelenmesi-4

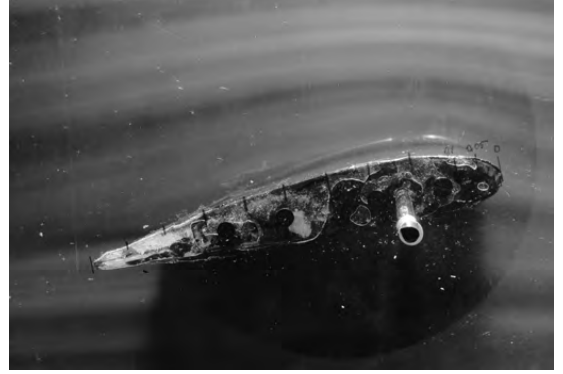
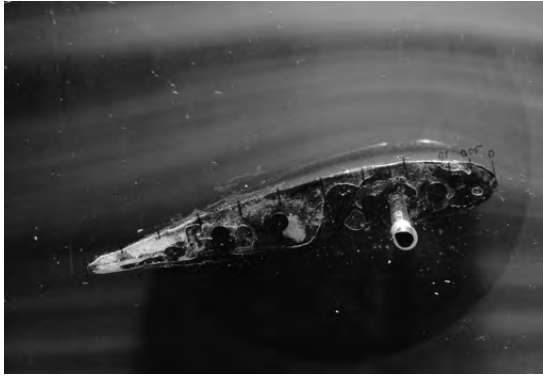
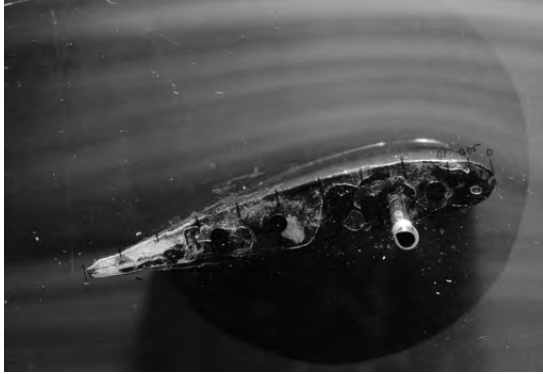
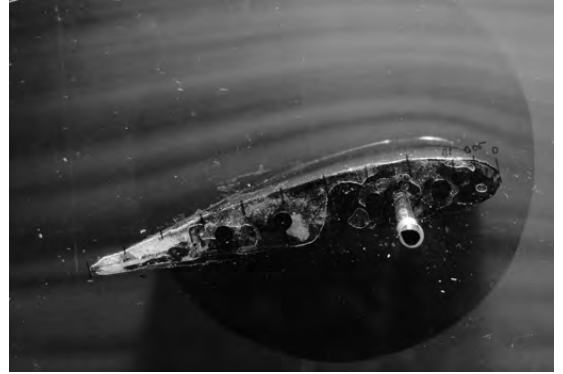
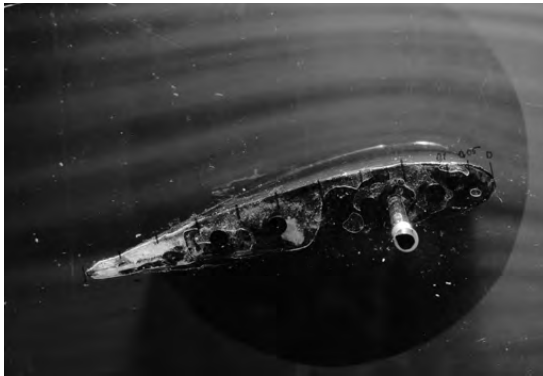


Şekil 3.49. $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=8^\circ$ için 350 Hz akışa paralel ses dalgasının laminar ayrılma kabarcığına etkisi

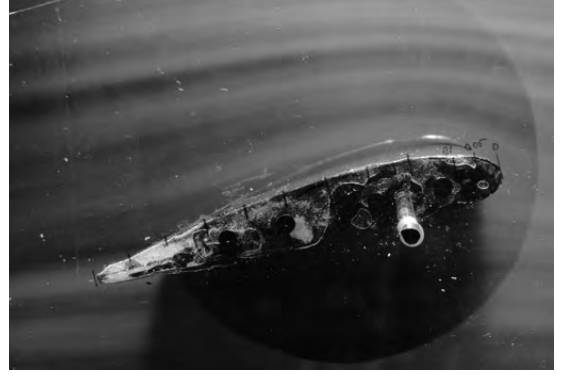
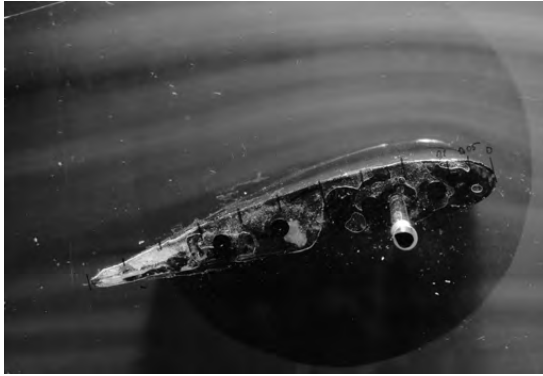
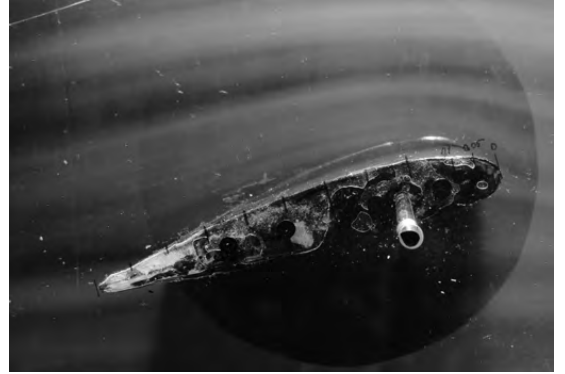
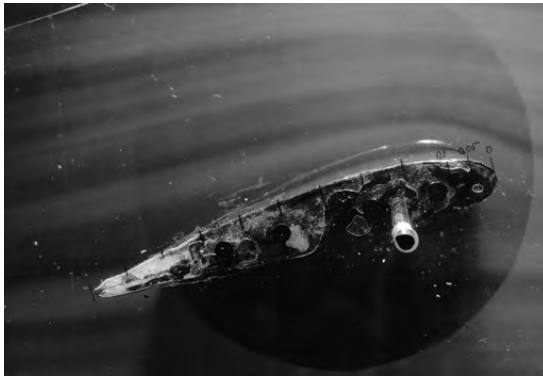
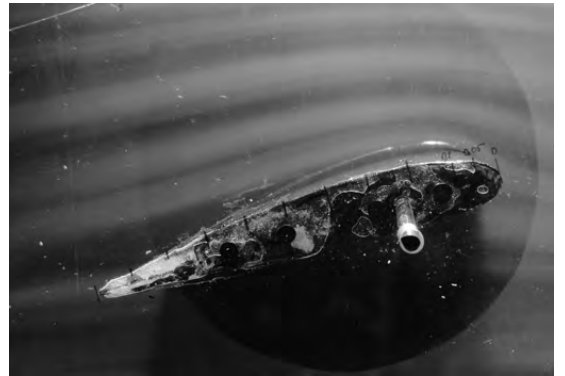
Şekil 3.50-3.53 0.75×10^5 Re sayısında 8° , 10° , 12° , 13° , 14° , 15° , 16° ve 17° hücum açılarındaki sessiz, 600 Hz, 700 Hz ve 800 Hz durumlarında NACA2415 kanat profili etrafındaki akışın duman teli deney fotoğraflarını göstermektedir. 0.75×10^5 Re sayısında tutunma kaybı açısının 13° olduğu kuvvet ölçüm deneyleri sonucunda görülmüştü ve bu durum bir kere daha duman teli deneylerinde elde edilmiştir (Şekil 3.51e). 13° 'den sonraki hücum açılarındaki ses dalgası uygulandığında ayrılmış akış özellikle etkin frekans olan 700 Hz'de 17° 'ye kadar tutunmuştur ve 18° ve sonrasında ses dalgasının akışa etkisi akışı tutturmaya yaramamıştır. Kuvvet ölçüm deneyi sonuçlarında da görüldüğü gibi 0.75×10^5 Re sayısında paralel ses dalgalarının uygulanması ile tutunma kaybı açısı 13° 'den 17° 'ye geciktirilmiştir.

a) $Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=8^\circ$ Sessizb) $Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=8^\circ$ 600 Hzc) $Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=8^\circ$ 700 Hzd) $Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=8^\circ$ 800 Hze) $Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=10^\circ$ Sessizf) $Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=10^\circ$ 600 Hzg) $Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=10^\circ$ 700 Hzh) $Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=10^\circ$ 800 Hz

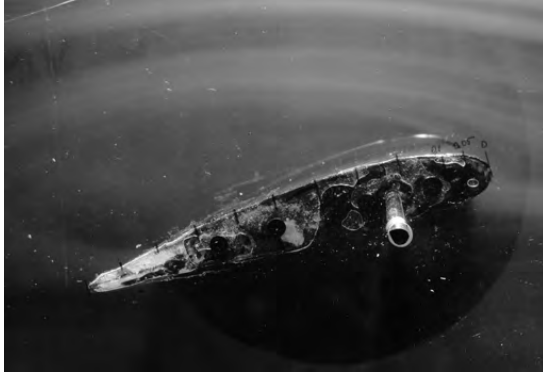
Şekil 3.50. $Re=0.75 \times 10^5$ için akışa paralel ses dalgalarının akışa etkisinin duman teli deneyi ile incelenmesi-1

a) $Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=12^\circ$ Sessizb) $Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=12^\circ$ 600 Hzc) $Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=12^\circ$ 700 Hzd) $Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=12^\circ$ 800 Hze) $Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=13^\circ$ Sessizf) $Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=13^\circ$ 600 Hzg) $Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=13^\circ$ 700 Hzh) $Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=13^\circ$ 800 Hz

Şekil 3.51. $Re=0.75 \times 10^5$ için akışa paralel ses dalgalarının akışa etkisinin duman teli deneyi ile incelenmesi-2

a) $Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=14^\circ$ Sessizb) $Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=14^\circ$ 600 Hzc) $Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=14^\circ$ 700 Hzd) $Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=14^\circ$ 800 Hze) $Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=15^\circ$ Sessizf) $Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=15^\circ$ 600 Hzg) $Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=15^\circ$ 700 Hzh) $Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=15^\circ$ 800 Hz

Şekil 3.52. $Re=0.75 \times 10^5$ için akışa paralel ses dalgalarının akışa etkisinin duman teli deneyi ile incelenmesi-3

a) $Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=16^\circ$ Sessizb) $Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=16^\circ$ 600 Hzc) $Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=16^\circ$ 700 Hzd) $Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=16^\circ$ 800 Hze) $Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=17^\circ$ Sessizf) $Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=17^\circ$ 600 Hzg) $Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=17^\circ$ 700 Hzh) $Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=17^\circ$ 800 Hz

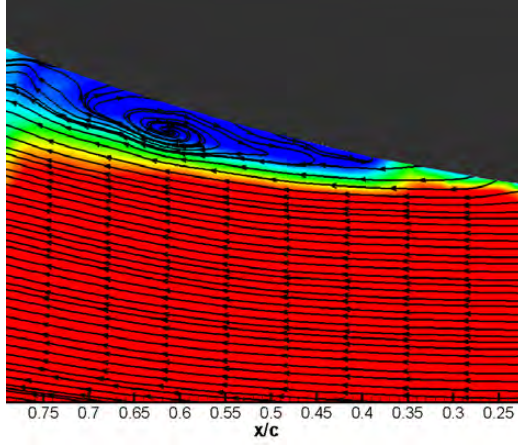
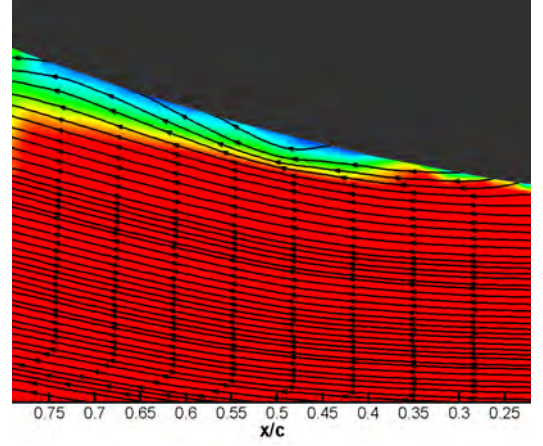
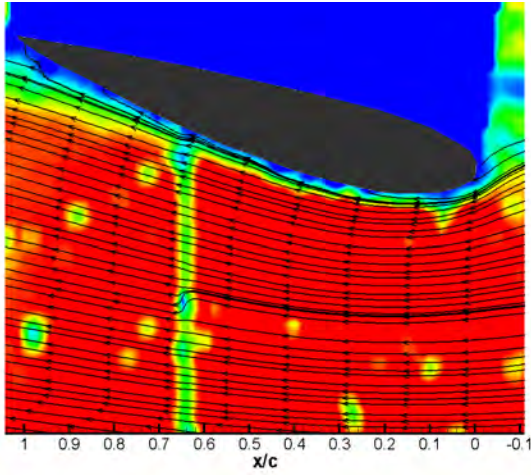
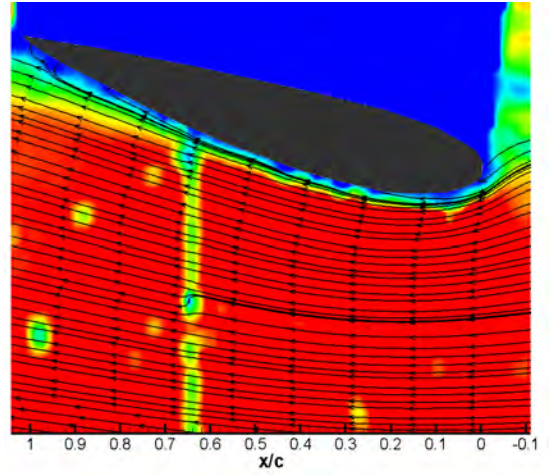
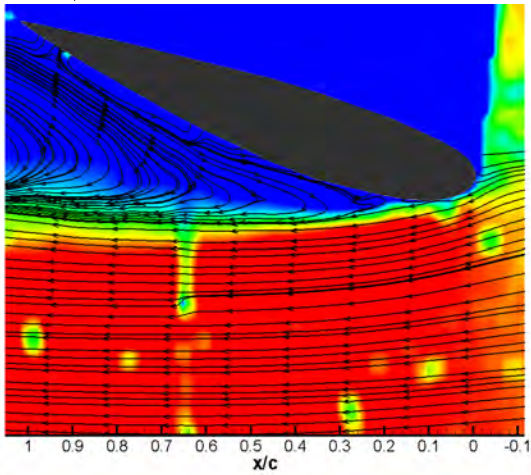
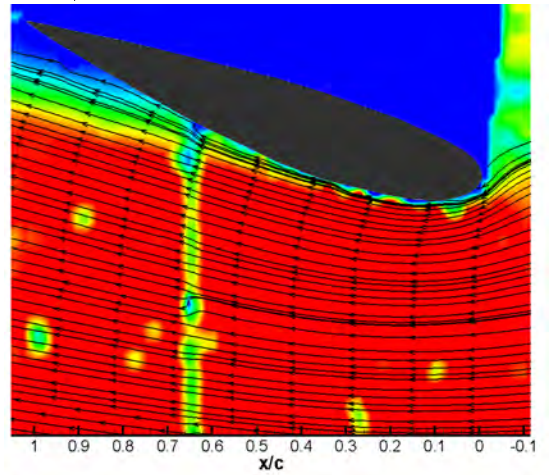
Şekil 3.53. $Re=0.75 \times 10^5$ için akışa paralel ses dalgalarının akışa etkisinin duman teli deneyi ile incelenmesi-4

a) $Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=18^\circ$ Sessizb) $Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=18^\circ$ 600 Hzc) $Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=18^\circ$ 700 Hzd) $Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=18^\circ$ 800 Hz

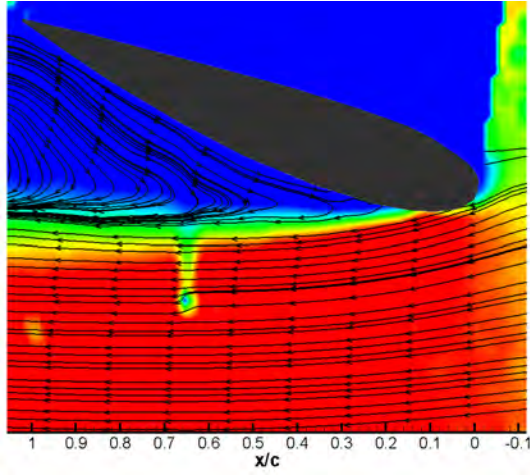
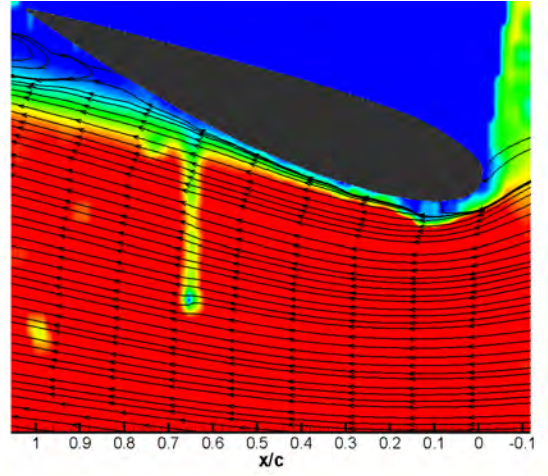
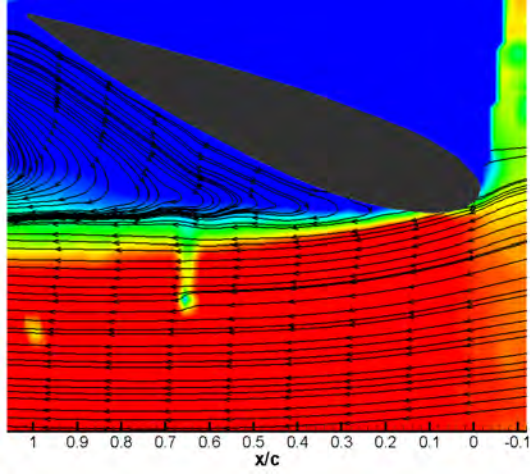
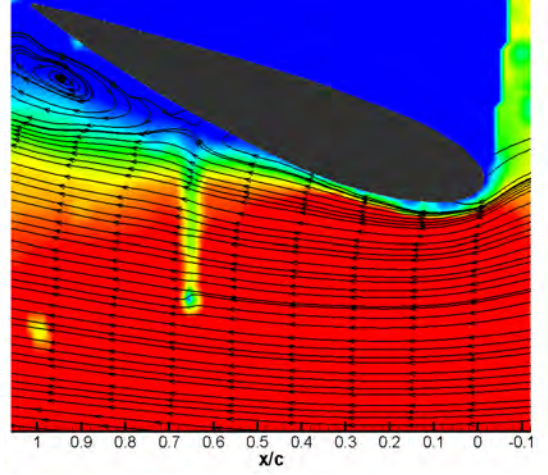
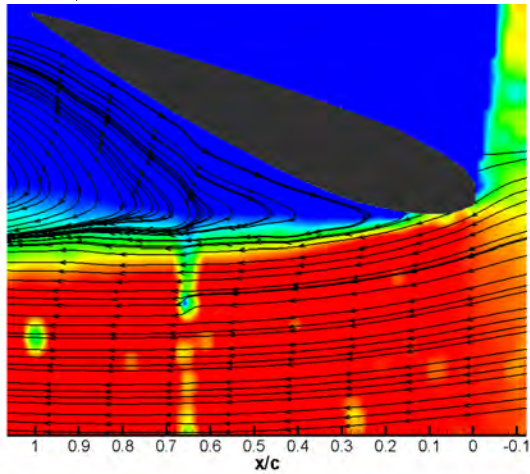
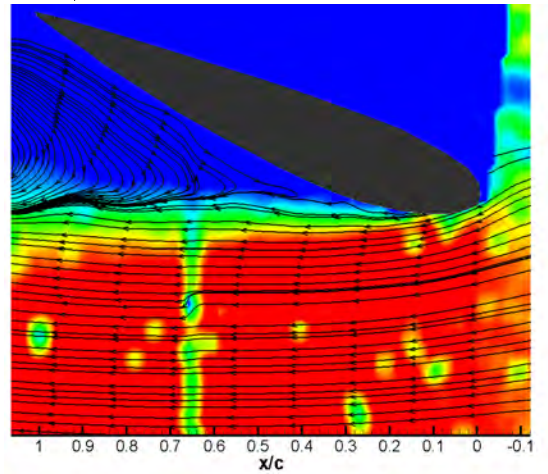
Şekil 3.54. $Re=0.75 \times 10^5$ için akışa paralel ses dalgalarının akışa etkisinin duman teli deneyi ile incelenmesi-5

3.6. Akışa Paralel Ses Dalgalarının Kanat Üzerindeki Akışa Etkisinin PIV Deneyi ile İncelenmesi

Normal kanat etrafındaki (sessiz) akış deneylerinde olduğu gibi ses dalgası uygulanması durumunda etkiyi incelemek için PIV deneylerine de başvurulmuştur. Şekil 3.55a'da 0.5×10^5 Re sayısında 8° hücum açısında elde edilen PIV akım çizgisi ve hız konturları grafiği basınç ve duman deneyi ile elde ettiğimiz sonuçları birebir doğrulamıştır ve akışın $x/c=0.22$ 'de ayrıldığı $x/c=0.72$ 'de ise tekrar tutunduğu görülmektedir. Ayrıca Şekil 3.55b'de ise 350 Hz akışa paralel ses dalgası uygulandığında akışın $x/c=0.28$ 'de ayrılıp $x/c=0.55$ 'de tekrar yapıştığı basınç (Şekil 3.3) ve duman deneylerindeki (Şekil 3.49a) gibi gözlemlenmiştir.

a) $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=8^\circ$ Sessizb) $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=8^\circ$ 350 Hzc) $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=12^\circ$ Sessizd) $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=12^\circ$ 350 Hze) $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=15^\circ$ Sessizf) $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=15^\circ$ 350 Hz

Şekil 3.55. $Re=0.5 \times 10^5$ için akışa paralel ses dalgalarının akışa etkisinin PIV deneyi ile incelenmesi-1

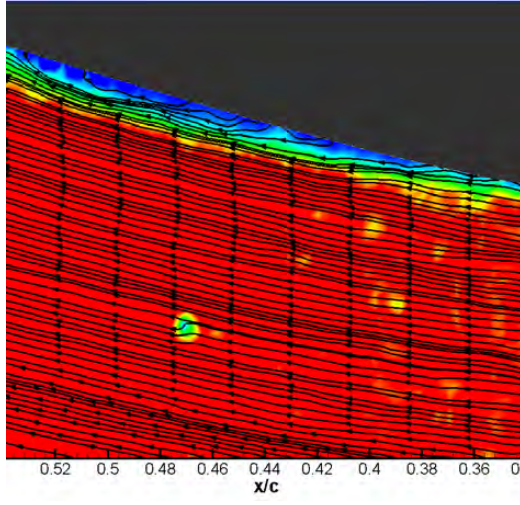
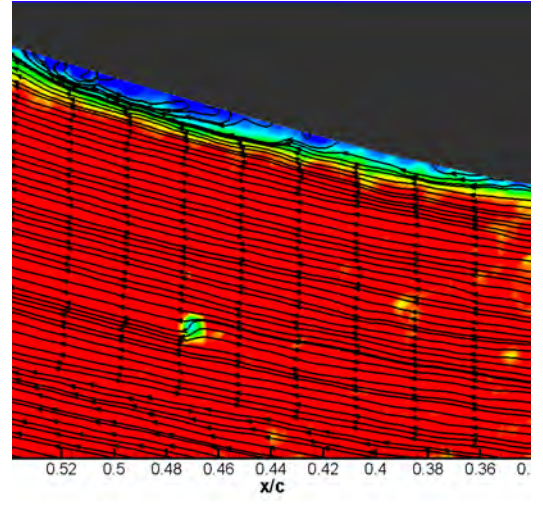
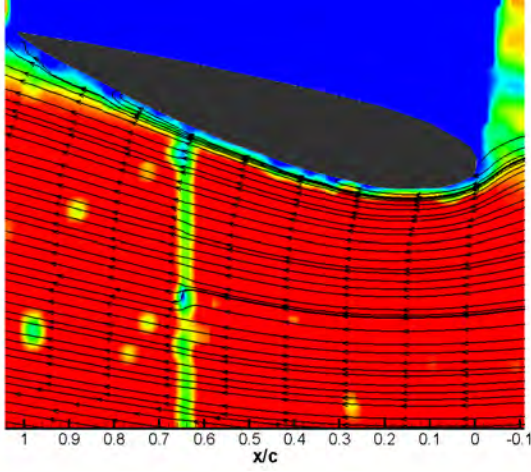
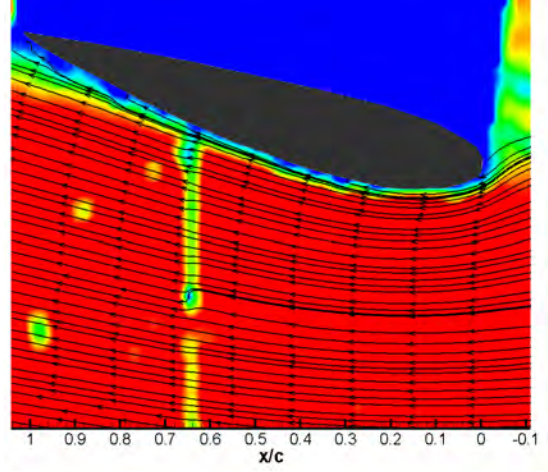
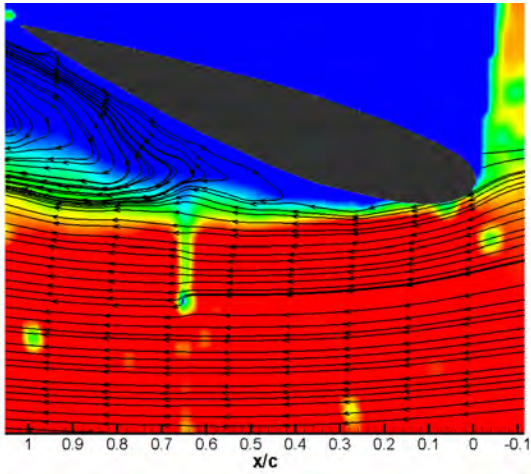
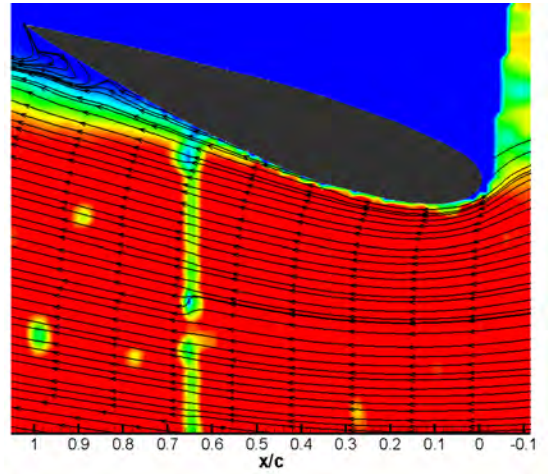
a) $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=16^\circ$ Sessizb) $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=16^\circ$ 350 Hzc) $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=17^\circ$ Sessizd) $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=17^\circ$ 350 Hze) $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=18^\circ$ Sessizf) $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=18^\circ$ 350 Hz

Şekil 3.56. $Re=0.5 \times 10^5$ için akışa paralel ses dalgalarının akışa etkisinin PIV deneyi ile incelenmesi-2

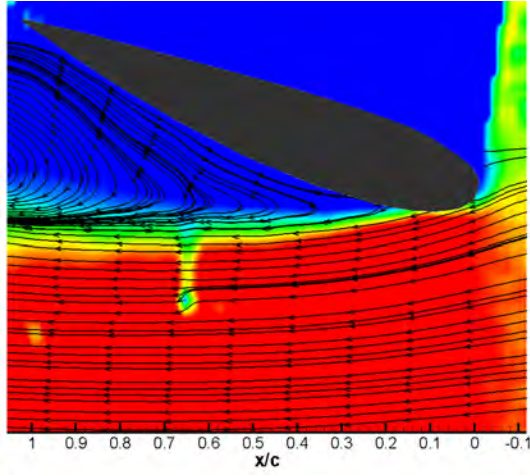
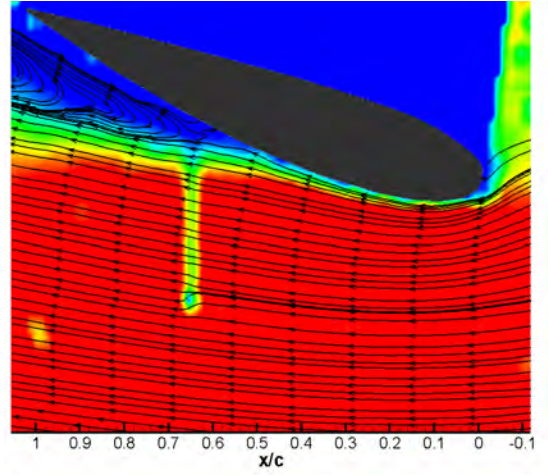
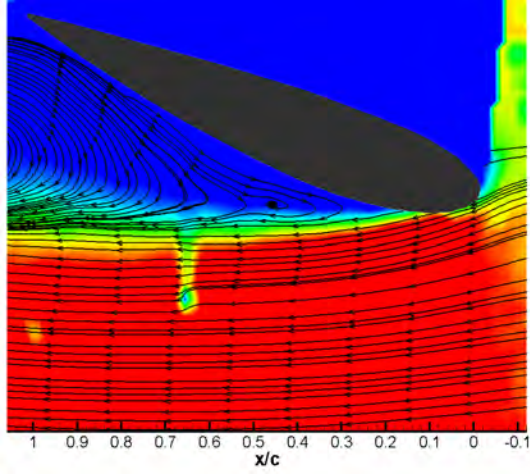
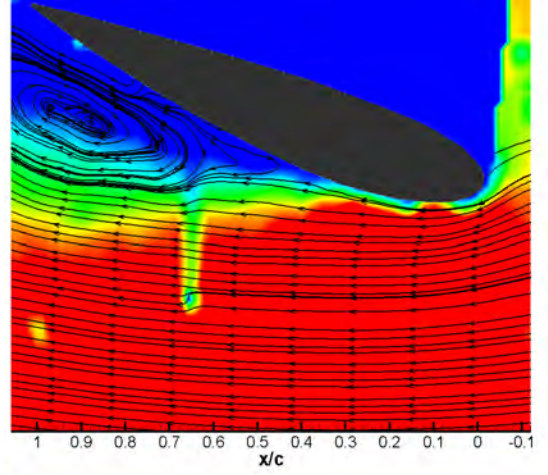
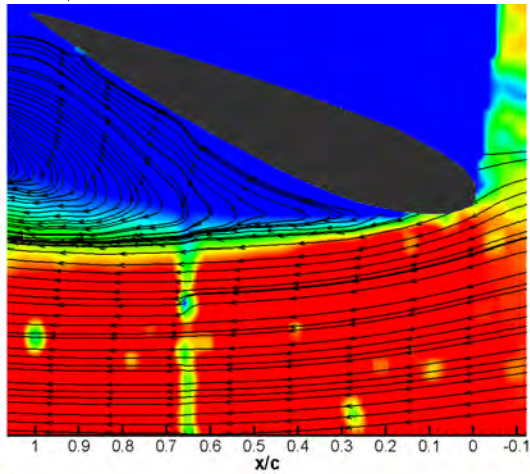
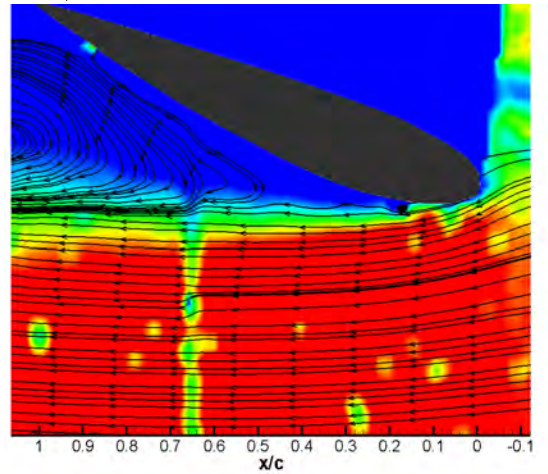
Şekil 3.55c-f ile Şekil 3.56a-f 0.5×10^5 Re sayısında 12° , 15° , 16° , 17° ve 18° hücum açılarında sessiz ile 350 Hz akışa paralel ses dalgası verilmesi durumlarında NACA2415 kanat profili etrafındaki akışın PIV deney sonuçlarında elde edilen akım çizgileri ve hız konturları grafiklerini göstermektedir. Bu grafiklerden görüldüğü üzere duman deneylerinde olduğu gibi tutunma kaybı açısı 12° 'den 16° 'ye geciktirilmiş ve ses dalgaları tutunma kaybı açısından sonra meydana gelen hücum kenarı ayrılması önlenerek akışta firar kenarı ayrılması oluşmasını sağlamıştır. 0.75×10^5 Re sayısında 8° , 12° , 15° , 16° , 17° ve 18° hücum açılarında sessiz ile 700 Hz akışa paralel ses dalgası verildiğinde kanat profili etrafındaki akışın PIV deney sonuçlarında elde edilen akım çizgileri ve hız konturları Şekil 3.57 ile Şekil 3.58'de verilmiştir. Bu grafiklerden de görüldüğü üzere 15° 'den 17° 'ye kadarki açılarda tutunma kaybı geciktirilmiş ve hücum kenarı ayrılması önlenerek akışta firar kenarı ayrılması oluşmasını sağlamıştır. Bu firar kenarı ayrılması ses dalgalarının etkisinin azalması ile tekrar hücum kenarına ulaştığında da 0.5×10^5 Re sayısı için 17° hücum açısında, 0.75×10^5 Re sayısı için 18° hücum açısında tutunma kaybı tekrar oluşmaktadır.

3.6.1. Akışa Paralel Ses Dalgalarının Kanat Üzerinde Değişik Noktalarda Hız Profillerine Etkisi

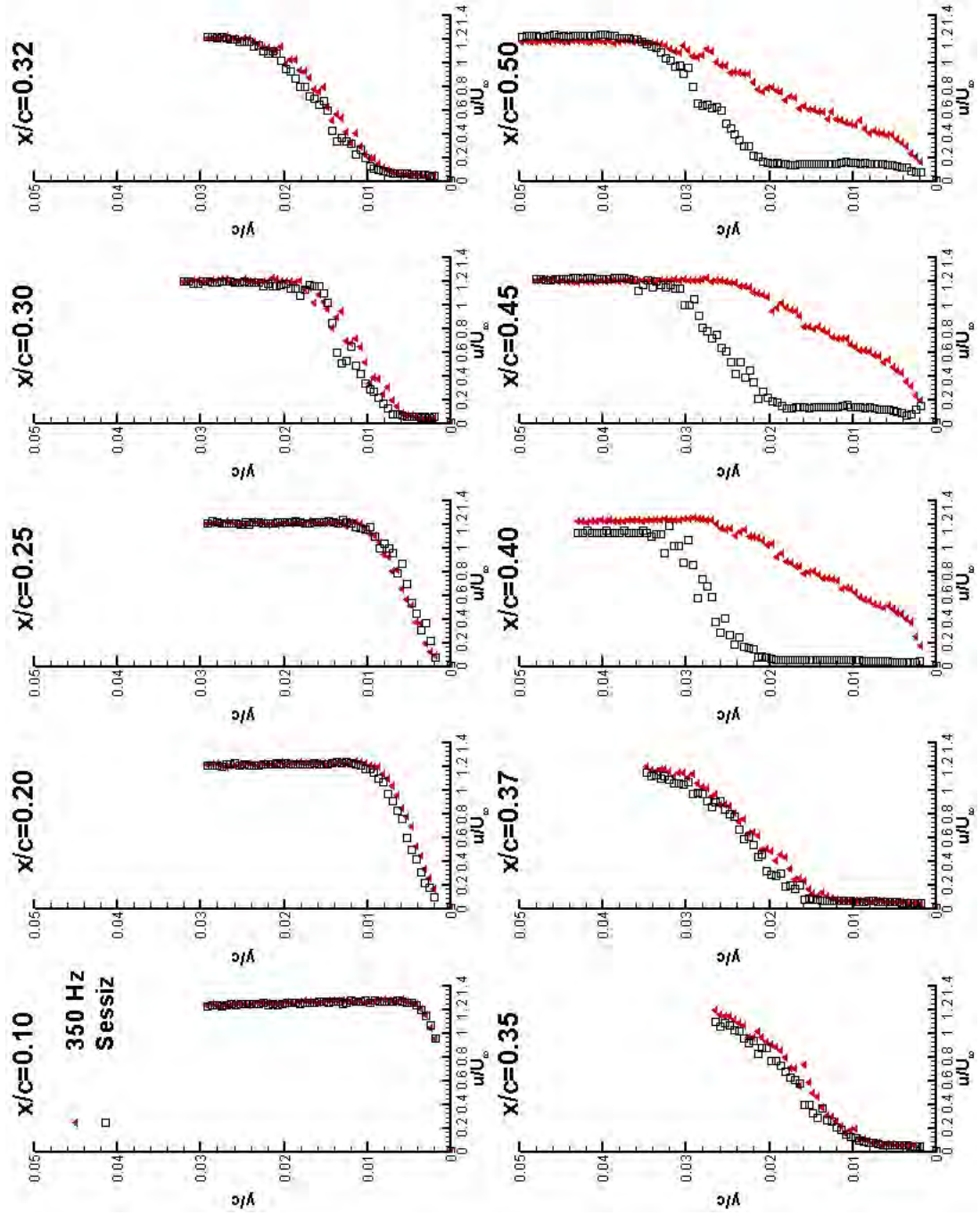
Kanat profili üzerinde oluşan hız profillerine akışa paralel ses dalgalarının etkisinin incelenmesi için sıcak tel anemometresiyle ölçümler yapılmıştır. Ses dalgası uygulanmadan önce yapılan ve önceki bölümde belirtilen şekilde yapılan deneyler sonucunda grafikler elde edilmiştir. $Re=0.5 \times 10^5$ için 8° hücum açısında yapılan deney sonuçları Şekil 3.59'da ve 15° hücum açısında Şekil 3.60'de verilmiştir. Akışa uygulanacak frekans belirlenirken daha önceki yapılan deney sonuçları değerlendirilmiş ve etkin frekanslar uygulanarak hız profili deneyleri yapılmıştır. Şekil 3.59'de 8° hücum açısında elde edilen hız profillerine 350 Hz akışa paralel ses dalgasının etkisi görülmektedir. Şekil dikkatle incelendiğinde $x/c=0.40$ 'dan sonra ses dalgalarının laminar ayrılma kabarcığını etkilediği gözükmemektedir ve ses dalgasıyla birlikte hız profili ayrılmanın gerçekleşmediği durumda türbülanslı akışta meydana gelen hız profillerine benzemektedir.

a) $Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=8^\circ$ Sessizb) $Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=8^\circ$ 700 Hzc) $Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=12^\circ$ Sessizd) $Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=12^\circ$ 700 Hze) $Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=15^\circ$ Sessizf) $Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=15^\circ$ 700 Hz

Şekil 3.57. $Re=0.75 \times 10^5$ için akışa paralel ses dalgalarının akışa etkisinin PIV deneyi ile incelenmesi-1

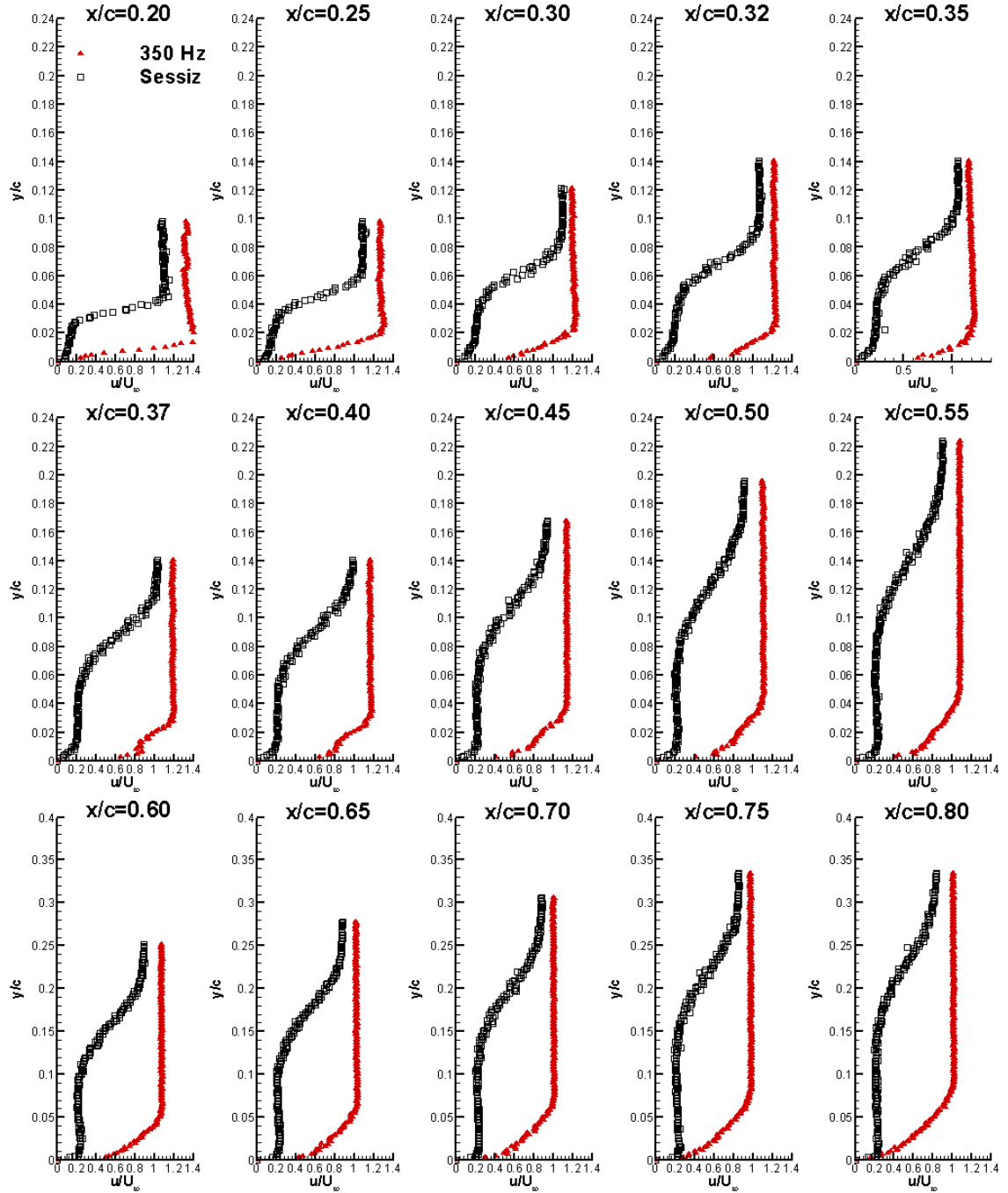
a) $Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=16^\circ$ Sessizb) $Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=16^\circ$ 700 Hzc) $Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=17^\circ$ Sessizd) $Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=17^\circ$ 700 Hze) $Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=18^\circ$ Sessizf) $Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=18^\circ$ 700 Hz

Şekil 3.58. $Re=0.75 \times 10^5$ için akışa paralel ses dalgalarının akışa etkisinin PIV deneyi ile incelenmesi-2

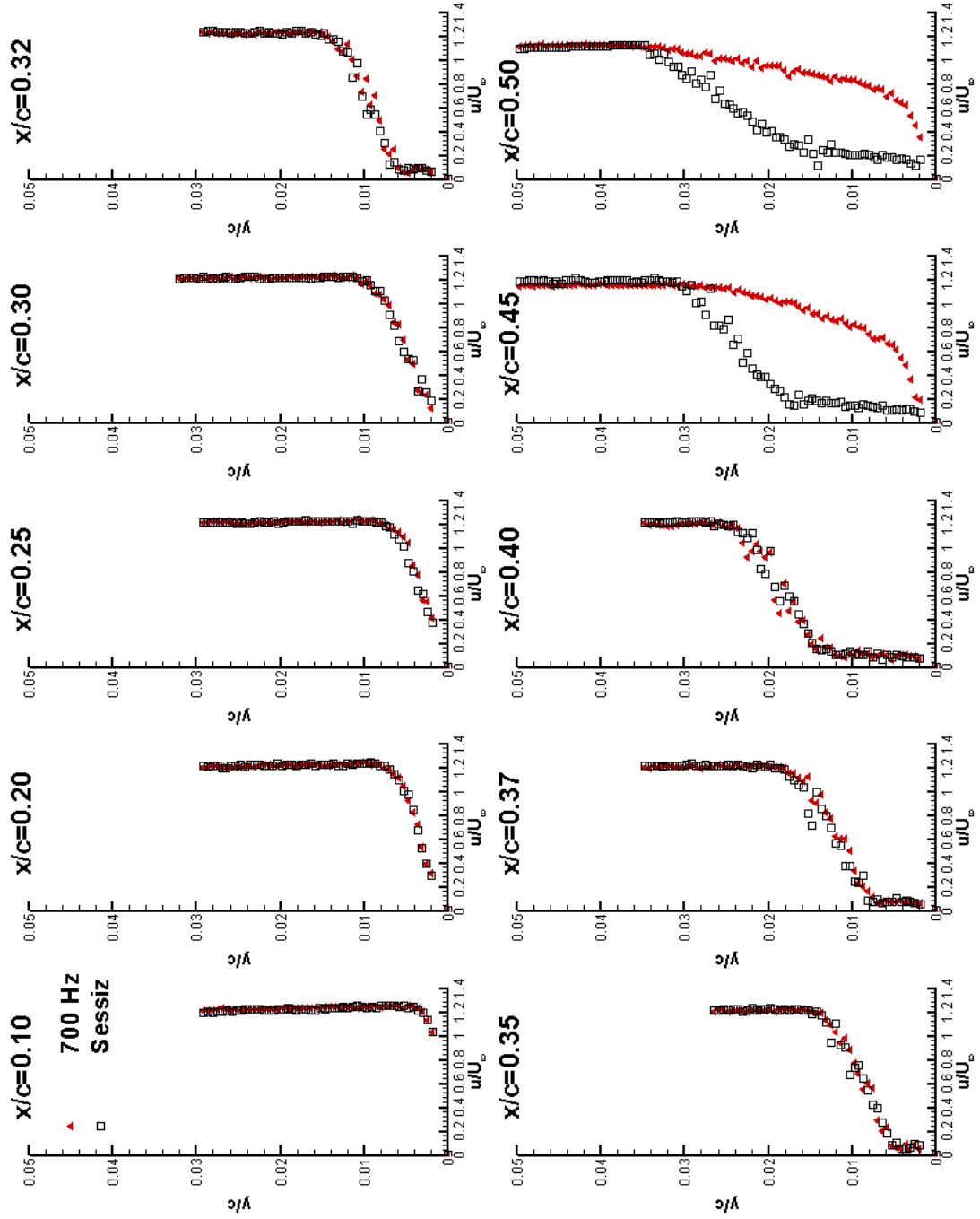


Şekil 3.59. $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=8^\circ$ iken akışa paralel ses dalgalarının kanat profili üzerinde etkisinin değişik noktalarda sıcak-tel anemometresi ile elde edilen hız profilleri ile incelenmesi

Şekil 3.60'da ise 0.5×10^5 Re sayısı ve 15° hücum açısında sesli ve sessiz olarak yapılan deneylerde elde edilen hız profilleri görülmektedir. Bu profillerde ses dalgası uygulanmadığı durumda hücum kenarına yakın bölgeden itibaren oluşan hücum kenarı ayrılması açıkça görülmekte ve 350 Hz akışa paralel ses dalgası uygulandığında akışın kanat üzerinde tutunması bariz belli olmaktadır.

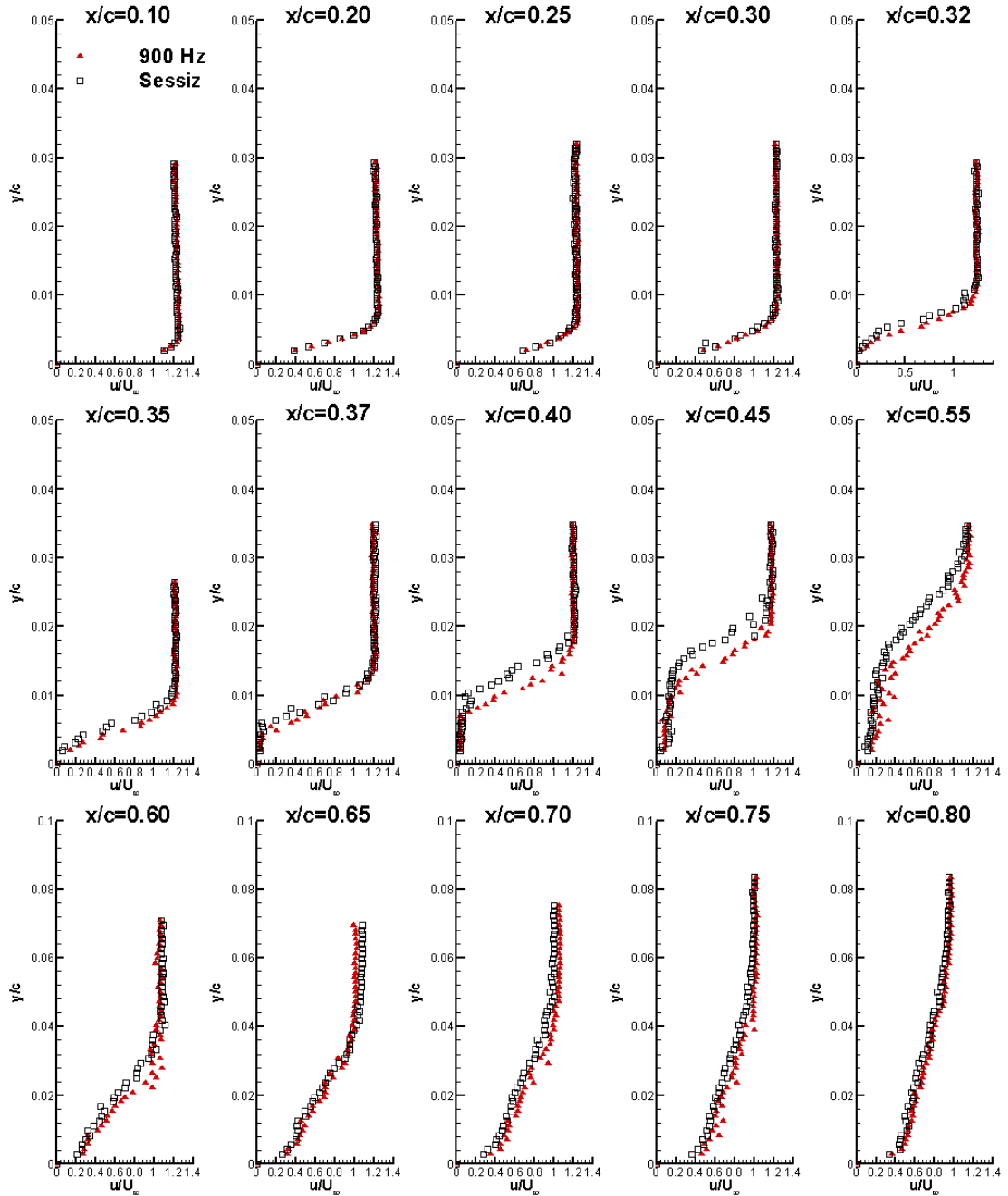


Şekil 3.60. $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=15^\circ$ iken akışa paralel ses dalgalarının kanat profili üzerinde etkisinin değişik noktalarda sıcak-tel anemometresi ile elde edilen hız profilleri ile incelenmesi



Şekil 3.61. $Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=8^\circ$ iken akışa paralel ses dalgalarının kanat profili üzerinde etkisinin değişik noktalarda sıcak-tel anemometresi ile elde edilen hız profilleri ile incelenmesi

Şekil 3.61 ve Şekil 3.62'de 0.75×10^5 ve 1×10^5 Re sayılarında 8° hücum açısında sesli ve sessiz olarak yapılan deneylerde elde edilen hız profilleri görülmektedir. 0.5×10^5 Re sayısında olduğu gibi, 0.75×10^5 Re sayısında da 8° hücum açısında $x/c=0.40$ 'dan sonra ses dalgalarının laminar ayrılma kabarcığını etkilediği gözükmemektedir ve 1×10^5 Re sayısında 8° hücum açısında ses dalgasının etkisi çok fazla değildir sadece ayrılma kabarcığının yüksekliğini azaltmıştır.



Şekil 3.62. Re=1x10⁵ ve α=8° iken akışa paralel ses dalgalarının kanat profili üzerinde etkisinin değişik noktalarda sıcak-tel anemometresi ile elde edilen hız profilleri ile incelenmesi

4. BÖLÜM

AKIŞA DİK SES DALGASI İLE NACA2415 KANAT PROFİLİ ÜZERİNDEKİ AKIŞIN KONTROLÜ

Akışa paralel ses dalgalarının NACA2415 kanat profili üzerindeki etkisinin araştırılmasından sonra proje önerisinde de belirtildiği gibi akışa dik ses dalgaları ile akış kontrolü çalışmalarına devam edilmiştir. Akışa dik ses dalgaları ile akış kontrolü için test odasının üst kısmına hoparlör yerleştirilmiş ve deneylere başlanmıştır.

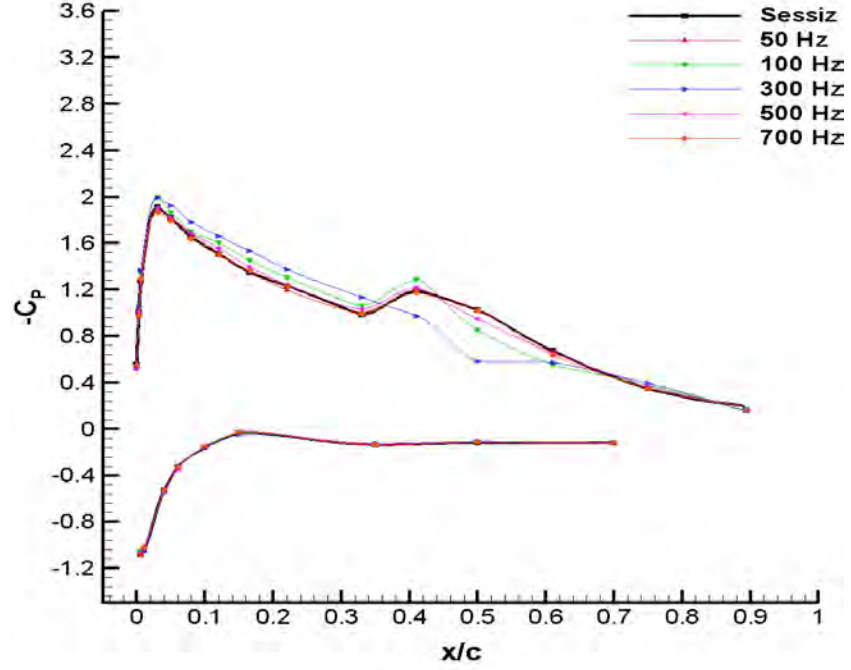
Akışa paralel ses dalgaları ile yapılan çalışmalardaki tecrübeler bu yöntemle yapılan deneyleri kolaylaştırmıştır. Çalışmalar NACA2415 kanat profili üzerindeki basınç dağılımıyla başlamış ve sonrasında kuvvet katsayıları, duman teli ile akış görüntüleme ve sıcak tel anemometresiyle hız ölçümleriyle sonlanmıştır. Parçacık görüntülü hız (PIV) ölçümü sistemi akışa dik ses dalgalarıyla akış kontrolü yapmak için kullanılamamıştır. Çünkü PIV deneyleri için lazer sisteminin lens kısmı alttan yukarıya lazer vermekte olduğundan PIV sistemi tünel test odasının altına yerleştirilmiştir. Bu durumda kanat profili de paralel ses dalgaları deneyinde görüldüğü gibi test odasına ters bağlanmak zorunda kalmıştır. Kanat profiline kanat üst yüzeyinden akışa ses dalgaları uygulandığında lazer gönderecek kısım kapandığından dik ses dalgaları ile akış kontrolü konusunda PIV deneyleri yapılamamıştır.

Lazer sistemi aynalar kullanılarak dik ses dalgaları için hoparlör yerleştirilmiş şekilde deney yapılabilirdi fakat proje boyunca PIV sistemini Makine Mühendisliği Bölümü'nden ödünç alma konusunda verilen sözlerin tutulmamasından sistem süreli alınmıştır ve kısa sürede hem sistemi deneye hazırlamak hem yazılımı tanımak hem de çok fazla sayıda deney yapmak mümkün olmamıştır.

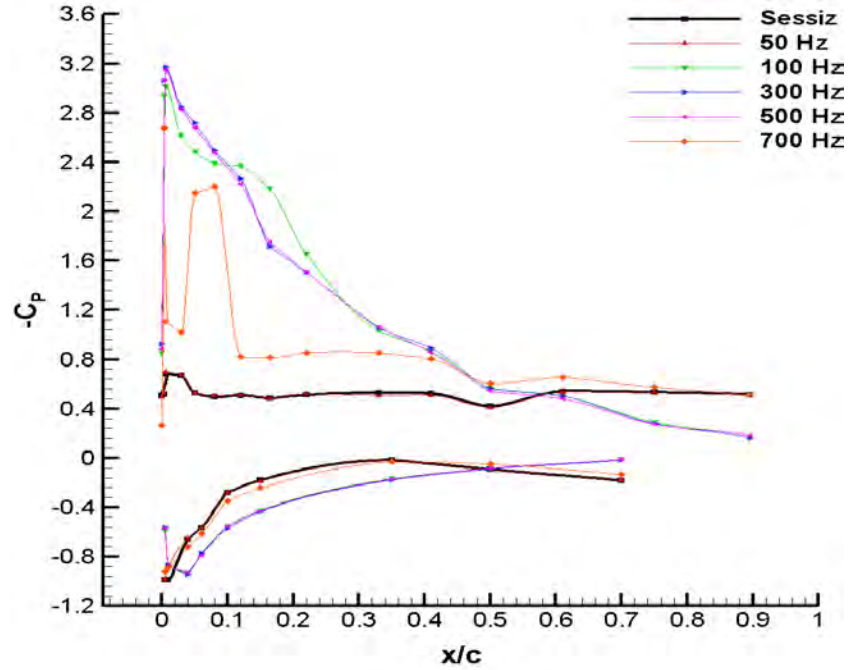
4.1. Akışa Dik Ses Dalgalarının Kanat Üzerindeki Basınç Dağılımına Etkisi

NACA2415 kanat profili üzerindeki basınç dağılımı deneyleri $Re=0.5 \times 10^5$, $Re=0.75 \times 10^5$, $Re=1 \times 10^5$ ve $Re=1.5 \times 10^5$ iken gerçekleştirilmiştir. $Re=2 \times 10^5$ iken yapılan denemelerde ses dalgalarının işe yaramadığı görüldüğünden bu Re sayısında detaylı inceleme yapılmamıştır. Bu deneylerde akışa etki etmesi beklenen frekanslar önceden denenmiş ve işe yarayan frekanslarda akış kontrolü yapılmaya çalışılmıştır. Basınç katsayısı ile kanat üzerinde oluşan laminar ayrılma kabarcığının gözlemlenmiş ve daha sonra akışa dik akustik tahrik uygulanarak laminar ayrılma kabarcığı yok edilmeye çalışılmıştır. $Re=0.5 \times 10^5$ ve 8° hücum açısında basınç katsayısı deneylerine başlanmıştır. Şekil 4.1'de görüldüğü gibi akışa 50 Hz ile 700 Hz arasında akışa dik ses dalgaları uygulanmış ve laminar ayrılma kabarcığına etkisi araştırılmıştır. Ses dalgası uygulanmadığı durumda akış $x/c=0.22$ 'de ayrılmış ve $x/c=0.72$ 'de tutunmuştur. Laminar ayrılma kabarcığının boyu $0.5c$ kadardır. 50 Hz akışa dik ses dalgası akışa etki etmemiştir ve ayrılma kabarcığının yerini ve boyunu değiştirmemiştir. 100 Hz ses dalgası uygulandığında ise ayrılma noktası değişmemiş ancak akış $x/c=0.55$ 'de tutunmuştur ve laminar ayrılma kabarcığının boyu yaklaşık %33 azalmıştır. Akışa dik 300 Hz'lik ses dalgası uygulandığında akış aynı noktadan ayrılmış ancak yeniden tutunma noktası hücum kenarına doğru ilerleyerek $x/c=0.45$ 'de tutunma gerçekleşmiştir ve laminar ayrılma kabarcığının boyu %54 kısalmıştır. 500 Hz ve 700 Hz dik ses dalgaları ise akışın ayrılma ve yeniden tutunma noktalarını değiştirmemiştir. $Re=0.5 \times 10^5$ ve 15° hücum açısında yapılan basınç dağılımı sonuçları Şekil 4.2'de verilmiştir. Ses dalgalarının uygulanmadığı durumda akışın tutunma kaybına uğradığı ve ayrıldığı açıkça görülmektedir. Bu hücum açısında da akışa aynı frekanslarda dik ses dalgaları uygulanarak akış kontrolü yapılmaya çalışılmıştır. 50 Hz akışa dik ses dalgası ile akış kontrol edilmeye çalışılmış ancak bu ses dalgası akışa etki etmemiştir. 100 Hz uygulandığında ise akış $x/c=0.08$ 'de ayrılmış ve $x/c=0.25$ 'de yeniden tutunmuştur. Laminar ayrılma kabarcığının boyu kort boyunun %17'si kadardır. 300 Hz ve 500 Hz akışa dik ses dalgası uygulandığında akış $x/c=0.05$ 'de ayrılmış ve $x/c=0.2$ 'de yeniden tutunmuştur. Laminar ayrılma kabarcığının boyu ise kort boyunun %15'i kadardır. Akışa dik 700 Hz ses dalgası uygulandığında ise hücum kenarı civarında

belirli bölgede akış iyileşmesine rağmen tam olarak tutunamamış ve akış kontrol edilememiştir.



Şekil 4.1. Ses dalgalarının kanat C_P dağılımına etkisinin karşılaştırılması ($Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=8^\circ$)



Şekil 4.2. Ses dalgalarının kanat C_P dağılımına etkisinin karşılaştırılması ($Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=15^\circ$)

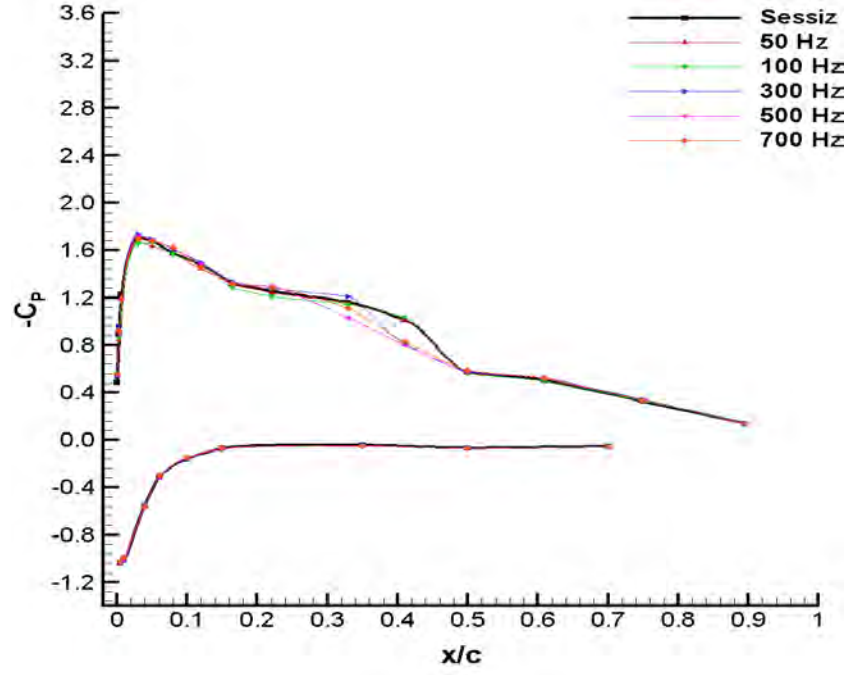
$Re=0.75 \times 10^5$ ve 8° hücum açısında yapılan basınç dağılımı sonuçları Şekil 4.3'de

görülmektedir. Dik ses dalgası uygulanmadığı durumda $x/c=0.20$ 'de ayrılmış ve $x/c=0.6$ 'da yeniden tutunmuştur. Laminer ayrılma kabarcığının boyu ise kort boyunun %40'i kadardır. 50 Hz ve 100 Hz akışa dik ses dalgaları ile akış kontrol edilememiştir. Ancak 300 Hz ses dalgası uygulandığında akış $x/c=0.20$ 'de ayrılmış ve $x/c=0.45$ 'de yeniden tutunmuştur ve laminer ayrılma kabarcığı kort boyunun %25'i kadardır. Bu frekanstaki akışa dik ses dalgaları ayrılma kabarcığının boyunu yaklaşık %37 kısaltmıştır. 500 Hz ses dalgası uygulandığında ise akış aynı noktadan ayrılmış ancak $x/c=0.32$ 'de yeniden tutunmuştur ve laminer ayrılma kabarcığının boyu ses dalgası uygulanmadığı duruma göre %70 oranında küçülmüştür. Yapılan deney sonuçlarına göre en etkili frekans 500 Hz olarak belirlenmiştir. 700 Hz ses dalgası ise hemen hemen 300 Hz ile aynı etkiyi göstermiştir.

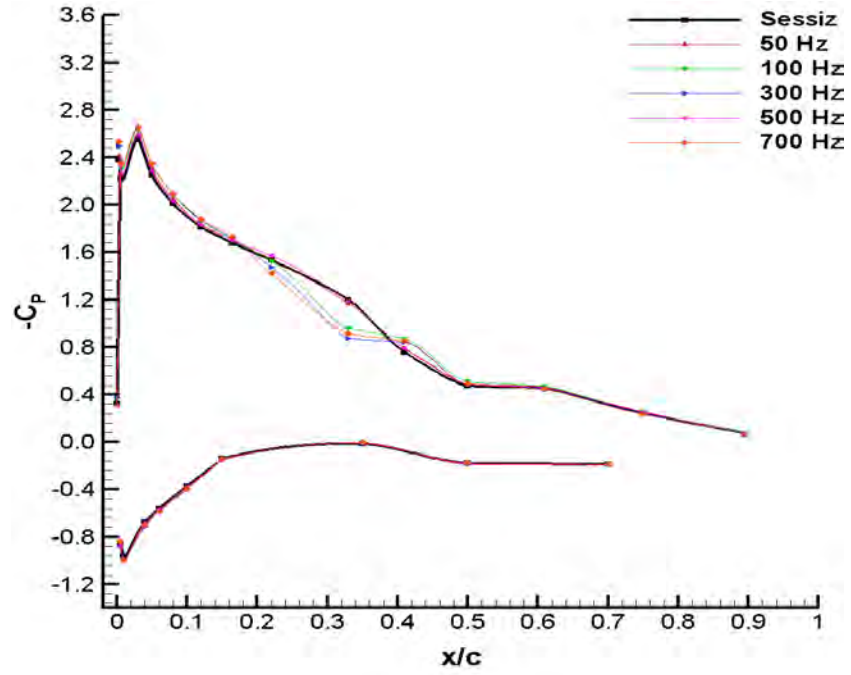
$Re=0.75 \times 10^5$ ve 12° hücum açısında ise (Şekil 4.4) ses dalgaları uygulanmadığı durumda daha az yüksekliğe sahip uzun laminer ayrılma kabarcığı oluşmuş ve ayrılma $x/c=0.10$ 'da tekrar yapışmada $x/c=0.70$ 'de yapışmakta ve akışa dik ses dalgaları uygulanması ile ayrılma kabarcığı boyu kısalmaktadır. $Re=0.75 \times 10^5$ ve 15° hücum açısında ise yapılan basınç dağılımı sonuçları Şekil 4.5'de verilmiştir. Ses dalgaları uygulanmadığı durumda tutunma kaybı meydana gelmiş ve akış kanat hücum kenarından itibaren tamamen ayrılmıştır. Bu Re sayısında ve hücum açısında uygulanan akışa dik ses dalgaları için bütün frekanslar etki etmiştir ve hücum kenarında küçük ayrılma kabarcıkları ile birlikte akış kanat üzerine tutundurulmuştur.

$Re=1 \times 10^5$ için akışa dik ses dalgalarıyla basınç dağılımının değişimi deneyleri 8° , 12° , 15° , 16° , 17° , 18° , 20° ve 25° hücum açılarında gerçekleştirilmiş ve elde edilen grafikler sırasıyla Şekil 4.6, Şekil 4.7, Şekil 4.8, Şekil 4.9, Şekil 4.10, Şekil 4.11, Şekil 4.12, Şekil 4.13'de verilmiştir. Bu Re sayısında akışa dik 850 Hz ile 3000 Hz arasında farklı frekanslarda ses dalgaları gönderilerek akış kontrol edilmeye çalışılmıştır. Şekil 4.6'de 8° hücum açısında yapılan deney sonuçlarında görüldüğü gibi akış $x/c=0.20$ 'de ayrılmış ve 0.60'da yeniden tutunmuştur. Akışa dik ses dalgaları ile ayrılma kabarcığı bastırılmış ve hem boyu hem de yüksekliği azaltılmıştır.

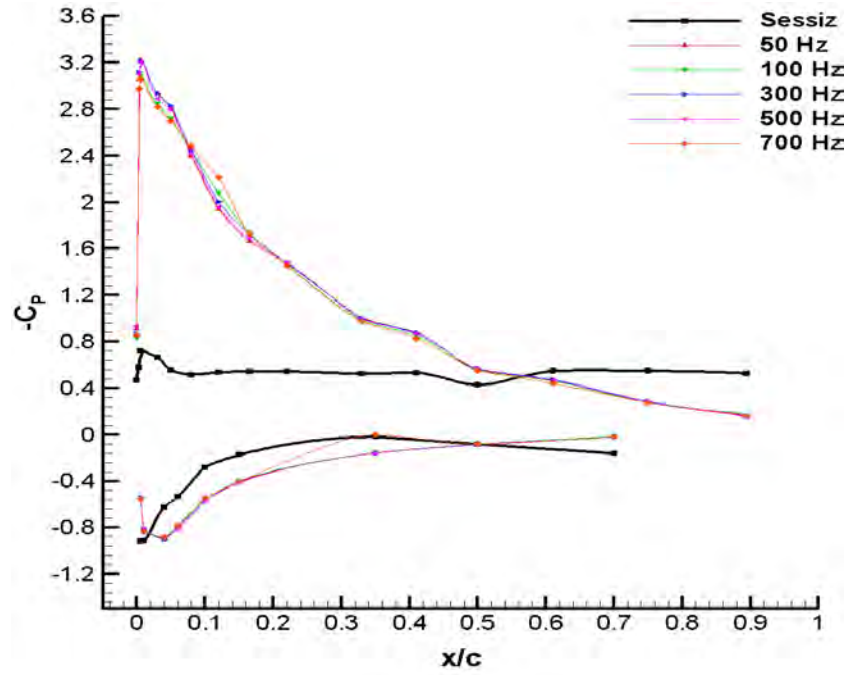
Şekil 4.7'de ve Şekil 4.8'de ise 12° ve 15° hücum açılarındaa yapılan deney sonuçları



Şekil 4.3. Ses dalgalarının kanat C_p dağılımına etkisinin karşılaştırılması ($Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=8^\circ$)



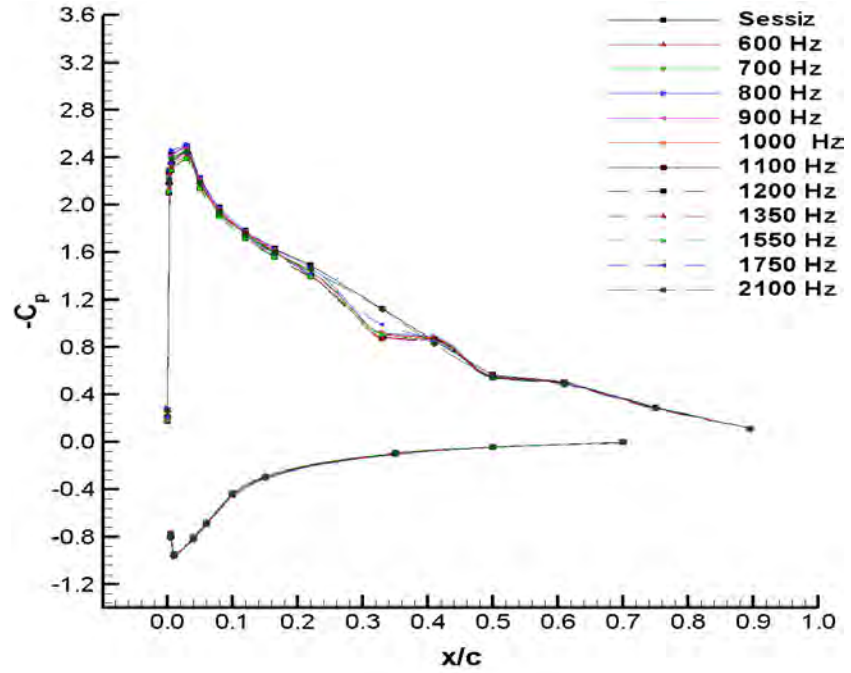
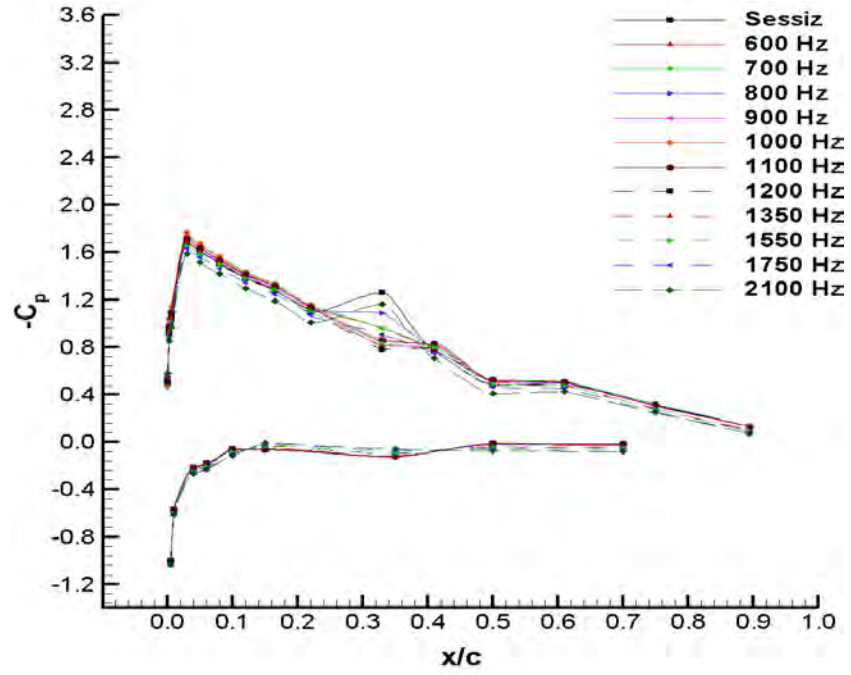
Şekil 4.4. Ses dalgalarının kanat C_p dağılımına etkisinin karşılaştırılması ($Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=12^\circ$)

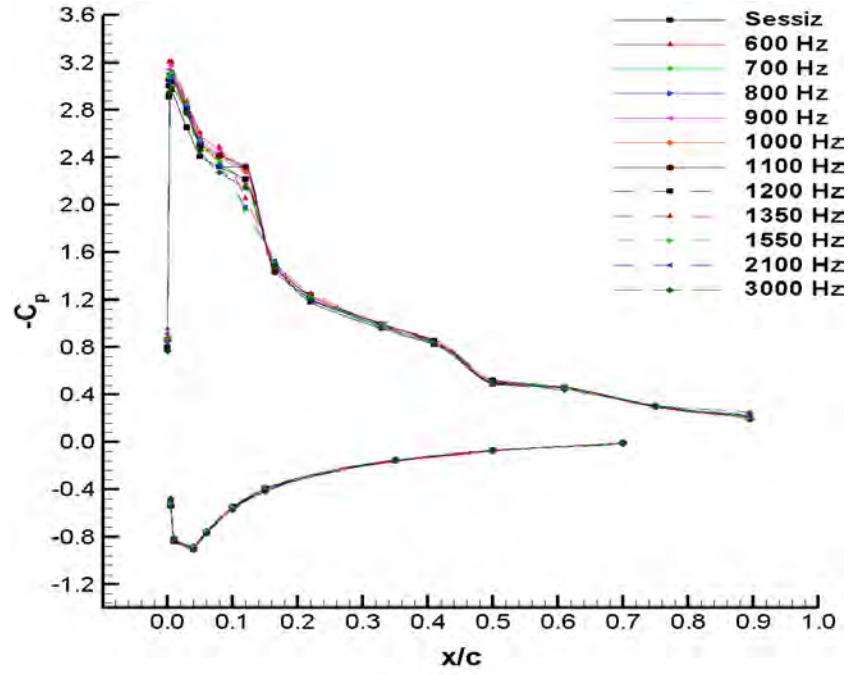


Şekil 4.5. Ses dalgalarının kanat C_P dağılımına etkisinin karşılaştırılması ($Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=15^\circ$)

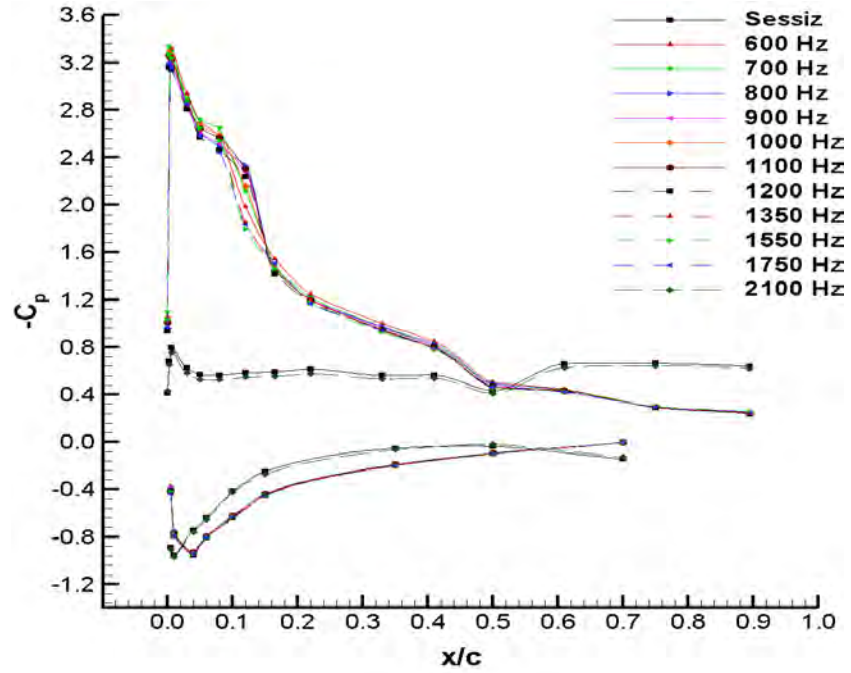
gösterilmektedir. Bu hücum açılarında da akışa dik ses dalgaları ile ayrılma kabarcığı bastırılmış ve hem boyu hem de yüksekliği azaltılmıştır. Şekil 4.8 - 4.12 arasındaki grafiklerde ise 1×10^5 Re sayısında tutunma kaybına uğramış ve ayrılmış akışa sahip kanat üzerinden akışa dik ses dalgası uygulandığında akışın kanat üzerine tutturulduğu ve akışın kontrol edildiği açıkça görülmektedir. 20° hücum açısından sonra ise akışa dik ses dalgalarının akışa etki etmediği Şekil 4.13'de elde edilmiştir.

$Re=1.5 \times 10^5$ için de akışa dik ses dalgalarıyla basınç dağılımının değişimi deneyleri 8° , 12° , 15° , 16° , 17° , 18° , 19° , 20° ve 25° hücum açılarında gerçekleştirilmiş ve elde edilen grafikler sırasıyla Şekil 4.14, Şekil 4.15, Şekil 4.16, Şekil 4.17, Şekil 4.18, Şekil 4.19, Şekil 4.20, Şekil 4.21, Şekil 4.22'de verilmiştir. Bu Re sayısında akışa dik 1000 Hz ile 4500 Hz arasında farklı frekanslarda ses dalgaları gönderilerek akış kontrol edilmeye çalışılmıştır. Şekil 4.14, Şekil 4.15'de ve 4.16'de sırasıyla 8° , 12° ve 15° hücum açılarında yapılan deney sonuçlarında elde edilen grafiklerde görüldüğü gibi akışa dik ses dalgaları bu hücum açılarında kayda değer etki gösterememiş ve ayrılma kabarcıklarının boyunda kısalma olmamıştır. Fakat Şekil 4.9 - 4.12 arasındaki grafiklerde görüldüğü gibi 1.5×10^5 Re sayısında tutunma kaybına uğramış akışa dik ses dalgası uygulandığında akışın kanat üzerine tutturulduğu ve akışın

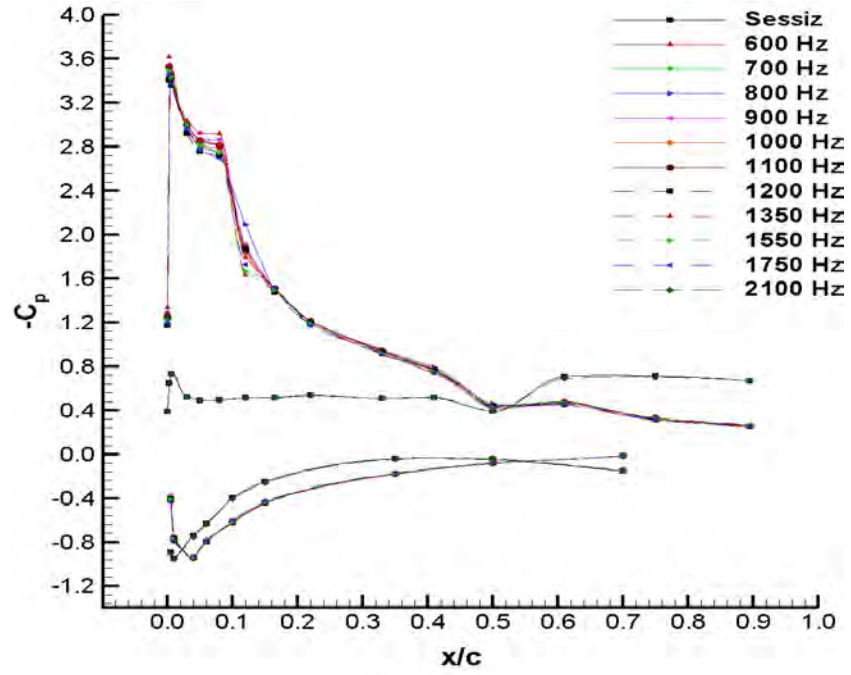




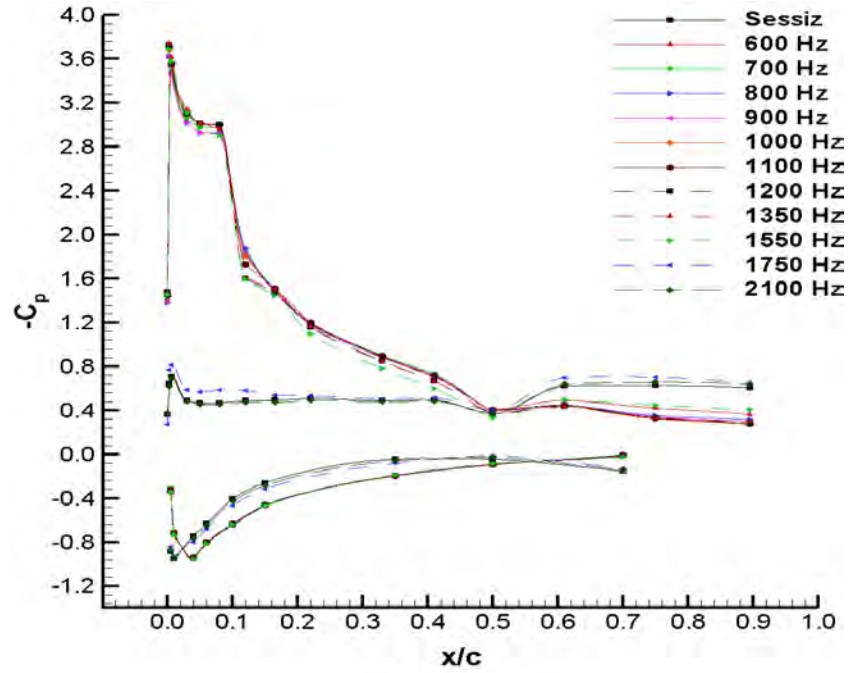
Şekil 4.8. Ses dalgalarının kanat C_p dağılımına etkisinin karşılaştırılması ($Re=1.0 \times 10^5$ ve $\alpha=15^\circ$)



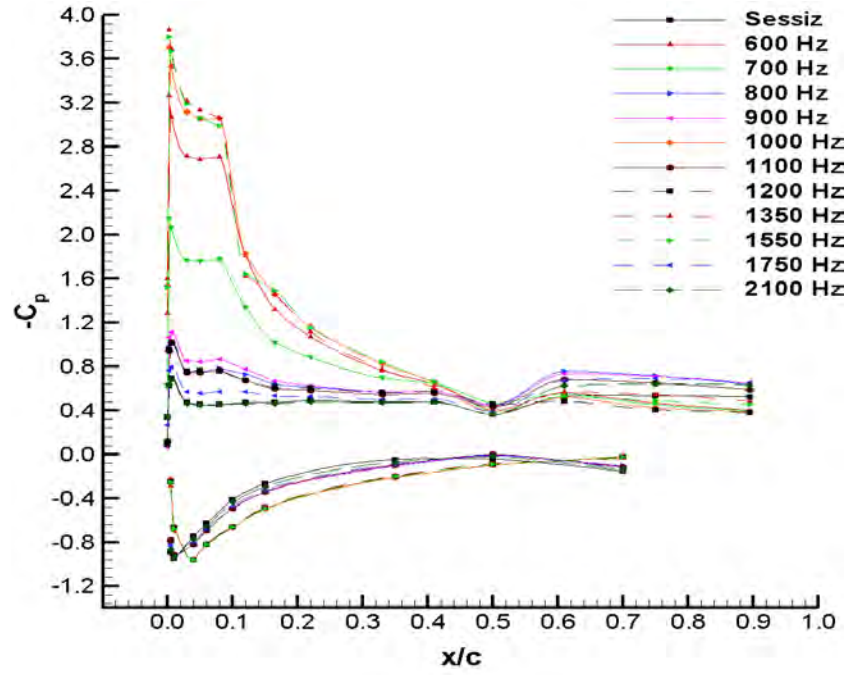
Şekil 4.9. Ses dalgalarının kanat C_p dağılımına etkisinin karşılaştırılması ($Re=1.0 \times 10^5$ ve $\alpha=16^\circ$)



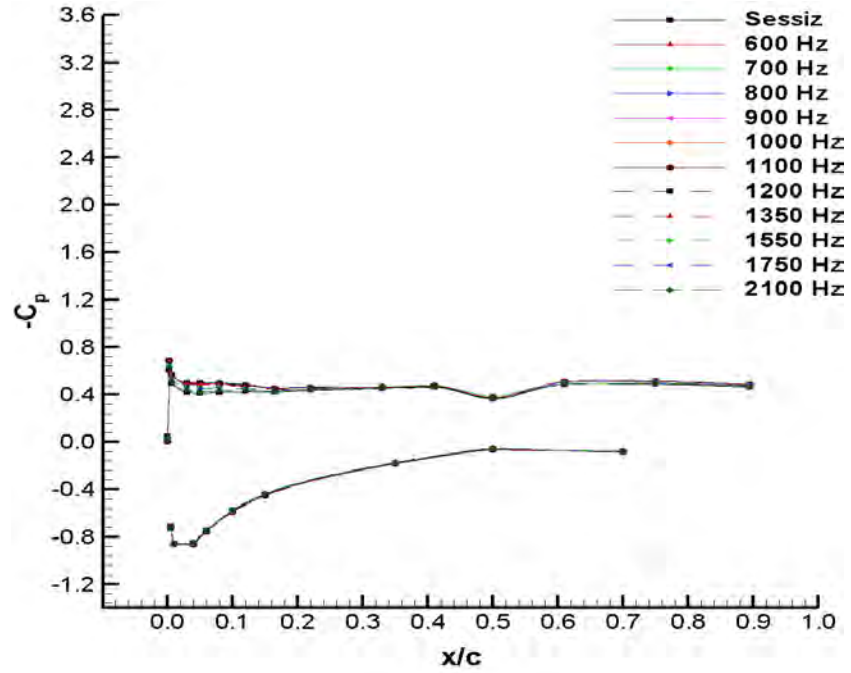
Şekil 4.10. Ses dalgalarının kanat C_P dağılımına etkisinin karşılaştırılması ($Re=1.0 \times 10^5$ ve $\alpha=17^\circ$)



Şekil 4.11. Ses dalgalarının kanat C_P dağılımına etkisinin karşılaştırılması ($Re=1.0 \times 10^5$ ve $\alpha=18^\circ$)

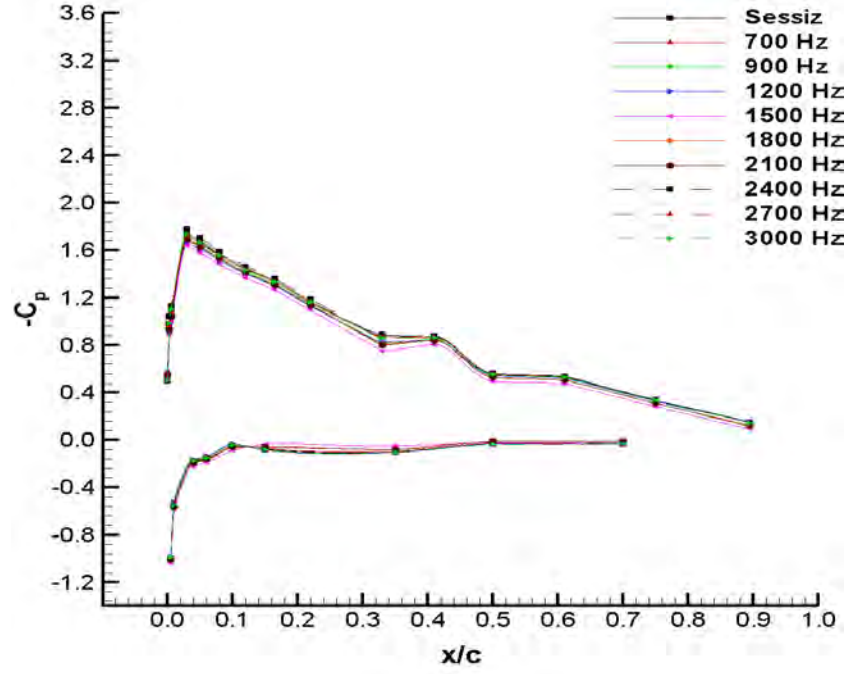


Şekil 4.12. Ses dalgalarının kanat C_P dağılımına etkisinin karşılaştırılması ($Re=1.0 \times 10^5$ ve $\alpha=20^\circ$)

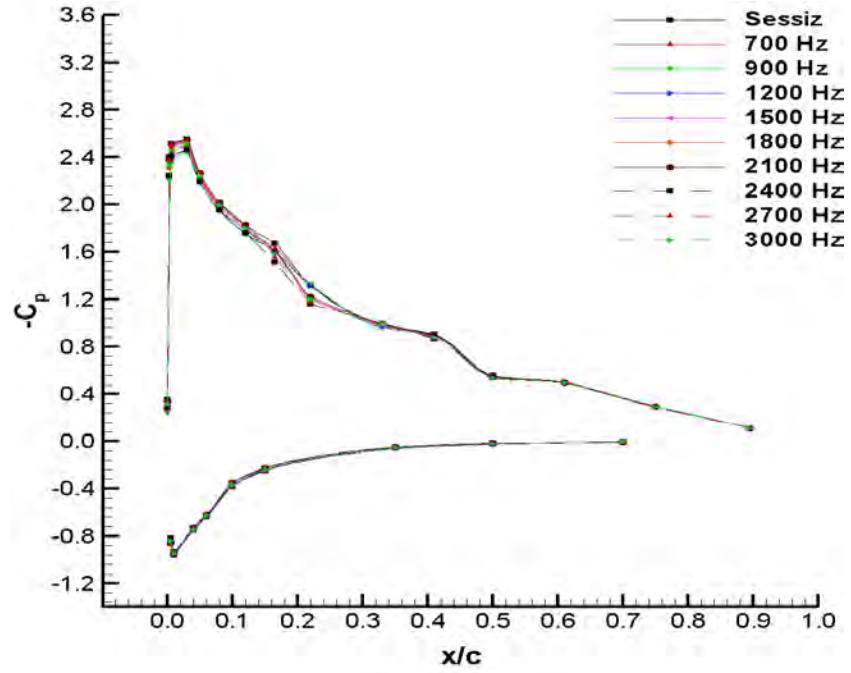


Şekil 4.13. Ses dalgalarının kanat C_P dağılımına etkisinin karşılaştırılması ($Re=1.0 \times 10^5$ ve $\alpha=25^\circ$)

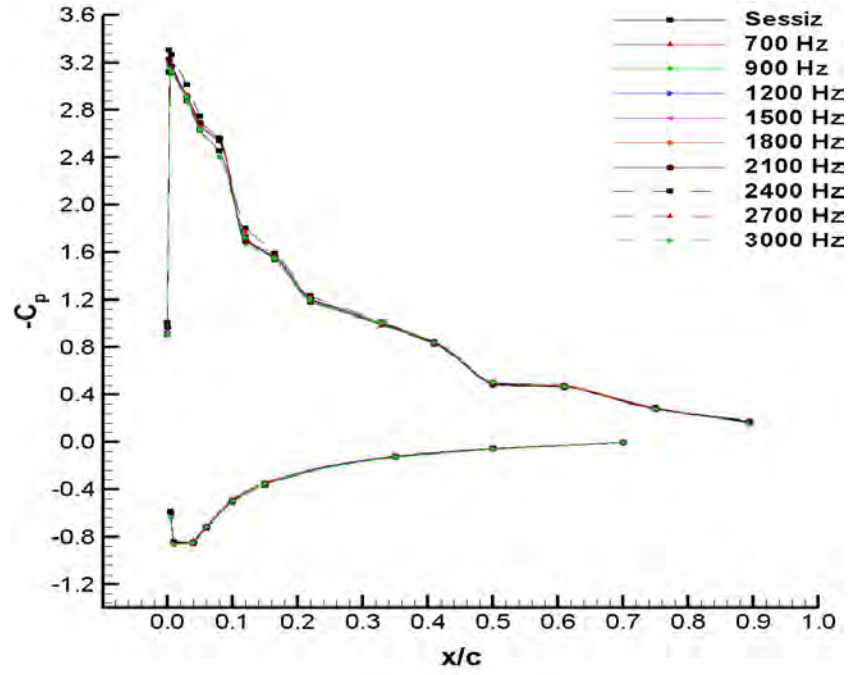
kontrol edildiği açıkça görülmektedir. 20° hücum açısından sonra ise akışa dik ses dalgalarının akışa etki etmediği Şekil 4.21 ve 4.22’de elde edilmiştir.



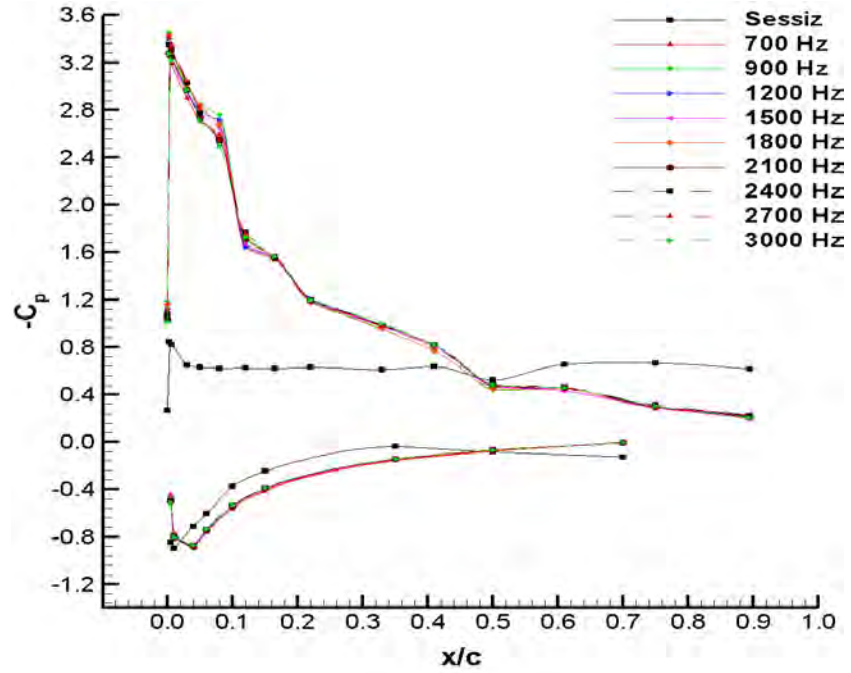
Şekil 4.14. Ses dalgalarının kanat C_P dağılımına etkisinin karşılaştırılması ($Re=1.5 \times 10^5$ ve $\alpha=8^\circ$)



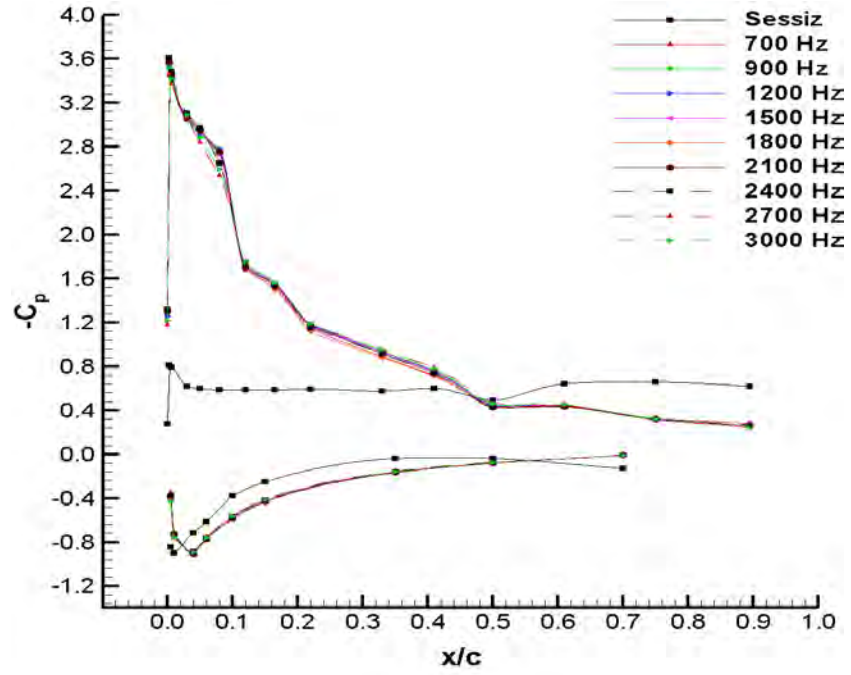
Şekil 4.15. Ses dalgalarının kanat C_P dağılımına etkisinin karşılaştırılması ($Re=1.5 \times 10^5$ ve $\alpha=12^\circ$)



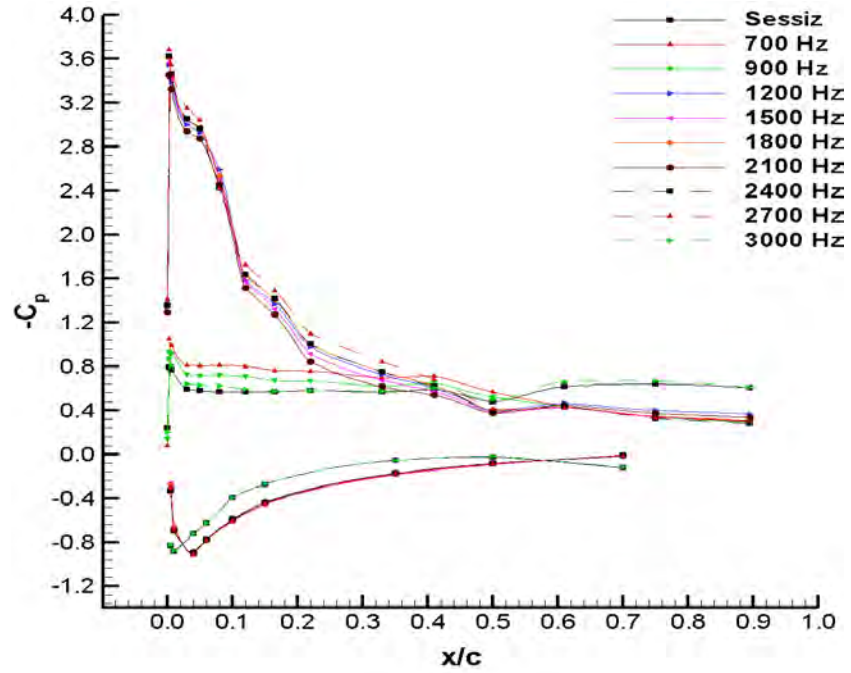
Şekil 4.16. Ses dalgalarının kanat C_p dağılımına etkisinin karşılaştırılması ($Re=1.5 \times 10^5$ ve $\alpha=15^\circ$)



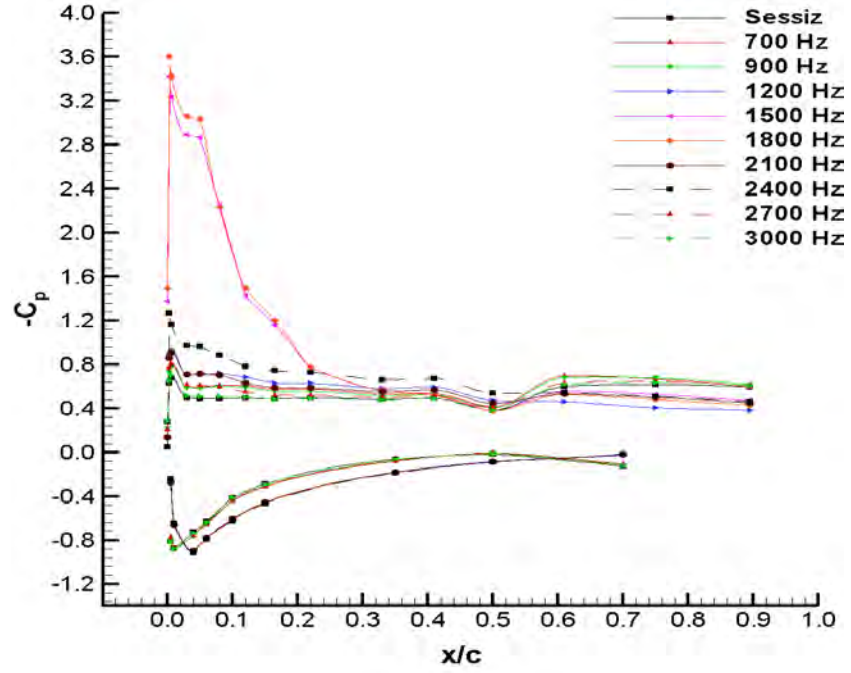
Şekil 4.17. Ses dalgalarının kanat C_p dağılımına etkisinin karşılaştırılması ($Re=1.5 \times 10^5$ ve $\alpha=16^\circ$)



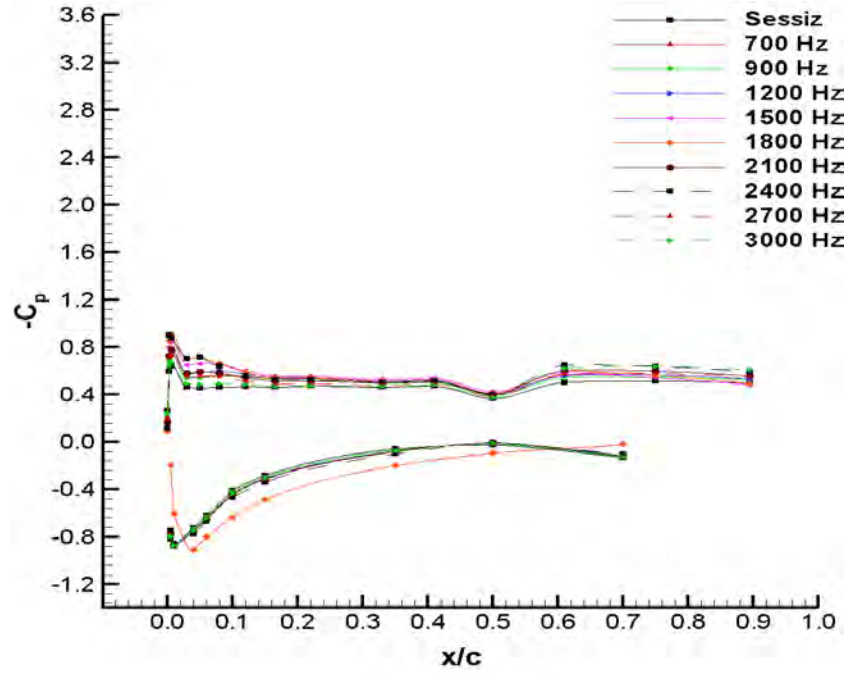
Şekil 4.18. Ses dalgalarının kanat C_p dağılımına etkisinin karşılaştırılması ($Re=1.5 \times 10^5$ ve $\alpha=17^\circ$)



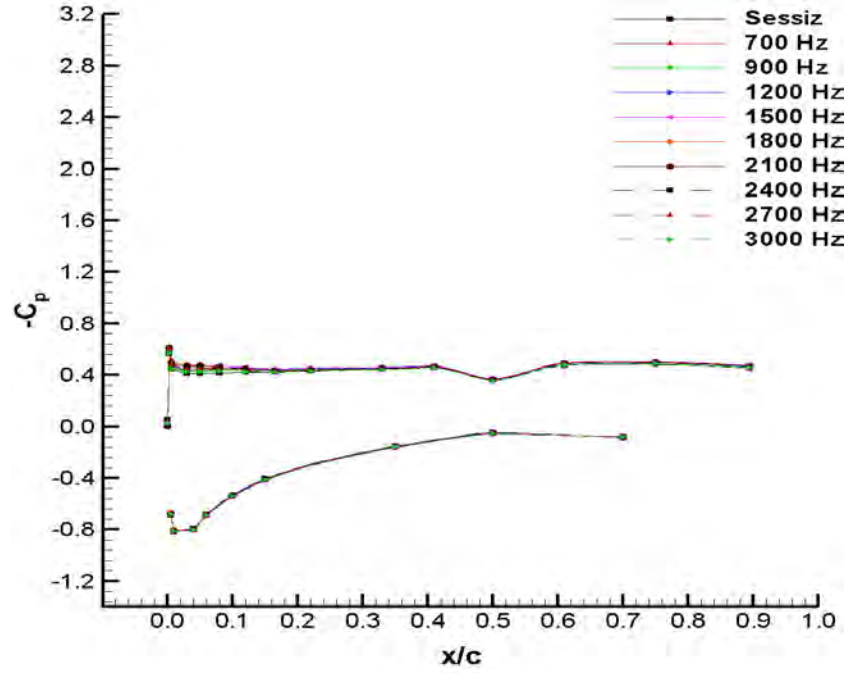
Şekil 4.19. Ses dalgalarının kanat C_p dağılımına etkisinin karşılaştırılması ($Re=1.5 \times 10^5$ ve $\alpha=18^\circ$)



Şekil 4.20. Ses dalgalarının kanat C_P dağılımına etkisinin karşılaştırılması ($Re=1.5 \times 10^5$ ve $\alpha=19^\circ$)



Şekil 4.21. Ses dalgalarının kanat C_P dağılımına etkisinin karşılaştırılması ($Re=1.5 \times 10^5$ ve $\alpha=20^\circ$)

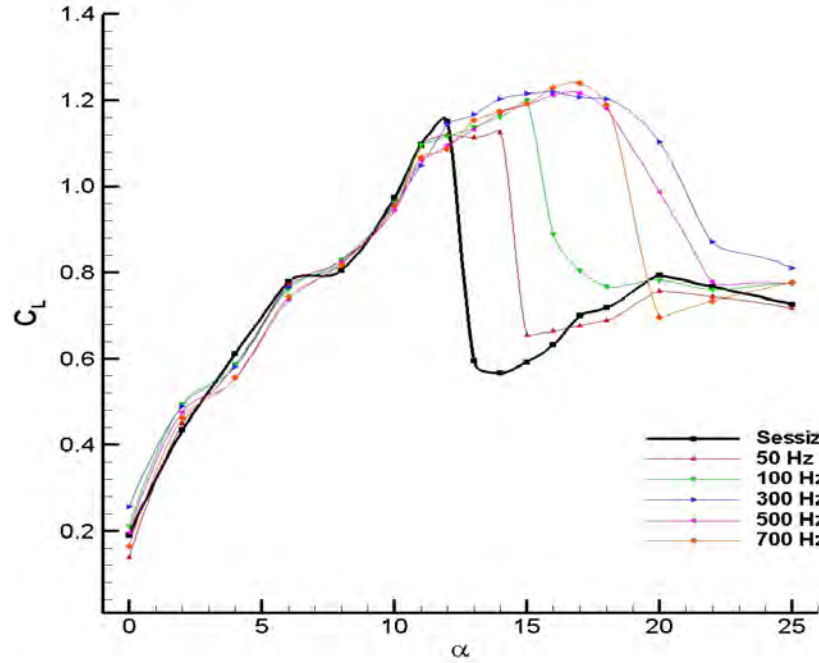


Şekil 4.22. Ses dalgalarının kanat C_P dağılımına etkisinin karşılaştırılması ($Re=1.5 \times 10^5$ ve $\alpha=25^\circ$)

4.2. Akışa Dik Ses Dalgalarının Kanat Aerodinamik Katsayılarına Etkisinin İncelenmesi

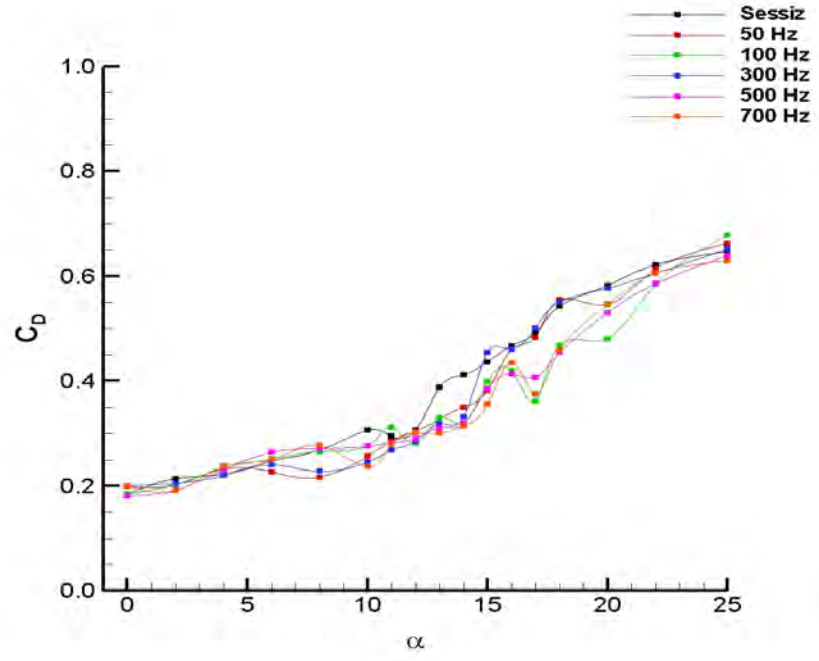
Bu bölümde akışa dik ses dalgalarının aerodinamik kuvvet katsayılarına etkisinin araştırma sonuçlarında elde edilen grafiklerin değerlendirilmesine aittir. Deneyler 0° ile 25° hücum açıları arasındaki açılarda ilk önce ses dalgası uygulanmadan yapılmış ve daha sonra her bir Re sayısı için basınç deneylerinde kullanılan frekans aralıklarında akışa dik ses dalgaları uygulanarak akış kontrolü gözlemlenmiştir. Deneyler $Re=0.5 \times 10^5$, $Re=0.75 \times 10^5$, $Re=1 \times 10^5$ ve $Re=1.5 \times 10^5$ iken gerçekleştirilmiştir. 0.5×10^5 Re sayısı için akışa dik ses dalgaları uygulandığında C_L , C_D , C_M katsayıları ile L/D oranının hücum açısı ile değişim grafikleri Şekil 4.3, Şekil 4.24, Şekil 4.25 ve Şekil 4.26'de verilmiştir. Bu Re sayısında ses dalgaları ile akustik tahrik olmadığı durumda 12° 'de tutunma kaybı meydana geldiği daha önceden belirtilmişti ve maksimum kaldırma katsayısı (C_{Lmax}) ise yaklaşık 1.20 idi. 50 Hz, 100 Hz, 300 Hz, 500 Hz ve 700 Hz akışa dik ses dalgası uygulandığında tutunma kaybı açıları sırasıyla 14° , 15° , 18° , 17° , 17° 'ye yükselmiş ve maksimum kaldırma katsayıları arttırılmıştır. Bu artış çok fazla olmamakla birlikte ani (*abrupt*) tutunma kaybı oluşumu yumuşak (*mild*) tutunma kaybına dönüşmüştür.

Bununla birlikte, Şekil 4.24’de görüldüğü gibi tutunma kaybı açısı biraz öncesinde ve sonrasında ses dalgaları uygulandığında C_D katsayısında düşme meydana gelmiştir. Tutunma kaybı açısında sonraki açı olan 13° hücum açısında L/D oranı yaklaşık 2 civarında iken akışa dik ses dalgaları uygulandığında aynı hücum açısında bu oran 2.5 kat artarak 5’e kadar yükselmiştir.

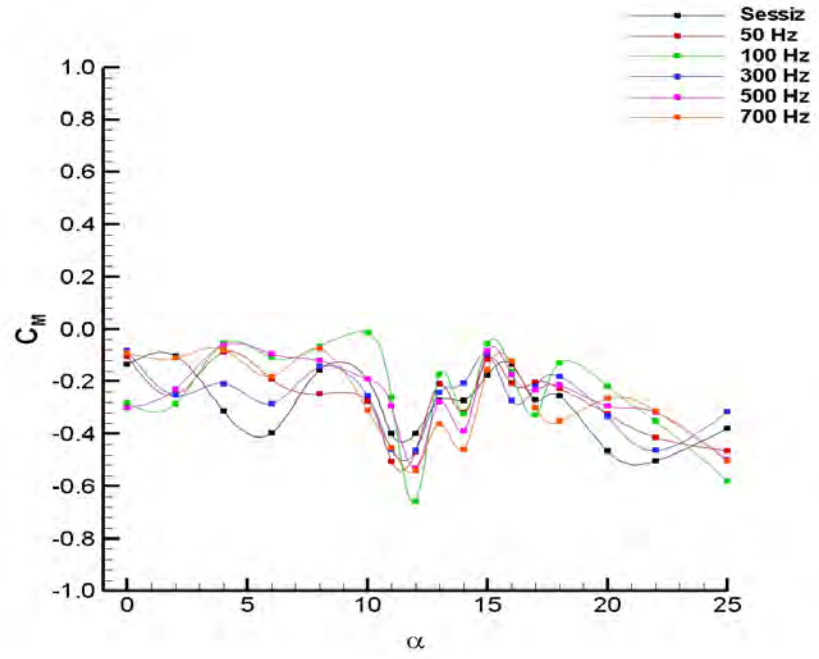


Şekil 4.23. $Re=0.5 \times 10^5$ iken kaldırma katsayısının hücum açısı ile değişimi

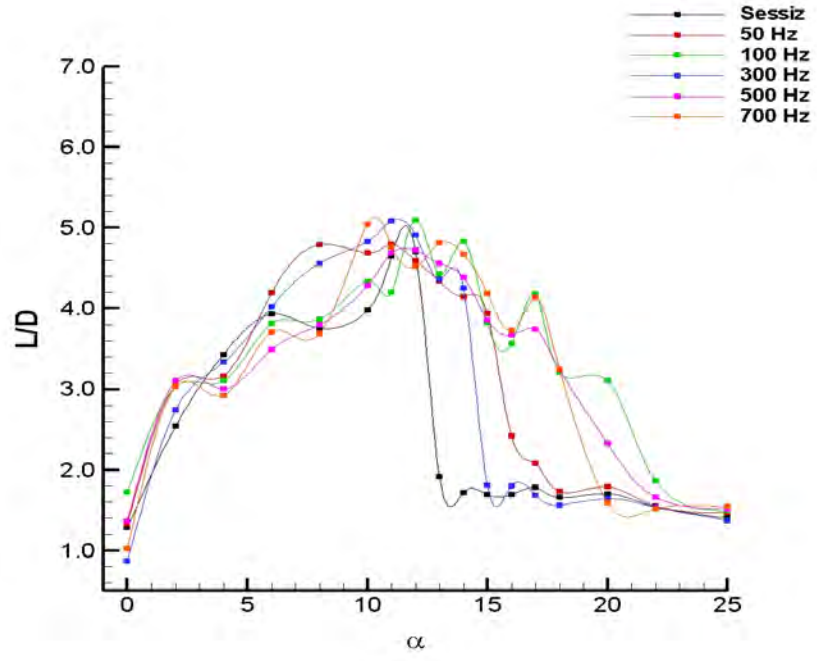
$Re=0.75 \times 10^5$ için akışa dik ses dalgaları uygulandığında C_L , C_D , C_M katsayıları ile L/D oranının hücum açısı ile değişim grafikleri Şekil 4.27, Şekil 4.28, Şekil 4.29 ve Şekil 4.30’de görülmektedir. Bu Re sayısında akış kontrol edilmediği durumda tutunma kaybı açısı 13° ve C_{Lmax} ise yaklaşık 1.2 olarak elde edilmiş idi. 50 Hz akışa dik ses dalgası uygulandığında tutunma kaybı açısı 15° ’ye çıkarılmış ve C_{Lmax} ise yaklaşık 1.30’e yükseltilmiştir. 100 Hz akışa dik ses dalgası uygulandığında ise tutunma kaybı açısı 16° ’ye yükselmiştir. C_{Lmax} ise 1.32 olarak elde edilmiştir. 300 Hz ise en etkili frekans olmuştur ve tutunma kaybı açısı 13° ’den 18° ’ye yükseltilmiştir. Aynı zamanda maksimum kaldırma katsayısı C_{Lmax} da %10 artarak 1.34’e çıkmıştır. Tutunma kaybı oluşumu 0.5×10^5 Re sayısındaki gibi net olarak olmasa da yumuşak (*mild*) tutunma kaybına dönüşmüştür. Bununla birlikte, Şekil 4.28’de görüldüğü gibi tutunma kaybı açısı biraz öncesinde ve sonrasında ses dalgaları uygulandığında C_D katsayısında düşme meydana gelmiştir. Tutunma kaybı açısında sonraki açı olan



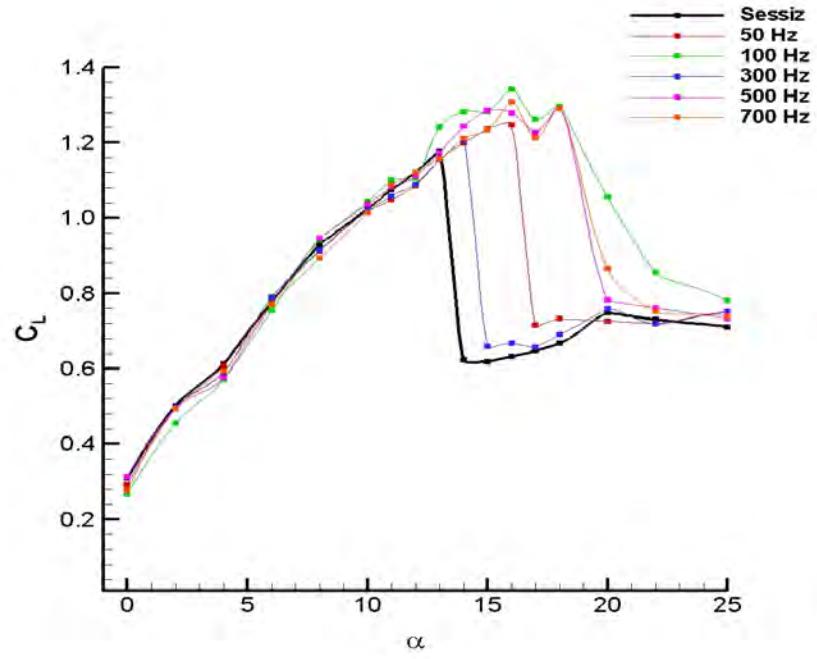
Şekil 4.24. $Re=0.5 \times 10^5$ iken sürüklenme katsayısının hücum açısı ile değişimi



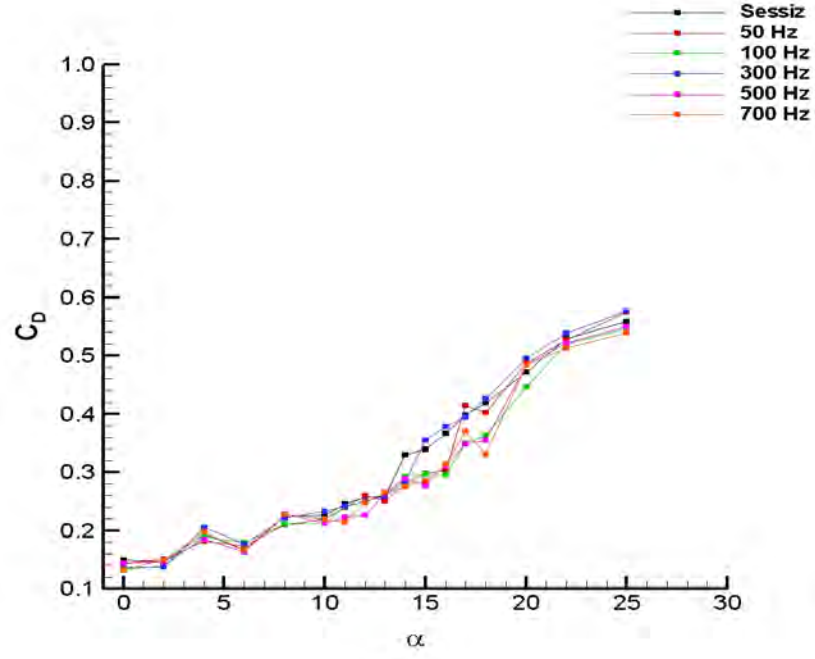
Şekil 4.25. $Re=0.5 \times 10^5$ iken moment katsayısının hücum açısı ile değişimi



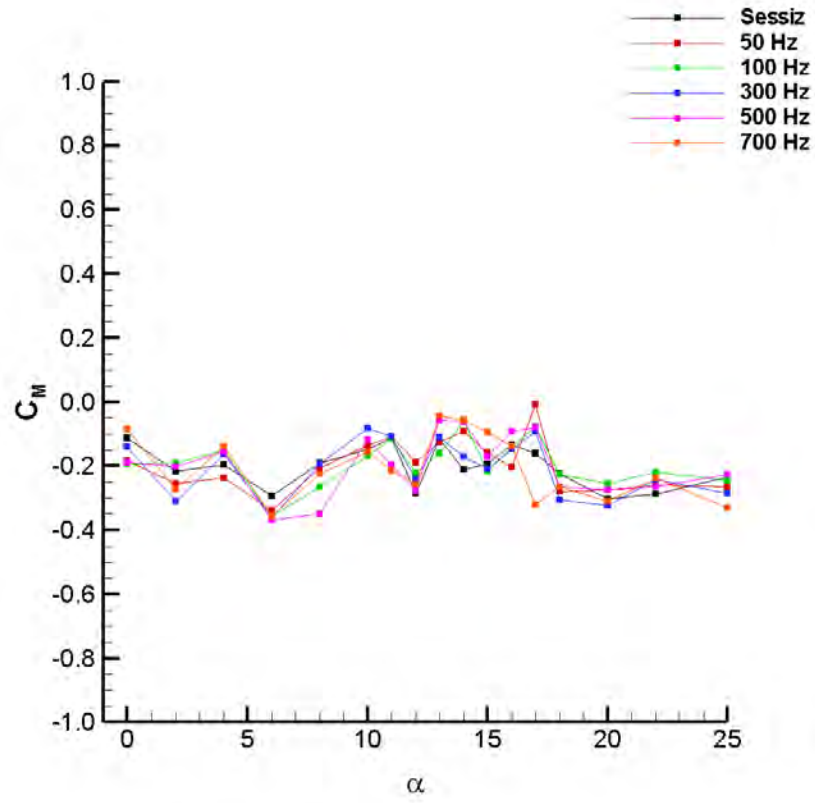
Şekil 4.26. $Re=0.5 \times 10^5$ iken L/D oranının hücum açısı ile değişimi



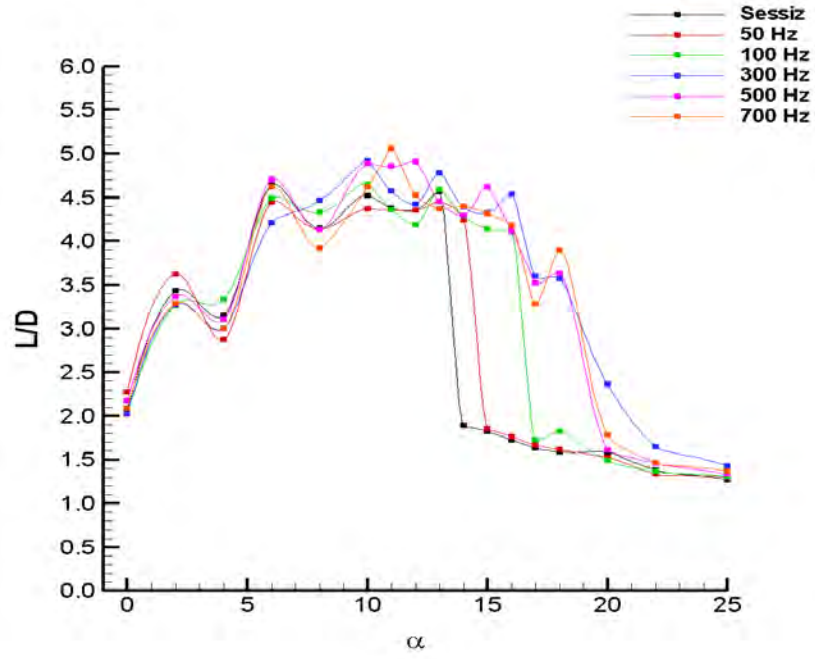
Şekil 4.27. $Re=0.75 \times 10^5$ iken kaldırma katsayısının hücum açısı ile değişimi



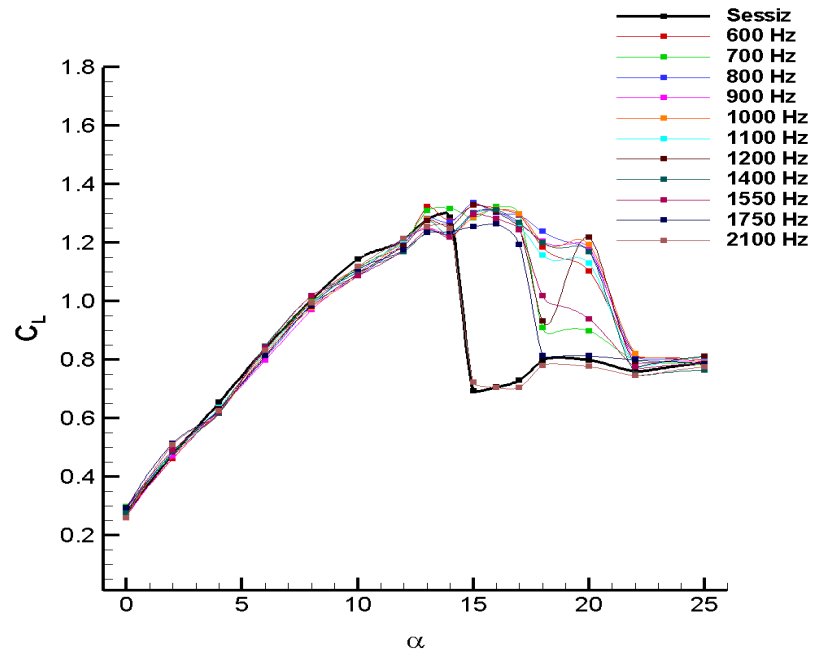
Şekil 4.28. $Re=0.75 \times 10^5$ iken sürüklenme katsayısının hücum açısı ile değişimi



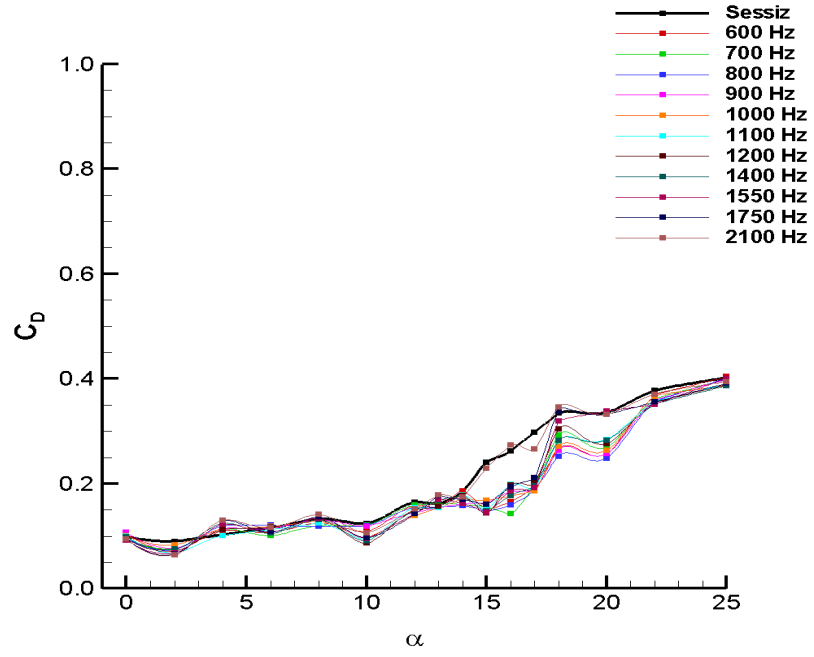
Şekil 4.29. $Re=0.75 \times 10^5$ iken moment katsayısının hücum açısı ile değişimi



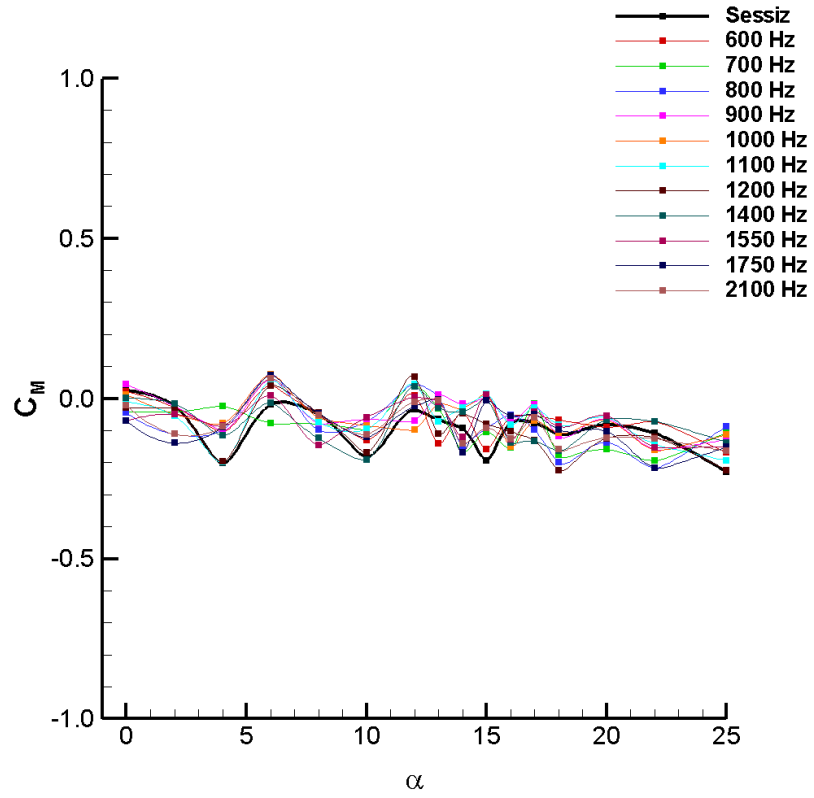
Şekil 4.30. $Re=0.75 \times 10^5$ iken L/D oranının hücum açısı ile değişimi



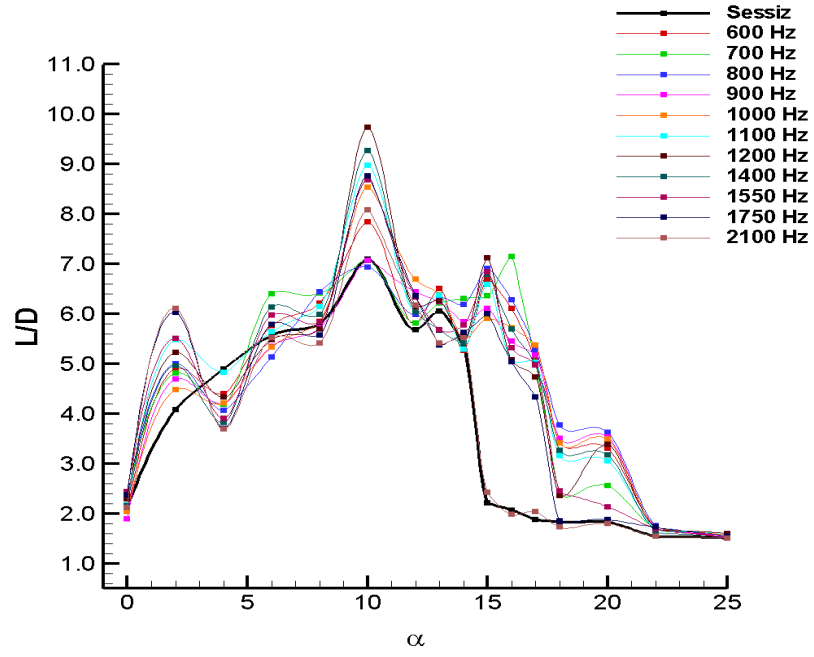
Şekil 4.31. $Re=1 \times 10^5$ iken kaldırma katsayısının hücum açısı ile değişimi



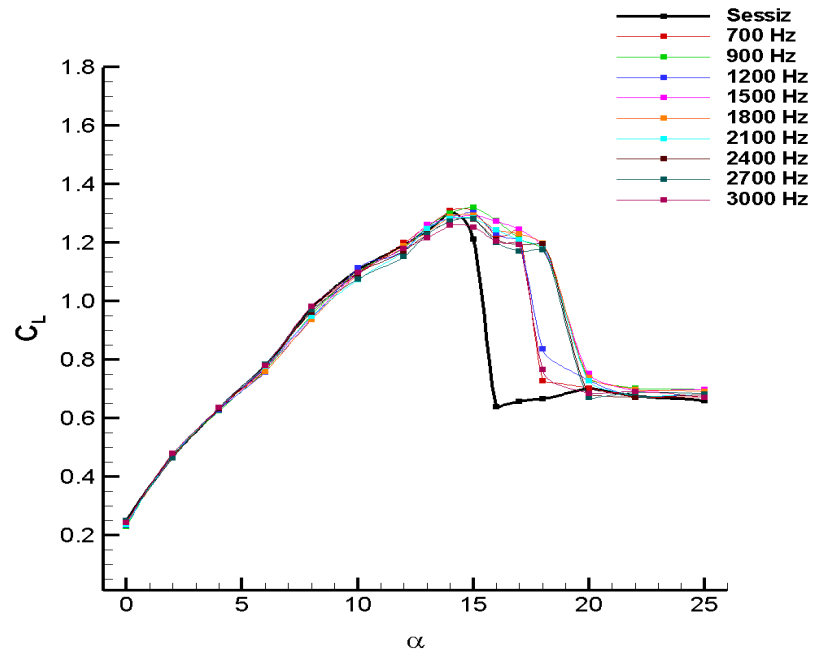
Şekil 4.32. $Re=1 \times 10^5$ iken sürükleme katsayısının hücum açısı ile değişimi



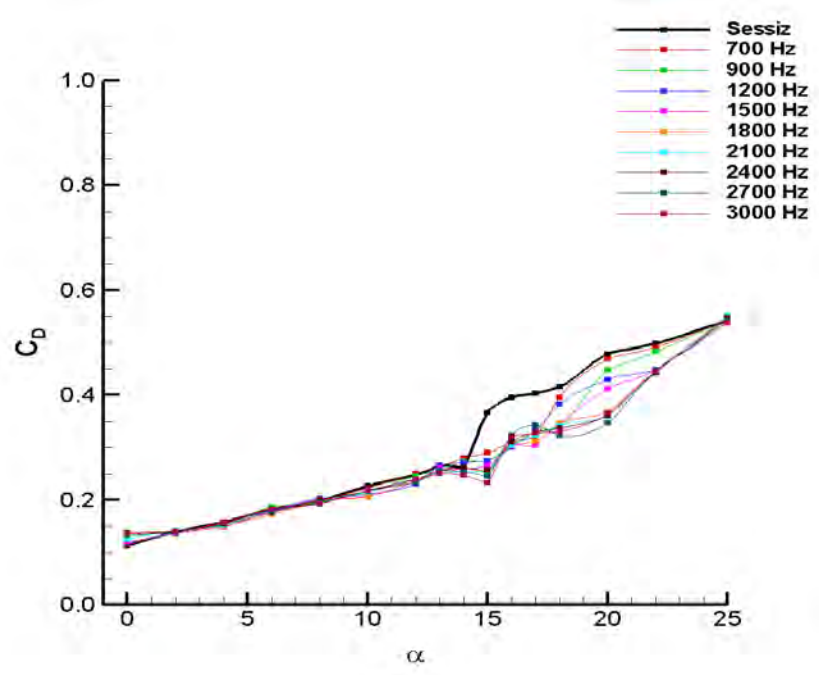
Şekil 4.33. $Re=1 \times 10^5$ iken moment katsayısının hücum açısı ile değişimi



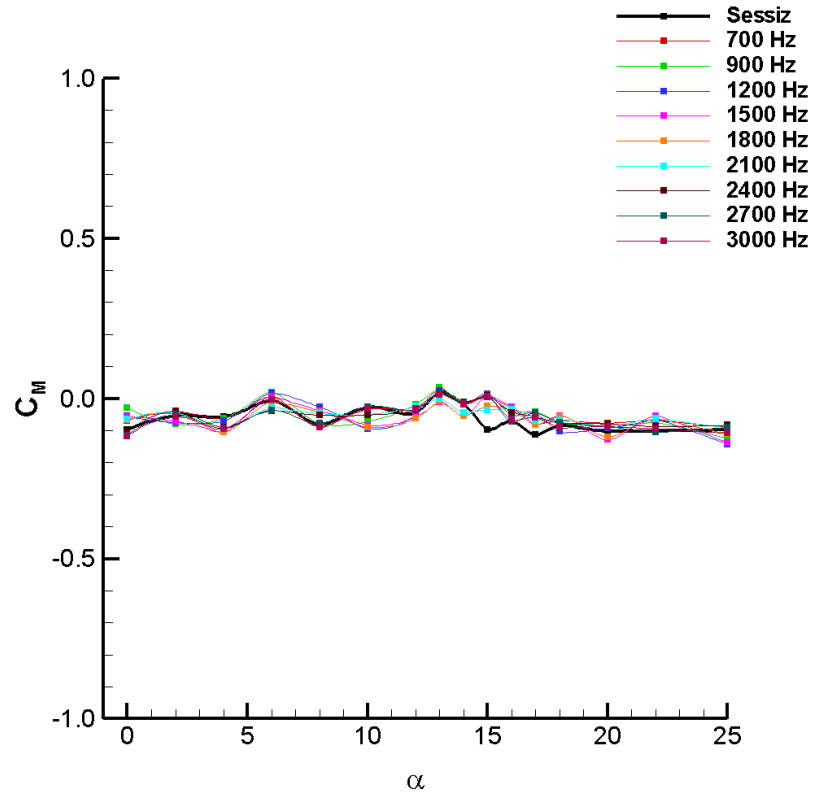
Şekil 4.34. $Re=1 \times 10^5$ iken L/D oranının hücum açısı ile değişimi



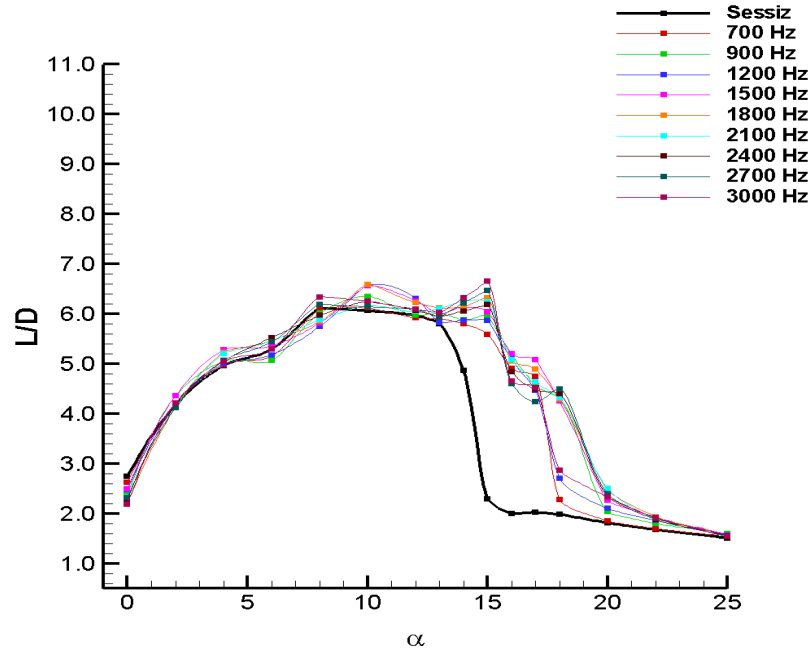
Şekil 4.35. $Re=1.5 \times 10^5$ iken kaldırma katsayısının hücum açısı ile değişimi



Şekil 4.36. $Re=1.5 \times 10^5$ iken sürüklenme katsayısının hücum açısı ile değişimi



Şekil 4.37. $Re=1.5 \times 10^5$ iken moment katsayısının hücum açısı ile değişimi



Şekil 4.38. $Re=1.5 \times 10^5$ iken L/D oranının hücum açısı ile değişimi

14° hücum açısında L/D oranı yaklaşık 1.8 civarında iken akışa dik ses dalgaları uygulandığında aynı hücum açısında bu oran 2.5 kat artarak 4.5'e kadar yükselmiştir.

$Re=1 \times 10^5$ için akışa dik ses dalgalarının aerodinamik katsayılar etkisi Şekil 4.31, Şekil 4.32 ve Şekil 4.33 ve Şekil 4.34'de grafiklerle verilmiştir. Bu Re sayısında akış kontrolü, kaldırma katsayısında etkili bir artış ile değil ama tutunma kaybı açısını geciktirerek tutunma kaybı yapısını ani (*abrupt*) tutunma kaybindan yumuşak (*mild*) tutunma kaybına dönüşme şeklinde olmuştur. Şekil 4.32'de görüldüğü gibi tutunma kaybı açısı biraz öncesinde ve sonrasında ses dalgaları uygulandığında ise C_D katsayısında düşüş meydana gelmiştir. Tutunma kaybı açısında sonraki açı olan 15° hücum açısında L/D oranı yaklaşık 2 civarında iken akışa dik ses dalgaları uygulandığında aynı hücum açısında bu oran 3.5 kat artarak 7'e kadar yükselmiştir.

$Re=1.5 \times 10^5$ için akışa dik ses dalgalarının aerodinamik katsayılar etkisi Şekil 4.35, Şekil 4.36 ve Şekil 4.37 ve Şekil 4.38'de verilen grafiklerden görüldüğü gibi Re sayısının artışı ile ses dalgası etkisi azamakta ve kaldırma katsayısında etkili bir artış görülmemektedir. C_D katsayısında düşüş meydana gelmiştir ve bu Re sayısında da 15° hücum açısında L/D oranı yaklaşık 2 civarında iken akışa dik ses dalgaları

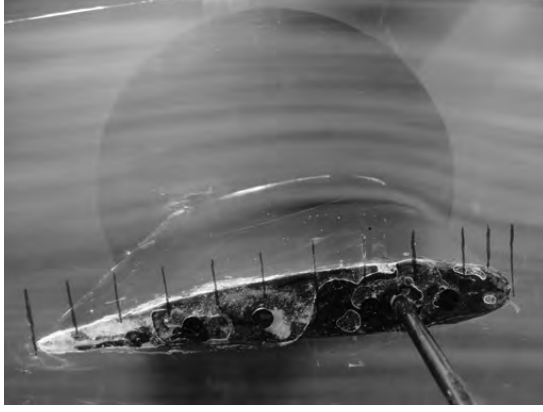
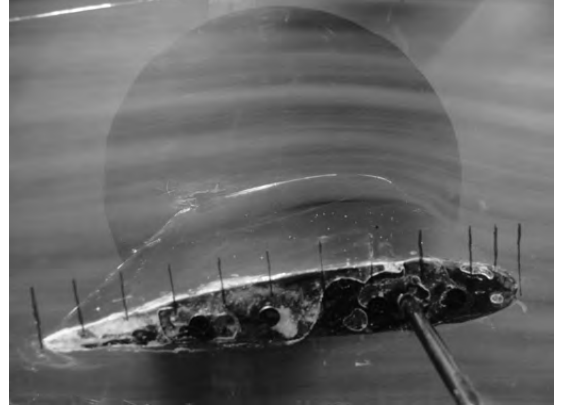
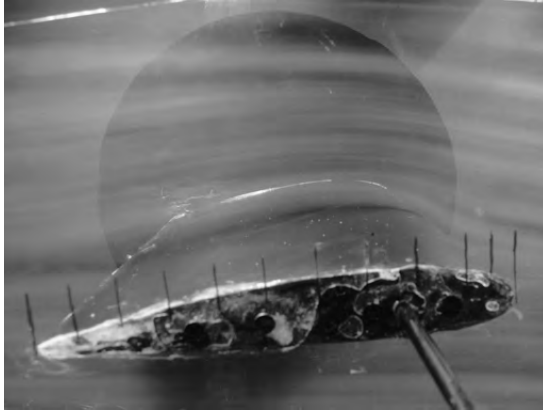
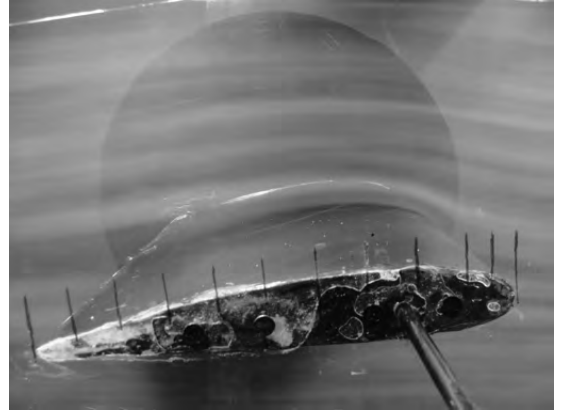
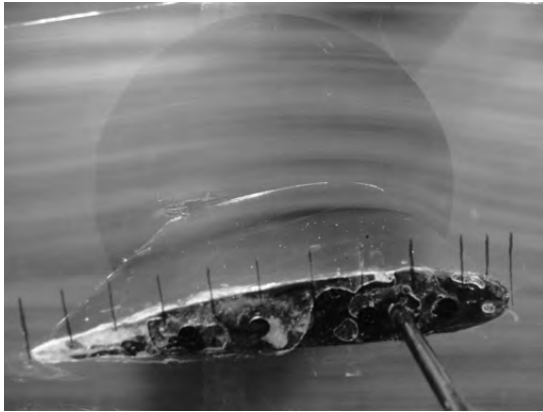
uygundığında aynı hücum açısında bu oran 3.5 kat artarak 7'e kadar yükselmiştir.

4.3. Akışa Dik Ses Dalgalarının Kanat Üzerindeki Akışa Etkisinin Duman Teli Deneyi ile İncelenmesi

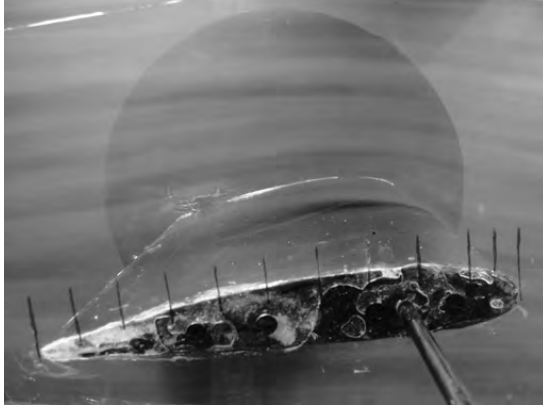
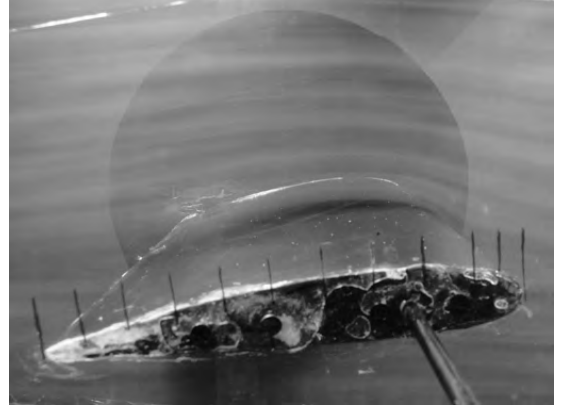
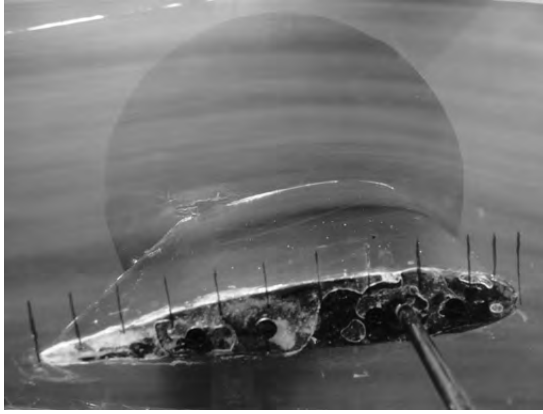
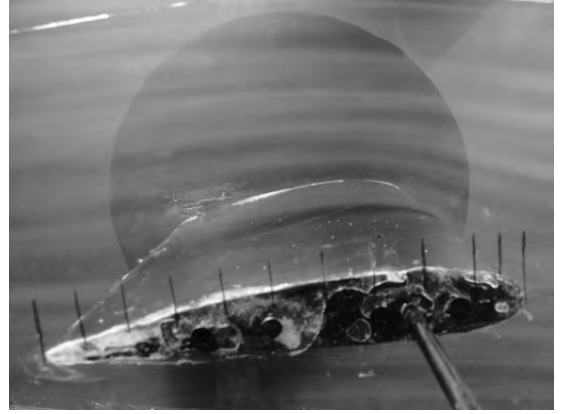
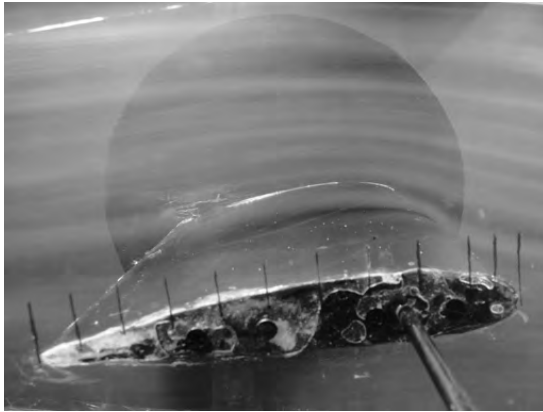
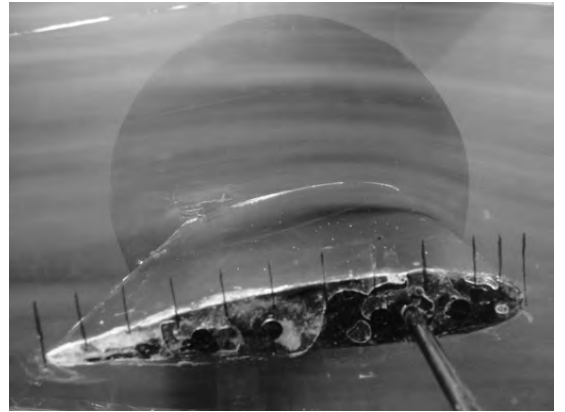
Duman teli ile akış görüntüleme deneyleri $Re=0.5 \times 10^5$ ve $Re=0.75 \times 10^5$ için ses dalgası uygulanmadan ve akışa dik ses dalgaları uygulanarak çeşitli hücum açılarında yapılmıştır. Bu deneylerde elde edilen sonuçlar basınç dağılımı ve aerodinamik kuvvet katsayıları deneylerinde elde edilen sonuçlar ile uyushmaktadır. $Re=0.5 \times 10^5$ için 8° , 10° , 12° , 13° , 14° , 15° , 16° , 17° , 18° , 19° , 20° , 22° ve 25° hücum açılarında sessiz ve akışa dik 50 Hz, 100 Hz, 300 Hz, 500 Hz ve 700 Hz ses dalgaları uygulanarak akış kontrolü yapılmaya çalışılmıştır. $Re=0.5 \times 10^5$ için elde edilen deney sonuçları Şekil 4.39, Şekil 4.40, Şekil 4.41, Şekil 4.42, Şekil 4.43, Şekil 4.44, Şekil 4.45, Şekil 4.46, Şekil 4.47, Şekil 4.48, Şekil 4.49, Şekil 4.50 ve Şekil 4.51'de verilmiştir.

$Re=0.5 \times 10^5$ ve 8° hücum açısında (Şekil 4.39) duman deneyi sonuçlarına göre ses dalgalarının özellikle 100 Hz (Şekil 4.39c) ve 300 Hz (Şekil 4.39d) akışa dik ses dalgalarının laminar ayrılma kabarcığının boyunu kısalttığı yüksekliğini düşürdüğü basınç deneylerinde görüldüğü gibi gözlemlenmiştir. Şekil 4.40'de ve Şekil 4.41'de $Re=0.5 \times 10^5$ ve 10° ve 12° hücum açıları için duman deneyleri fotoğrafları görülmekte ve bu fotoğraflardan 100 Hz, 300 Hz ve 500 Hz (12° hücum açısında kısmen 700 Hz'de etkilemiştir) akışa dik ses dalgalarının laminar ayrılma kabarcığına etki ettiği boyunu ve yüksekliğini düşürdüğü görülmüştür. Hücum açısı 13° 'de (Şekil 4.42) ses dalgaları uygulanmadığında uzun ayrılma kabarcığı (*long bubble*) olduğu ancak 100 Hz, 300 Hz ve 500 Hz akışa dik ses dalgaları uygulandığında kısa ayrılma kabarcığına döndüğü ve akışın kontrol edildiği görülmektedir. Şekil 4.43a'da görüldüğü gibi hücum açısı 14° olduğunda ise akış hücum kenarından ayrılmış ve bütün frekanslarda (Şekil 4.43b-f) akışa dik ses dalgaları ile akış kontrolü yapılarak ayrılan akış kanat üzerine tutunmuştur. Hücum açısı 15° için elde edilen deney resimlerine göre 50 Hz'lik ses dalgası ile (Şekil 4.44b) akış kontrol edilememiştir ve uygulanan diğer frekanslar (100 Hz, 300 Hz, 500 Hz, 700 Hz) akışa etki etmiştir. Şekil 4.45'de 16° hücum açısında duman teli deney sonuçları verilmiştir ve 50 Hz'lik akışa dik ses dalgası akışa etki etmez iken 100 Hz, 300 Hz, 500 Hz ve 700 Hz ses dalgaları

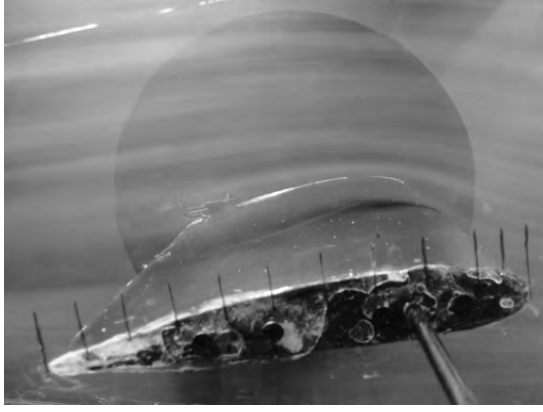
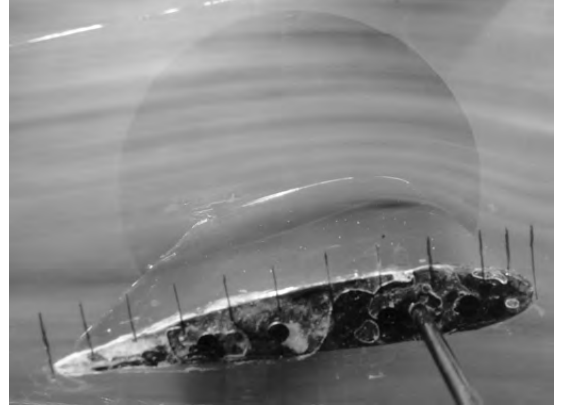
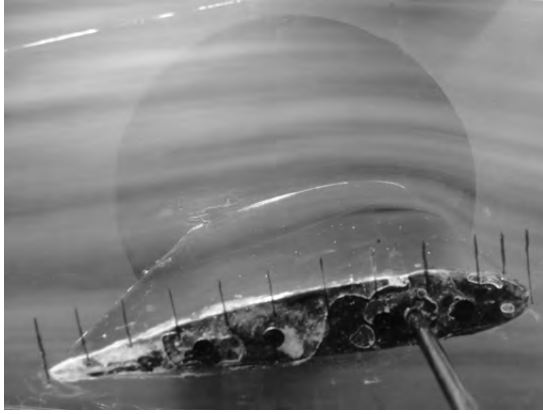
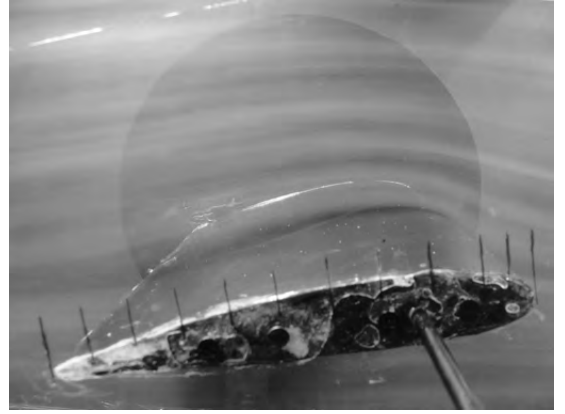
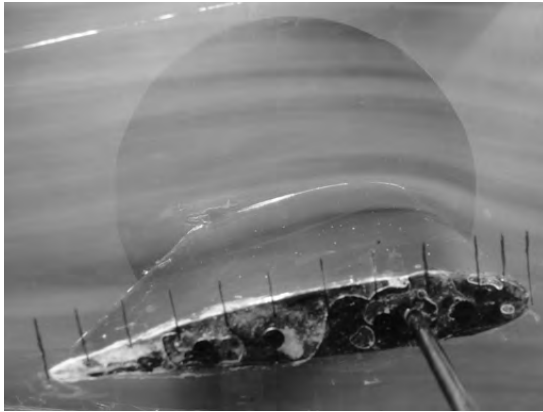
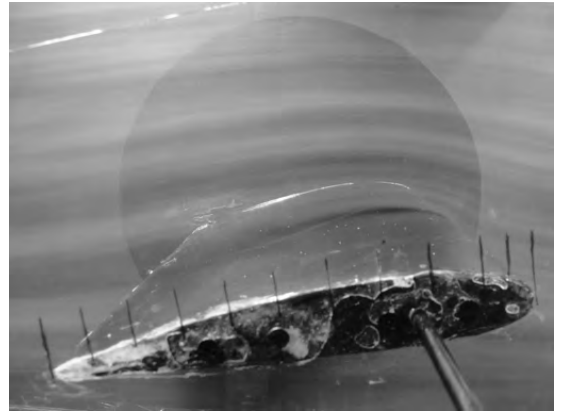
ile akış kontrolü yapılmış ve akış kanat üzerine tutundurulmuştur. Şekil 4.46 ve Şekil 4.47 17° ve 18° hücum açılarında 50 Hz (Şekil 4.46b ve Şekil 4.47b), 100 Hz (Şekil 4.46c ve Şekil 4.47c) ve 700 Hz'lik (Şekil 4.46f ve Şekil 4.47f) akışa dik ses dalgası akışa etki etmediği görülmekte ve 300 Hz (Şekil 4.46d ve Şekil 4.47d) ve 500 Hz (Şekil 4.46e ve Şekil 4.47e) akışa dik ses dalgaları ile akış kontrolünün başarılı olduğu gözlemlenmiştir. Hücum açısı 19° durumunda elde edilen deney fotoğrafları Şekil 4.48'de verilmiştir ve Şekil 4.48d'de görüldüğü gibi sadece 300 Hz akışa dik ses dalgası ile akış kontrolü yapılabilmektedir. 20° (Şekil 4.49), 22° (Şekil 4.50) ve 25° hücum açılarında (Şekil 4.51) akışa dik ses dalgaları uygulandığında kısmen 300 Hz'de etki olsa da uygulanan ses dalgaları ile akış kontrol edilemediği görülmektedir. Bu hücum açılarındaki 300 Hz'deki kısmi etki aerodinamik katsayılar a ait grafiklerde özellikle kaldırma katsayısı grafiğinde (Şekil) kaldırma artışı şeklinde görülmüştü.

a) $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=8^\circ$ Sessizb) $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=8^\circ$ 50 Hzc) $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=8^\circ$ 100 Hzd) $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=8^\circ$ 300 Hze) $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=8^\circ$ 500 Hzf) $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=8^\circ$ 700 Hz

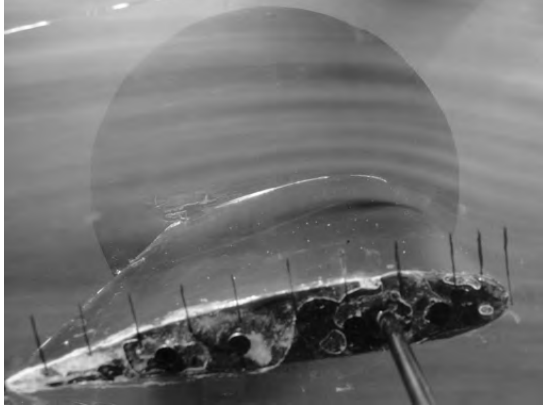
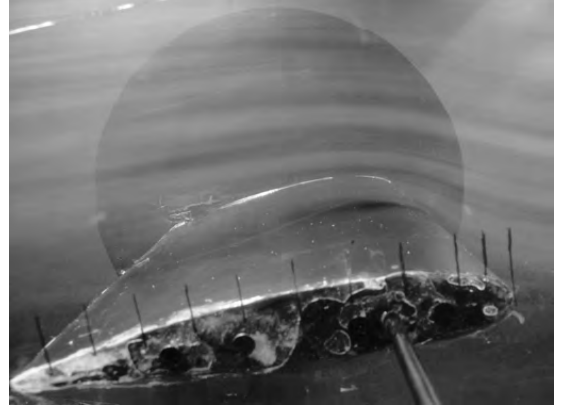
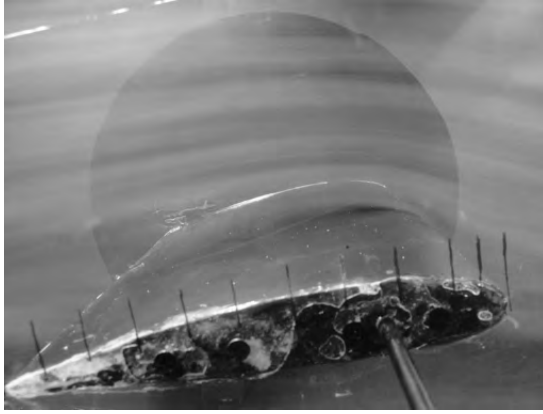
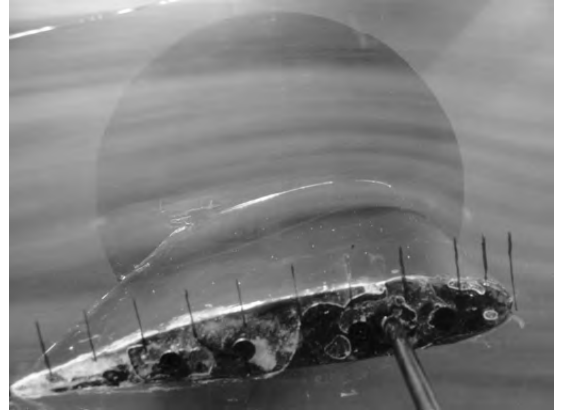
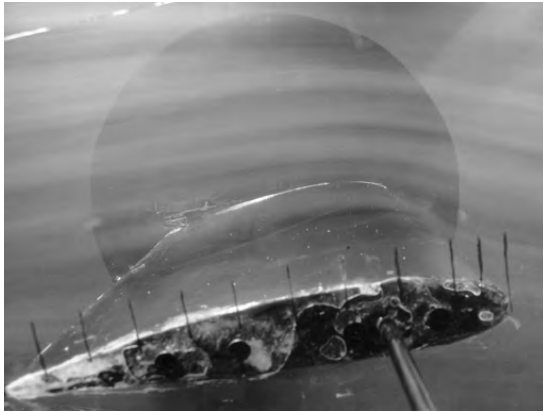
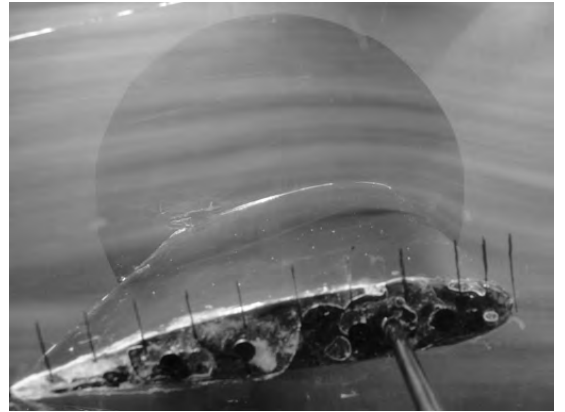
Şekil 4.39. $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=8^\circ$ için akışa dik ses dalgalarının akışa etkisinin duman teli deneyi ile incelenmesi

a) $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=10^\circ$ Sessizb) $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=10^\circ$ 50 Hzc) $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=10^\circ$ 100 Hzd) $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=10^\circ$ 300 Hze) $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=10^\circ$ 500 Hzf) $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=10^\circ$ 700 Hz

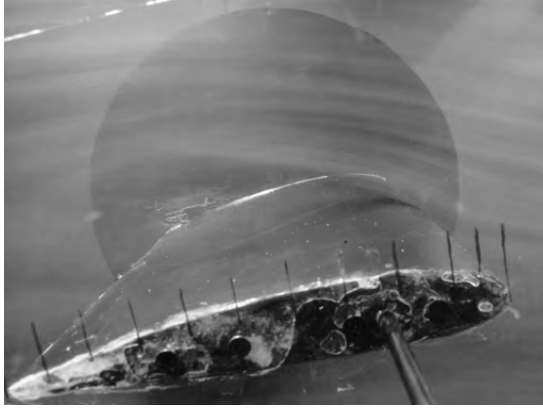
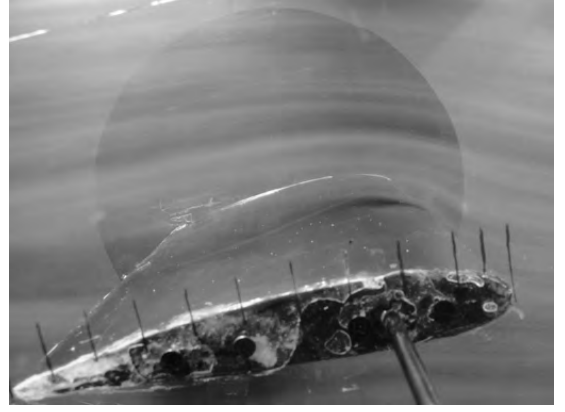
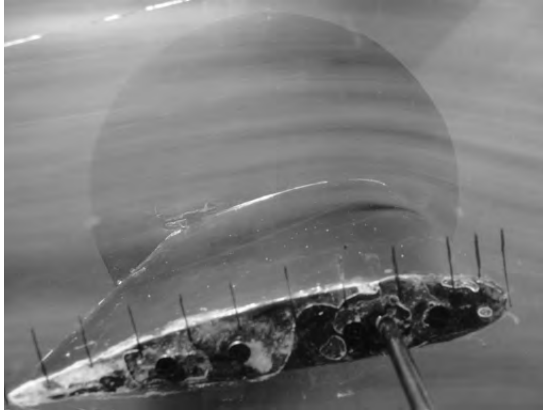
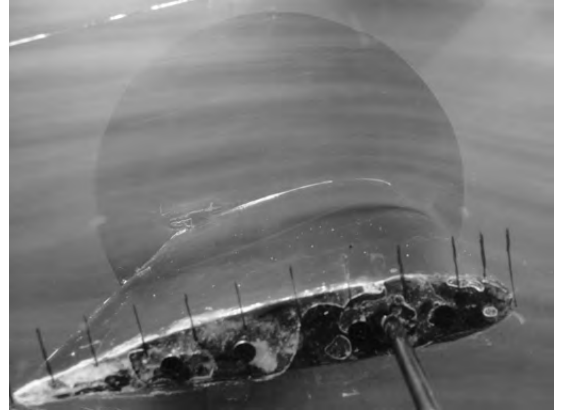
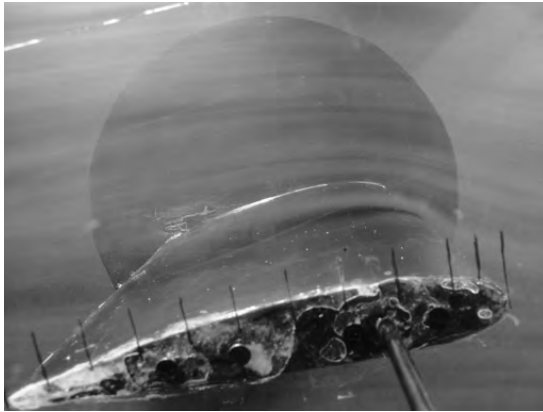
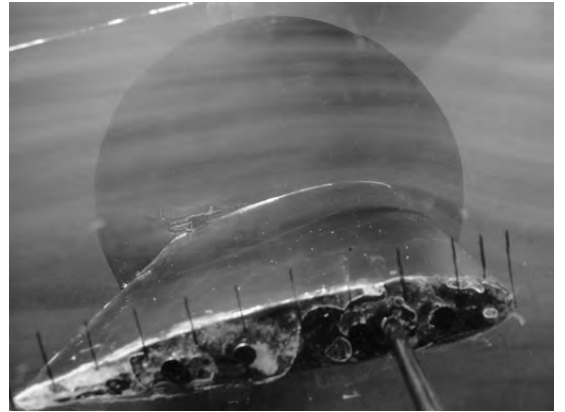
Şekil 4.40. $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=10^\circ$ için akışa dik ses dalgalarının akışa etkisinin duman teli deneyi ile incelenmesi

a) $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=12^\circ$ Sessizb) $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=12^\circ$ 50 Hzc) $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=12^\circ$ 100 Hzd) $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=12^\circ$ 300 Hze) $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=12^\circ$ 500 Hzf) $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=12^\circ$ 700 Hz

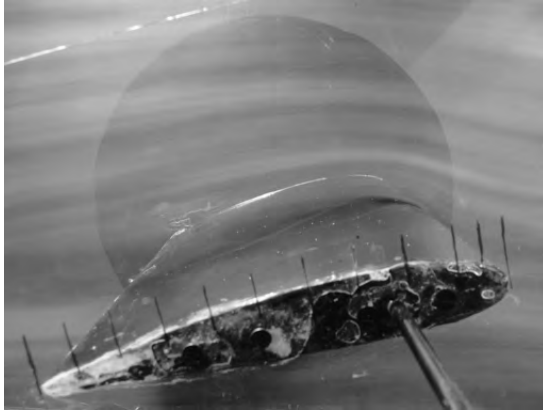
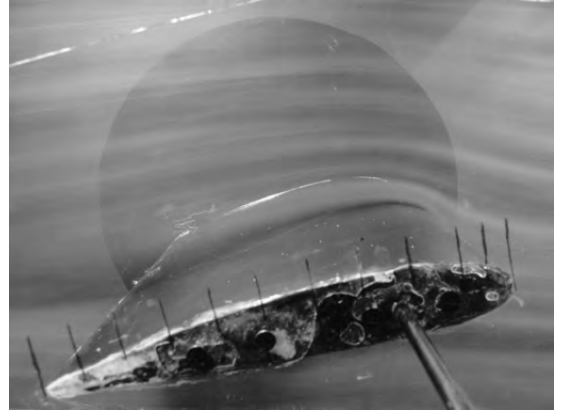
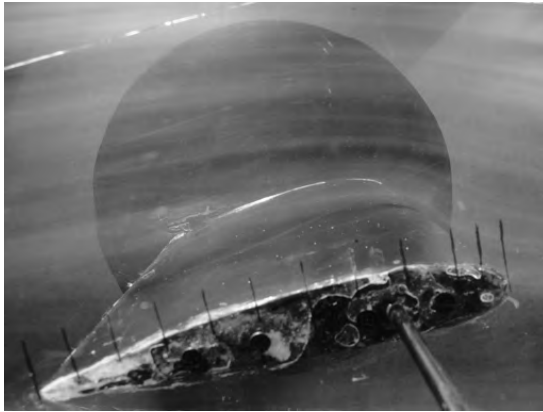
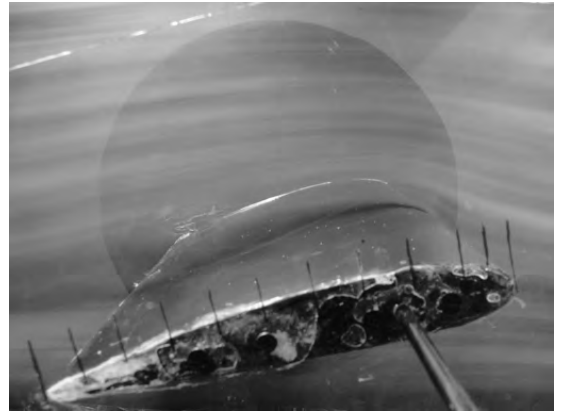
Şekil 4.41. $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=12^\circ$ için akışa dik ses dalgalarının akışa etkisinin duman teli deneyi ile incelenmesi

a) $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=13^\circ$ Sessizb) $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=13^\circ$ 50 Hzc) $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=13^\circ$ 100 Hzd) $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=13^\circ$ 300 Hze) $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=13^\circ$ 500 Hzf) $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=13^\circ$ 700 Hz

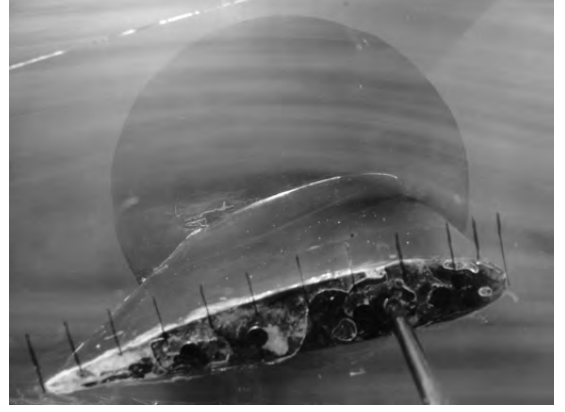
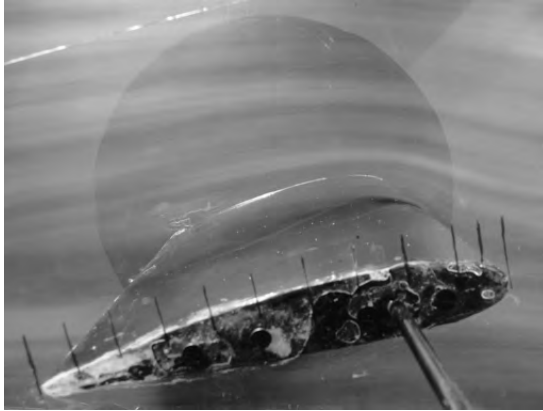
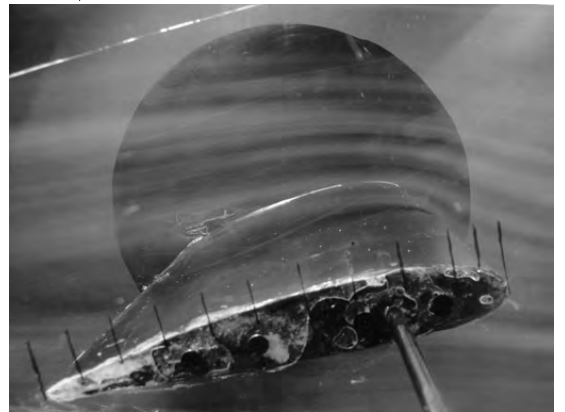
Şekil 4.42. $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=13^\circ$ için akışa dik ses dalgalarının akışa etkisinin duman teli deneyi ile incelenmesi

a) $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=14^\circ$ Sessizb) $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=14^\circ$ 50 Hzc) $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=14^\circ$ 100 Hzd) $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=14^\circ$ 300 Hze) $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=14^\circ$ 500 Hzf) $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=14^\circ$ 700 Hz

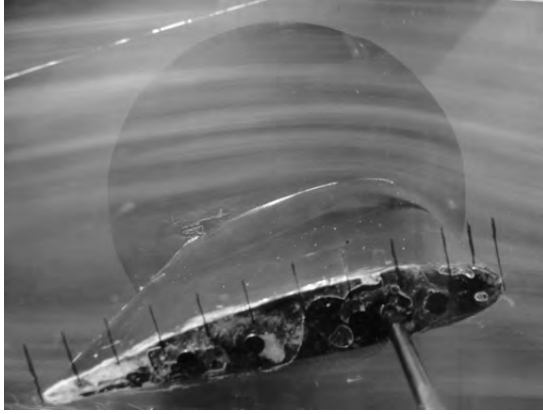
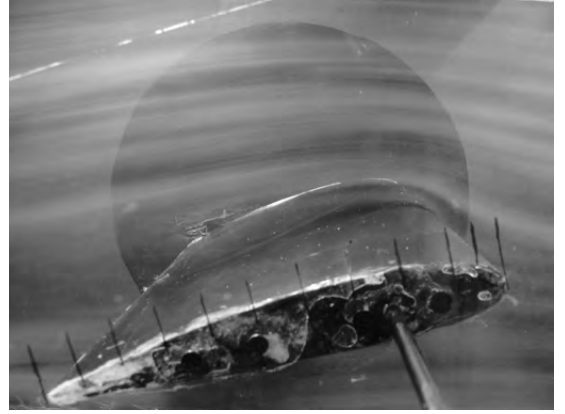
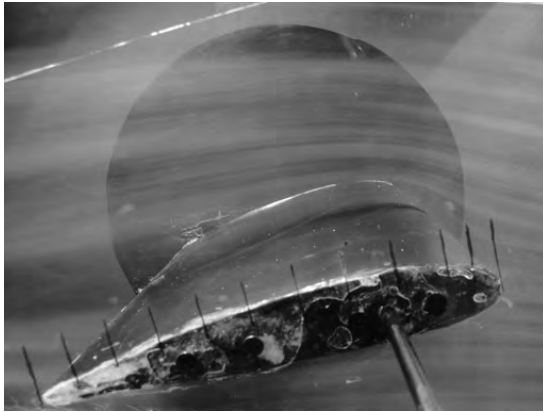
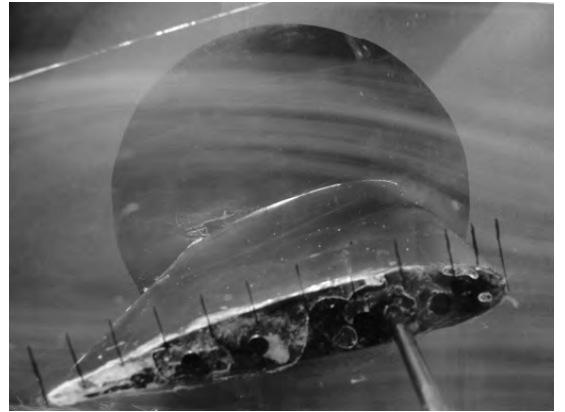
Şekil 4.43. $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=14^\circ$ için akışa dik ses dalgalarının akışa etkisinin duman teli deneyi ile incelenmesi

a) $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=15^\circ$ Sessizb) $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=15^\circ$ 50 Hzc) $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=15^\circ$ 100 Hzd) $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=15^\circ$ 300 Hze) $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=15^\circ$ 500 Hzf) $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=15^\circ$ 700 Hz

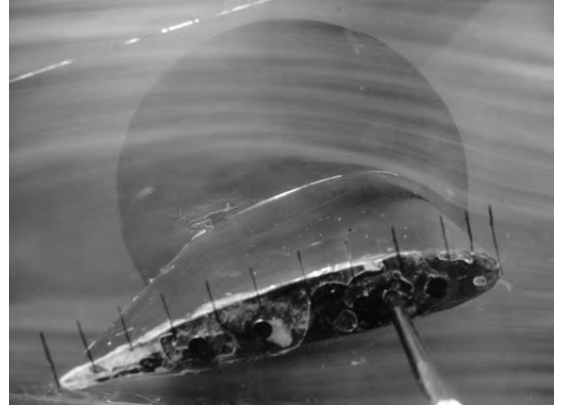
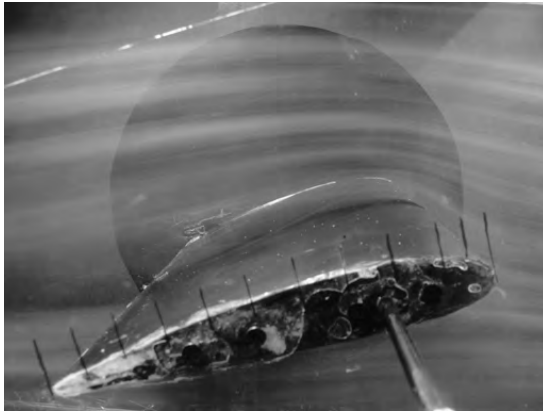
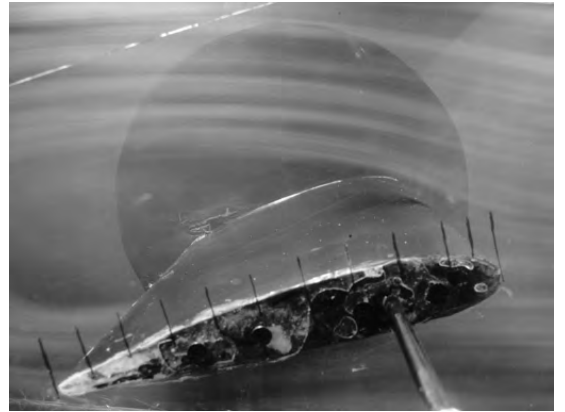
Şekil 4.44. $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=15^\circ$ için akışa dik ses dalgalarının akışa etkisinin duman teli deneyi ile incelenmesi

a) $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=16^\circ$ Sessizb) $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=16^\circ$ 50 Hzc) $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=16^\circ$ 100 Hzd) $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=16^\circ$ 300 Hze) $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=16^\circ$ 500 Hzf) $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=16^\circ$ 700 Hz

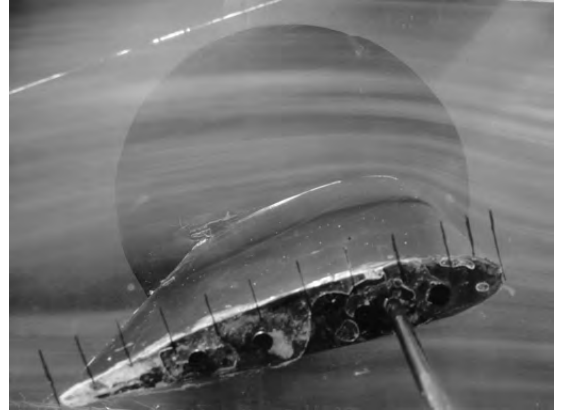
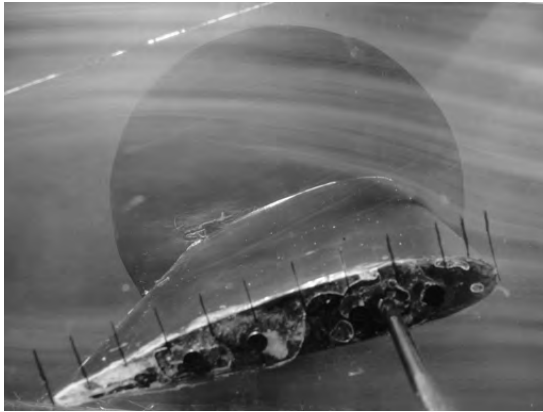
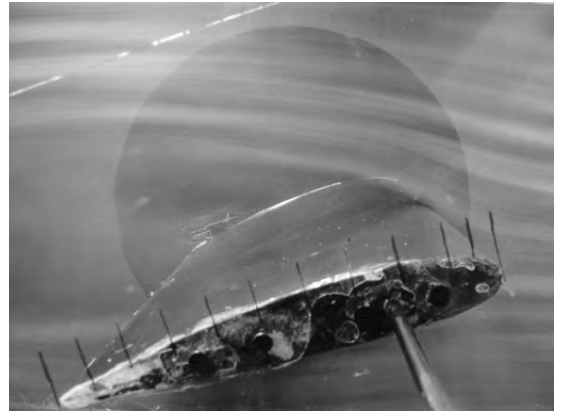
Şekil 4.45. $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=16^\circ$ için akışa dik ses dalgalarının akışa etkisinin duman teli deneyi ile incelenmesi

a) $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=17^\circ$ Sessizb) $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=17^\circ$ 50 Hzc) $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=17^\circ$ 100 Hzd) $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=17^\circ$ 300 Hze) $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=17^\circ$ 500 Hzf) $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=17^\circ$ 700 Hz

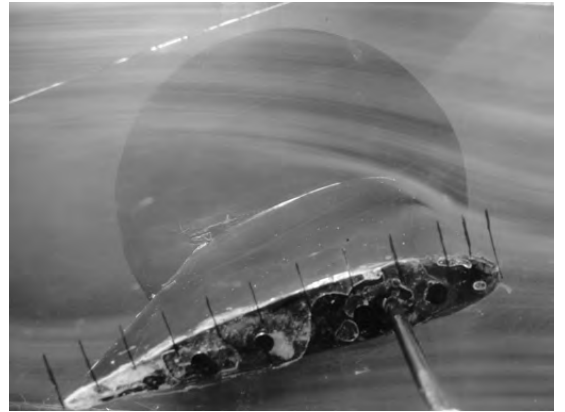
Şekil 4.46. $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=17^\circ$ için akışa dik ses dalgalarının akışa etkisinin duman teli deneyi ile incelenmesi

a) $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=18^\circ$ Sessizb) $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=18^\circ$ 50 Hzc) $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=18^\circ$ 100 Hzd) $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=18^\circ$ 300 Hze) $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=18^\circ$ 500 Hzf) $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=18^\circ$ 700 Hz

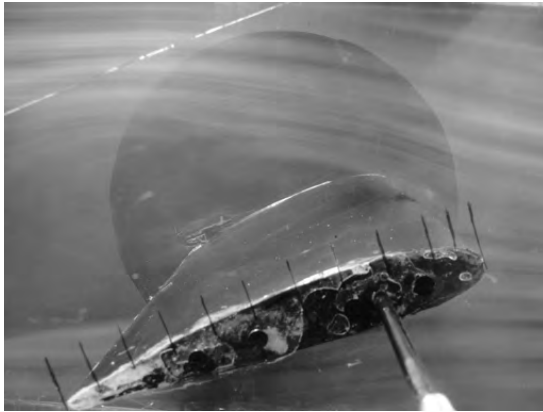
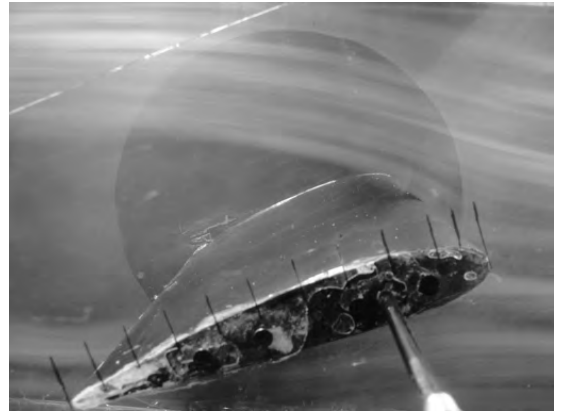
Şekil 4.47. $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=18^\circ$ için akışa dik ses dalgalarının akışa etkisinin duman teli deneyi ile incelenmesi

a) $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=19^\circ$ Sessizb) $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=19^\circ$ 50 Hzc) $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=19^\circ$ 100 Hzd) $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=19^\circ$ 300 Hze) $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=19^\circ$ 500 Hzf) $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=19^\circ$ 700 Hz

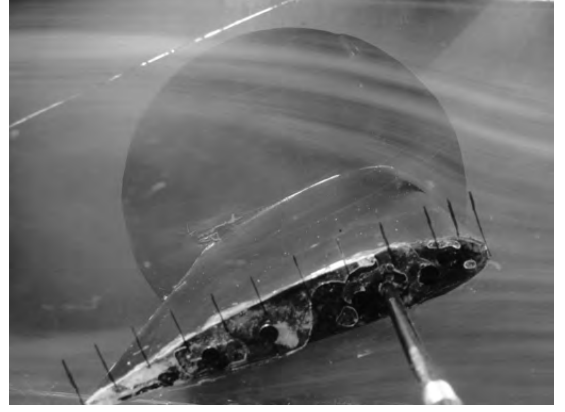
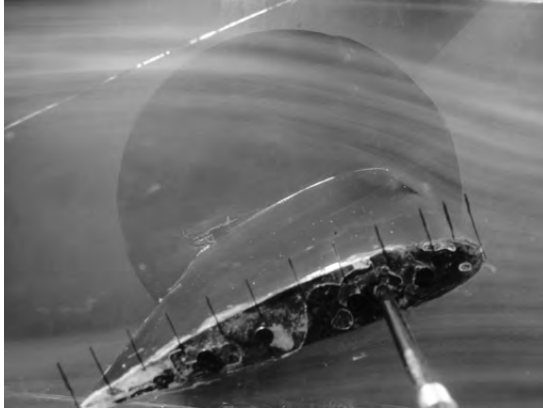
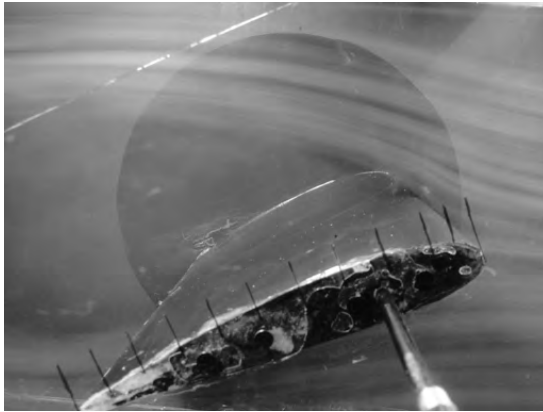
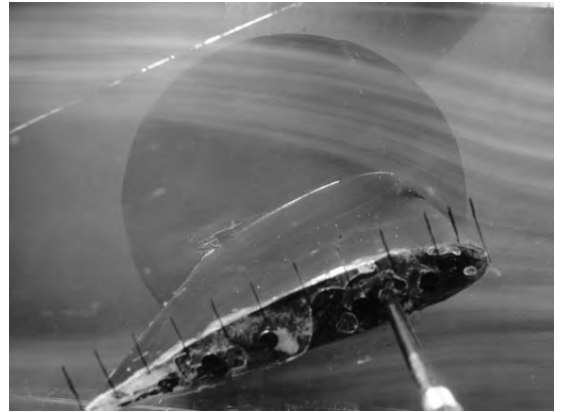
Şekil 4.48. $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=19^\circ$ için akışa dik ses dalgalarının akışa etkisinin duman teli deneyi ile incelenmesi

a) $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=20^\circ$ Sessizb) $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=20^\circ$ 50 Hzc) $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=20^\circ$ 100 Hzd) $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=20^\circ$ 300 Hze) $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=20^\circ$ 500 Hzf) $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=20^\circ$ 700 Hz

Şekil 4.49. $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=20^\circ$ için akışa dik ses dalgalarının akışa etkisinin duman teli deneyi ile incelenmesi

a) $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=22^\circ$ Sessizb) $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=22^\circ$ 50 Hzc) $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=22^\circ$ 100 Hzd) $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=22^\circ$ 300 Hze) $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=22^\circ$ 500 Hzf) $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=22^\circ$ 700 Hz

Şekil 4.50. $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=22^\circ$ için akışa dik ses dalgalarının akışa etkisinin duman teli deneyi ile incelenmesi

a) $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=25^\circ$ Sessizb) $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=25^\circ$ 50 Hzc) $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=25^\circ$ 100 Hzd) $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=25^\circ$ 300 Hze) $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=25^\circ$ 500 Hzf) $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=25^\circ$ 700 Hz

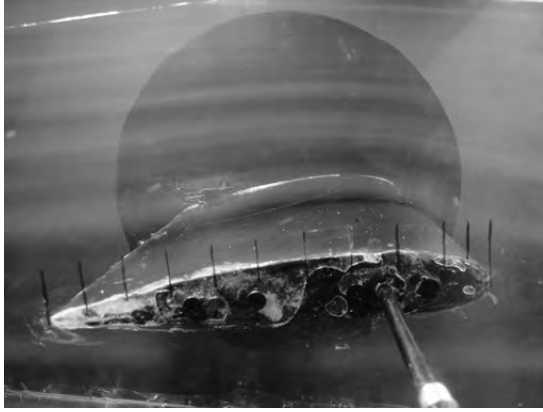
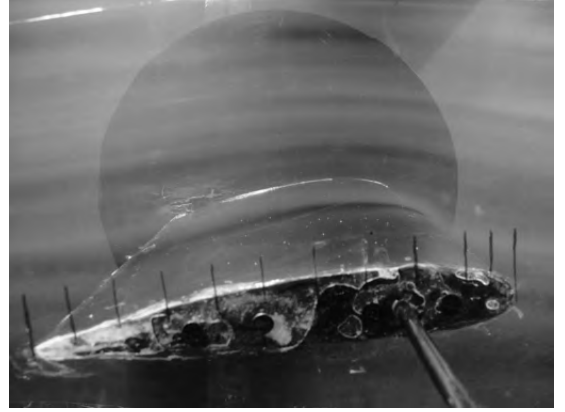
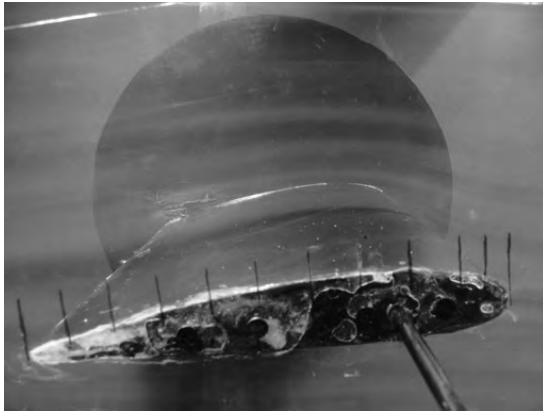
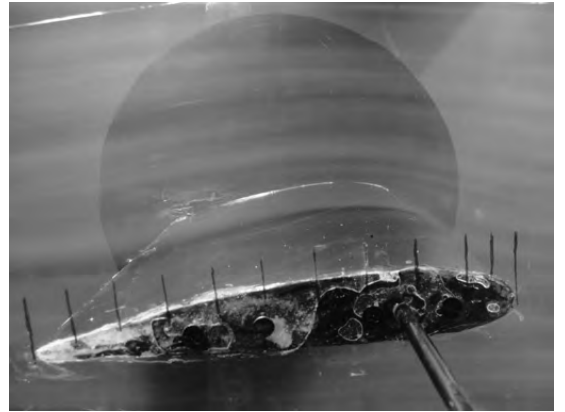
Şekil 4.51. $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=25^\circ$ için akışa dik ses dalgalarının akışa etkisinin duman teli deneyi ile incelenmesi

$Re=0.75 \times 10^5$ ve 8° hücum açısında duman deneyinde elde edilen fotoğraflar Şekil 4.52'da verilmiştir. Bu fotoğraflara göre ses dalgalarının özellikle 300 Hz (Şekil 4.52d), 500 Hz (Şekil 4.52e) ve 700 Hz (Şekil 4.52f) akışa dik ses dalgalarının laminar ayrılma kabarcığına etki ettiği ve kabarcığın boyunu kısalttığı, yüksekliğini düşürdüğü gözlemlenmiştir. Şekil 4.53'de ve Şekil 4.54'de $Re=0.75 \times 10^5$ ve 10° ve 12° hücum açıları için duman deneyleri fotoğrafları görülmekte ve bu fotoğraflardan 300 Hz, 500 Hz ve 700 Hz akışa dik ses dalgalarının laminar ayrılma kabarcığına etki ettiği görülmüştür.

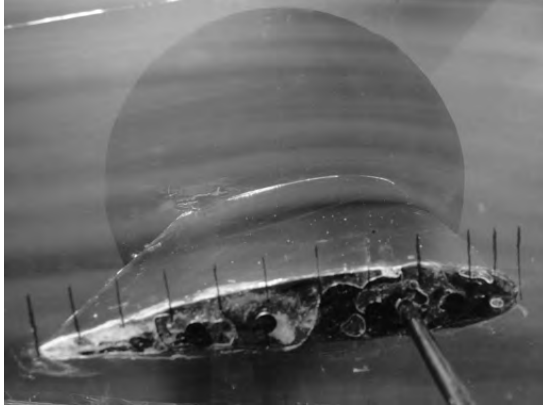
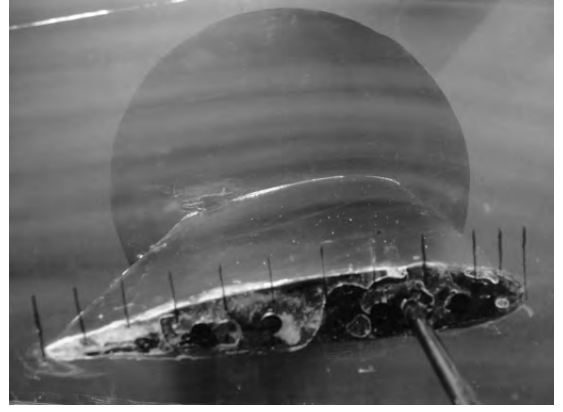
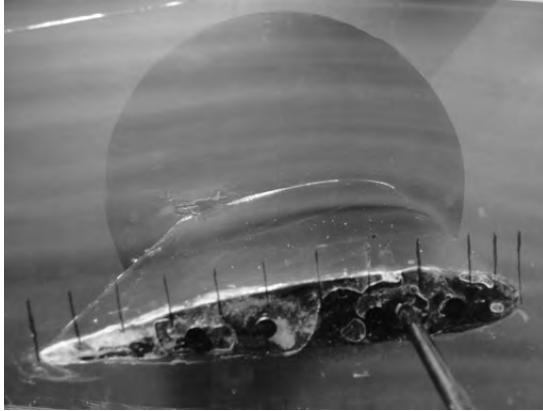
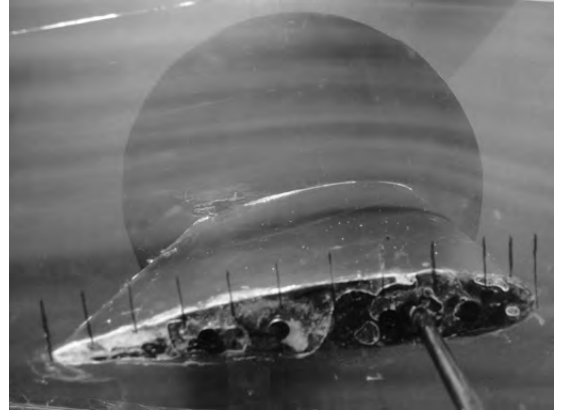
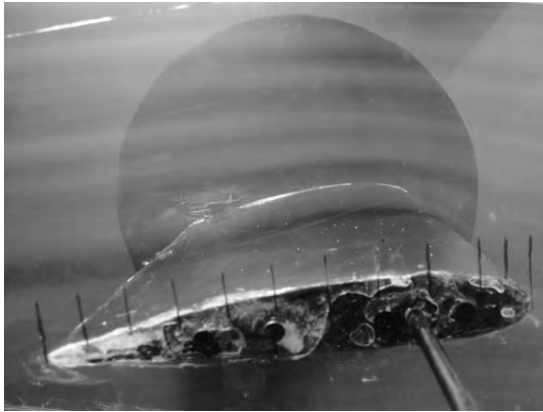
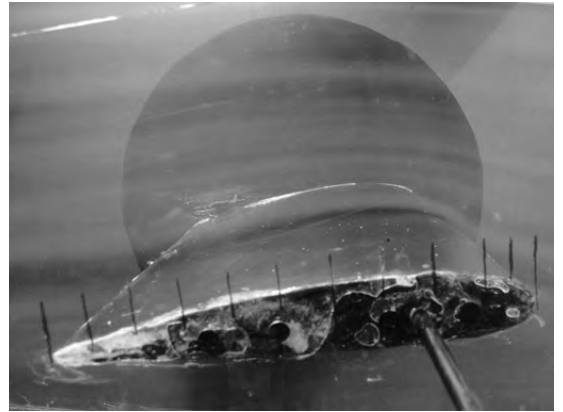
Şekil 4.55 ve Şekil 4.56'de verilen fotoğraflarda görüldüğü gibi hücum açısı 13° ve 14° olduğunda ise ses dalgaları uygulanmadığında oluşan uzun ayrılma kabarcığının uygulanan bütün frekanslarda akışa dik ses dalgaları uygulandığında akışın kontrol edilerek kısa ayrılma kabarcığına döndüğü görülmektedir. Hücum açısı 15° için elde edilen deney resimlerine göre hücum kenarından ayrılmış akışa uygulanan bütün frekanslar etki etmiştir. Şekil 4.58'de ise 16° hücum açısında duman teli deney sonuçları verilmiştir ve 50 Hz'lik akışa dik ses dalgası akışa etki etmez iken 100 Hz, 300 Hz, 500 Hz ve 700 Hz ses dalgaları ile akış kontrolü yapılmış ve akış kanat üzerine tutundurulmuştur.

Şekil 4.59 ve Şekil 4.60 17° ve 18° hücum açılarında 50 Hz (Şekil 4.59b ve Şekil 4.60b) ve 100 Hz (Şekil 4.59c ve Şekil 4.60c) akışa dik ses dalgası akışa etki etmediği görülmekte ve 300 Hz (Şekil 4.59d ve Şekil 4.60d), 500 Hz (Şekil 4.59e ve Şekil 4.60e) ve 700 Hz'lik (Şekil 4.59f ve Şekil 4.60f) akışa dik ses dalgaları ile akış kontrolünün başarılı olduğu gözlemlenmiştir.

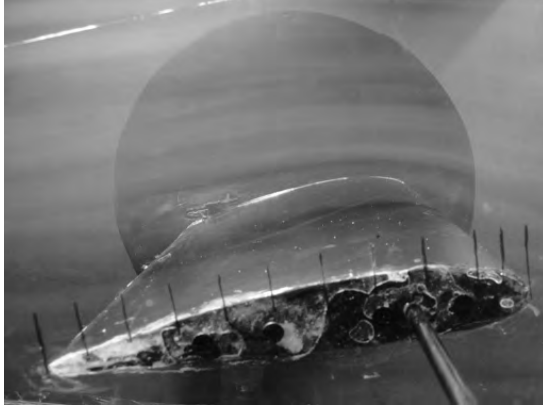
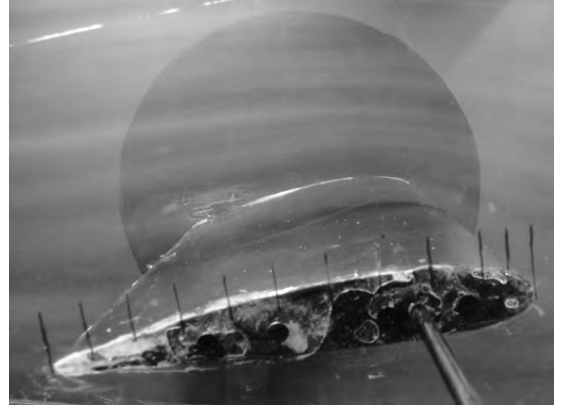
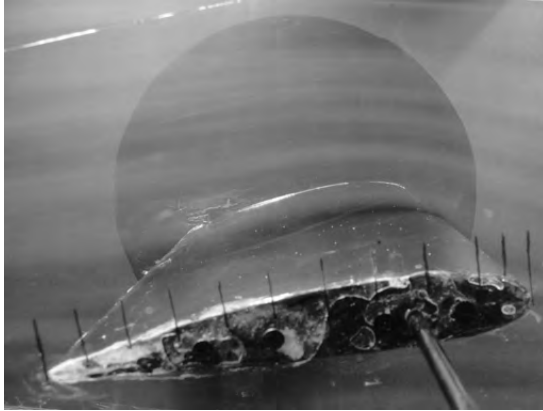
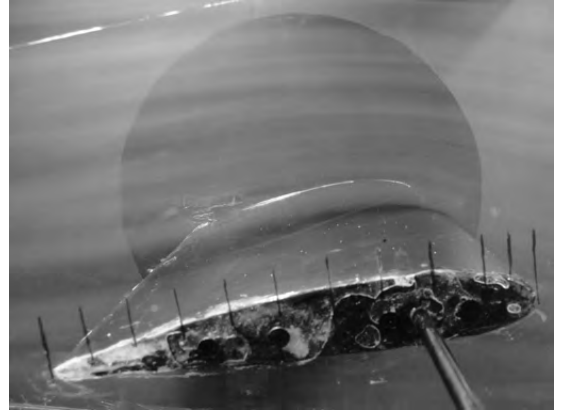
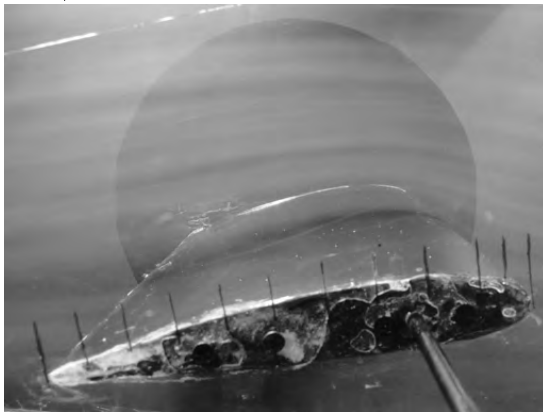
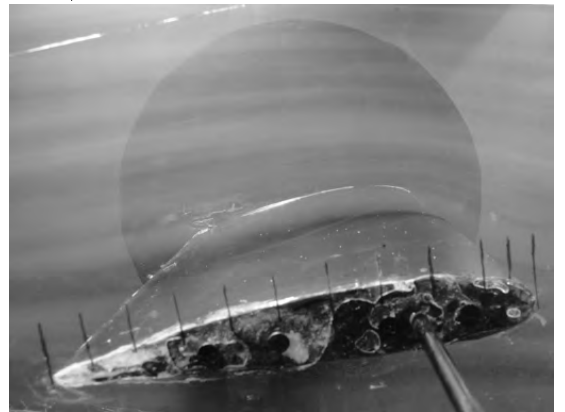
Hücum açısı 19° durumunda elde edilen deney fotoğrafları Şekil 4.61'de verilmiştir ve Şekil 4.61d ve Şekil 4.61f'de görüldüğü gibi sadece 300 Hz ve 700 Hz akışa dik ses dalgaları ile akış kontrolü yapılabilmektedir. Hücum açısı 19° durumunda elde edilen deney fotoğrafları Şekil 4.61'de verilmiştir ve Şekil 4.61d'de görüldüğü gibi sadece 300 Hz akışa dik ses dalgası ile kısmen akış kontrolü yapılabilmektedir. 22° (Şekil 4.63) ve 25° hücum açılarında (Şekil 4.64) ise akışa dik ses dalgaları uygulandığında uygulanan ses dalgaları ile akış kontrol edilemediği görülmektedir.

a) $Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=8^\circ$ Sessizb) $Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=8^\circ$ 50 Hzc) $Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=8^\circ$ 100 Hzd) $Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=8^\circ$ 300 Hze) $Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=8^\circ$ 500 Hzf) $Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=8^\circ$ 700 Hz

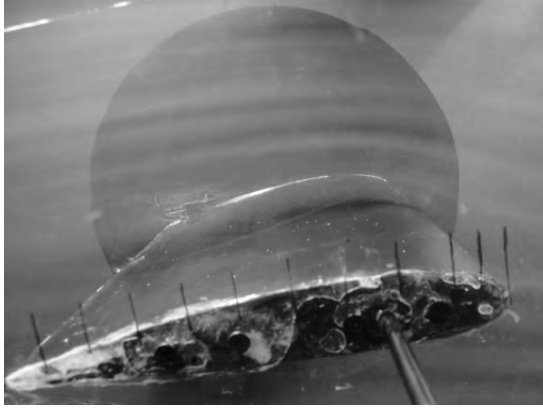
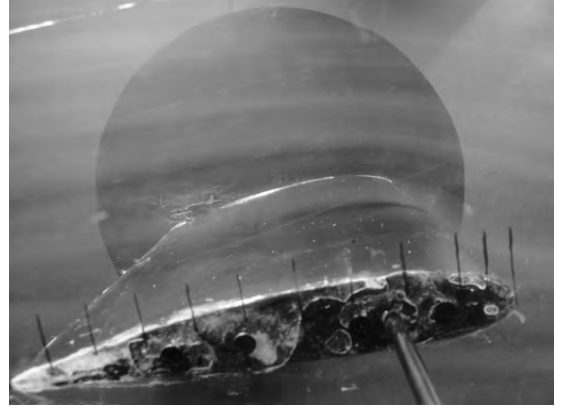
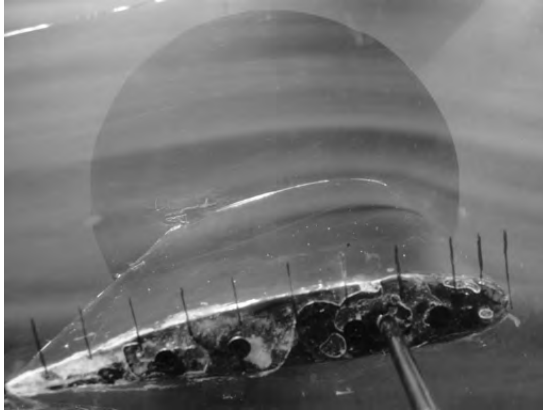
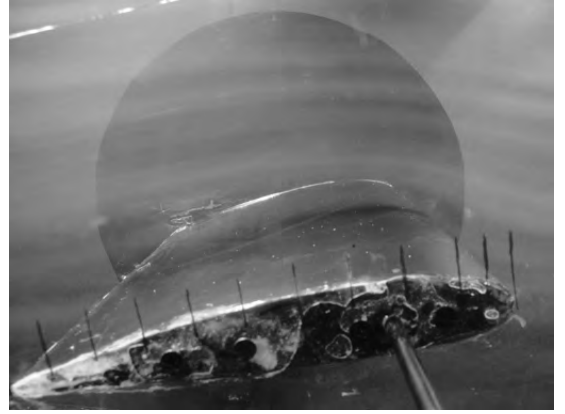
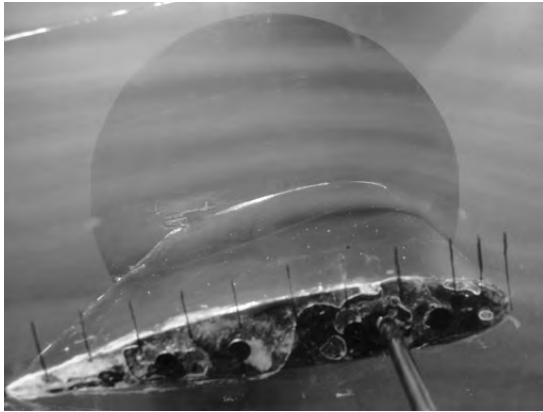
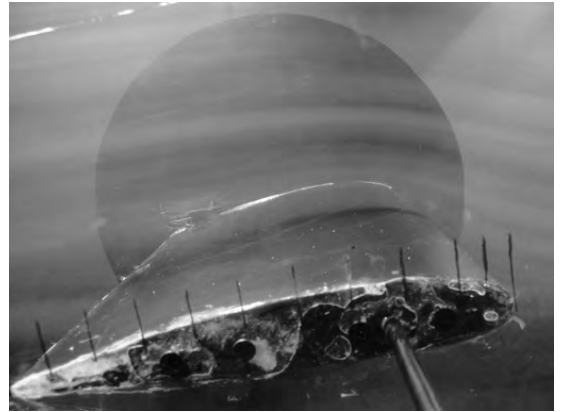
Şekil 4.52. $Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=8^\circ$ için akışa dik ses dalgalarının akışa etkisinin duman teli deneyi ile incelenmesi

a) $Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=10^\circ$ Sessizb) $Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=10^\circ$ 50 Hzc) $Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=10^\circ$ 100 Hzd) $Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=10^\circ$ 300 Hze) $Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=10^\circ$ 500 Hzf) $Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=10^\circ$ 700 Hz

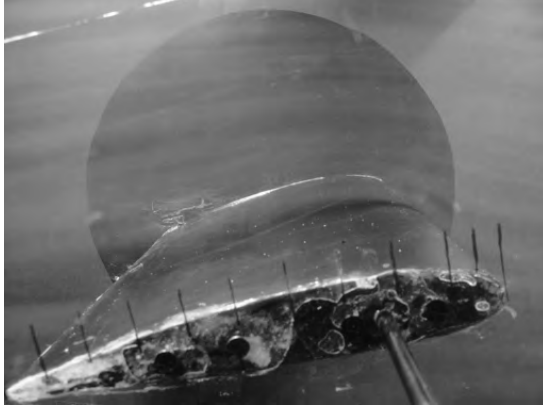
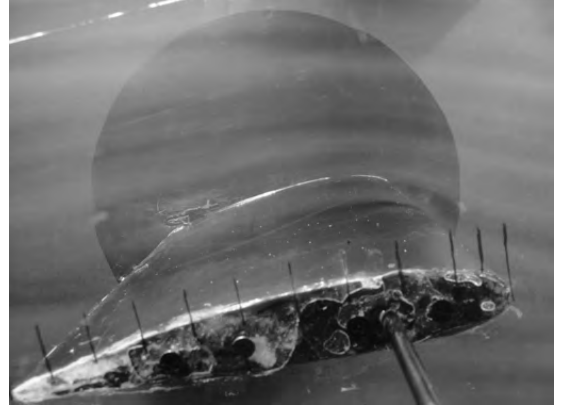
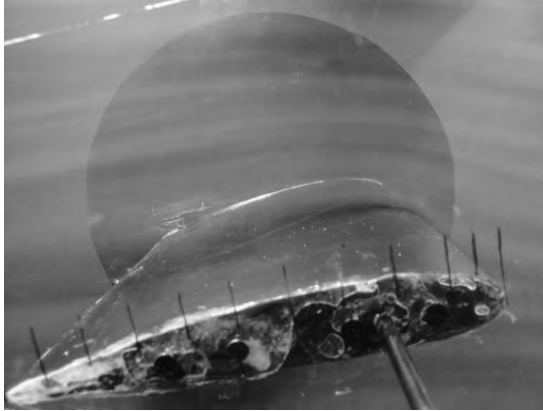
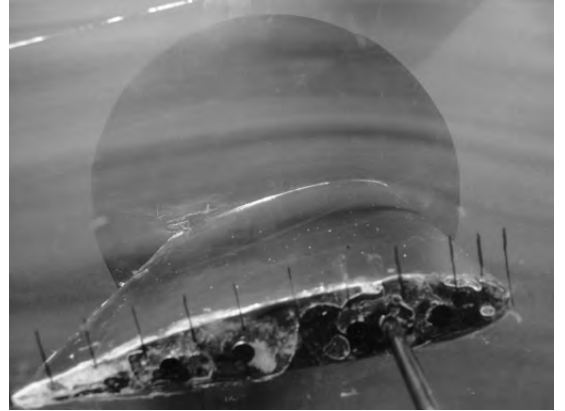
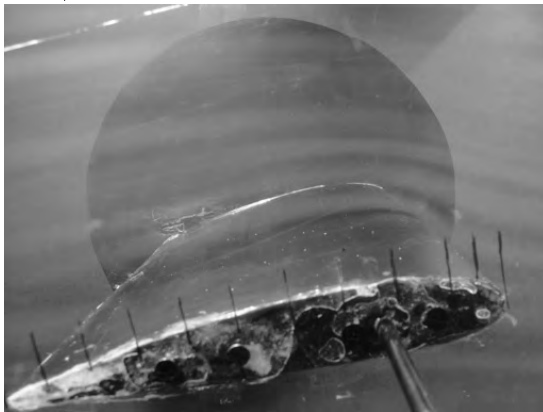
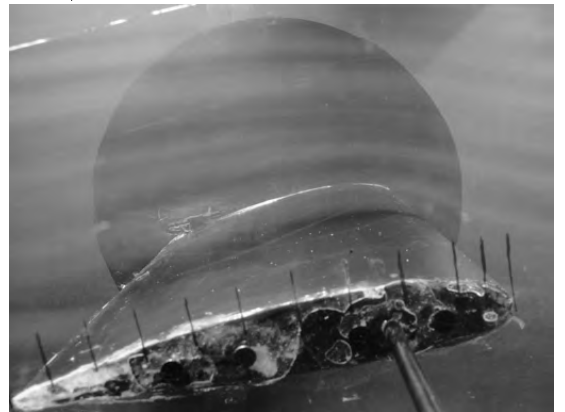
Şekil 4.53. $Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=10^\circ$ için akışa dik ses dalgalarının akışa etkisinin duman teli deneyi ile incelenmesi

a) $Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=12^\circ$ Sessizb) $Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=12^\circ$ 50 Hzc) $Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=12^\circ$ 100 Hzd) $Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=12^\circ$ 300 Hze) $Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=12^\circ$ 500 Hzf) $Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=12^\circ$ 700 Hz

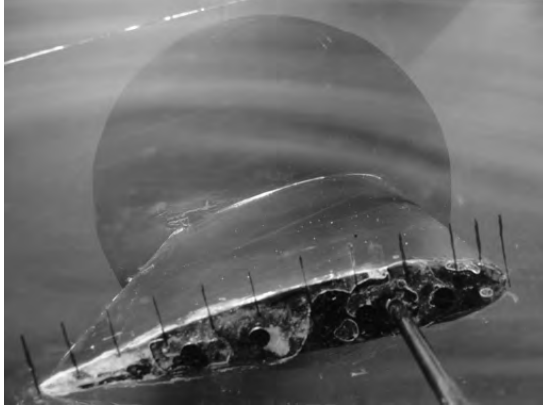
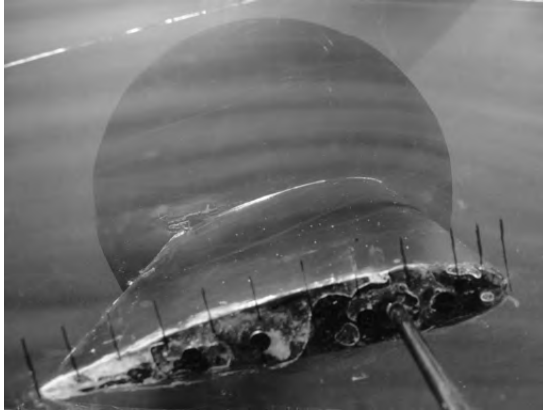
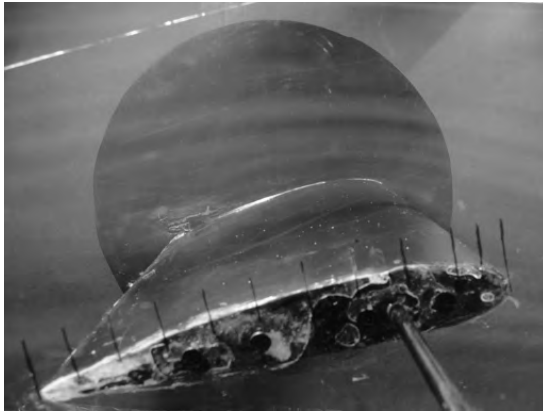
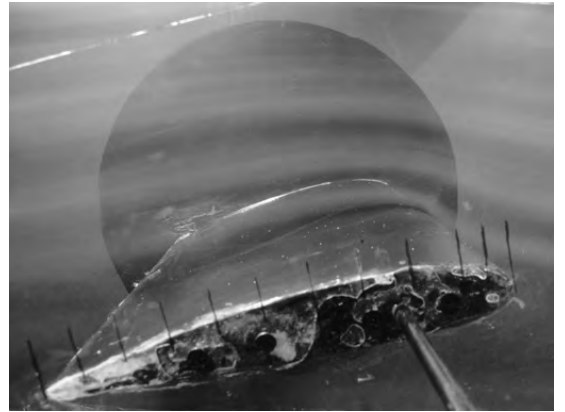
Şekil 4.54. $Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=12^\circ$ için akışa dik ses dalgalarının akışa etkisinin duman teli deneyi ile incelenmesi

a) $Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=13^\circ$ Sessizb) $Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=13^\circ$ 50 Hzc) $Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=13^\circ$ 100 Hzd) $Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=13^\circ$ 300 Hze) $Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=13^\circ$ 500 Hzf) $Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=13^\circ$ 700 Hz

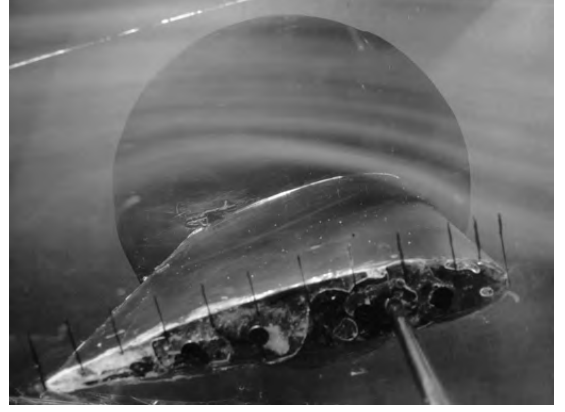
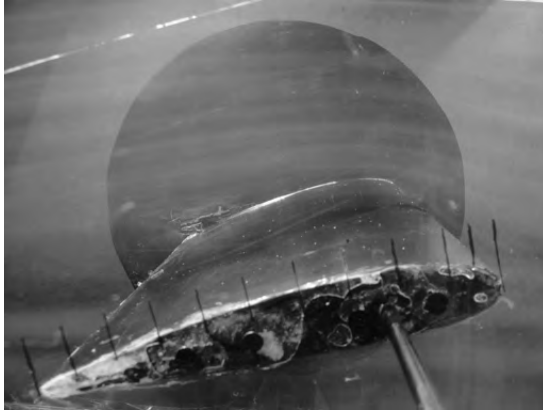
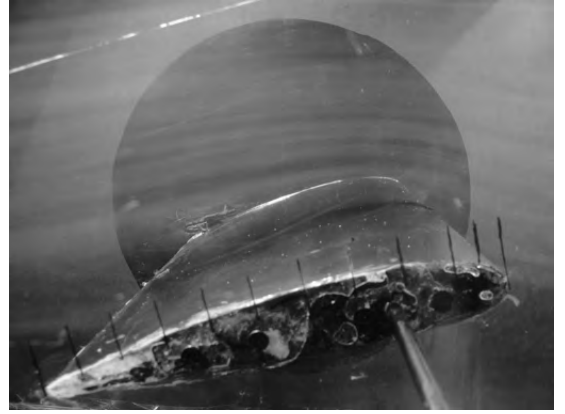
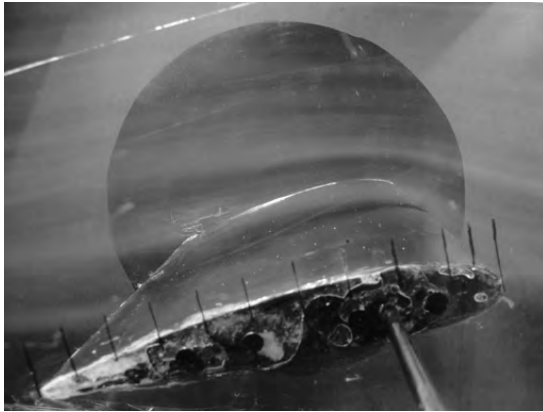
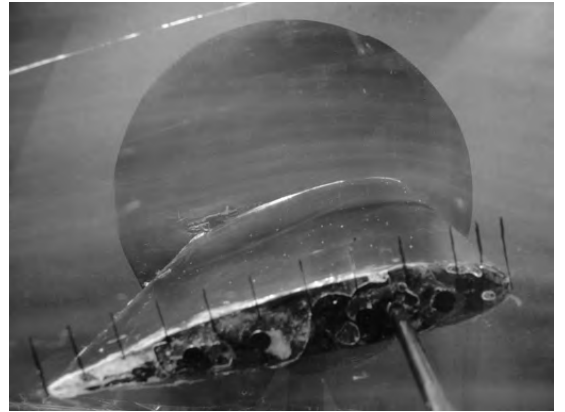
Şekil 4.55. $Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=13^\circ$ için akışa dik ses dalgalarının akışa etkisinin duman teli deneyi ile incelenmesi

a) $Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=14^\circ$ Sessizb) $Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=14^\circ$ 50 Hzc) $Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=14^\circ$ 100 Hzd) $Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=14^\circ$ 300 Hze) $Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=14^\circ$ 500 Hzf) $Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=14^\circ$ 700 Hz

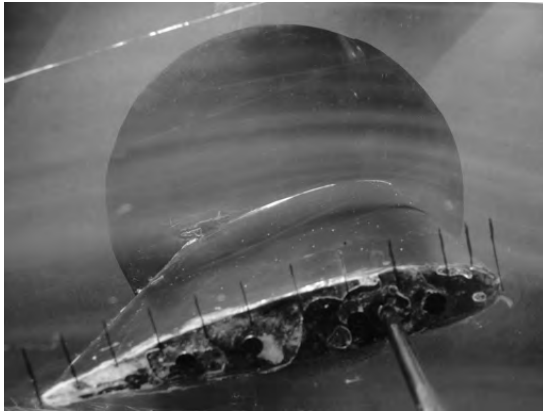
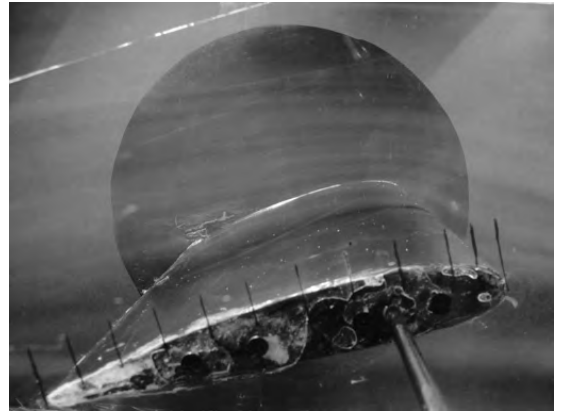
Şekil 4.56. $Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=14^\circ$ için akışa dik ses dalgalarının akışa etkisinin duman teli deneyi ile incelenmesi

a) $Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=15^\circ$ Sessizb) $Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=15^\circ$ 50 Hzc) $Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=15^\circ$ 100 Hzd) $Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=15^\circ$ 300 Hze) $Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=15^\circ$ 500 Hzf) $Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=15^\circ$ 700 Hz

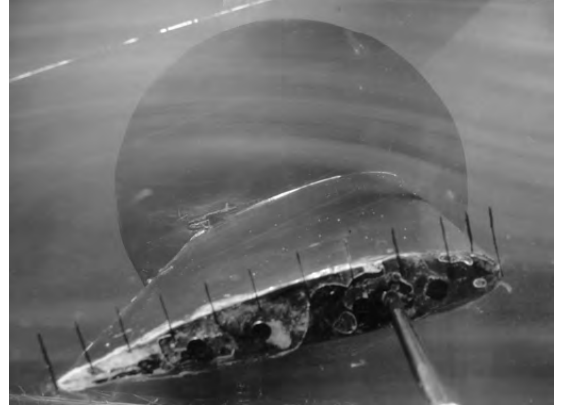
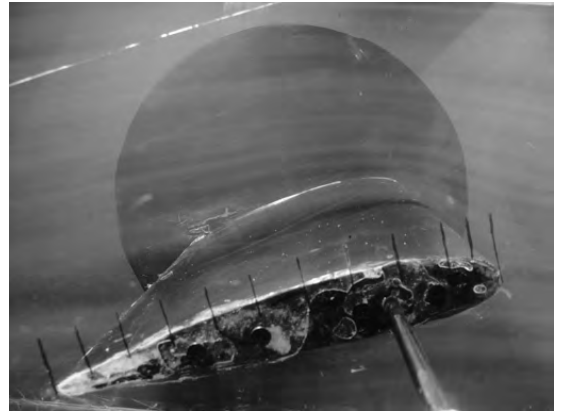
Şekil 4.57. $Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=15^\circ$ için akışa dik ses dalgalarının akışa etkisinin duman teli deneyi ile incelenmesi

a) $Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=16^\circ$ Sessizb) $Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=16^\circ$ 50 Hzc) $Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=16^\circ$ 100 Hzd) $Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=16^\circ$ 300 Hze) $Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=16^\circ$ 500 Hzf) $Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=16^\circ$ 700 Hz

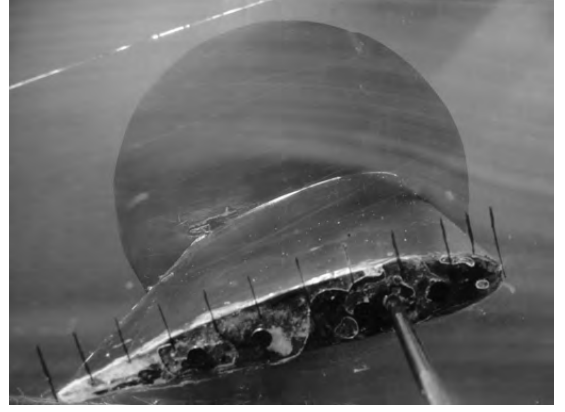
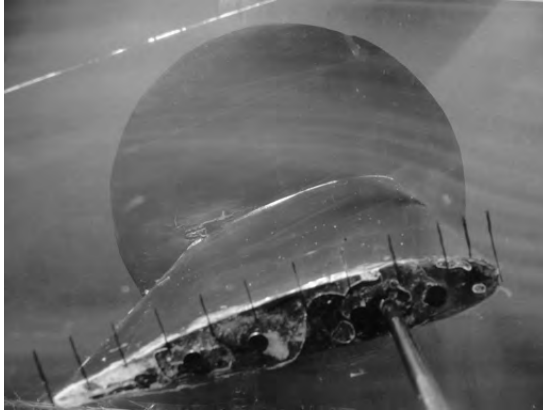
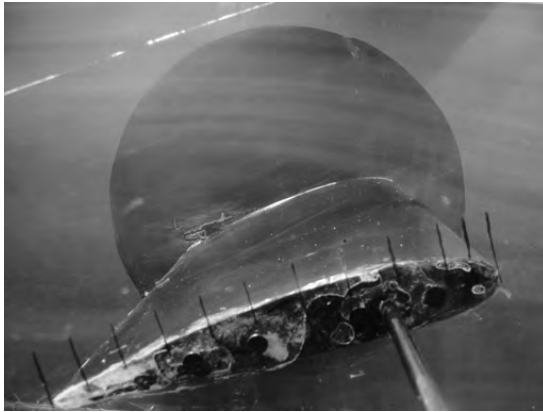
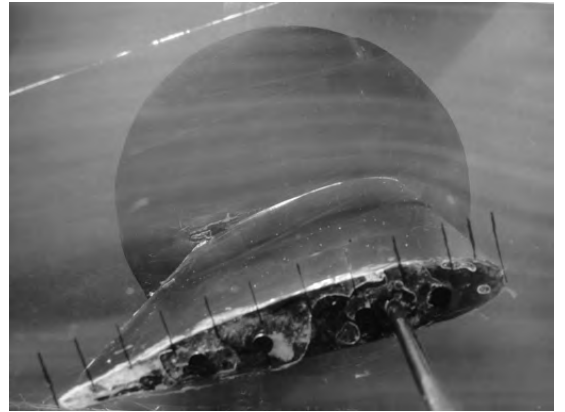
Şekil 4.58. $Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=16^\circ$ için akışa dik ses dalgalarının akışa etkisinin duman teli deneyi ile incelenmesi

a) $Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=17^\circ$ Sessizb) $Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=17^\circ$ 50 Hzc) $Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=17^\circ$ 100 Hzd) $Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=17^\circ$ 300 Hze) $Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=17^\circ$ 500 Hzf) $Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=17^\circ$ 700 Hz

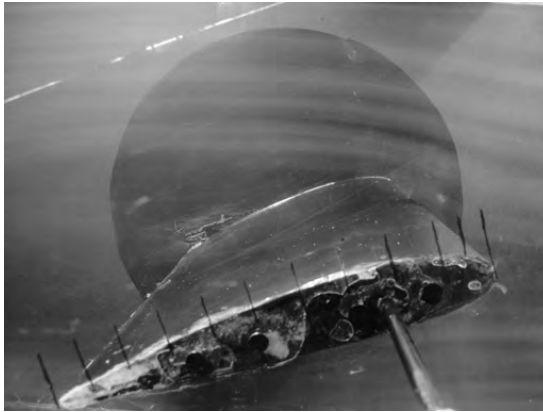
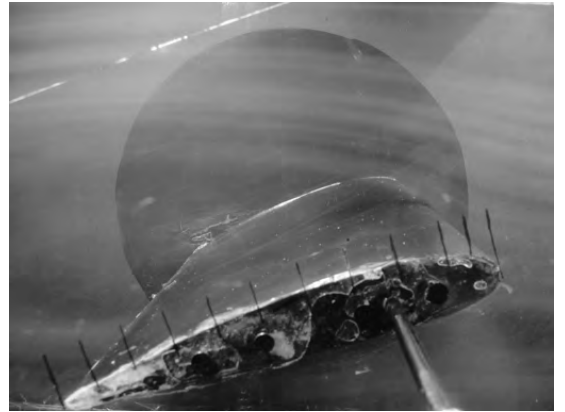
Şekil 4.59. $Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=17^\circ$ için akışa dik ses dalgalarının akışa etkisinin duman teli deneyi ile incelenmesi

a) $Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=18^\circ$ Sessizb) $Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=18^\circ$ 50 Hzc) $Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=18^\circ$ 100 Hzd) $Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=18^\circ$ 300 Hze) $Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=18^\circ$ 500 Hzf) $Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=18^\circ$ 700 Hz

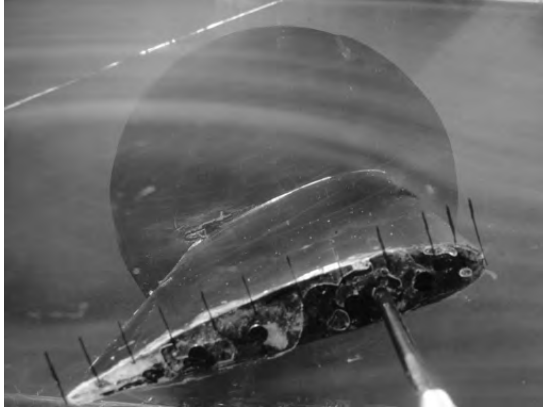
Şekil 4.60. $Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=18^\circ$ için akışa dik ses dalgalarının akışa etkisinin duman teli deneyi ile incelenmesi

a) $Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=19^\circ$ Sessizb) $Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=19^\circ$ 50 Hzc) $Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=19^\circ$ 100 Hzd) $Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=19^\circ$ 300 Hze) $Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=19^\circ$ 500 Hzf) $Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=19^\circ$ 700 Hz

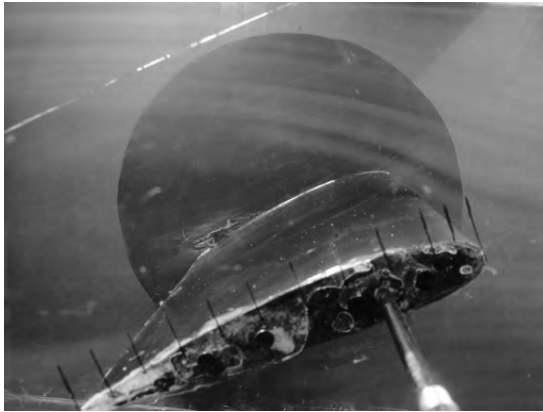
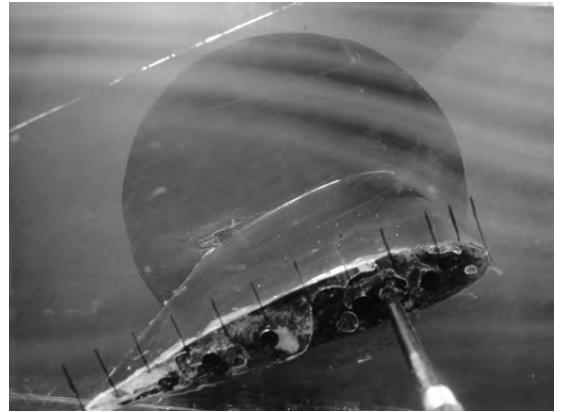
Şekil 4.61. $Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=19^\circ$ için akışa dik ses dalgalarının akışa etkisinin duman teli deneyi ile incelenmesi

a) $Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=20^\circ$ Sessizb) $Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=20^\circ$ 50 Hzc) $Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=20^\circ$ 100 Hzd) $Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=20^\circ$ 300 Hze) $Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=20^\circ$ 500 Hzf) $Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=20^\circ$ 700 Hz

Şekil 4.62. $Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=20^\circ$ için akışa dik ses dalgalarının akışa etkisinin duman teli deneyi ile incelenmesi

a) $Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=22^\circ$ Sessizb) $Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=22^\circ$ 50 Hzc) $Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=22^\circ$ 100 Hzd) $Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=22^\circ$ 300 Hze) $Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=22^\circ$ 500 Hzf) $Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=22^\circ$ 700 Hz

Şekil 4.63. $Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=22^\circ$ için akışa dik ses dalgalarının akışa etkisinin duman teli deneyi ile incelenmesi

a) $Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=25^\circ$ Sessizb) $Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=25^\circ$ 50 Hzc) $Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=25^\circ$ 100 Hzd) $Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=25^\circ$ 300 Hze) $Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=25^\circ$ 500 Hzf) $Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=25^\circ$ 700 Hz

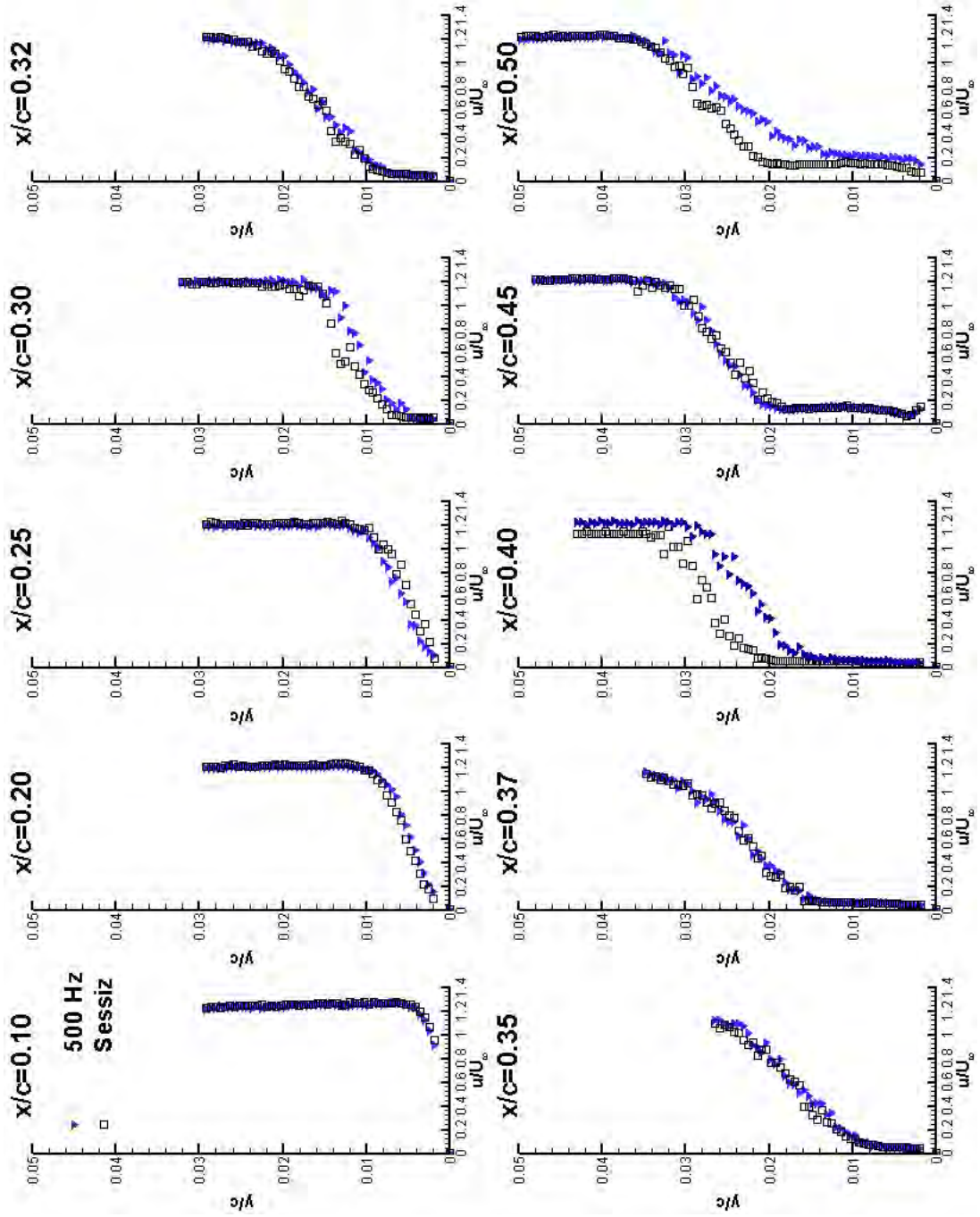
Şekil 4.64. $Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=25^\circ$ için akışa dik ses dalgalarının akışa etkisinin duman teli deneyi ile incelenmesi

4.4. Akışa Dik Ses Dalgalarının Kanat Üzerindeki Akışa Etkisinin Sıcak Tel Anemometresi ile İncelenmesi

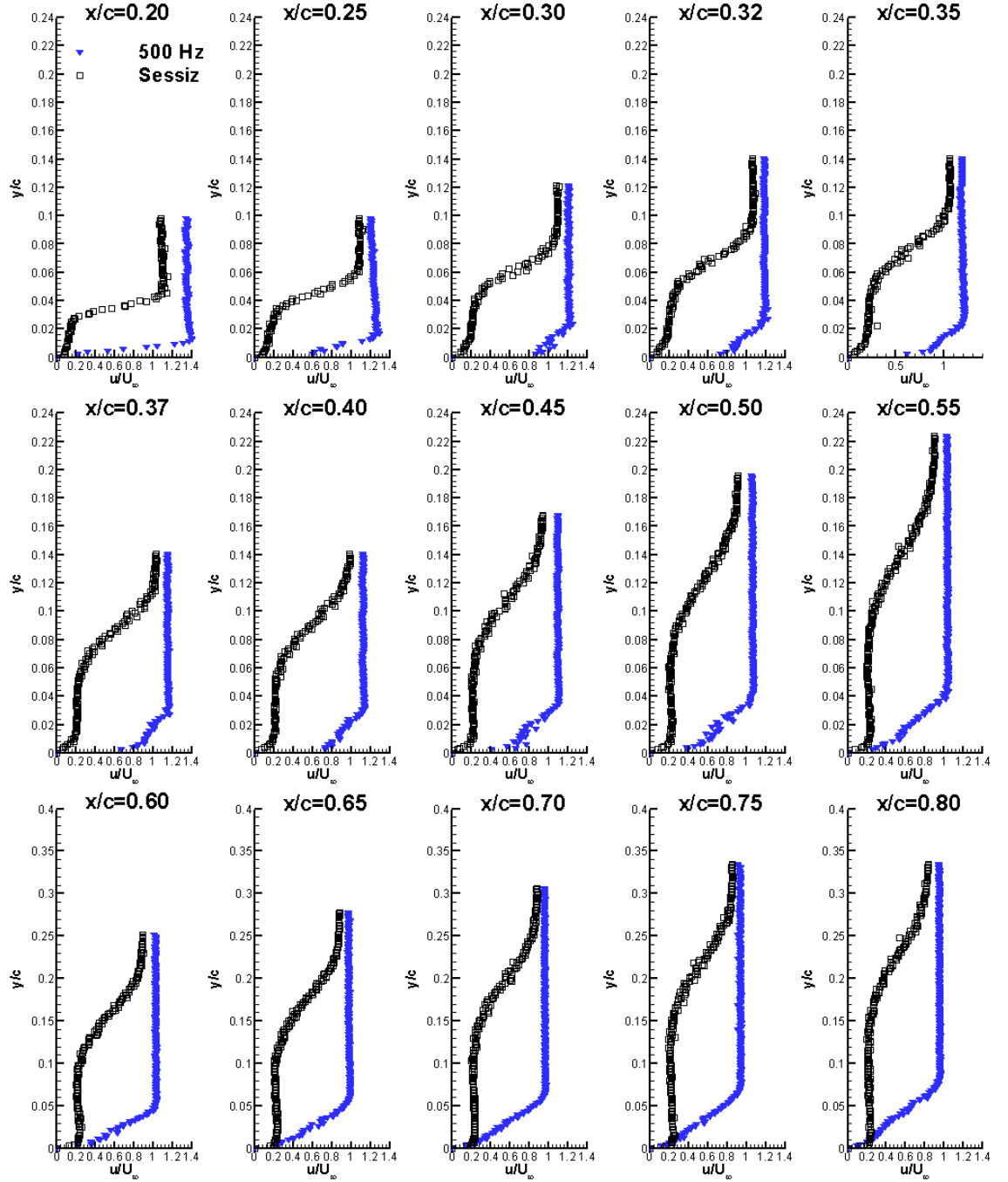
Kanat profili üzerinde oluşan hız profiline akışa dik ses dalgalarının etkisinin incelenmesi için sıcak tel anemometresiyle de deneyler yapılmıştır. Deneyler $Re=0.5 \times 10^5$ için 8° (Şekil 4.65) ve 15° (Şekil 4.66) hücum açılarında gerçekleştirilmiştir.. Akışa uygulanan frekans belirlenirken daha önceki bölümlerde yapılan deney sonuçları değerlendirilmiş ve kuvvet ölçüm deney sonuçlarına göre 500 Hz frekans etkin frekans olarak uygulanmış ve akış kontrol edilmeye çalışılmıştır. Şekil 4.65'de 8° hücum açısında elde edilen hız profillerine 500 Hz akışa dik ses dalgasının etkisini göstermektedir. Şekil dikkatle incelendiğinde $x/c=0.40$ 'dan sonra laminar ayrılma kabarcığını az etkilediği gözükmemektedir ve ayrılma kabarcığı biraz küçültülmektedir. Bu frekansın esas etkisi $Re=0.5 \times 10^5$ için 15° hücum açısında (Şekil 4.66) gözlenmiştir. Ses dalgası uygulanmadığı durumda akış hücum kenarından ayrılmıştır ve bu durumdaki hız profilleri basınç, kuvvet ve duman deneylerini desteklemektedir. Akışa dik 500 Hz ses dalgası uygulandığında ses dalgaları akışa etki etmiş ve ayrılmış akış kanat üzerine tutturulmuştur.

$Re=0.75 \times 10^5$ için 8° (Şekil 4.67) hücum açısında sıcak tel anemometresi ile hız profili çıkarma deneyi yapılmıştır. Bu Re sayısında da kuvvet ölçüm deney sonuçları baz alınarak en etkili frekans olan 700 Hz akışa dik ses dalgası ile akış kontrol edilmeye çalışılmıştır. Fakat bu hücum açısında 700 Hz'in etkisi yine az görülmüştür. Ses dalgası uygulanmadığı durumda akış $x/c=0.16$ 'da ayrılmış ve $x/c=0.5$ 'de yeniden tutunmuştur. Deney sonuçları incelendiğinde akışa dik ses dalgası laminar ayrılma kabarcığının yüksekliğinde bir miktar azalma meydana getirmiştir.

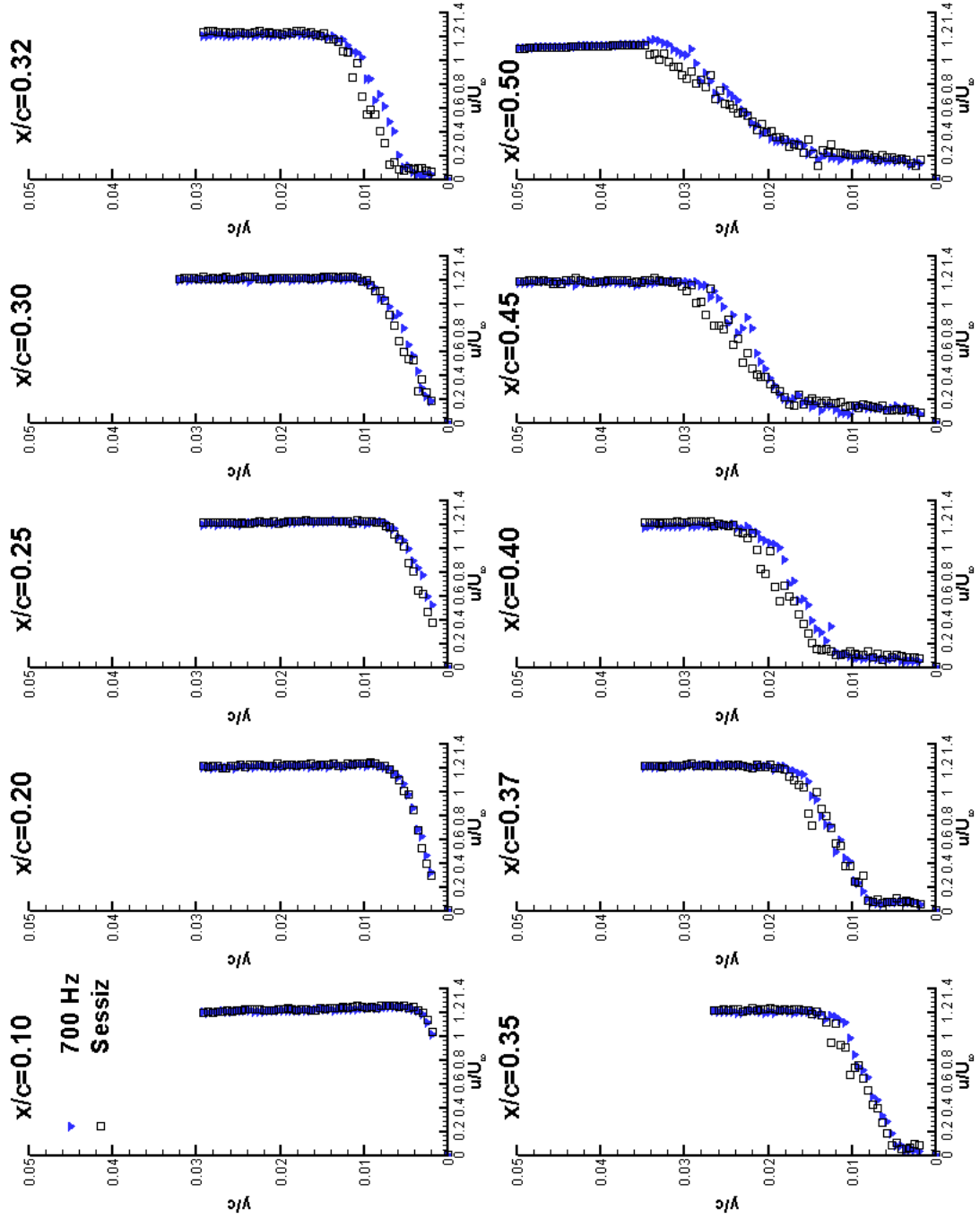
Akışa dik ses dalgalarının hız profiline etkisi Şekil 4.68'de görüldüğü gibi $Re=1 \times 10^5$ için 8° hücum açısı için de gerçekleştirilmiştir. Bu Re sayısında ise diğer deneysel yöntemlerde de en etkili frekans olan 1100 Hz ses dalgası ile akustik tahrik uygulanmıştır. Deney sonuçlarına göre bu hücum açısında 1100 Hz ses dalgası akışa pek etki etmemiştir. Özellikle Re sayısı büyüdükçe tutunma kaybı açısından sonra ses dalgalarının etkisi daha fazla görülmektedir.



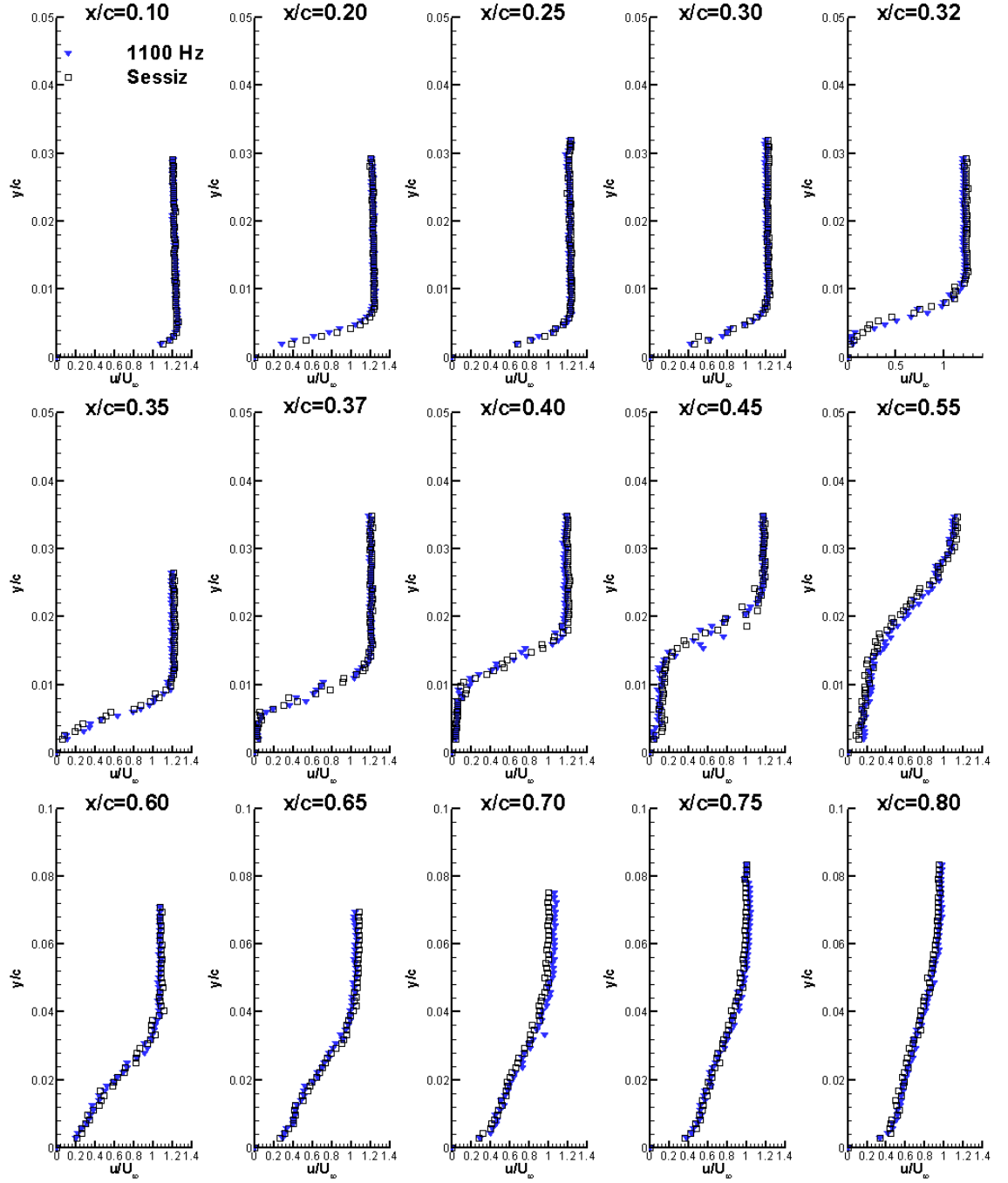
Şekil 4.65. $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=8^\circ$ iken akışa dik ses dalgalarının kanat profili üzerinde etkisinin değişik noktalarda sıcak-tel anemometresi ile elde edilen hız profilleri ile incelenmesi



Şekil 4.66. $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=15^\circ$ iken akışa dik ses dalgalarının kanat profili üzerinde değişik noktalarda sıcak-tel anemometresi ile elde edilen hız profiline etkisi



Şekil 4.67. $Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=8^\circ$ iken akışa dik ses dalgalarının kanat profili üzerinde etkisinin değişik noktalarda sıcak-tel anemometresi ile elde edilen hız profilleri ile incelenmesi



Şekil 4.68. $Re=1 \times 10^5$ ve $\alpha=8^\circ$ iken akışa dik ses dalgalarının kanat profili üzerinde değişik noktalarda sıcak-tel anemometresi ile elde edilen hız profiline etkisi

5. BÖLÜM

SONUÇ ve ÖNERİLER

5.1. Giriş

Günümüzde askeri ve sivil amaçlarla kullanabilir olmaları nedeniyle MAV ve UAV'lerin önemi daha da artmaktadır. Ayrıca yenilenebilir enerji kaynaklarına olan ihtiyacın artması da düşünüldüğünde akla gelen çözümlerden birisi rüzgar türbinlerinin de etkin bir şekilde 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 (laminer ayrılma kabarcığının oluşması gibi) aerodinamik konusunda çalışan araştırmacıları bu konuda daha detaylı araştırmalar yapmak zorunda bırakmaktadır.

Laminer ayrılma kabarcığı, 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 arttırır bu da daha fazla yakıt tüketimine sahip olur. Bununla birlikte titreşim ve gürültüye sebep olur ayrıca havaraçlarındaki kararlılığı azaltır. Laminer ayrılma kabarcığının oluştuğu bölgeye göre yeniden yapışma gerçekleşmeyebilir ve bu da tutunma kaybına neden olabilir. Olumsuz etkilere sebep olan laminer ayrılma kabarcığının oluştuğu 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 arttırır.

Akustik aktif akış kontrolü, sesin elde edilmesindeki basitlik, diğer akış kontrol sistemlerindeki gibi karmaşık tesisatlar içermemesi, sesin güçlü etkisi ve kolay kontrolü araştırmacılarda sesi kullanma isteği uyandırmıştır. Bu projede, düşük Re sayılarında ses dalgalarının akışa ve bu tür düşük Re sayılı akışlarda meydana gelen laminer ayrılma kabarcığına etkileri Enerji Sistemleri Mühendiliği Bölümü Rüzgar Mühendisliği ve Aerodinamik Araştırma Laboratuvarında bulunan $50 \times 50 \text{ cm}^2$ test ölçüsüne sahip açık emmeli tip tünelde basınç ölçümü, kuvvet ölçümü, sıcak tel anemometresi ile hem kanat üzerinde hem de kanat iz bölgesinde hız ölçümü ile duman teli, yağ deneyi ve PIV ile akış görselleştirme deneyleri kullanılarak detaylı araştırılmıştır. Bütün bu yöntemler kullanılarak yapılan çok fazla deneyden sonra elde edilen sonuçlar sonraki başlık altında özetlenmiştir.

5.2. Sonuçlar

- Ses dalgası uygulanmadan önce yapılan deneyler sonucunda düşük Re sayılarında ayrılma, türbülansa geçiş, yapışma ve ayrılma kabarcığı boyları çıkarılmıştır. Düşük Re sayılarında laminer ayrılma kabarcıklarının oluştuğu ve hücum açısının artışıyla ayrılma kabarcığının hücum kenarına doğru ilerlediği ve kısa laminer ayrılma kabarcığı oluştuğu görülmüştür.
- Ayrılma kabarcıklı türbülansa geçiş bu deneysel çalışma sonucunda basınç ölçüm, yağ ve sıcak tel anemometresi ile hız değişimi deney sonuçlarında detaylı olarak görülmüştür. Hücum açısının 4° ve Re sayısının 2×10^5 olduğu durumda yağ deneyi ile ayrılma kabarcıklı türbülansa geçiş aşamaları net bir şekilde görülmüş ve literatüre önemli bir resim olarak sunulmuştur.
- 0.5×10^5 ve 0.75×10^5 gibi düşük Re sayılarında hücum açısının artmasıyla tutunma kaybı açısına yakın açılarda ayrılan akış kısa bir mesafede kanada tekrar tutunmuş ve laminer ayrılma kabarcığının patlamasıyla uzun ayrılma kabarcığı oluşmuştur. Uzun ayrılma kabarcığı olması durumunda akışın kanadın üst kısmında geniş bir bölgede ayrıldığı ve firar kenarına nispeten daha yakın bir yerde tutunması ile oluştuğu görülmüştür.
- Kısa laminer ayrılma kabarcığının oluşmasının basınç dağılımını çok etkilemediği

ancak uzun laminar ayrılma kabarcığının basınç dağılımında olumsuzluklar ortaya çıkmasına ve kanadın aniden tutunma kaybına (*abrupt stall*) uğramasına neden olduğu görülmüştür. Re sayısının artması ile de uzun ayrılma kabarcığı yerine daha kısa ayrılma kabarcıkları oluşmakta ve böylece tutunma kaybı olayı yavaş yavaş meydana gelmekte ve yumuşak tutunma kaybı (*mild stall*) oluşmaktadır. Böylelikle, proje önerisinde de belirtildiği gibi düşük Re sayılarında laminar ayrılma kabarcığı akış yapısına ve tutunma kaybı olayına doğrudan etki etmekte ve ayrılma kabarcığının kontrol edilmesi gerektiği açıkça görülmüştür.

- $Re=0.5 \times 10^5$ ve hücum açısı 8° iken kanat profili üzerindeki basınç dağılımı grafiği incelendiğinde sessiz duruma akış yaklaşık $x/c=0.22$ 'de ayrılmış ve $x/c=0.72$ 'de yeniden tutunmuştur ve laminar ayrıma kabarcığının boyu ise $0.50c$ kadardır. Akışa paralel 350 Hz ses dalgası uygulandığında ise $x/c=0.33$ 'de ayrılmış ve $x/c=0.5$ 'de tutunma gerçekleşmiştir. Akışa paralel ses dalgaları ile laminar ayrılma kabarcığının boyu kısaltılmıştır. Sonuç olarak, düşük Re sayılı akışa paralel ses dalgası uygulanması ile tutunma kaybı açısının öncesindeki hücum açılarında meydana gelen ayrılma kabarcıklarının belirli frekanslarda boyunun küçültüldüğü ve yüksekliğinin düşürüldüğü, tutunma kaybı açısı civarında meydana gelen uzun ayrılma kabarcıklarının kısa ayrılma kabarcıklarına dönüştürüldüğü, tutunma kaybı sonrası açılarda da belirli açılara kadar ayrılmış akışın kanat üzerine tutturulduğu tutunma kaybı olayının geciktirildiği görülmüştür.
- Akışın paralel ses dalgaları ile kontrolünde özellikle 0.5×10^5 ve 0.75×10^5 Re sayılarında tutunma kaybı açıları sırasıyla 12° ve 13° 'den 16° ve 17° 'ye geciktirilmiş ve L/D oranında %35-%45 arasında artışlar elde edilmiştir. Bunun yanıdan 1×10^5 ve 1.5×10^5 Re sayılarında ise tutunma kaybı açıları 14° 'den 17° 'ye geciktirilmiş ve L/D oranında %50 artış sağlanmıştır. 2×10^5 Re sayısında ise ses dalgasının akışa etkisi olmamıştır.
- Akışa dik ses dalgaları ile akış kontrolünde ise 0.5×10^5 ve 0.75×10^5 Re sayılarında tutunma kaybı açıları sırasıyla 12° ve 13° 'den 18° ve 18° 'ye geciktirilmiş ve tutunma kaybı sonrası açılarda L/D oranında 1.5 ve 2.5 kat artış elde edilmiştir. 1×10^5 ve 1.5×10^5 Re sayılarında ise tutunma kaybı açıları 14° 'den 16° 'ye

geciktirilmiş ve L/D oranında 3.5 kat artış sağlanmıştır. 2×10^5 Re sayısında ise ses dalgasının akışa etkisi olmamıştır. Dik ses dalgaları ile akış kontrolü kaldırma katsayısında etkili bir artış ile değil, tutunma kaybı yapısında değişiklik ile yani ani (*abrupt*) tutunma kaybından yumuşak (*mild*) tutunma kaybına dönüşme şeklinde olmuştur.

- Ayrıca bu proje sonucunda görülmüştür ki, ses dalgalarıyla akış kontrolü düşük Re sayılı akışlarda aerodinamik performansı arttırmaktadır ve değişen akış şartlarına göre parametreleri kolayca değiştirilebilen bir aktif akış kontrol yöntemidir.

5.3. Öneriler

TÜBİTAK desteği ile gerçekleştirilen bu projede elde edilen sonuçlar ışığında düşük Re sayılı akışlarda kanat profilleri etrafındaki akış ve akışa ses dalgalarının etkisi konusu ile ilgili olarak detaylı bilgiler elde edilmiş ve bu bilgiler literatüre sunulmuştur. Ayrıca ses dalgası uygulanmadan önce NACA2415 kanat profili etrafındaki düşük Re sayılı akış ile ilgili elde edilen bilgilerin sayısal modellemeler yapan bilim insanlarına ışık tutacağı aşıkardır. Bu projede elde edilen sonuçlar düşünülerek elde edilen deneysel bilgiler kullanılıp sayısal modellemelerde doğrulamalar yapılması önerilir.

Ayrıca ses dalgaları ile akış kontrolü konusunda Türkiye’de ilk defa gerçekleştirilen bu proje sayesinde ses dalgalarının düşük Re sayılı akış kontrolüne faydaları görülmüş ve bu faydaların pratikte uygulanması konusunda çalışmalar yapılması önerilir.

KAYNAKLAR

- Timmer, 2008. Timmer W.A., Two Dimensional Low Reynolds Number Wind Tunnel Results For Airfoil NACA 0018, *Wind Engineering* Volume 32 (6), pp. 525-537, 2008.
- Tan ve Auld, 1992. Tan A. C.N., Auld J.D., Study of Laminar Separation Bubbles at Low Reynolds Number Under Various Conditions, 11th Australasian Fluids Mechanics Conference, University of Tasmania, Hobart, Australia, 1992.
- Zhou et al., 2011. Zhou Y., Mahbub Md.A, Yang H.X, Guo H, Wood D.H, Fluid Forces on a Very Low Reynolds Number Airfoil and Their Prediction, *International Journal of Heat and Fluid Flow*, Volume 32, pp. 329-339 2011.
- Hu ve Yang, 2008. Hu H., Yang Z., An Experimental Study of the Laminar Flow Separation on a Low Reynolds Number Airfoil, *Journal of Fluids Engineering*, Vol. 130, 051101-1 051101-11, 2008.
- Welsh ve Gibson, 1979. Welsh M. C., Gibson D. C., Interaction of induced sound with flow past a square leading edged plate in a duct, *Sound Vib.* 67, 4, pp. 501-511, 1979.
- Parker ve Welsh, 1983. Parker R., Welsh M.C., Effects of sound on flow separation from blunt flat plates, *International Journal Heat & Fluid Flow*, vol. 4, pp. 113-127, 1983.
- Hourigan et al., 1993. Hourigan K., Mills R., Thompson M.C., Sheridan J., Dilin P., Welsh M.C., Base Pressure Coefficients for Flows around Rectangular Plates, *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, vol.49, pp.311-318, 1993.
- Chang et al., 1992. Chang R. C., Hsiao F.B., Shyu R.N., Forcing Level Effects of Internal Acoustic Excitation on the Improvement of Airfoil Performance, *Journal of Aircraft*, vol.29(5) , pp. 823-829, 1992.
- Nishioka et al., 1990. Nishioka M., Asai M., Yoshida S., Control of Flow Separation by Acoustic Excitation, *AIAA Journal* vol.28, pp.1909-1915 1990.

- Zaman ve McKinzie, 1991. Zaman K.B.M.Q., McKinzie, D.J., Control of laminar separation over airfoils by acoustic excitation, *AIAA Journal*, vol. 29, pp. 1075-1083, 1991.
- Zaman, 1992. Zaman K.B. M. Q., Acoustic Excitation on Stalled Flows, *AIAA Journal*, vol. 30, pp 1492-1498, 1992.
- Zaman et al., 1987. Zaman K.B.M.Q, Sever A.Bar, Mangalam S.M., Effect of Acoustic Excitation on The Flow Over a low-Re Airfoil, *Journal of Fluid Mechanics*, vol 182, pp. 127-148, 1987).
- Suzuki, Ishii, 1996. Suzuki S, Ishii K., Numerical Simulation of the Acoustic Control of Separation over 2D Airfoils, 6th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference and Exhibit, (2000) no:1996
- Suzuki ve Ishii, 2000a. Suzuki, S., Ishii, K., Numerical analysis of the separation on a 2-D airfoil by acoustic excitation. *Comput. Fluid Dyn. J.* vol. 9-1, pp. 553-556, (2000a).
- Suzuki ve Ishii, 2001. Suzuki, S., Ishii, K., Numerical studies of the separated flow around a 2-D airfoil at moderate angle of attack by acoustic excitation. In: Satofuka, N. (Ed.), *Computational Fluid Dynamics 2000, Proceedings of the First International Conference on Computational Fluid Dynamics ICCFD*, Kyoto, Japan, Springer, Berlin, pp. 561-566, (2001).
- Ishii et al., 2003. Ishii K., Suzuki S., Adachi S, Effect of weak sound on separated flow over an airfoil, *Fluid Dynamics Research*, 33 ,357-371, (2003).
- Yarusevych et al. 2003. Yarusevych S., Kawall J.G., Sullivan P.E., Effect of Acoustic Excitation Amplitude on Airfoil Boundary Layer and Wake Development, *AIAA JOURNAL* (Technical Notes) 41, 1599-1601 (2003).
- Yarusevych et al., 2007. Yarusevych S., Sullivan P.E., Kawall J.G., Effect of Acoustic Excitation Amplitude on Airfoil Boundary Layer and Wake Development, *AIAA JOURNAL* 45,760-771 (2007).

- Yarusevych et al., 2006. Yarusevych S., Kawall J. G., Sullivan P. E., Airfoil Performance at Low Reynolds Numbers in the Presence of Periodic Disturbances, *Journal of Fluids Engineering*, vol. 128, pp. 565-587, (2006).
- Moss, 1979. Moss N.J., Measurements of Aerofoil Unsteady Stall Properties with Acoustic Flow Control, *Journal of Sound and Vibration*, vol. 65(4), pp. 505-520, (1979).
- Fujisawa ve Takeda, 2003. Fujisawa N., Takeda G., Flow Control around a Circular Cylinder by Internal Acoustic Excitation, *Journal of Fluids and Structures*, vol. 17, pp. 903-913 (2003).
- Ricci et al., 2007. Ricci R. Montelpare S. Silvi E. Study of acoustic disturbances effect on laminar separation bubble by IR thermography, *Experimental Thermal and Fluid Science*, vol 31, pp. 349-359, (2007).
- Ricci ve Montelpare, 2009. Ricci R., Montelpare S., Analysis of Boundary Layer Separation Phenomena by Infrared Thermography-Use of Acoustic and/or Mechanical Devices to Avoid or Reduce the Laminar Separation Bubble Effects. *QIRT Journal*, vol. 6, pp. 101-125 (2009)
- Ahuja ve Burrin, 1984. Ahuja K. K., Burrin R. H., Control of Flow Separation by Sound, AIAA/NASA 9th Aeroacoustics Conference Williamsburg, Virginia, USA (1984) pp:1-14.
- Prandtl, 1904. Prandtl, L. (1904). On the motion of a fluid with very small viscosity, Proceedings of 3rd International Mathematics Congress, Heidelberg, Vol. 3, pp 484-491.
- Lachmann, 1961. Lachmann G.V., Boundary layer and flow control. Its principles and application, vol. 1 and 2. New York: Pergamon Press, 1961.
- Genç et al., 2012. Genç, M.S., Karasu, İ., Açıkel, H.H., Akpolat M.T. Low Reynolds number flows and transition, Low Reynolds Number Aerodynamics and Transition, Editor: M. Serdar GENÇ, ISBN 978-953-51-0492-6, Intech-Sciyo, 2012.

- Mohsen, 2011. Mohsen, J., (2011). Laminar Separation Bubble: Its Structure, Dynamics and control. Chalmers University Of Technology. Research Report 2011:06.
- Shan et al., 2008. Shan, H., Jiang, L., Liu, C., Love, M., Maines, B. (2008). Numerical study of passive and active flow separation control over a NACA0012 airfoil. Computers & Fluids, Vol. 37, No. 8, pp. 975-992.
- Prandtl, 1904. Prandtl L. Ueber Flüssigkeitsbewegung bei sehr kleiner Reibung. Proceedings of Third International Mathematical Congress, Heidelberg, 1904, p. 484-491.
- Lachmann, 1961. Lachmann GV. Boundary layer and flow control. Its principles and application, vol. 1 and 2. New York: Pergamon Press, 1961.
- Attinello, 1961. Attinello JS. Design and engineering features of flap blowing installations. In: Lachmann GV, editor. Boundary layer and flow control. Its principles and application, vol. 1. New York: Pergamon Press, 1961. p. 463-515.
- Karasu, 2011. Karasu, İ., Düşük Reynolds Sayılı Akışlarda Kanat Profili Üzerinde Türbülansa Geçişin ve Laminer Ayrılma Kabarcığının Deneysel ve Sayısal İncelenmesi, Yüksek Lisans Tezi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Erciyes Üniversitesi, Kayseri, 2011.
- Çakmak, 2000. Çakmak, M.A., 2000, Kara taşıtlarının aerodinamik bakımdan incelenmesi, Mühendis ve Makina, 489, 35-41.
- Genç, 2009. Genç, M.S., 2009, Kanat profilleri etrafındaki düşük Reynolds sayılı akışın kontrolü ve aerodinamik performansın incelenmesi, Doktora Tezi, Erciyes Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü, Kayseri, Türkiye.
- Wetzel et al., 1993. 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.

Mack, 1984. 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.

White, 1991. White, F.M., 1991, Viscous fluid flow, Second edition, McGraw-Hill Inc., New York.