

**T.C.
ERCIYES ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ**

**DÜŞÜK REYNOLDS SAYILI AKIŞLARDA KANAT
PROFİLİ ÜZERİNDEKİ AKIŞA SES DALGALARININ
ETKİSİNİN DENEYSEL İNCELENMESİ**

**Tezi Hazırlayan
Halil Hakan AÇIKEL**

**Tezi Yöneten
Doç. Dr. Mustafa Serdar GENÇ**

**Enerji Sistemleri Mühendisliği Anabilim Dalı
Yüksek Lisans Tezi**

**Ocak 2013
KAYSERİ**

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

**DÜŞÜK REYNOLDS SAYILI AKIŞLARDA KANAT
PROFİLİ ÜZERİNDEKİ AKIŞA SES DALGALARININ
ETKİSİNİN DENEYSEL İNCELENMESİ
(Yüksek Lisans Tezi)**

**Hazırlayan
Halil Hakan AÇIKEL**

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

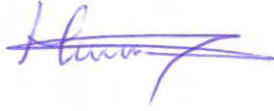
**Bu çalışma, Erciyes Üniversitesi Bilimsel Araştırma Projeleri Birimi tarafından
FBY-11-3516 ve TÜBİTAK tarafından 110M068 kodlu projeler ile desteklenmiştir.**

**Ocak 2013
KAYSERİ**

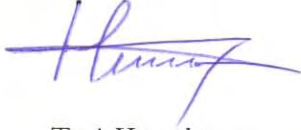
Bu çalışmadaki tüm bilgilerin, akademik ve etik kurallara uygun bir şekilde elde edildiğini beyan ederim. Aynı zamanda bu kural ve davranışların gerektirdiği gibi, bu çalışmanın özünde olmayan tüm materyal ve sonuçları tam olarak aktardığımı ve referans gösterdiğimi belirtirim.

Adı-Soyadı: Halil Hakan AÇIKEL

İmza :



"Düşük Reynolds Sayılı Akışlarda Kanat Profili Üzerindeki Akışa Ses Dalgalarının Etkisinin Deneysel İncelenmesi" adlı Yüksek Lisans tezi, Erciyes Üniversitesi Lisansüstü Tez Önerisi ve Tez Yazma Yönergesi'ne uygun olarak hazırlanmıştır.



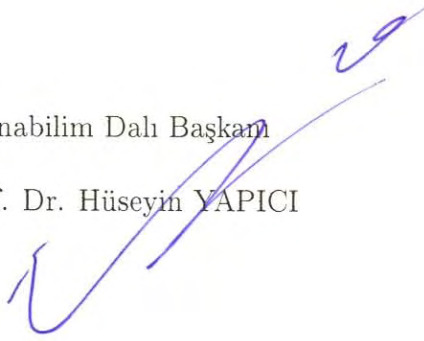
Tezi Hazırlayan

H. Hakan AÇIKEL



Danışman

Doç. Dr. M. Serdar GENÇ



Anabilim Dalı Başkanı

Prof. Dr. Hüseyin YAPICI

Doç. Dr. Mustafa Serdar GENÇ danışmanlığında Halil Hakan AÇIKEL tarafından hazırlanan “Düşük Reynolds Sayılı Akışlarda Kanat Profili Üzerindeki Akışa Ses Dalgalarının Etkisinin Deneysel İncelenmesi” adlı bu çalışma, jürimiz tarafından Erciyes Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Enerji Sistemleri Mühendisliği Anabilim Dalında **Yüksek Lisans** tezi olarak kabul edilmiştir.

12/01/2013

JÜRİ:

Başkan : Prof. Dr. Beşir ŞAHİN

Üye : Prof. Dr. Hüseyin YAPICI

Üye : Doç. Dr. M. Serdar GENÇ

ONAY :

Bu tezin kabülü Enstitü Yönetim Kurulunun 15/01/2013 tarih ve 2013/03-09 sayılı kararı ile onaylanmıştır.

15 / 01 / 2013


Prof. Dr. Necmettin MARAŞLI
Enstitü Müdürü

TEŞEKKÜR

Erciyes Üniversitesi Enerji Sistemleri Mühendisliği bünyesinde tamamlanan ilk yüksek lisans tezi olan bu tezimin yürütülmesinde, sonuçlandırılmasında ve sonuçlarının değerlendirilmesinde yardım ve katkılarını esirgemeyen danışmanım değerli hocam Doç. Dr. M. Serdar GENÇ'e teşekkür ederim.

Ayrıca bana akademik hayatımda yol gösteren ve her türlü desteği sağlayan saygıdeğer hocam Bölüm Başkanımız Prof. Dr. Hüseyin YAPICI'ya ve hayatım boyunca benim için maddi manevi hiçbir fedakarlıktan kaçınmayan aileme teşekkür ederim.

Tez çalışmalarım sırasında yardım ve desteklerinden dolayı Öğr. Gör. İlyas Karasu'ya, Arş. Gör. M.Tuğrul Akpolat'a, Arş. Gör. Onur Koşar'a ve Proje Asistanı Gökhan Özkan'a teşekkürü bir borç bilirim.

Bununla birlikte, Erciyes Üniversitesi Bilimsel Araştırma Projeleri Birimi'ne FBY-11-3516 kodlu yüksek lisans araştırma projesi ve TÜBİTAK'a 110M068 nolu 1001 projesi desteğinden dolayı teşekkür ederim.

Rüzgar tüneli test odasının rezonans karakteristiklerinin belirlenmesi için gerekli cihazların kullanılmasında bize yardımcı olan Mekatronik Mühendisliği'ne teşekkür ederim.

Halil Hakan AÇIKEL

Kayseri, Ocak 2013

DÜŞÜK REYNOLDS SAYILI AKIŞLARDA KANAT PROFİLİ ÜZERİNDEKİ AKIŞA SES DALGALARININ ETKİSİNİN DENEYSEL İNCELENMESİ

Halil Hakan AÇIKEL

Erciyes Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü

Yüksek Lisans Tezi, Ocak 2013

Danışman : Doç. Dr. Mustafa Serdar GENÇ

ÖZET

Günümüzde insansız ve mikro hava araçları ile rüzgar türbinlerindeki gelişmeler sonucunda düşük Reynolds (Re) sayılı akışlar ve bu akışlarda meydana gelen türbülansa geçiş ve laminar ayrılma kabarcığı konuları üzerine araştırmalar yoğunlaşmıştır. Bu tez çalışmasında, deneyler 0.5×10^5 , 0.75×10^5 , 1×10^5 , 1.5×10^5 ve 2×10^5 Reynolds sayılarında ve 0° - 25° hücum açılarında kuvvet ölçümü, kanat üzerinde basınç ölçümü, sıcak tel anemometresi, duman teli ve PIV ile akış görüntüleme deneysel yöntemleri ile gerçekleştirilmiştir. Bu deneylerin sonucunda, düşük Re sayılarında NACA2415 kanat profili üzerinde laminar ayrılma kabarcıklarının oluştuğu ve hücum açısının artışıyla ayrılma kabarcığının hücum kenarına doğru ilerlediği görülmüştür. Ayrılma kabarcığı 0.5×10^5 ve 0.75×10^5 gibi düşük Re sayılarında tutunma kaybı açısına yakın açılarda patlayarak uzun ayrılma kabarcığına dönüştüğü ve 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 oluşan bu laminar ayrılma kabarcıklarının küçüldüğü ve ses dalgalarının tutunma kaybını geciktirdiği deneysel olarak kanıtlanmıştır. Ses dalgaları, tutunma kaybı açısını geciktirerek tutunma kaybı sonrasındaki akışı tutturduğu ve %50'ye kadar kaldırma kuvveti kazancı ile birlikte kaldırma/sürüklenme (L/D) oranlarında 3.5 kata kadar kazanç sağlamıştır. 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

yanından 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 tez çalışması 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.

Anahtar Kelimeler: Düşük Re sayısı aerodinamiği, türbülansa geçiş, laminar ayrılma kabarcığı, akış kontrolü, deneysel aerodinamik.

**EXPERIMENTAL INVESTIGATION OF EFFECT OF ACOUSTIC FORCING
TO FLOW OVER AN AEROFOIL AT LOW REYNOLDS NUMBER FLOWS****Halil Hakan AÇIKEL****Erciyes University, Graduate School of Natural and Applied Sciences****M. Sc. Thesis, January 2013****Supervisor: Assoc. Prof. Dr. Mustafa Serdar GENÇ****ABSTRACT**

As a result of development on unmanned air vehicles, micro air vehicles and wind turbines, aerodynamics research in the last decades has been increasingly concentrated on low Reynolds number aerodynamics, transition and laminar separation bubble. In this thesis, 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 in the range of $0.5 \times 10^5 < Re < 3 \times 10^5$, and varying the angle of attack with in the range of $0^\circ < \alpha < 25^\circ$. The experimental methods used in this project are force measurements, pressure measurements, hot-wire anemometry, flow visualization via smoke-wire, 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.

The acoustic flow control employing perpendicular sound waves it was indicated

from the results that at Reynolds numbers of 0.5×10^5 and 0.75×10^5 the stall angles were delayed from 12° and 13° to 18° and 18° respectively, and at the post-stall angles of attack L/D ratio were found to be multiplied by 1.5 and 2.5 respectively. At Reynolds numbers of 1×10^5 and 1.5×10^5 the angle of stall were delayed from 14° to 16° , and the L/D ratio was 3.5 times higher than the uncontrolled case. At the Reynolds number of 2×10^5 the perpendicular sound wave was not found to be effective. The flow control employing perpendicular sound waves was not effectively increased the lift coefficient, but it forced the abrupt stall to transform into mild stall. The results of this thesis indicated that, the flow control employing acoustic excitation increases the performance at low Re numbers, and is an active flow control method which can easily be adjusted with the altering conditions of flow by changing the parameters.

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

İÇİNDEKİLER

DÜŞÜK REYNOLDS SAYILI AKIŞLARDA KANAT PROFİLİ ÜZERİNDEKİ AKIŞA SES DALGALARININ ETKİSİNİN DENEYSEL İNCELENMESİ

Sayfa

BİLİMSEL ETİGE UYGUNLUK SAYFASI	ii
YÖNERGEYE UYGUNLUK SAYFASI.....	iii
KABUL VE ONAY SAYFASI	iv
TEŞEKKÜR.....	v
ÖZET.....	vi
ABSTRACT.....	vii
KISALTMA VE SİMGELER.....	x
TABLolar LİSTESİ.....	xi
ŞEKİLLER LİSTESİ	xii

GİRİŞ	1
-------------	---

1. BÖLÜM

GENEL BİLGİLER ve LİTERATÜR ÇALIŞMASI

1. 1. Giriş	3
-------------------	---

2. BÖLÜM

DÜŞÜK REYNOLDS SAYILARINDA NACA2415 KANAT PROFİLİ ÜZERİNDEKİ AKIŞ

2.1. Giriş	15
2.2. DeneySEL Kontroller	16
2.2.1. Rüzgar Tüneli Test Odası Karakteristikleri	16
2.3. Basınç Katsayısı Ölçümü	18
2.4. Aerodinamik Kuvvetlerin Ölçümü	20

2.5. Yağ ile Akış Görüntüleme	21
2.6. NACA 2415 Kanat Profili Üzerinde Akışın Belirlenmesi	23
2.6.1. Kanat Üzerinde Türbülansa Geçiş ve Laminer Ayrılma Kabarcığı	23
2.7. NACA 2415 Kanat Profili Üzerinde Akış ve Laminer Ayrılma Kabarcığının Duman Teli Deneyi ile İncelenmesi.....	26
2.8. NACA 2415 Kanat Profili Üzerinde Akış ve Laminer Ayrılma Kabarcığının PIV Deneyi ile İncelenmesi	28
2.8.1. Kanat Üzerinde Değişik Noktalarda Hız Profilleri.....	37

3. BÖLÜM

AKIŞA PARALEL SES DALGASI İLE NACA2415 KANAT PROFİLİ ÜZERİNDEKİ AKIŞIN KONTROLÜ

3.1. Akışa Paralel Ses Dalgalarının Kanat Üzerindeki Basınç Dağılımına Etkisi	46
3.2. Akışa Paralel Ses Dalgalarının Kanadın Aerodinamik Kuvvet Katsayılarına Etkisinin İncelenmesi.....	57
3.3. Akışa Paralel Ses Dalgalarının Kanat Üzerindeki Akışa Etkisinin Sıcak Tel Anemometresi Deneyi ile İncelenmesi.....	68
3.4. Akışa Paralel Ses Dalgalarının Kanat Üzerindeki Akışa Etkisinin Duman Teli Deneyi ile İncelenmesi.....	74
3.5. Akışa Paralel Ses Dalgalarının Kanat Üzerindeki Akışa Etkisinin PIV Deneyi ile İncelenmesi	84
3.6. Akışa Paralel Ses Dalgalarının Kanat Üzerinde Değişik Noktalarda Hız Profillerine Etkisi	85

4. BÖLÜM

AKIŞA DİK SES DALGASI İLE NACA2415 KANAT PROFİLİ ÜZERİNDEKİ AKIŞIN KONTROLÜ

4.1. Akışa Dik Ses Dalgalarının Kanat Üzerindeki Basınç Dağılımına Etkisi.....	94
---	-----------

4.2. AkıŖa Paralel Ses Dalgalarının Kanadın Aerodinamik Kuvvet Katsayılarına Etkisinin İncelenmesi.....	.103
4.3. AkıŖa Paralel Ses Dalgalarının Kanat Üzerindeki AkıŖa Etkisinin Duman Teli Deneyi ile İncelenmesi.....	.118
4.4. AkıŖa Paralel Ses Dalgalarının Kanat Üzerindeki AkıŖa Etkisinin Sıcak Tel Anemometresi Deneyi ile İncelenmesi.....	.147

5. BÖLÜM

TARTIŖMA, SONUÇ ve ÖNERİLER

5.1. GiriŖ	153
5.2. Sonuçlar	154
5.2. Öneriler	156
KAYNAKLAR	157
ÖZGEÇMİŖ.....	162

KISALTMA VE SİMGELER

<u>Sembol</u>	<u>Anlamı</u>	<u>Birimi</u>
c	Veter uzunluğu	m
P	Basınç	Pa
α	Hücum açısı	°
ρ	Yoğunluk	kg/m^3
V_{∞}	Serbest akım hızı	m/s
C_p	Basınç katsayısı	—
C_L	Kaldırma katsayısı	—
C_D	Sürüklenme katsayısı	—
C_M	Moment katsayısı	—
C_{Lmax}	Azami taşıma katsayısı	—
Re	Reynolds sayısı	—
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_{CP}	Basınç katsayısının belirsizliği	—
U_{CL}	Kaldırma katsayısının belirsizliği	—
U_{CD}	Sürüklenme katsayısının belirsizliği	—
U_{CM}	Moment katsayısının belirsizliği	—
St	Strouhal sayısı	—
PSD	Güç spektrum yoğunluğu	—
PIV	Particle Image Velocimetry	—
SSA	Sabit Sıcaklık Anemometresi	—

TABLolar LİSTESİ

Tablo 2.1.	Farklı katsayılara ait belirsizlikler [5]	16
Tablo 2.2.	Bütün deneyler sonucu ayrılma, türbülansa geçiş ve yapışma noktaları ve kabarcık boyları	44

ŞEKİLLER LİSTESİ

Şekil 2.1.	Deneylerin gerçekleştirildiği rüzgar tüneli	15
Şekil 2.2.	Deney düzeneğinin şematik gösterilişi	17
Şekil 2.3.	Ses dalgaları uygulamasından önce boş tünelin rezonans karakteristikleri a) Dik ses dalgası b) Paralel ses dalgası	19
Şekil 2.4.	Basınç katsayısı deneyleri için kullanılan deneysel düzenek	20
Şekil 2.5.	Deneyleri yapıldığı üç bileşenli kuvvet ölçüm sistemi	20
Şekil 2.6.	Yağ deneyi için kimyasal maddeler ve karışımın kanat üst yüzeyine sürülmüş hali [5, 10]	21
Şekil 2.7.	Yağ deneyi sonucunun teori ile kıyaslanması [10]	22
Şekil 2.8.	Düz levha üzerindeki akışta meydana gelen doğal türbülansa geçiş [47]	24
Şekil 2.9.	Yağ deneyi, basınç ve sıcak tel anemometresi sonuçlarının karşılaştırması ($\alpha=4^\circ$, $Re=2 \times 10^5$) [10]	25
Şekil 2.10.	$Re=0.5 \times 10^5$ için NACA2415 kanat profili üzerindeki akış ve oluşan ayrılma kabarcıklarının duman teli deneyi ile incelenmesi	26
Şekil 2.11.	$Re=0.75 \times 10^5$ için NACA2415 kanat profili üzerindeki akış ve oluşan ayrılma kabarcıklarının duman teli deneyi ile incelenmesi	27
Şekil 2.12.	PIV sistemi ve deneyler için tünelin ve ekipmanları hazırlanışı	29
Şekil 2.13.	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) $\alpha=18^\circ$	31
Şekil 2.14.	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) $\alpha=18^\circ$	32

Şekil 2.15.	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) $\alpha=16^\circ$	33
Şekil 2.16.	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) $\alpha=14^\circ$	34
Şekil 2.17.	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) $\alpha=12^\circ$	35
Şekil 2.18.	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) $\alpha=18^\circ$	36
Şekil 2.19.	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 .	37
Şekil 2.20.	Kanat profili üzerinde değişik noktalarda sıcak-tel anemometresi ile hız ölçümü fotoğrafı	38
Şekil 2.21.	$Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=8^\circ$ iken kanat profili üzerinde değişik noktalarda sıcak-tel anemometresi ile elde edilen hız profilleri . .	40
Şekil 2.22.	$Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=15^\circ$ iken kanat profili üzerinde değişik noktalarda sıcak-tel anemometresi ile elde edilen hız profilleri . .	41
Şekil 2.23.	$Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=8^\circ$ iken kanat profili üzerinde değişik noktalarda sıcak-tel anemometresi ile elde edilen hız profilleri . .	42
Şekil 2.24.	$Re=1 \times 10^5$ ve $\alpha=8^\circ$ iken kanat profili üzerinde değişik noktalarda sıcak-tel anemometresi ile elde edilen hız profilleri	43
Şekil 3.1.	Ses dalgalarının kanat C_P dağılımına etkisi ($Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=15^\circ$)	47
Şekil 3.2.	Ses dalgalarının kanat C_P dağılımına etkisi ($Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=8^\circ$)	47
Şekil 3.3.	Ses dalgalarının kanat C_P dağılımına etkisi ($Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=12^\circ$)	48
Şekil 3.4.	Ses dalgalarının kanat C_P dağılımına etkisi ($Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=18^\circ$)	48

Şekil 3.5.	Kanat üzerinde değişik noktalarda ses dalgasının etkisinin zamana bağlı C_P dağılımı ile incelenmesi ($Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=15^\circ$)	49
Şekil 3.6.	Ses dalgalarının kanat C_P dağılımına etkisi ($Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=8^\circ$)	50
Şekil 3.7.	Ses dalgalarının kanat C_P dağılımına etkisi ($Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=15^\circ$)	51
Şekil 3.8.	Ses dalgalarının kanat C_P dağılımına etkisi ($Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=18^\circ$)	51
Şekil 3.9.	Kanat üzerinde değişik noktalarda ses dalgasının etkisinin zamana bağlı C_P dağılımı ile incelenmesi ($Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=15^\circ$)	52
Şekil 3.10.	Ses dalgalarının kanat C_P dağılımına etkisi ($Re=1 \times 10^5$ ve $\alpha=8^\circ$) .	53
Şekil 3.11.	Ses dalgalarının kanat C_P dağılımına etkisi ($Re=1 \times 10^5$ ve $\alpha=16^\circ$)	54
Şekil 3.12.	Ses dalgalarının kanat C_P dağılımına etkisi ($Re=1 \times 10^5$ ve $\alpha=18^\circ$)	54
Şekil 3.13.	Kanat üzerinde değişik noktalarda ses dalgasının etkisinin zamana bağlı C_P dağılımı ile incelenmesi ($Re=1 \times 10^5$ ve $\alpha=16^\circ$)	55
Şekil 3.14.	Ses dalgalarının kanat C_P dağılımına etkisi ($Re=1.5 \times 10^5$ ve $\alpha=12^\circ$)	56
Şekil 3.15.	Ses dalgalarının kanat C_P dağılımına etkisi ($Re=1.5 \times 10^5$ ve $\alpha=16^\circ$)	56
Şekil 3.16.	Ses dalgalarının kanat C_P dağılımına etkisi ($Re=1.5 \times 10^5$ ve $\alpha=18^\circ$)	57
Şekil 3.17.	$Re=0.5 \times 10^5$ iken C_L 'nin hücum açısı ile değişimi	59
Şekil 3.18.	$Re=0.5 \times 10^5$ iken C_D 'nin hücum açısı ile değişimi	59
Şekil 3.19.	$Re=0.5 \times 10^5$ iken L/D oranının hücum açısı ile değişimi	60
Şekil 3.20.	$Re=0.5 \times 10^5$ iken C_M 'nin hücum açısı ile değişimi	60
Şekil 3.21.	$Re=0.75 \times 10^5$ iken C_L 'nin hücum açısı ile değişimi	61
Şekil 3.22.	$Re=0.75 \times 10^5$ iken C_D 'nin hücum açısı ile değişimi	61
Şekil 3.23.	$Re=0.75 \times 10^5$ iken L/D oranının hücum açısı ile değişimi	62
Şekil 3.24.	$Re=0.75 \times 10^5$ iken C_M 'nin hücum açısı ile değişimi	62
Şekil 3.25.	$Re=1 \times 10^5$ iken C_L 'nin hücum açısı ile değişimi	64
Şekil 3.26.	$Re=1 \times 10^5$ iken C_D 'nin hücum açısı ile değişimi	64
Şekil 3.27.	$Re=1 \times 10^5$ iken L/D oranının hücum açısı ile değişimi	65

Şekil 3.28.	$Re=1.5 \times 10^5$ iken C_L 'nin hücum açısı ile değişimi	65
Şekil 3.29.	$Re=1.5 \times 10^5$ iken C_D 'nin hücum açısı ile değişimi	66
Şekil 3.30.	$Re=1.5 \times 10^5$ iken L/D oranının hücum açısı ile değişimi	66
Şekil 3.31.	$Re=2 \times 10^5$ iken C_L 'nin hücum açısı ile değişimi	67
Şekil 3.32.	$Re=2 \times 10^5$ iken C_D 'nin hücum açısı ile değişimi	67
Şekil 3.33.	$Re=2 \times 10^5$ iken L/D oranının hücum açısı ile değişimi	68
Şekil 3.34.	Kanat arkasında oluşan girdapların sıcak tel anemometresiyle incelenmesi	69
Şekil 3.35.	Kanat iz bölgesinde 350 Hz ses dalgası elde edilen hız profilleri ($Re=0.5 \times 10^5$, Boş kare: Sessiz, Dolu kare: 350 Hz)	70
Şekil 3.36.	İz bölgesinde bir noktada hızın spektral analiz sonuçları ($Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=16^\circ$)	70
Şekil 3.37.	Kanat iz bölgesinde 2c uzaklıkta hız profilleri ($Re=0.75 \times 10^5$, Boş kare: Sessiz, Dolu kare: 700 Hz)	71
Şekil 3.38.	İz bölgesinde bir noktada hızın spektral analiz sonuçları ($Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=16^\circ$)	71
Şekil 3.39.	Kanat iz bölgesinde elde edilen hız profilleri ($Re=1 \times 10^5$, Boş kare: Sessiz, Dolu kare: 1200 Hz)	72
Şekil 3.40.	İz bölgesinde bir noktada hızın spektral analiz sonuçları ($Re=1 \times 10^5$ ve $\alpha=17^\circ$)	72
Şekil 3.41.	Kanat iz bölgesinde elde edilen hız profilleri ($Re=1.5 \times 10^5$, Boş kare: Sessiz, Dolu kare: 1800 Hz)	73
Şekil 3.42.	İz bölgesinde bir noktada hızın spektral analiz sonuçları ($Re=1.5 \times 10^5$ ve $\alpha=18^\circ$)	73
Şekil 3.43.	$Re=0.5 \times 10^5$ için akışa paralel ses dalgalarının akışa etkisinin duman teli deneyi ile incelenmesi-1	75
Şekil 3.44.	$Re=0.5 \times 10^5$ için akışa paralel ses dalgalarının akışa etkisinin duman teli deneyi ile incelenmesi-2	76
Şekil 3.45.	$Re=0.5 \times 10^5$ için akışa paralel ses dalgalarının akışa etkisinin duman teli deneyi ile incelenmesi-3	77

Şekil 3.46.	Re=0.5x10 ⁵ için akışa paralel ses dalgalarının akışa etkisinin duman teli deneyi ile incelenmesi-4	78
Şekil 3.47.	Re=0.5x10 ⁵ ve $\alpha=8^\circ$ için 350 Hz akışa paralel ses dalgasının laminar ayrılma kabarcığına etkisi	79
Şekil 3.48.	Re=0.75x10 ⁵ için akışa paralel ses dalgalarının akışa etkisinin duman teli deneyi ile incelenmesi-1	80
Şekil 3.49.	Re=0.75x10 ⁵ için akışa paralel ses dalgalarının akışa etkisinin duman teli deneyi ile incelenmesi-2	81
Şekil 3.50.	Re=0.75x10 ⁵ için akışa paralel ses dalgalarının akışa etkisinin duman teli deneyi ile incelenmesi-3	82
Şekil 3.51.	Re=0.75x10 ⁵ için akışa paralel ses dalgalarının akışa etkisinin duman teli deneyi ile incelenmesi-4	83
Şekil 3.52.	Re=0.75x10 ⁵ için akışa paralel ses dalgalarının akışa etkisinin duman teli deneyi ile incelenmesi-5	84
Şekil 3.53.	Re=0.5x10 ⁵ için akışa paralel ses dalgalarının akışa etkisinin PIV deneyi ile incelenmesi-1	86
Şekil 3.54.	Re=0.5x10 ⁵ için akışa paralel ses dalgalarının akışa etkisinin PIV deneyi ile incelenmesi-2	87
Şekil 3.55.	Re=0.75x10 ⁵ için akışa paralel ses dalgalarının akışa etkisinin PIV deneyi ile incelenmesi-1	88
Şekil 3.56.	Re=0.75x10 ⁵ için akışa paralel ses dalgalarının akışa etkisinin PIV deneyi ile incelenmesi-2	89
Şekil 3.57.	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	90
Şekil 3.58.	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	91
Şekil 3.59.	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	92

Şekil 3.60.	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	93
Şekil 4.1.	Dik ses dalgalarının kanat C_P dağılımına etkisi (Re=0.5x10 ⁵ ve $\alpha=8^\circ$)	96
Şekil 4.2.	Dik ses dalgalarının kanat C_P dağılımına etkisi (Re=0.5x10 ⁵ ve $\alpha=15^\circ$)	96
Şekil 4.3.	Dik ses dalgalarının kanat C_P dağılımına etkisi (Re=0.75x10 ⁵ ve $\alpha=8^\circ$)	98
Şekil 4.4.	Dik ses dalgalarının kanat C_P dağılımına etkisi (Re=0.75x10 ⁵ ve $\alpha=12^\circ$)	98
Şekil 4.5.	Dik ses dalgalarının kanat C_P dağılımına etkisi (Re=0.75x10 ⁵ ve $\alpha=15^\circ$)	99
Şekil 4.6.	Dik ses dalgalarının kanat C_P dağılımına etkisi (Re=1.0x10 ⁵ ve $\alpha=8^\circ$)	99
Şekil 4.7.	Dik ses dalgalarının kanat C_P dağılımına etkisi (Re=1.0x10 ⁵ ve $\alpha=12^\circ$)	100
Şekil 4.8.	Dik ses dalgalarının kanat C_P dağılımına etkisi (Re=1.0x10 ⁵ ve $\alpha=15^\circ$)	100
Şekil 4.9.	Dik ses dalgalarının kanat C_P dağılımına etkisi (Re=1.0x10 ⁵ ve $\alpha=16^\circ$)	101
Şekil 4.10.	Dik ses dalgalarının kanat C_P dağılımına etkisi (Re=1.0x10 ⁵ ve $\alpha=17^\circ$)	101
Şekil 4.11.	Dik ses dalgalarının kanat C_P dağılımına etkisi (Re=1.0x10 ⁵ ve $\alpha=18^\circ$)	102
Şekil 4.12.	Dik ses dalgalarının kanat C_P dağılımına etkisi (Re=1.0x10 ⁵ ve $\alpha=20^\circ$)	102
Şekil 4.13.	Dik ses dalgalarının kanat C_P dağılımına etkisi (Re=1.0x10 ⁵ ve $\alpha=25^\circ$)	104
Şekil 4.14.	Dik ses dalgalarının kanat C_P dağılımına etkisi (Re=1.5x10 ⁵ ve $\alpha=8^\circ$)	104

Şekil 4.15.	Dik ses dalgalarının kanat C_P dağılımına etkisi ($Re=1.5 \times 10^5$ ve $\alpha=12^\circ$)	105
Şekil 4.16.	Dik ses dalgalarının kanat C_P dağılımına etkisi ($Re=1.5 \times 10^5$ ve $\alpha=15^\circ$)	105
Şekil 4.17.	Dik ses dalgalarının kanat C_P dağılımına etkisi ($Re=1.5 \times 10^5$ ve $\alpha=16^\circ$)	106
Şekil 4.18.	Dik ses dalgalarının kanat C_P dağılımına etkisi ($Re=1.5 \times 10^5$ ve $\alpha=17^\circ$)	106
Şekil 4.19.	Dik ses dalgalarının kanat C_P dağılımına etkisi ($Re=1.5 \times 10^5$ ve $\alpha=18^\circ$)	107
Şekil 4.20.	Dik ses dalgalarının kanat C_P dağılımına etkisi ($Re=1.5 \times 10^5$ ve $\alpha=19^\circ$)	107
Şekil 4.21.	Dik ses dalgalarının kanat C_P dağılımına etkisi ($Re=1.5 \times 10^5$ ve $\alpha=20^\circ$)	108
Şekil 4.22.	Dik ses dalgalarının kanat C_P dağılımına etkisi ($Re=1.5 \times 10^5$ ve $\alpha=25^\circ$)	108
Şekil 4.23.	$Re=0.5 \times 10^5$ iken C_L 'nin hücum açısı ile değişimi	109
Şekil 4.24.	$Re=0.5 \times 10^5$ iken C_D 'nin hücum açısı ile değişimi	110
Şekil 4.25.	$Re=0.5 \times 10^5$ iken C_M 'nin hücum açısı ile değişimi	110
Şekil 4.26.	$Re=0.5 \times 10^5$ iken L/D oranının hücum açısı ile değişimi	111
Şekil 4.27.	$Re=0.75 \times 10^5$ iken C_L 'nin hücum açısı ile değişimi	112
Şekil 4.28.	$Re=0.75 \times 10^5$ iken C_D 'nin hücum açısı ile değişimi	112
Şekil 4.29.	$Re=0.75 \times 10^5$ iken C_M 'nin hücum açısı ile değişimi	113
Şekil 4.30.	$Re=0.75 \times 10^5$ iken L/D oranının hücum açısı ile değişimi	113
Şekil 4.31.	$Re=1 \times 10^5$ iken C_L 'nin hücum açısı ile değişimi	114
Şekil 4.32.	$Re=1 \times 10^5$ iken C_D 'nin hücum açısı ile değişimi	114
Şekil 4.33.	$Re=1 \times 10^5$ iken C_M 'nin hücum açısı ile değişimi	115
Şekil 4.34.	$Re=1 \times 10^5$ iken L/D oranının hücum açısı ile değişimi	115

Şekil 4.35.	$Re=1.5 \times 10^5$ iken C_L 'nin hücum açısı ile değişimi	116
Şekil 4.36.	$Re=1.5 \times 10^5$ iken C_D 'nin hücum açısı ile değişimi	116
Şekil 4.37.	$Re=1.5 \times 10^5$ iken C_M 'nin hücum açısı ile değişimi	117
Şekil 4.38.	$Re=1.5 \times 10^5$ iken L/D oranının hücum açısı ile değişimi	117
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	120
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	121
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	122
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	123
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	124
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	125
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	126
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	127
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	128
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	129
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	130
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	131
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	132

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	134
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	135
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	136
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	137
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	138
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	139
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	140
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	141
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	142
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	143
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	144
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	145
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	146
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	148

- 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 149
- 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 150
- 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 151

GİRİŞ

Kanat profili üzerinde oluşan laminar ayrılma kabarcığının oluşumu ve yok edilmesi konusu birçok araştırmacının ilgisini çekmiş ve bu konuda birçok çalışma yapılmaktadır. Bu çalışmalarda çoğunlukla emme, üfleme, girdap üreticiler, gurney flaplar gibi aktif ve pasif akış kontrol mekanizmaları seçilmiştir. Bununla birlikte, aktif ve pasif önleme metotlarının bazen yetersizliği bazen de karmaşık yapısı nedeniyle araştırmacılar yeni yöntemler aramaya da devam etmişlerdir. Bu arayışla sesin elde edilmesindeki basitlik, güçlü etkisi ve kolay kontrolü akustik kontrole yönelik çalışmaların 80'li yıllarda düz levha üzerindeki akışlara, 90'lı yıllardan sonra da kanat profili etrafındaki akış üzerine etkisi araştırılmaya başlanmıştır.

Akustik aktif akış kontrolü, akış ortamına basınç enerjisi ve türbülans ilavesi ile akış parametrelerinin değişimi esasına dayanarak yapılmaktadır. Askeri ve keşif amaçlı kullanılan düşük hızlarda uçan insansız ve mikro hava araçları kanatları ile rüzgar türbini kanatları etrafındaki akış düşük Re sayılı olduğu için bu Re sayılarında kanat üzerinde laminar ayrılma kabarcıkları oluşabilir ve uçuş performansını arttırma için bu kabarcıkların yok edilmesi veya istenen yerde oluşturulması gerekmektedir. 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 mikro ve insansız hava araçlarının veya enerji üretmek için rüzgar türbinlerinin performansları arttırılabilecektir.

Bu tez çalışması ve TÜBİTAK projesi kapsamında gerçekleştirilen ses dalgaları ile akış kontrolü için deneysel çalışma literatürde çok az sayıda, Türkiye'de hiç çalışılmamış ve uluslararası alanda çalışılmasının gün geçtikçe artacağı tahmin edilmektedir. Bu tez çalışmasında, $50\ 000 < Re < 200\ 000$ aralığında değişik düşük

1. BÖLÜM

GENEL BİLGİLER ve LİTERATÜR ARAŞTIRMASI

Yüksek Reynolds sayılı akışlarda laminar sınır tabaka türbülansa geçişi hızlı bir şekilde gerçekleşebilir. Bu da yüksek Reynolds sayılı akışların ters basınç gradyentlerini asgari düzensizlikle yenebilmelerinden kaynaklanır [1]. Düşük Re sayısı söz konusu olduğunda ise bir çok deneysel veri akış ayrılmasını ve geçiş bölgesi içinde tekrar tutunmayı göstermektedir [1–15].

Gaster [3] laminar ayrılma kabarcıkları üzerine sabit sıcaklık anemometresi kullanarak deneysel bir çalışma yapmıştır. Bu çalışma geniş bir Re sayısı aralığında gerçekleştirilmiştir. Bu çalışmada kısa laminar ayrılma kabarcıklarını Re sayısı ve basınç yükselişiyle tespit etmiştir.

Akışın kanat üzerinde ayrıldığı noktadan tekrar tutunduğu noktaya kadar olan, içi ters yöne doğru yavaşça dönen akışla dolu hacme laminar ayrılma kabarcığı ya da türbülanslı tekrar tutunma kabarcığı adı verilir [7]. Laminar ayrılma kabarcıkları uzun ve kısa olarak ikiye ayrılabilir.

Laminar ayrılma kabarcığının konumu ve boyutu kanat profilinin, hücum açısının, serbest akım türbülansının ve Re sayısının fonksiyonudur [8, 9]. Laminar ayrılma kabarcığı hücum açısının artmasıyla hücum kenarına ilerler ve akım yönünde küçülür. Bu tür laminar ayrılma kabarcıklarına kısa laminar ayrılma kabarcığı adı verilir [9]. Bu tarz bir laminar ayrılma kabarcığı içerisinde küçük bir sabit basınç alanı görülebilir, bu da basınç eğrisinde bir düzlüğe neden olur. Tekrar tutunma sonucunda basınç eğrisi eski haline gelir. Hücum açısının daha da artmasıyla ayrılma noktası firar kenarına doğru ilerler ve belli bir açıdan sonra artık kanat yüzeyi üzerinde kısa mesafede tutunma gerçekleşemez. Bu olaya laminar ayrılma

Re sayılarında, 0° 'den 25° 'ye hücum açılarında akışa paralel ve dik ses dalgalarının NACA 2415 kanat profili üzerinde oluşan akışa etkisi kaldırma ve sürüklenme kuvvetleri, basınç katsayısı değişimleri, kanat üzerinde değişik noktalarda hız değişimleri ve akış yapıları gibi parametreler kuvvet ölçüm, basınç tarayıcı sistem, sıcak-tel anemometresi, duman teli ile akış görüntüleme ve parçacık görüntülü hız (PIV) ölçümü gibi deneysel yöntemler kullanılarak detaylı bir şekilde belirlenmesi amaçlanmıştır. Bu incelemelerde düşük Re sayılarında laminer ayrılma kabarcığı oluşumu ve türbülansa geçişe ses dalgalarının etkisinin belirlenmesi üzerinde durulmuştur. Bu amaçla, birinci bölümde literatürde yapılmış çalışmalar taranıp bu konudaki gelişmeler irdelenmiştir. İkinci bölümde tez çalışmasında kullanılan deneysel yöntemlerden ve ses dalgası uygulanmadığı durumda elde edilen bazı deneysel sonuçlar verilmiştir. Üçüncü bölümde ise, deneysel olarak akışa paralel ses dalgalarının farklı düşük Re sayılarında değişik hücum açılarında NACA 2415 kanat profili kaldırma ve sürüklenme katsayıları, basınç katsayısı değişimleri, kanat üzerinde değişik noktalarda hız değişimleri ve akış yapıları elde edilmiş ve akışa paralel ses dalgalarının etkisi yorumlanmıştır. Dördüncü bölümde ise akışa dik ses dalgalarının NACA 2415 kanat profili üzerinde oluşan akışa etkisi araştırılmıştır. Beşinci ve son bölümde ise sonuçlar irdelenip gelecekteki çalışmalara dair öneriler sunulmuştur.

kabarcığının patlaması adı verilir. Bu patlama olayı tamamıyla ayrılmış akışa neden olmayabilir. Ayrılmış akış kanadın üzerinden geçip firar kenarına daha yakın bir noktada tekrar tutunur. Ayrılmış akışın altındaki bölgedeki akış yavaşça döner ve bu bölgeye ölü-akış bölgesi ya da uzun ayrılma kabarcığı adı verilir. Uzun ayrılma kabarcığı basınç eğrisinde kapsadığı bölgede daha düşük basınç seviyeli bir düzlüğe sebep olur [9].

Genç ve arkadaşlarının [10] yaptıkları deneysel çalışmada $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=12^\circ$ 'de uzun laminar ayrılma kabarcığı görülmüştür. Bu durum $\alpha=4^\circ$ ve $\alpha=8^\circ$ 'de oluşan kısa laminar ayrılma kabarcıklarının 12° hücum açısında patlayarak uzun ayrılma kabarcığı oluşturduğunu göstermektedir. Bu durum kanat üzerinde oluşan basınç dağılımından da açıkça görülebilmektedir. Laminar ayrılma kabarcığı, düşük kaldırma kuvveti, yüksek sürüklenme kuvveti, hava araçlarında düşük stabilite, titreşim ve gürültü gibi kötü etkilere neden olabilir [14–17].

Tan ve Auld [1] 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 2×10^5 Re sayısında hücum açısı 0° 'de ayrılan akımın yüzeye yapışmadığı 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 1×10^5 iken laminar ayrılma kabarcığının uzunluğu kort boyunun %20 si, yüksekliği kort boyunun %10'u kadardır ve Re sayısı 3×10^5 iken kabarcığın uzunluğu kort boyunun %10'u, yükseklik ise kort boyunun %0.04'ü kadar olduğu saptanmıştır.

Sınır tabakanın kontrolü kavramı ilk kez Prandtl [18] tarafından ortaya atılmıştır. Bu çalışmadan sonra sınır tabakanın kontrolü 1960'ların başında Lachmann [19] tarafından çalışılmaya başlanmıştır. Akış kontrol metotları aktif ve pasif kontrol metotları olarak ikiye ayrılmıştır [20]. Aktif akış kontrolü serbest akıma veya sınır tabakaya doğrudan bir enerji ilavesi ile yapılabilir. 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 [14, 15].

Shan ve arkadaşları [21] 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 [22] 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 1.5×10^5 , 3×10^5 , 5×10^5 , 7×10^5 ve 10×10^5 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.

Zhou ve arkadaşları [23] NACA 0012 kanat profili etrafındaki çok düşük Re sayılarında akıştaki kuvvetleri inceleyen deneysel çalışma yapmış ve elde edilen

sonuçları hem diğer deneysel çalışmalar hem de teorik olarak elde edilen sonuçlarla kıyaslamışlardır. Bu çalışma Re sayısı 5.3×10^3 - 51×10^3 arasında ve hücum açısı da 0° - 90° arasında 1° 'er derece artırılarak yapılmıştır. Re sayısı arttıkça tutunma kaybı açısı ve 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 10.5×10^3 Re sayısında tutunma kaybı olayının gerçekleştiği 10° hücum açısında L/D 6 civarında iken 45° hücum açısında bu değer 1.1 civarındadır. Laminer ayrılma kabarcığı incelenecek olursa 5.3×10^3 Re sayısında 10° ve 15° hücum kenarına yakın bölgede oluşan ayrılmanın kanada tekrar yapışmadığı, 10.5×10^3 Re sayısında 10° hücum açısında ayrılan akış yüzeye tekrar yapışırken 15° hücum açısında yüzeye tekrar yapışma gerçekleşmemiştir.

Hu ve Yang [24] 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 açıları kullanmışlardır. Değişik hücum açılarında laminer ayrılma kabarcığının oluşma noktası, geçiş bölgesi ve yapışma 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 C_L 'nin hücum açısına bağlı olarak lineer bir şekilde arttığı, C_D 'nin ise nispeten küçük olduğu saptanmıştır. Kanat profili üzerinde hücum açısının 8° den büyük olduğu durumda laminer ayrılma kabarcığı oluştuğundan sonra kanat C_L 'de önemli ölçüde azalma meydana gelirken, C_D 'de ise hücum açısının artmasına bağlı olarak hızlı bir artma gerçekleşmiştir. Hücum açısının 12° 'den büyük olduğunda ise kanat üzerinde tutunma kaybı meydana gelmiş, C_L düşerken C_D artmıştır.

Welsh ve Gibson [25] 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 [26] 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 sayısı, sesin frekansı 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 ayrılma kabarcığının yerinin ve boyutlarının değiştiğini ayrıca geri yapışma noktalarının konumlarının hücum kenarına doğru kaydığını göstermişlerdir.

Hourigan ve arkadaşları [27] 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 uyarmayı 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 caddelerinin kopma frekansını ölçmek amacıyla, firar kenarının 65 mm gerisine bir mikrofona 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. Eu 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 hız 10.3 m/s iken firar kenarının 10 mm ilerisinde ses uygulanmadan 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 veter (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 $c/t=13$ olduğunda daha az değişim gözlenmiştir. 0.17 St sayısında oluşan girdapların oluşumu engellenmiştir.

Chang ve arkadaşları [28] veter 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 tutulmuş ve buna karşılık gelen Re sayısı ise 3×10^5 'dir. 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 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} 'da artmanın kaybolduğu gözlemlenmiştir. Yapılan deneylerde girdap bölgesinin küçüldüğü ve sürüklenme katsayısı C_{Dmax} 'ın 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 [29] kalınlığı 2 mm, veter boyu 150 mm, genişliği 197 mm olan keskin hücum kenarlı düz levha üzerindeki akışa akustik uyarmanın etkisini araştıran deneysel bir çalışma yapmışlardır. Bu çalışmada rüzgâr tüneline 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 teli tekniği kullanılan deneyler önce akustik uyarma olmaksızın gerçekleştirilmiştir. Bu deneylerde 2° 'de laminer akım ayrılması başlamış ve 14° 'ye kadar akımın yüzeye tekrar yapıştığı görülmüş ve 14° 'den sonra ise akım yüzeye tekrar tutunamamıştır. 4° ve 6° 'de akımın yüzeye yapışmasına girdapların sebep olduğu ve 6° 'den sonra ise ek girdapların oluştuğu tespit edilmiştir. Akustik uyarı

olmaksızın elde edilen verilere göre bozulma frekansları 500 Hz ile 600 Hz arasındadır. Hücüm kenarı ayrılmasının akustik uyarma ile kontrolü için deneyler 8° , 10° , 12° ve 14° 'de gerçekleştirilmiş ve değişik frekanslarda hücüm kenarına yakın bölgede daha fazla enerjiye sahip girdaplar olduğu 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. Ayrıca 12° 'de akustik uyarı olmaksızın oluşan ayrılma kabarcığının boyunu 600 Hz yarıya düşürürken 200 Hz üçte birine düşürmüştür.

Zaman ve McKinize [30, 31] 12.7 cm veter boyuna sahip LRN-1-1007 ve 25.7 veter 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 'in altında ve değişik hücüm açılarında gerçekleştirilmiştir ve yapılan kararlılık analizlerinde bu durumlarda görülen ayrılmaların laminar olduğu sonucu çıkarılmıştır. Akustik uyarmayı sağlayan kaynaklar, 40.6 cm çapına sahip hoparlör akustik sürücüdür. Deneylerin gerçekleştirildiği tünelin üstünden bu uyarma sağlanmıştır ve akustik uyarmanın frekansı 700 Hz altında ise sadece hoparlör, 700 Hz üstünde ise akustik sürücü kullanılmıştır. Ses basınç seviyelerini tespit edebilmek için bir mikrofön ve hız çalkantılarının ölçmek için de sıcak tel anemometresi kullanılmıştır. Akustik uyarma yapılmadan deneyler, 0.25×10^5 , 0.35×10^5 , 0.5×10^5 , 0.75×10^5 , 1×10^5 Re sayılarında hücüm açıları -8° 'den 24° 'ye değişecek şekilde yapılmıştır. Tutunma kaybı açıları, laminar ayrılma kabarcığı bölgeleri ve C_L değerleri tespit edilmiştir. Bu deney sonuçlarına göre laminar ayrılma kabarcığının özellikle LRN-1-1007 kanat profilinde 0.5×10^5 Re sayısında $\alpha=6^\circ$ 'de etkili olduğu tespit edilmiştir. Bu yüzden de deneyler bu Re sayısında ve hücüm 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 frekanslarda 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 arttırılmasının 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 [32] bir başka çalışmalarında LRN-(1)-1007 kanat profili üzerindeki akışa ses dalgalarının etkisini deneysel olarak incelemişlerdir. 0.4×10^5 ile 1.4×10^5 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; 0.4×10^5 Re sayısında 18° hücum açısında 0 ile 4 kHz arasında uygulanan ses dalgaları 0.2 kHz frekansta C_L/C_{L0} değeri 1.16 olduğu tespit edilmiştir yani C_L değeri %16 oranında arttığı, 0.6 KHz frekansta bu değer 1.02 olurken 1.3 kHz frekansta ise bu değer 1.1 olarak saptanmıştır. 0.4×10^5 Re sayısında ses basınç seviyesi ve frekansın C_L üzerine etkisine bakılınca, 8° 'de 90 dB'de (185 Hz) C_L değeri 0.8 iken 115 dB'de bu değer 1.3 olduğu görülmüştür. Ayrıca bu değer 15° 'de 90 dB'de (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 L/D değeri akustik uyarı olmaksızın 6° 'de 12 iken 150 Hz civarında bu oranın 20'ye yükseldiği, 18° 'de ise 4 iken 1.08 kHz frekansta 4.5 olmuştur.

Suzuki ve Ishii [33–36] düşük şiddetteki ses dalgalarının (1 Hz ve altı) NACA0012 kanat profili üzerindeki akışa etkisini inceleyen sayısal çalışma yapmıştır. Bu çalışmada, çok düşük şiddetteki ses dalgaları 1×10^5 Re sayılı akışa ve 10° , 12° , 14° ve 16° hücum açılarında 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.

Yaruseych ve arkadaşları [37,38] 30 cm vetere ve 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 5° 'de ve değişik Re sayılarında gerçekleştirilmiştir. Akustik uyarı olmaksızın elde edilen sonuçlarda 2×10^5 Re sayısında laminar ayrılma kabarcığı $0.45 x/c$ ile $0.62 x/c$ arasında olurken 150×10^3 Re sayısında laminar ayrılma kabarcığı 0.4 ila $0.66 x/c$ arasında bulunmuş fakat 1.43×10^5 ve Re sayısında yüzeyden ayrılan akımın yüzeye tekrar yapışmadığı tespit edilmiştir. Akustik uyarma ile yapılan deneyler de ayrılan akım yüzeye yapışmadan ve yapıştığı durumu yani laminar ayrılma kabarcığı olduğu durum ayrı ayrı incelenmiştir. Akustik uyarı ile yapılan deney sonuçlarında akustik uyarı olmaksızın elde edilen duruma göre daha iyi sonuçlar elde edilmiştir. $\alpha=5^\circ$ 'de 1×10^5 Re sayısında, akustik uyarma 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 1.5×10^3 Re sayısında 445 Hz frekansta (SPL=106 dB) laminar ayrılma boyunda çok küçük bir küçülme olsa bile kayda değer bir etki saptanmamıştır. Akustik uyarıda ses şiddetinin bir eşik değerine kadar etkili olmadığı tespit edilmiştir ve bu eşik değeri ise test odasındaki ses basınç seviyesidir. Diğer önemli bir diğer bir bulgu ise SPL bir değer 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 ve yaklaşık 75 dB civarında çok büyük düşüş görülürken 90 dB ve üzerinde daha az düşüş görülmüştür.

Yarusevych ve arkadaşları [39], akustik uyarmanın NACA0025 kanat profili üzerindeki akışa etkisini araştıran bir başka deneysel çalışmalarında ses dalgalarını üreten hoparlörü kanadın alt kısmına ve kanattan daha önce gelecek şekilde yerleştirmişlerdir. Ses dalgaları 250 W gücünde bir hoparlörden elde edilmiştir. Deneyler 0.57×10^5 , 1×10^5 , 1.5×10^5 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 uygulanmıştır. Yapılan deneylerde mekanik titreşimle elde edilen dalgaların ayrılmalarda üzerinde olumlu yönde etki eden etkili frekans aralıkları ve optimum frekanslar belirlenmiştir. 0.57×10^5 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. 1×10^5 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 1×10^5 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 C_D değerlerine bakılmış ve 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; 0.57×10^5 Re sayısında; 0° hücum açısında C_{Da}/C_{D0} değeri 0.62, C_{Db}/C_{D0} değeri 0.48, 1×10^5 Re sayısında 5° 'de C_{Da}/C_{D0} değeri 0.39, C_{Db}/C_{D0} değeri de 0.39, 1×10^5 Re sayısında 10° C_{Da}/C_{D0} ve C_{Db}/C_{D0} değerleri 0.25 elde edilmiştir.

Moss [40] 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

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. Re sayısı 0.1×10^5 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 [41] silindir etrafındaki akışa içten uygulanan ses dalgalarının sürekleme kuvveti üzerine etkisini araştıran deneysel bir çalışma gerçekleştirmişler. 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 [42, 43] E205 ve WT01 kanat profilleri üzerindeki akışı farklı bir yöntem olan termografik yöntemle inceleyen deneysel çalışma yapmışlardır. 1×10^5 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 titreme yaptırılarak 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 gözlemlenmiş, 200 Hz ses dalgası uygulandığında ise bu 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 veter boyunun %26'sı, 5° 'de veter boyunun %19'u, 6° 'de %8'i ve 8° 'de ise veter boyunun % 7'si kadar küçülmüştür.

Ahuja ve Burrin [44] 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 veter boyuna sahip GA(W)-1 kanat profiline ise 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 veter boyuna göre aynı frekansın değişik sonuçlar verdiği gözlemlenmiştir. Örneğin; 0.6 kHz (130 dB için) için 30 m/s hızda veter boyu 10.16 cm olan kanatta C_L 0.93, 17.78 cm vetere sahip kanatta C_L 0.97 ve 50.80 cm vetere sahip kanatta ise C_L 0.92 olarak tespit edilmiştir. Hız ve veter boyu sabit tutularak yapılan deneylerde, 0.9 KHz frekansta 10.16 cm vetere 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 vetere 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 iken 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 veter 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 tez çalışmasında gerçekleştirilen araştırmalar 110M068 nolu TÜBİTAK projesi kapsamında yapılmıştır. Bu TÜBİTAK Projesi kapsamında ilk olarak, farklı düşük Re sayılarında 18 cm veter boyuna sahip NACA 2415 kanat profilinin akış karakteristikleri belirlenmiştir [5,10]. 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 yapılan tez çalışmasında kullanılan deneysel yöntemlerden bahsedilmiştir. Kullanılan deneysel yöntemler hakkında bilgiler verilmiştir. Bütün

deneyler Erciyes Üniversitesi Mühendislik Fakültesi Enerji Sistemleri Mühendisliği Bölümüne ait Rüzgar Mühendisliği ve Aerodinamik (RMAA) Laboratuvarında bulunan emmeli açık çevrimli tip rüzgar tüneline (Şekil 2.1) 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

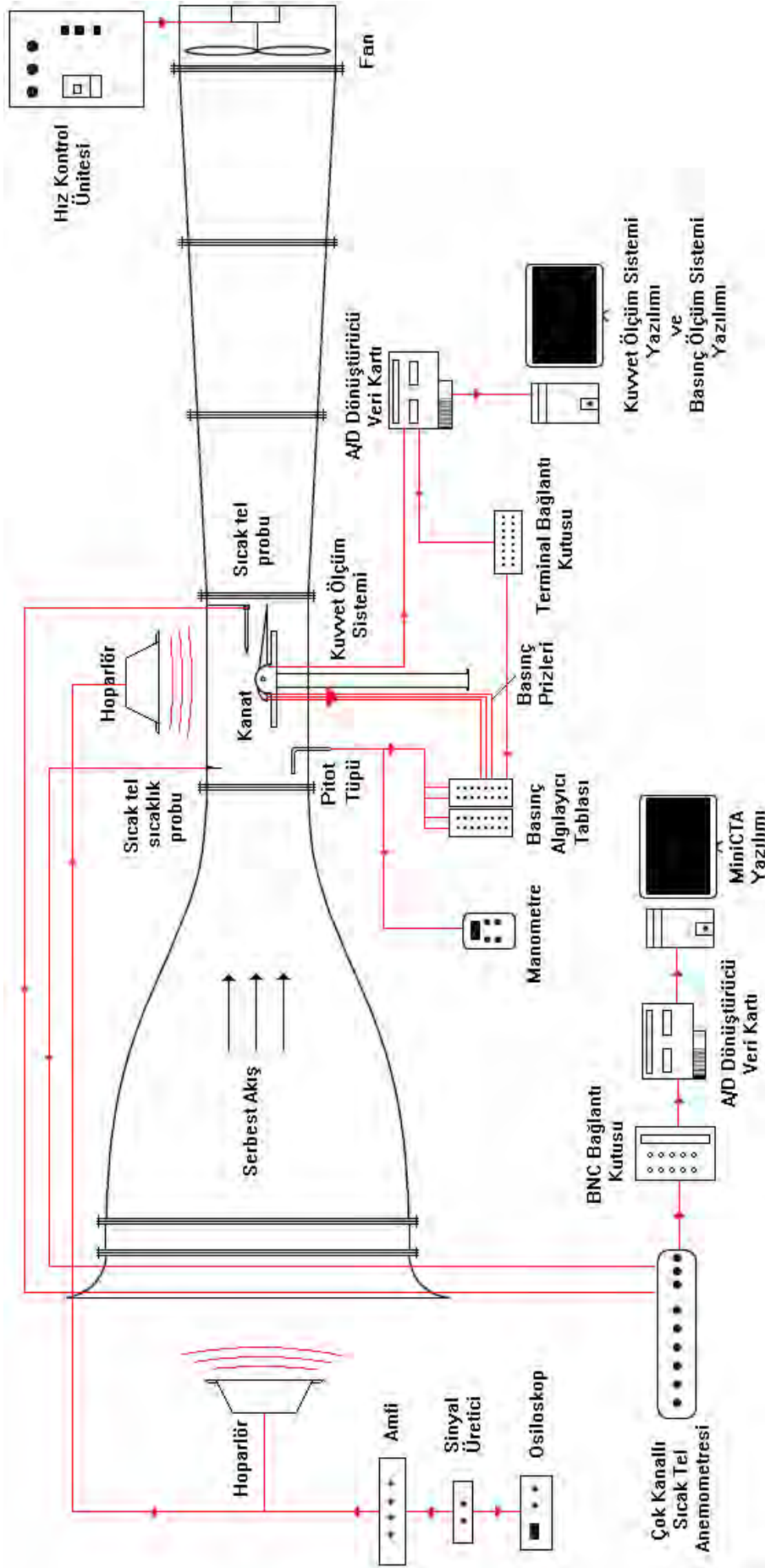
2.2.1. Rüzgar Tüneli Test Odası Karakteristikleri

Deneyler gerçekleştirilmeden önce test odasının hız dağılımı ve belirli hızlara göre türbülans seviyesi sıcak tel anemometresi (SSA) ile belirlenmiştir. Deneylerde Dantec marka 54N81 model 6 kanallı SSA kullanılmıştır. türbülans şiddeti test bölgesinin geneli için yaklaşık %0.4, sadece 5 m/s için % 0.7’dir [5,10]. Bu değerler tünelin türbülans seviyesinin çok iyi olduğu göstermektedir. Ayrıca test bölgesinde sınır tabaka kalınlığı incedir (*yaklaşık 20 mm*) [5,10].

Belirsizlik Analizi: Deneysel çalışmalarda yapılan ölçümler her zaman belirli bir oranda hata içerir. Bu hata miktarının belirlenirken her deney serisindeki maksimum belirsizlikler hesaplanır. Yapılan deneylerin belirsizlik analizleri daha önceki tez çalışmasında elde edilmiş ve Tablo 2.1’deki gibidir [5].

Tablo 2.1. Farklı katsayılara ait belirsizlikler [5]

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



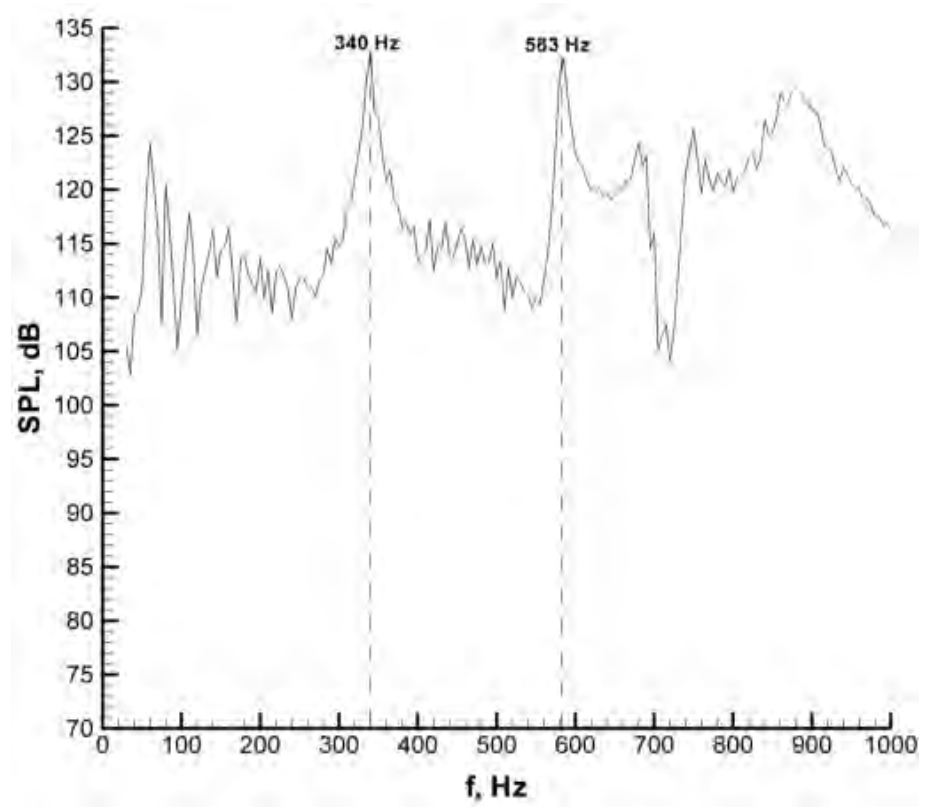
Şekil 2.2. Deney düzeniğinin şematik gösterilişi

Blokaj Etkisi: Akışın dik temas ettiği tünel test odasının alanı ile kanadın akışa dik yüzeyde görünen yüzey alanı oranına *blokaj oranı* denir ve kullanılan tünelde 0.18 m veter boyuna sahip NACA 2415 kanat profilinin 0° 'de blokaj oranı %3'dür [5]. Kanat profili deneylerin yapıldığı en büyük hücum açısı için ise 25° 'de blokaj oranı %8.8'dir. Bu oran %10 değerinden daha küçük olduğundan blokaj düzeltmesi yapmaya gerek yoktur.

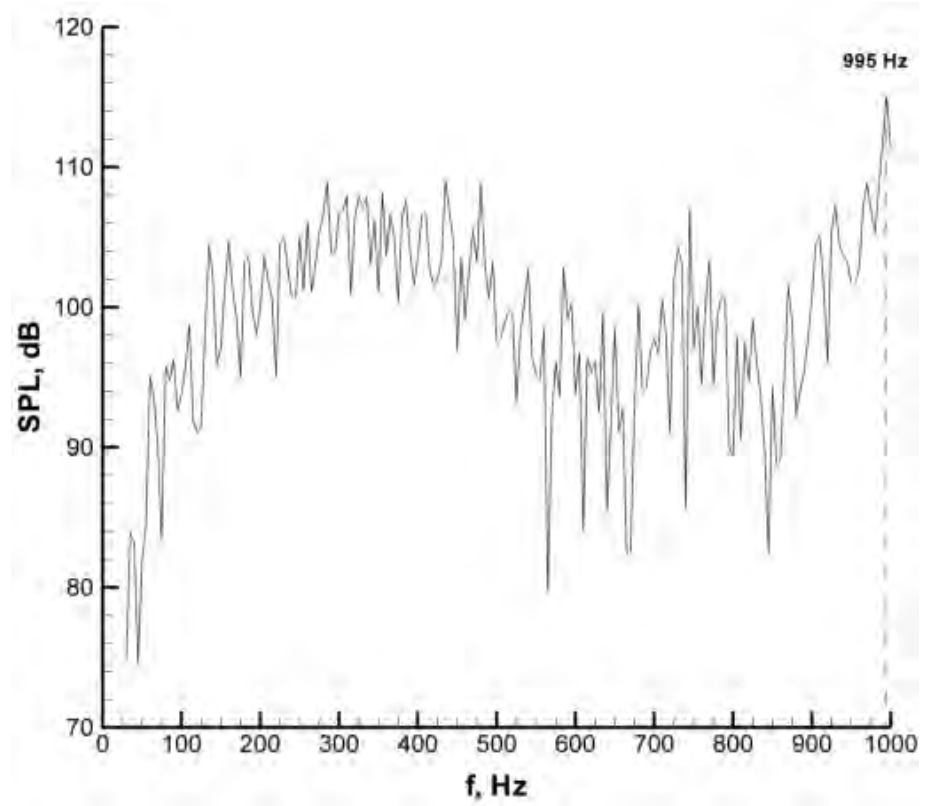
Boş Tünelin Rezonans Karakteristikleri: Akışa paralel ve dik ses dalgalarını üretmek için amplifikatöre bağlı bir hoparlör ve fonksiyon jeneratörü kullanılacaktır. Hoparlör rüzgar tünelinin önünde ve tünele 1,5 metre uzaklıktadır. Ayrıca bir osiloskop yardımı ile fonksiyon jeneratöründen üretilen sinüs dalgası sinyali kontrol edilmiştir. Ses dalgaları ile deneyler yapmadan önce sağlıklı deneyler elde etmek için tünelin rezonansa girmemesi gerekir ve bunun için rezonans frekanslarının belirlenmesi gerekmektedir. Rüzgar tüneli test odasının rezonans karakteristikleri Brüel & Kjør marka mikrofona kullanılarak ölçülmüştür. Mikrofon kanat üzerinde $x/c=0.5$ ve $y/c=0.15$ [38] noktasına yerleştirilmiş ve tünel kapalı iken bu noktadaki ses basınç seviyesi 10-1000 Hz aralığında ses dalgası verilerek ölçülmüştür. Şekil 2.3a 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.

2.3. Basınç Katsayısı Ölçümü

Kanat profili etrafındaki basınç dağılımı yardımıyla taşıma, sürüklenme ve moment katsayıları elde edilebileceği gibi kanat yüzeylerinde oluşan laminer ayrılma kabarcığının yeri, ayrılma ve tekrar yapışma noktaları da belirlenebilir. Basınç katsayısı ölçüm deneyleri pitot tüpü, manometre, kalibratör ve 30 adet basınç algılayıcı yardımı ile yapılmıştır. Basınç katsayısı ölçüm deneyleri için kort boyu 15 cm olan NACA 2415 kanat profili kullanılmıştır [5,10]. Şekil 2.4'de gösterildiği gibi pitot tüpünün toplam basınç portu basınç algılayıcıların toplam basınç deliklerine paralel bağlanmış ve statik portu boş bırakılmıştır. Basınç algılayıcılarda statik portlara da kanat üzerindeki her bir delikten gelen statik basınçlar gönderilerek basınç farkları algılayıcılarla ölçülmüştür. Ölçülen değerleri okumak için bir program yazılmıştır ve saniyede 1000 veri alınarak toplam 11 sn ölçüm yapılmıştır.



a)



b)

Şekil 2.3. Ses dalgaları uygulamasından önce boş tünelin rezonans karakteristikleri
 a) Dik ses dalgası b) Paralel ses dalgası



Şekil 2.4. Basınç katsayısı deneyleri için kullanılan deneysel düzenek

2.4. Aerodinamik Kuvvetlerin Ölçümü

Bu deneysel çalışmada MSM marka üç bileşenli kuvvet ölçüm sistemi (Şekil 2.5) kullanılarak kaldırma ve sürüklenme kuvvetleri ile yunusluma momenti ölçülmüştür. Bu sistemde de saniyede 1000 adet veri 20 saniye boyunca (20000 veri) alınmış ve bu veriler sistemin yazılımı vasıtasıyla kuvvete dönüştürülmüştür. Bu verilerin ortalamaları ile aerodinamik kuvvetler belirlenmiştir. Daha sonra MATLAB yardımıyla Denklem 2.1, 2.2 ve 2.3 eşitlikleri kullanılarak aerodinamik katsayılar elde edilmiştir.



Şekil 2.5. Deneyleri yapıldığı üç bileşenli kuvvet ölçüm sistemi

$$C_L = \frac{F_L}{\frac{1}{2}\rho v_\infty^2 S} \quad (2.1)$$

$$C_D = \frac{F_D}{\frac{1}{2}\rho v_\infty^2 S} \quad (2.2)$$

$$C_M = \frac{M}{\frac{1}{2}\rho v_\infty^2 Sl} \quad (2.3)$$

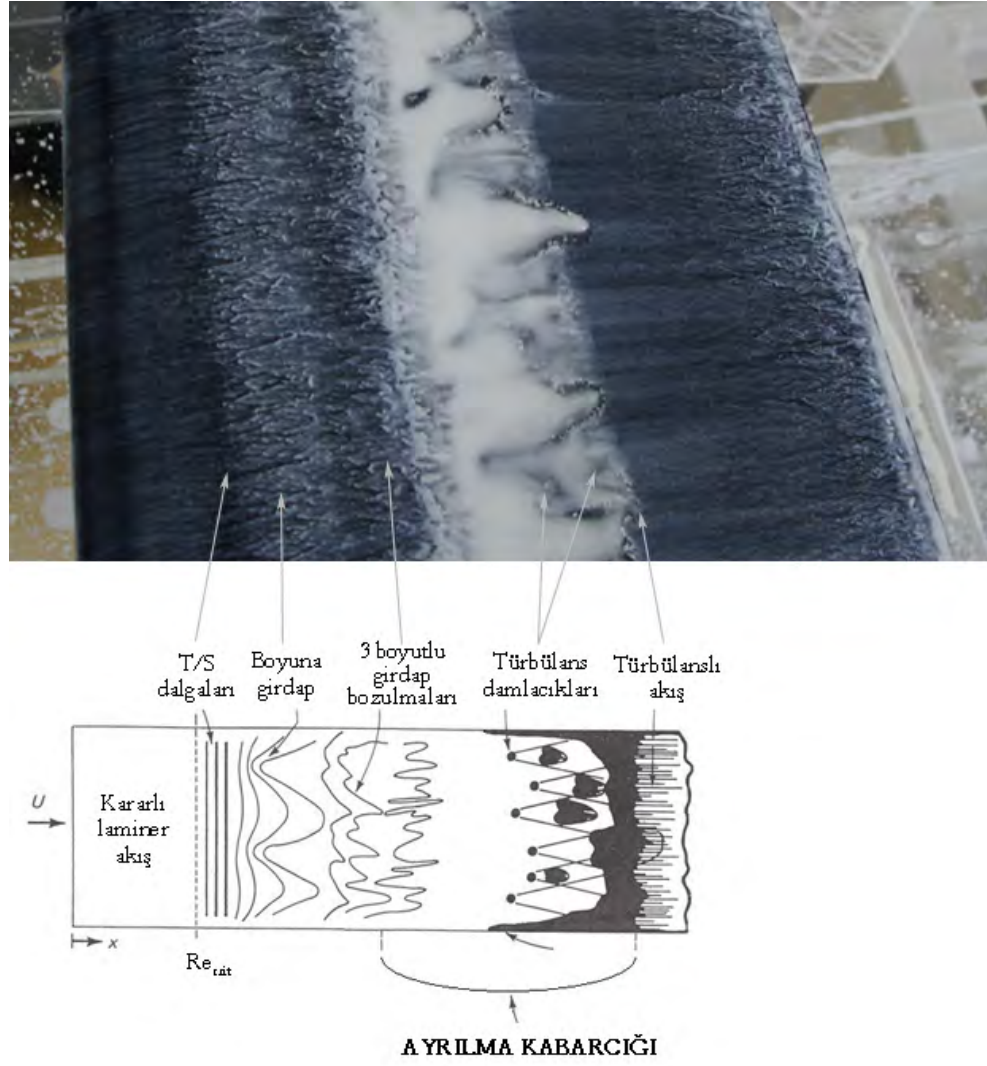
2.5. Yağ ile Akış Görüntüleme

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 (Şekil 2.6). 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 [46].



Şekil 2.6. Yağ deneyi için kimyasal maddeler ve karışımın kanat üst yüzeyine sürülmüş hali [5, 10]

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.



Şekil 2.7. Yağ deneyi sonucunun teori ile kıyaslanması [10]

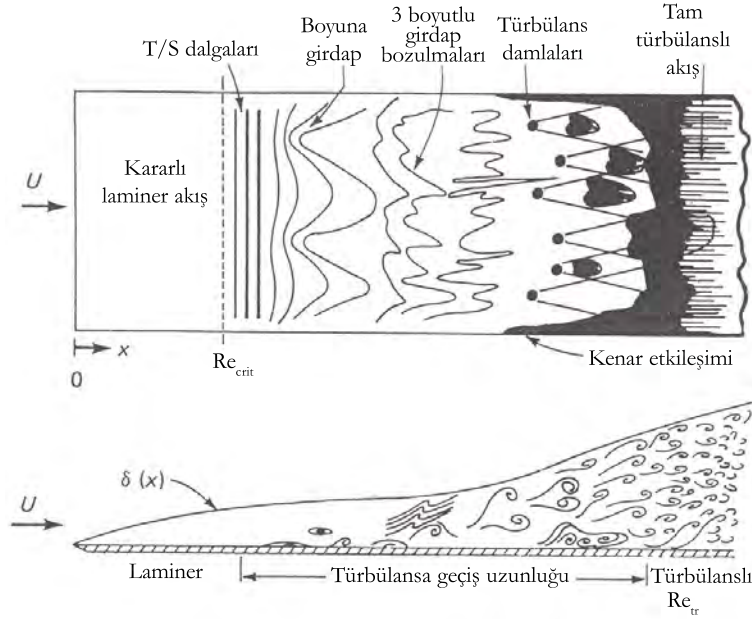
2.6. NACA 2415 Kanat Profili Üzerinde Akışın Belirlenmesi

NACA2415 kanat profili üzerindeki akış karakteristiklerinin belirlenmesi 110M068 nolu TÜBİTAK projesinin ilk aşaması idi ve proje asistanı İlyas Karasu akış karakteristiklerinin belirlenmesi ile ilgili farklı düşük Re sayılarında aerodinamik katsayıların belirlenmesi, basınç dağılımlarının çıkarılması, sıcak tel anemometresi ile kanat üzerinde değişik noktalarda hız ölçücü ile türbülansa geçişin tesbiti, yağ deneyi ile kanat üzerindeki akışın ve türbülansa geçiş ile ayrılma kabarcığının görüntülenmesi konularında elde edilen deneysel sonuçlardan oluşan yüksek lisans tezini [5] Ağustos 2011'de tamamlamıştır. Bu tez çalışmasında yapılan çalışmalara ek olarak duman teli ile akış görüntüleme ve PIV deneyleri adı geçen yüksek lisans tezinden sonra cihazların alınabilmesi nedeniyle 2012 yılında yapılabilmiş ve bu tez çalışmasında duman teli ve PIV deney sonuçları bu bölümde ele alınıp ses uygulanmadan önce kanat etrafındaki akış ile ilgili her türlü karakteristiğinin tesbiti tamamlanmıştır. İlyas Karasu'nun yüksek lisans tezinde ve daha sonra yapılan deneylerde elde edilen sonuçların hepsi bütün olarak düşünülüp ilerleyen alt bölümlerde sunulmuştur.

2.6.1. 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 2.8'de görüldüğü gibidir.

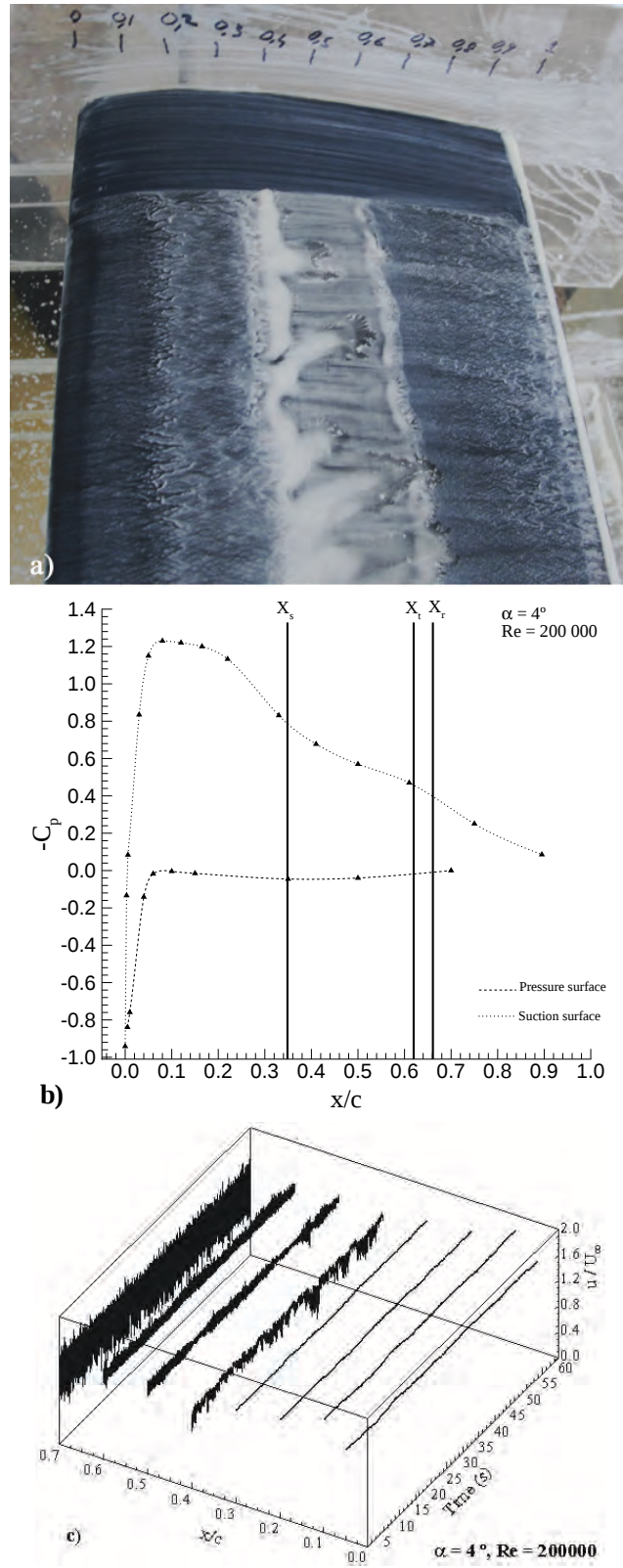
Bu tip türbülansa geçiş olduğu zaman serbest akım türbülansı düşüktür ve Tollmien ve Schlichting [48] tarafından geliştirilen doğrusal kararlılık teorisi, sınır tabakadaki küçük bozulmaların kararsız olduğunu ve bu nedenle genişlediğini açıklar. Sınır tabakada kararlı laminer akıştan sonra Tollmien ve Schlichting dalgaları diye adlandırılan bu dalgalar meydana gelmeye başlar (Şekil 2.7). Daha sonra kararsız dalgalar gelişir ve bu dalgaların oluşmaya başlar. Dalgaların iyice gelişmesi ile



Şekil 2.8. Düz levha üzerindeki akışta meydana gelen doğal türbülansa geçiş [47]

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.

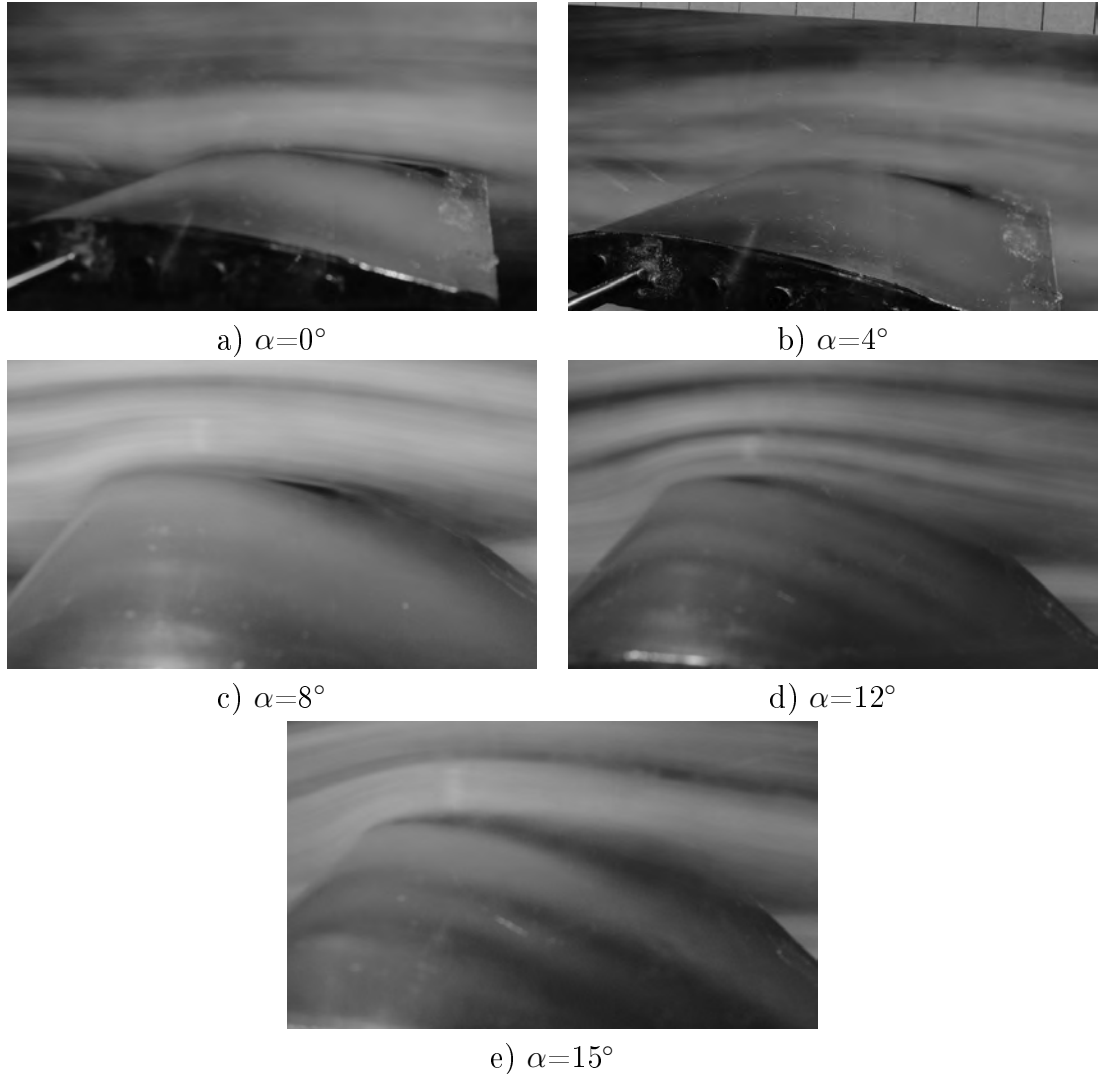
Ayrılma kabarcıklı türbülansa geçiş bu deneysel çalışma sonucunda basınç ölçüm, yağ ve sıcak tel anemometresi ile hız değişimi deney sonuçlarında detaylı olarak görülmüştür. Şekil 2.9 hücum açısının 4° ve Re sayısının 200 000 olduğu durumda yağ deneyi ve sıcak tel anemotresi ile alınan hızları karşılaştırmaktadır. $0.4 x/c$ civarında akış türbülansa geçtiği için hızdaki dalgalanmalar artmış ve akış türbülanslı devam ettiği için dalgalanmalar giderek artmıştır. Ayrıca Şekil 2.7’de doğal türbülansa geçiş adımları olan T/S dalgaları, boyuna girdaplar ve 3 boyutlu girdap bozulmaları yağ deneyi sonucu olan Şekil 2.7 ve Şekil 2.9’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 2.9. Yağ deneyi, basınç ve sıcak tel anemometresi sonuçlarının karşılaştırması ($\alpha=4^\circ$, $Re=2 \times 10^5$) [10]

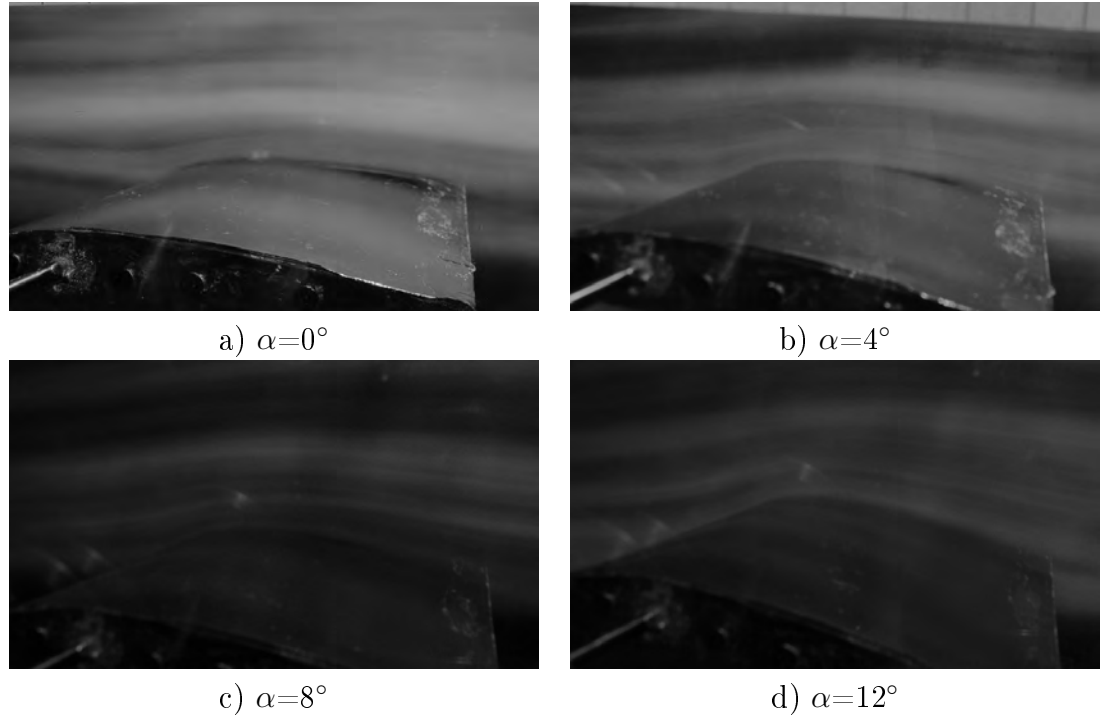
2.7. NACA 2415 Kanat Profili Üzerinde Akış ve Laminer Ayrılma Kabarcığının Duman Teli Deneyi ile İncelenmesi

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 2.10 ve 2.11). Bu yöntem akışı görselleştirmek açısından kolay ve verimli bir yöntemdir.



Şekil 2.10. $Re=0.5 \times 10^5$ 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



Şekil 2.11. $Re=0.75 \times 10^5$ için NACA2415 kanat profili üzerindeki akış ve oluşan ayrılma kabarcıklarının duman teli deneyi ile incelenmesi

tutunamadığından 0.5×10^5 ve 0.75×10^5 Re sayılarında 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 TÜBİTAK projesi kapsamında satın alınan halojen lamba yardımıyla ışıktandırma 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 2.10 ve 2.11'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.

2.8. 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 2.12a, 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.



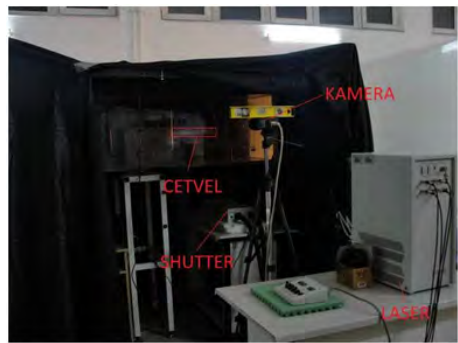
a)



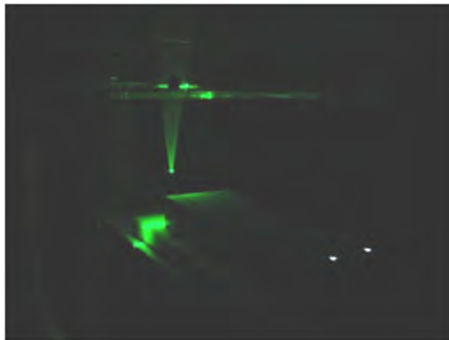
b)



c)



d)



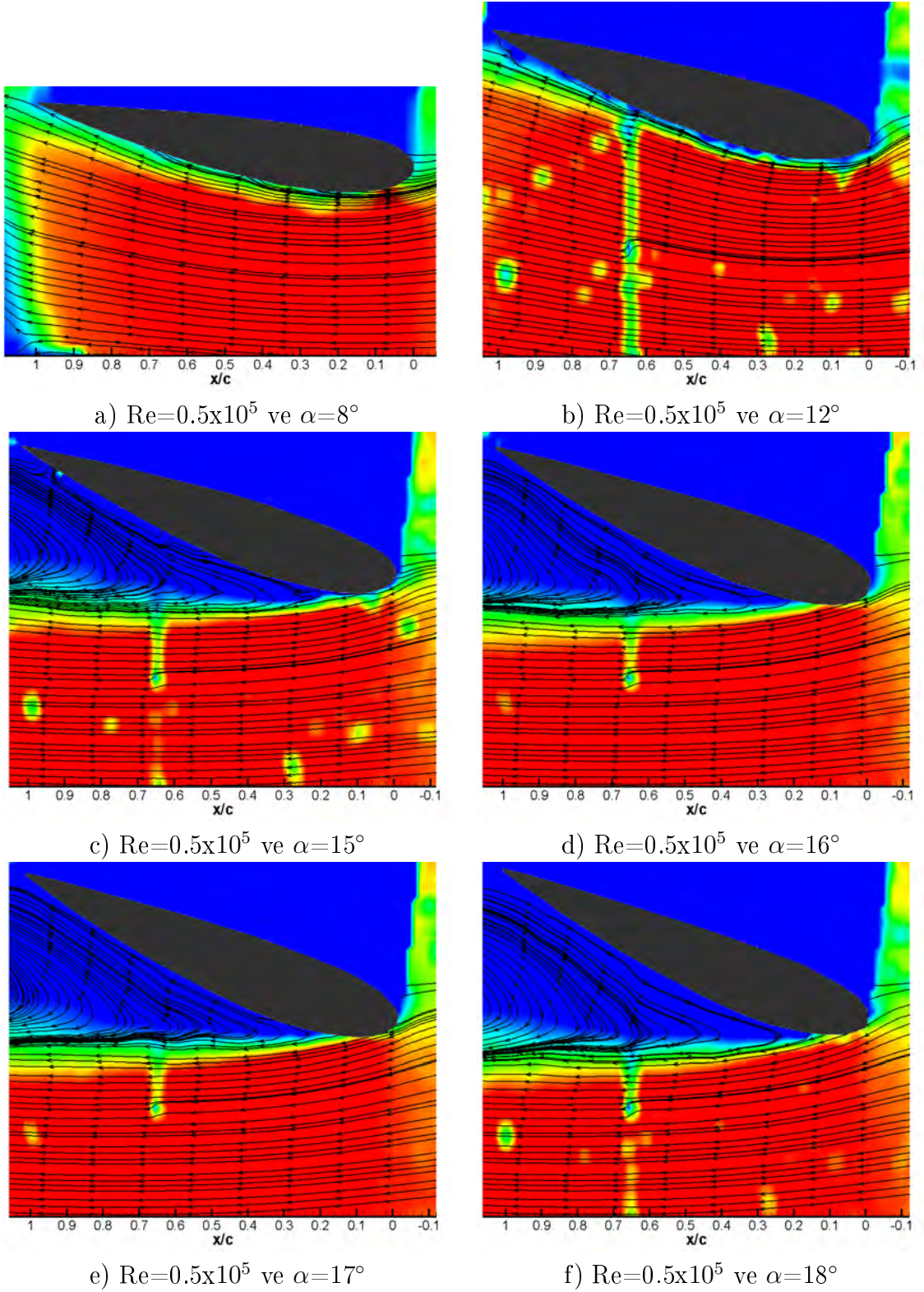
e)



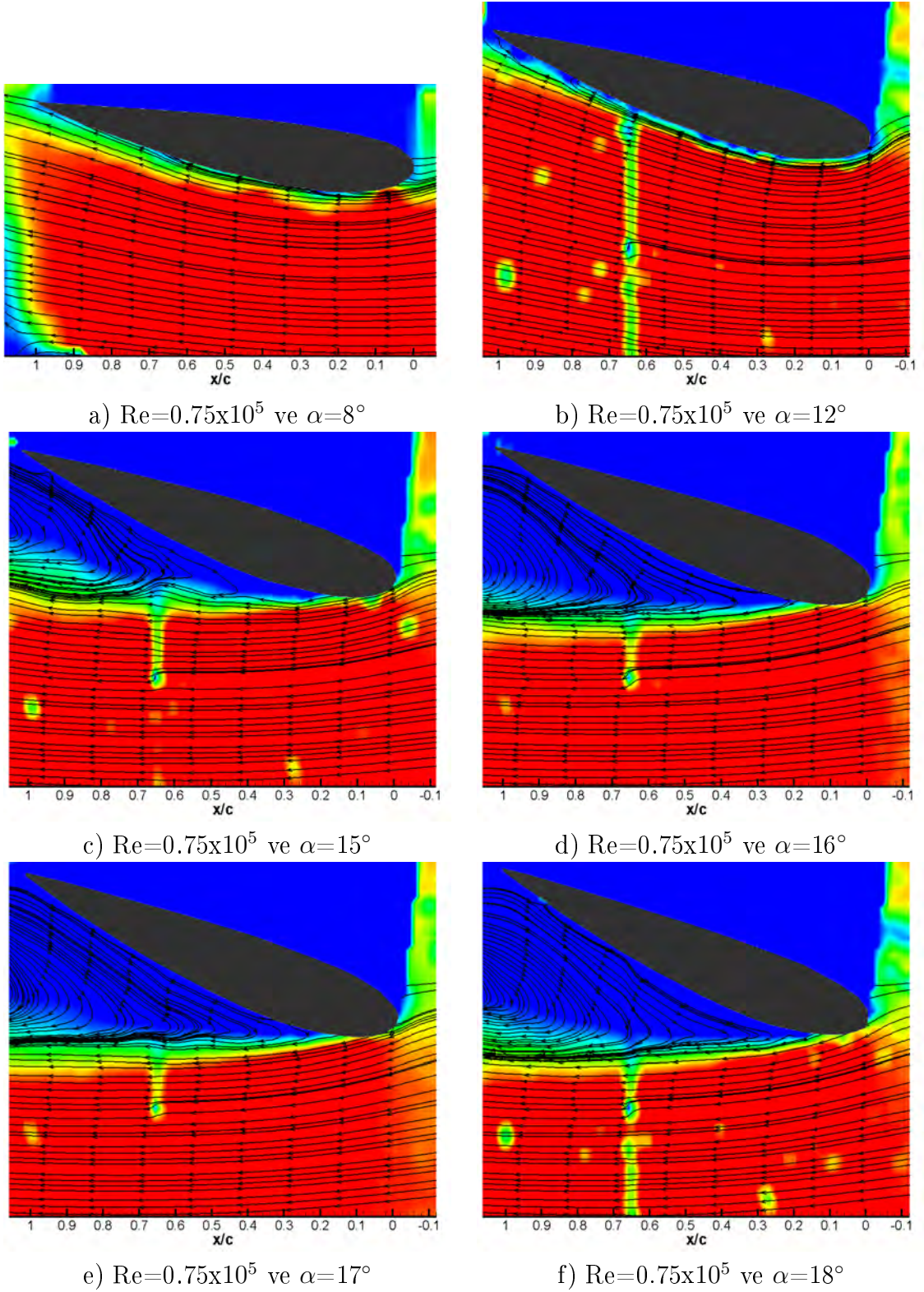
f)

Şekil 2.12. PIV sistemi ve deneyler için tünelin ve ekipmanları hazırlanışı

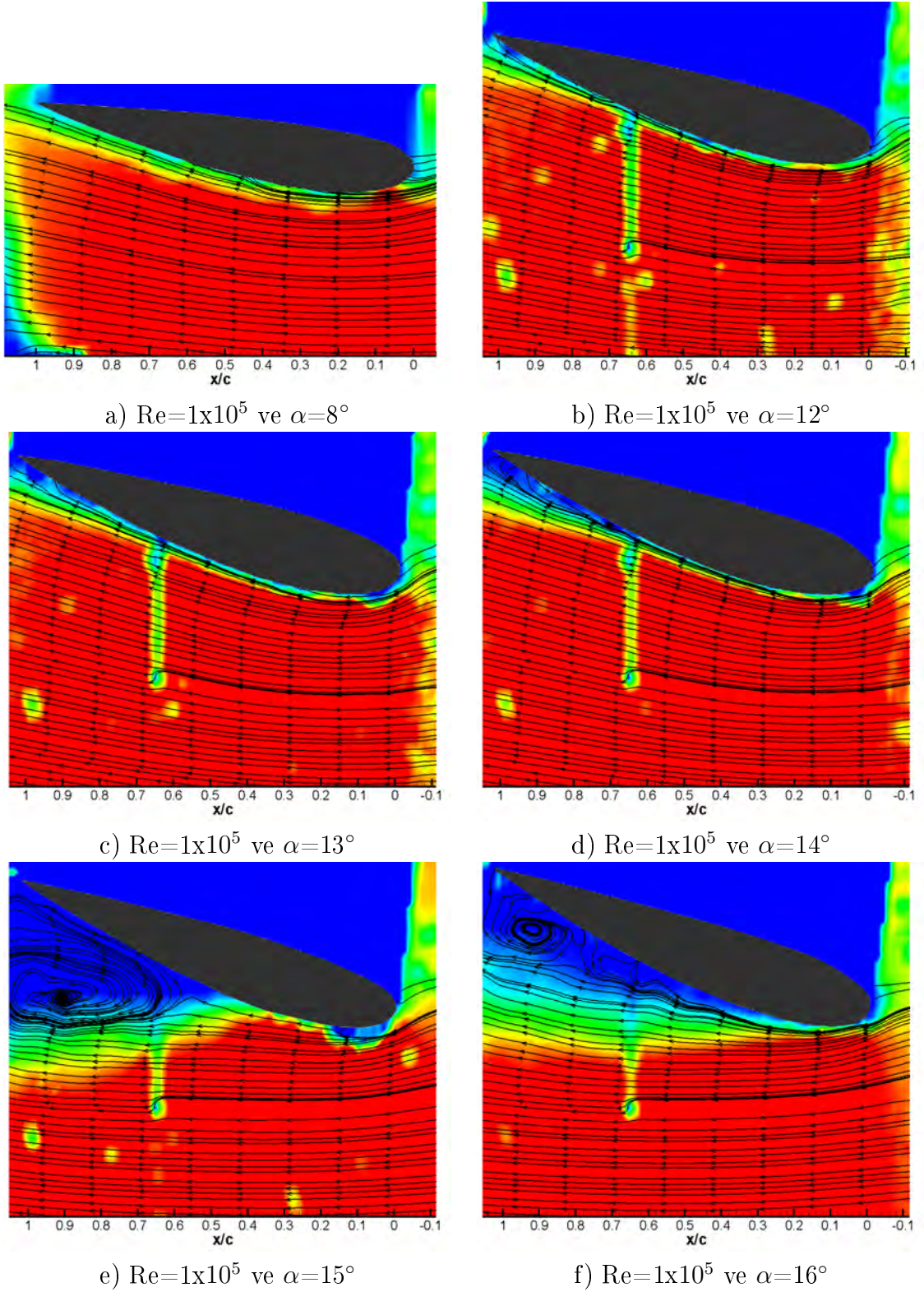
Bunun dışında kameranın görüntü alacağı tünel duvarının ve kanat sonlarındaki kenar (*endplate*) kısmın şeffaf ve temiz olması gerekirken, karşı tarafta kalan diğer kenarın siyah olması ve yansıma yapmaması gerekmektedir. Bunun için yeni kanat hazırlanmış (Şekil 2.12a ve hazırlanan kanat lazer tünelin altında olduğundan ve laminer ayrılma kabarcığı kanadın üstünde bulunduğundan kanat ters bağlanmıştır (Şekil 2.12e). PIV çekimleri için gerekli olan partiküller için SAFEX FOG 2010 model duman üreticisi ile SAFEX Spezial duman sıvısı kullanılmıştır (Şekil 2.12f). 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 ayrılma ve tekrar tutunma noktaları net bir şekilde belirlenebilmiştir. Şekil 2.13-2.18 arasındaki grafiklerde farklı Re sayılarında ve hücum açılarında PIV ile elde edilen zaman ortalamalı akım çizgileri ve hız konturları verilmiştir. Önceki yapılan basınç ve kuvvet ölçüm deneyleri sonucunda ses dalgalarının etkisinin tutunma kaybı açısı hemen öncesi ve sonrasında etkin olduğunda PIV deneyleri spesifik olarak belirli açılarda yapılmıştır. 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 hatalı kısım deney sonuçlarımızı çok değiştirmeyecek yerdedir. 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.



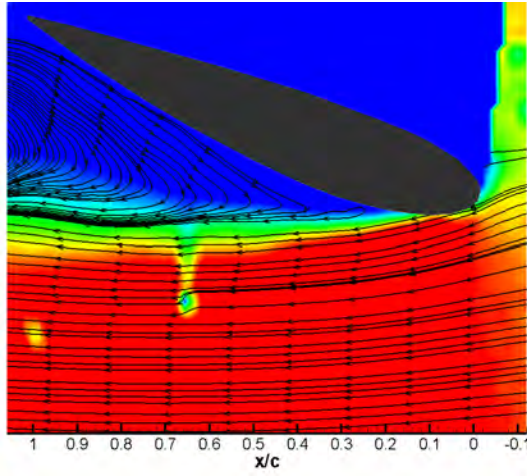
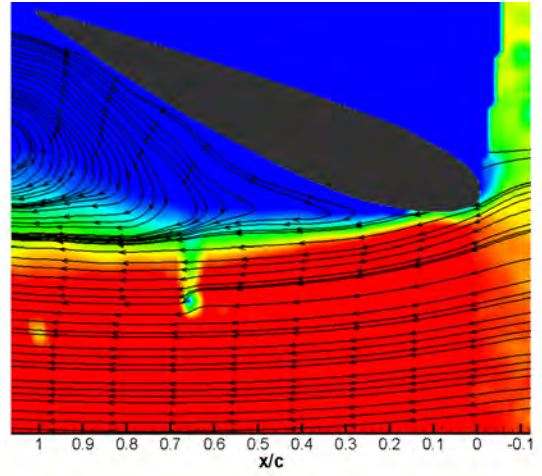
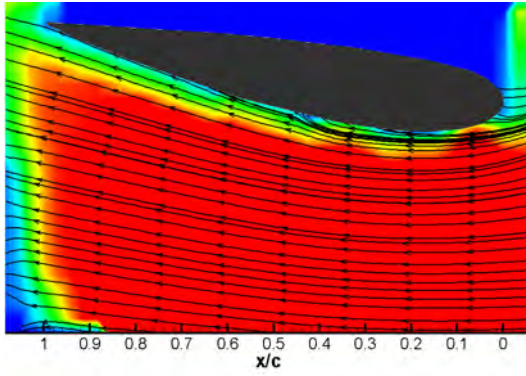
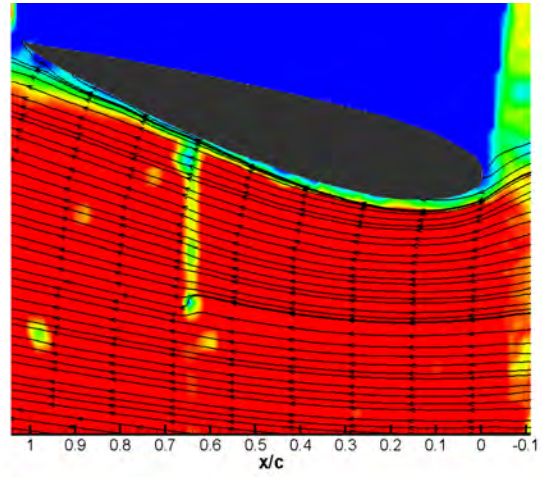
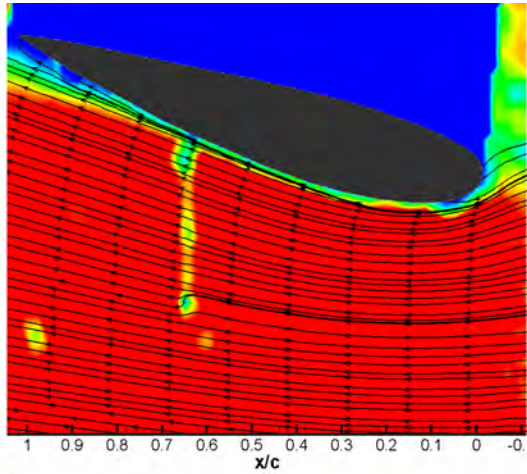
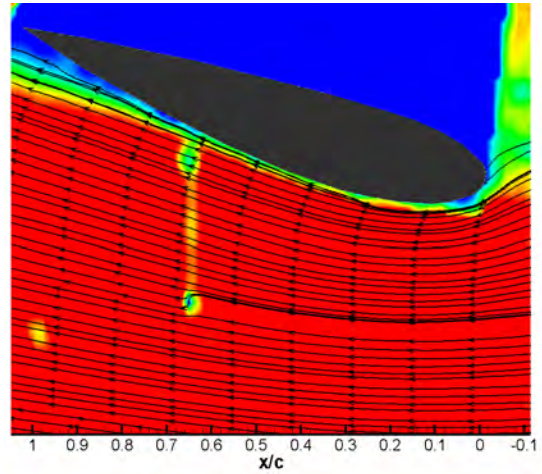
Şekil 2.13. Farklı hücum açılarında PIV deneyi sonucu elde edilen NACA2415 kanat profili etrafındaki akışa ait akım çizgileri ve hız dağılımları ($Re=0.5 \times 10^5$, a) $\alpha=8^\circ$, b) $\alpha=12^\circ$, c) $\alpha=15^\circ$, d) $\alpha=16^\circ$, e) $\alpha=17^\circ$, f) $\alpha=18^\circ$)



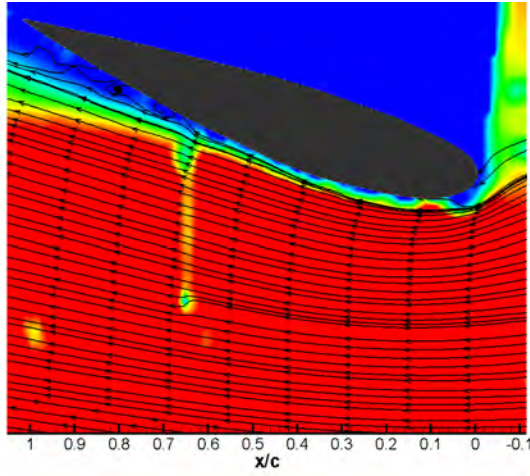
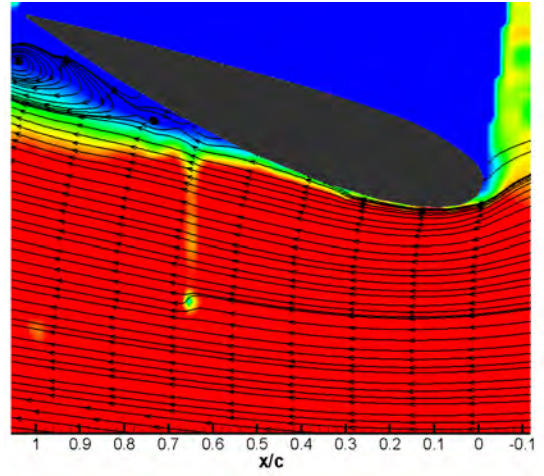
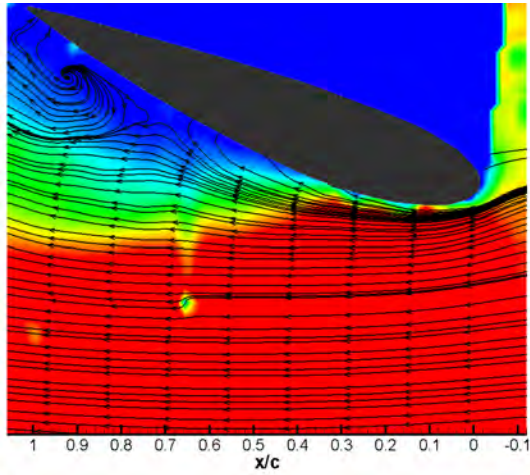
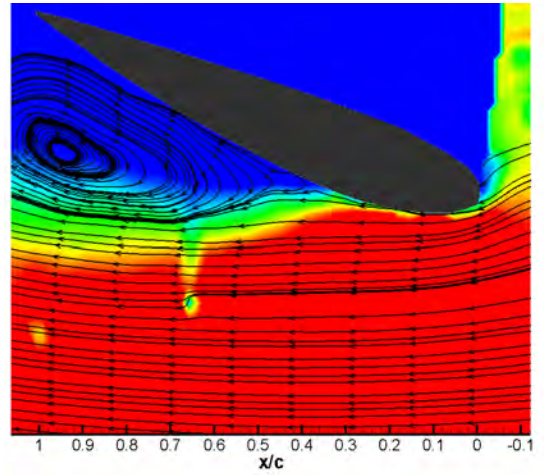
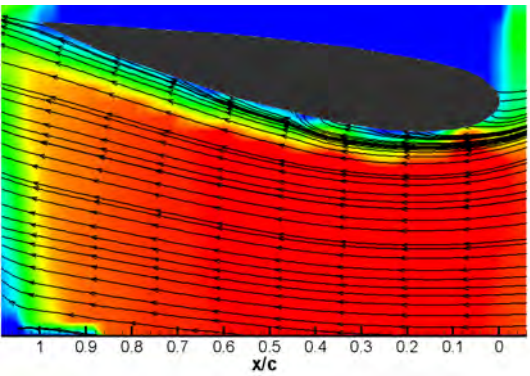
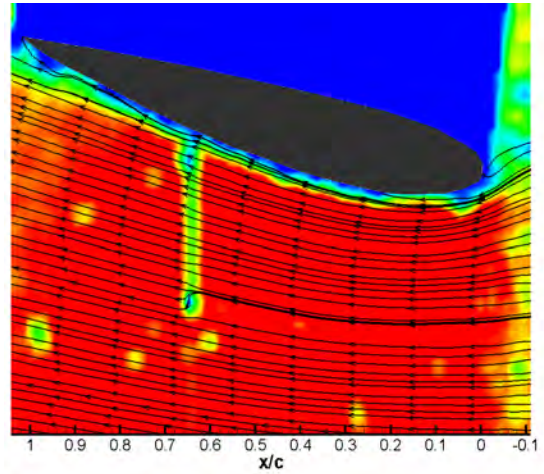
Şekil 2.14. Farklı hücum açılarında PIV deneyi sonucu elde edilen NACA2415 kanat profili etrafındaki akışa ait akım çizgileri ve hız dağılımları ($Re=0.75 \times 10^5$, a) $\alpha=8^\circ$, b) $\alpha=12^\circ$, c) $\alpha=15^\circ$, d) $\alpha=16^\circ$, e) $\alpha=17^\circ$, f) $\alpha=18^\circ$)



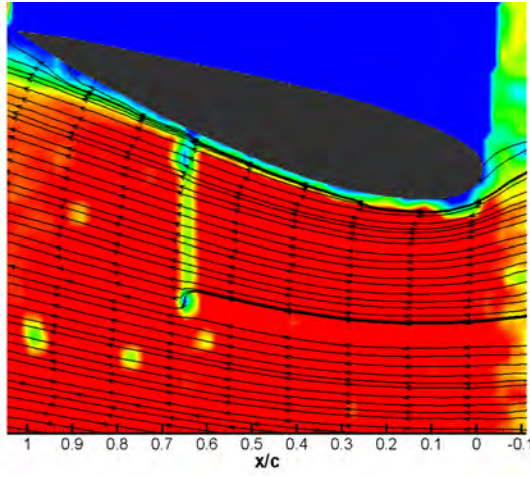
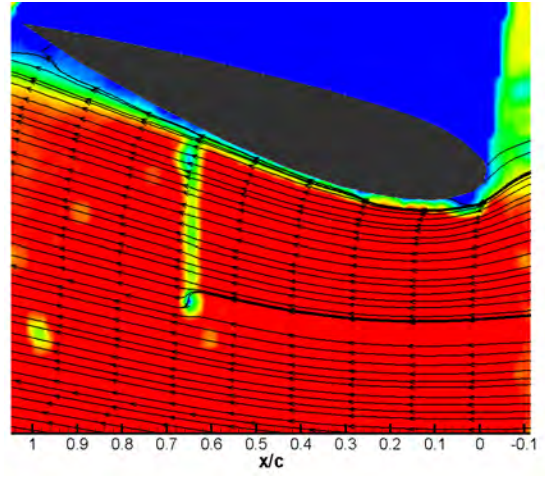
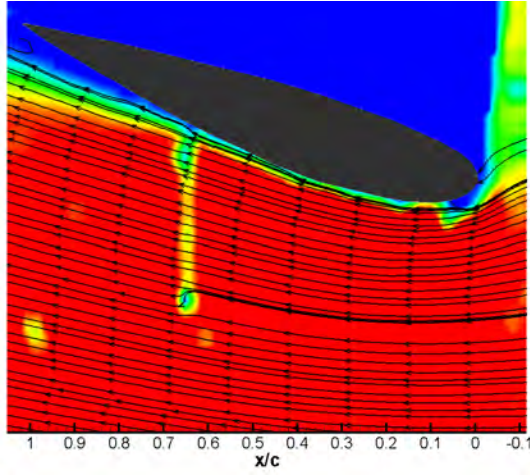
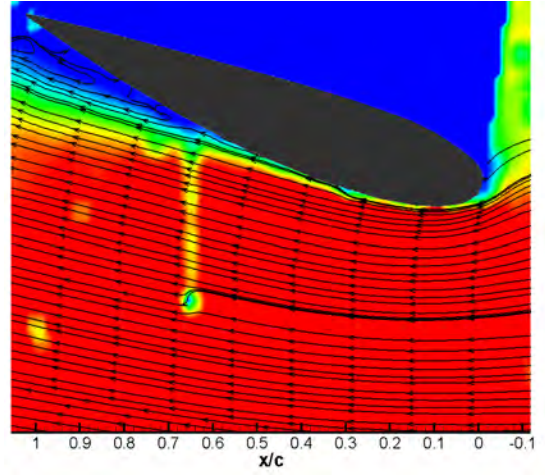
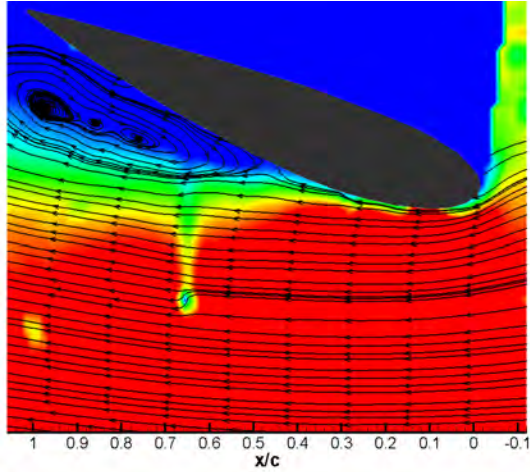
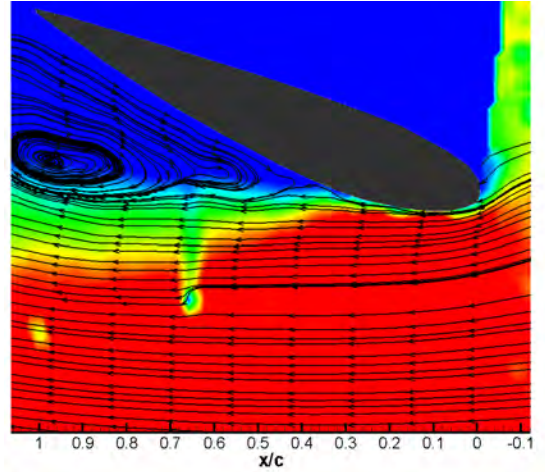
Şekil 2.15. Farklı hücum açılarında PIV deneyi sonucu elde edilen NACA2415 kanat profili etrafındaki akışa ait akım çizgileri ve hız dağılımları ($Re=1 \times 10^5$, a) $\alpha=8^\circ$, b) $\alpha=12^\circ$, c) $\alpha=13^\circ$, d) $\alpha=14^\circ$, e) $\alpha=15^\circ$, f) $\alpha=16^\circ$)

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 $\alpha=14^\circ$

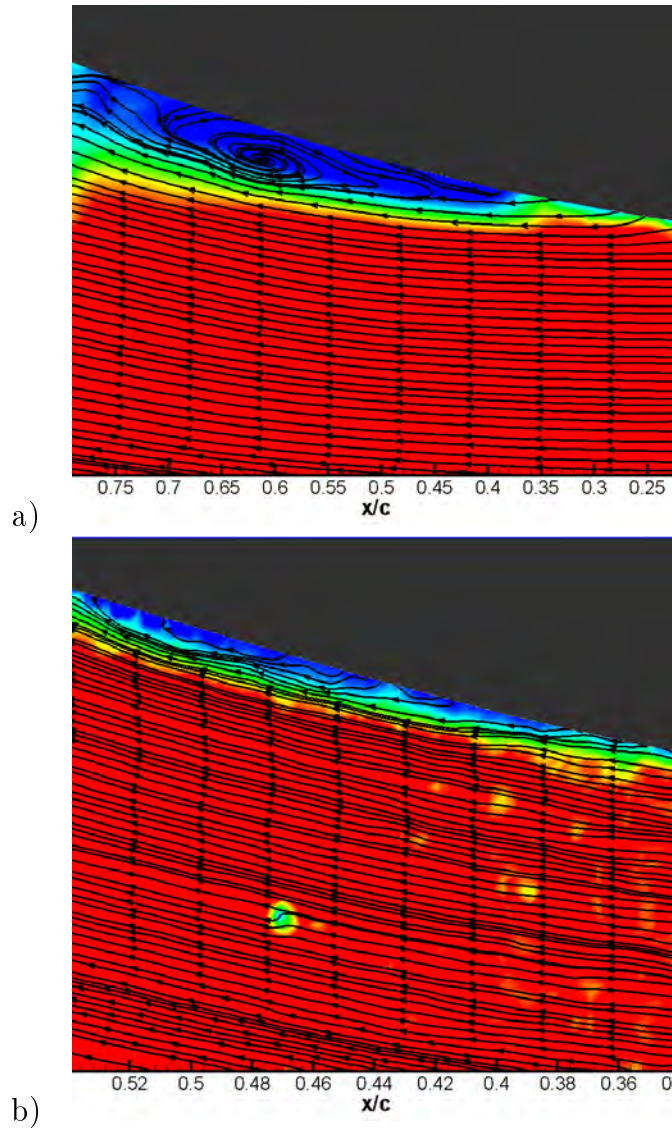
Şekil 2.16. Farklı hücum açılarında PIV deneyi sonucu elde edilen NACA2415 kanat profili etrafındaki akışa ait akım çizgileri ve hız dağılımları ($Re=1 \times 10^5$ a) $\alpha=17^\circ$, b) $\alpha=18^\circ$; $Re=1.5 \times 10^5$ c) $\alpha=8^\circ$, d) $\alpha=12^\circ$, e) $\alpha=13^\circ$, f) $\alpha=14^\circ$)

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 2.17. 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) $\alpha=18^\circ$; $Re=2 \times 10^5$ 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 $\alpha=18^\circ$

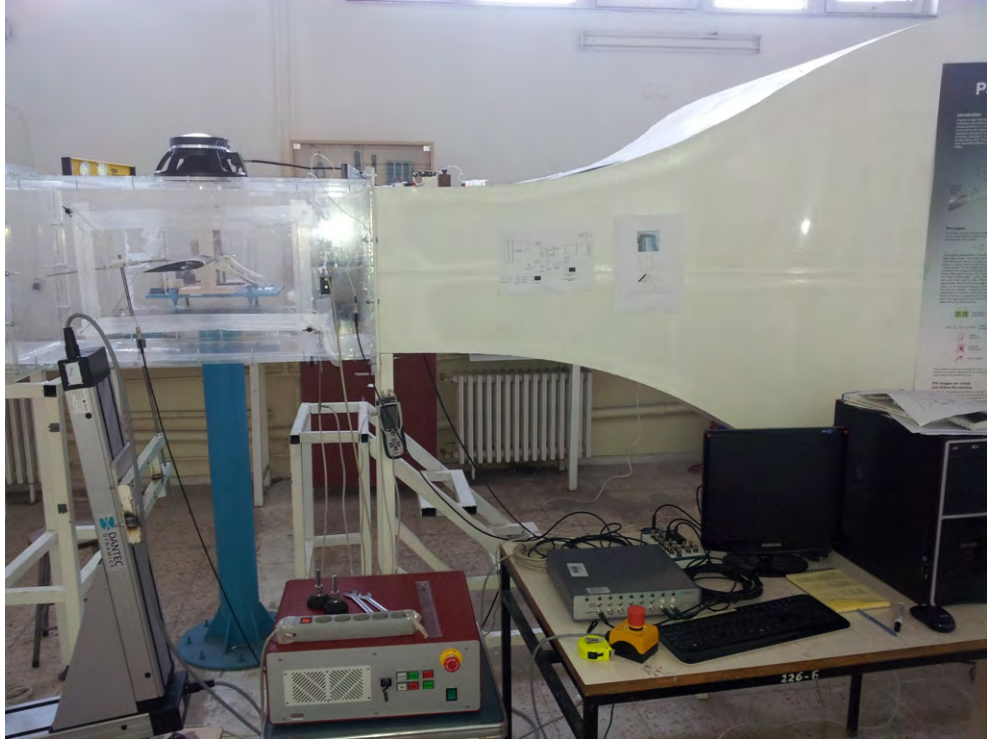
Şekil 2.18. Farklı hücum açılarında PIV deneyi sonucu elde edilen NACA2415 kanat profili etrafındaki akışa ait akım çizgileri ve hız dağılımları ($Re=2 \times 10^5$ a) $\alpha=13^\circ$, b) $\alpha=14^\circ$, c) $\alpha=15^\circ$, d) $\alpha=16^\circ$, e) $\alpha=17^\circ$, f) $\alpha=18^\circ$



Şekil 2.19. 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

2.8.1. Kanat Üzerinde Değişik Noktalarda Hız Profilleri

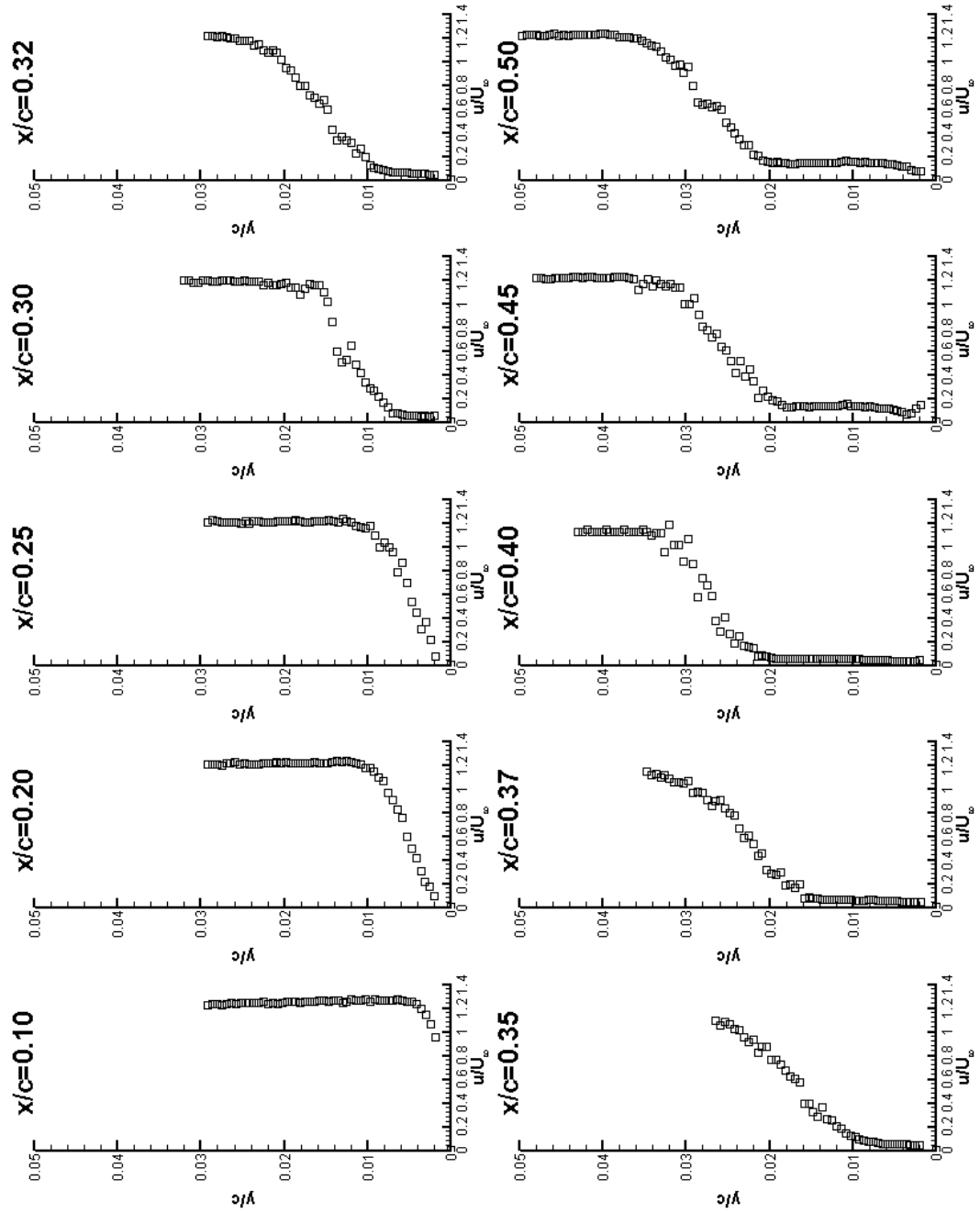
Sıcak tel anemometresi ile kanat profilinin üzerinde değişik noktalarda yapılan hız ölçümleri sonucu çizilen hız profilleri incelenmiştir (Şekil 2.20). Bu profiller elde edilirken TÜBİTAK ve BAP projeleri kapsamında satın alınan travers sistemi kullanılmış ve kanadın üzerinde sıcak tel probu kanada iyice yaklaştırılmıştır. Yaklaşan bu proba MiniCTA yazılımı ile entegre çalışan travers kontrolcüsü sayesinde dikine noktalar tanımlanmış ve bu noktalarda ölçüm alınması sağlanmıştır.



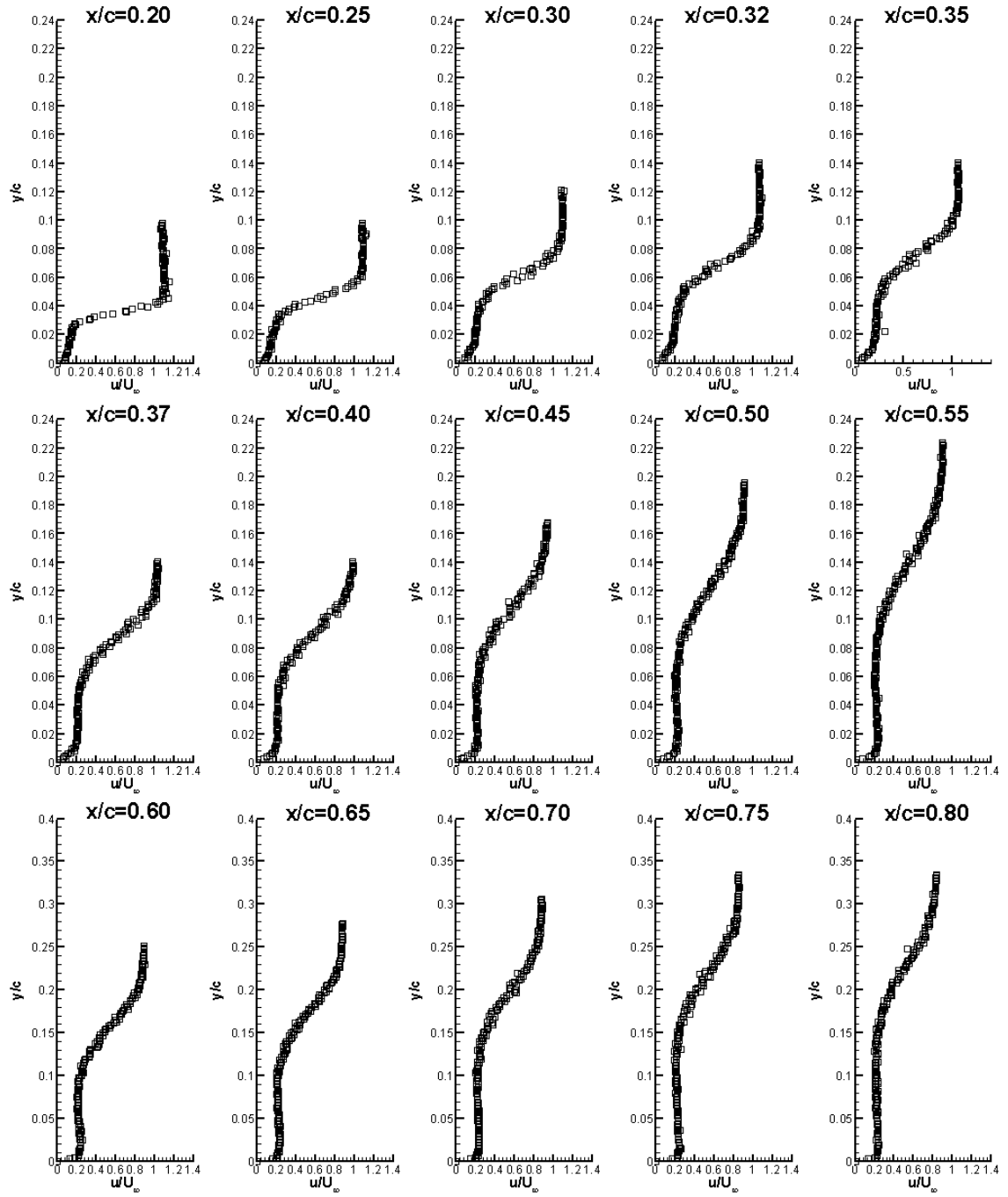
Şekil 2.20. Kanat profili üzerinde değişik noktalarda sıcak-tel anemometresi ile hız ölçümü fotoğrafı

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 2.21) ve 15° (Şekil 2.22) hücum açıları ile $Re=0.75 \times 10^5$ (Şekil 2.23) ve $Re=1 \times 10^5$ (Şekil 2.24) 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 2.21'de 0.5×10^5 Re sayısında 8° hücum açısında $x/c=0.1$ 'de

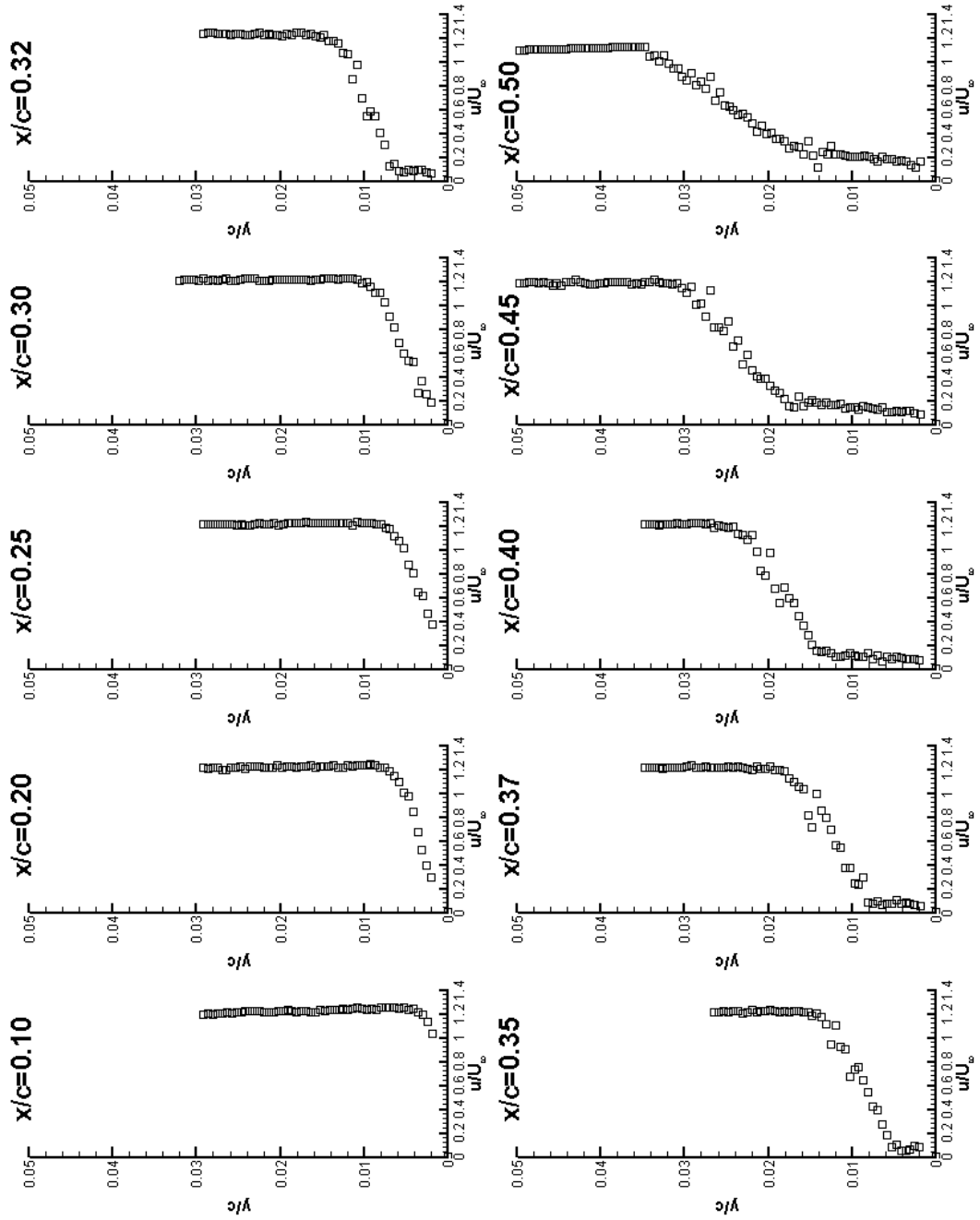
$x/c=0.50$ 'ye kadar sık noktalarda yapılan deney sonucunda çizdirilen hız profilleri görülmekte olup bu hız profillerinden ayrılma kabarcığı belli olmaktadır. Aslında hız profili deneylerinde $x/c=0.80$ 'e kadar deneyler yapılmış fakat 0.5×10^5 ve 0.75×10^5 Re sayılarında 8° hücum açısında $x/c=0.50$ '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 2.22 $Re=0.5 \times 10^5$ 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 2.23 $Re=0.75 \times 10^5$ iken ve Şekil 2.24 $Re=1 \times 10^5$ iken 8° hücum açısında elde edilen deney sonuçlarında ise oluşan ayrılma kabarcığının tekrar tutunması görülebilmektedir. Örneğin Şekil 2.24'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 2.23'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 kısalmaya başlamasından anlaşılmaktadır.



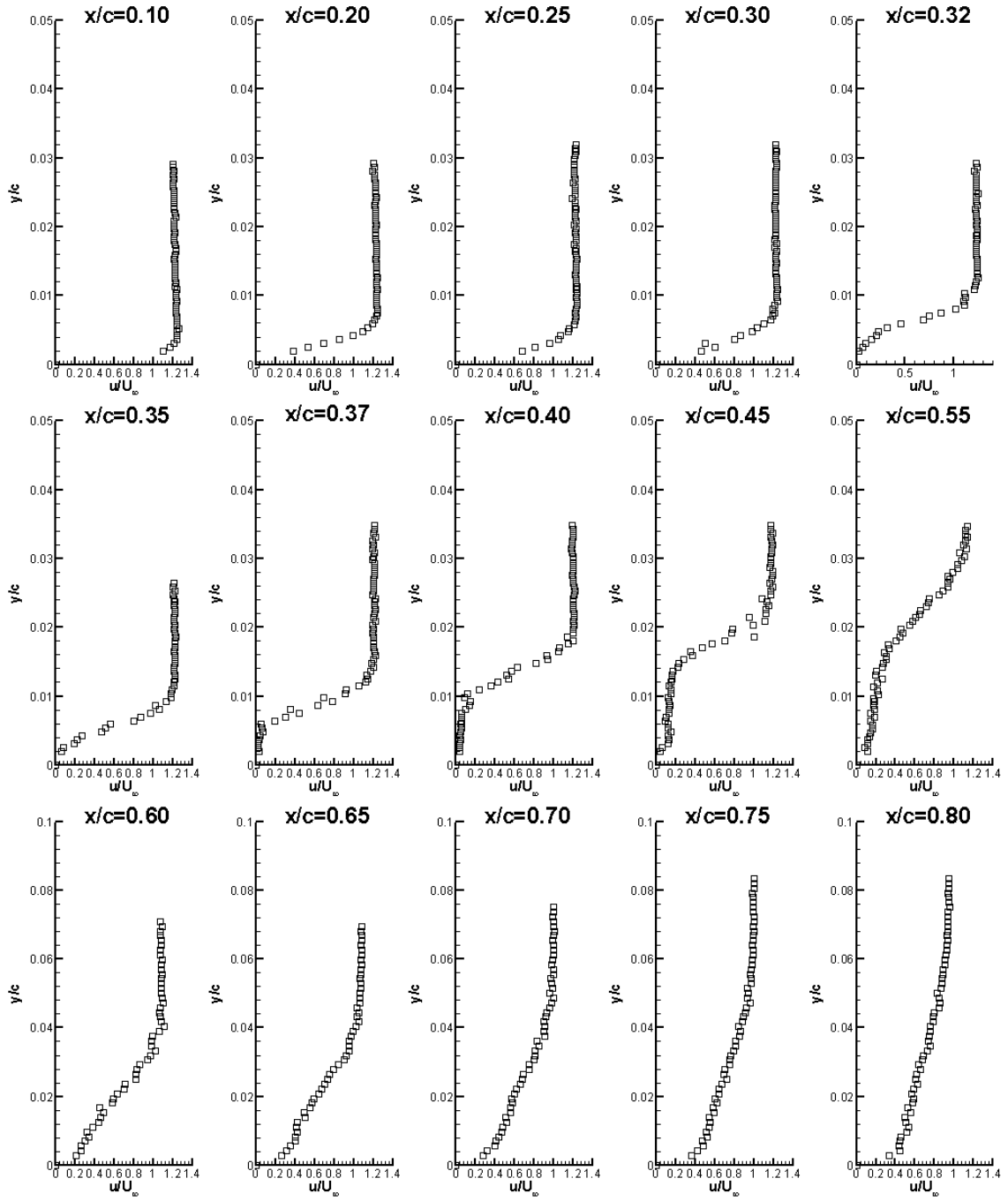
Şekil 2.21. $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=8^\circ$ iken kanat profili üzerinde değişik noktalarda sıcak-tel anemometresi ile elde edilen hız profilleri



Şekil 2.22. $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=15^\circ$ iken kanat profili üzerinde değişik noktalarda sıcak-tel anemometresi ile elde edilen hız profilleri



Şekil 2.23. $Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=8^\circ$ iken kanat profili üzerinde değişik noktalarda sıcak-tel anemometresi ile elde edilen hız profilleri



Şekil 2.24. $Re=1 \times 10^5$ ve $\alpha=8^\circ$ iken kanat profili üzerinde değişik noktalarda sıcak-tel anemometresi ile elde edilen hız profilleri

Sonuç olarak, yapılan bütün deneylere göre elde edilmiş olan ayrılma, türbülansa geçiş, yapışma ve kabarcık boyları Tablo 2.2’de verilmiştir. Bu tablodan görüldüğü gibi; düşük Re sayılarında laminar ayrılma kabarcığı oluşmaktadır. Hücum açısının artışıyla bu ayrılma kabarcığı hücum kenarına doğru ilerler ve kısa ayrılma kabarcığı

oluşur. Yine hücum açısının artmasıyla, belirli bir açıdan sonra ayrılan akış kısa bir mesafede kanada tekrar tutunamaz. Bu olaya laminar ayrılma kabarcığının patlaması denir. Ancak 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 ayrılma kabarcığına uzun ayrılma kabarcığı denir ($Re=0.5 \times 10^5$ ve $Re=0.75 \times 10^5$ iken 12° hücum açısında açıkça görülmüştür). Kısa ayrılma kabarcığının oluşması basınç dağılımını çok etkilemez ancak uzun ayrılma kabarcıkları basınç dağılımında daha düşük basınç farklarının ortaya çıkmasına neden olur. Re sayısının azalması ile yüksek hücum açılarında kısa ayrılma kabarcığı patlamakta ve uzun ayrılma kabarcığı oluşmasına sebep olmaktadır (Şekil 2.13b ve 2.14b). 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 uzun ayrılma kabarcığı oluşmadığından yumuşak tutunma kaybı (*mild stall*) meydana gelmiştir.

Tablo 2.2. 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

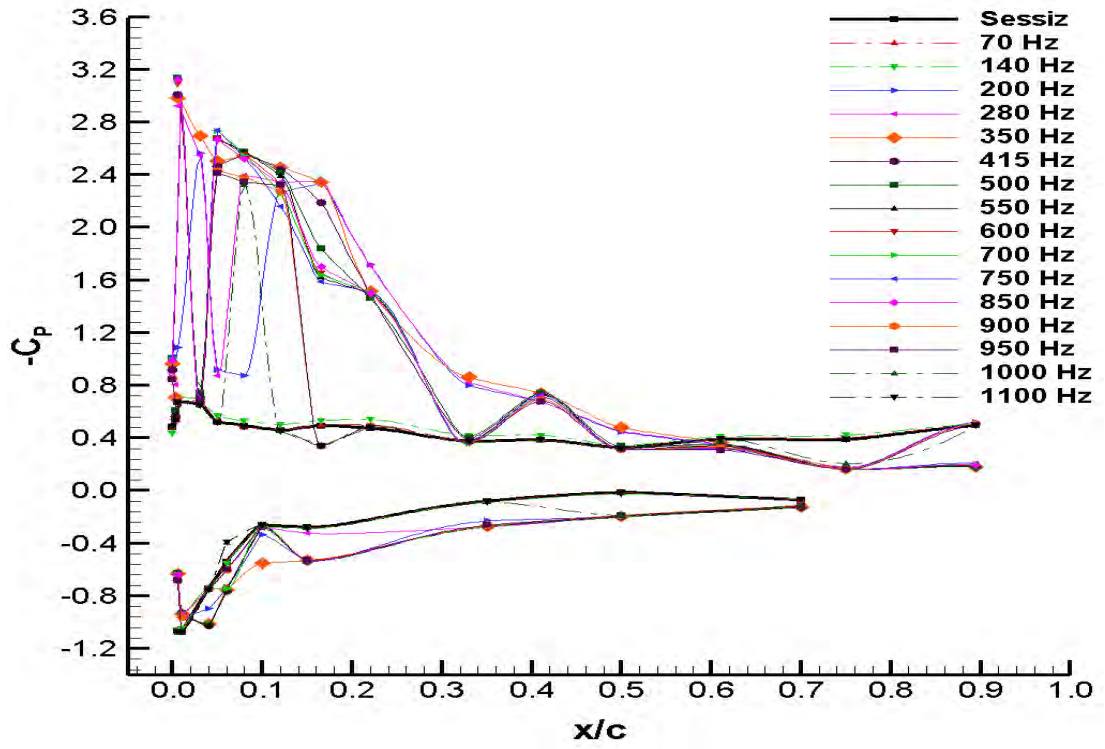
Türbülansa geçiş akışlarına mini, mikro ve insansız hava araçlarının uçuşlarında, rüzgar türbini kanatları üzerindeki akışlarda, model uçaklarda, böcek, sinek gibi küçük uçan hayvanların uçuşlarında karşılaşılır. Re sayısı düşük olduğu için elde edilebilecek en yüksek taşıma ve tutunma kaybı açısı da 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. Bu bölümde akışa paralel ses dalgalarının etkisi çeşitli deneysel yöntemlerle gözlemlenmiş ve sonuçlar ortaya konmuştur.

3.1. Akışa Paralel Ses Dalgalarının Kanat Üzerindeki Basınç Dağılımına Etkisi

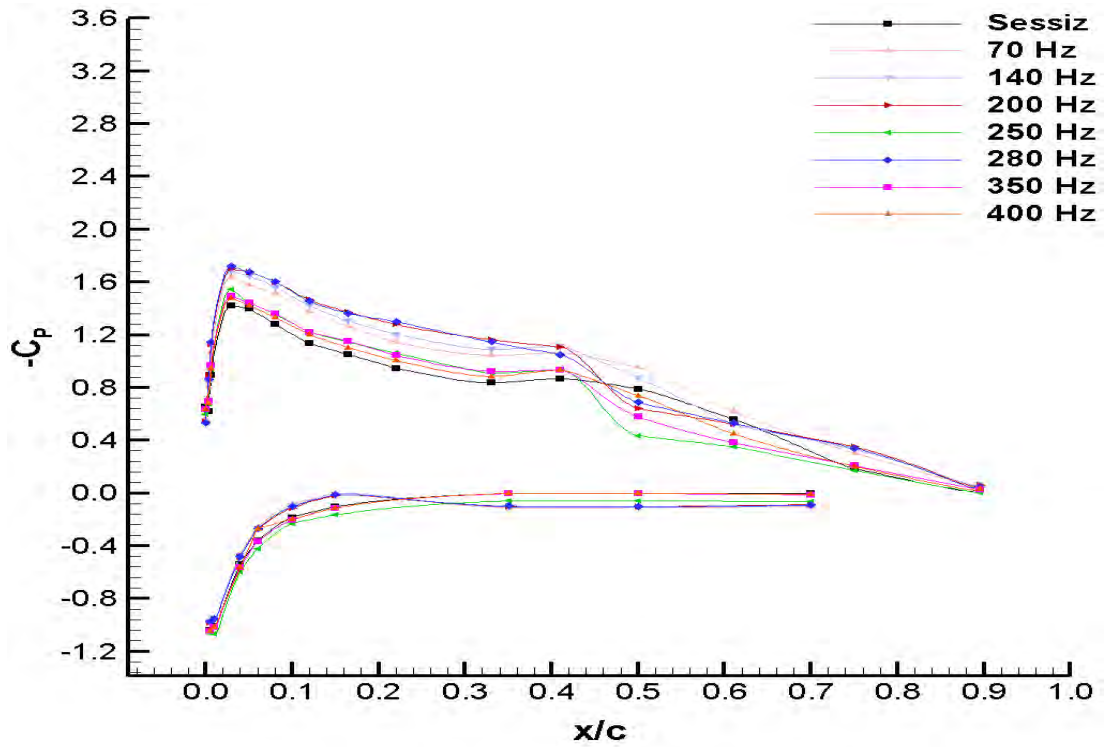
Ses dalgalarının akışa etkisi konusundaki ilk araştırmalara 0.5×10^5 Re sayısında 15° hücum açısı için başlanmıştır. Bu grafikte verilen frekansların haricinde frekans üreticiden farklı frekanslarda ses dalgaları verilerek kanat üzerinde birkaç noktadaki basınç farkı değişimi gözlenmiş ve bir aralık belirlenmiştir. Şekil 3.1'de $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=15^\circ$ için belirlenen aralıkta kanat üzerinde basınç ölçümlerinden elde edilen sonuçlar görülmektedir. Şekil 3.1 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 ses dalgaları akış üzerindeki etkisini kaybetmiştir. Ayrıca bu grafikte ses dalgalarının etkisi ani olarak değil bazı frekanslarda belirli noktalarda etki olup sonraki noktada etkinin kaybolması şeklindedir. Bunun sebebi, tutunma kaybına uğramış kanatta hücum kenarı yakınlarında ayrılma olan nokta civarında akış içerisindeki bozulma çalkantı frekansları ile ilgilidir ve bu bozulmaları bastırabilen frekanslarda ses dalgaları etkili olmuştur. 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.

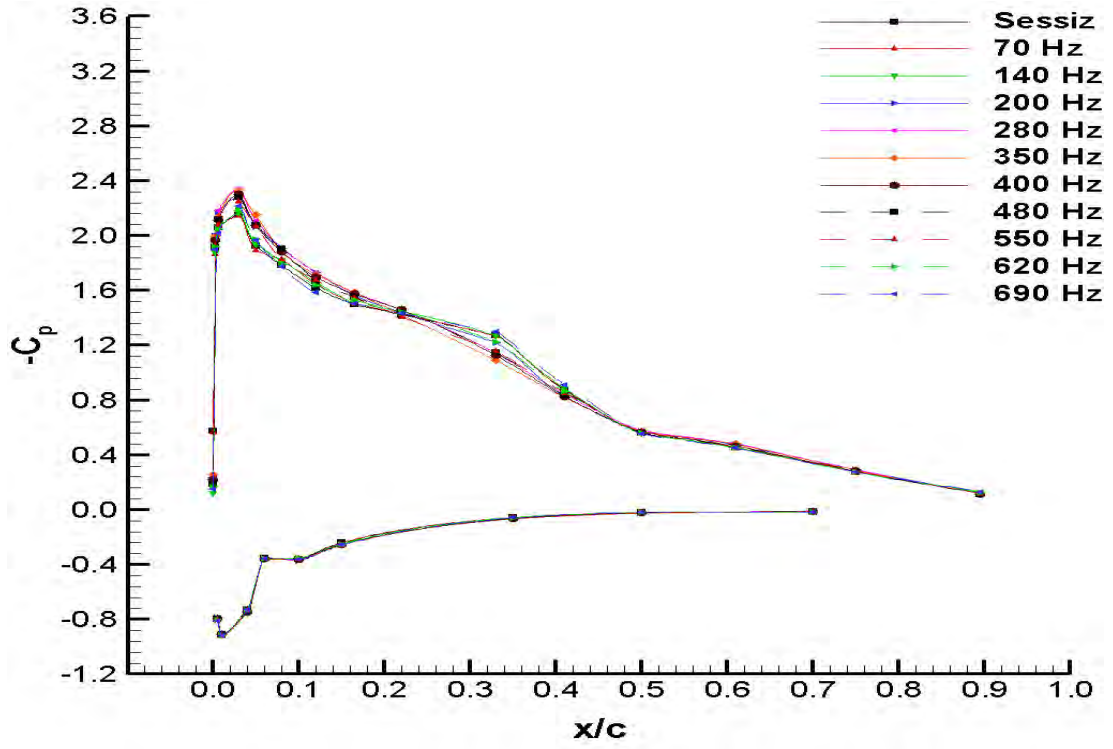
0.5×10^5 Re sayısında 8° 'de ses dalgalarının etkisi kanat profili üzerindeki basınç dağılımı ile incelenmiştir (Şekil 3.2). Deney sonuçlarına göre sessiz durumda akış yaklaşık $0.22 \times c$ 'de ayrılmış ve $0.72 \times c$ 'de yeniden tutunmuştur, kabarcığının boyu $0.50c$ kadardır. 70 Hz'te akışın ayrılma noktası değişmemiş ancak $0.65 \times c$ 'de yeniden tutunmuş ve ayrılma kabarcığının boyu küçülmüştür. 140 Hz uygulandığında da ayrılma noktası değişmemiş ve akış $0.61 \times c$ 'de yeniden tutunmuştur. 200 Hz'te ise $0.33 \times c$ 'de ayrılmış ve $0.5 \times c$ 'de ise yeniden tutunmuştur. 350 Hz uygulandığında ise $0.33 \times c$ 'de ayrılmış ve $0.5 \times c$ 'de tutunma gerçekleşmiştir. Şekil 3.3'de ise $Re=0.5 \times 10^5$ için 12° hücum açısında farklı frekanslarda ses dalgası uygulanmış ve 280 Hz, 350 Hz ve 400 Hz akışa paralel ses dalgaları ayrılma kabarcığını küçültmüştür. Son olarak, Şekil 3.4'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 akışa paralel ses dalgalarının akış çalkantılarına etkisi basınç katsayılarının zamanla değişimleri üzerinden incelenmiştir. $Re=0.5 \times 10^5$ için yapılan bütün basınç ölçüm deneyleri sonucunda 350Hz'in etkili frekans olduğu sonucuna varılmıştır. Şekil 3.5'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 ele alınmıştır. Bu grafiklerden görüldüğü gibi ses dalgalarının uygulanması ile basınç farkı büyümüş, yani kanat üzerinde akışın tutunması ile kanat üzerinde basınç düşüşü artmış ve çalkantılar azalmıştır.



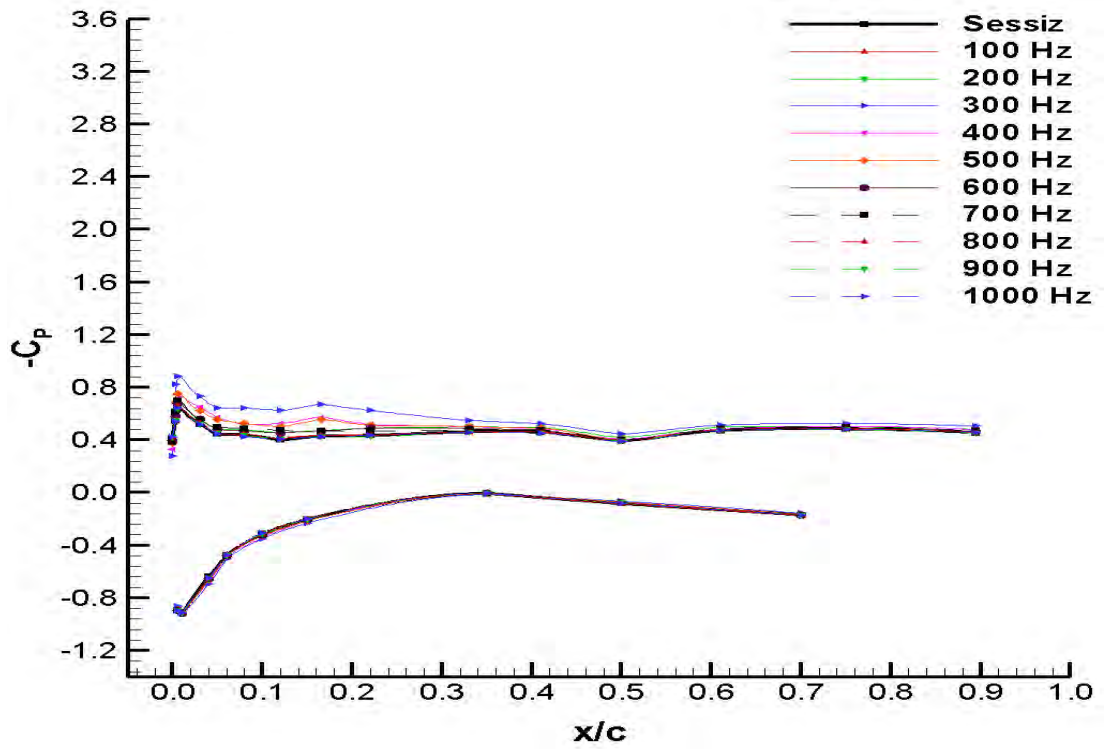
Şekil 3.1. Ses dalgalarının kanat C_p dağılımına etkisi ($Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=15^\circ$)



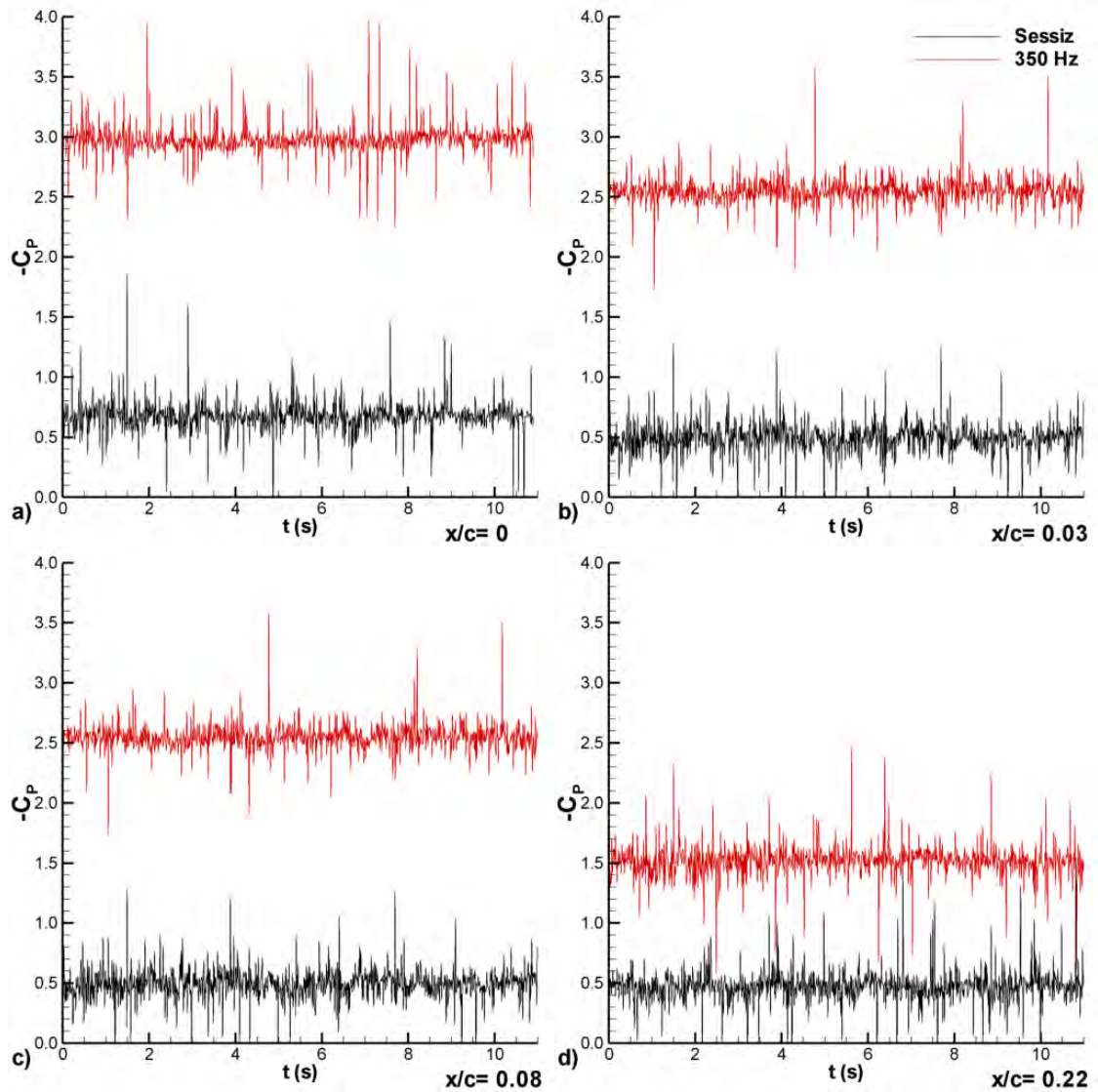
Şekil 3.2. Ses dalgalarının kanat C_p dağılımına etkisi ($Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=8^\circ$)



Şekil 3.3. Ses dalgalarının kanat C_P dağılımına etkisi ($Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=12^\circ$)



Şekil 3.4. Ses dalgalarının kanat C_P dağılımına etkisi ($Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=18^\circ$)

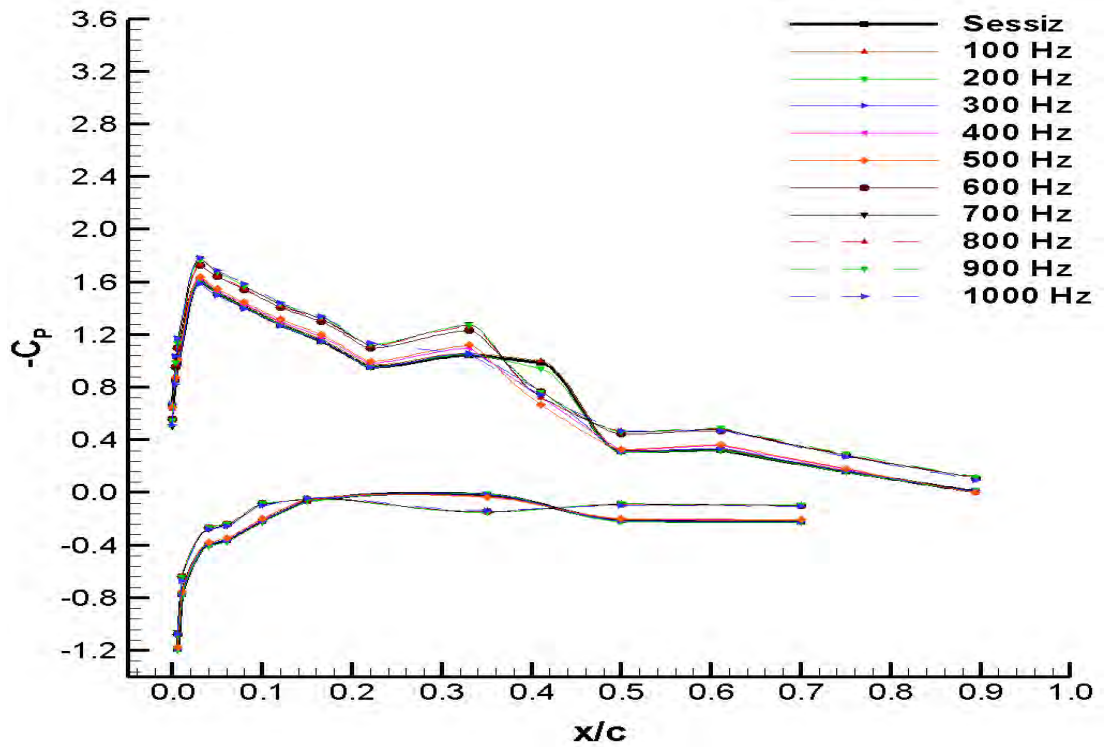


Şekil 3.5. Kanat üzerinde değişik noktalarda ses dalgasının etkisinin zamana bağlı C_p dağılımı ile incelenmesi ($Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=15^\circ$)

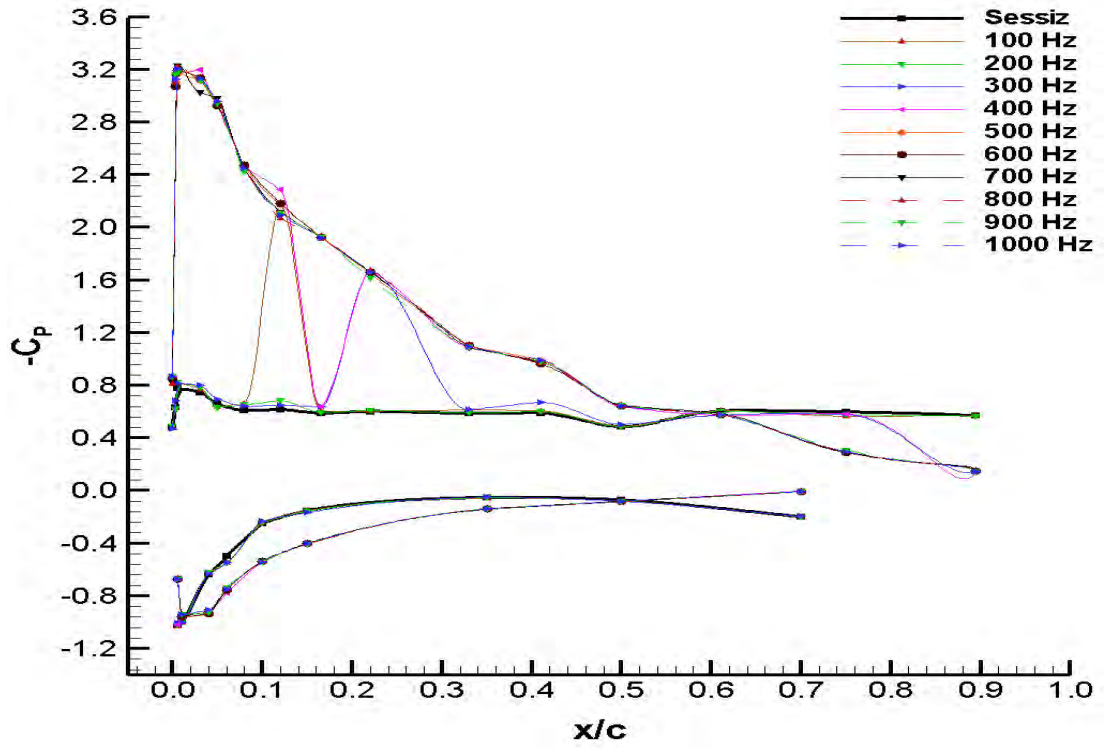
0.5×10^5 Re sayısından sonra 0.75×10^5 Re sayısına geçilmiş ve 8° , 15° ve 18° hücum açılarında basınç farkı ölçüm deneyleri yapılmıştır. Şekil 3.6'de verilen grafikte 0.75×10^5 Re sayısında 8° 'de ses dalgalarının akışa etkisi kanat profili üzerindeki basınç dağılımı ile incelenmiştir. Deney sonuçlarına göre sessiz durumda akış 0.20 x/c civarında ayrılmış ve 0.60 x/c 'de yeniden yapışmıştır ve ayrılma 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. 0.5×10^5 Re sayısı ile kıyaslandığında Re sayısının artışı ile etkili frekans aralığının arttığı görülmüştür.

Şekil 3.7’de görüldüğü gibi 0.75×10^5 Re sayısında ve 15° hücum açısında 100 Hz-1000 Hz aralığında ses dalgaları uygulanarak yapılan basınç deneyleri sonucunda, 100 Hz-400 Hz aralığındaki paralel ses dalgaları akışı kontrol edemezken 500 Hz-800 Hz aralığındaki paralel ses dalgaları akışı kontrol edebilmiştir. Bu hücum açısında yapılan deneylerin sonucunda en etkili frekansın 700 Hz olduğu gözlemlenmiştir. Şekil 3.8’de 0.75×10^5 Re sayısında 18° hücum açısında sessiz ve farklı frekanslarda sesli durumlarda NACA2415 kanat profili üzerindeki basınç katsayısının değişim grafikleri verilmiştir. Bu hücum açısında akışa paralel ses dalgalarının etkisinin az olduğu görülmüştür.

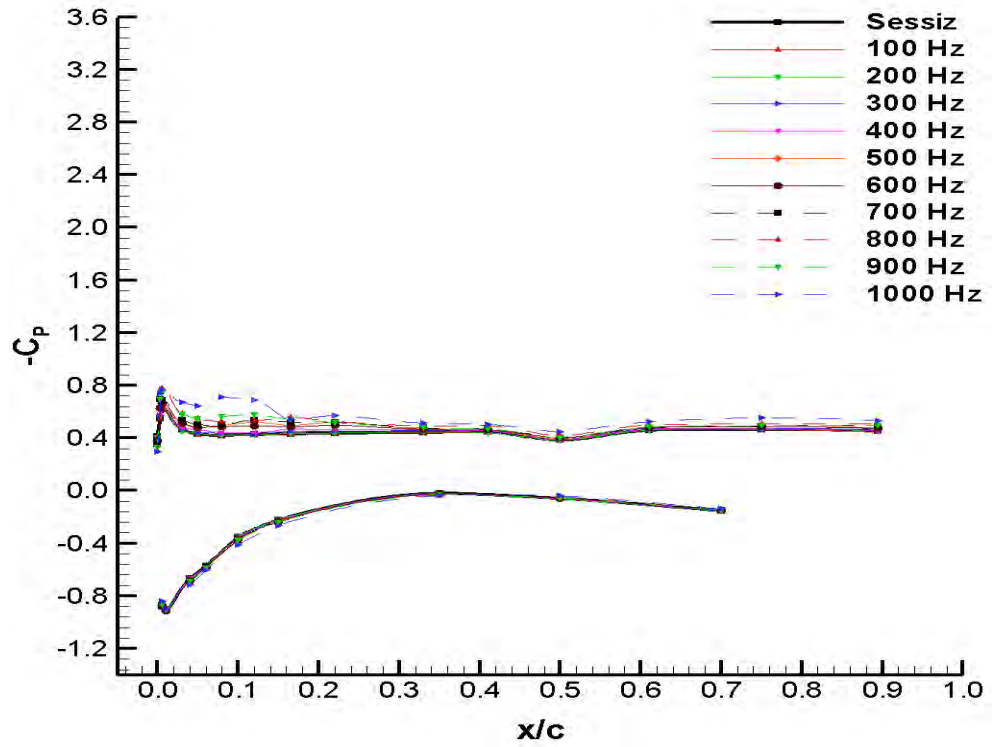
0.75×10^5 Re sayısı için ses dalgalarının en etkili olduğu frekans olan 700 Hz için kanat üzerindeki bazı noktalarda zamanla basınç katsayısı değişimine bakılmıştır (Şekil 3.8). Dikkatli bir şekilde incelendiğinde ses dalgalarının ayrılmış akışı kanat üzerine tutundurması ile zamana göre çizilen bu grafiklerde basınçtaki dalgalanmaların azaldığı ve basınç farkının arttığı gözlemlenmiştir.



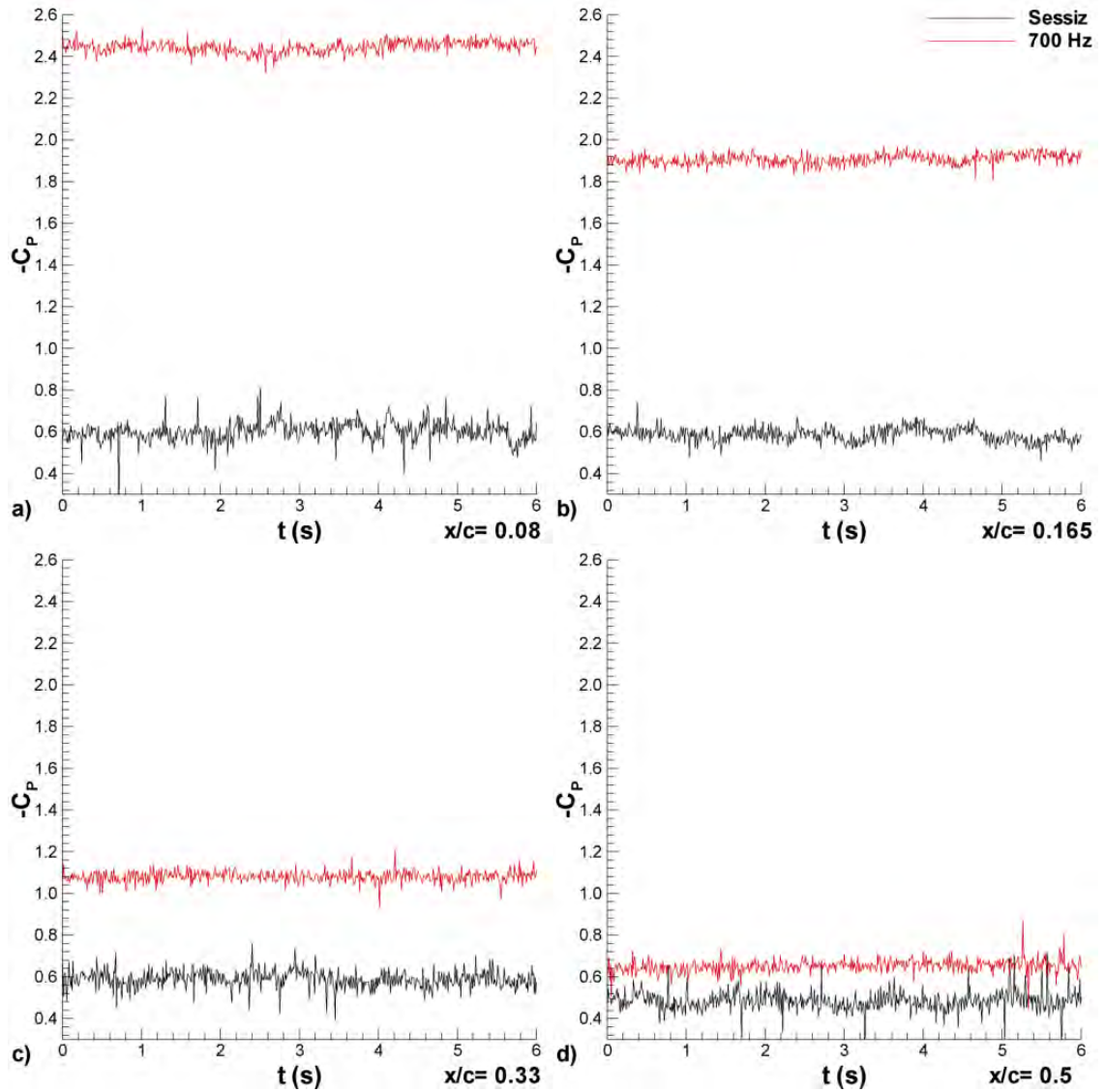
Şekil 3.6. Ses dalgalarının kanat C_P dağılımına etkisi ($Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=8^\circ$)



Şekil 3.7. Ses dalgalarının kanat C_P dağılımına etkisi ($Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=15^\circ$)



Şekil 3.8. Ses dalgalarının kanat C_P dağılımına etkisi ($Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=18^\circ$)



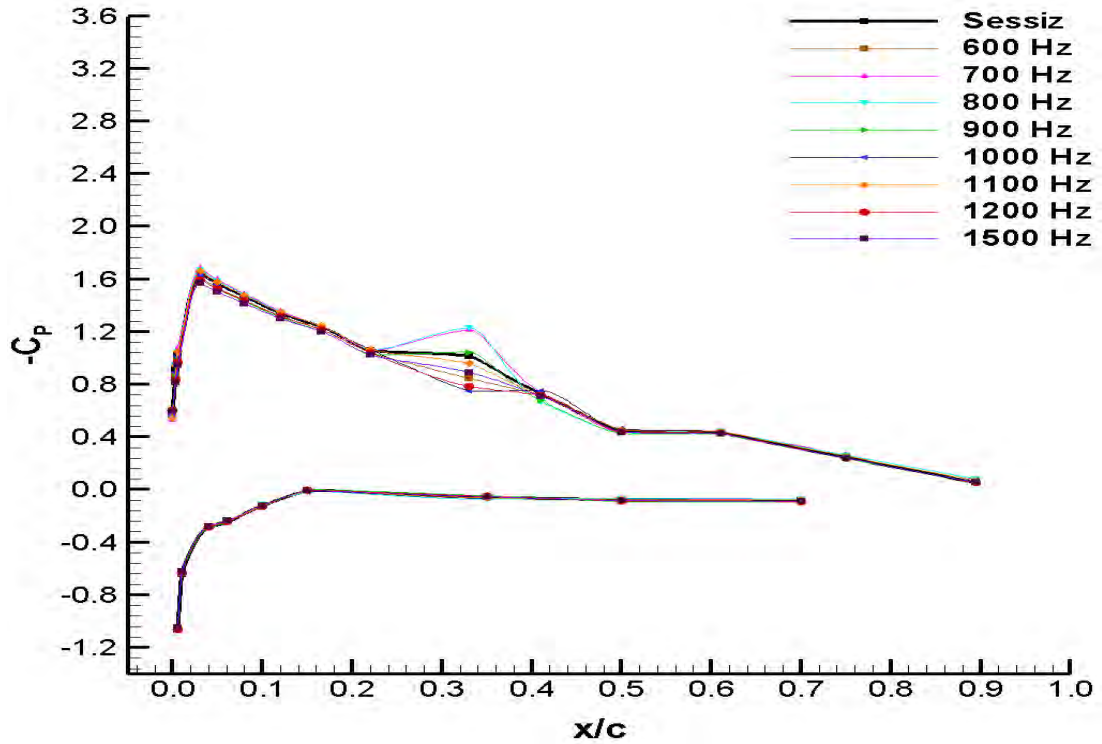
Şekil 3.9. Kanat üzerinde değişik noktalarda ses dalgasının etkisinin zamana bağlı C_P dağılımı ile incelenmesi ($Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=15^\circ$)

Şekil 3.10'da 1×10^5 Re sayısında hücum açısı 8° iken akışa paralel 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. Ses dalgaları ile akış kontrolü için 600 Hz ile 1500 Hz arasında çeşitli aralıklarla ses dalgaları gönderilmiştir. Bu Re sayısında en etkili frekansın 1200 Hz olduğu görülmüş ve 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.

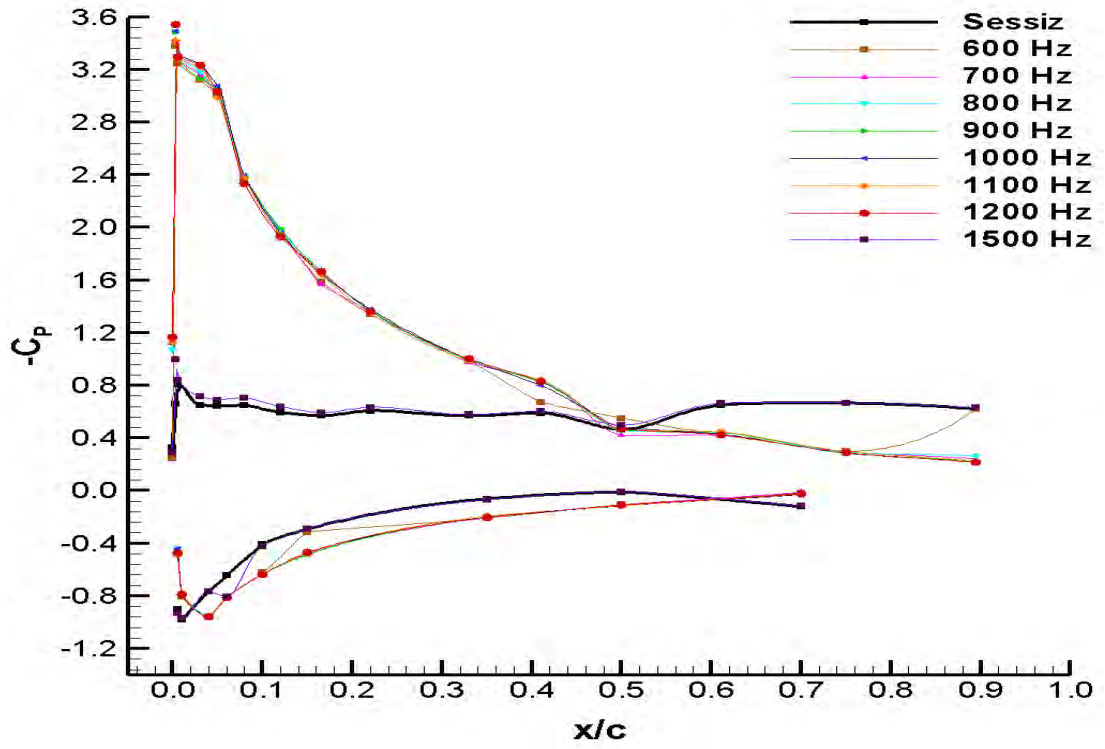
Şekil 3.11'de 16° hücum açısında yapılan deneylerde ses dalgası uygulanmadığı

durumda akış kanat üzerinden ayrılmıştır. Ses dalgaları ile akış kontrolü için 600 Hz ile 1500 Hz arasında çeşitli aralıklarla ses dalgaları gönderilmiş ve 900 Hz-1200 Hz arasında uygulanan ses dalgalarının akışın kanat üzerine tutunmasını sağladığı ve tutunma kaybı açısını geciktirdiği görülmüştür. Bunun yanında yine Re sayısının artışı ile etkili frekans aralığının arttığı görülmüştür. 18° hücum açısında (Şekil 3.12) ise uygulanan ses dalgaları basınçta bir miktar artmaya sebep olmuş ancak ayrılan akışı tutunduramamıştır.

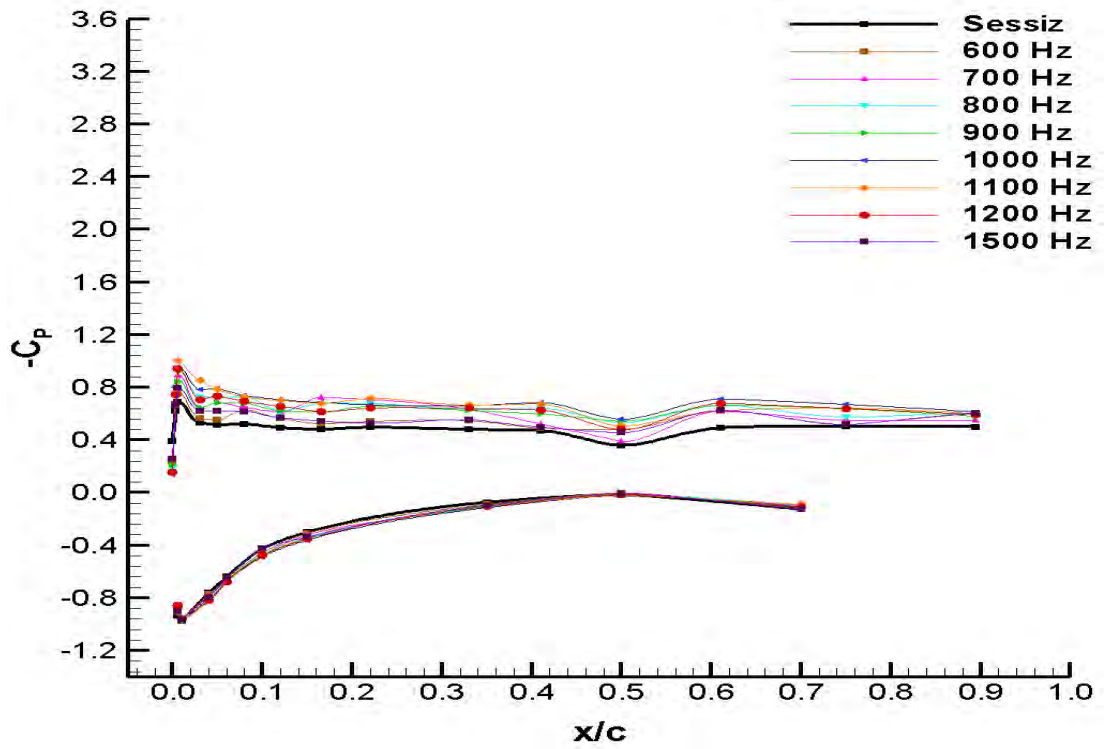
Şekil 3.13'de ise 1×10^5 Re sayısı ve 16° hücum açısı için 1200 Hz ses dalgası uygulanması ve uygulanmaması durumunda kanat üzerinde bazı noktalarda zamana göre basıncın değişimi verilmiştir. Basıncıdaki dalgalanmaların azaldığı ve basınç farkı değerlerinin yükseldiği görülmüştür. Aynı zamanda buradaki artış, akışın kanat üzerine tutunduğunu ve bu hücum açısı için kaldırma kuvvetinin de arttığını göstermektedir (Şekil 3.25).



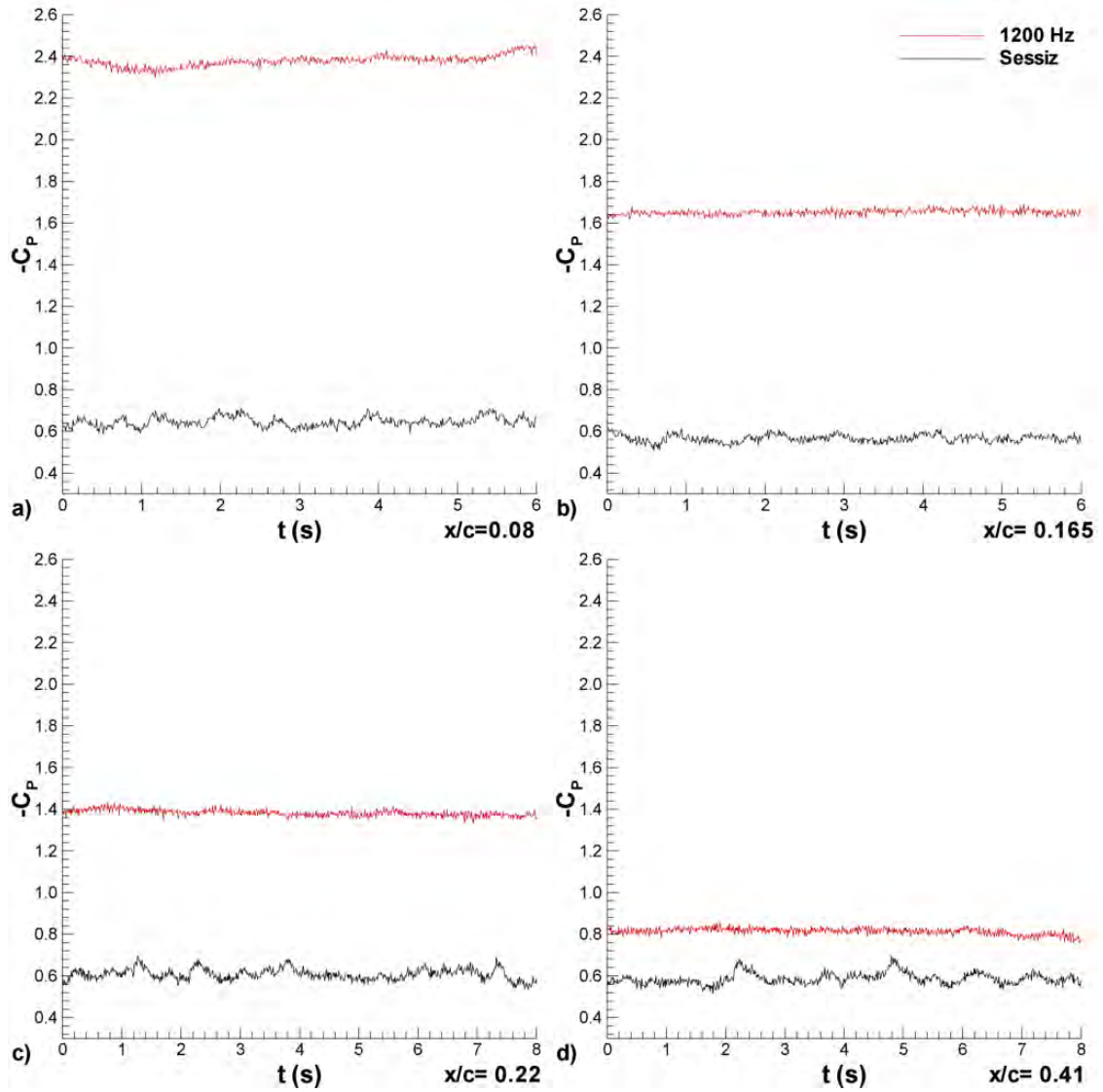
Şekil 3.10. Ses dalgalarının kanat C_P dağılımına etkisi ($Re=1 \times 10^5$ ve $\alpha=8^\circ$)



Şekil 3.11. Ses dalgalarının kanat C_p dağılımına etkisi ($Re=1 \times 10^5$ ve $\alpha=16^\circ$)

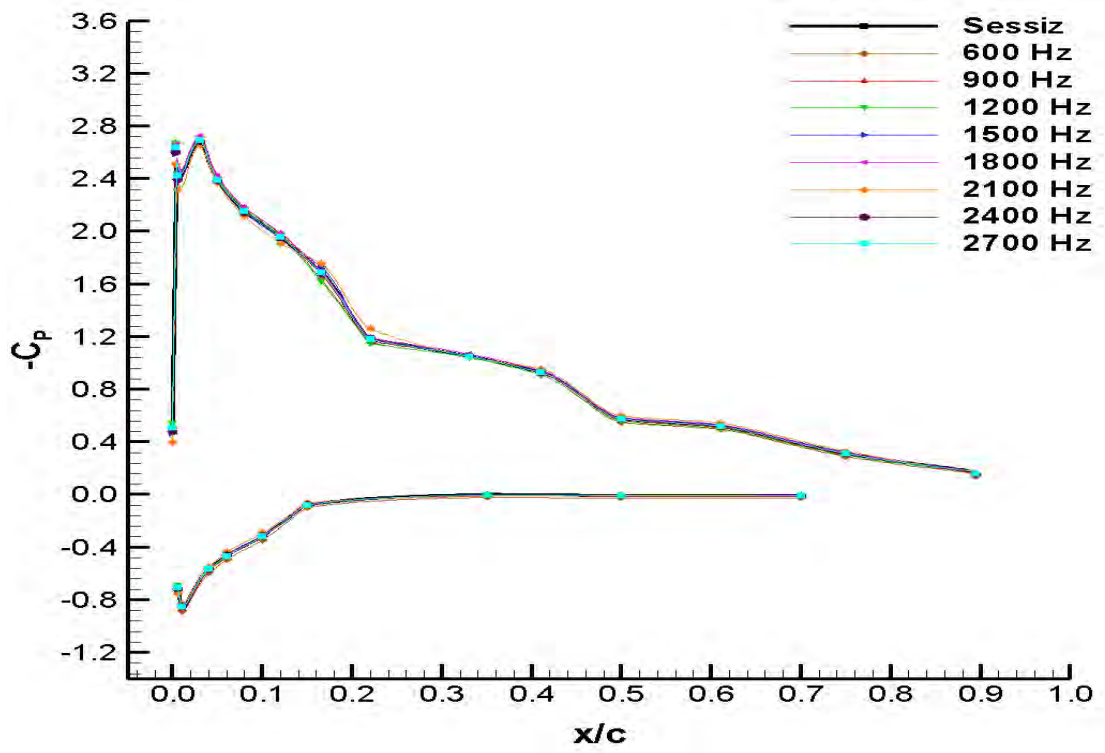


Şekil 3.12. Ses dalgalarının kanat C_p dağılımına etkisi ($Re=1 \times 10^5$ ve $\alpha=18^\circ$)

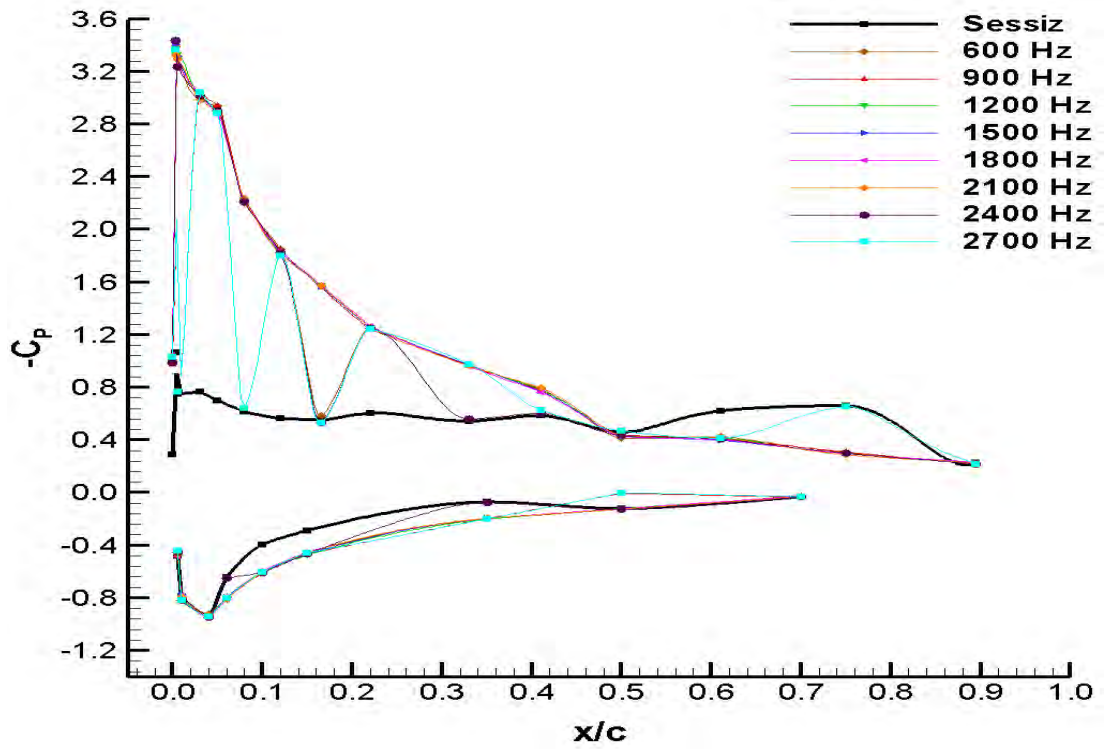


Şekil 3.13. Kanat üzerinde değişik noktalarda ses dalgasının etkisinin zamana bağlı C_P dağılımı ile incelenmesi ($Re=1 \times 10^5$ ve $\alpha=16^\circ$)

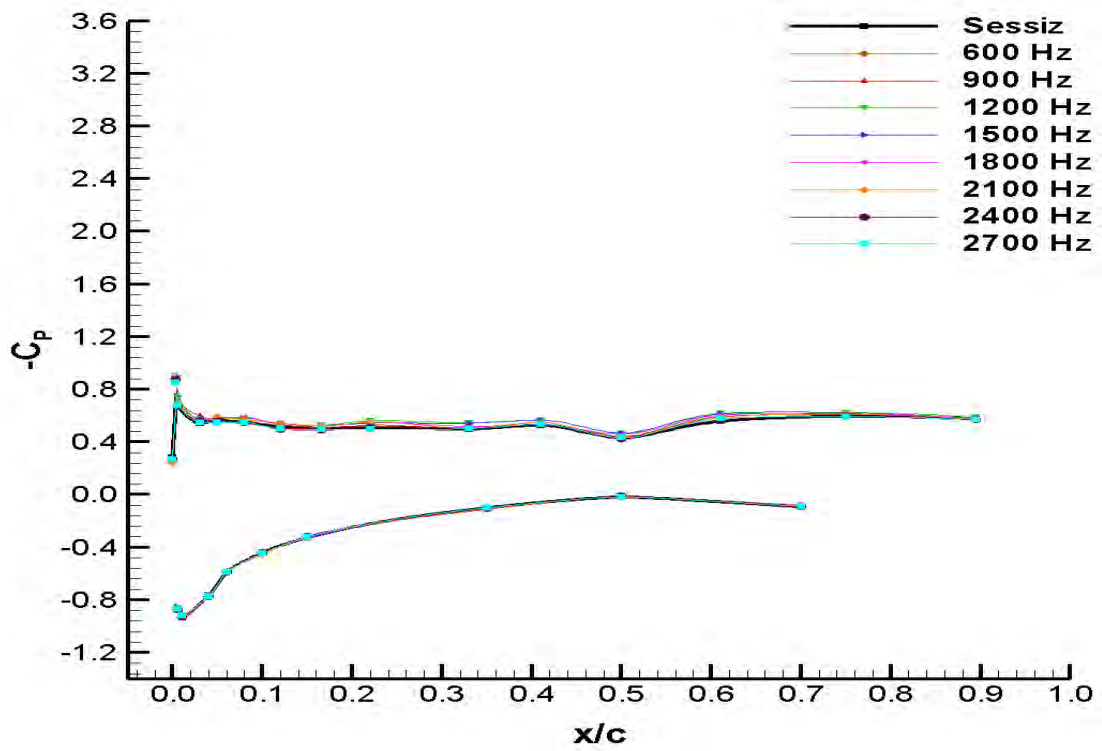
1.5×10^5 Re sayısında 12° , 16° ve 18° hücum açısı için basıç katsayısı dağılımları 600 Hz ile 2700 Hz arasında frekanslar için elde edilmiştir. Şekil 3.14'de 1.5×10^5 Re sayısında 12° 'de ses dalgalarının etkisi net olarak gözlemlenememiştir. 1.5×10^5 Re sayısı ve 16° hücum açısı için basıç katsayısı dağılımı Şekil 3.15'de görülmekte olup ses dalgası uygulanmadığı durumda akış kanat üzerinden tamamen ayrılırken ses dalgalarının akışın kanat üzerine tutunmasını sağladığı ve tutunma kaybı açısını geciktirdiği görülmüştür. Ayrıca etkili frekans 1800 Hz olarak belirlenmiştir. 18° hücum açısında ise (Şekil 3.12) uygulanan ses dalgaları ayrılan akışı tutunduramamıştır.



Şekil 3.14. Ses dalgalarının kanat C_P dağılımına etkisi ($Re=1.5 \times 10^5$ ve $\alpha=12^\circ$)



Şekil 3.15. Ses dalgalarının kanat C_P dağılımına etkisi ($Re=1.5 \times 10^5$ ve $\alpha=16^\circ$)



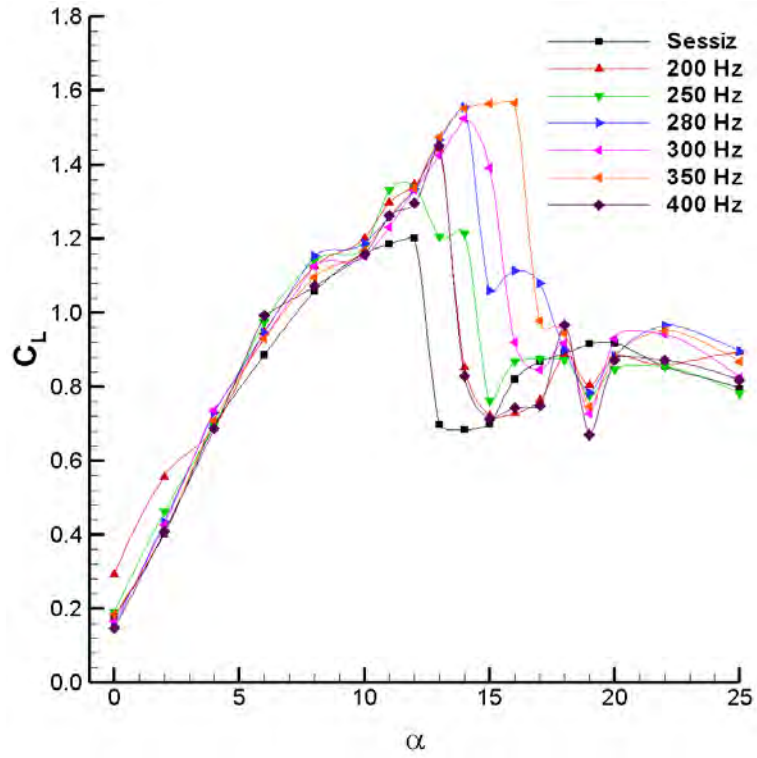
Şekil 3.16. Ses dalgalarının kanat C_P dağılımına etkisi ($Re=1.5 \times 10^5$ ve $\alpha=18^\circ$)

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

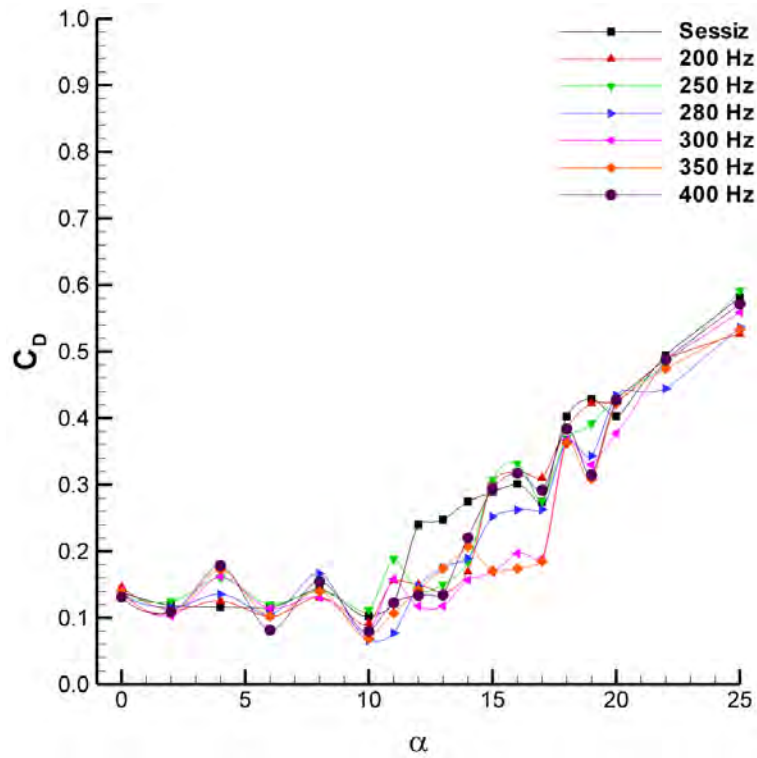
Önceki bölümde anlatıldığı gibi ilk önce akışa paralel ses dalgalarının etkisi basınç ölçümleri ile gözlemlenmiş ve daha sonra ses dalgalarının tutunma kaybı açısına ve aerodinamik kuvvet katsayılarına etkisi kuvvet ölçüm deneyleri ile incelenmiştir. 0.5×10^5 Re sayısı için ses dalgaları uygulandığında C_L , C_D , C_M katsayıları ile L/D oranının hücum açısı ile değişim grafikleri Şekil 3.17, Şekil 3.18, Şekil 3.19 ve Şekil 3.20’de verilmiştir. Bu Re sayısında ses dalgaları uygulanmadığı durumda tutunma kaybı açısı 12° olarak elde edilmiştir. Ayrıca maksimum kaldırma 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 tutunma kaybı açısı 13° ’ye yükselmiş ve C_{Lmax} ise 1.44 olmuştur. Bu frekansta basınç ölçümlerinde bazı noktalarda olan ve bazı noktalarda olmayan etki kuvvet ölçüm deneylerinde tüm kanat ele alındığı için toplamda artış olarak görülmüştür. 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 C_D 'de tutunma kaybı açısına kadar pek bir değişiklik yapmamıştır ama tutunma kaybı sonrasında C_D yaklaşık %40 azaltılmıştır. Yunuslama momenti, C_M 'de ise fazla bir değişiklik olmamıştır. Genel olarak L/D oranı %42 artışla 12'den 17'ye yükselmiştir.

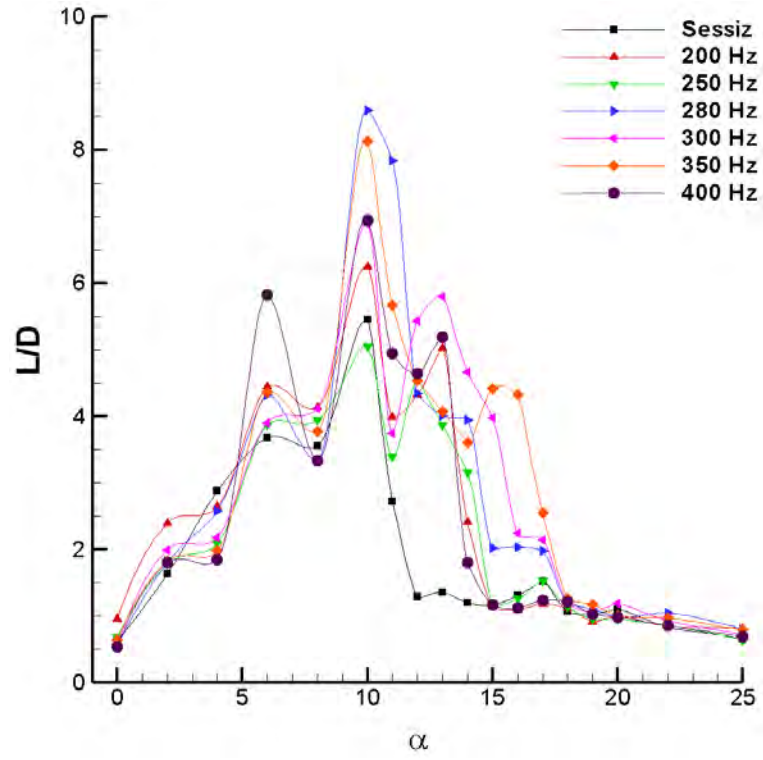
0.75×10^5 sayısı için kuvvet ölçüm deneyleri sonucunda elde edilen aerodinamik katsayılar Şekil 3.21, Şekil 3.22, Şekil 3.23 ve Şekil 3.24'de görülmektedir. 300 Hz ile 900 Hz arasında 100 Hz aralıkla akışa paralel ses dalgaları gönderilmiştir. Bu Re sayısında akustik tahrikin olmadığı durumda tutunma 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 sürüklenme 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; 0.75×10^5 Re sayısında L/D oranı ses dalgası uygulanmadığında maksimum 18 iken ses dalgası uygulandığında %33 artışla 24 olarak elde edilmiştir.



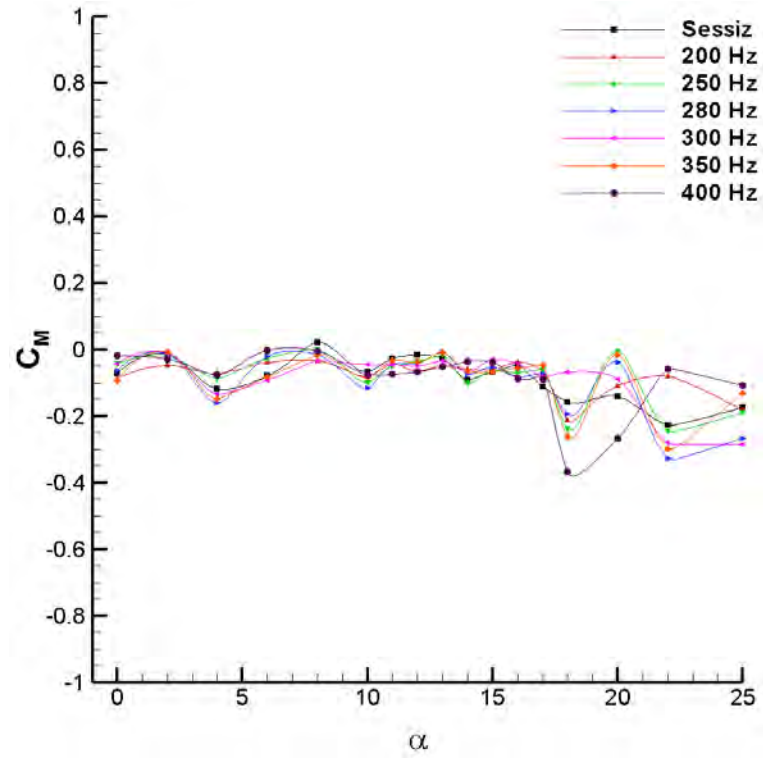
Şekil 3.17. $Re=0.5 \times 10^5$ iken C_L 'nin hücum açısı ile değişimi



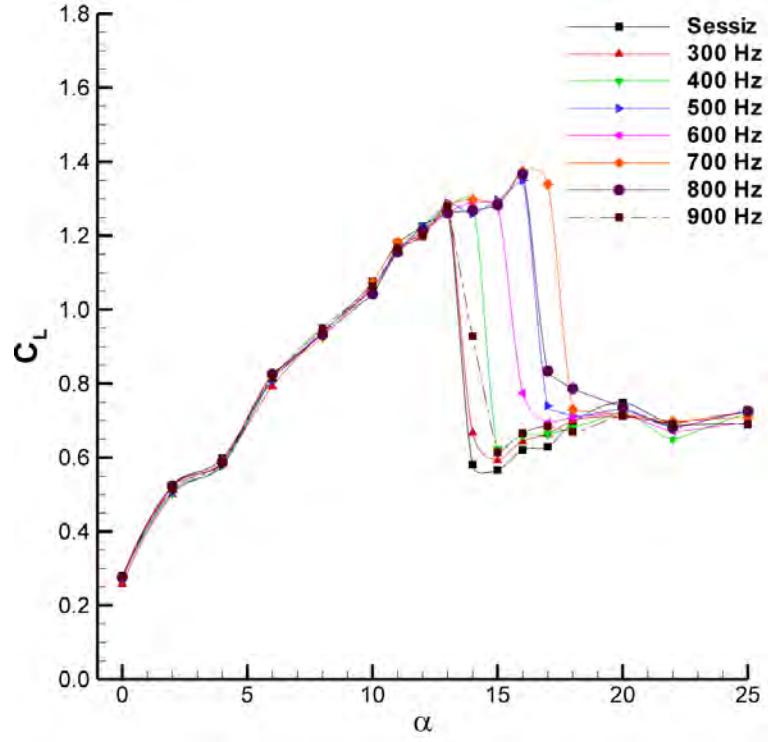
Şekil 3.18. $Re=0.5 \times 10^5$ iken C_D 'nin hücum açısı ile değişimi



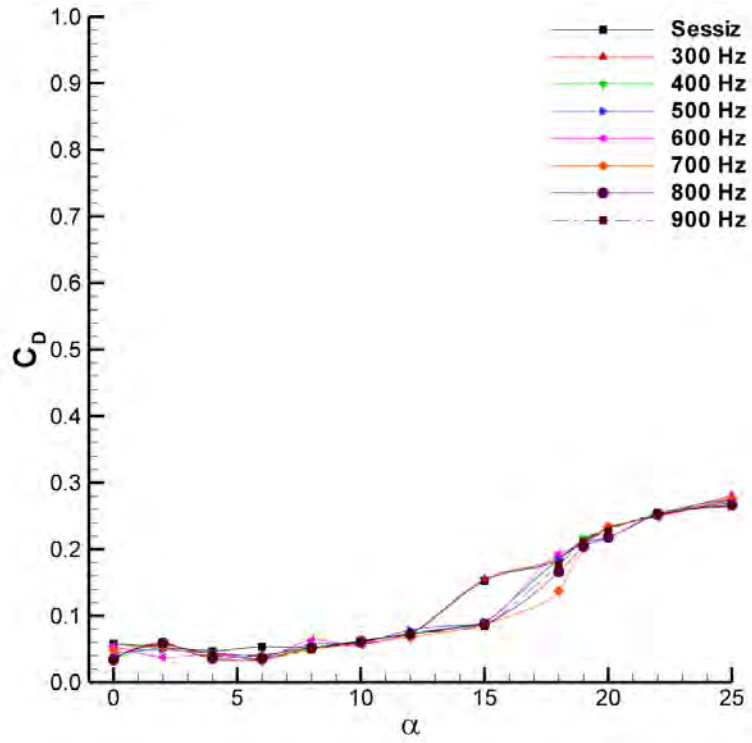
Şekil 3.19. $Re=0.5 \times 10^5$ iken L/D oranının hücum açısı ile değişimi



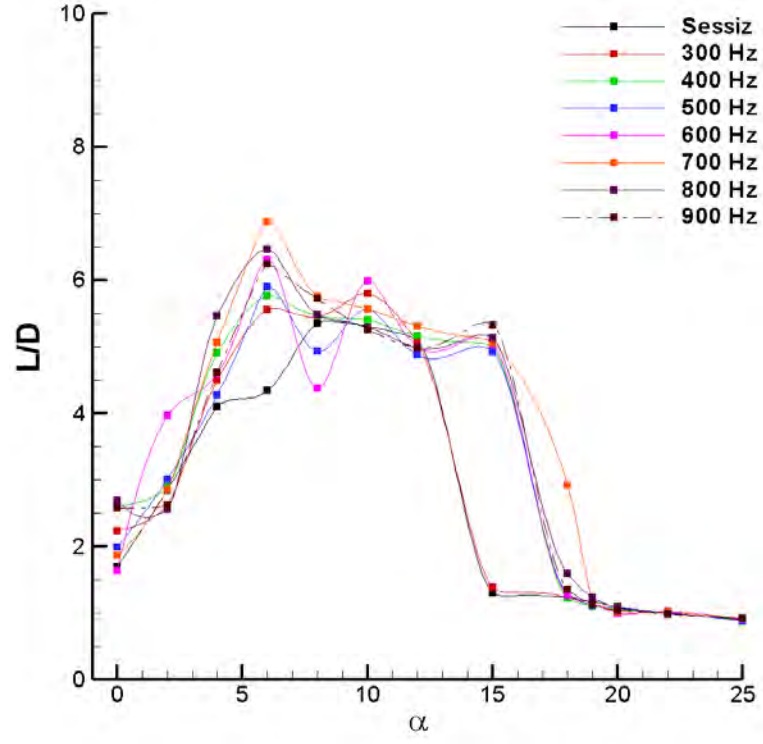
Şekil 3.20. $Re=0.5 \times 10^5$ iken C_M 'nin hücum açısı ile değişimi



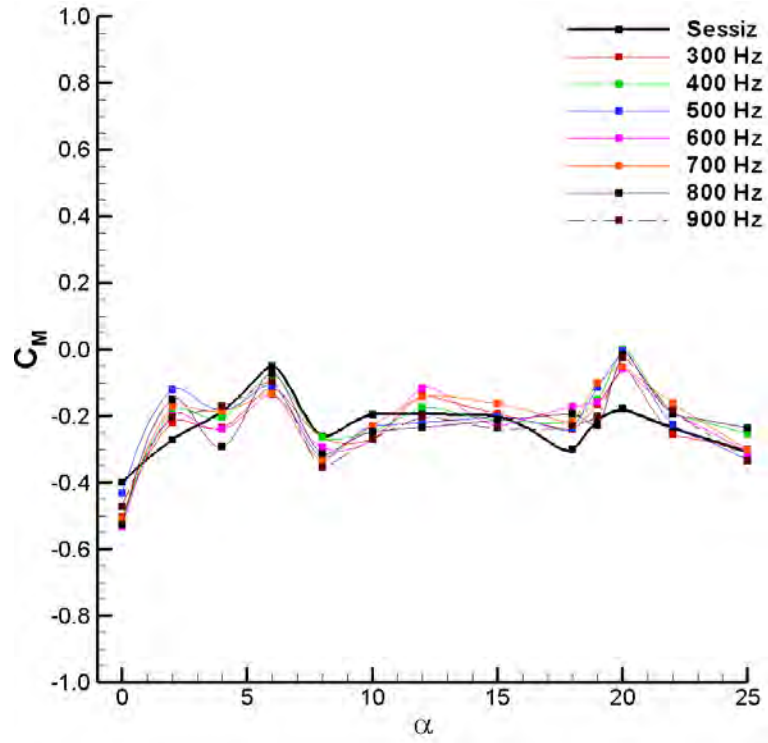
Şekil 3.21. $Re=0.75 \times 10^5$ iken C_L 'nin hücum açısı ile değişimi



Şekil 3.22. $Re=0.75 \times 10^5$ iken C_D 'nin hücum açısı ile değişimi



Şekil 3.23. $Re=0.75 \times 10^5$ iken L/D oranının hücum açısı ile değişimi



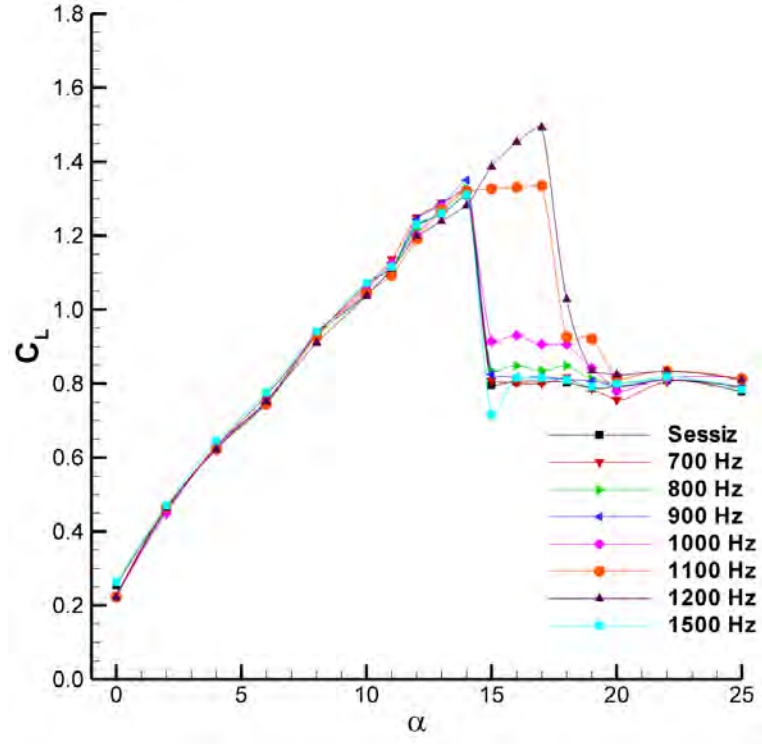
Şekil 3.24. $Re=0.75 \times 10^5$ iken C_M 'nin hücum açısı ile değişimi

1×10^5 Re sayısı için C_L ve C_D katsayıları ile L/D oranı Şekil 3.25, Şekil 3.26 ve Şekil 3.27’de verilmiştir. Bu Re sayısında akustik tahrik uygulanmadığı durumda tutunma kaybı açısının 14° olmuş ve C_{Lmax} ise yaklaşık 1.30’dür. 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 C_{Lmax} 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 ’yi 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 iken ses dalgası uygulanarak 11.17’e yükselmiş ve kanat profilinin aerodinamik performansı arttırılmıştır.

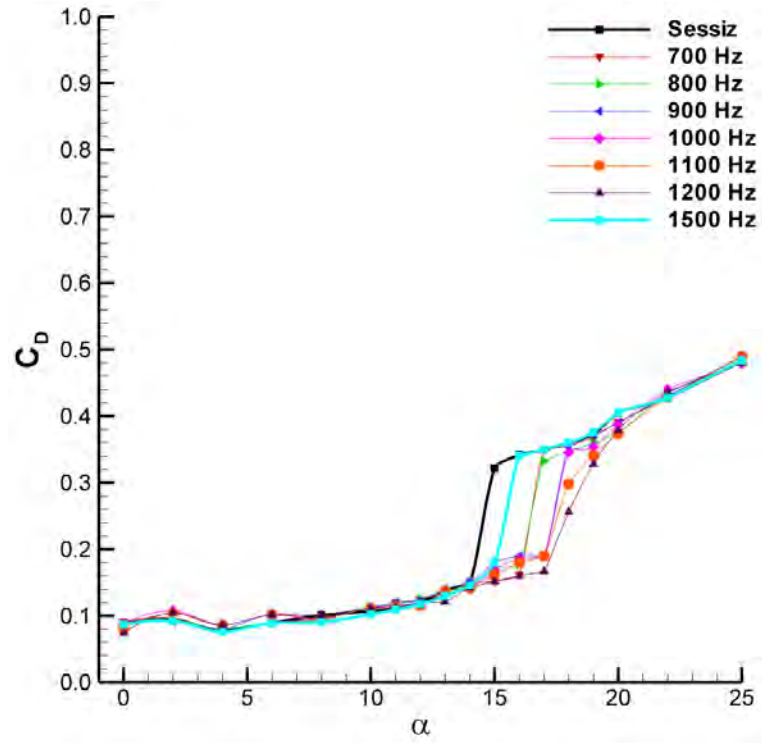
1.5×10^5 Re sayısı için C_L , C_D katsayıları ile L/D oranı Şekil 3.28, Şekil 3.29 ve Şekil 3.30’de görülmektedir. Akustik tahrik uygulanmadığı durumda tutunma kaybı açısının 14° olmakta ve C_{Lmax} ise yaklaşık 1.32’dir. Bu Re sayısında akışa 900 Hz ile 2400 Hz arasında 300 Hz aralıklarla ses dalgaları 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 3.29) 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.

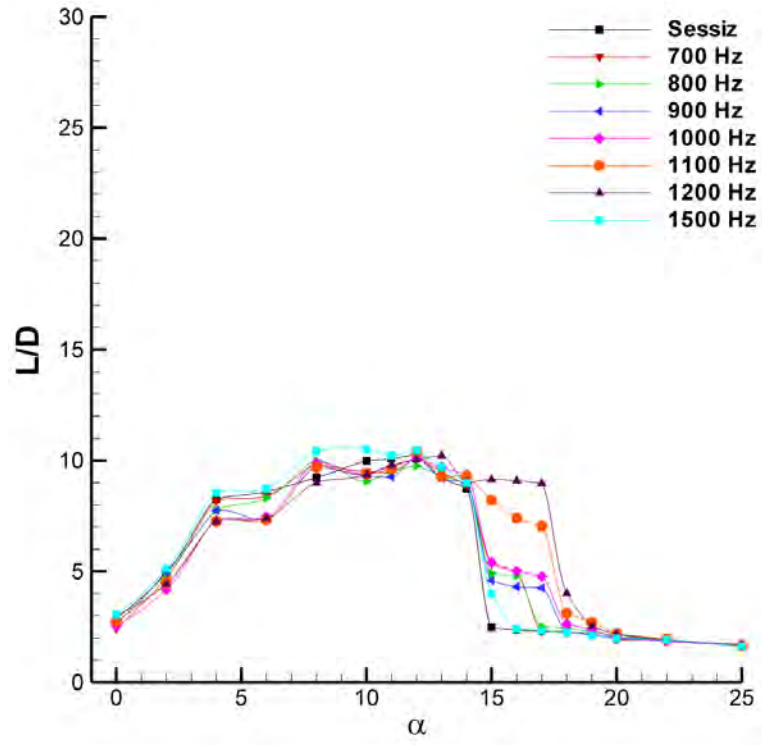
2×10^5 Re sayısında yapılan deneyler sonucunda bulunan C_L ve C_D katsayıları ile L/D oranı Şekil 3.31, Şekil 3.32 ve Şekil 3.33’de verilmiştir. Bu Re sayısında ise 2000 Hz ile 2900 Hz arasında 300 Hz aralıklarla akışa paralel ses dalgaları uygulanarak akış kontrolü yapılmaya çalışılmıştır. Deney sonuçları dikkatle incelendiğinde akışa paralel ses dalgalarının aerodinamik katsayıları etki etmediği görülmüştür.



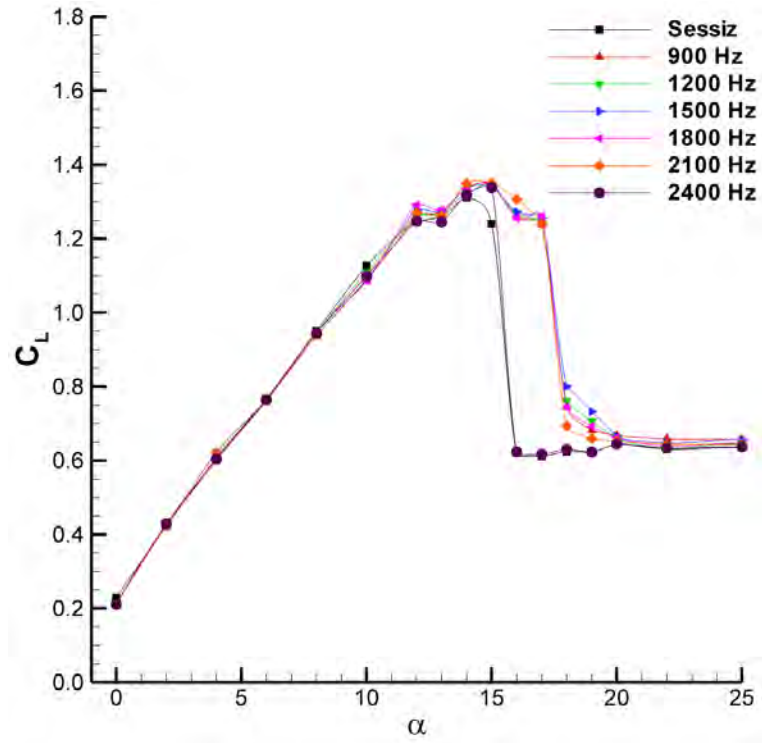
Şekil 3.25. $Re=1 \times 10^5$ iken C_L 'nin hücum açısı ile değişimi



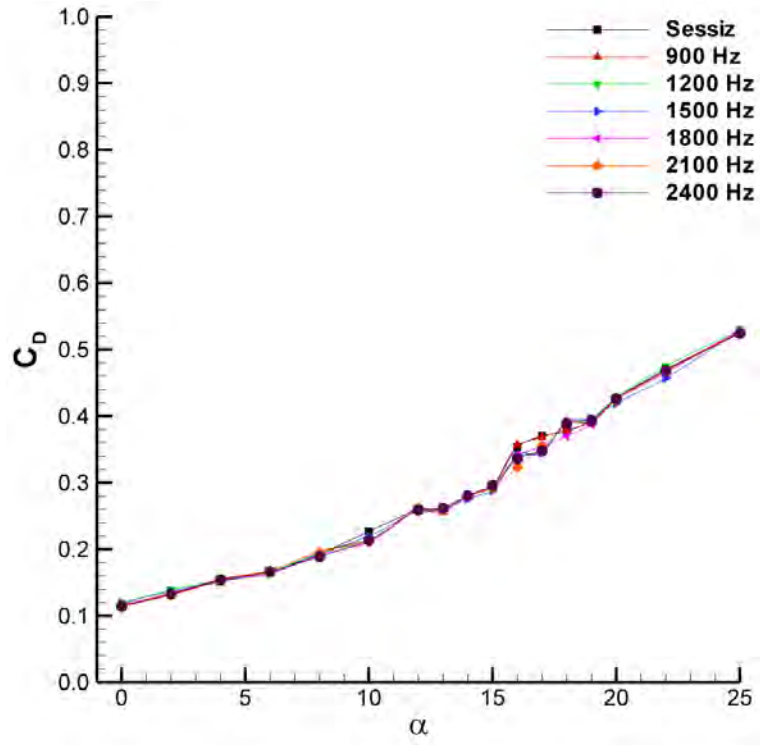
Şekil 3.26. $Re=1 \times 10^5$ iken C_D 'nin hücum açısı ile değişimi



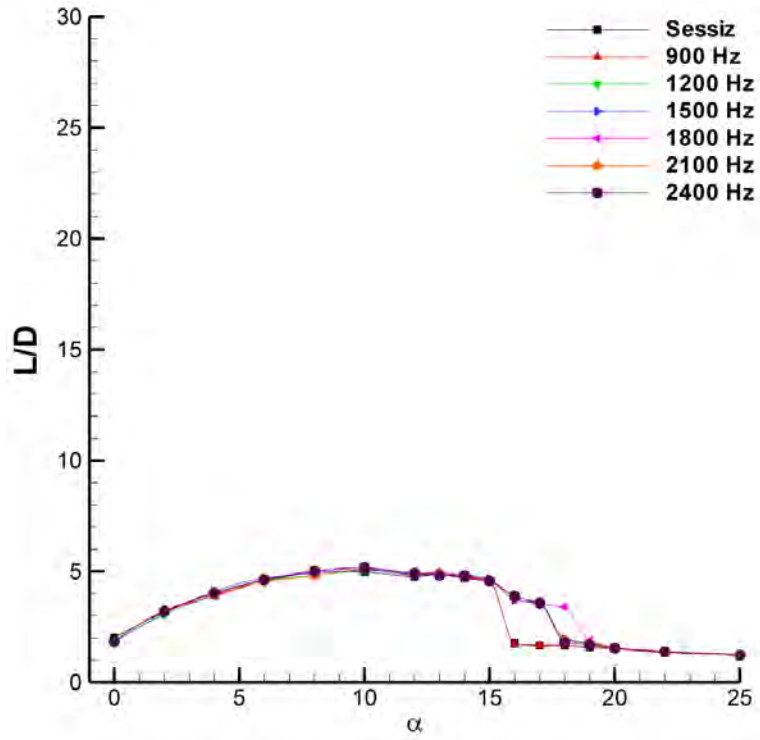
Şekil 3.27. $Re=1 \times 10^5$ iken L/D oranının hücum açısı ile değişimi



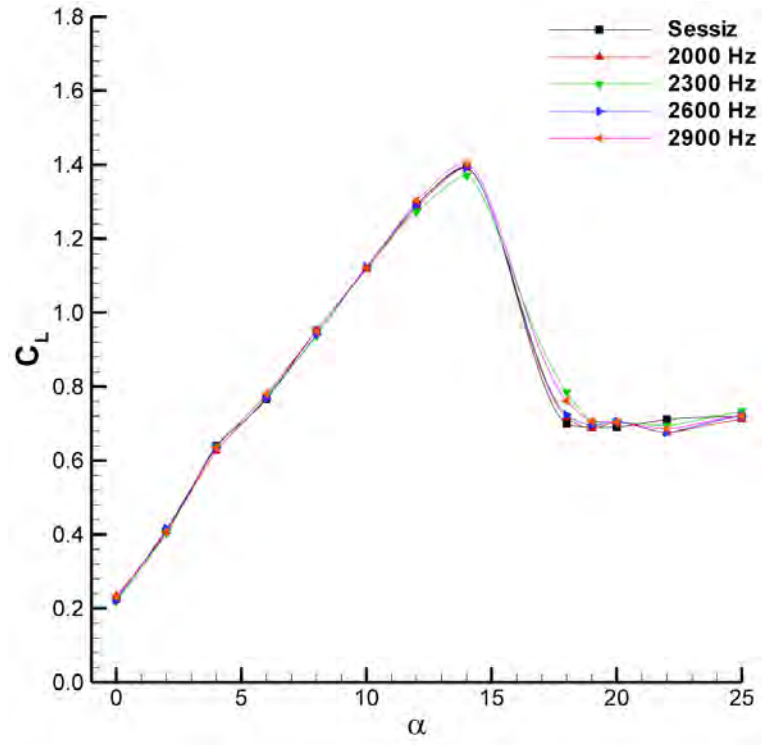
Şekil 3.28. $Re=1.5 \times 10^5$ iken C_L 'nin hücum açısı ile değişimi



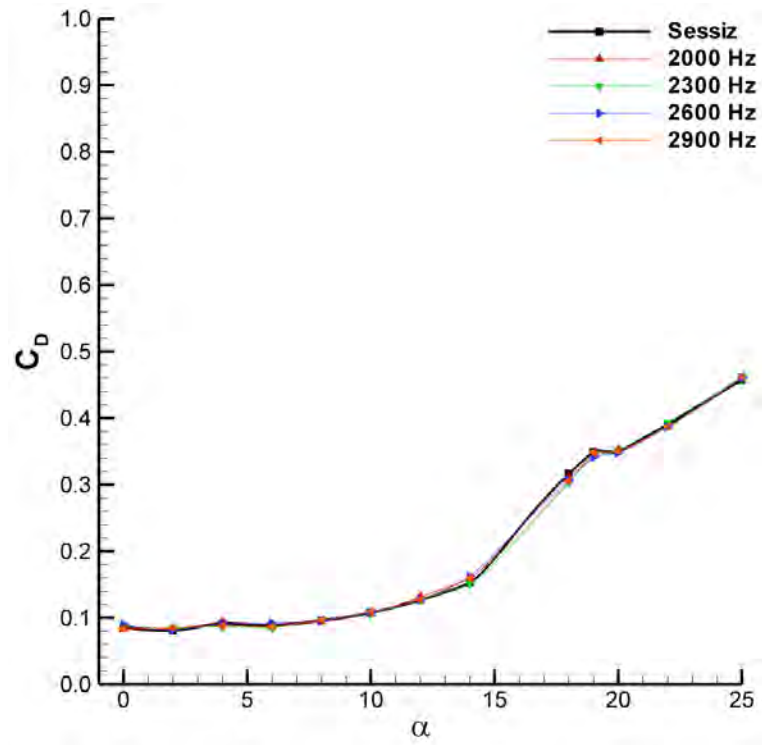
Şekil 3.29. $Re=1.5 \times 10^5$ iken C_D 'nin hücum açısı ile değişimi



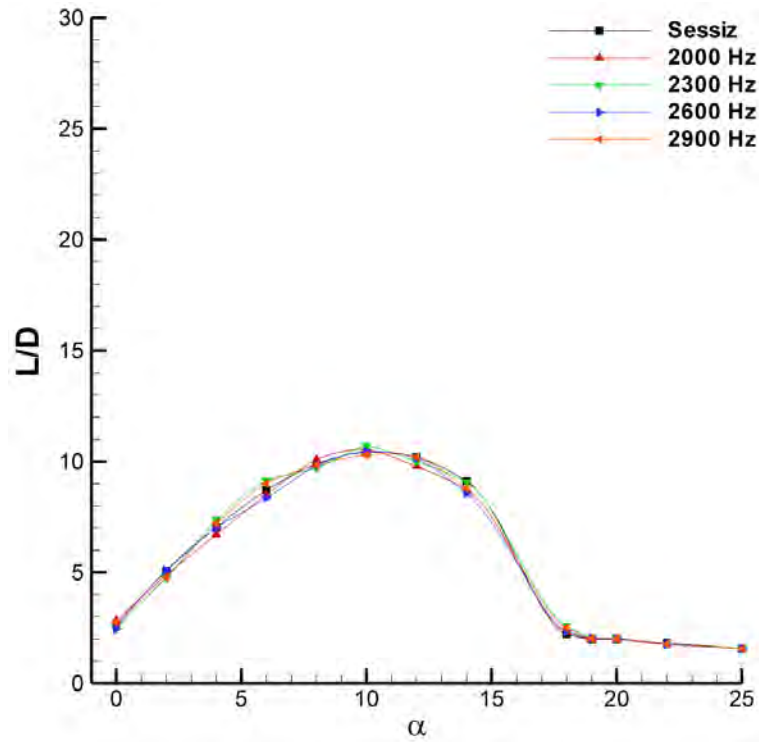
Şekil 3.30. $Re=1.5 \times 10^5$ iken L/D oranının hücum açısı ile değişimi



Şekil 3.31. $Re=2 \times 10^5$ iken C_L 'nin hücum açısı ile değişimi



Şekil 3.32. $Re=2 \times 10^5$ iken C_D 'nin hücum açısı ile değişimi

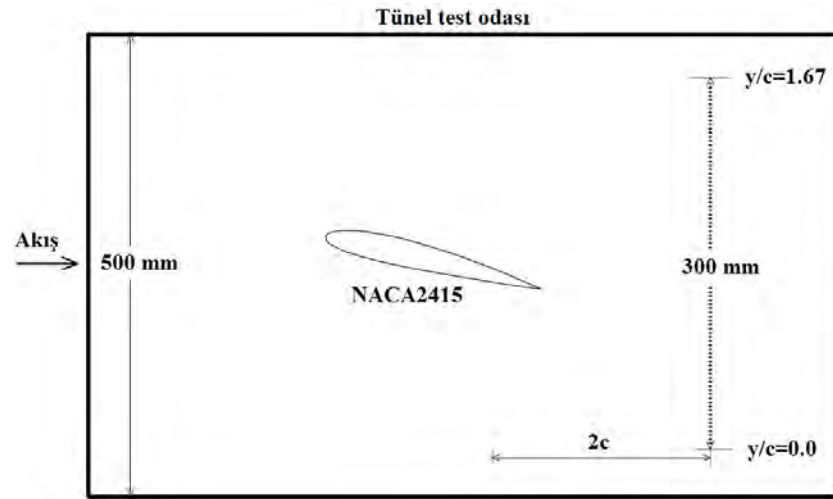


Şekil 3.33. $Re=2 \times 10^5$ iken L/D oranının hücum açısı ile değişimi

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

Kanat etrafındaki akışa paralel ses dalgalarının etkisini ve bu etkinin kanat gerisindeki hız değişimlerine ve girdap kopmalarını nasıl değiştirdiğini 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 hat boyunca sık aralıklarla yapılmıştır (Şekil 3.34). Şekil 3.35'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 3.36'de örnek olarak verildiği gibi 16° hücum açısında sessiz ve 350 Hz ses uygulandığı durumda iz bölgesinde aynı noktada zamanla

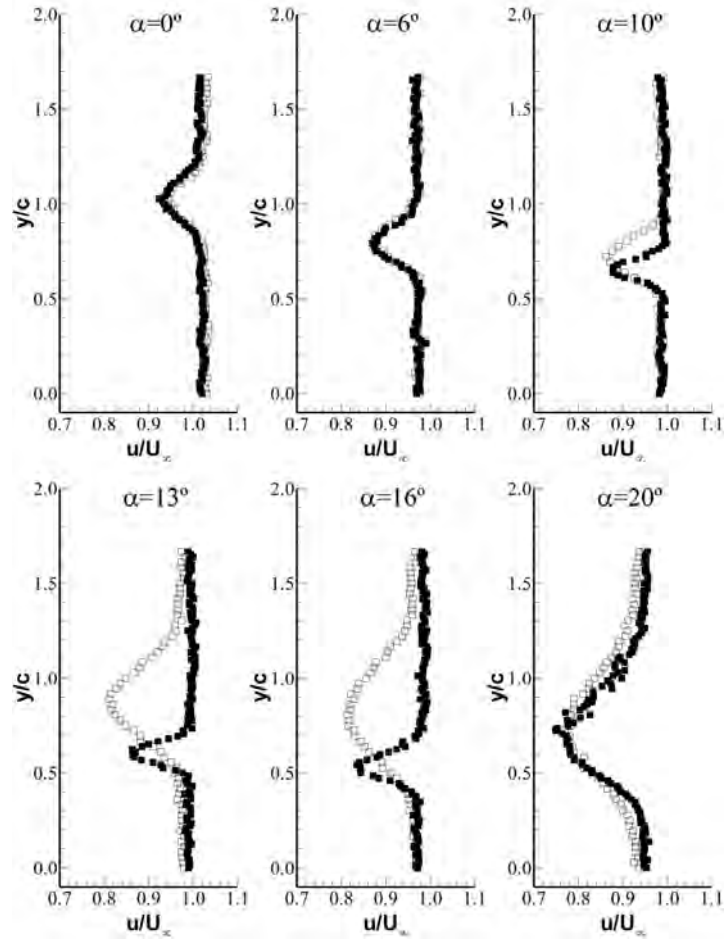
hız değişimlerine ait spektral analiz sonuçlarında görülmektedir ve ses dalgası uygulanması ile akış tutunmakta ve sınır tabaka incelmekte ve girdap oluşumları ile girdap güç yoğunlukları azalmaktadır.



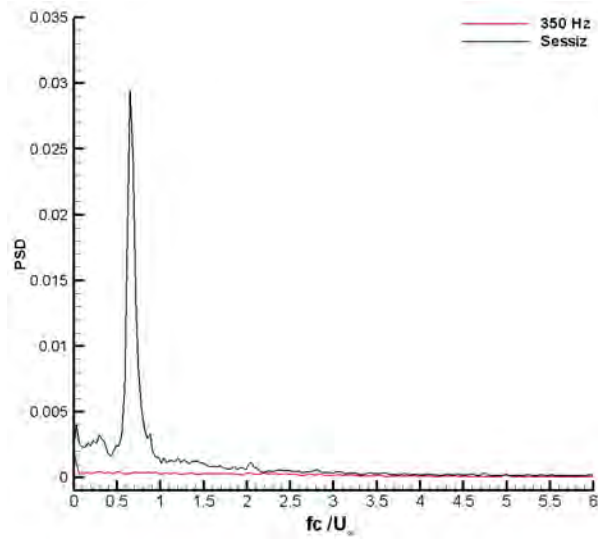
Şekil 3.34. Kanat arkasında oluşan girdapların sıcak tel anemometresiyle incelenmesi

Şekil 3.37’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 3.38’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.

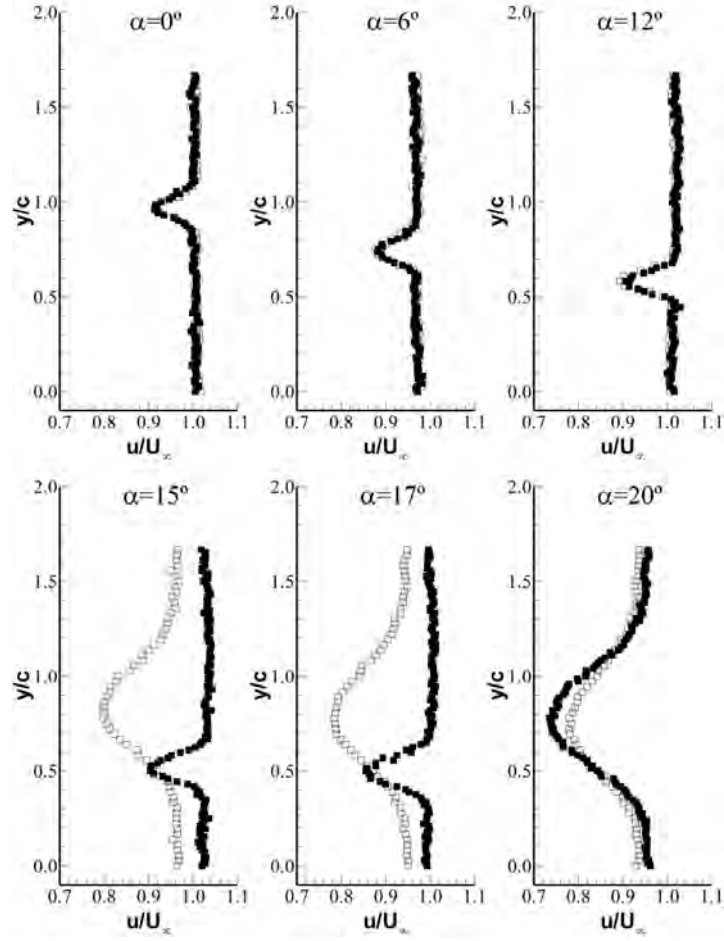
Şekil 3.39 ve Şekil 3.41’de de yine aynı şekilde iz bölgesinde hız değişim grafikleri verilmiştir ve bu grafiklerde de ses dalgasının etkisi görülmektedir. Ayrıca Şekil 3.40 ve Şekil 3.42’de spektral sonuçları görülmektedir. Sonuç olarak; Re sayısı arttıkça tutunma kaybı açısı civarında ses dalgalarının etkili olduğu açı aralığı daralmakta ve 1.5×10^5 Re sayısından sonra ses dalgaları etki etmemektedir.



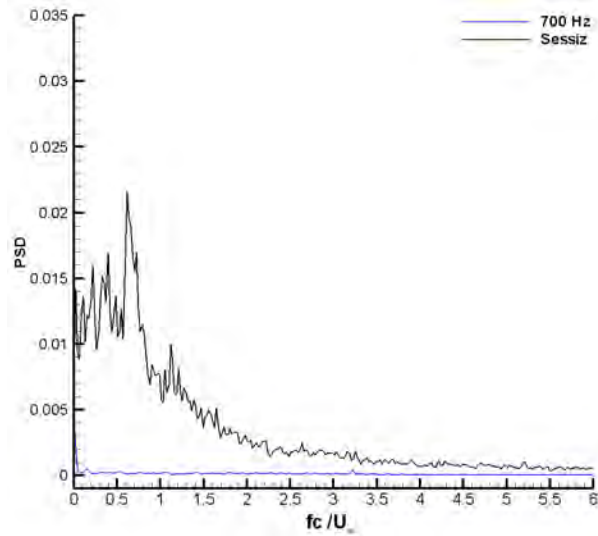
Şekil 3.35. Kanat iz bölgesinde 350 Hz ses dalgası elde edilen hız profilleri ($Re=0.5 \times 10^5$, Boş kare: Sessiz, Dolu kare: 350 Hz)



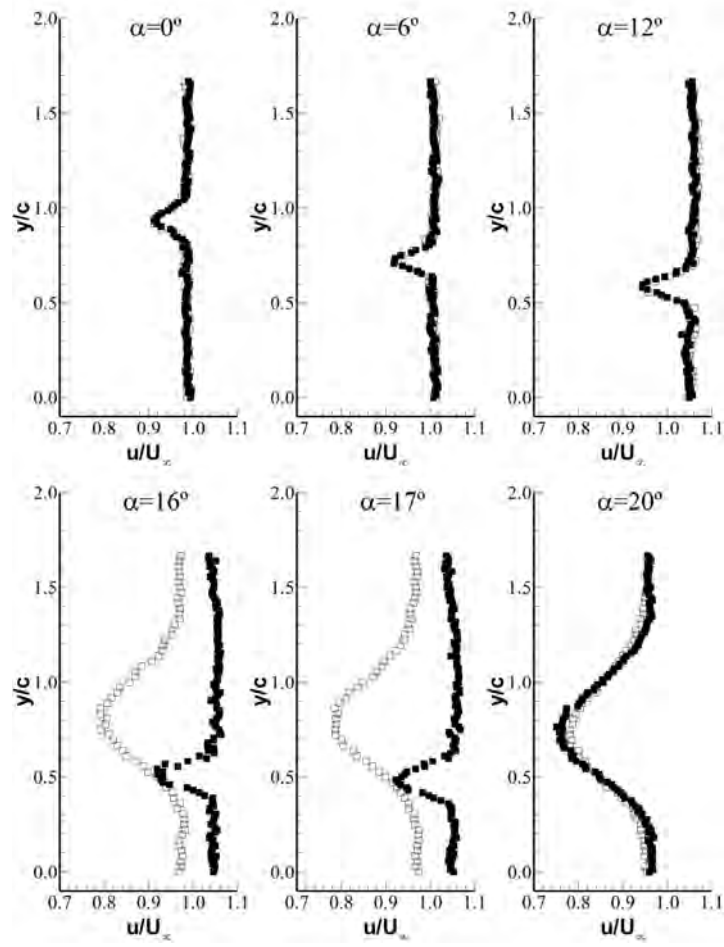
Şekil 3.36. İz bölgesinde bir noktada hızın spektral analiz sonuçları ($Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=16^\circ$)



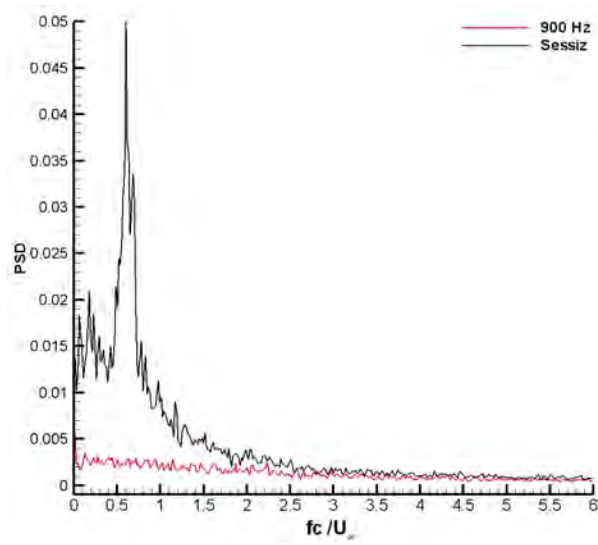
Şekil 3.37. Kanat iz bölgesinde $2c$ uzaklıkta hız profilleri ($Re=0.75 \times 10^5$, Boş kare: Sessiz, Dolu kare: 700 Hz)



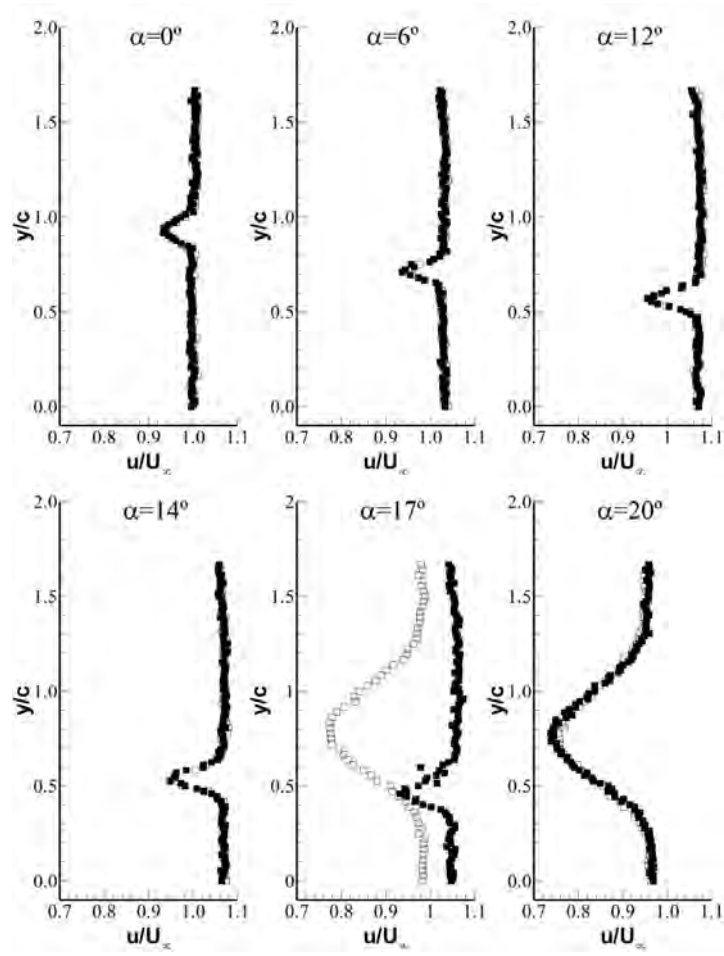
Şekil 3.38. İz bölgesinde bir noktada hızın spektral analiz sonuçları ($Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=16^\circ$)



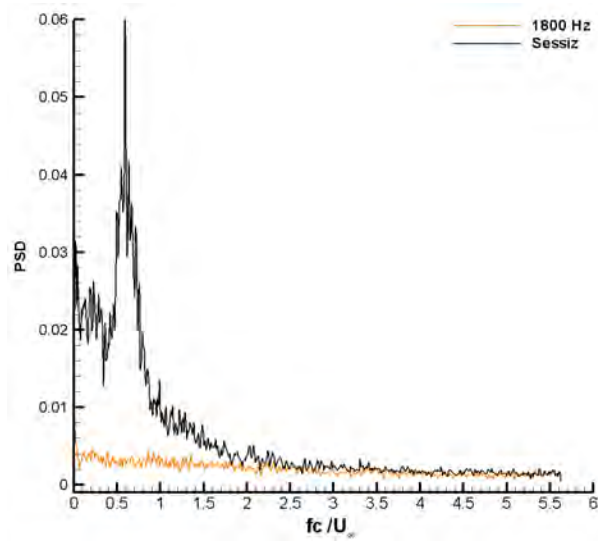
Şekil 3.39. Kanat iz bölgesinde elde edilen hız profilleri ($Re=1 \times 10^5$, Boş kare: Sessiz, Dolu kare: 1200 Hz)



Şekil 3.40. İz bölgesinde bir noktada hızın spektral analiz sonuçları ($Re=1 \times 10^5$ ve $\alpha=17^\circ$)



Şekil 3.41. Kanat iz bölgesinde elde edilen hız profilleri ($Re=1.5 \times 10^5$, Boş kare: Sessiz, Dolu kare: 1800 Hz)

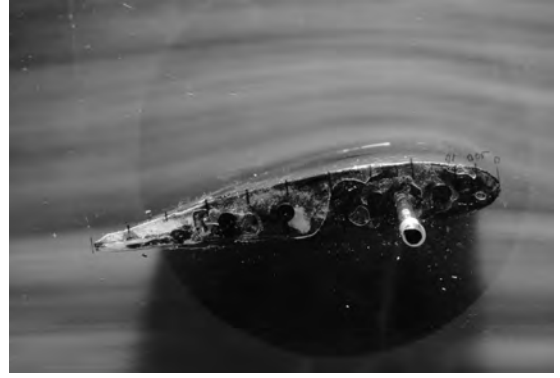
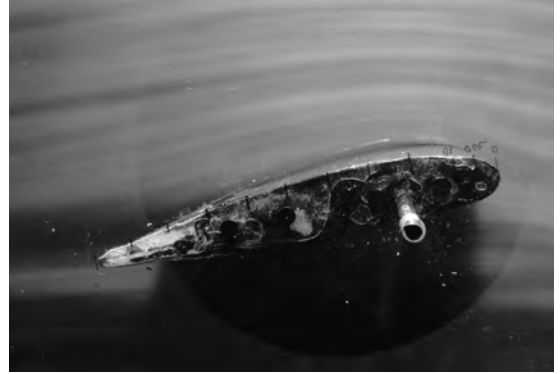
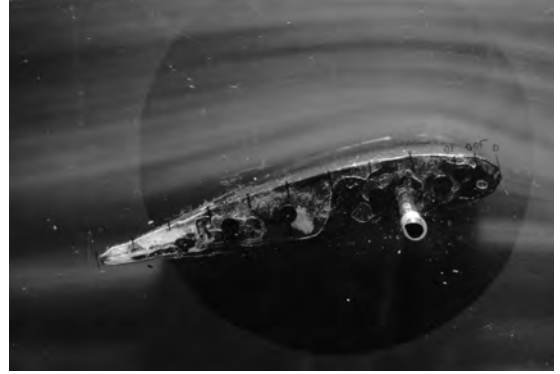


Şekil 3.42. İz bölgesinde bir noktada hızın spektral analiz sonuçları ($Re=1.5 \times 10^5$ ve $\alpha=18^\circ$)

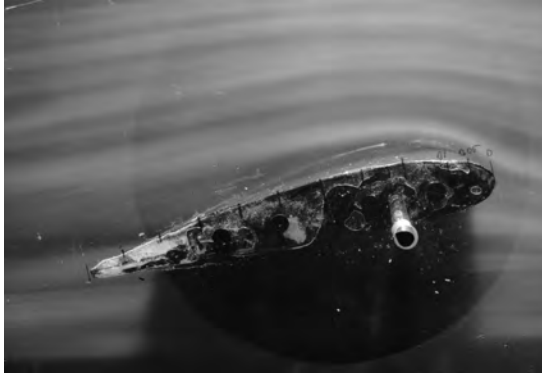
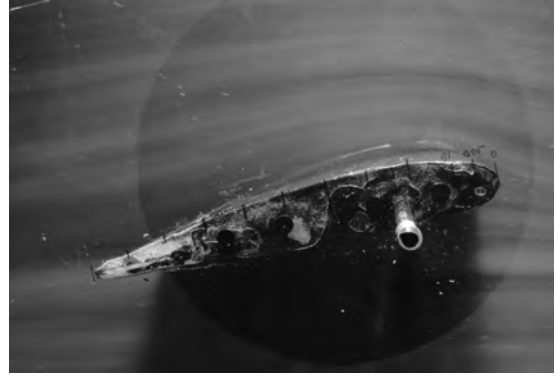
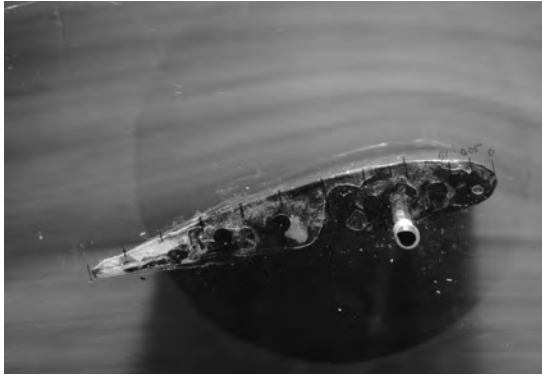
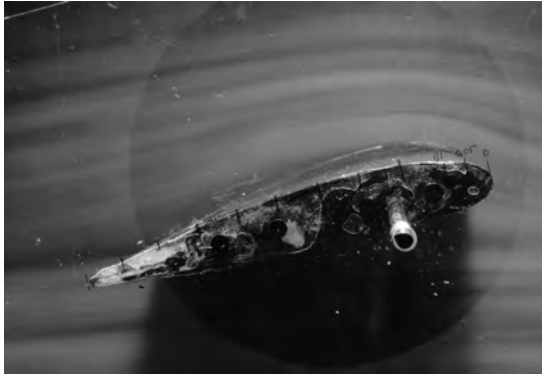
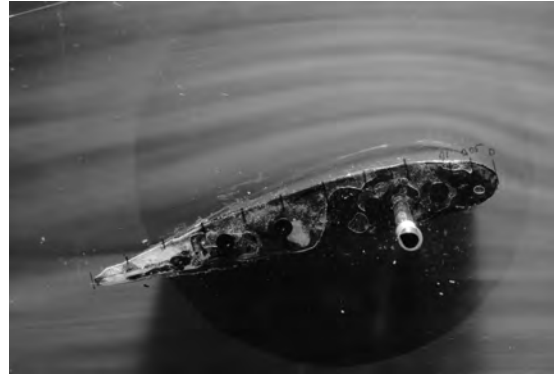
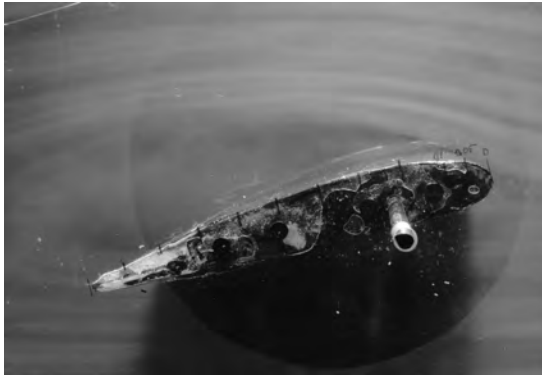
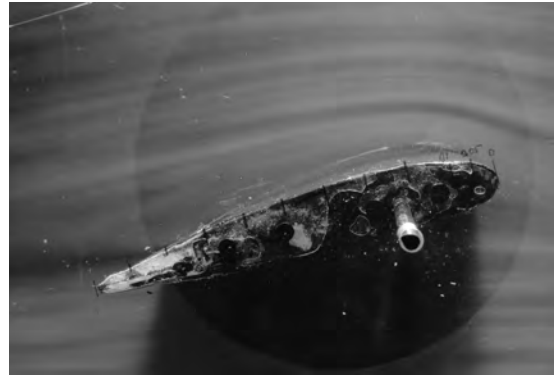
3.4. Akışa Paralel Ses Dalgalarının Kanat Üzerindeki Akışa Etkisinin Duman Teli Deneyi ile İncelenmesi

Duman teli deneyi ile akış görselleştirmesi yaparak akışa paralel ses dalgalarının kanat üzerindeki akışa etkisi görülebilmektedir. Şekil 3.43- Şekil 3.46 arasındaki fotoğraflarda 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 deneyi sonuçları görülmektedir. 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 (Şekil 3.43a-d). Bu durum ayrıca Şekil 3.47’de açıkça görülmekte ve Şekil 3.47a’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 3.2’de elde edildiği gibi). Bununla birlikte ayrılma kabarcığının yüksekliğinin de azaldığı görülmektedir.

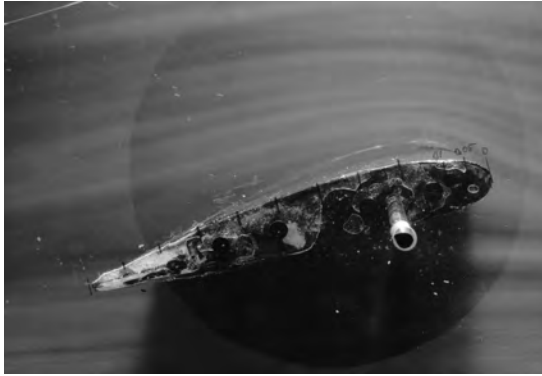
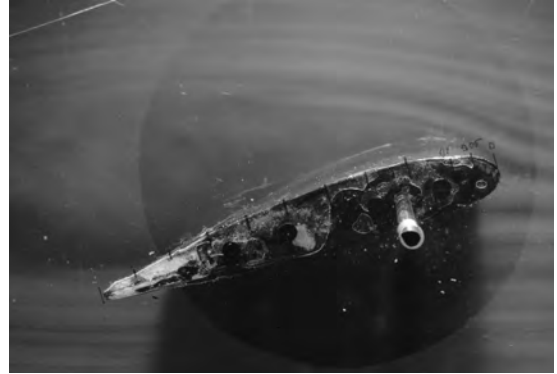
Ayrıca Şekil 3.43e-h görüldüğü gibi 0.5×10^5 Re sayısında 12° olan tutunma kaybı açısından sonraki hücum açılarında ses dalgası uygulandığında ayrılmış akışın kanat üzerinde tutunuşu -özellikle 350 Hz ses dalgası uygulandığında- duman deneyleri sonucunda açıkça görülmüştür. Tabiki bu akış kontrolü belli bir hücum açısına kadar (Şekil 3.44 - Şekil 3.46) devam etmiştir ve 16° ’den sonra akış tekrar ayrılmıştır. Böylelikle duman teli deneylerinde de tutunma kaybı açısının 12° ’den 16° ’ye geciktirildiği açıkça görülmüştür.

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

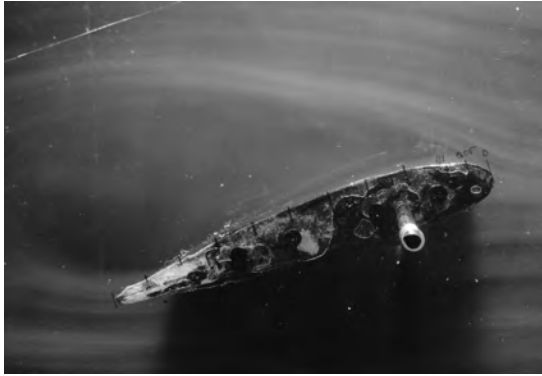
Şekil 3.43. $Re=0.5 \times 10^5$ için akışa paralel ses dalgalarının akışa etkisinin duman teli deneyi ile incelenmesi-1

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

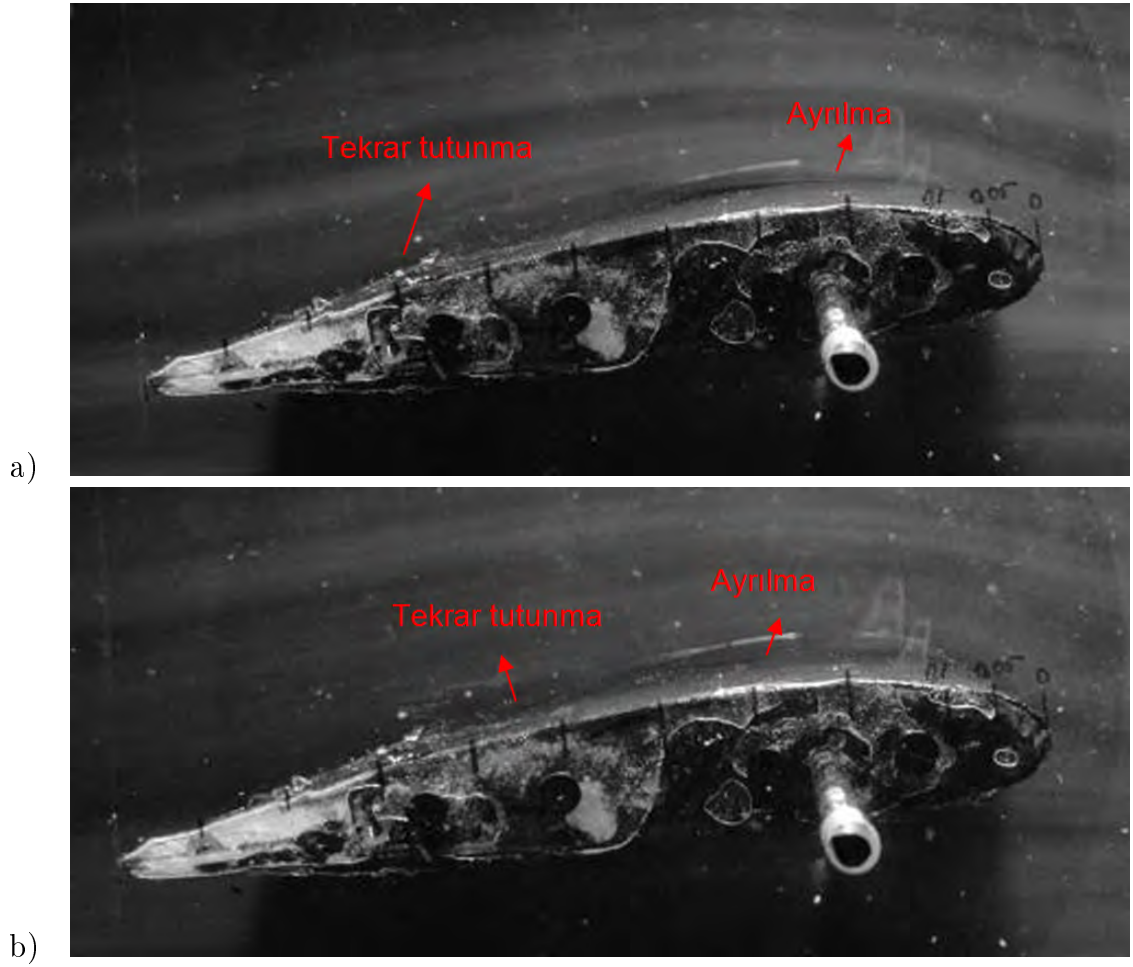
Şekil 3.44. $Re=0.5 \times 10^5$ için akışa paralel ses dalgalarının akışa etkisinin duman teli deneyi ile incelenmesi-2

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

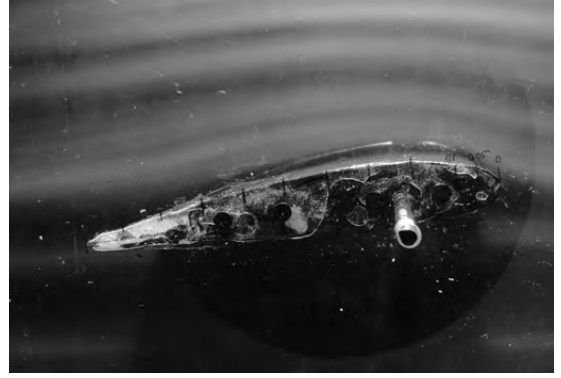
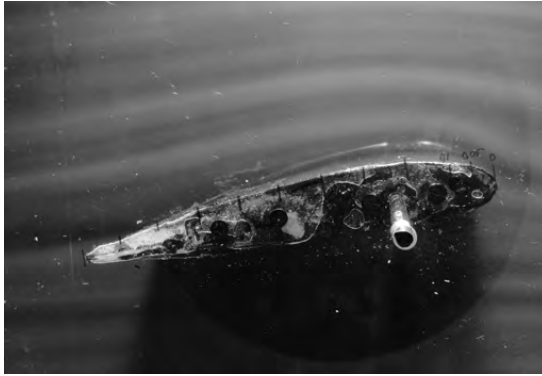
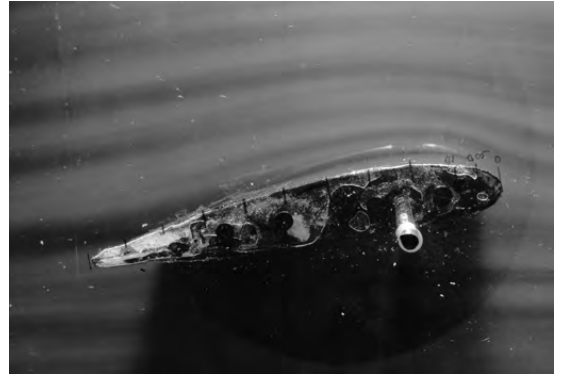
a) $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=17^\circ$ Sessizb) $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=17^\circ$ 350 Hzc) $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=18^\circ$ Sessizd) $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=18^\circ$ 250 Hze) $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=18^\circ$ 300 Hzf) $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=18^\circ$ 350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

Şekil 3.46. $Re=0.5 \times 10^5$ için akışa paralel ses dalgalarının akışa etkisinin duman teli deneyi ile incelenmesi-4

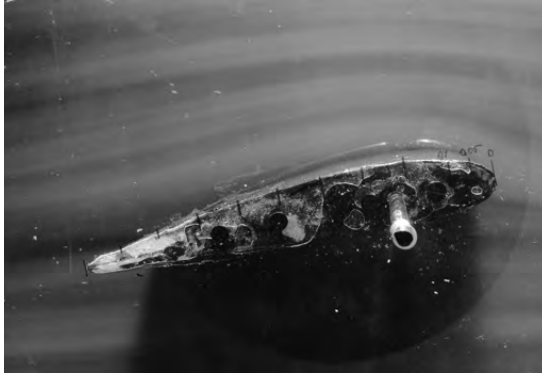
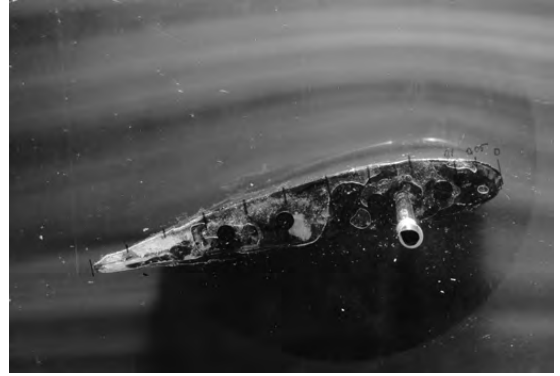
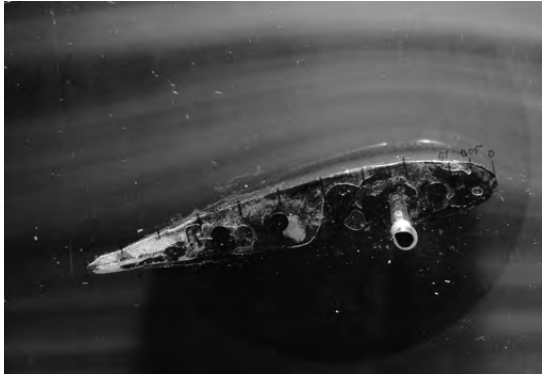
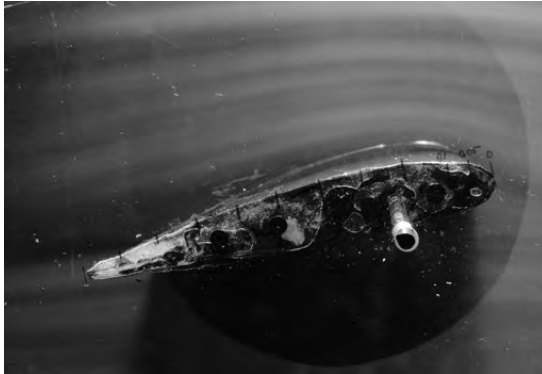
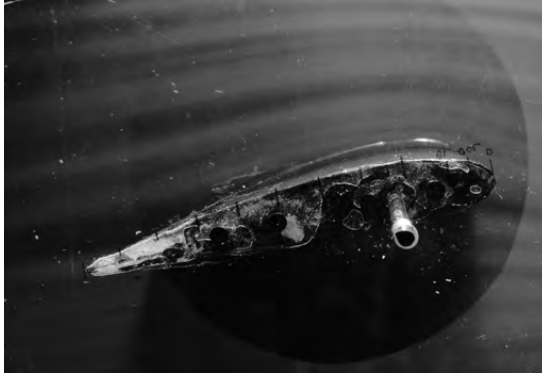


Şekil 3.47. $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=8^\circ$ için 350 Hz akışa paralel ses dalgasının laminar ayrılma kabarcığına etkisi

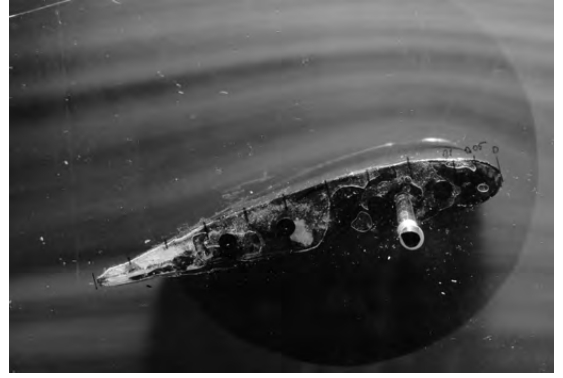
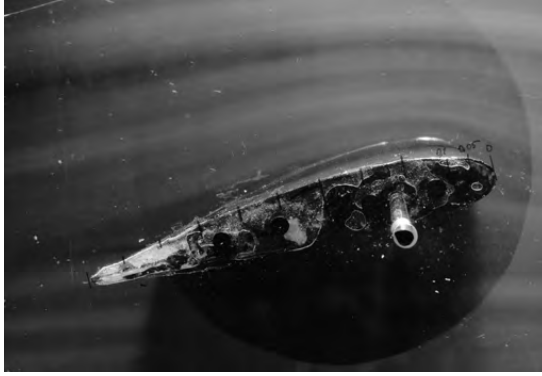
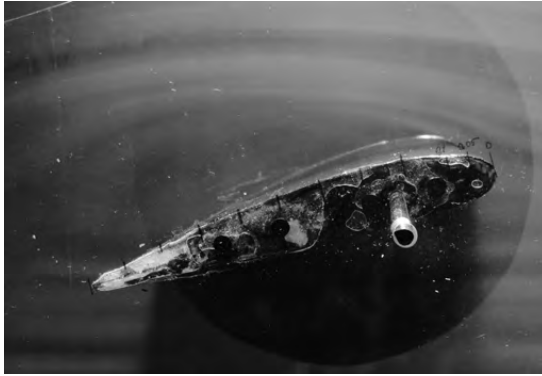
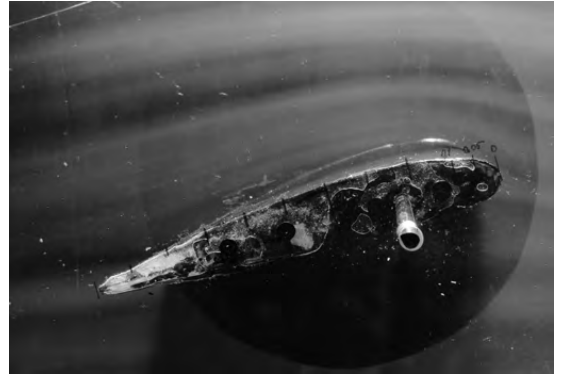
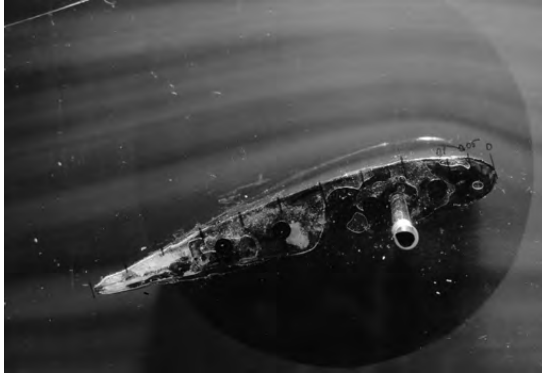
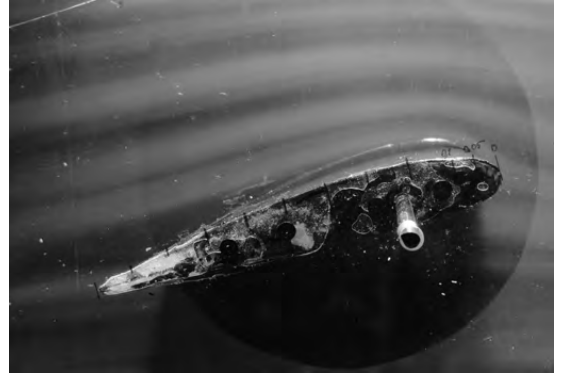
Şekil 3.48- Şekil 3.51 arasındaki şekiller 0.75×10^5 Re sayısında 8° , 10° , 12° , 13° , 14° , 15° , 16° ve 17° hücum açılarında sessiz, 600 Hz, 700 Hz ve 800 Hz durumlarında NACA2415 kanat profili etrafındaki akışın duman teli deney fotoğraflarını göstermektedir. 0.75×10^5 Re sayısında tutunma kaybı açısının 13° olduğu kuvvet ölçüm deneyleri sonucunda görülmüştü ve bu durum bir kere daha duman teli deneylerinde elde edilmiştir (Şekil 3.49e). 13° 'den sonraki hücum açılarında 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 tutturamamıştır. 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

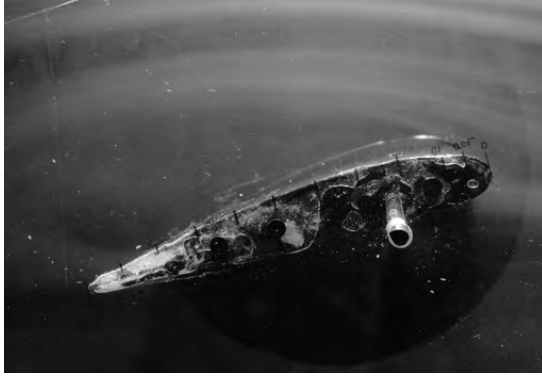
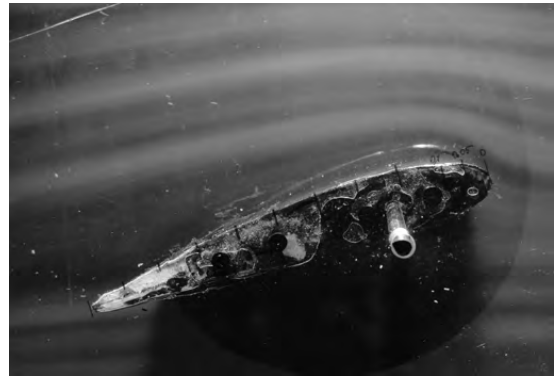
Şekil 3.48. $Re=0.75 \times 10^5$ için akışa paralel ses dalgalarının akışa etkisinin duman teli deneyi ile incelenmesi-1

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 3.49. $Re=0.75 \times 10^5$ 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 3.50. $Re=0.75 \times 10^5$ 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 3.51. $Re=0.75 \times 10^5$ 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 3.52. $Re=0.75 \times 10^5$ için akışa paralel ses dalgalarının akışa etkisinin duman teli deneyi ile incelenmesi-5

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

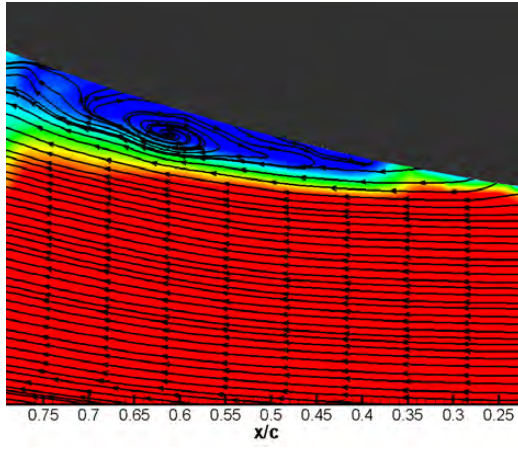
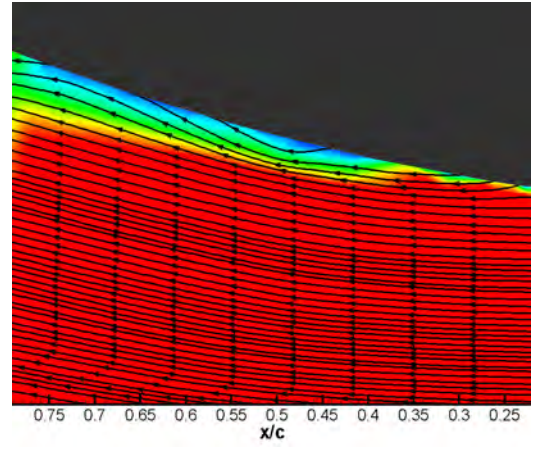
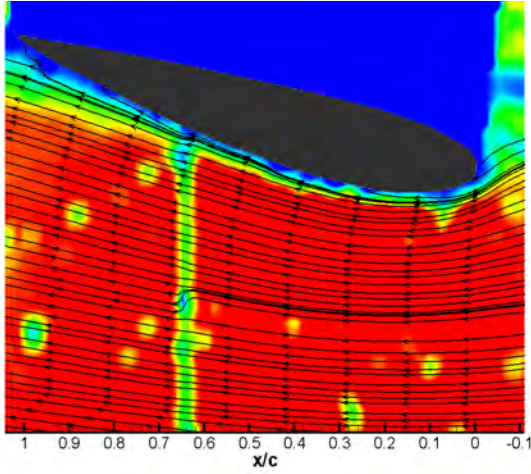
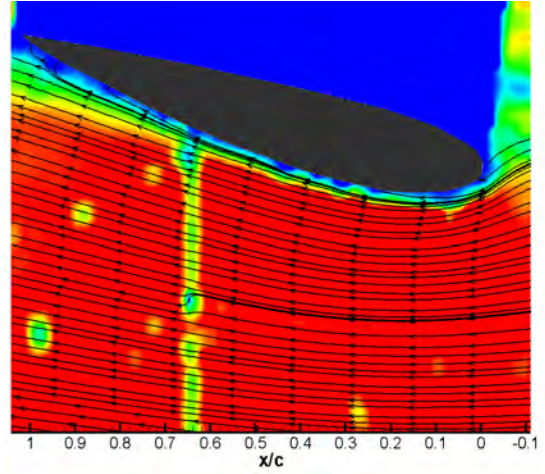
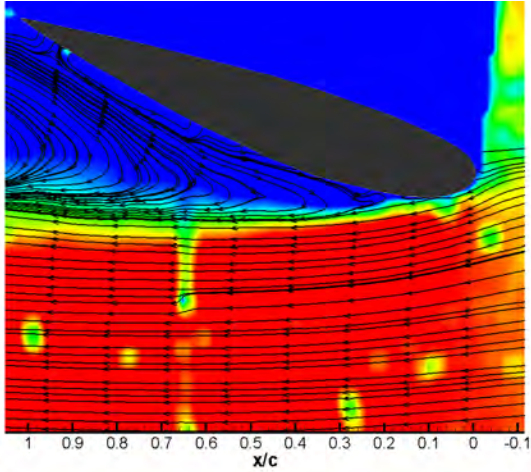
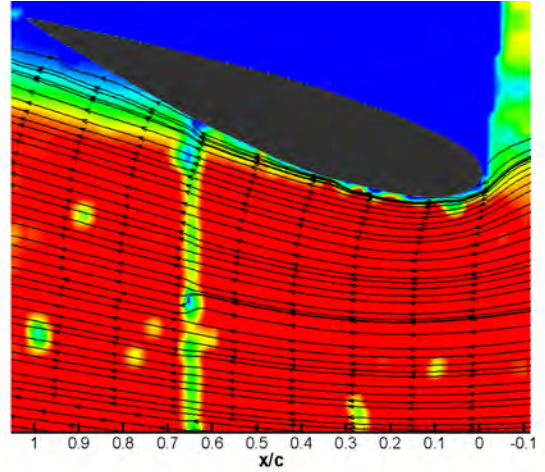
Normal kanat etrafındaki (sessiz) akış deneylerinde olduğu gibi ses dalgası uygulanması durumunda etkiyi incelemek için PIV deneylerine de başvurulmuştur. Şekil 3.53a'da 0.5×10^5 Re sayısında 8° hücum açısında elde edilen PIV akım çizgisi ve hız konturları grafiği basınç ve duman deneyi ile elde ettiğimiz sonuçları birebir doğrulamıştır ve akışın $x/c=0.22$ 'de ayrıldığı $x/c=0.72$ 'de ise tekrar tutunduğu görülmektedir. Ayrıca Şekil 3.53b'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 3.2) ve duman deneylerindeki (Şekil 3.47a) gibi gözlemlenmiştir.

Şekil 3.53c-f ile Şekil 3.54a-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

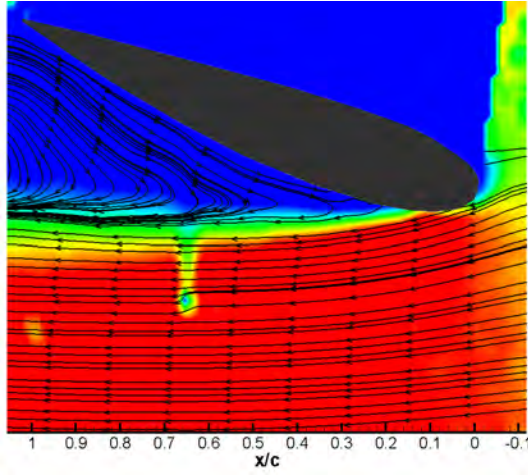
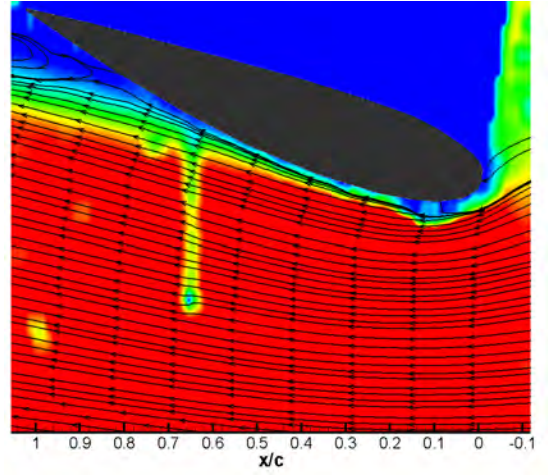
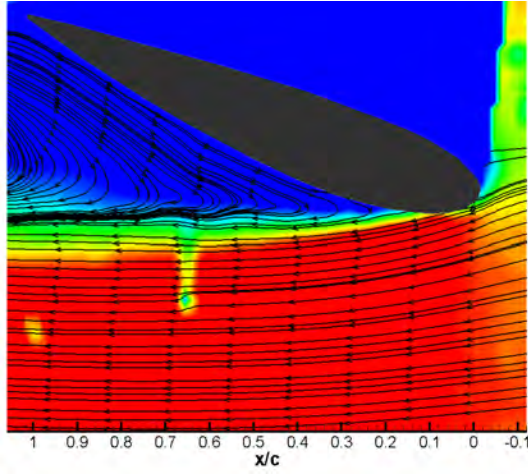
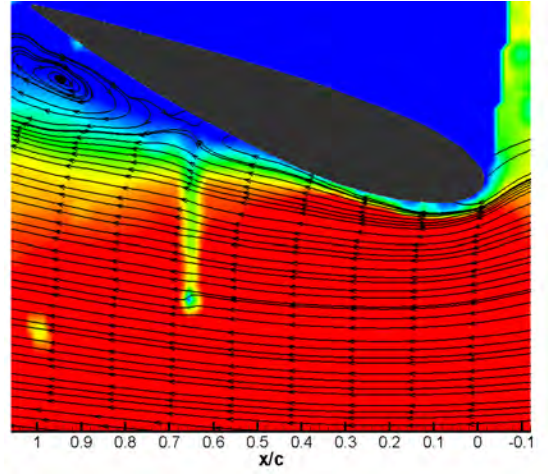
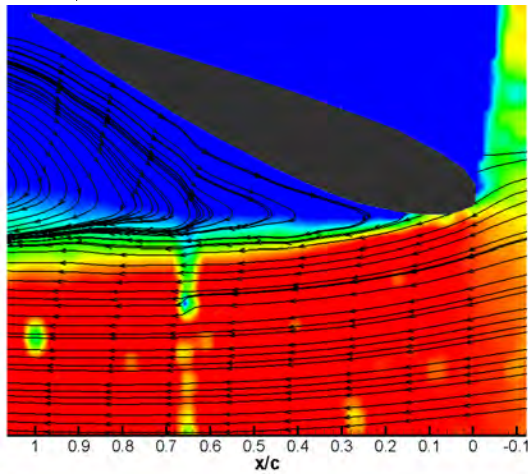
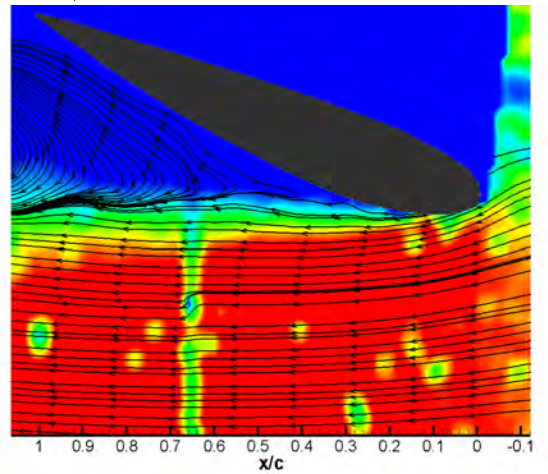
NACA2415 kanat profili etrafındaki akışın PIV deney sonuçlarında elde edilen akım çizgileri ve hız konturları grafiklerini göstermektedir. Bu grafiklerden görüldüğü üzere duman deneylerinde olduğu gibi tutunma kaybı açısı 12° 'den 16° 'ye geciktirilmiş ve ses dalgaları tutunma kaybı açısından sonra meydana 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 3.55 ile Şekil 3.56'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. Akışa Paralel Ses Dalgalarının Kanat Üzerinde Değişik Noktalarda Hız Profillerine Etkisi

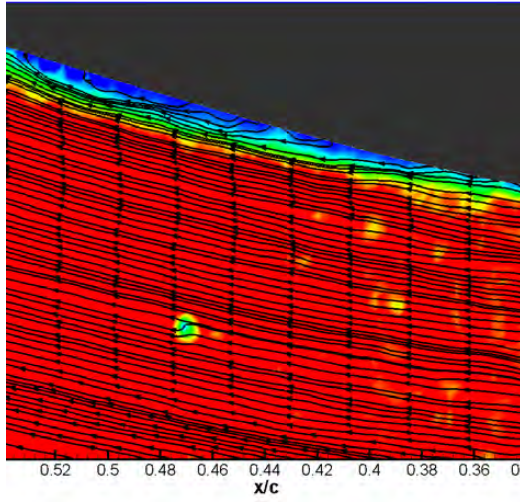
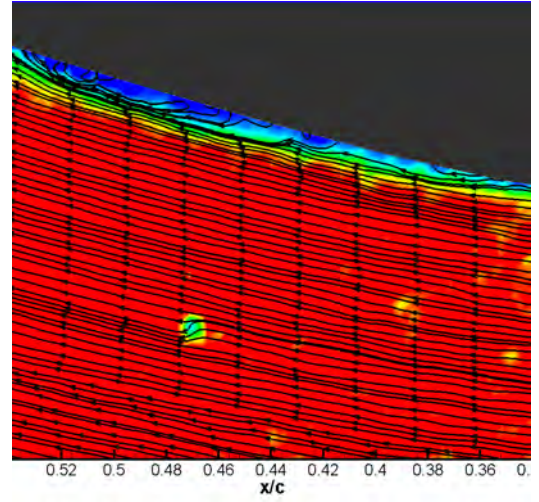
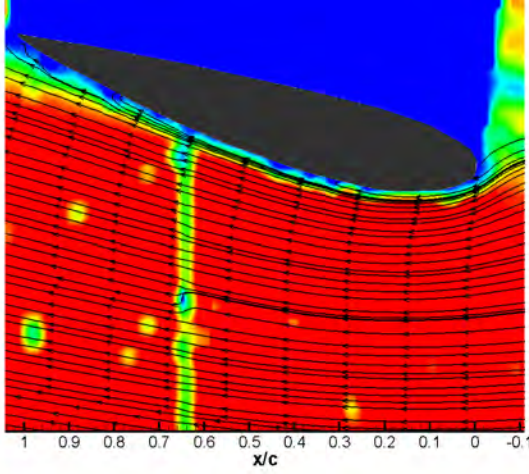
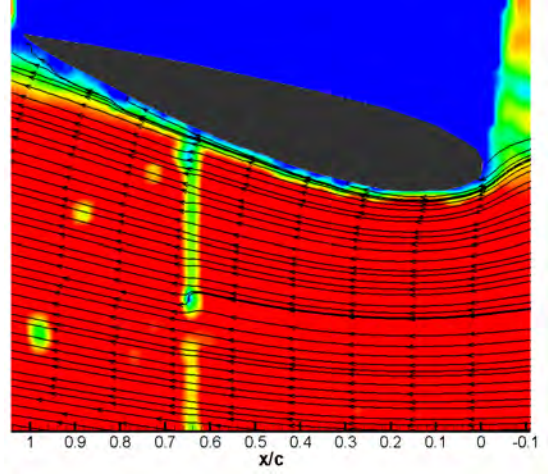
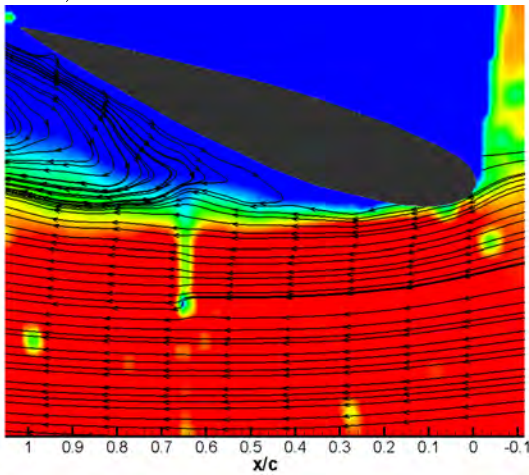
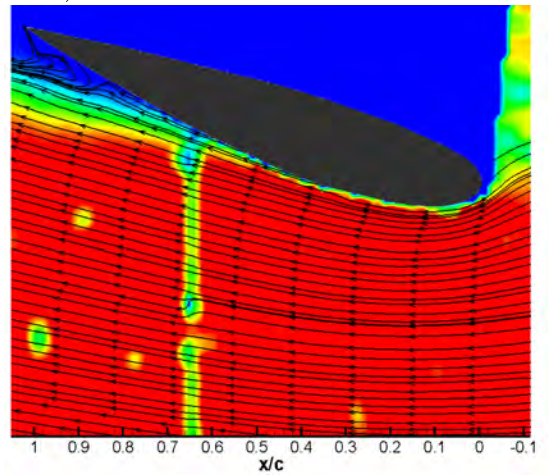
Kanat profili üzerinde oluşan hız profillerine akışa paralel ses dalgalarının etkisinin incelenmesi için sıcak tel anemometresiyle ölçümler yapılmıştır. Ses dalgası uygulanmadan önce yapılan ve önceki bölümde belirtilen şekilde yapılan deneyler sonucunda grafikler elde edilmiştir. $Re=0.5 \times 10^5$ için 8° hücum açısında yapılan deney sonuçları Şekil 3.57'da ve 15° hücum açısında Şekil 3.58'de verilmiştir. Akışa uygulanacak frekans belirlenirken daha önceki yapılan deney sonuçları değerlendirilmiş ve etkin frekanslar uygulanarak hız profili deneyleri yapılmıştır. Şekil 3.57'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) $Re=0.5 \times 10^5$ 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

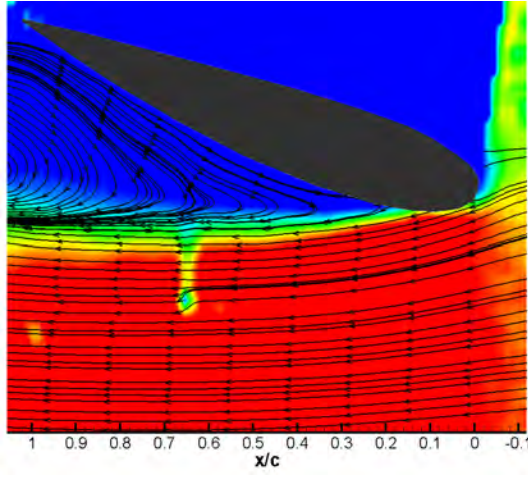
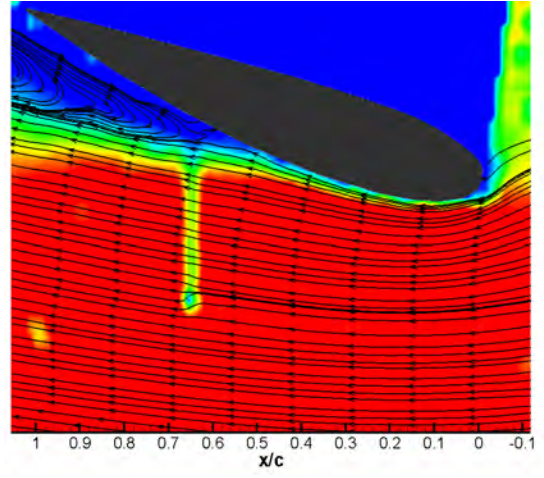
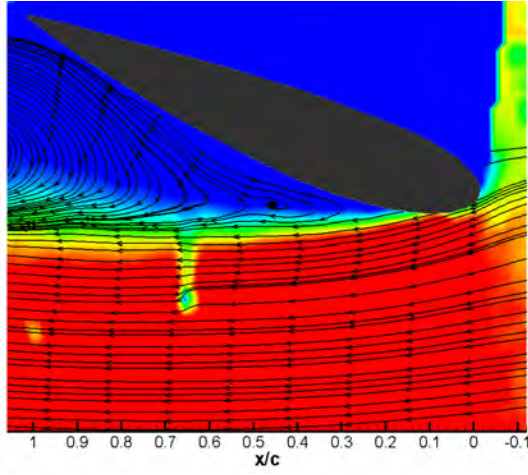
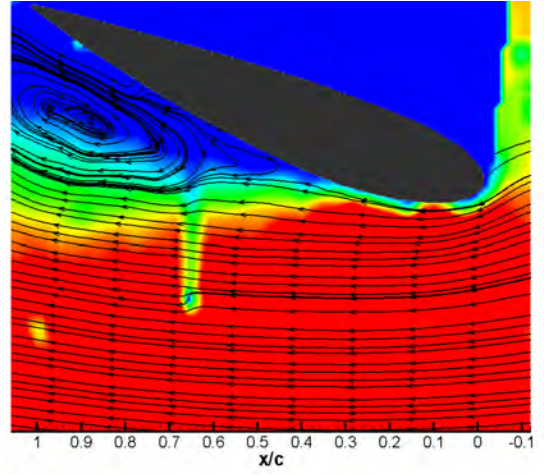
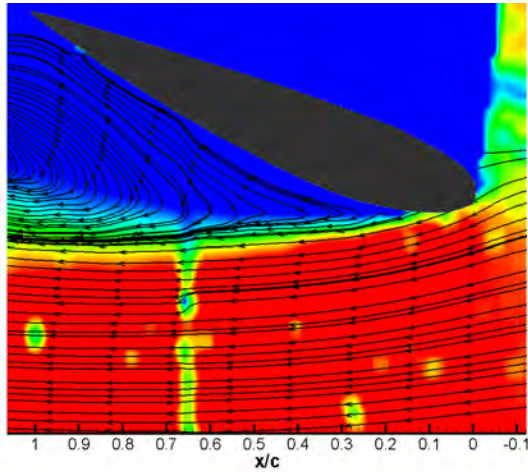
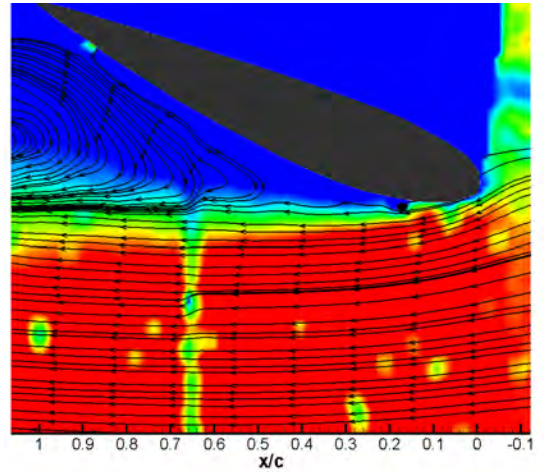
Şekil 3.53. $Re=0.5 \times 10^5$ için akışa paralel ses dalgalarının akışa etkisinin PIV deneyi ile incelenmesi-1

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

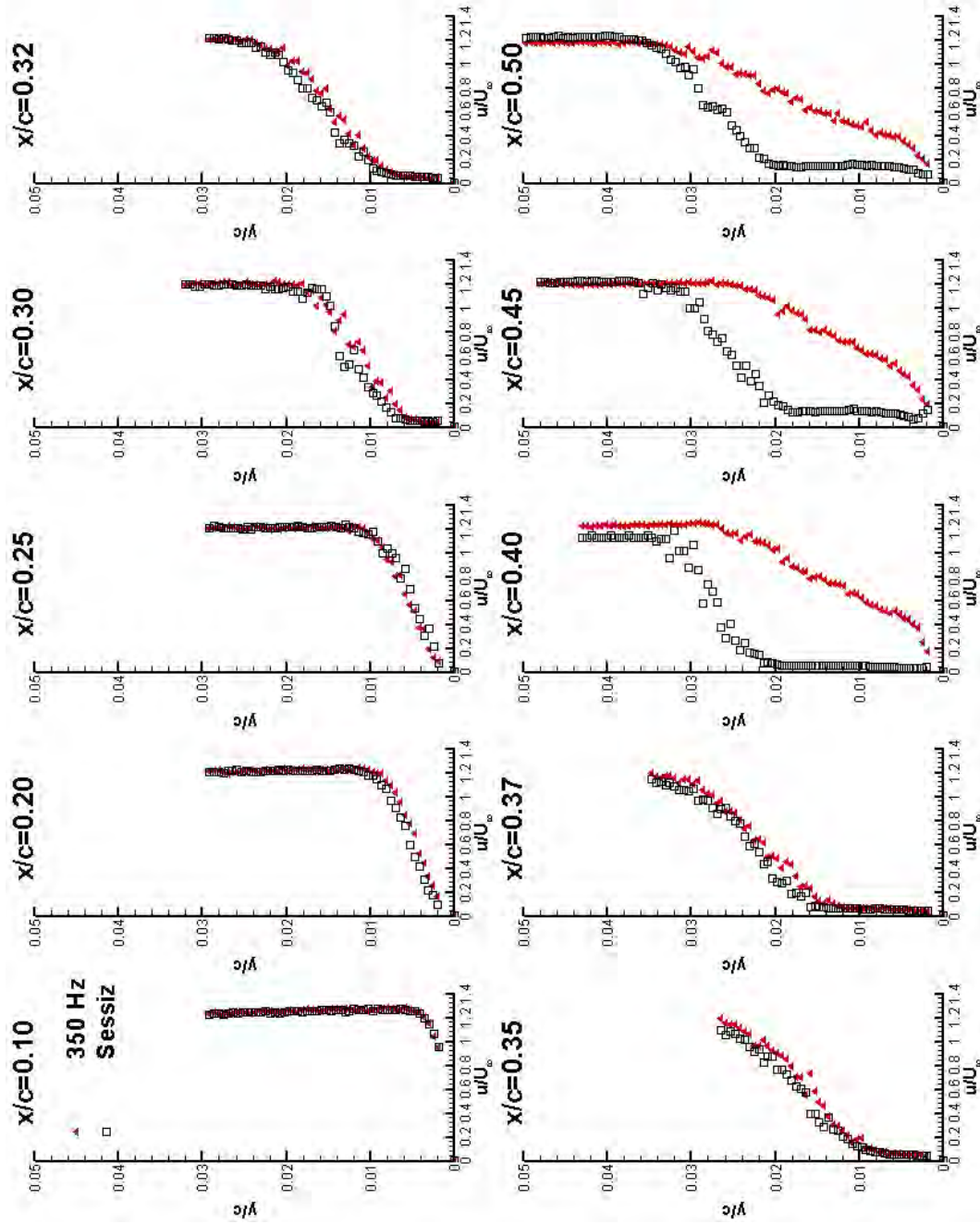
Şekil 3.54. $Re=0.5 \times 10^5$ için akışa paralel ses dalgalarının akışa etkisinin PIV deneyi ile incelenmesi-2

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

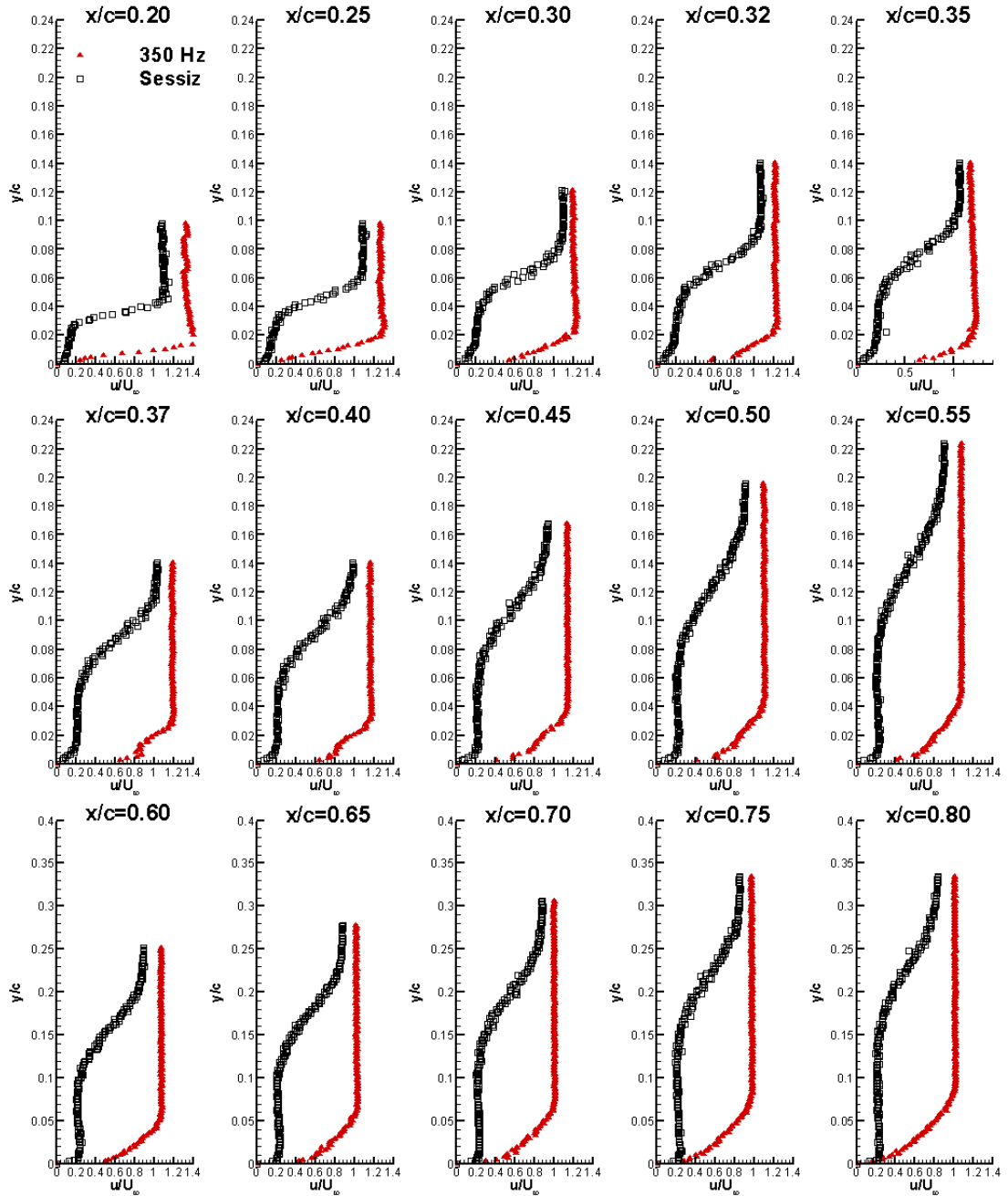
Şekil 3.55. $Re=0.75 \times 10^5$ için akışa paralel ses dalgalarının akışa etkisinin PIV deneyi ile incelenmesi-1

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

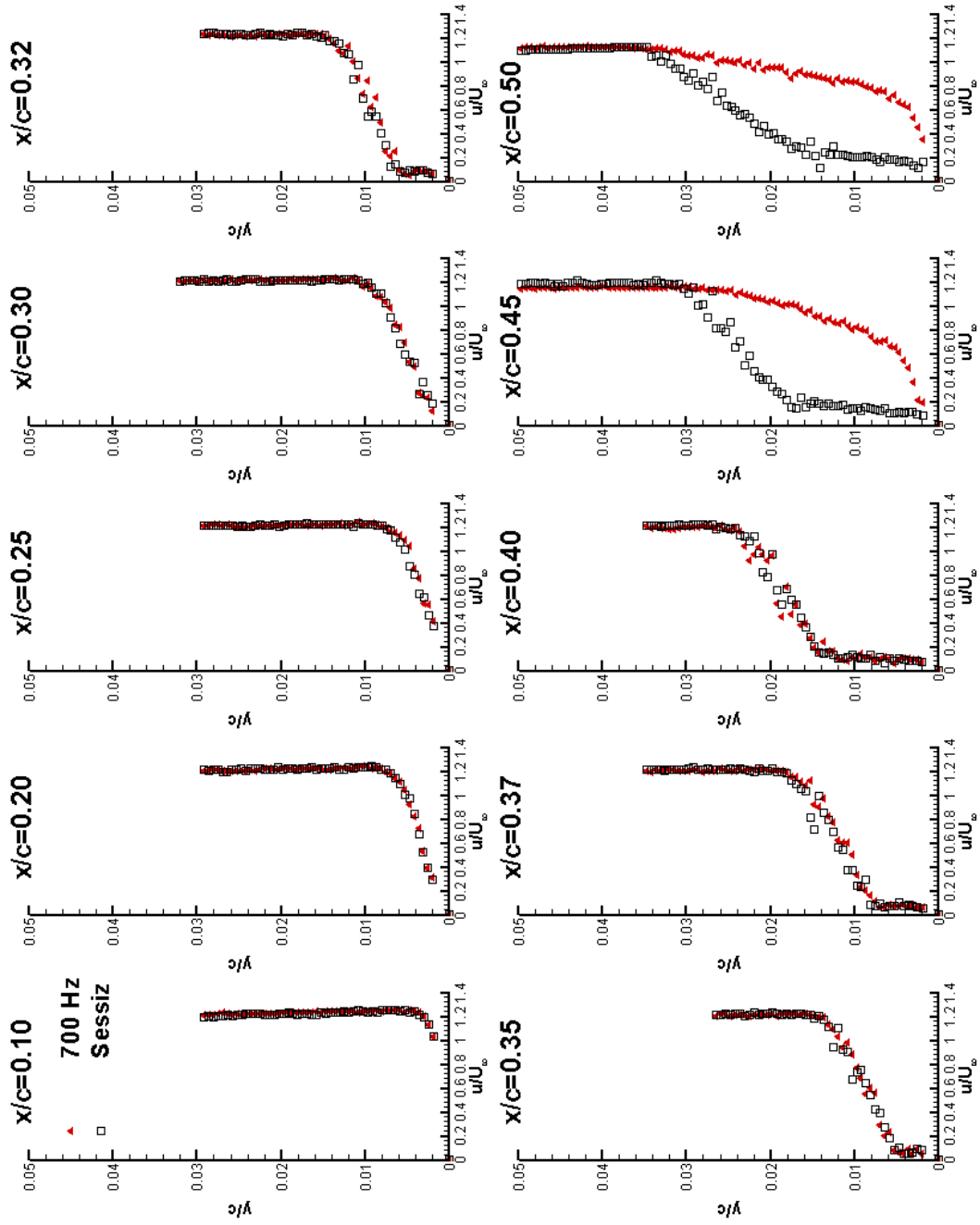


Şekil 3.57. $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=8^\circ$ iken akışa paralel ses dalgalarının kanat profili üzerinde etkisinin değişik noktalarda sıcak-tel anemometresi ile elde edilen hız profilleri ile incelenmesi

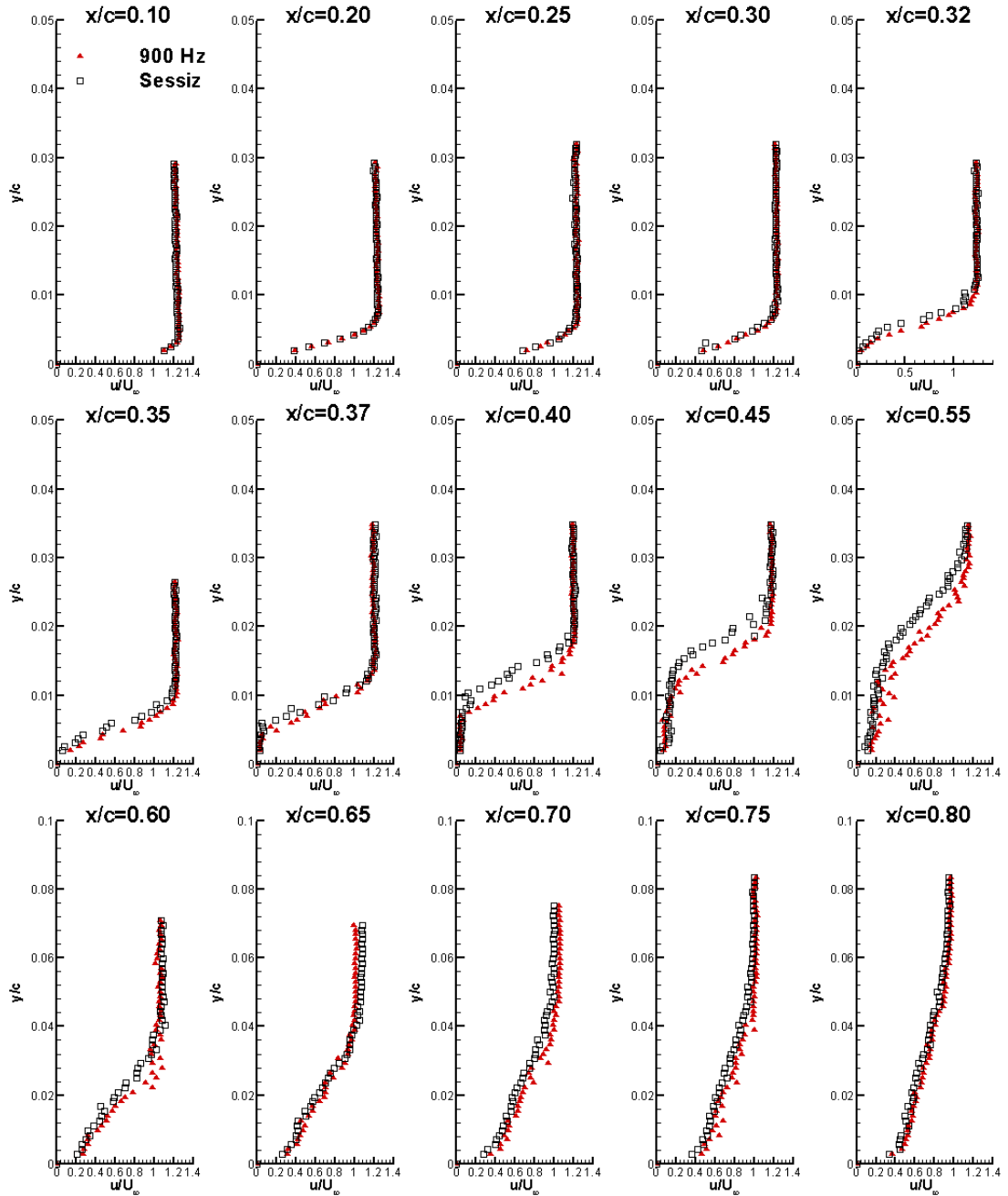


Şekil 3.58. $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=15^\circ$ iken akışa paralel ses dalgalarının kanat profili üzerinde etkisinin değişik noktalarda sıcak-tel anemometresi ile elde edilen hız profilleri ile incelenmesi

Şekil 3.58'de 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 3.59. $Re=0.75 \times 10^5$ 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 3.60. $Re=1 \times 10^5$ 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 3.59 ve Şekil 3.60'de 0.75×10^5 ve 1×10^5 Re sayılarında 8° hücum açısında elde edilen hız profilleri görülmektedir. 0.5×10^5 Re sayısında olduğu gibi, 0.75×10^5 Re sayısında da 8° 'de $x/c=0.40$ '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.

4. BÖLÜM

AKIŞA DİK SES DALGASI İLE NACA2415 KANAT PROFİLİ ÜZERİNDEKİ AKIŞIN KONTROLÜ

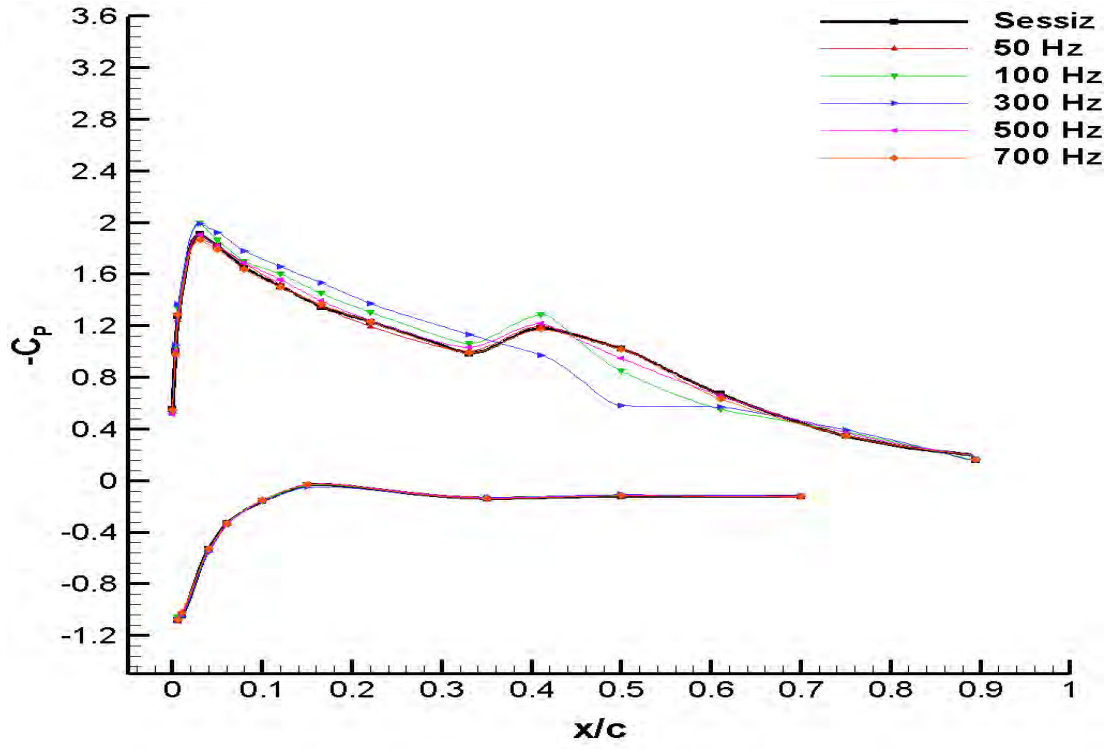
Akışa paralel ses dalgalarının NACA2415 kanat profili üzerindeki etkisinin araştırılmasından sonra proje önerisinde de belirtildiği gibi akışa dik ses dalgaları ile akış kontrolü çalışmalarına devam edilmiştir. Akışa dik ses dalgaları ile akış kontrolü için test odasının üst kısmına hoparlör yerleştirilmiş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

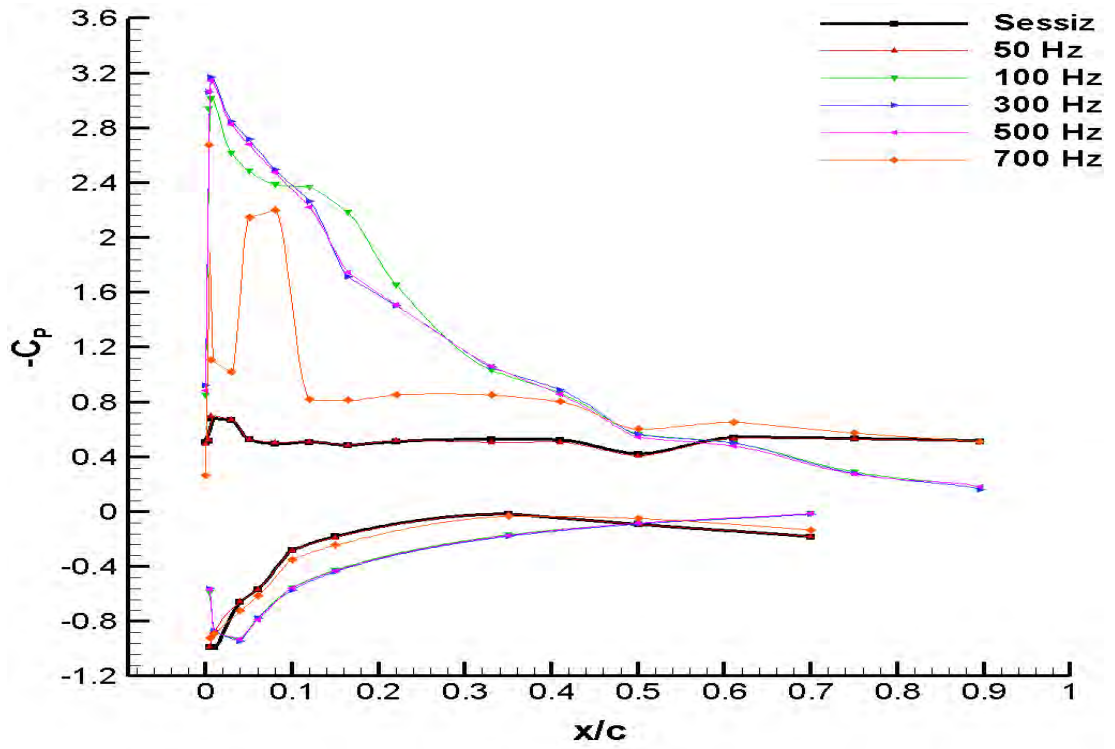
Lazer sistemi aynalar kullanılarak dik ses dalgaları için hoparlör yerleştirilmiş şekilde deney yapılabilirdi fakat proje boyunca PIV sistemini Makine Mühendisliği Bölümü'nden ödünç alma konusunda verilen sözlerin tutulmamasından sistem süreli alınmıştır ve kısa sürede hem sistemi deneye hazırlamak hem 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 görülmüştür. 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 aynı frekanslarda ses dalgaları uygulanmıştır. 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. Dik ses dalgalarının kanat C_p dağılımına etkisi ($Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=8^\circ$)

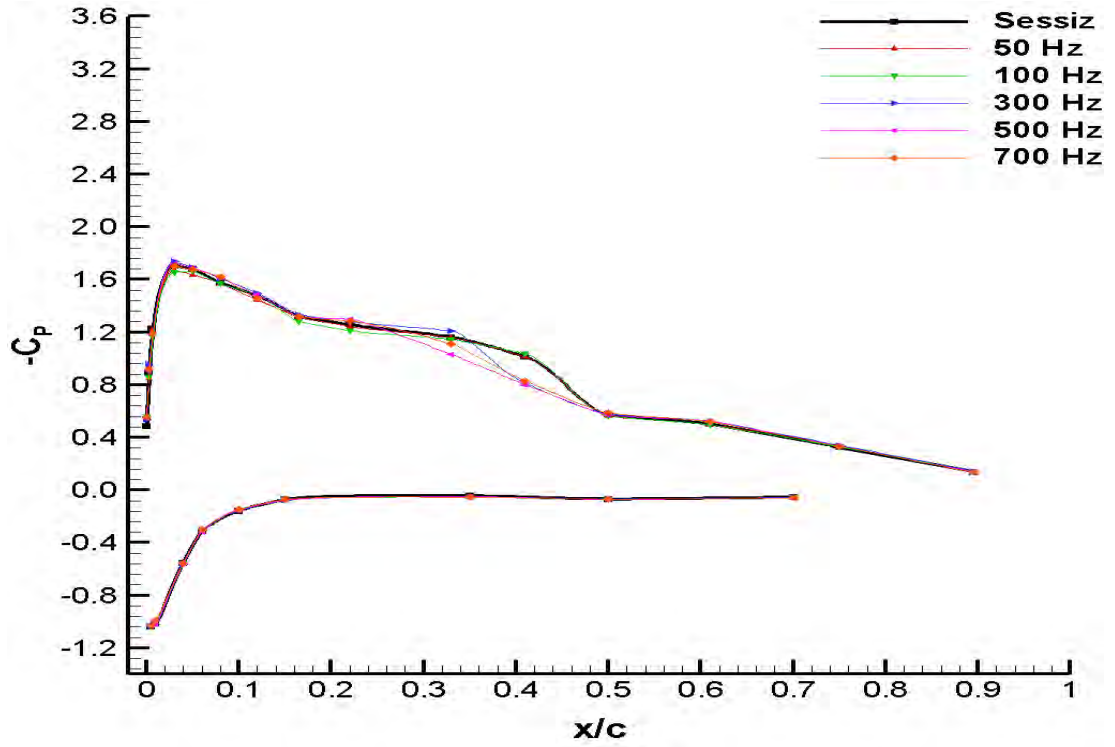


Şekil 4.2. Dik ses dalgalarının kanat C_p dağılımına etkisi ($Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=15^\circ$)

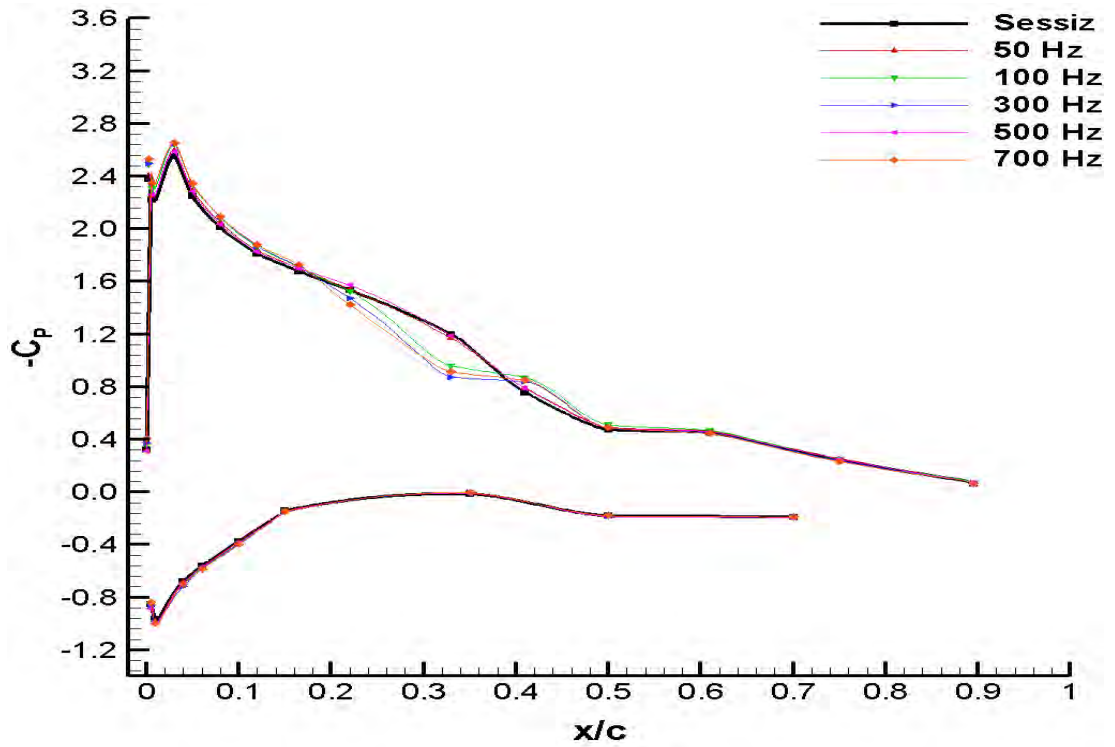
$Re=0.75 \times 10^5$ ve 8° hücum açısında yapılan basınç dağılımı sonuçları Şekil 4.3'de görülmektedir. Dik ses dalgası uygulanmadığı durumda $x/c=0.20$ 'de ayrılmış ve $x/c=0.6$ 'da yeniden tutunmuştur. Laminer ayrılma kabarcığının boyu ise kort boyunun %40'i kadardır. 50 Hz ve 100 Hz akışa dik ses 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.

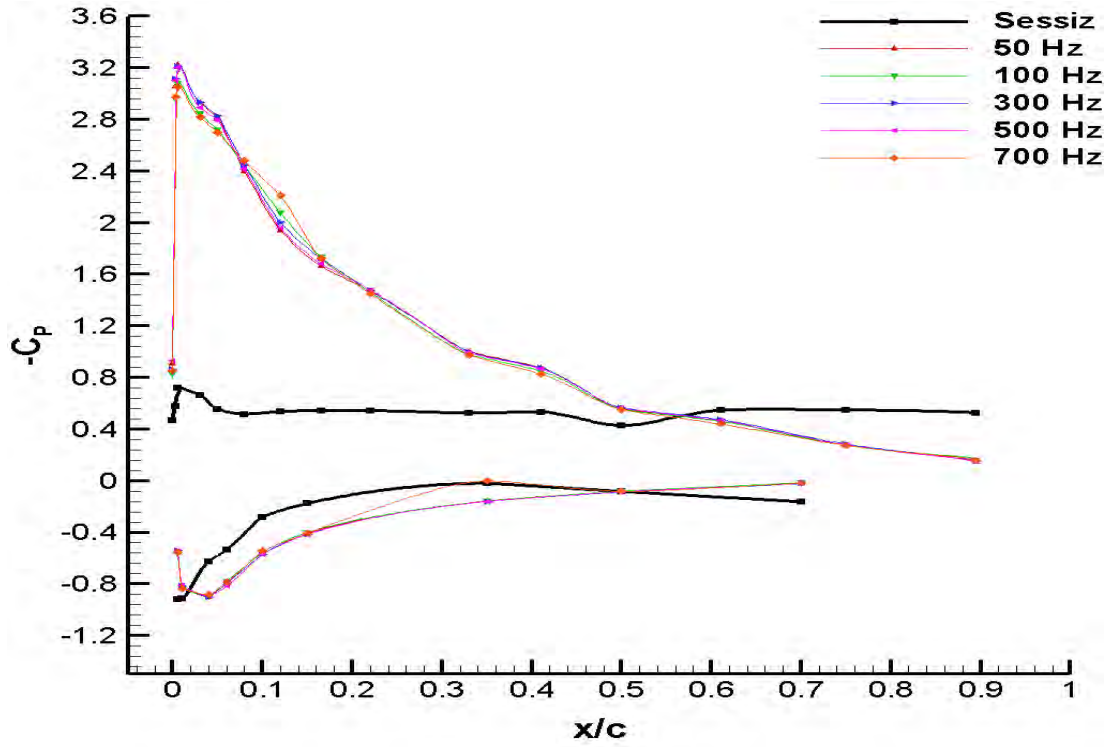
$Re=1 \times 10^5$ için akışa dik ses dalgalarıyla basınç dağılımının değişimi deneyleri 8° , 12° , 15° , 16° , 17° , 18° , 20° ve 25° hücum açılarında gerçekleştirilmiş ve elde edilen grafikler sırasıyla Şekil 4.6, Şekil 4.7, Şekil 4.8, Şekil 4.9, Şekil 4.10, Şekil 4.11, Şekil 4.12, Şekil 4.13'de verilmiştir. 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.



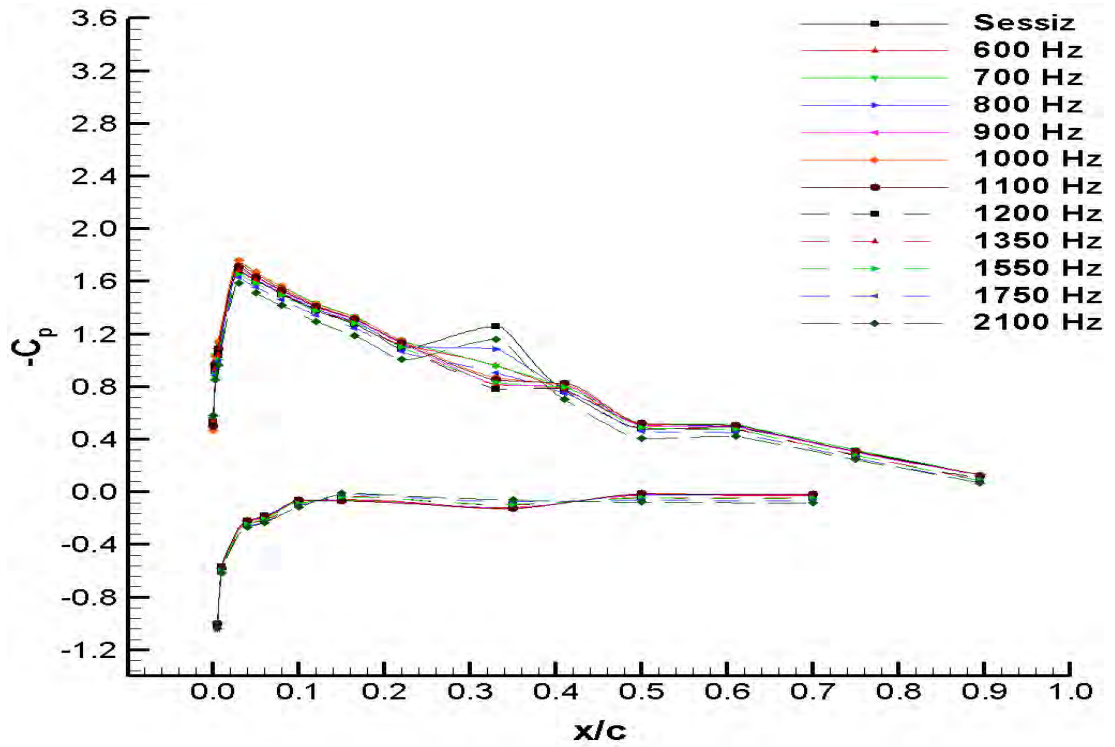
Şekil 4.3. Dik ses dalgalarının kanat C_P dağılımına etkisi ($Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=8^\circ$)



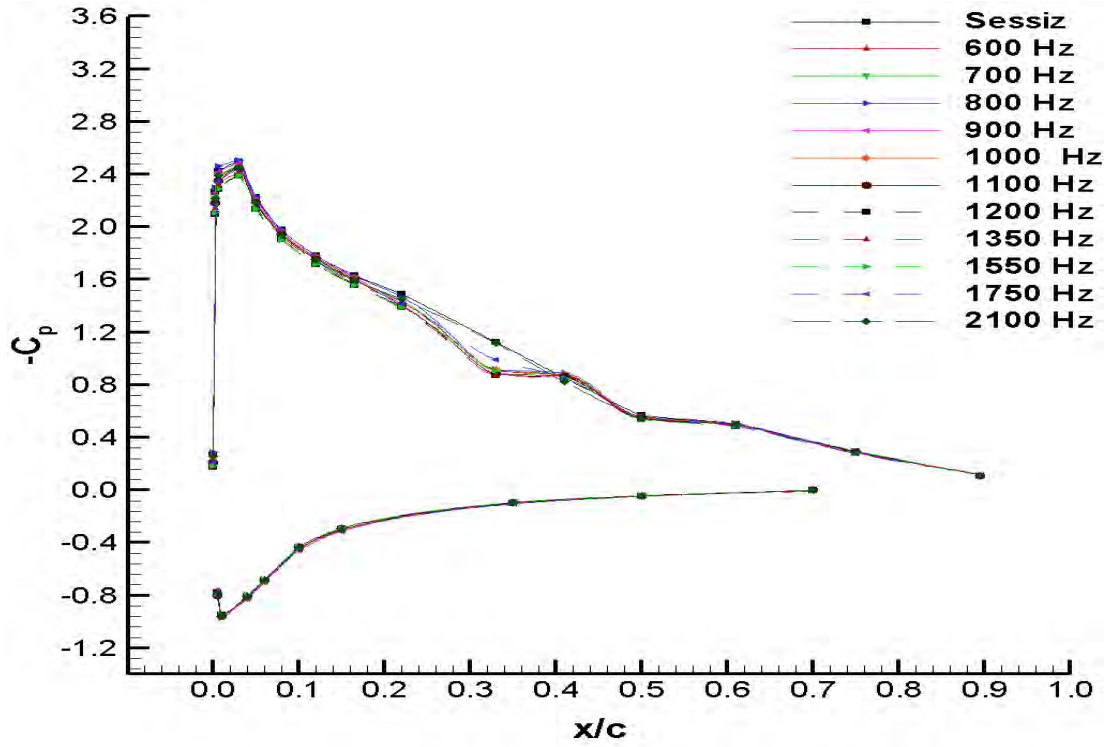
Şekil 4.4. Dik ses dalgalarının kanat C_P dağılımına etkisi ($Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=12^\circ$)



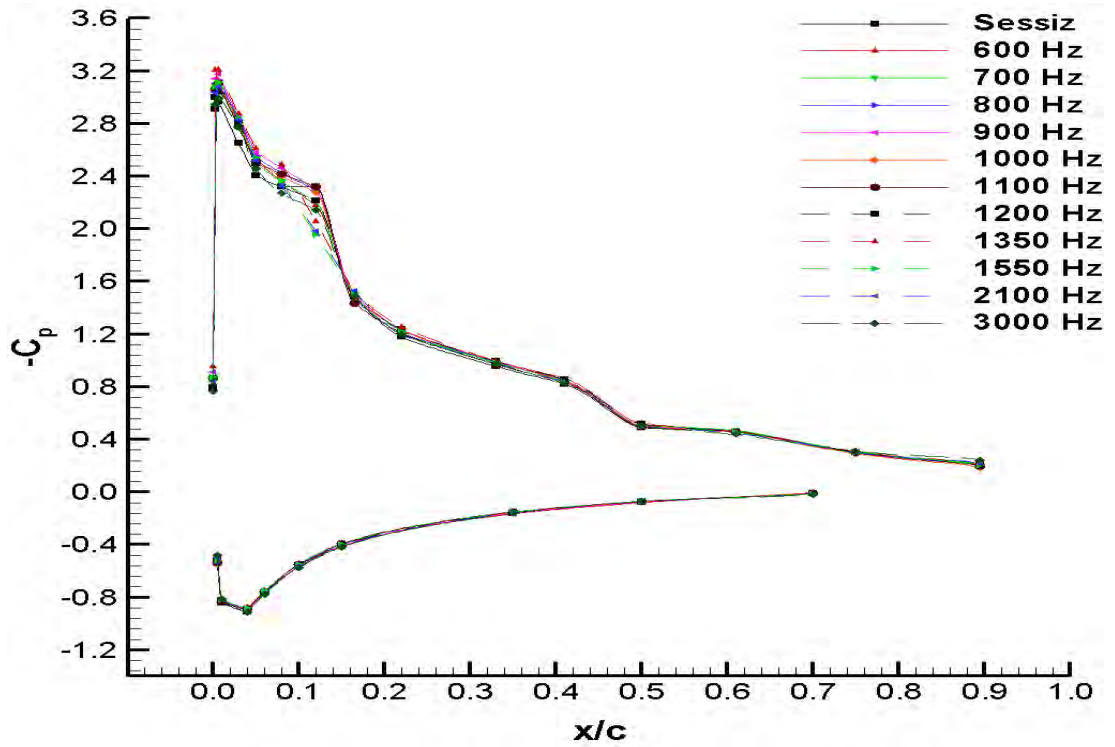
Şekil 4.5. Dik ses dalgalarının kanat C_p dağılımına etkisi ($Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=15^\circ$)



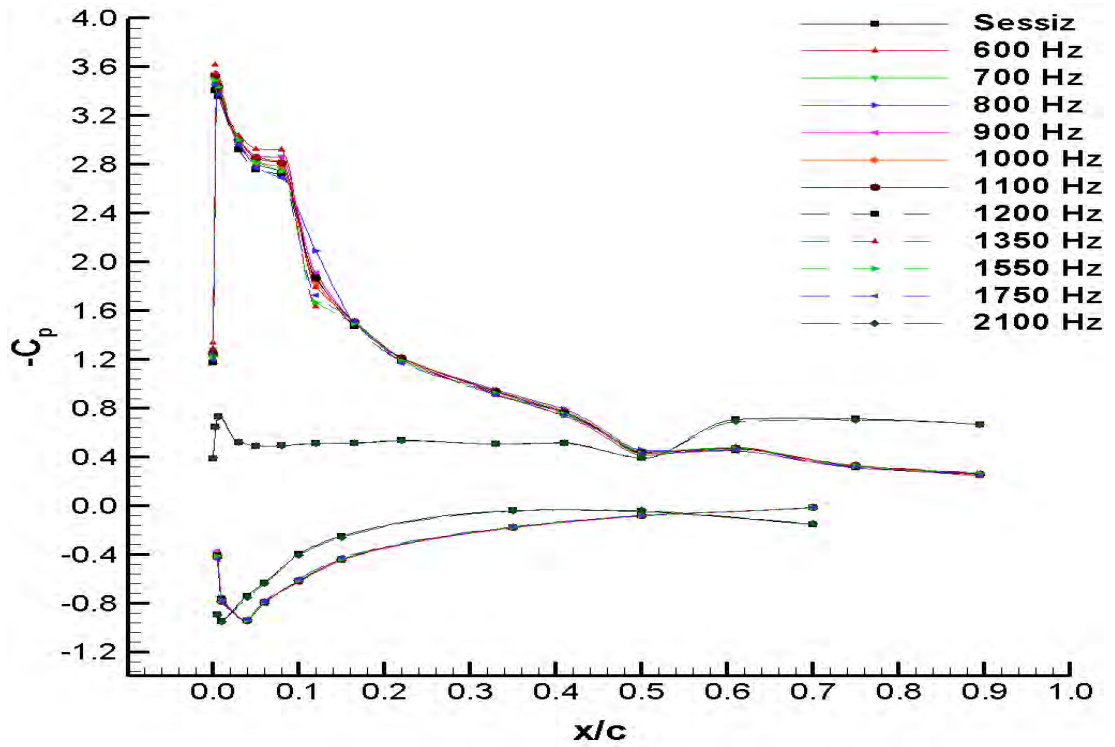
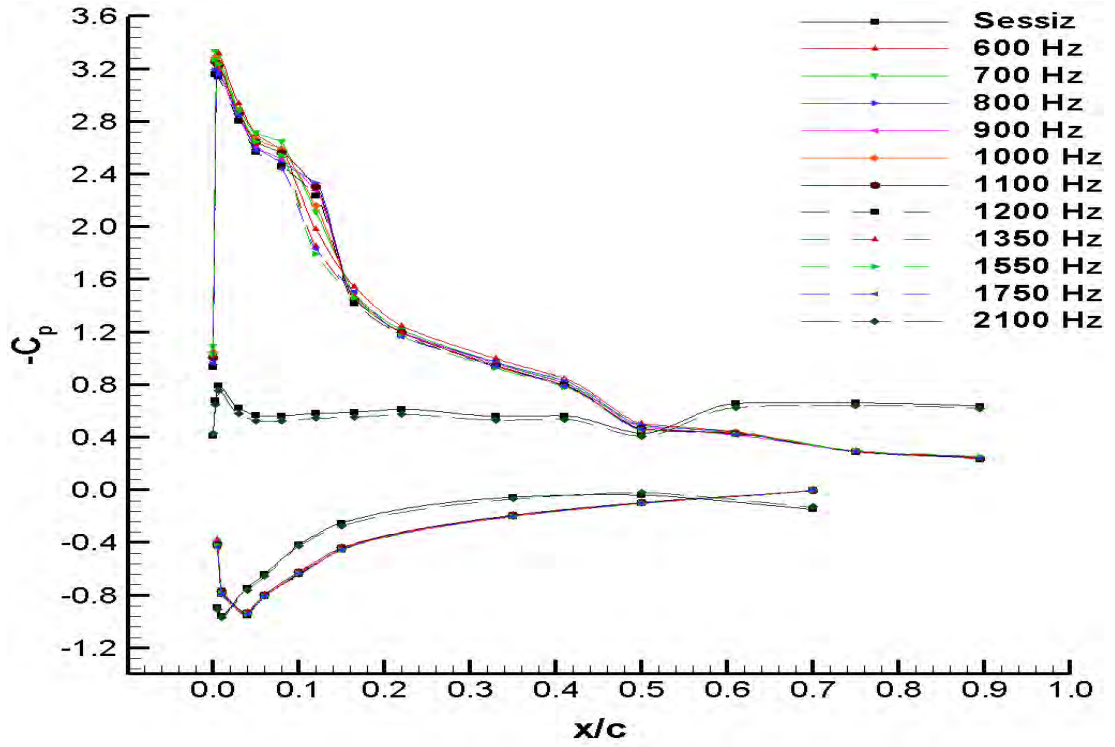
Şekil 4.6. Dik ses dalgalarının kanat C_p dağılımına etkisi ($Re=1.0 \times 10^5$ ve $\alpha=8^\circ$)

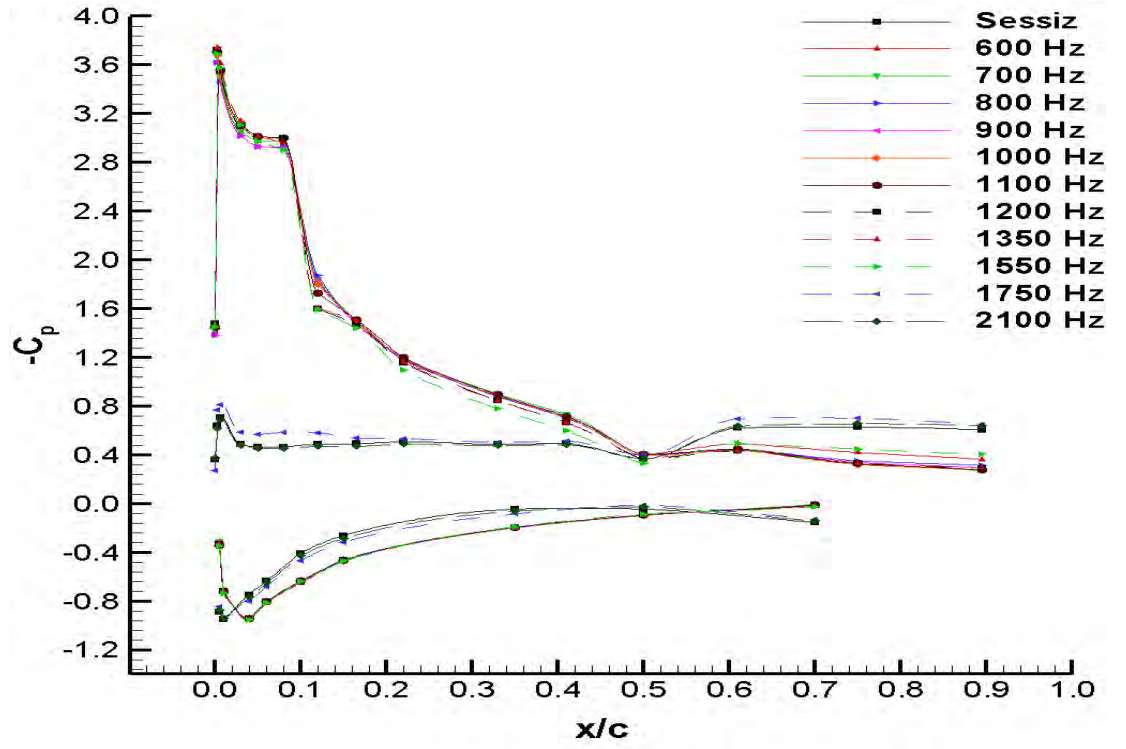


Şekil 4.7. Dik ses dalgalarının kanat C_p dağılımına etkisi ($Re=1.0 \times 10^5$ ve $\alpha=12^\circ$)

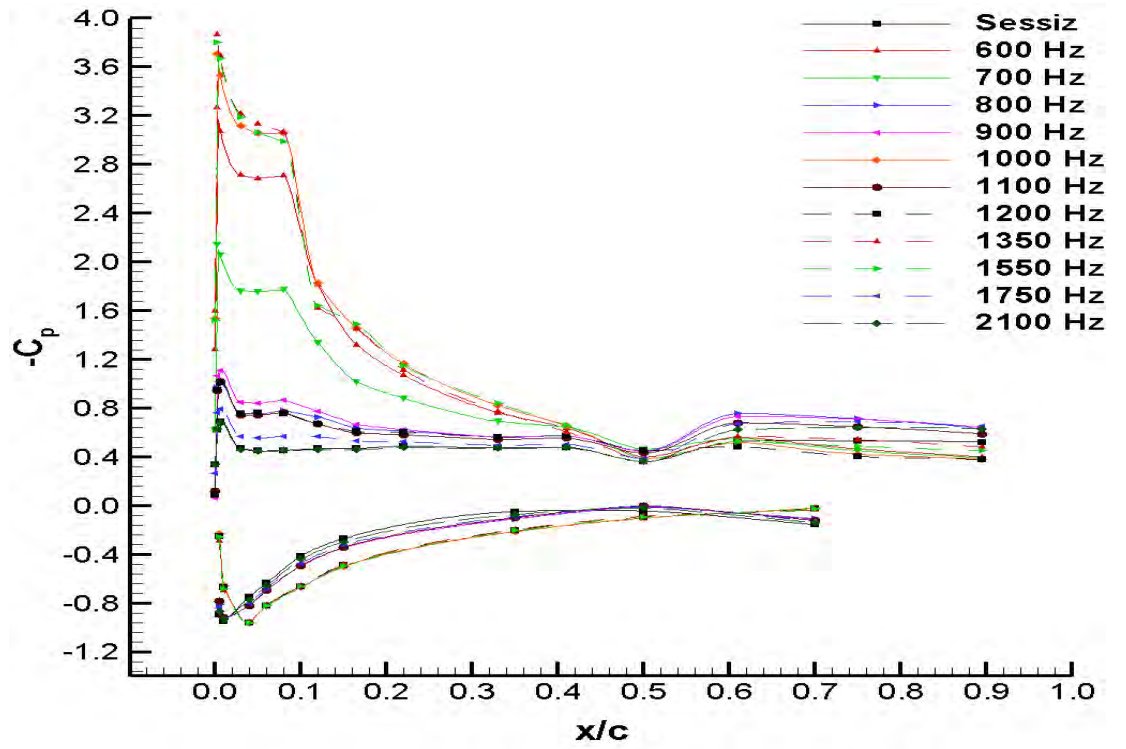


Şekil 4.8. Dik ses dalgalarının kanat C_p dağılımına etkisi ($Re=1.0 \times 10^5$ ve $\alpha=15^\circ$)





Şekil 4.11. Dik ses dalgalarının kanat C_p dağılımına etkisi ($Re=1.0 \times 10^5$ ve $\alpha=18^\circ$)



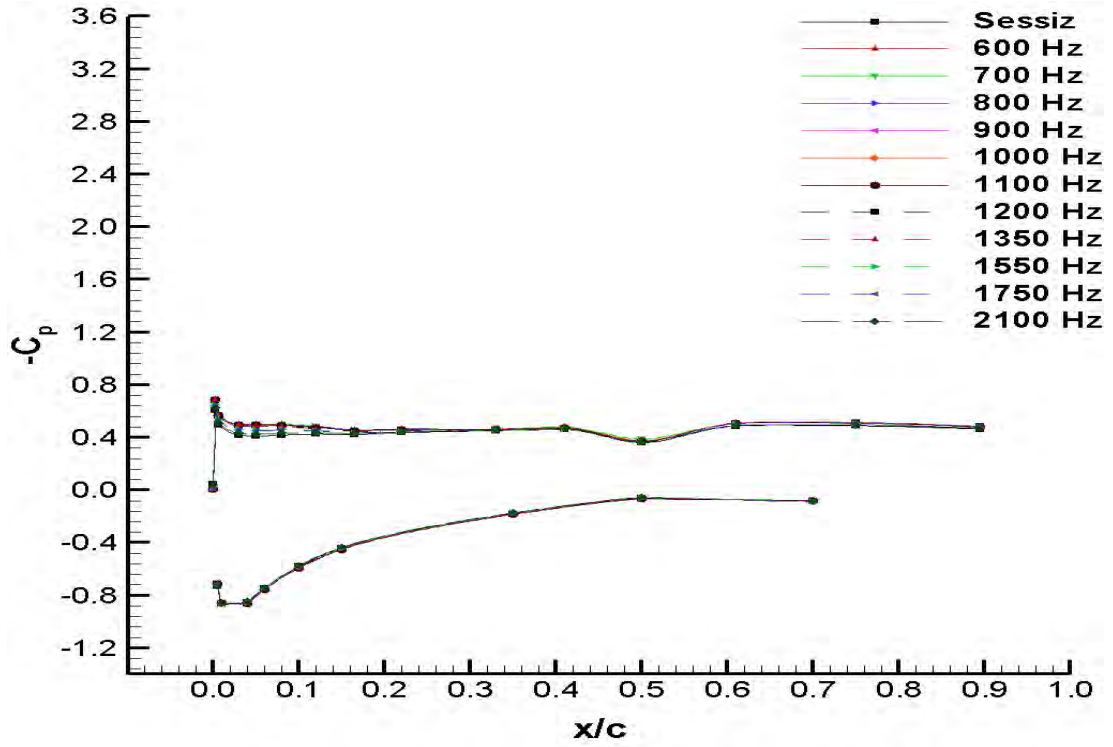
Şekil 4.12. Dik ses dalgalarının kanat C_p dağılımına etkisi ($Re=1.0 \times 10^5$ ve $\alpha=20^\circ$)

Şekil 4.7’de ve Şekil 4.8’de ise 12° ve 15° hücum açılarında yapılan deney sonuçları 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.

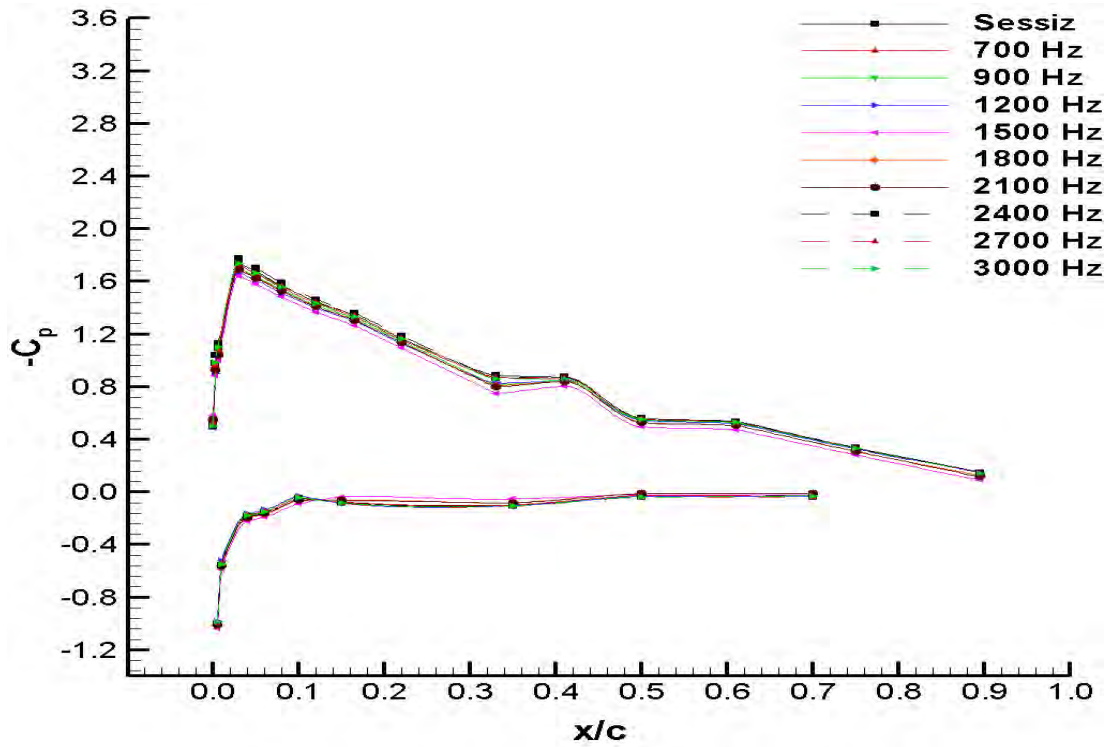
$Re=1.5 \times 10^5$ için de akışa dik ses dalgalarıyla basınç dağılımının değişimi deneyleri 8° , 12° , 15° , 16° , 17° , 18° , 19° , 20° ve 25° hücum açılarında gerçekleştirilmiş ve elde edilen grafikler sırasıyla Şekil 4.14, Şekil 4.15, Şekil 4.16, Şekil 4.17, Şekil 4.18, Şekil 4.19, Şekil 4.20, Şekil 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 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.

4.2. Akışa Dik Ses Dalgalarının Kanat Aerodinamik Katsayılarına Etkisinin İncelenmesi

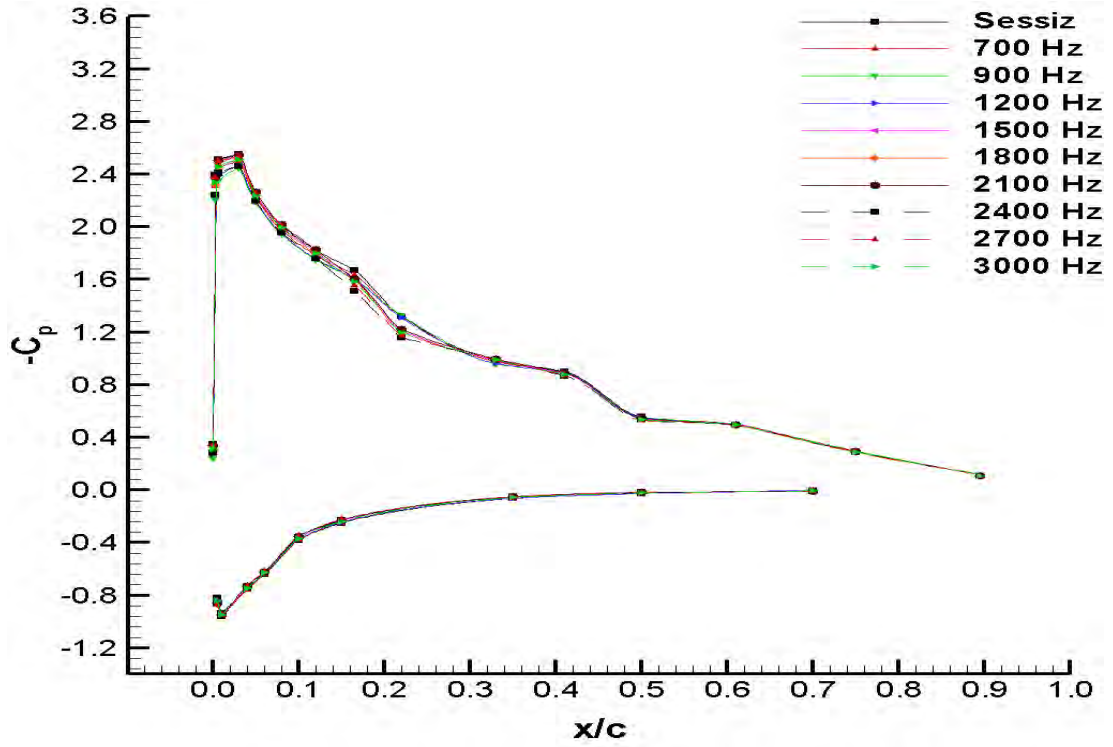
Bu bölüm akışa dik ses dalgalarının aerodinamik kuvvet katsayılarına etkisinin araştırma sonuçlarında elde edilen grafiklerin değerlendirilmesine aittir. Deneyler 0° ile 25° hücum açıları arasındaki hücum açılarında ilk önce ses dalgası uygulanmadan yapılmıştır. Ses dalgası uygulayarak yapılan deneylerde her bir Re sayısı için basınç deneylerinde kullanılan frekans aralıklarında akışa dik ses dalgaları tatbik edilerek 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.



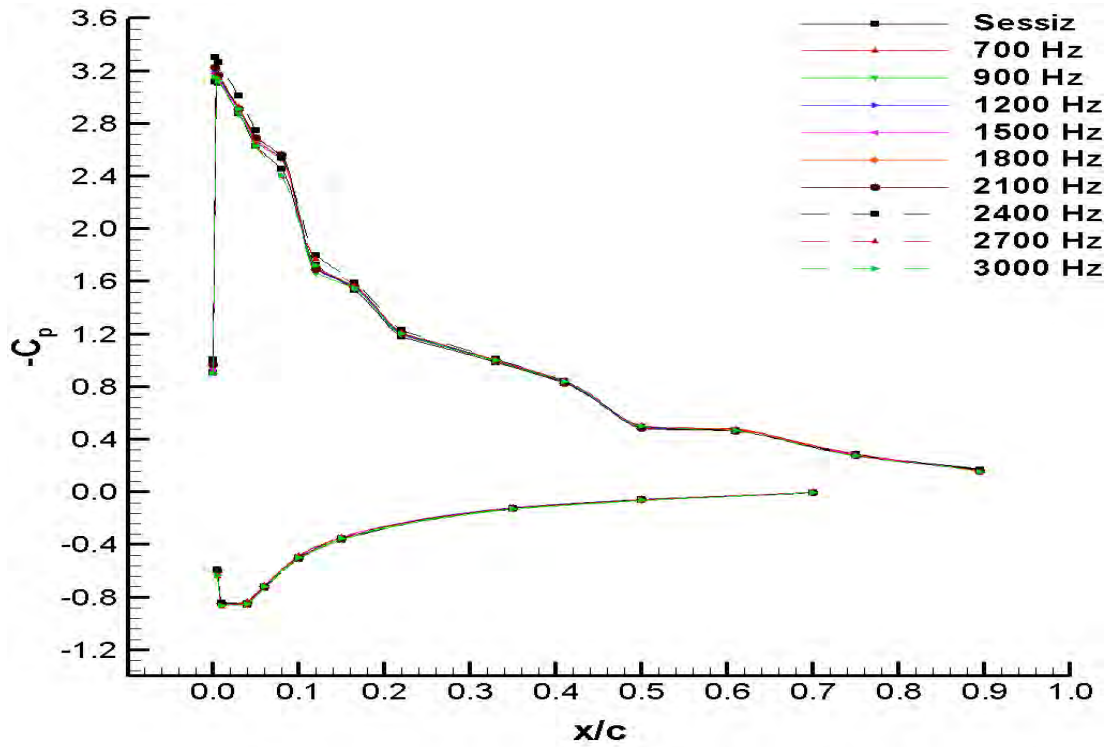
Şekil 4.13. Dik ses dalgalarının kanat C_p dağılımına etkisi ($Re=1.0 \times 10^5$ ve $\alpha=25^\circ$)



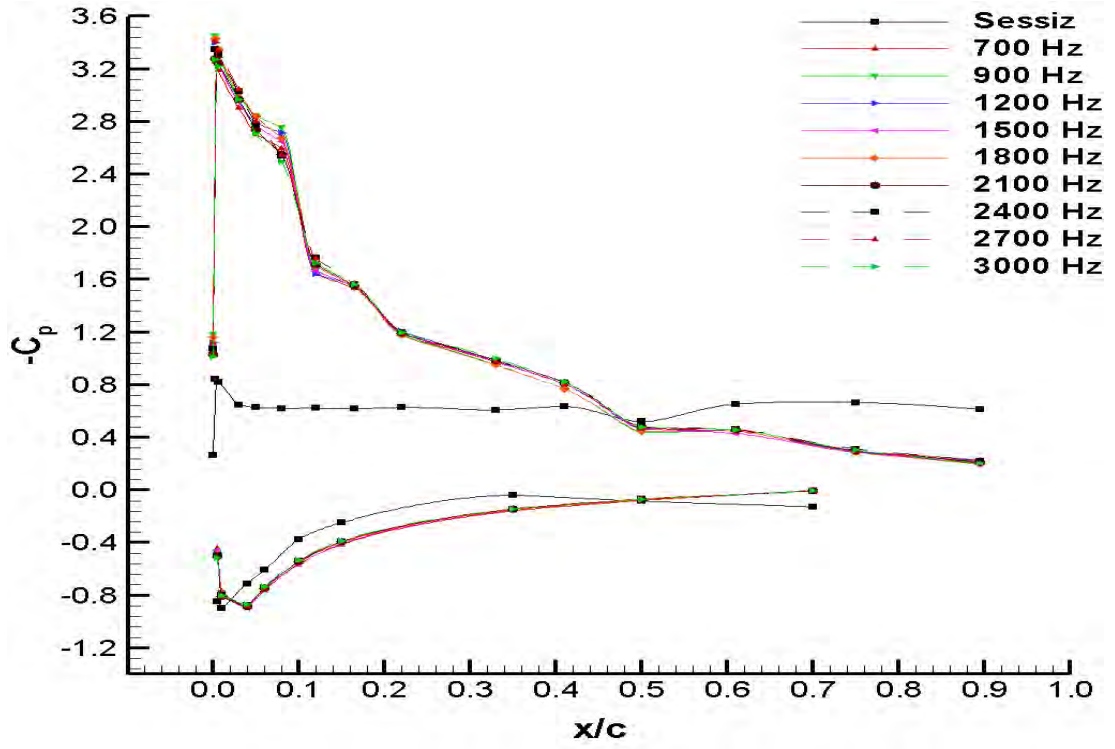
Şekil 4.14. Dik ses dalgalarının kanat C_p dağılımına etkisi ($Re=1.5 \times 10^5$ ve $\alpha=8^\circ$)



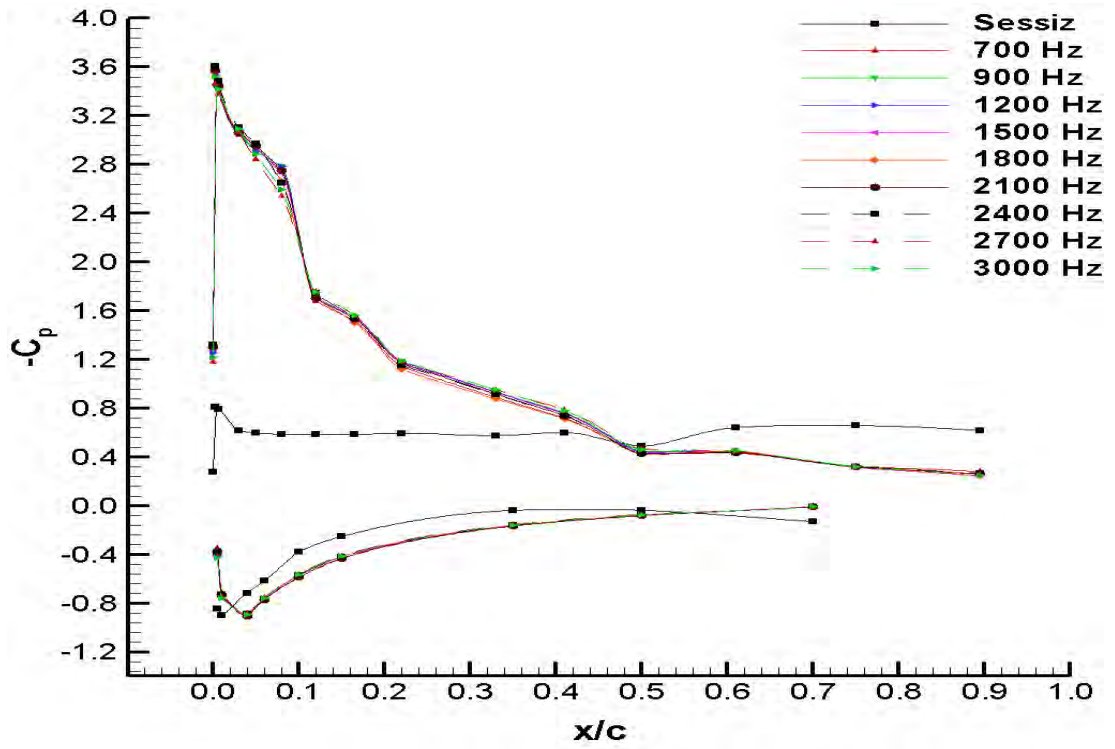
Şekil 4.15. Dik ses dalgalarının kanat C_p dağılımına etkisi ($Re=1.5 \times 10^5$ ve $\alpha=12^\circ$)



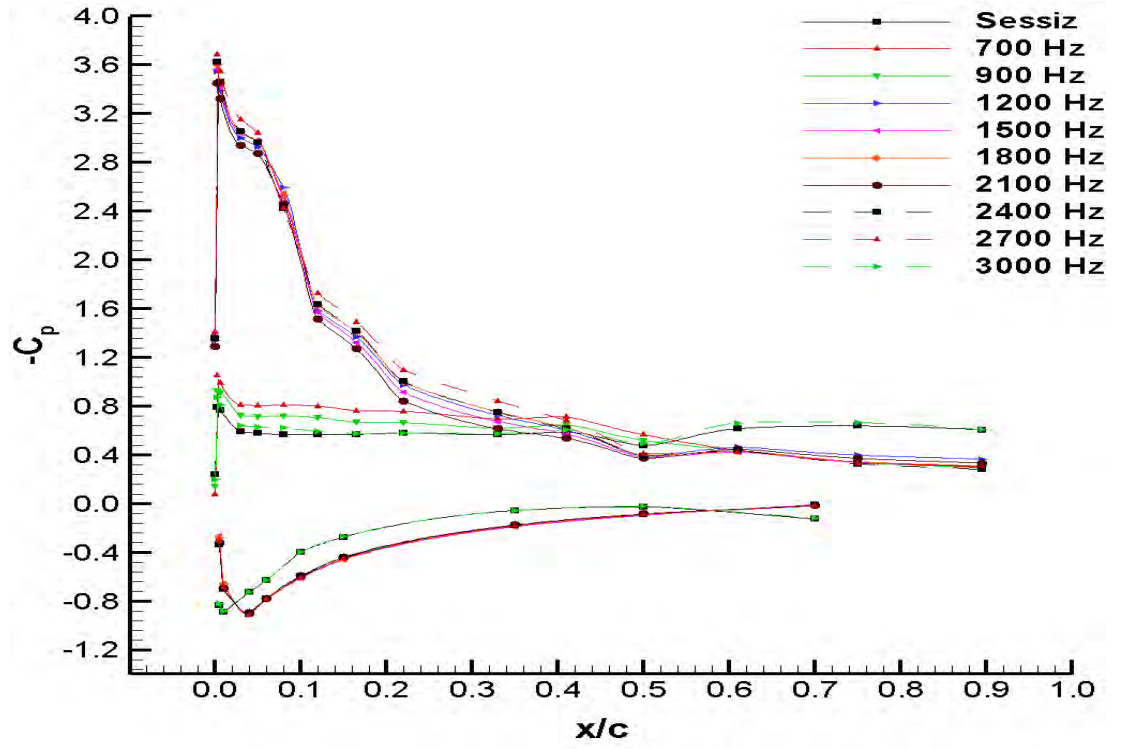
Şekil 4.16. Dik ses dalgalarının kanat C_p dağılımına etkisi ($Re=1.5 \times 10^5$ ve $\alpha=15^\circ$)



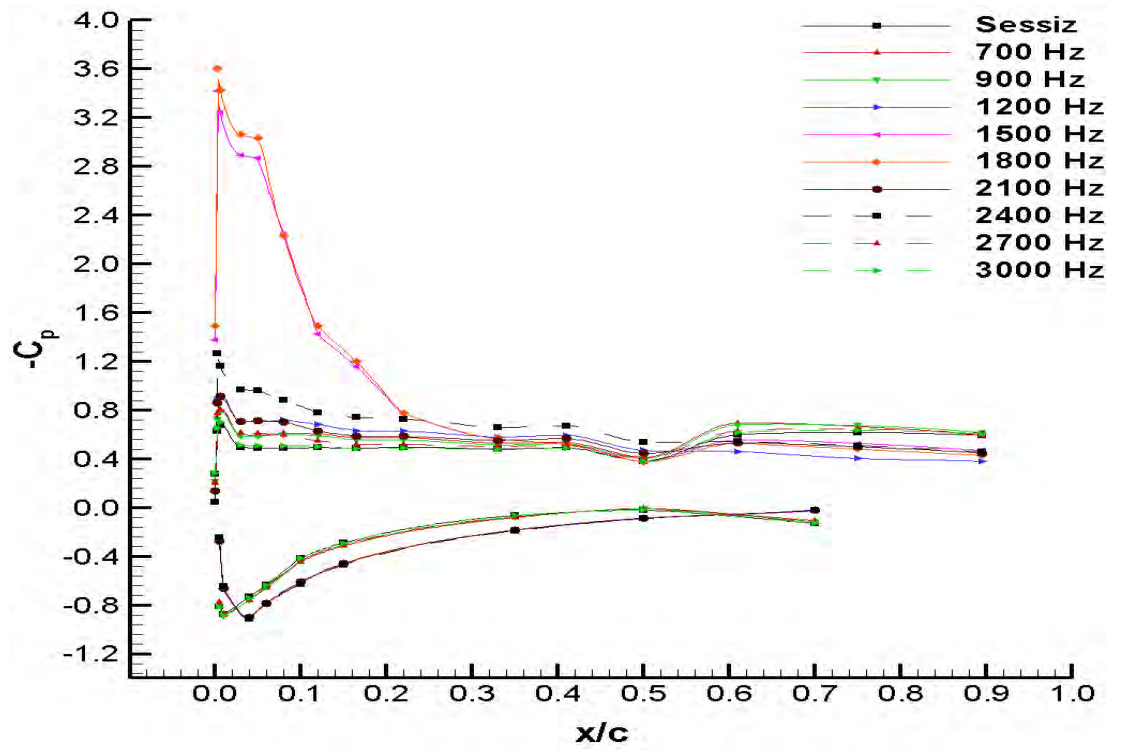
Şekil 4.17. Dik ses dalgalarının kanat C_p dağılımına etkisi ($Re=1.5 \times 10^5$ ve $\alpha=16^\circ$)



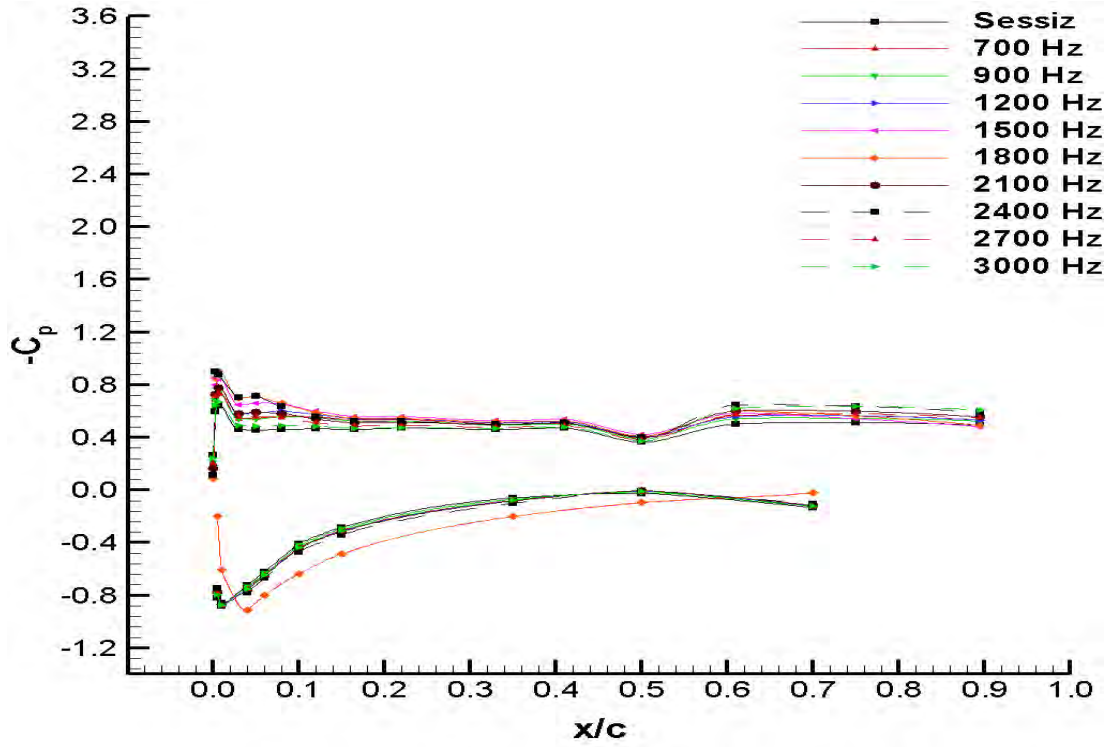
Şekil 4.18. Dik ses dalgalarının kanat C_p dağılımına etkisi ($Re=1.5 \times 10^5$ ve $\alpha=17^\circ$)



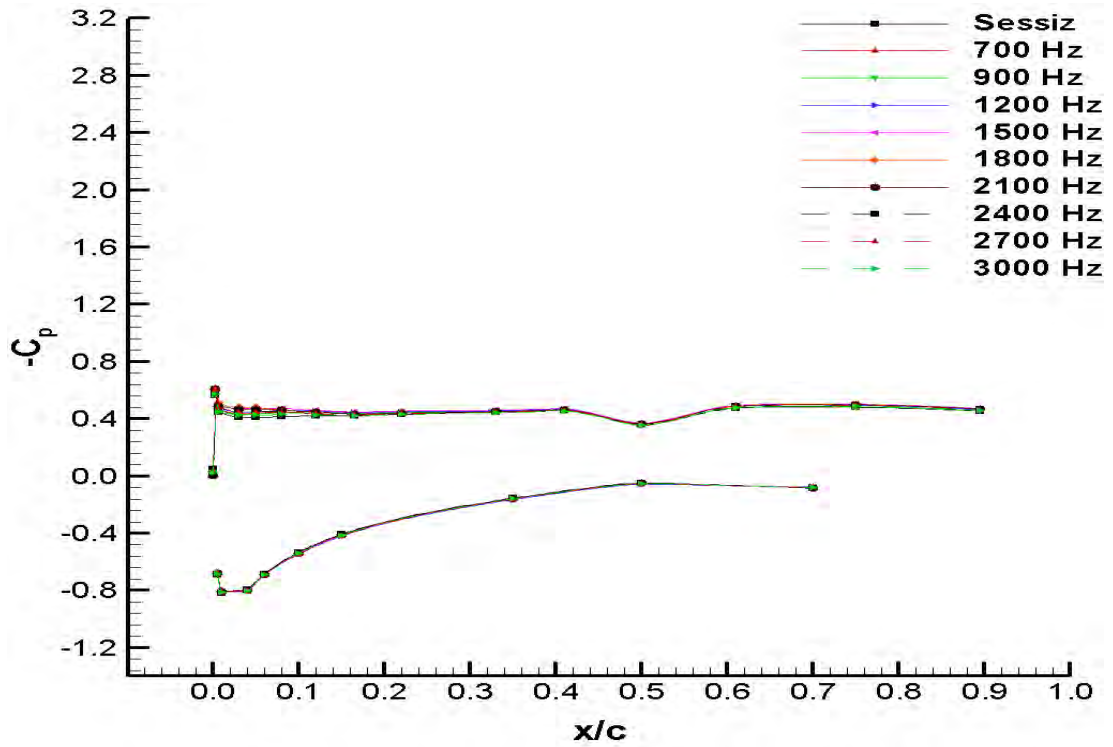
Şekil 4.19. Dik ses dalgalarının kanat C_p dağılımına etkisi ($Re=1.5 \times 10^5$ ve $\alpha=18^\circ$)



Şekil 4.20. Dik ses dalgalarının kanat C_p dağılımına etkisi ($Re=1.5 \times 10^5$ ve $\alpha=19^\circ$)

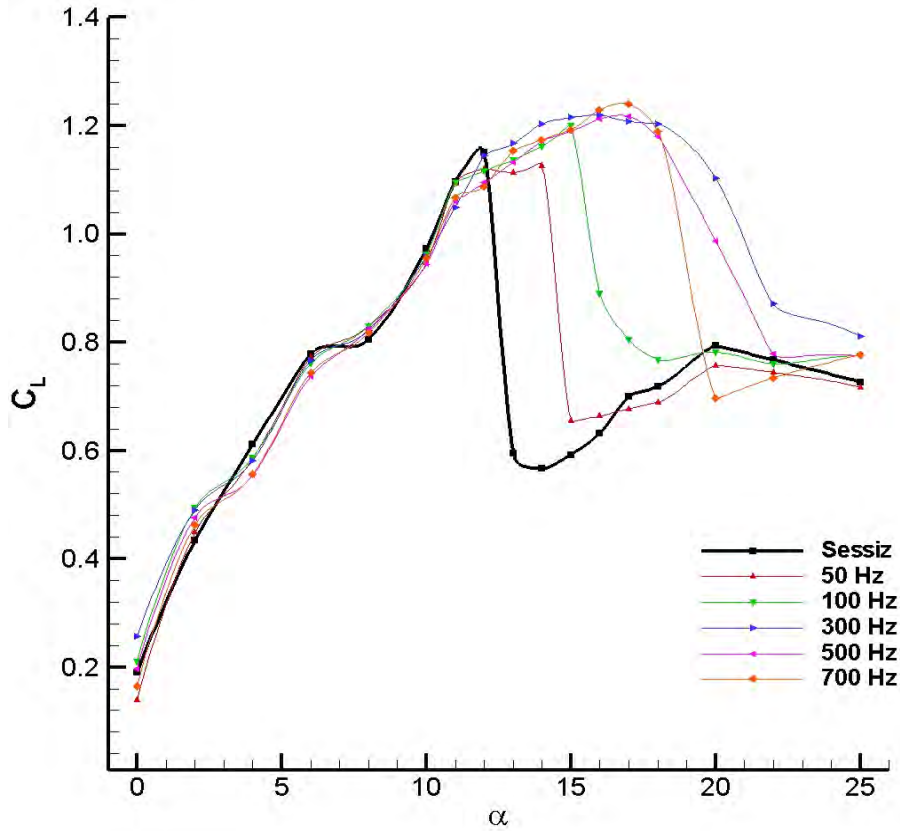


Şekil 4.21. Dik ses dalgalarının kanat C_p dağılımına etkisi ($Re=1.5 \times 10^5$ ve $\alpha=20^\circ$)

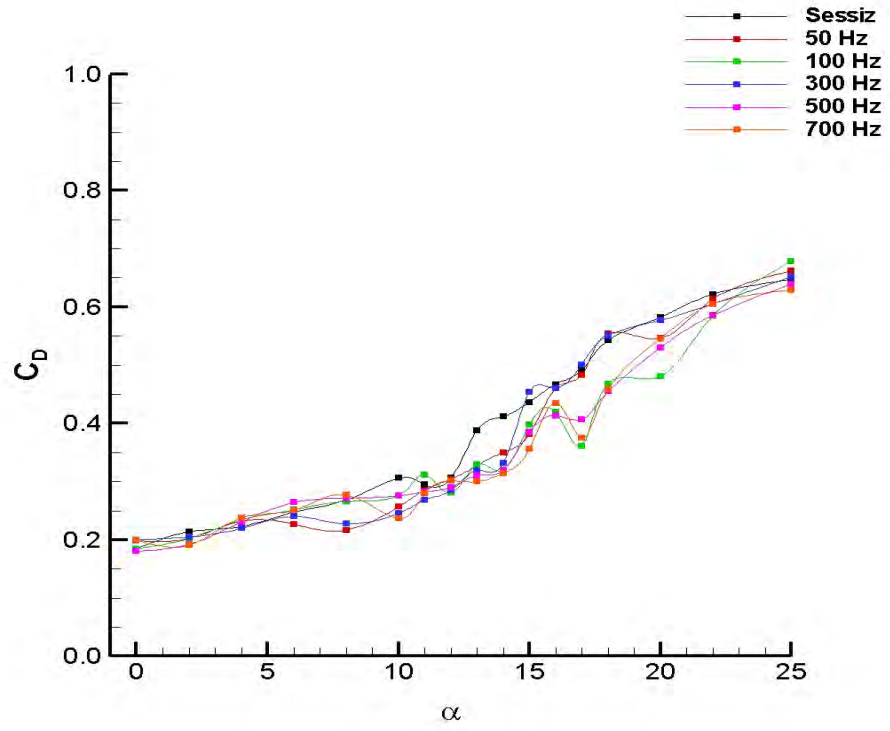


Şekil 4.22. Dik ses dalgalarının kanat C_p dağılımına etkisi ($Re=1.5 \times 10^5$ ve $\alpha=25^\circ$)

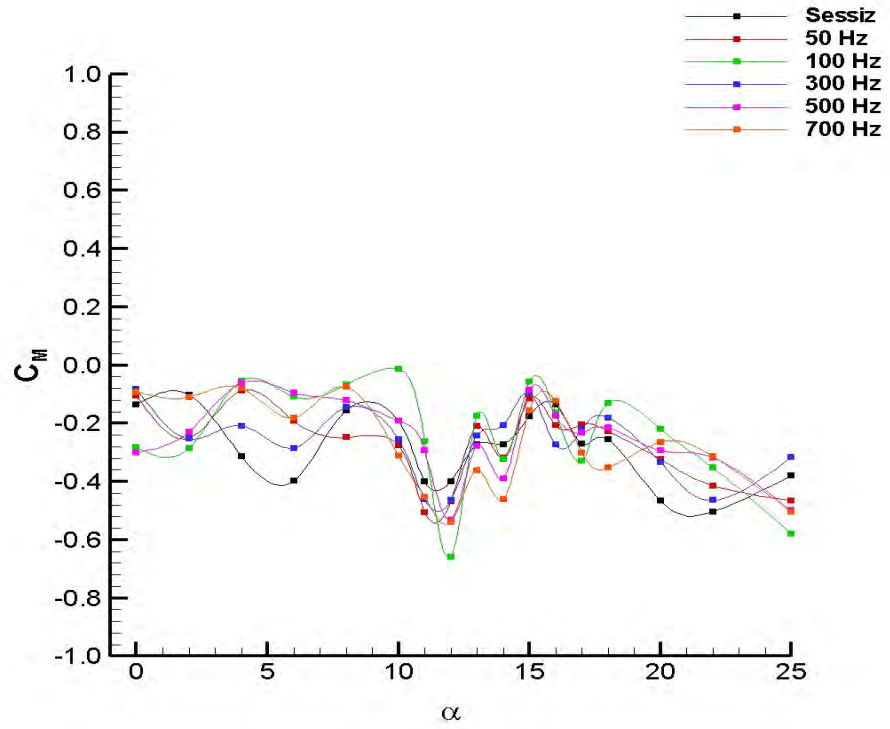
0.5×10^5 Re sayısı için akışa dik ses dalgaları uygulandığında C_L , C_D , C_M katsayıları ile L/D oranının hücum açısı ile değişim grafikleri Şekil 4.3, Şekil 4.24, Şekil 4.25 ve Şekil 4.26'de verilmiştir. Bu Re sayısında ses dalgaları ile akustik tahrik olmadığı durumda 12° 'de tutunma kaybı meydana 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.



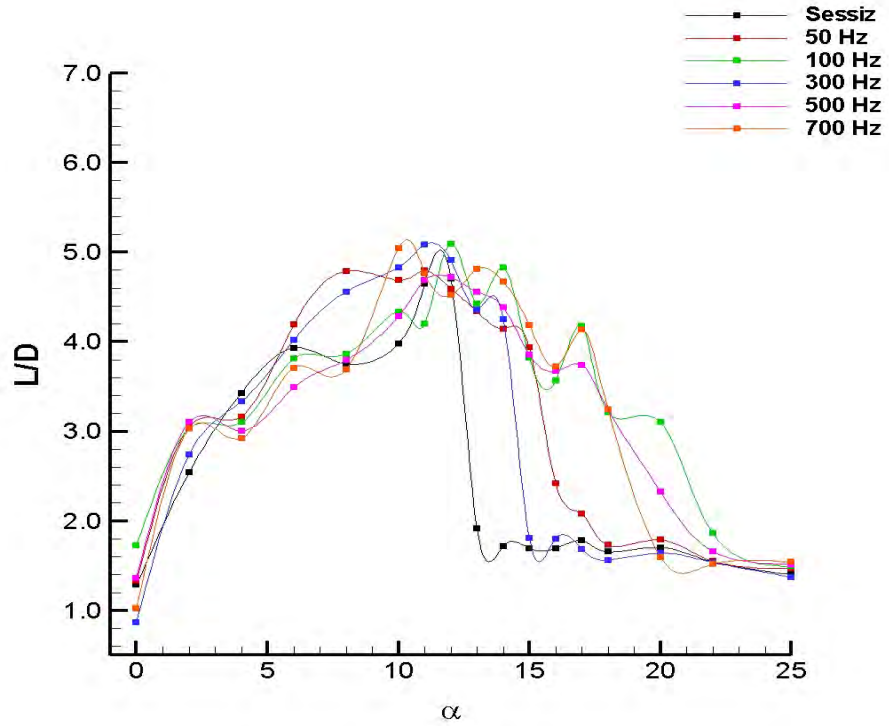
Şekil 4.23. $Re=0.5 \times 10^5$ iken C_L 'nin hücum açısı ile değişimi



Şekil 4.24. $Re=0.5 \times 10^5$ iken C_D 'nin hücum açısı ile değişimi

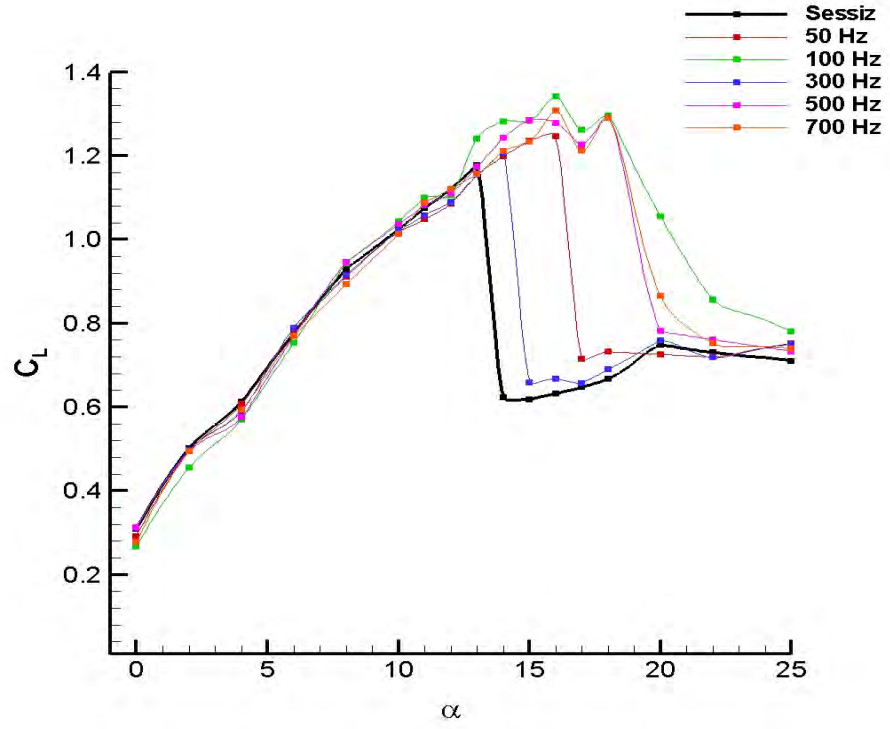


Şekil 4.25. $Re=0.5 \times 10^5$ iken C_M 'nin hücum açısı ile değişimi

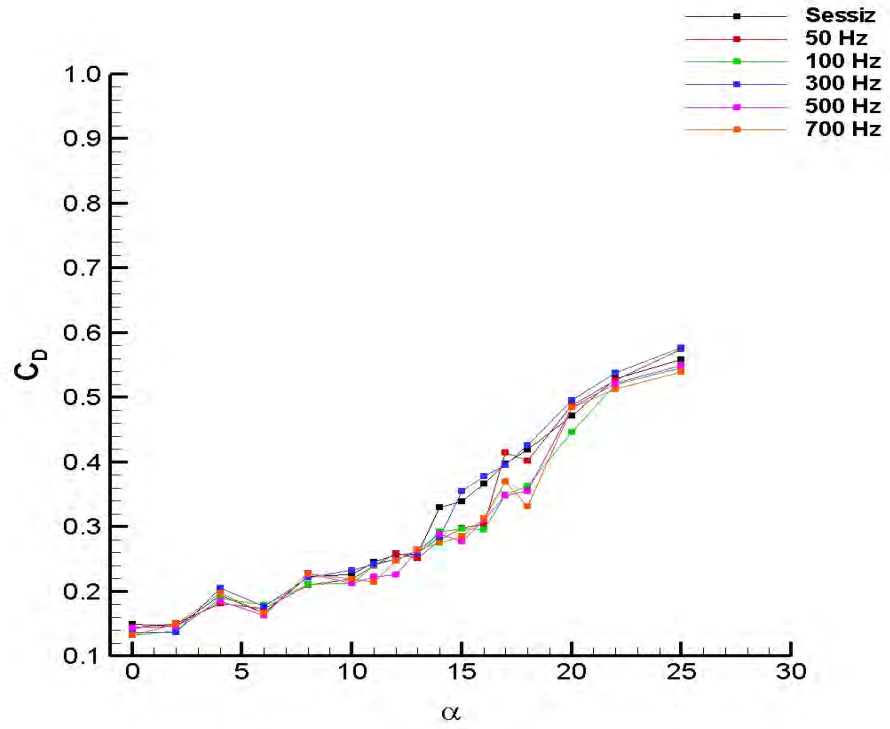


Şekil 4.26. $Re=0.5 \times 10^5$ iken L/D oranının hücum açısı ile değişimi

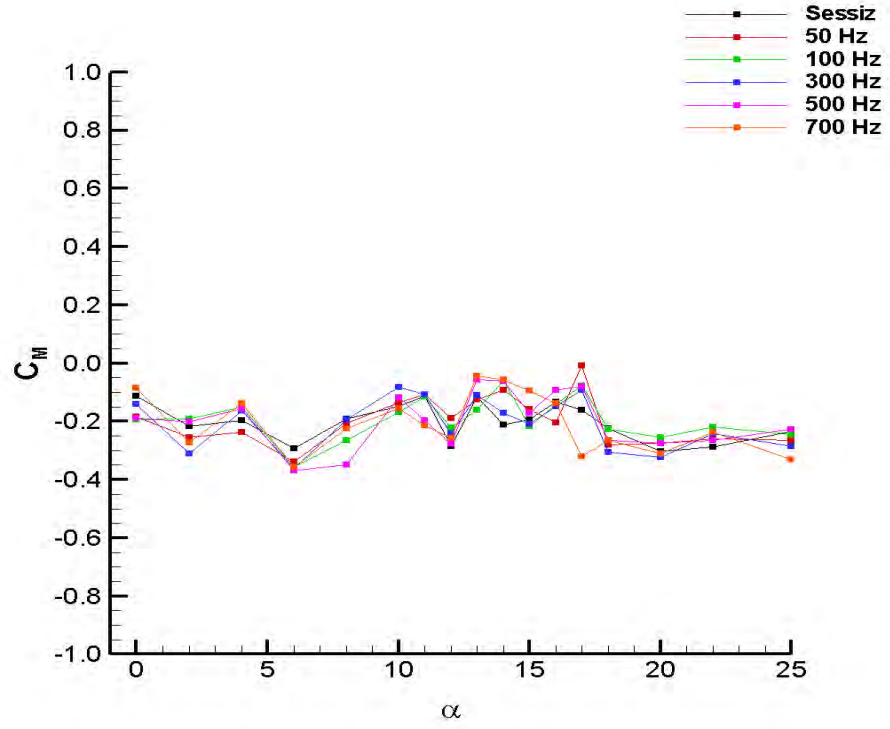
$Re=0.75 \times 10^5$ için akışa dik ses dalgaları uygulandığında C_L , C_D , C_M katsayıları ile L/D oranının hücum açısı ile değişim grafikleri Şekil 4.27, Şekil 4.28, Şekil 4.29 ve Şekil 4.30'de görülmektedir. Bu Re sayısında akış kontrol edilmediği durumda tutunma kaybı açısı 13° ve C_{Lmax} ise 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 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.



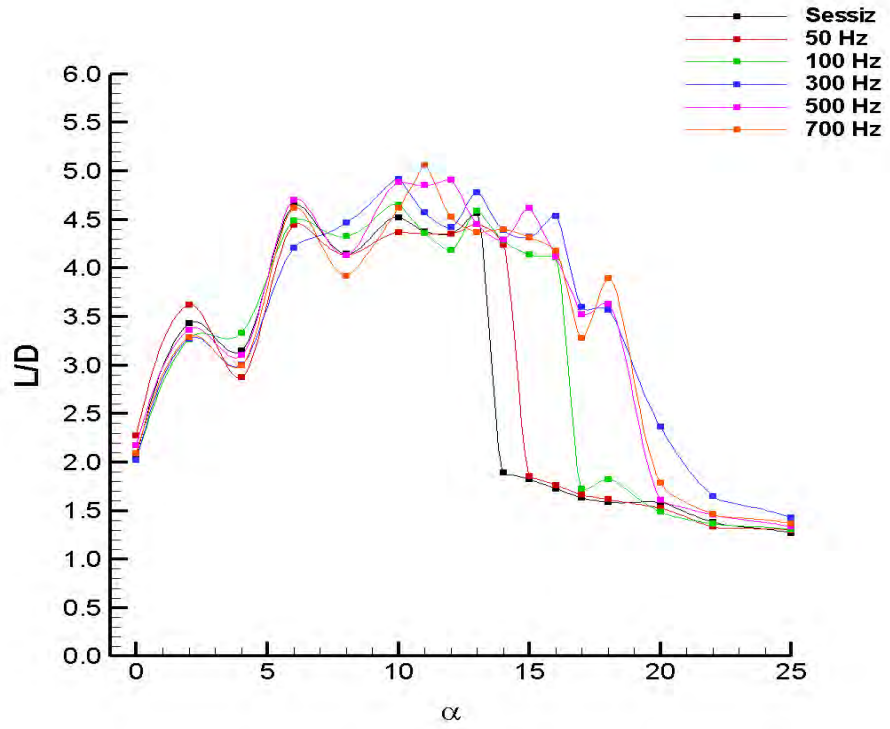
Şekil 4.27. $Re=0.75 \times 10^5$ iken C_L 'nin hücum açısı ile değişimi



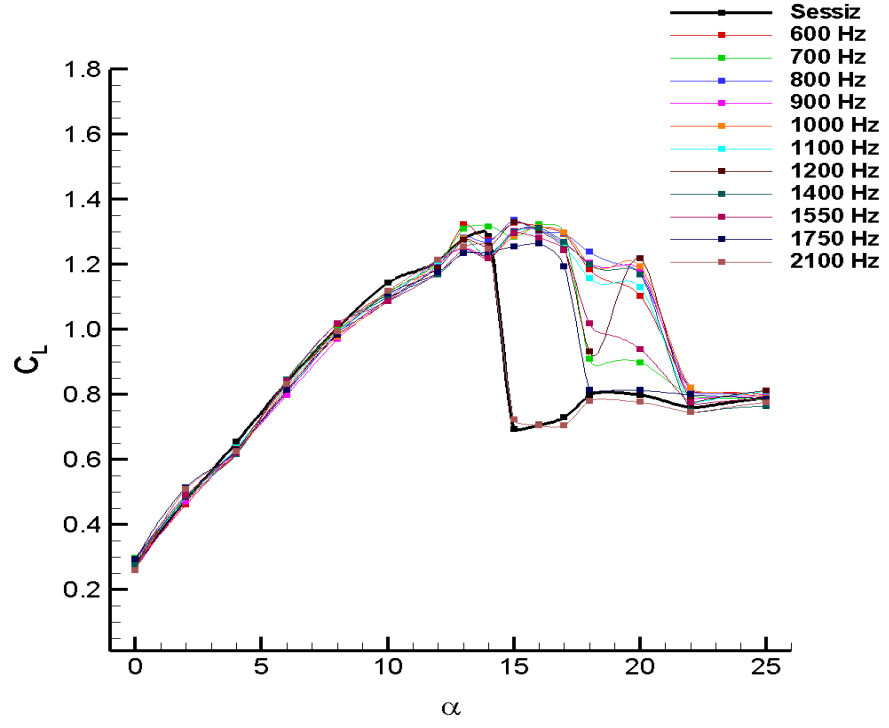
Şekil 4.28. $Re=0.75 \times 10^5$ iken C_D 'nin hücum açısı ile değişimi



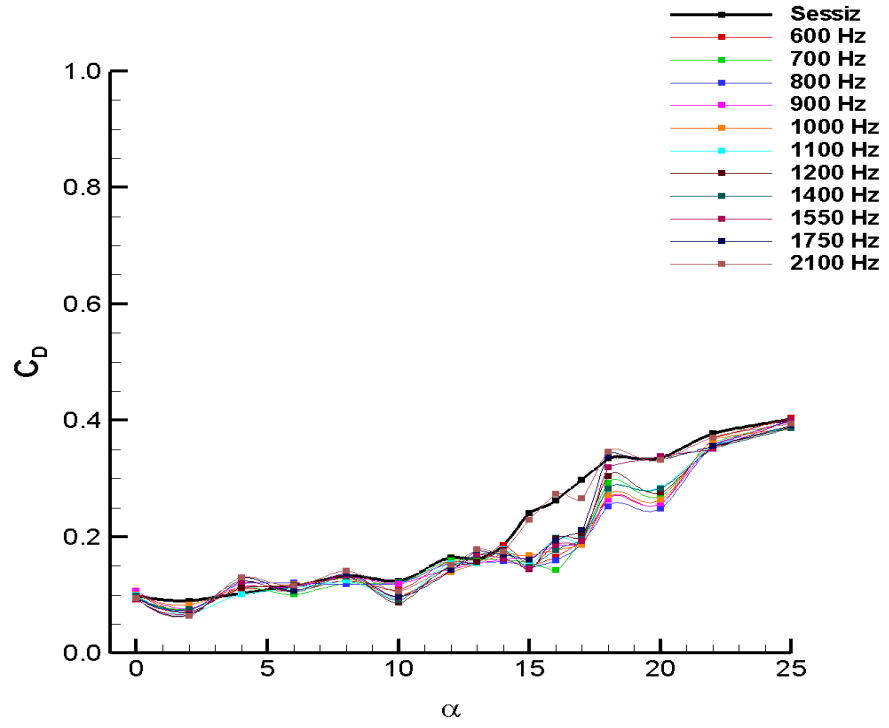
Şekil 4.29. $Re=0.75 \times 10^5$ iken C_M 'nin hücum açısı ile değişimi



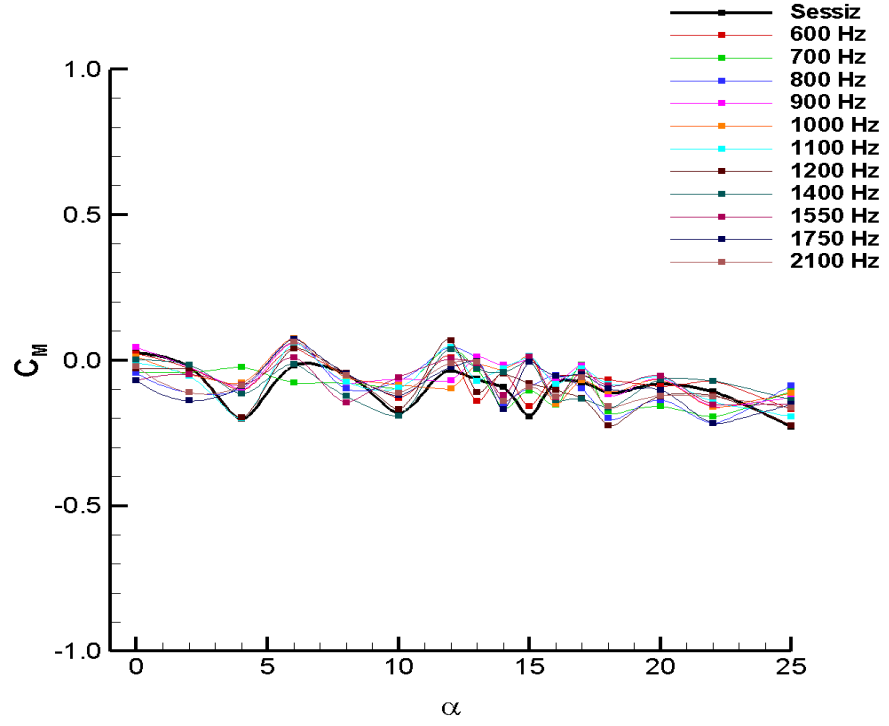
Şekil 4.30. $Re=0.75 \times 10^5$ iken L/D oranının hücum açısı ile değişimi



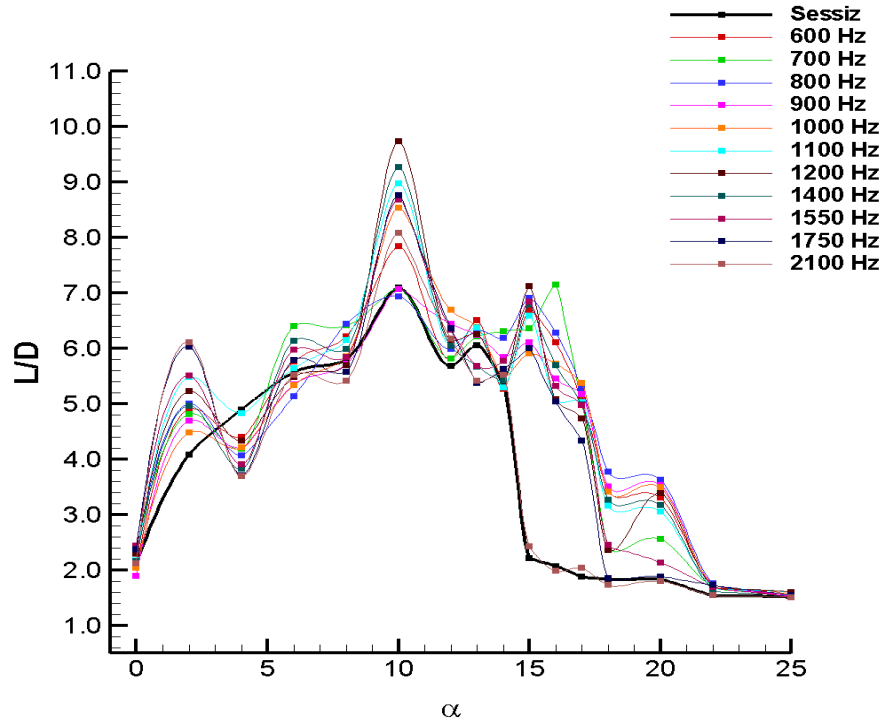
Şekil 4.31. $Re=1 \times 10^5$ iken C_L 'nin hücum açısı ile değişimi



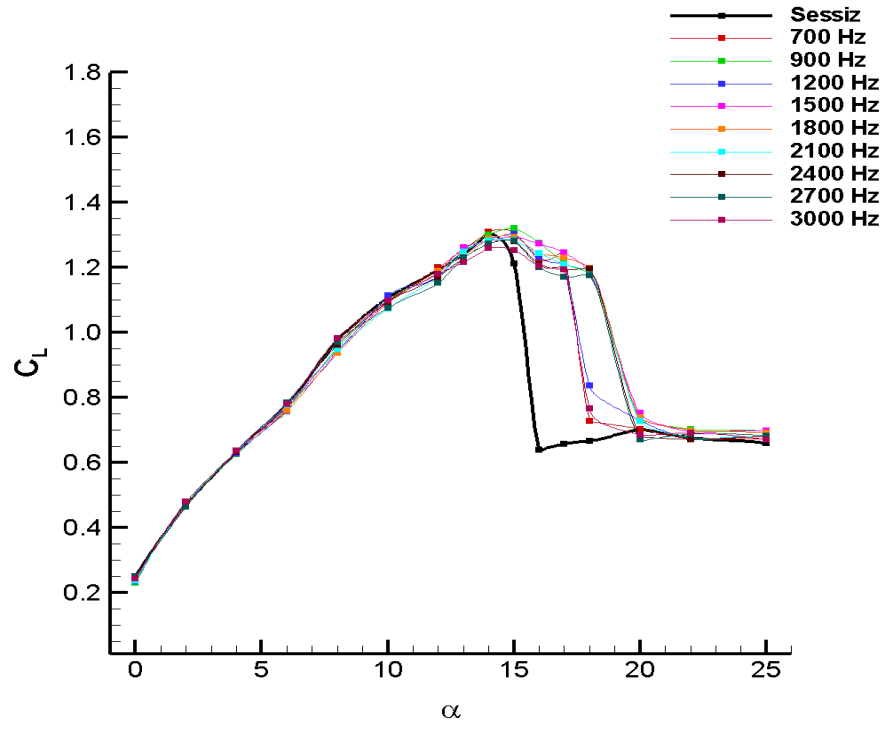
Şekil 4.32. $Re=1 \times 10^5$ iken C_D 'nin hücum açısı ile değişimi



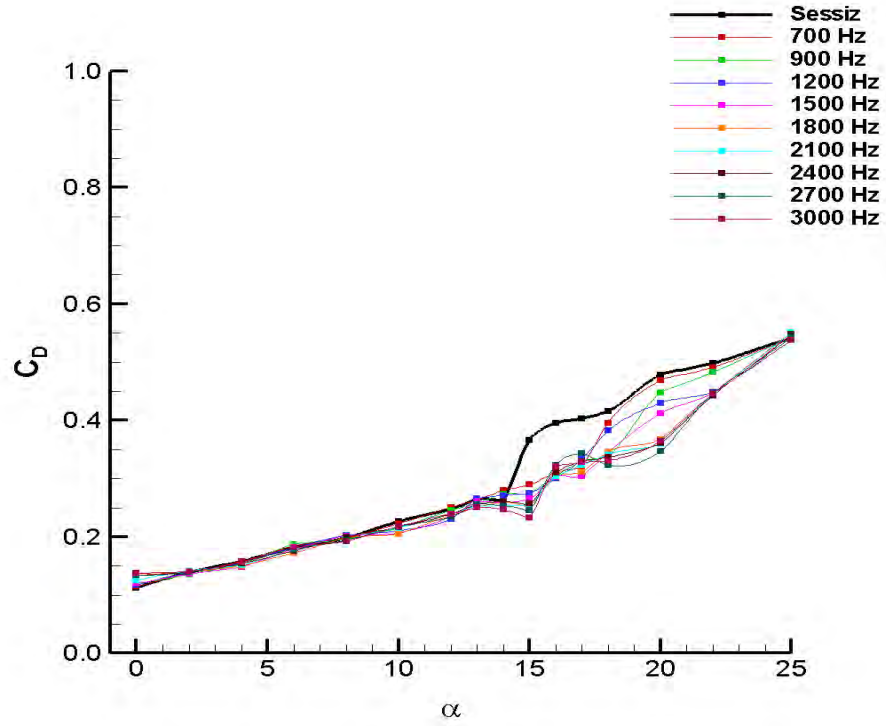
Şekil 4.33. $Re=1 \times 10^5$ iken C_M 'nin hücum açısı ile değişimi



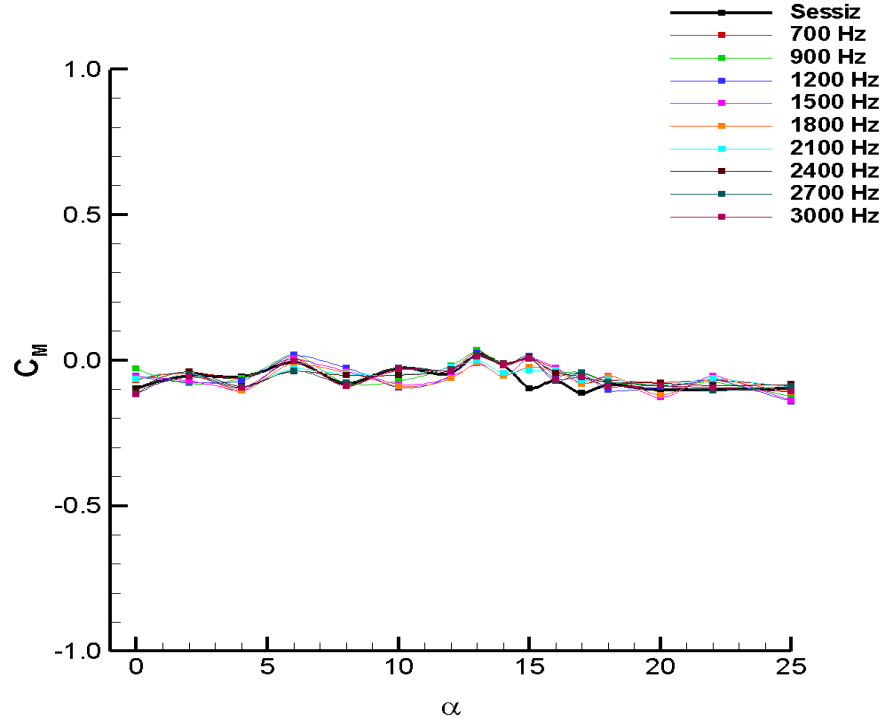
Şekil 4.34. $Re=1 \times 10^5$ iken L/D oranının hücum açısı ile değişimi



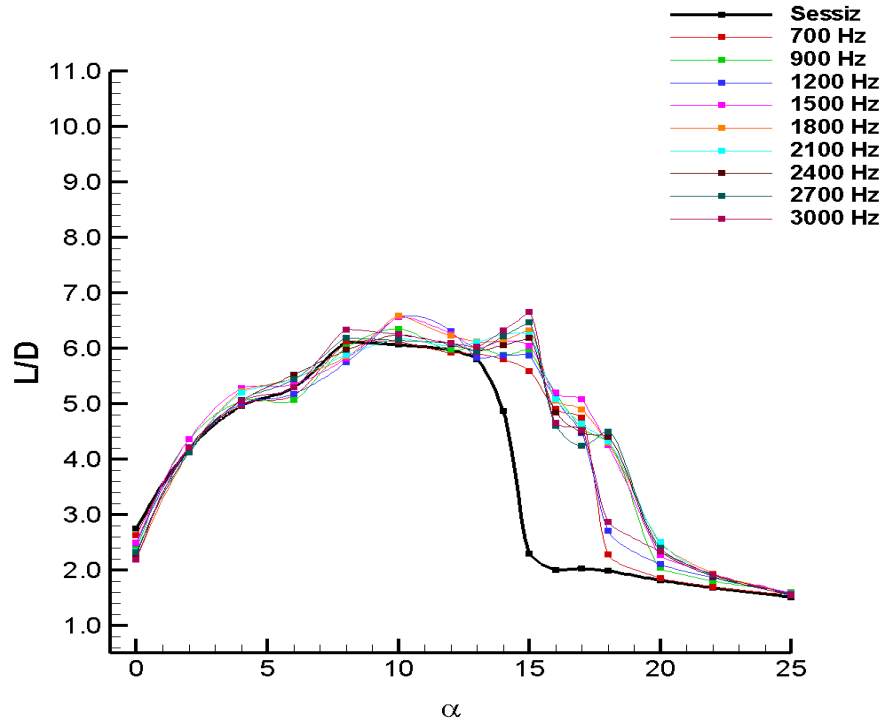
Şekil 4.35. $Re=1.5 \times 10^5$ iken C_L 'nin hücum açısı ile değişimi



Şekil 4.36. $Re=1.5 \times 10^5$ iken C_D 'nin hücum açısı ile değişimi



Şekil 4.37. $Re=1.5 \times 10^5$ iken C_M 'nin hücum açısı ile değişimi



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

$Re=1 \times 10^5$ 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 kaybından 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.

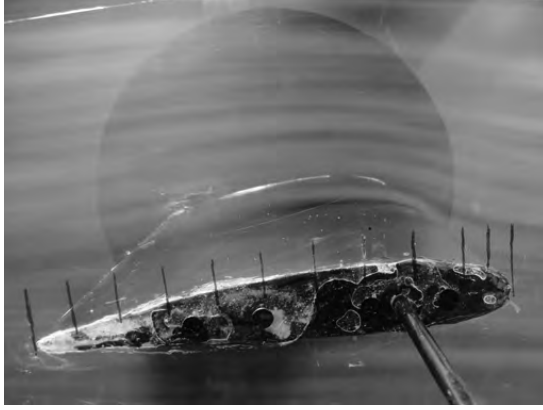
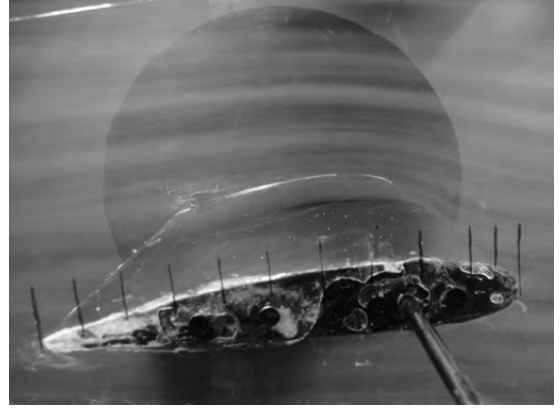
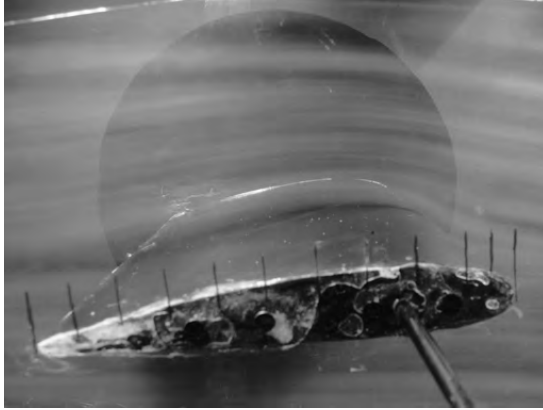
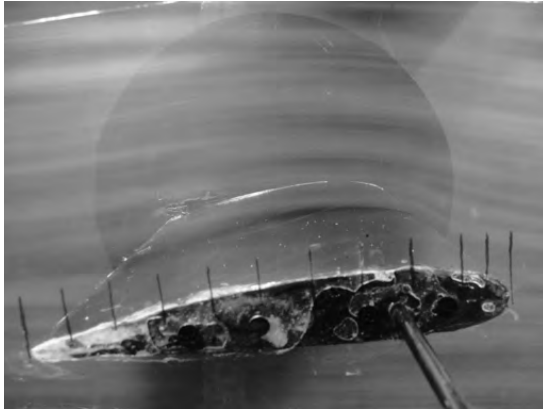
$Re=1.5 \times 10^5$ için akışa dik ses dalgalarının aerodinamik katsayılar etkisi Şekil 4.35, Şekil 4.36 ve Şekil 4.37 ve Şekil 4.38’de verilen grafiklerden görüldüğü gibi Re sayısının artışı ile ses dalgası etkisi azamakta ve kaldırma katsayısında etkili bir artış görülmemektedir. C_D katsayısında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

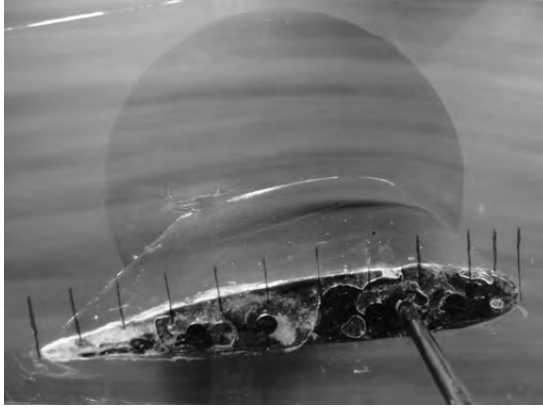
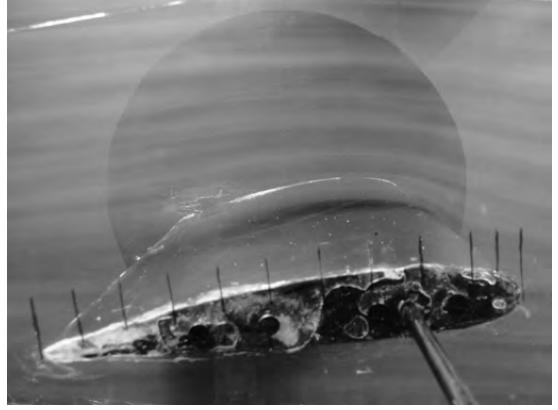
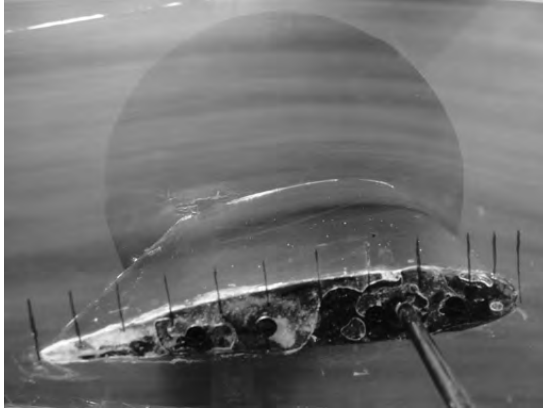
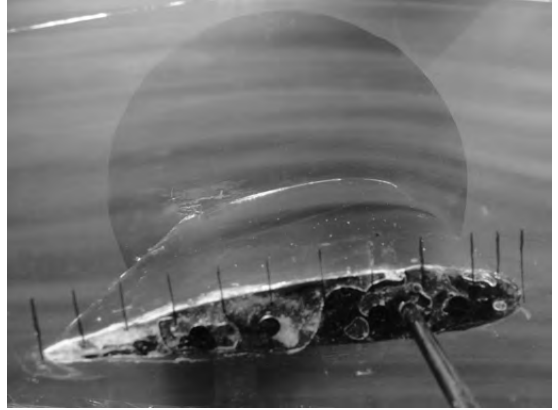
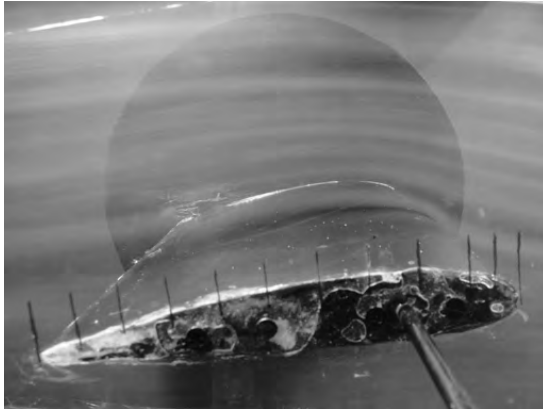
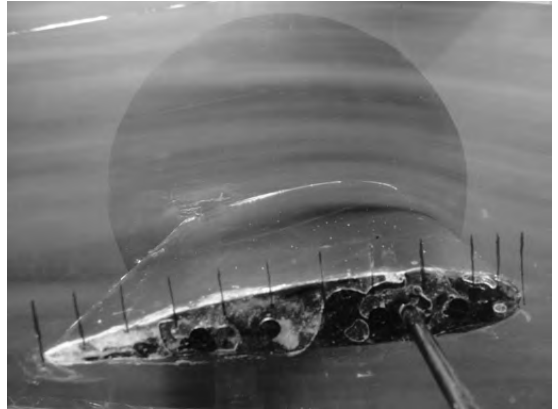
Duman teli ile akış görüntüleme deneyleri $Re=0.5 \times 10^5$ ve $Re=0.75 \times 10^5$ için ses dalgası uygulanmadan ve akışa dik ses dalgaları uygulanarak çeşitli hücum açılarında yapılmıştır. Bu deneylerde elde edilen sonuçlar basınç dağılımı ve aerodinamik kuvvet katsayıları deneylerinde elde edilen 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

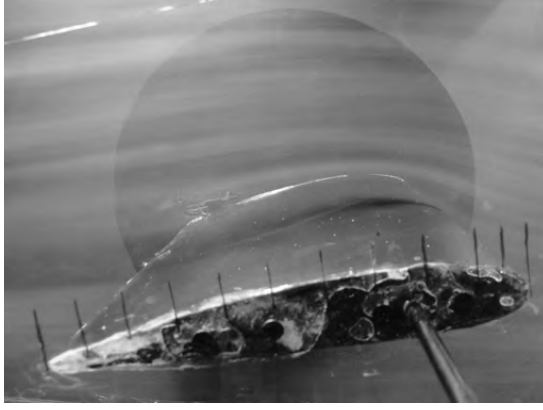
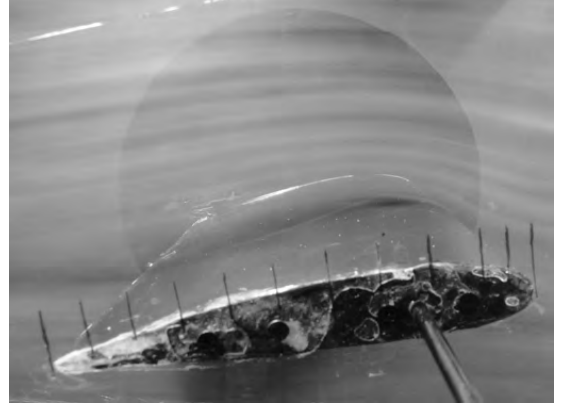
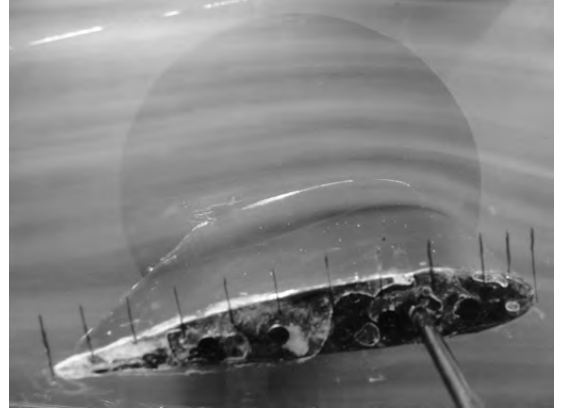
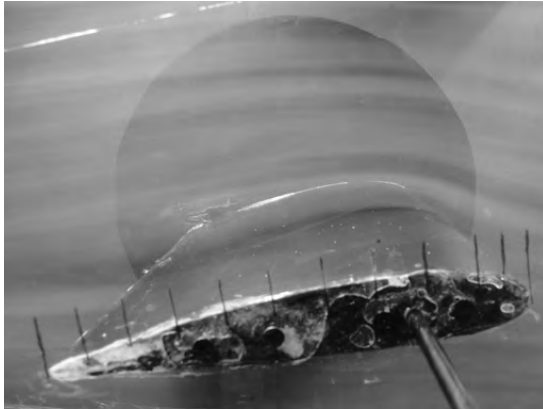
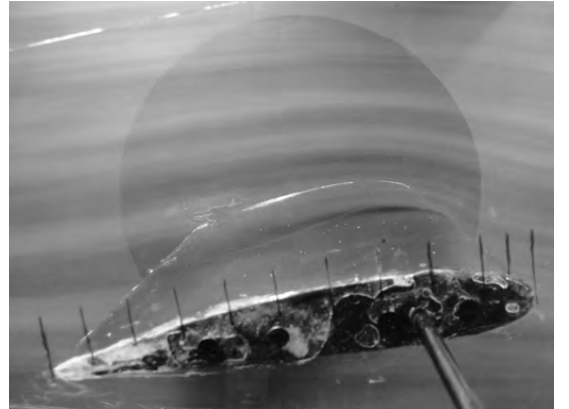
basınç deneylerinde görüldüğü gibi gözlemlenmiştir. Şekil 4.40'de ve Şekil 4.41'de $Re=0.5 \times 10^5$ ve 10° ve 12° hücum açıları için duman deneyleri fotoğrafları görülmekte ve bu fotoğraflardan 100 Hz, 300 Hz ve 500 Hz (12° hücum açısında kısmen 700 Hz'de etkilemiştir) akışa dik ses dalgalarının 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 katsayılarla 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

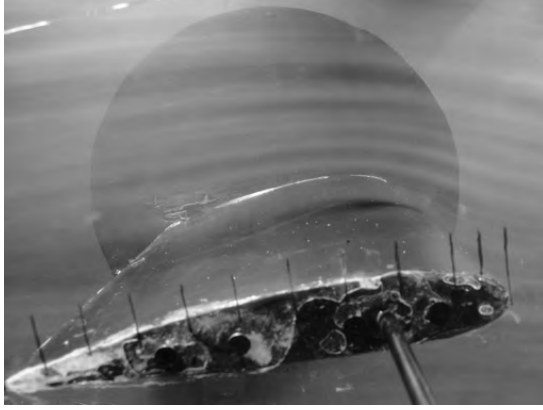
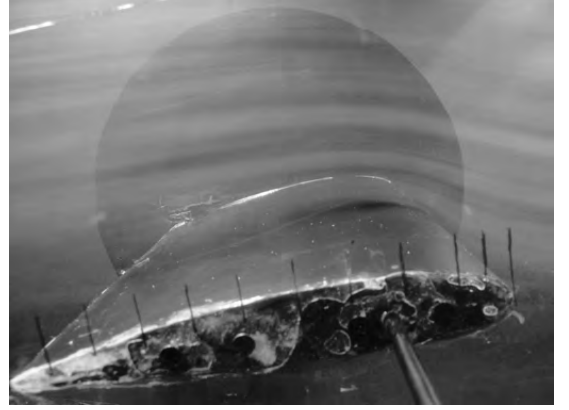
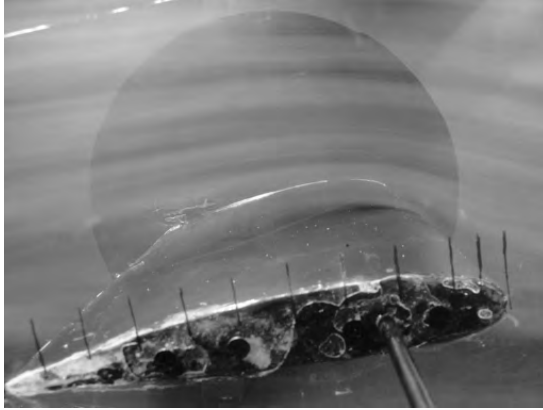
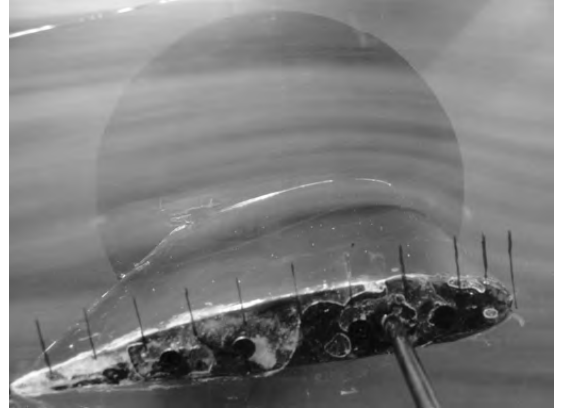
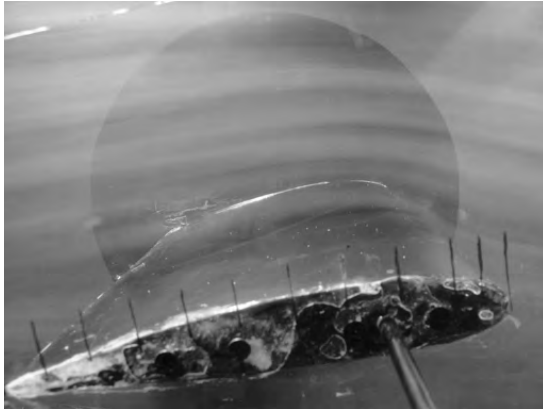
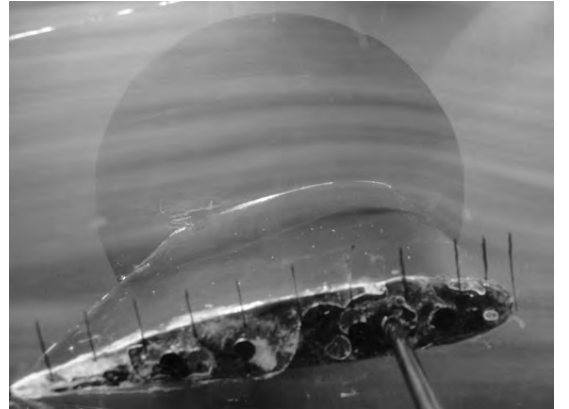
Şekil 4.39. $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=8^\circ$ için akışa dik ses dalgalarının akışa etkisinin duman teli deneyi ile incelenmesi

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

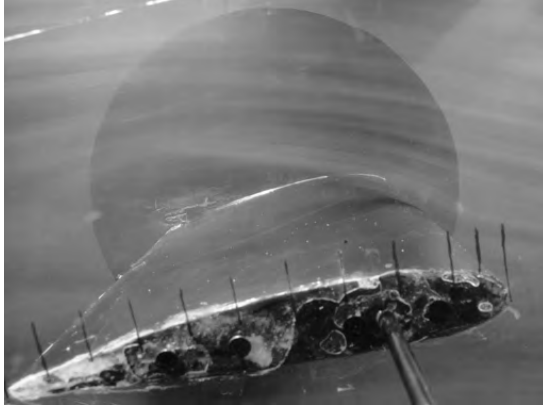
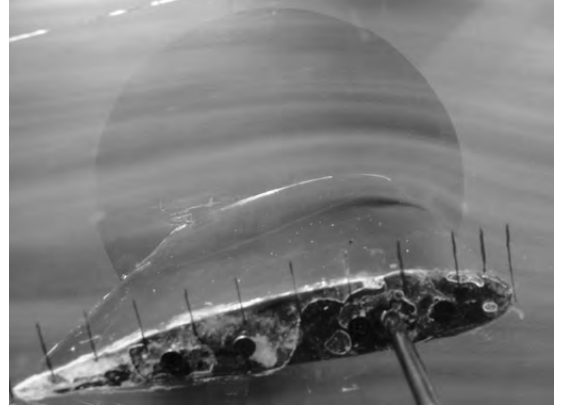
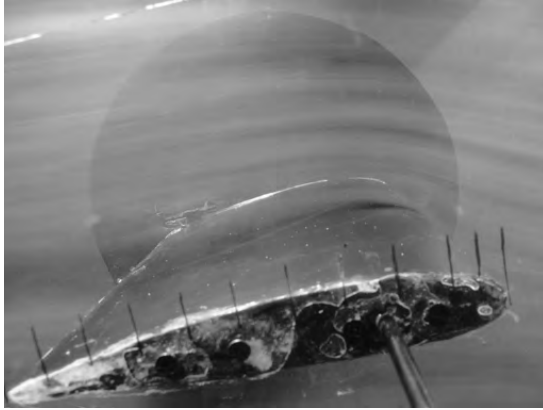
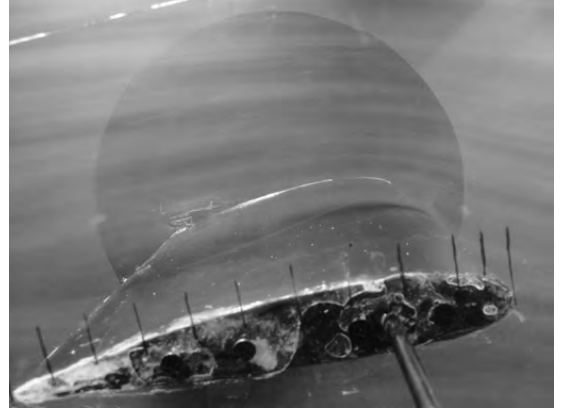
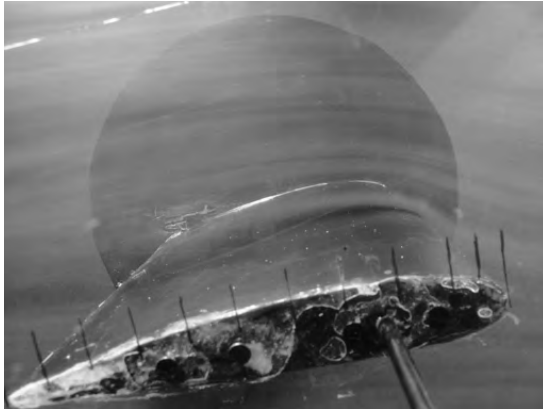
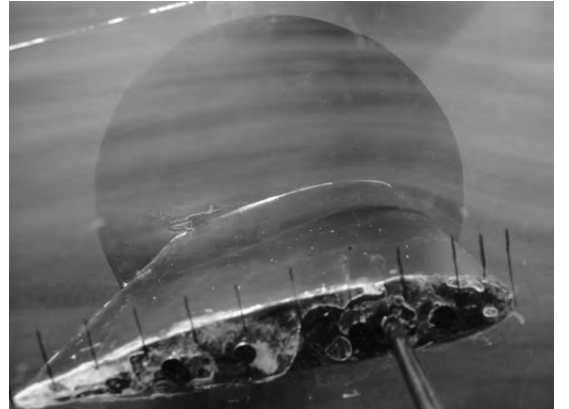
Şekil 4.40. $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=10^\circ$ için akışa dik ses dalgalarının akışa etkisinin duman teli deneyi ile incelenmesi

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

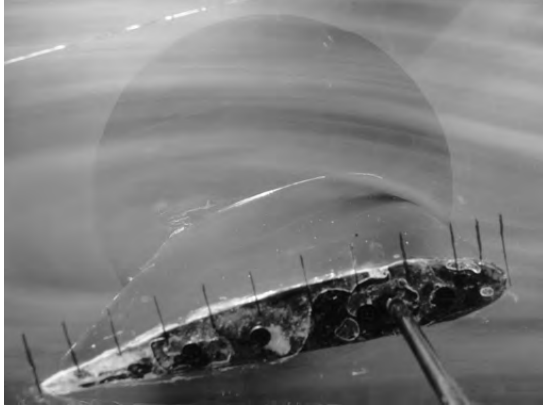
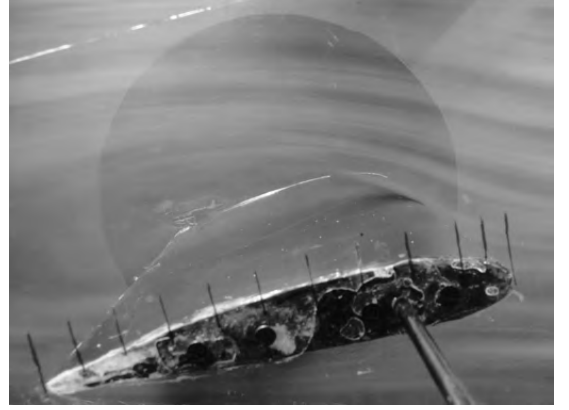
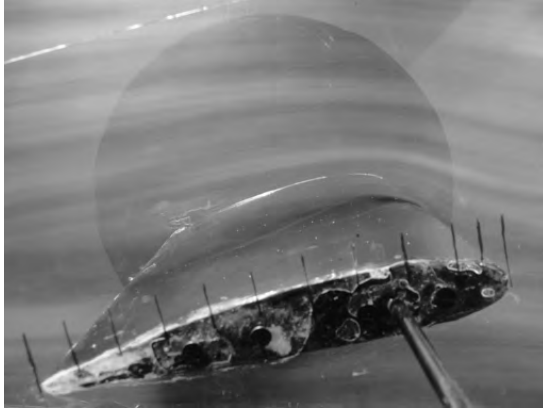
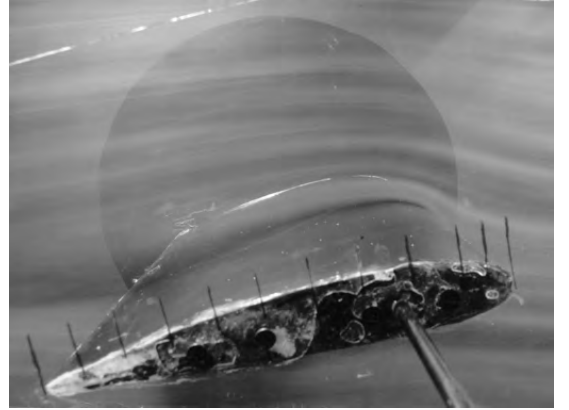
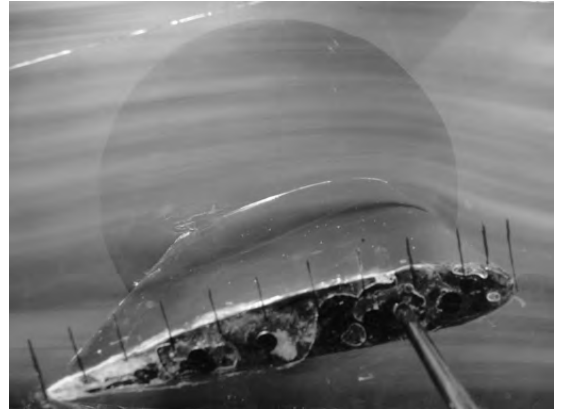
Şekil 4.41. $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=12^\circ$ için akışa dik ses dalgalarının akışa etkisinin duman teli deneyi ile incelenmesi

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

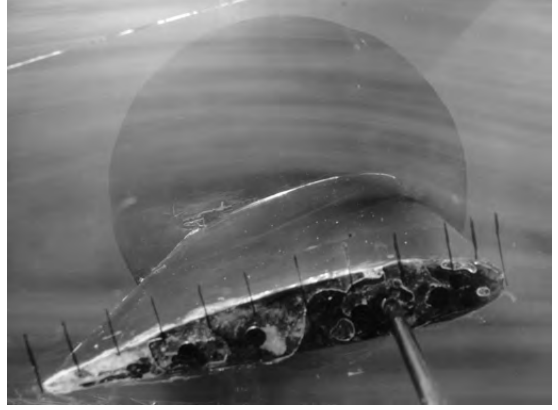
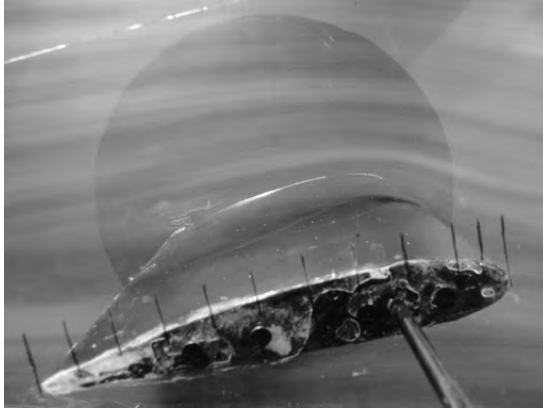
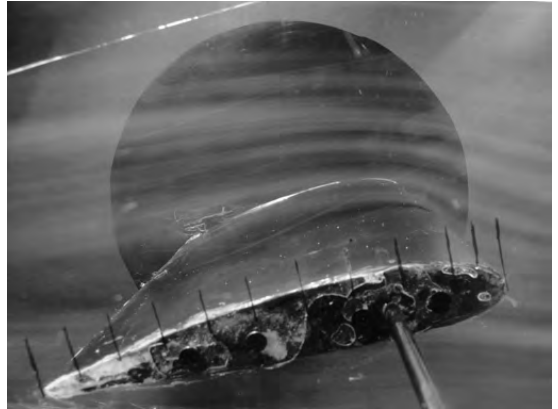
Şekil 4.42. $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=13^\circ$ için akışa dik ses dalgalarının akışa etkisinin duman teli deneyi ile incelenmesi

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

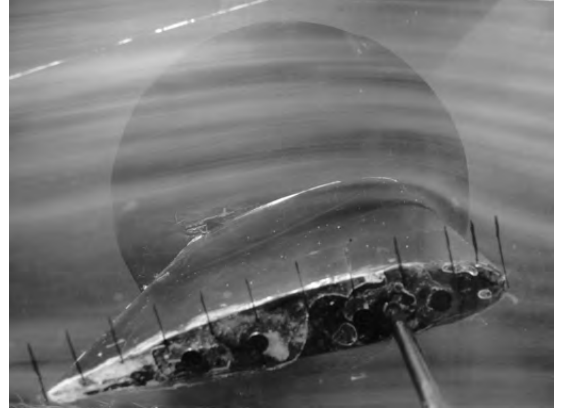
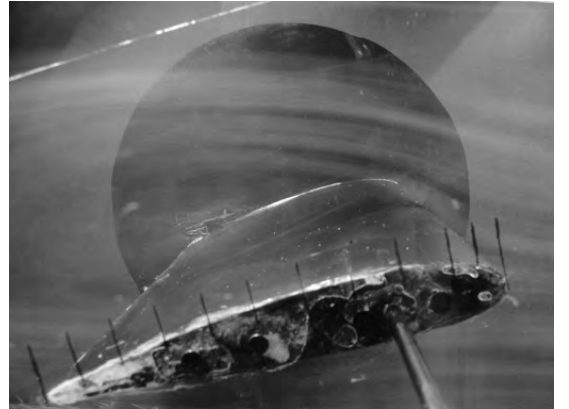
Şekil 4.43. $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=14^\circ$ için akışa dik ses dalgalarının akışa etkisinin duman teli deneyi ile incelenmesi

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

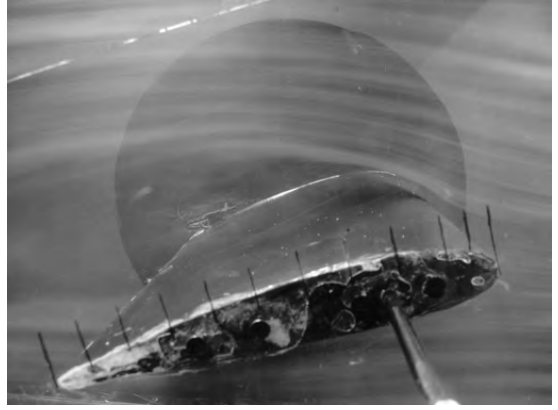
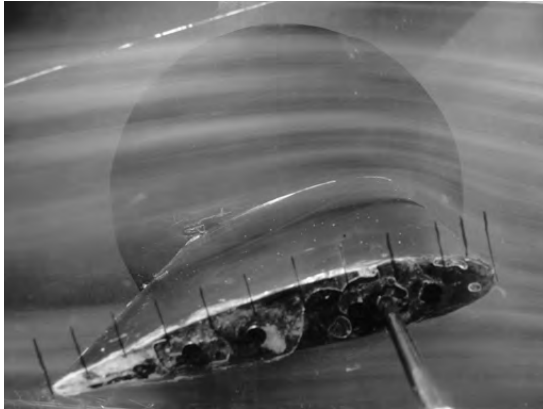
Şekil 4.44. $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=15^\circ$ için akışa dik ses dalgalarının akışa etkisinin duman teli deneyi ile incelenmesi

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

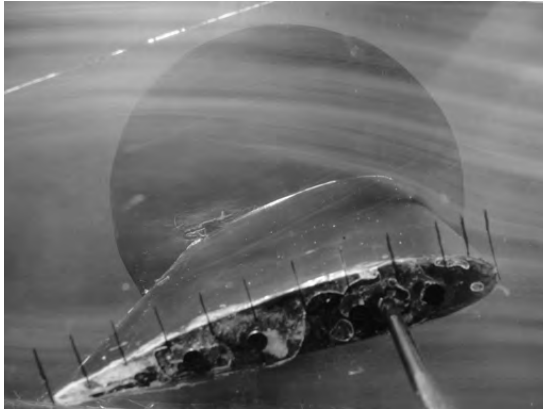
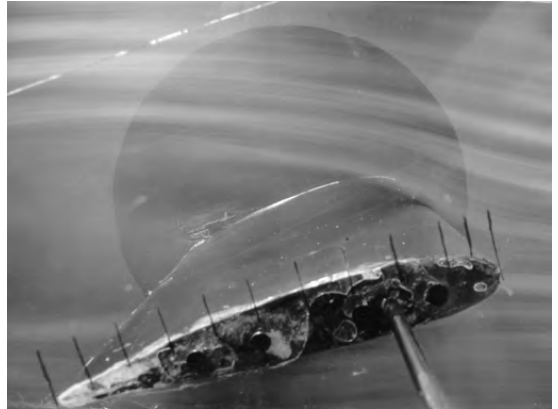
Şekil 4.45. $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=16^\circ$ için akışa dik ses dalgalarının akışa etkisinin duman teli deneyi ile incelenmesi

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

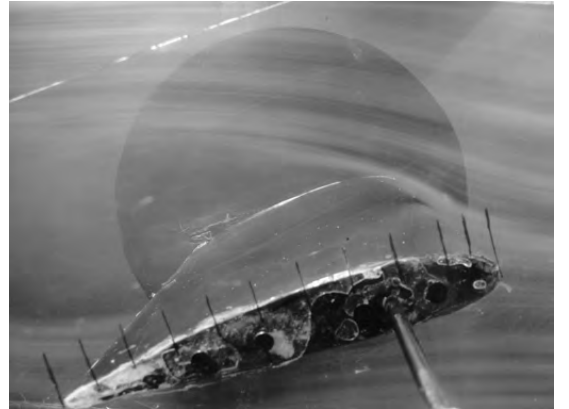
Şekil 4.46. $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=17^\circ$ için akışa dik ses dalgalarının akışa etkisinin duman teli deneyi ile incelenmesi

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

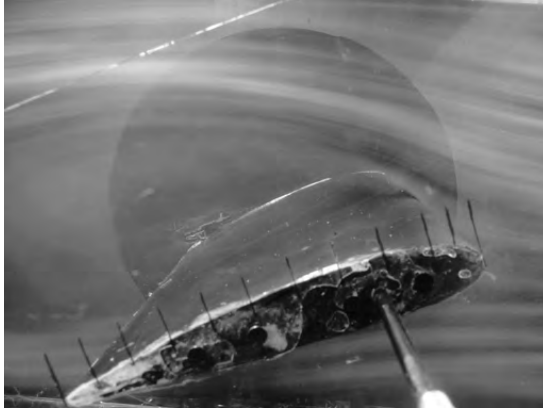
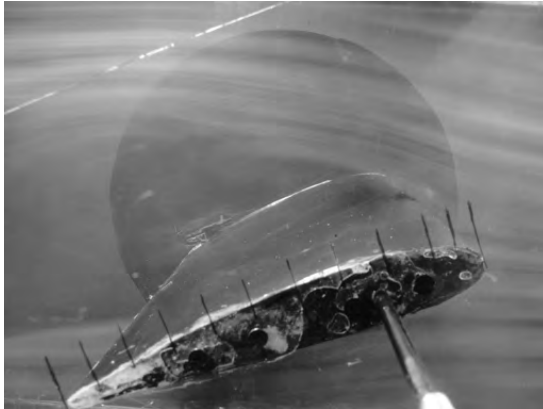
Şekil 4.47. $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=18^\circ$ için akışa dik ses dalgalarının akışa etkisinin duman teli deneyi ile incelenmesi

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

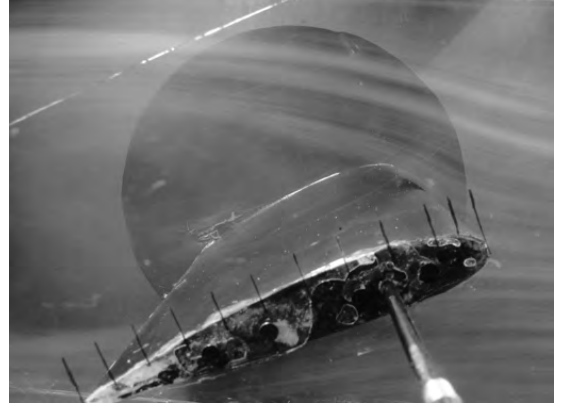
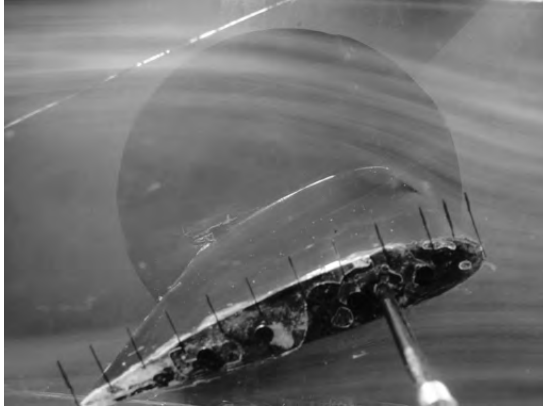
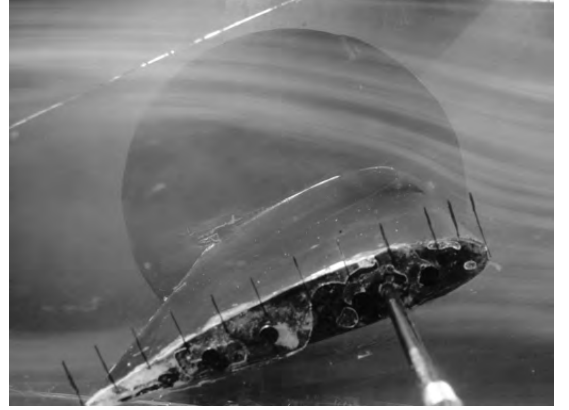
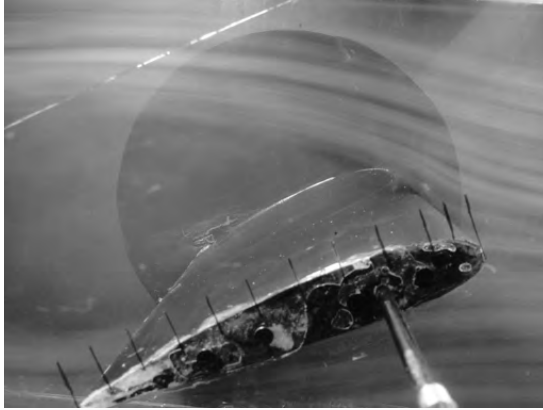
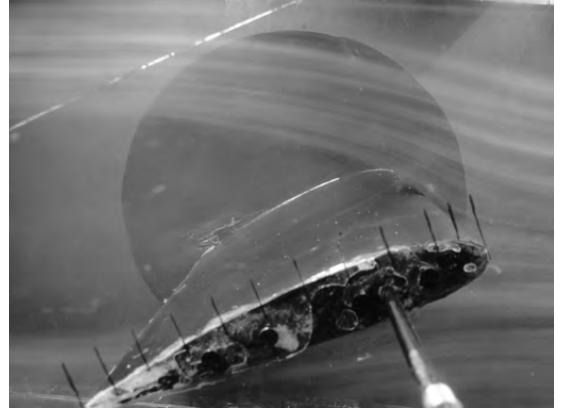
Şekil 4.48. $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=19^\circ$ için akışa dik ses dalgalarının akışa etkisinin duman teli deneyi ile incelenmesi

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

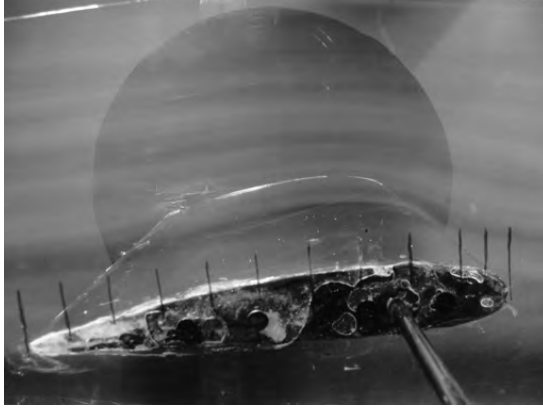
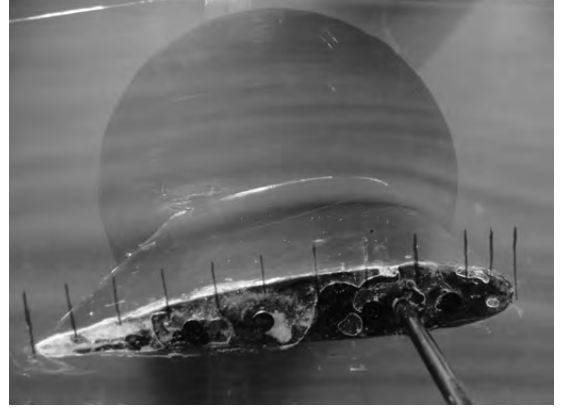
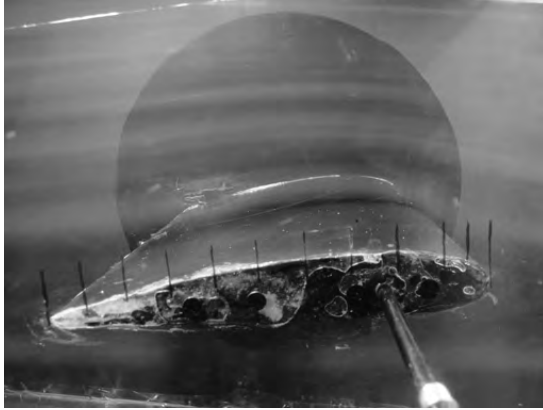
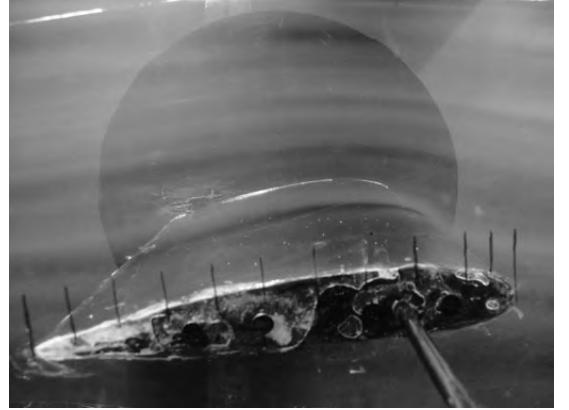
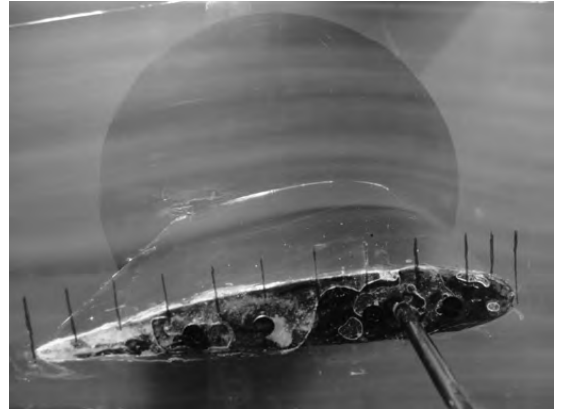
Şekil 4.51. $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=25^\circ$ için akışa dik ses dalgalarının akışa etkisinin duman teli deneyi ile incelenmesi

$Re=0.75 \times 10^5$ ve 8° hücum açısında duman deneyinde elde edilen fotoğraflar Şekil 4.52'de 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.

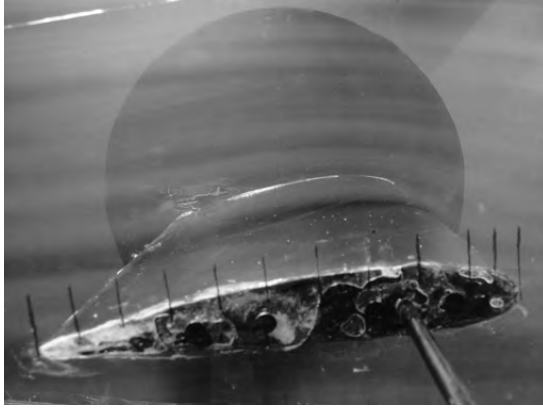
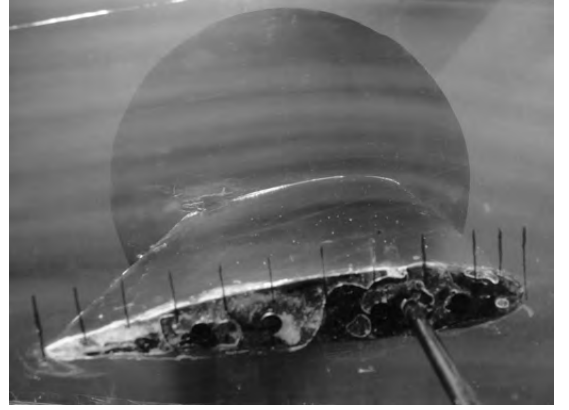
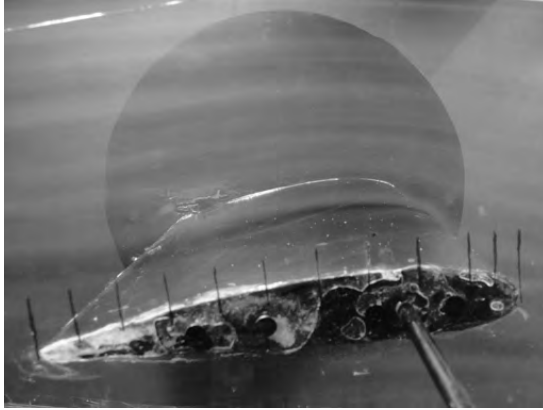
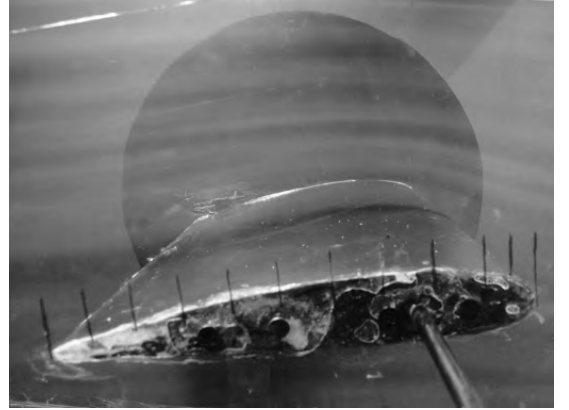
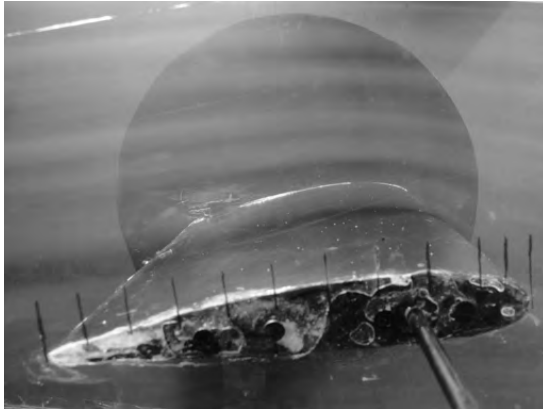
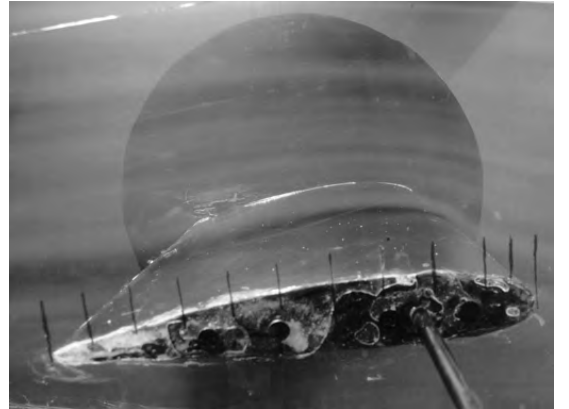
Şekil 4.55 ve Şekil 4.56'de verilen fotoğraflarda görüldüğü gibi hücum açısı 13° ve 14° olduğunda ise ses dalgaları uygulanmadığında oluşan uzun ayrılma kabarcığının uygulanan bütün frekanslarda akışa dik ses dalgaları uygulandığında akışın kontrol edilerek kısa ayrılma kabarcığına döndüğü görülmektedir. 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.

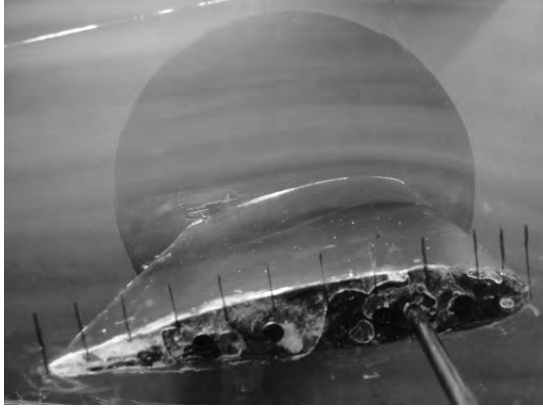
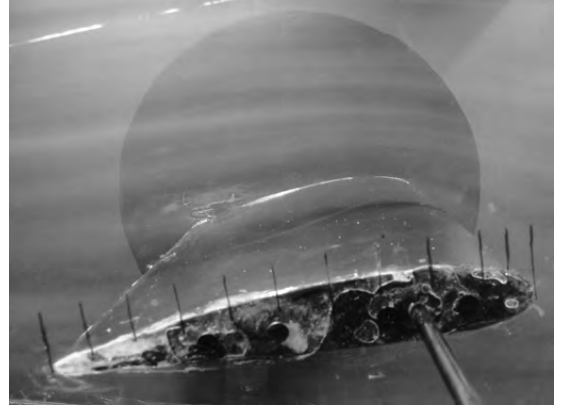
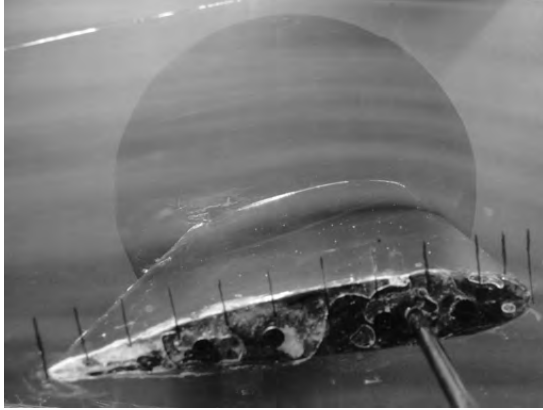
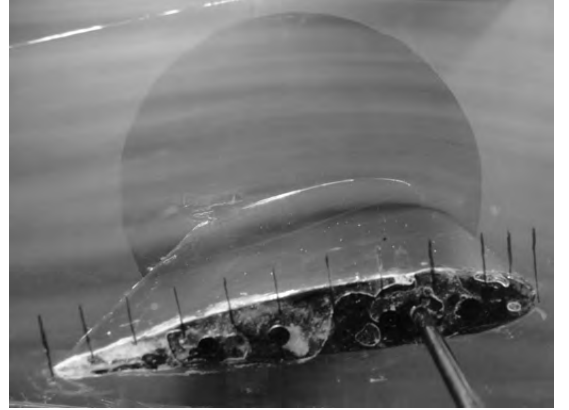
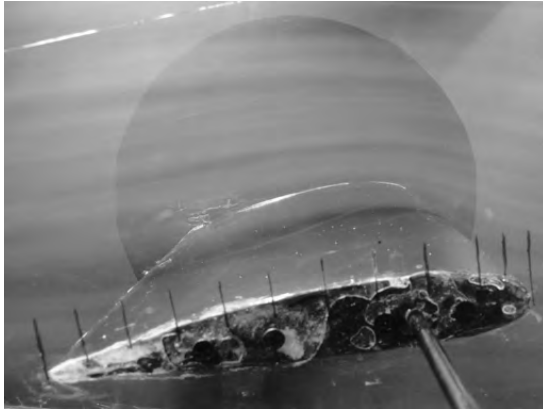
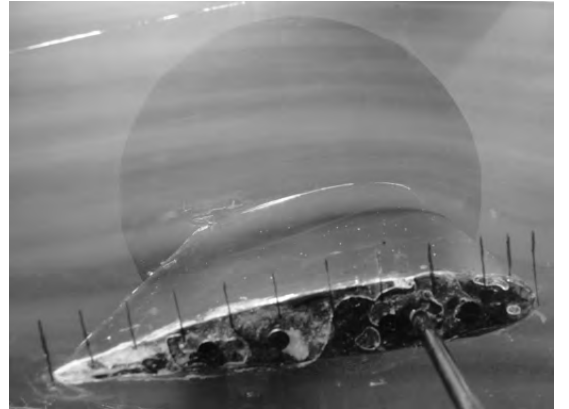
Hücum açısı 19° durumunda elde edilen deney fotoğrafları Şekil 4.61'de verilmiştir ve Şekil 4.61d ve Şekil 4.61f'de görüldüğü gibi sadece 300 Hz ve 700 Hz akışa dik ses dalgaları ile akış kontrolü yapılabilmiştir. Hücum açısı 19° durumunda elde edilen deney fotoğrafları Şekil 4.61'de verilmiştir ve Şekil 4.61d'de görüldüğü gibi sadece 300 Hz akışa dik ses dalgası ile kısmen akış kontrolü yapılabilmiştir. 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

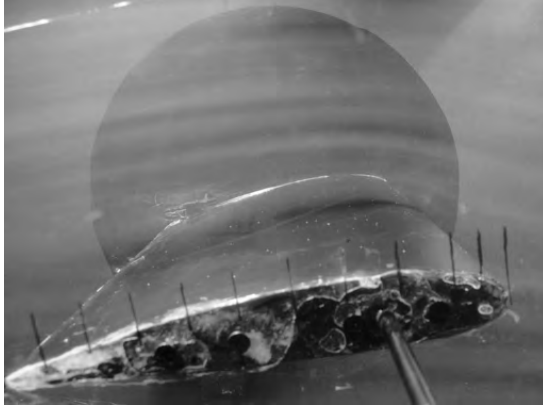
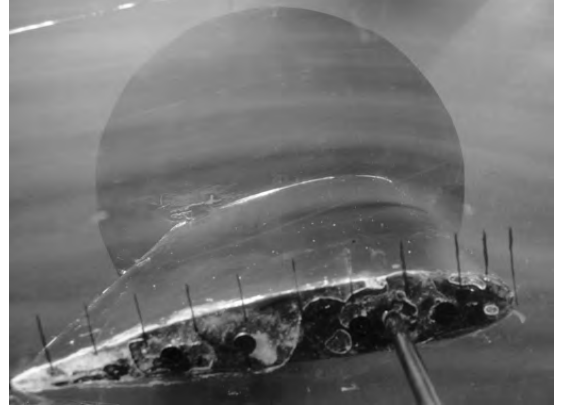
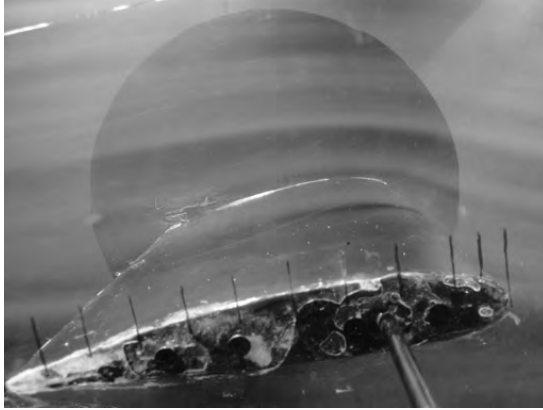
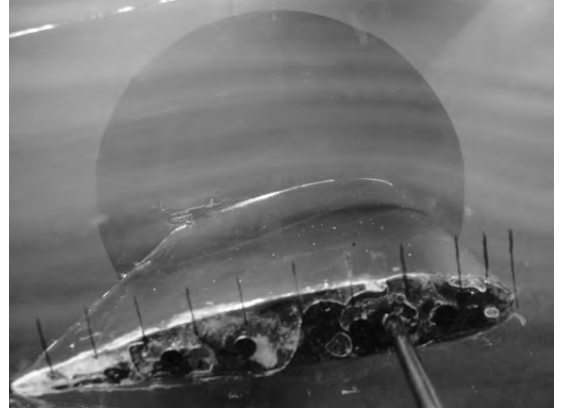
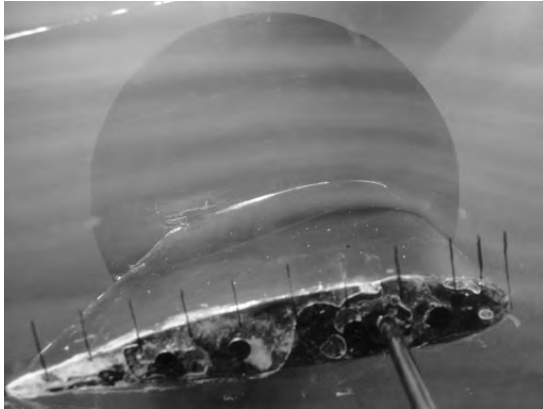
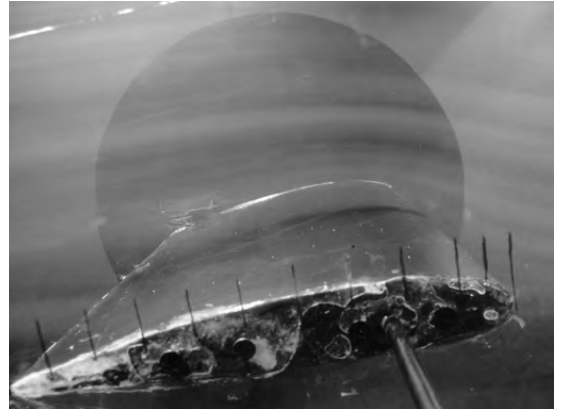
Şekil 4.52. $Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=8^\circ$ için akışa dik ses dalgalarının akışa etkisinin duman teli deneyi ile incelenmesi

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

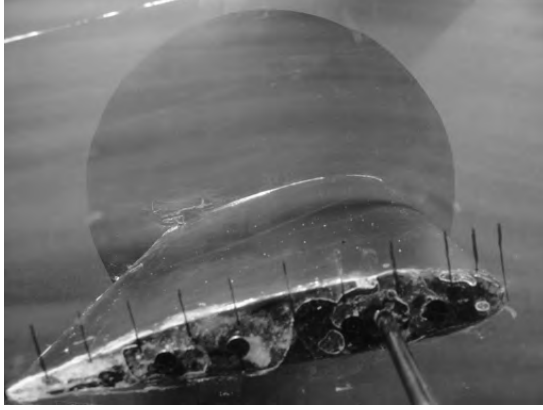
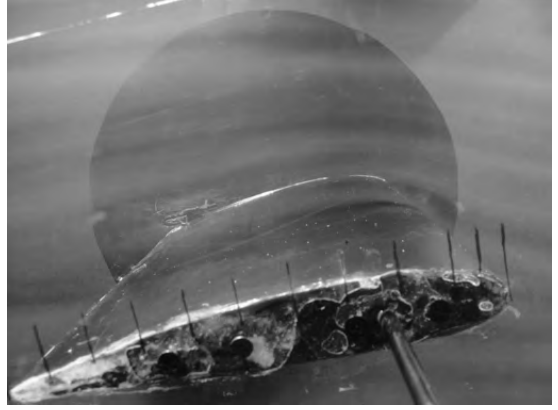
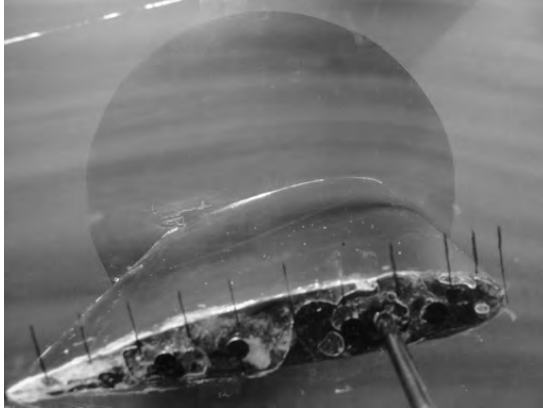
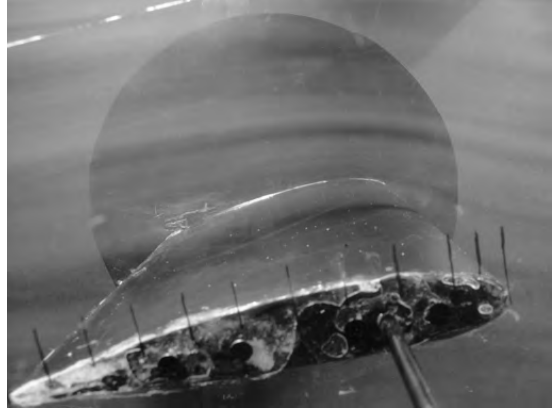
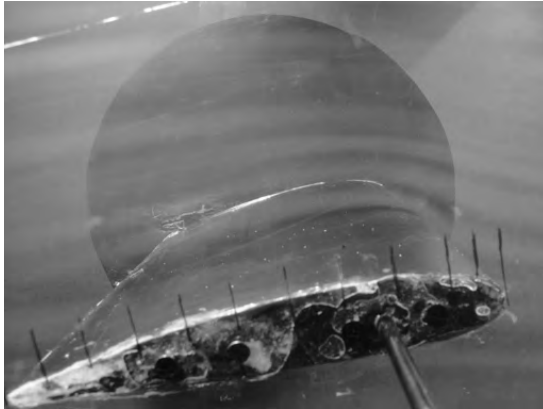
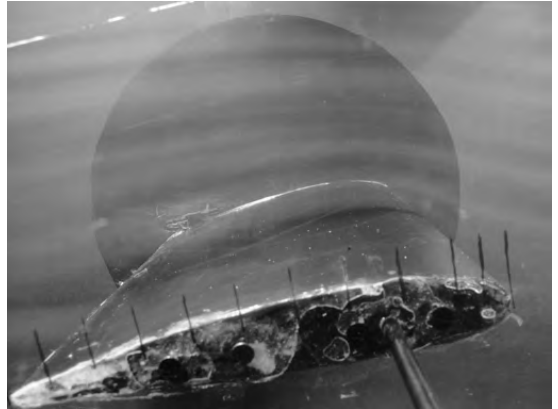
Şekil 4.53. $Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=10^\circ$ için akışa dik ses dalgalarının akışa etkisinin duman teli deneyi ile incelenmesi

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

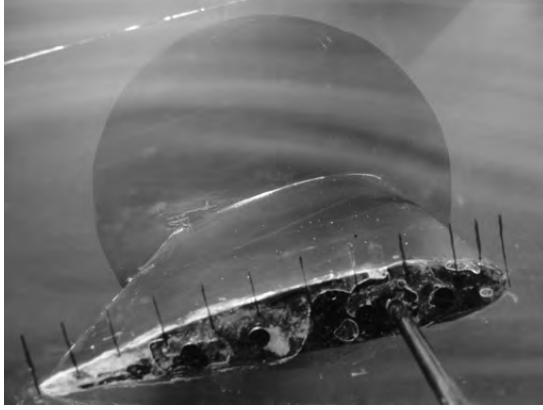
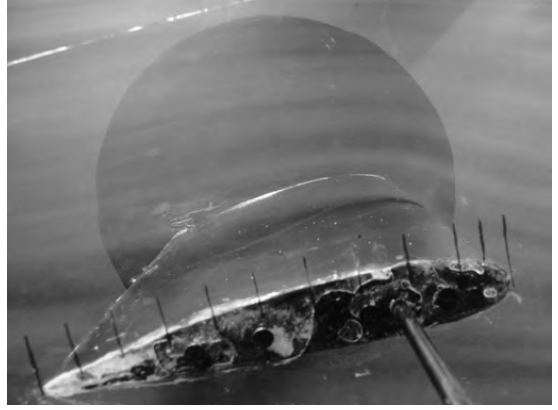
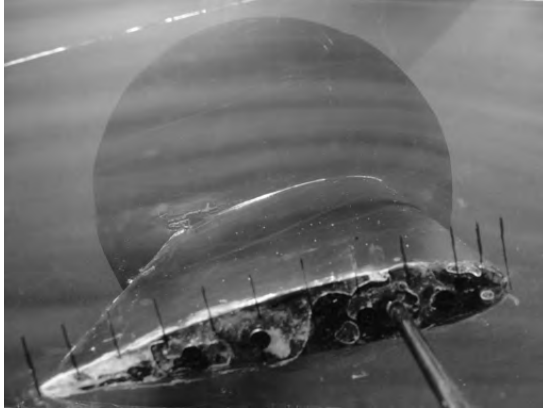
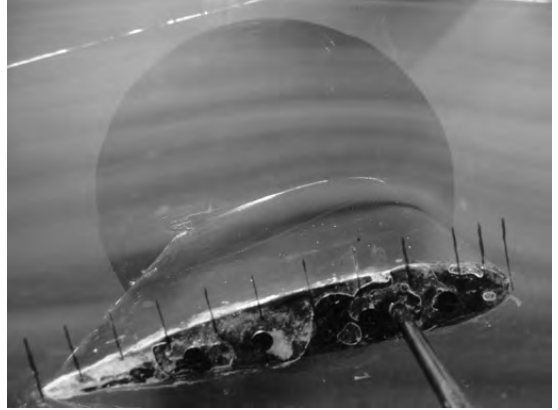
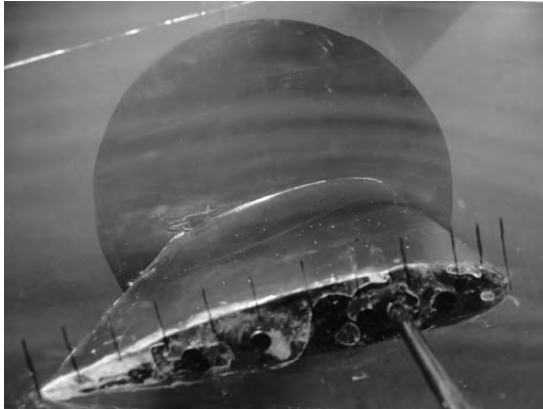
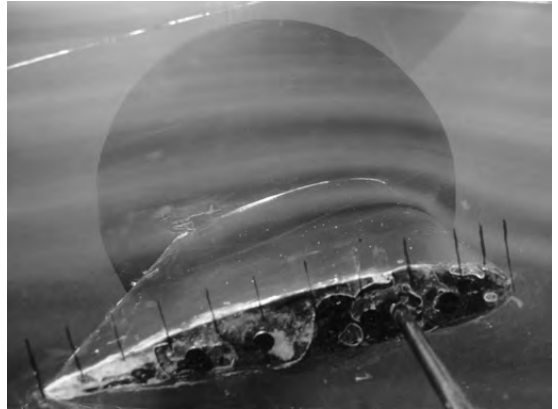
Şekil 4.54. $Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=12^\circ$ için akışa dik ses dalgalarının akışa etkisinin duman teli deneyi ile incelenmesi

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

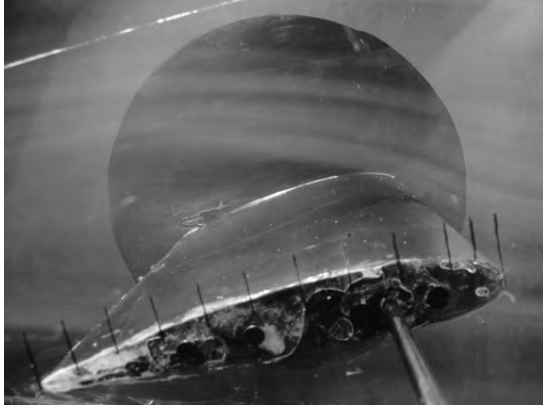
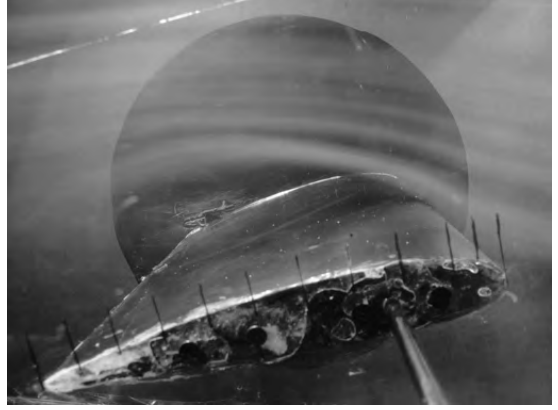
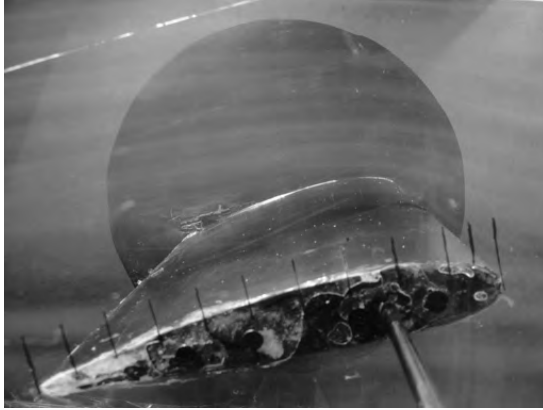
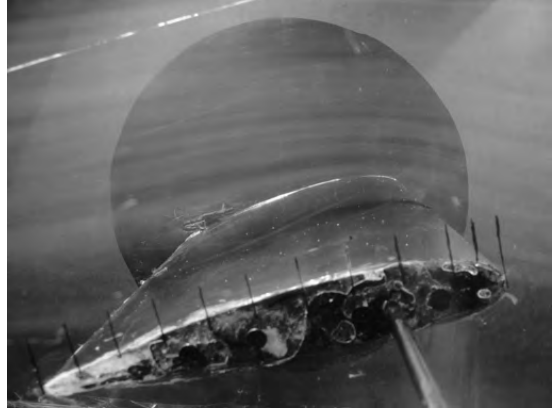
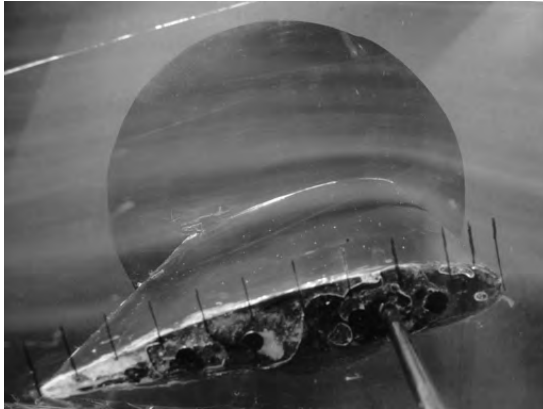
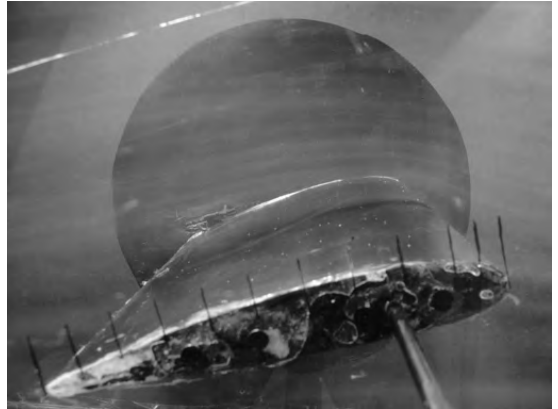
Şekil 4.55. $Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=13^\circ$ için akışa dik ses dalgalarının akışa etkisinin duman teli deneyi ile incelenmesi

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

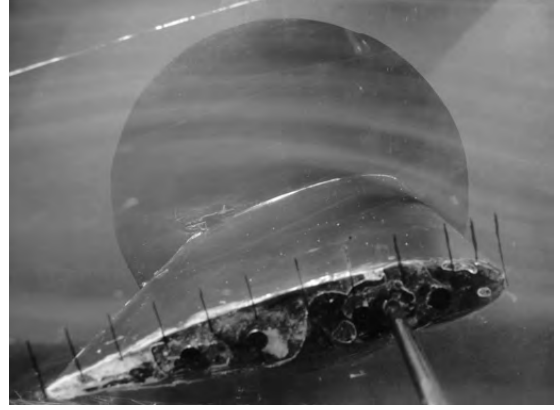
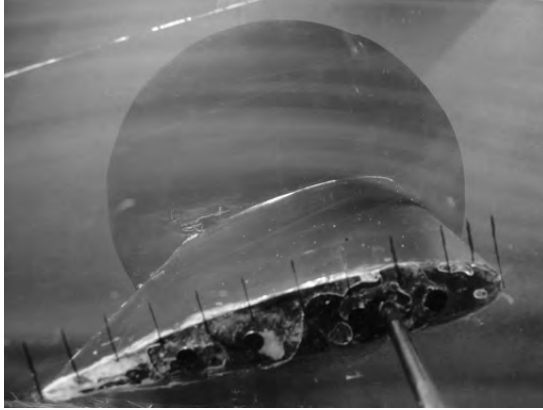
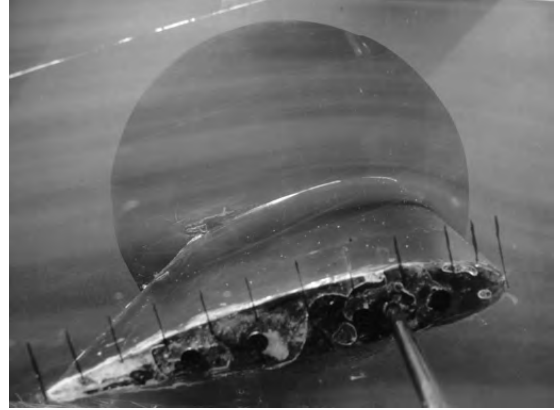
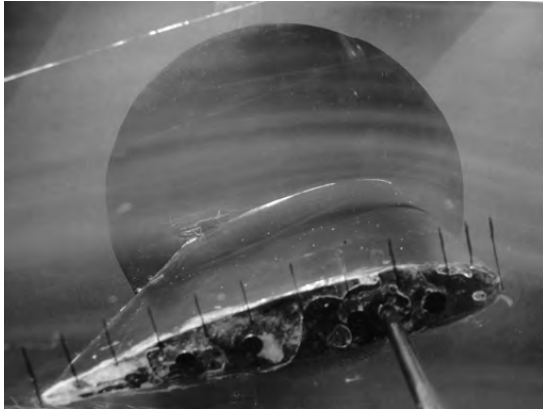
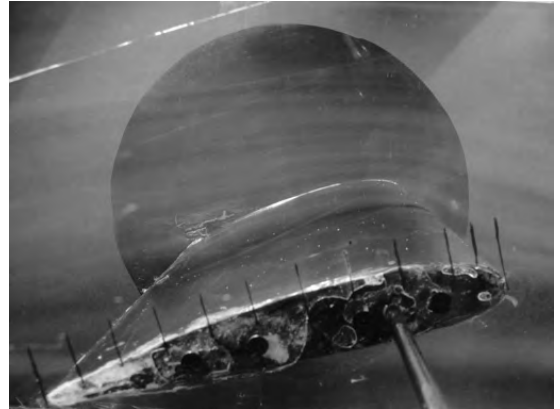
Şekil 4.56. $Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=14^\circ$ için akışa dik ses dalgalarının akışa etkisinin duman teli deneyi ile incelenmesi

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

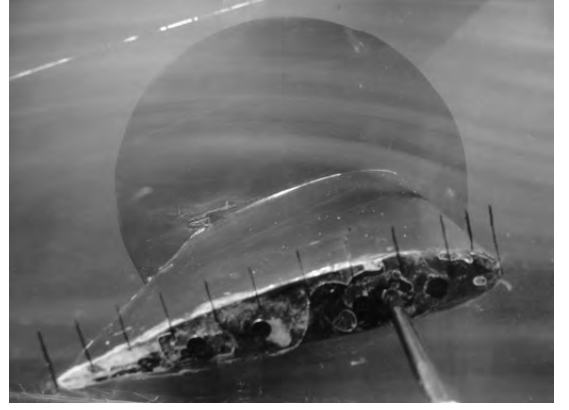
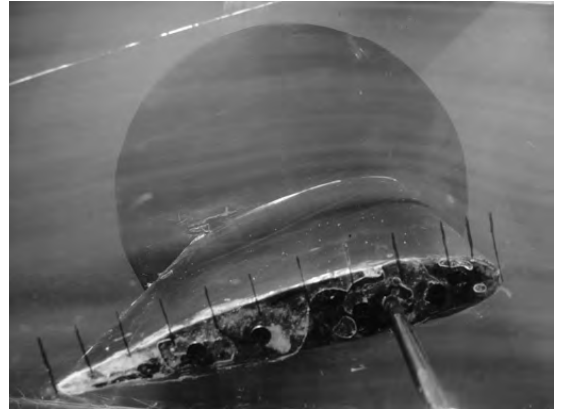
Şekil 4.57. $Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=15^\circ$ için akışa dik ses dalgalarının akışa etkisinin duman teli deneyi ile incelenmesi

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

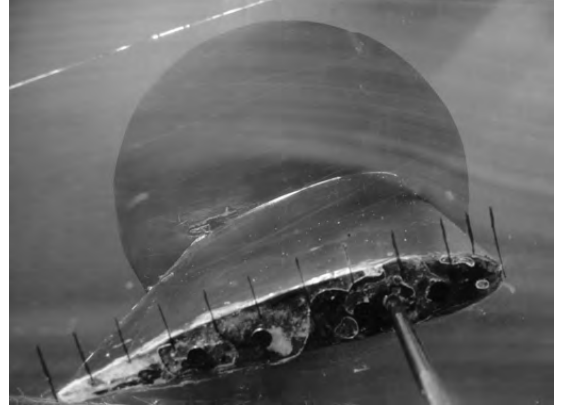
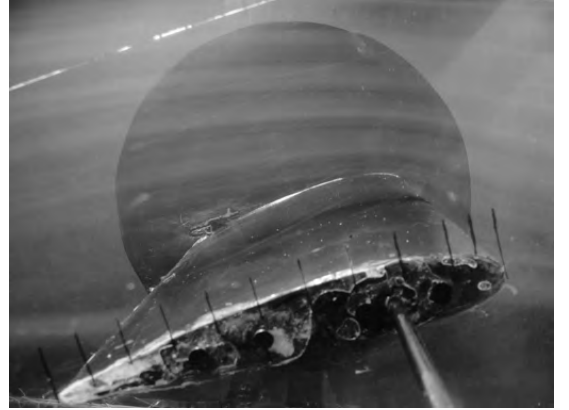
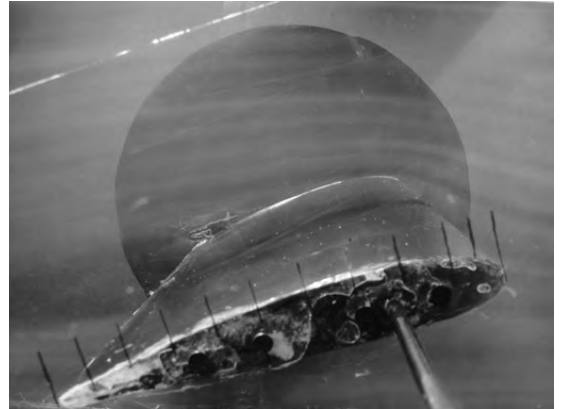
Şekil 4.58. $Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=16^\circ$ için akışa dik ses dalgalarının akışa etkisinin duman teli deneyi ile incelenmesi

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

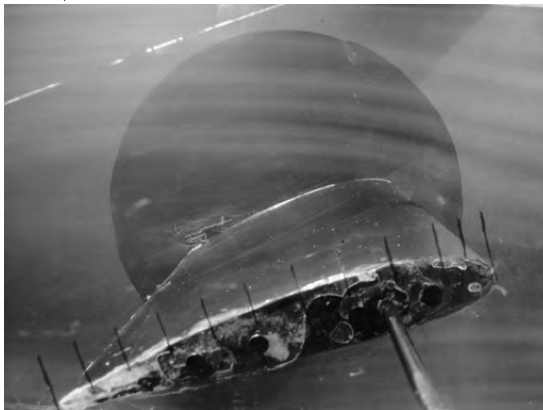
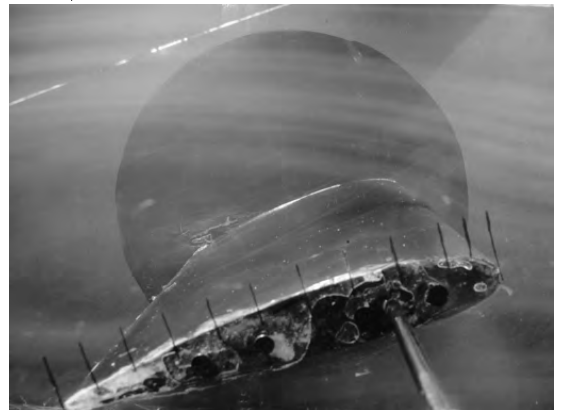
Şekil 4.59. $Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=17^\circ$ için akışa dik ses dalgalarının akışa etkisinin duman teli deneyi ile incelenmesi

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

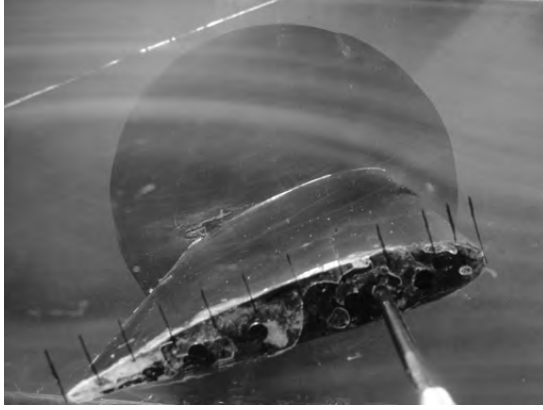
Şekil 4.60. $Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=18^\circ$ için akışa dik ses dalgalarının akışa etkisinin duman teli deneyi ile incelenmesi

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

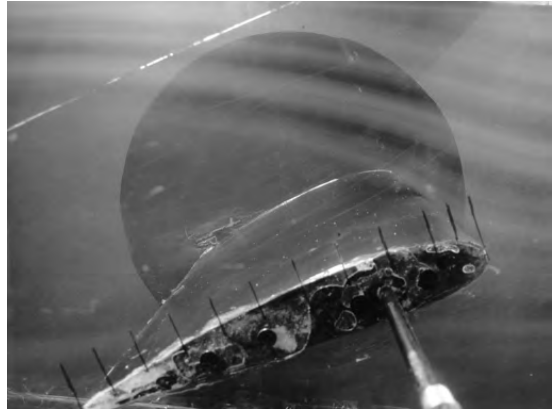
Şekil 4.61. $Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=19^\circ$ için akışa dik ses dalgalarının akışa etkisinin duman teli deneyi ile incelenmesi

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

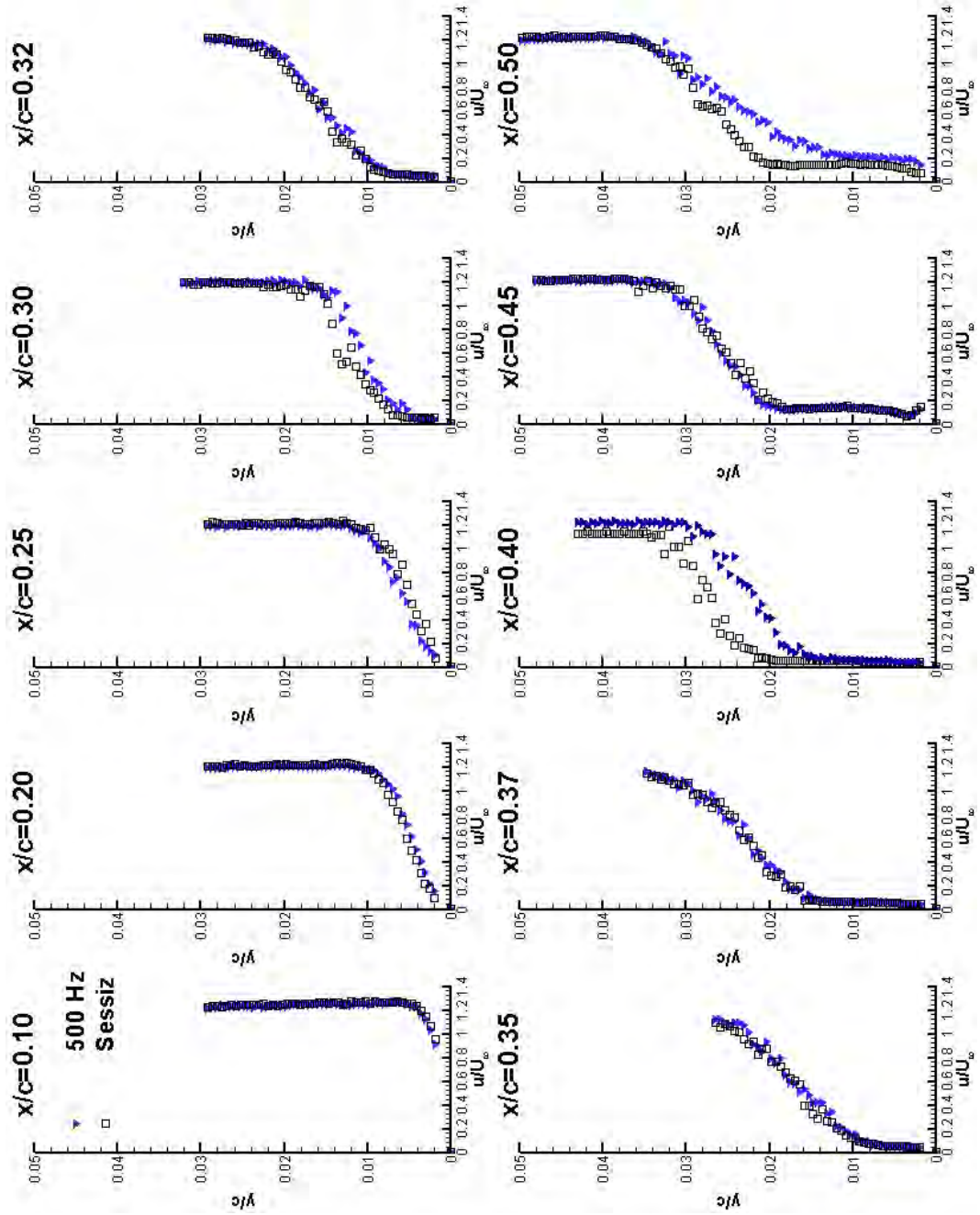
Şekil 4.64. $Re=0.75 \times 10^5$ ve $\alpha=25^\circ$ için akışa dik ses dalgalarının akışa etkisinin duman teli deneyi ile incelenmesi

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

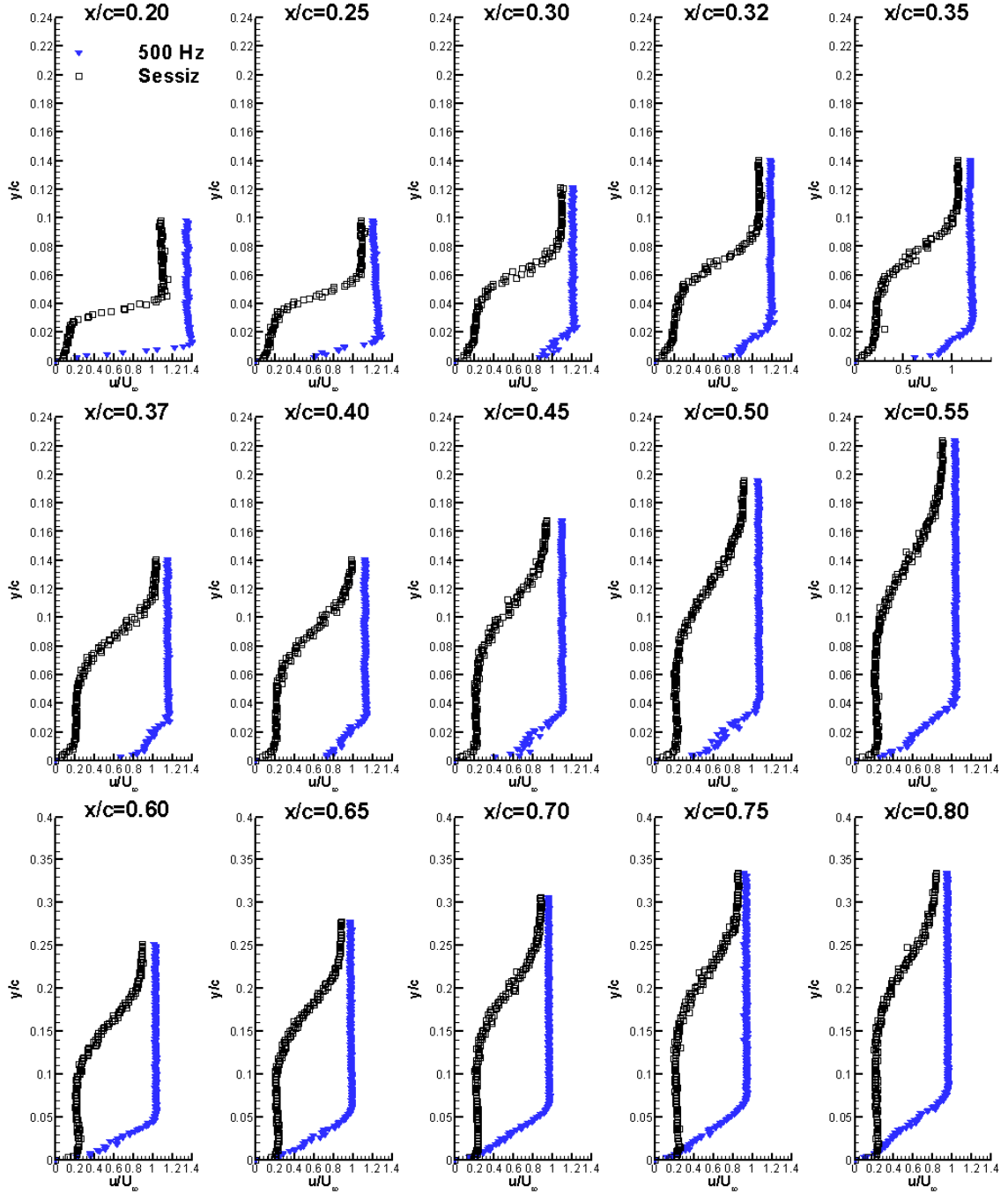
Kanat profili üzerinde oluşan hız profiline akışa dik ses dalgalarının etkisinin incelenmesi için sıcak tel anemometresiyle de deneyler yapılmıştır. Deneyler $Re=0.5 \times 10^5$ için 8° (Şekil 4.65) ve 15° (Şekil 4.66) hücum açılarında gerçekleştirilmiştir.. Akışa uygulanan frekans belirlenirken daha 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.

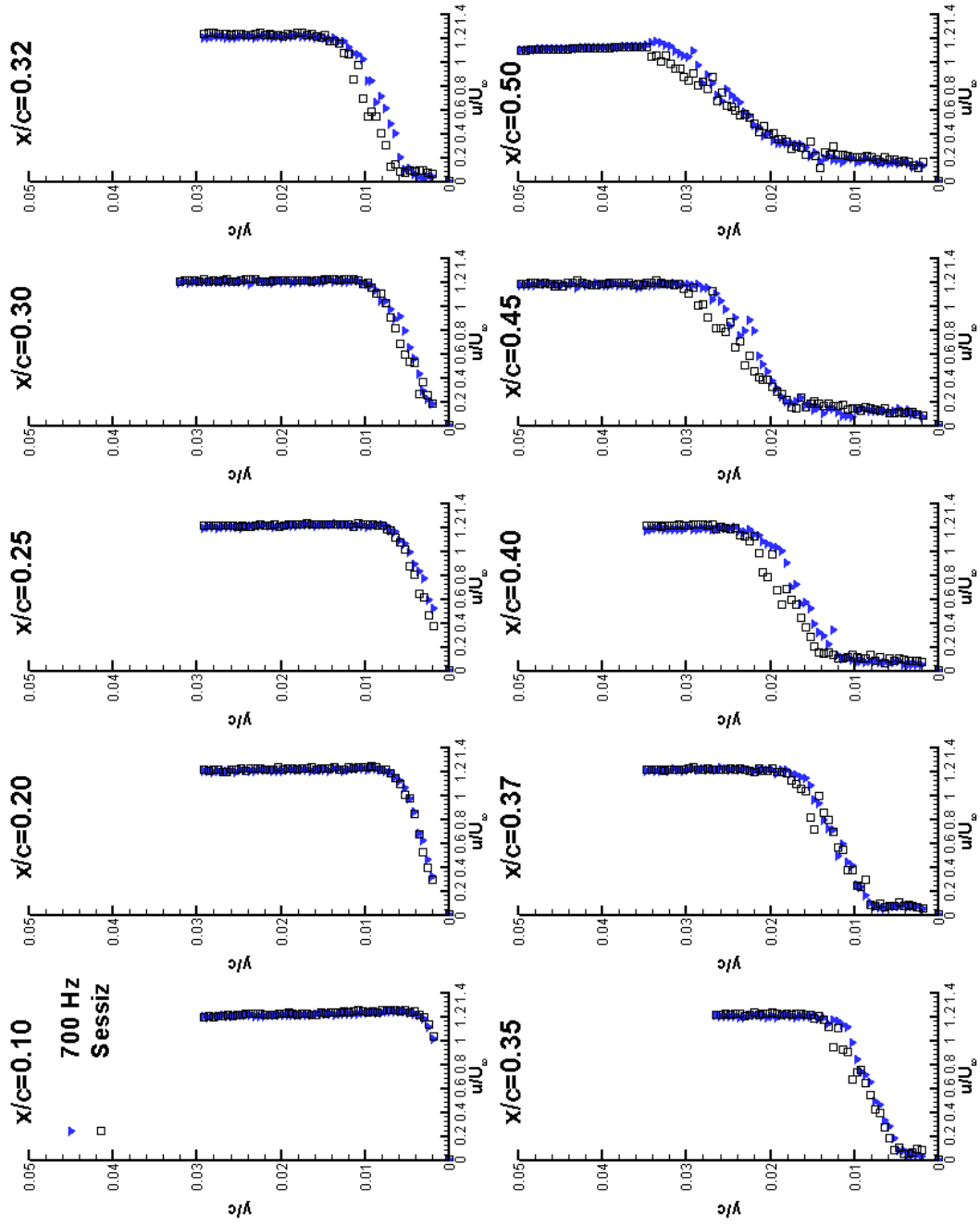
Akışa dik ses dalgalarının hız profiline etkisi Şekil 4.68'de görüldüğü gibi $Re=1 \times 10^5$ için 8° hücum açısı için de gerçekleştirilmiştir. Bu Re sayısında ise diğer deneysel yöntemlerde de en etkili frekans olan 1100 Hz ses dalgası ile akustik tahrik uygulanmıştır. Deney sonuçlarına göre bu hücum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



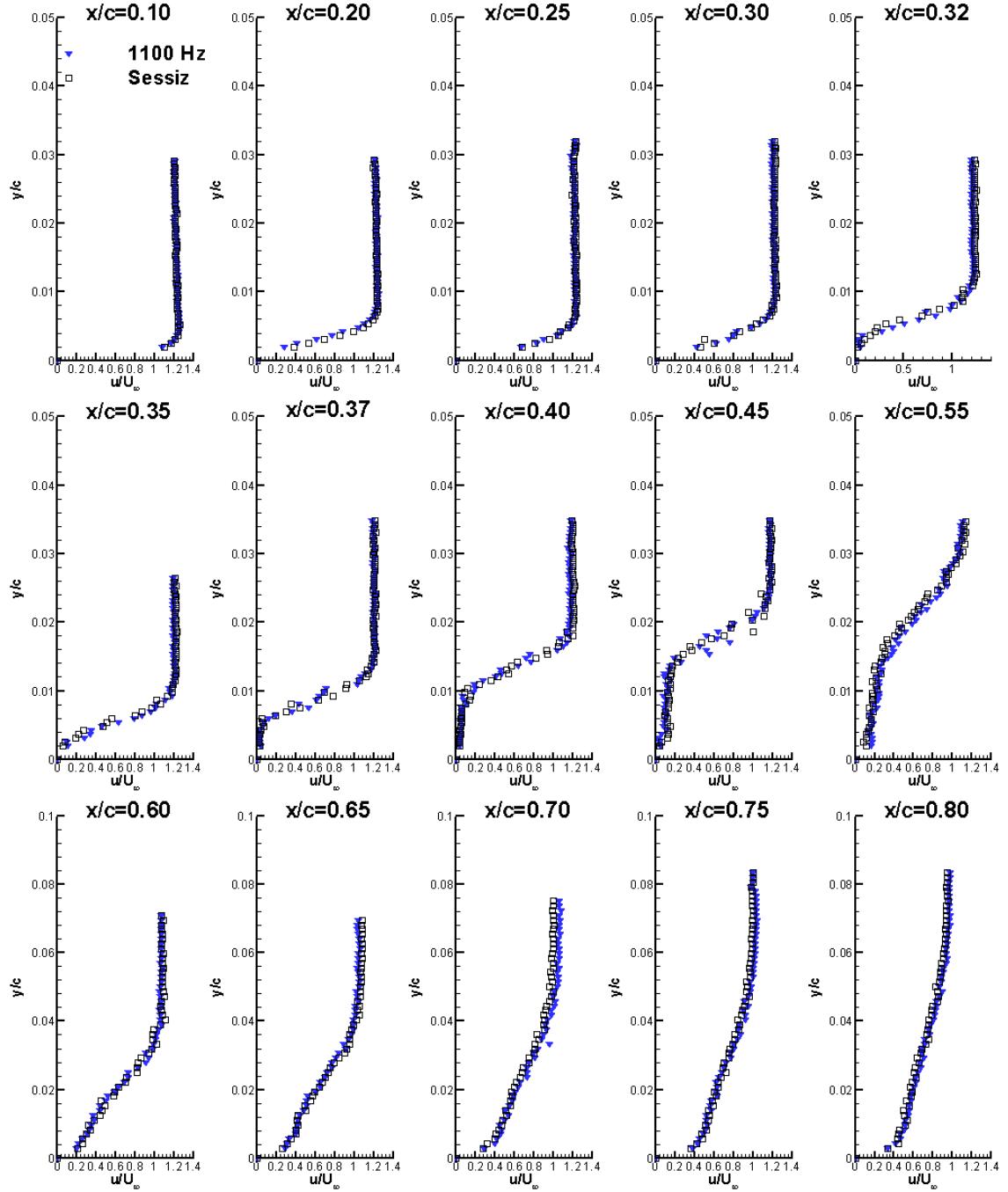
Şekil 4.65. $Re=0.5 \times 10^5$ ve $\alpha=8^\circ$ iken akışa dik ses dalgalarının kanat profili üzerinde etkisinin değişik noktalarda sıcak-tel anemometresi ile elde edilen hız profilleri ile incelenmesi



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

Sonuç olarak; kanat hücum kenarı civarında laminar akıştan türbülanslı akışa geçişin başlangıcında akış içerisinde meydana gelen akış bozulmalarının frekansları ile yakın veya bu frekansları bastırabilecek aralıkta frekanslarda ses dalgası uygulandığında akışa momentum ilavesi ile akış kontrol edilebilmiştir. Yapmış olduğumuz deneylerde özellikle basınç katsayısı ölçüm deneylerinde tutunma kaybı sonrası açılarda (örneğin, Şekil 3.1) hücum kenarında düşük frekanslardaki ses dalgaları uygulanırken bazı noktalarda akış tutunabilmiş ama bazı noktalarda tutunamamıştır. Ama belli frekanslara gelince bütün noktalarda akış tutundurulabilmiştir. Bu akışı kontrol edebilme daha sonra 900 Hz gibi belli frekanstan sonra artık etkisini kaybetmiştir. Böylelikle düşük Re sayılarında her bir Re sayısında belirli bir aralıkta akışın ayrılmasına sebep olan akış içerisindeki bozulmalar engellenmiş ve akışa ses dalgaları ile momentum ilavesi ile akış kontrol edilebilmiştir.

Ayrıca, ses dalgası uygulanmadan önce kopan girdaplar büyük olduğu için frekansları düşüktür. Belirli frekanslarda akışa paralel ve dik ses dalgaları ile akış kontrol edildiğinde ise girdap kopma olayı azaldığından veya çok küçük girdapçıklar çok sık koptuğundan kopan girdapların frekansı artmaktadır. Sonuç olarak, ses dalgası ile akustik tahrik uygulandığında artan girdap kopma frekansları akışın tutunduğu, sadece kanat firar kenarında kopan küçük girdapçıklar oluştuğu ve akışın daha kararlı bir hale geldiğini görülmüştür.

5. BÖLÜM

TARTIŞMA-SONUÇLAR ve ÖNERİLER

5.1. Giriş

Günümüzde askeri ve sivil amaçlarla kullanabilir olmaları nedeniyle insansız ve mikro hava araçlarının önemi daha da artmaktadır. Ayrıca yenilenebilir enerji kaynaklarına olan ihtiyacın artması da düşünüldüğünde enerji sıkıntıları için 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 laminar ayrılma kabarcığının oluşması gibi aerodinamik konusunda çalışan araştırmacıları bu konuda daha detaylı araştırmalar yapmak zorunda bırakmaktadır.

Laminar 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. Olumsuz etkilere sebep olan laminar ayrılma kabarcığının oluştuğu bölgenin yerinin ve kabarcığın boyutunun belirlenmesi, hem yeni kanat dizaynı hem de mevcut kanatlardaki ayrılma kabarcığını ve olumsuz etkilerini yok etmek için oldukça önemlidir. Eğer akış laminar 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 araştırmacılar da sesi kullanma isteği uyandırmıştır. Bu tez çalışmasında,

düşük Re sayılarında ses dalgalarının akışa laminar ayrılma kabarcığına etkileri Enerji Sistemleri Mühendisliği Bölümü Rüzgar Mühendisliği ve Aerodinamik Araştırma Laboratuvarında bulunan 50x50 cm² 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 ve PIV ile akış görselleştirme deneyleri kullanılarak detaylı araştırılmıştır. En genel anlamda bu tez çalışması ve projelerde elde edilen sonuçlara göre; kanat hücum kenarı civarında akış içerisinde meydana gelen akış bozulmalarının frekansları ile yakın veya bu frekansları bastırabilecek aralıkta frekanslarda ses dalgası uygulandığında akışa momentum ilavesi ile akış kontrol edilebilmiştir.

Diğer detaylı sonuçlar sonraki başlık altında özetlenmiştir.

5.2. Sonuçlar

- Ses dalgası uygulanmadan önce yapılan deneyler sonucunda düşük Re sayılarında ayrılma, türbülansa geçiş, yapışma noktaları ve ayrılma kabarcığı boyları belirlenmiştir. Düşük Re sayılarında laminar ayrılma kabarcıklarının oluştuğu ve hücum açısının artışıyla ayrılma kabarcığının hücum kenarına doğru ilerlediği ve kısa laminar ayrılma kabarcığı oluştuğu görülmüştür.
- 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 laminar 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 laminar 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 ayrılma 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 yanında 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 paralel ses dalgaları ile akış kontrolü deneylerinde ayrıca Re sayısının artışı ile etkili frekans aralığının arttığı görülmüştür.
- 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 kaybindan yumuşak (*mild*) tutunma kaybına dönüşme şeklinde olmuştur.

- Ses dalgası uygulanmadan önce kopan girdaplar büyük olduğu için frekansları düşüktür. Belirli frekanslarda akışa paralel ve dik ses dalgaları ile akış kontrol edildiğinde ise girdap kopma olayı azaldığından veya çok küçük girdapçıklar çok sık koptuğundan kopan girdapların frekansı artmaktadır. Sonuç olarak, ses dalgası ile akustik tahrik uygulandığında artan girdap kopma frekansları akışın tutunduğu, sadece kanat firar kenarında kopan küçük girdapçıklar oluştuğu ve akışın daha kararlı bir hale geldiğini görülmüştür.
- 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 ve Erciyes Üniversitesi BAP Birimi desteği ile gerçekleştirilen bu tez çalışması ile 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 aşîkardır. Bu projede elde edilen sonuçlar düşünelerek 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.

KAYNAKÇA

1. Tan, A. C. N., Auld, J.D., 1992, Study of laminar separation bubbles at low Reynolds number under various conditions, 11th Australasian Fluids Mechanics Conference, University of Tasmania, Hobart, Australia.
2. Burgman, S., Brücker, C., Schröder, W., 2006, Scanning PIV measurements of a laminar separation bubble, **Experiments in Fluids**, **41**:319-326.
3. Gaster, M., 1967, The structure and behaviour of separation bubbles, Aeronautical Research Council Reports and Memoranda, No:3595, London.
4. Hain, R., Kahler, C., Radespiel, J., 2009, Dynamics of laminar separation bubbles at low Reynolds number aerofoils, **Journal of Fluid Mechanics**, **630**:129-153.
5. Karasu, İ., 2011, Düşük Reynolds Sayılı Akışlarda Kanat Profili Üzerinde Türbülansa Geçişin ve Laminer Ayrılma Kabarcığının Deneysel ve Sayısal İncelenmesi, Erciyes Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Yüksek Lisans Tezi, Kayseri.
6. Lang, M., Rist, U., Wagner, S., 2004, Investigations on controlled transition development in a laminar separation bubble by means of LDA and PIV. **Experiments in Fluids**, **36**:43-52.
7. Mayle, R.E., 1991, The role of laminar-turbulent transition in gas turbine engines. **Journal of Turbomachinery**, **113**:509-537.
8. Swift, K., M., 2009, An Experimental Analysis of the Laminar Separation Bubble at Low Reynolds Numbers, University of Tennessee Space Institute, Msc. Thesis.
9. Tani, I., 1964, Low speed flows involving bubble separations, **Progress in Aerospace Sciences**, **5**:70-103.
10. Genç, M.S., Karasu, İ., Açıkel, H.H., 2012, An experimental study on aerodynamics of NACA2415 aerofoil at low Re numbers, **Experimental Thermal and Fluid Science**, **39**:252-264.

11. Ol, M., V., McAuliffe, B.R., Hanff, E.S., Scholz, U., Kahler, C., 2005, Comparison of laminar separation bubble measurements on a low Reynolds number airfoil in three facilities. 35th AIAA Fluid Dynamics Conference and Exhibit,
12. Yang, Z., Haan, L.F., Hui, H., 2007, An experimental investigation on the flow separation on a low-Reynolds number airfoil. 45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno Nevada.
13. Yarusevych, S., Kawall, J.G., and Sullivan, P.E., 2007, Separated Shear Layer Transition at Low Reynolds Numbers: Experiments and Stability Analysis, 37th AIAA Fluid Dynamics Conference and Exhibit, 25-28 June, Miami, Florida, USA.
14. Ricci, R., Montelpare, S., A., 2005, Quantative IR thermographic method to study the laminar separation bubble phenomenon. **International Journal of Thermal Sciences**, **44**:709-719.
15. Mohsen, J., 2011, Laminar Separation Bubble: Its structure, Dynamics and control. Chalmers University Of Technology. Research Report 2011:06.
16. Nakano, T., Fujisawa, N., Oguma, Y., Takagi, Y., Lee, S., 2007, Experimental study on flow and noise characteristics of NACA0018 airfoil, **Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics**, **95**:511-531.
17. Zhang W., Hain R., Kahler C.J., 2008, Scanning PIV investigation of the laminar separation bubble on a SD7003 airfoil, **Experiment in Fluids**, **45**:725-743.
18. Prandtl L., 1904, UG ber FluK ssigkeitsbewegung bei sehr kleiner-Reibung. Proceedings of Third International Mathematical Congress, Heidelberg, pp. 484-491.
19. Lachmann GV., 1961, Boundary layer and flow control. Its principles and application, vol. 1 and 2. NewYork: Pergamon Press.

20. Genç, M.S., Karasu, İ., Açikel, H.H., Akpolat M.T., 2012, Low Reynolds number flows and transition, Low Reynolds Number Aerodynamics and Transition, Editor: M. Serdar GENÇ , ISBN 978-953-51-0492-6, Intech-Sciyo.
21. Shan, H., Jiang, L., Liu, C., Love, M., Maines, B., 2008, Numerical study of passive and active flow separation control over a NACA0012 airfoil. **Computers & Fluids**, **37(8)**:975-992.
22. Timmer W.A., 2008, Two dimensional low Reynolds number wind tunnel results for airfoil NACA 0018, **Wind Engineering**, **32(6)**:525-537.
23. Zhou Y., Mahbub Md.A, Yang H.X, Guo H, Wood D.H., 2011, Fluid forces on a very low Reynolds number airfoil and their prediction, International Journal of Heat and Fluid Flow, 32:329-339.
24. Hu H., Yang Z., 2008, An experimental study of the laminar flow separation on a low Reynolds number airfoil, **Journal of Fluids Engineering**, **130**:051101-1 051101-11.
25. Welsh M. C., Gibson D. C., 1979, Interaction of induced sound with flow past a square leading edge plate in a duct, **Journal of Sound and Vibration**, **67(4)**:501-511.
26. Parker R., Welsh M.C., 1983, Effects of sound on flow separation from blunt flat plates, **International Journal Heat & Fluid Flow**, **4**:113-127.
27. Hourigan K., Mills R., Thompson M.C., Sheridan J., Dilin P., Welsh M., C., 1993, Base pressure coefficients for flows around rectangular plates, **Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics**, **49**:311-318.
28. Chang R. C., Hsiaot F.B., Shyu R.N., 1992, Forcing level effects of internal acoustic excitation on the improvement of airfoil performance, **Journal of Aircraft**, **29(5)**:823-829.
29. Nishioka M., Asai M., Yoshida S., 1990, Control of flow separation by acoustic excitation, **AIAA Journal**, **28**:1909-1915.

30. Zaman, K.B.M.Q., McKinzie, D.J., 1991, Control of laminar separation over airfoils by acoustic excitation, **AIAA Journal**, **29**:1075-1083.
31. Zaman K.B. M. Q., 1992, Acoustic excitation on stalled flows, **AIAA Journal**, **30**:1492-1498.
32. Zaman K.B.M.Q, Sever A.Bar, Mangalam S.M., 1987, Effect of acoustic excitation on the flow over a low-Re airfoil, **Journal of Fluid Mechanics**, **182**:127-148.
33. Suzuki S, Ishii K., 2000, Numerical simulation of the acoustic control of separation over 2D airfoils, 6th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference and Exhibit, no:1996.
34. Suzuki, S., Ishii, K., 2000a, Numerical analysis of the separation on a 2-D airfoil by acoustic excitation. **Computational Fluid Dynamics**, **9(1)**:553-556.
35. Suzuki, S., Ishii, K., 2001, 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.
36. Ishii K., Suzuki S., Adachi S., 2003, Effect of weak sound on separated flow over an airfoil, *Fluid Dynamics Research*, **33**:357-371.
37. Yarusevych S., Kawall J.G., Sullivan P.E., 2003, Effect of acoustic excitation Amplitude on Airfoil Boundary Layer and Wake Development, *AIAA Journal*, (Technical Notes):41, pp.1599-1601.
38. Yarusevych S., Sullivan P.E., Kawall J.G., 2007, Effect of Acoustic Excitation Amplitude on Airfoil Boundary Layer and Wake Development, *AIAA Journal*, **45**:760-771.
39. Yarusevych S., Kawall J. G., Sullivan P. E., 2006, Airfoil Performance at Low Reynolds Numbers in the Presence of Periodic Disturbances, *Journal of Fluids Engineering*, **128**:565-587.

40. Moss N. J., 1979, Measurements of Aerofoil Unsteady Stall Stall Properties with Acoustic Flow Control, **Journal of Sound and Vibration**, **65(4)**:505-520.
41. Fujisawa N., Takeda G., 2003, Flow Control around a Circular Cylinder by Internal Acoustic Excitation, **Journal of Fluids and Structures**, **17**:903-913.
42. Ricci R. Montelpare S. Silvi E., 2007, Study of acoustic disturbances effect on laminar separation bubble by IR thermography, *Experimental Thermal and Fluid Science*, **31**:349-359.
43. Ricci R., Montelpare S., 2009, 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**, **6**:101-125.
44. Ahuja K., K., Burrin R., H., 1984, Control of Flow Separation by Sound, AIAA/NASA 9th Aeroacoustics Conference Williamsburg, Virginia, USA, pp:1-14.
45. Çakmak, M.A., 2000, Kara taşıtlarının aerodinamik bakımdan incelenmesi, **Mühendis ve Makina**, **489**:35-41.
46. 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.
47. White, F.M., 1991, Viscous fluid flow, Second edition, McGraw-Hill Inc., New York.
48. 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.70

ÖZGEÇMİŞ

KİŞİSEL BİLGİLER

Adı, Soyadı : Halil Hakan AÇIKEL

Uyruğu : Türkiye (TC)

Doğum Tarihi ve Yeri : 19 Nisan 1986, Kahramanmaraş

Medeni Durumu : Bekâr

Tel: +90 352 437 49 01 (32138) Fax: +90 352 437 57 84

E-posta : hhacikel@erciyes.edu.tr, halilhakanacikel@gmail.com

Yazışma Adresi : Erciyes Üniversitesi Mühendislik Fakültesi Enerji Sistemleri Mühendisliği, Kayseri.

EĞİTİM

Derece	Kurum	Mezuniyet Tarihi
Yüksek Lisans	Erc. Ün. FBE Enerji Sist. Müh. ABD	–
Lisans	Erc. Ün. Müh. Fak. Makine Müh. Bölümü	2010
Lise	Ç.E.A.L., Kahramanmaraş	2004

İŞ DENEYİMLERİ

Yıl	Kurum	Görev
09/2012-Halen	Erciyes Ün. Müh. Fak. Kayseri	Arş. Gör.
2009	DSİ	Stajyer
2008	HİDROMEK Ankara	Stajyer
2008	Temsan Mak. Tek. San. ve Tic. A.Ş.	Stajyer

YABANCI DİL

İngilizce

YAYINLAR

1)M. Serdar GENÇ, İlyas Karasu, H. Hakan AÇIKEL, M. Tuğrul AKPOLAT, Low Reynolds number flows and transition, Low Reynolds Number Aerodynamics and Transition, Editor: M. Serdar GENÇ, InTech-Open Access Publishing, 2012.

2)M. Serdar GENÇ, İlyas Karasu, H. Hakan AÇIKEL, An experimental study on

aerodynamics of NACA2415 aerofoil at low Re numbers, Experimental Thermal and Fluid Science, Experimental Thermal and Fluid Science, vol 39, pp. 252-264, 2012.

3)M. Serdar GENÇ, M. Tuğrul AKPOLAT, H. Hakan AÇIKEL, İlyas KARASU, An Experimental Study of Perpendicular Acoustic Disturbances Effect on Flow Over an Aerofoil at Low Reynolds Numbers, ASME 2012 International Mechanical Engineering Congress and Exposition IMECE2012 November 9-15, 2012, Houston, Texas, USA.

4)H. Hakan AÇIKEL, M.Serdar GENÇ, M. Tuğrul AKPOLAT, İlyas KARASU, An experimental study of acoustic disturbances effect on laminar separation bubble and transition on an aerofoil at low Reynolds number, AIAA-2012-2684, 6th AIAA Flow Control Conference, New Orleans, Louisiana, USA, 25-28 June 2012.

5)İlyas KARASU, M. Serdar GENÇ, H. Hakan AÇIKEL, M. Tuğrul AKPOLAT, An experimental study on laminar separation bubble and transition on an aerofoil at low Reynolds number, AIAA-2012-3030, 30th AIAA Applied Aerodynamics Conference, New Orleans, Louisiana, USA, 25-28 June 2012.

6)H. Hakan AÇIKEL, M. Serdar GENÇ, M. Tuğrul AKPOLAT, İlyas KARASU, Düşük Re Sayılı Akışta Naca2415 Kanat Profili Üzerinde Oluşan Laminer Ayrılma Kabarcığına Akışa Paralel Ses Dalgalarının Etkisi, IV. Ulusal Havacılık ve Uzay Konferansı, 12-14 Eylül 2012, Hava Harp Okulu, İstanbul.

7)İlyas KARASU, M. Serdar GENÇ, H. Hakan AÇIKEL, M. Tuğrul AKPOLAT, Düşük Re Sayılı Akışlarda Naca2415 Kanat Profili Üzerinde Oluşan Laminer Ayrılma Kabarcığının Deneysel İncelenmesi, IV. Ulusal Havacılık ve Uzay Konferansı, 12-14 Eylül 2012, Hava Harp Okulu, İstanbul.