T.C.
ERCİYES ÜNİVERSİTESİ
BİLİMSEL ARAŞTIRMA PROJELERİ
KOORDİNASYON BİRİMİ

DEĞİŞİK KESİTLER ETRAFINDAKİ AKIŞIN RÜZGAR TÜNELİNDE İNCELENMESİ

Proje No: FBA-08-574

NORMAL ARAŞTIRMA PROJESİ

SONUÇ RAPORU

Proje Yürütücüsü:
Yrd. Doç. Dr. Serpil ÖZKILIÇ
Mühendislik Fakültesi

Araştırmacı:
Doç.Dr. M. Serdar GENÇ
Özlem YILDIZ
Mühendislik Fakültesi

Mayıs 2013

KAYSERİ

TEŞEKKÜR

Projenin her aşamasında destek veren saygıdeğer hocalarımız Prof. Dr. Hüseyin YAPICI, Prof. Dr. Beşir ŞAHİN, Prof. Dr. Ünver KAYNAK'a teşekkürlerimizi sunarız.

Ayrıca rüzgar tünelinin tasarımı ve üretimi aşamasında yardımlarından dolayı Niğde Üniversitesi'nden Doç. Dr. Y. Erkan AKANSU ve Mehmet ÖZMERT'e ayrıca teşekkür ederiz.

Bilimsel Araştırma Projeleri Birimine desteğinden dolayı teşekkür ederiz.

İÇİNDEKİLER

TEŞEKKÜR i

ÖZET iii

ABSTRACT iv

SEMBOLLER LİSTESİ v

TABLOLAR LİSTESİ vi

ŞEKİLLER LİSTESİ vii

1. BÖLÜM

GİRİŞ 1

2. BÖLÜM

GENEL BİLGİLER ve LİTERATÜR ARAŞTIRMASI 3

3. BÖLÜM

DEĞİŞİK KESİTLER ETRAFINDAKİ AKIŞ 17

3.1. Giriş 17

3.2. Kanat profili etrafındaki akış 19

3.3. Kare kesitli küt cisim etrafındaki akış 32

4. BÖLÜM

SONUÇLAR 38

4.1. Sonuçlar 38

KAYNAKLAR 40

ÖZET

İnsansız hava araçları ve rüzgar türbinlerindeki gelişmeler neticesinde son yıllardaki aerodinamik araştırmalar, düşük Re sayılı akımların kontrolü ve yüksek taşıma elde edilmesi gibi konular üzerinde yoğunlaşmaktadır. Bu projede, bu güncel konularda deneysel incelemeler yapılmıştır. Yapılan deneyler sonucunda düşük Re sayılarında ayrılma, türbülansa geçiş, yapışma noktaları ve ayrılma kabarcığı boyları belirlenmiştir. Düşük Re sayılarında laminer ayrılma kabarcıklarının oluştuğu ve hücum açısının artışıyla ayrılma kabarcığının hücum kenarına doğru ilerlediği ve kısa laminer ayrılma kabarcığı oluştuğu görülmüştür.

Anahtar Kelimeler: Ayrılma kabarcığı, aerodinamik, kanat profili, küt cisim, rüzgar tüneli.

ABSTRACT

As a result of development on micro air vehicles and wind turbines, aerodynamics research in the last decades has been increasingly concentrated on low Re number flow control and high lift production. In this project, experimental investigations related with these subjects are presented. As a result of the experiments, at low-Re number flows separation, transition to turbulence, reattachment points and the separation bubble lengths were determined. It was shown that at low Reynolds numbers laminar separation bubbles are occurred, as the angle of attack was increased leading edge separation bubble was moved toward the trailing edge and short bubble was occurred.

Keywords: Separation bubble, aerodynamics, aerofoil, bluff body, wind tunnel.

SEMBOLLER LİSTESİ

Sembol	Anlamı	Birimi
c	Veter uzunluğu	m
P	Basınç	Pa
α	Hücum açısı	$^\circ$
ρ	Yoğunluk	kg/m^3
V_∞	Serbest akım hızı	m/s
C_p	Basınç katsayısı	–
C_L	Kaldırma katsayısı	–
C_D	Sürükleme 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_{C_P}	Basınç katsayısının belirsizliği	–
U_{C_L}	Kaldırma katsayısının belirsizliği	–
U_{C_D}	Sürükleme katsayısının belirsizliği	–
U_{C_M}	Moment katsayısının belirsizliği	–
St	Strouhal sayısı	–
PSD	Güç spektrum yoğunluğu	–
PIV	Particle Image Velocimetry	–
SSA	Sabit Sıcaklık Anemometresi	–

ŞEKİLLER LİSTESİ

Şekil 3.1. PIV sistemi ve deneyler için tünelin ve ekipmanları hazırlanışı [1] 18

Şekil 3.2. Kanat üzerinde oluşan hız vektörleri (Re=0.5x10^5 ve α=8°) . . . 20

Şekil 3.3. Kanat üzerinde oluşan akım çizgileri ve hız konturleri (Re=0.5x10^5 ve α=8°) 21

Şekil 3.4. Kanat üzerinde oluşan hız vektörleri (Re=0.5x10^5 ve α=12°) . . . 22

Şekil 3.5. Kanat üzerinde oluşan akım çizgileri ve hız konturleri (Re=0.5x10^5 ve α=12°) 23

Şekil 3.6. Kanat üzerinde oluşan hız vektörleri (Re=0.5x10^5 ve α=18°) . . . 24

Şekil 3.7. Kanat üzerinde oluşan akım çizgileri ve hız konturleri (Re=0.5x10^5 ve α=18°) 25

Şekil 3.8. Kanat üzerinde oluşan hız vektörleri (Re=0.75x10^5 ve α=8°) . . . 26

Şekil 3.9. Kanat üzerinde oluşan akım çizgileri ve hız konturleri (Re=0.75x10^5 ve α=8°) 27

Şekil 3.10. Kanat üzerinde oluşan hız vektörleri (Re=0.75x10^5 ve α=12°) . . 28

Şekil 3.11. Kanat üzerinde oluşan akım çizgileri ve hız konturleri (Re=0.75x10^5 ve α=12°) 29

Şekil 3.12. Kanat üzerinde oluşan hız vektörleri (Re=0.75x10^5 ve α=18°) . . 30

Şekil 3.13. Kanat üzerinde oluşan akım çizgileri ve hız konturleri (Re=0.75x10^5 ve α=18°) 31

Şekil 3.14. Kare levha üzerinde oluşan PIV görüntüleri (Re=0.50x10^5 ve α=8°) 32

Şekil 3.15. Kare küt cisim etrafındaki akışın oluşan hız vektörleri (Re=0.50x10^5 ve α=8°) 33

Şekil 3.16. Kare küt cisim etrafındaki akışın oluşan hız konturları (Re=0.50x10^5 ve α=8°) 34

Şekil 3.17. Kare küt cisim etrafındaki akışın PIV görüntüleri (Re=0.50x10^5 ve α=8°) 35

Şekil 3.18. Kare küt cisim etrafındaki akışın oluşan hız vektörleri (Re=0.50x10^5 ve α=8°) 36

Şekil 3.19. Kare küt cisim etrafındaki akışın oluşan hız konturları (Re=0.50x10^5 ve α=8°) 37

1. BÖLÜM

GİRİŞ

Akım görünürlülüğü ve cisimler etrafındaki akımların incelenmesi akışkanlar mekaniğinde, dolayısıyla aerodinamikte karmaşık akımların fiziksel yapısının incelenmesi için uygulanan bir metottur. Bu metodun en iyi uygulanabildiği deney ortamı ise rüzgar tünelidir. Akışkan kullanan bir çok cihaz ve akım makinesinin performansı akımın yüzeyden ayrılması olayı ile sınırlandırılmıştır. Yüzeyden ayrılma olayı akım alanında çeşitli düzensizlikler meydana getireceği için sistemin verimine ve çalışma performansına etki etmektedir. Bu nedenle akım ortamında yüzeyden ayrılma olayının olup olmadığının bilinmesi oluyorsa ne zaman ve hangi noktalarda oluştuğunu tespiti akışkan mühendisliğinin en önemli problemlerinden birisidir. Rüzgar tüneli vasıtasıyla bir çok cisim etrafındaki akım alanının gelişimi izlenebilmektedir. Bu deneysel çalışmaların gerçekleştirilmesi için rüzgar tüneli ile akım görünürlülüğü test ekipmanları ve ölçüm sistemlerine ihtiyaç vardır.

Bu projenin amacı; Erciyes Üniversitesi Enerji Sistemleri Mühendisliği Bölümü'nde kurulan Rüzgar Mühendisliği ve Aerodinamik Laboratuarındaki rüzgar tüneline yeni ekipmanlar alarak bu ekipmanlar ile değişik kesitli profiller etrafındaki akışı incelemektir.

Akışkanlar Mekaniği Laboratuarları'nın amacı; kendi alanlarında birinci seviyede ulusal standartları oluşturmak, muhafaza etmek, uluslararası karşılaştırmalı ölçümler ile doğruluğun diğer ülkelerin ulusal standartları ile aynı seviyede olduğunu kanıtlamak ve ikinci seviye kalibrasyon laboratuarlarından gelen kalibrasyon taleplerini karşılamak suretiyle, izlenebilirliğin ülke çapında aktarılmasını sağlamaktır. Bu tür laboratuarlar, öğrencilere temel akışkanlar mekaniği

kavramlarını ve prensiplerini deneysel olarak açıklamak amacıyla gerekli deney düzenekleriyle donatılmalıdır. Bu deney düzeneklerinden bazıları; akış izleme sistemi, zorlanmış vorteks, Reynolds, laminer akış masası ve türbin test düzenekleridir. Bu proje kapsamında daha önce FBA-07-03 ve FBA-07-12 kodlu araştırma projeleri ile kurulan rüzgar tüneline bütçe dahilinde proje önerisinde düşünülen ekipmanlardan sadece duman cihazı alınabilmiş ve tünelin lisansüstü çalışmalara daha iyi cevap verebilmesini sağlanmaya çalışılmıştır. Satın alınan bu cihazla 110M068 nolu TÜBİTAK Projesi ve birkaç tane yüksek lisans tezi'nde kanat etrafındaki akış için deneyler yapılmış ve ayrıca değişik kesitler (kare küt cisim) üzerindeki akış ve ayrılmalar görülmüştür.

2. BÖLÜM

GENEL BİLGİLER ve LİTERATÜR ARAŞTIRMASI

Özkılıç [2] tarafından yapılan çalışmada; yüzeyden ayrılma olayı ile beraber kuvvetli ters basınç gradyantında küçük yüzey düzgünsüzlüklerinin türbülans sınır tabakaya etkileri, sınır tabaka gelişimi ve Lag Entrainment İntegral Metodu incelenmiştir. Sarıoğlu, Akansu ve Yavuz [3–7], küt cisimler etrafındaki akışı düşük Re sayılarında açık çevrimli rüzgar tünelinde deneysel olarak incelemişlerdir. Hücum açıları ve plaka açılarının basınç dağılımı ve girdap kopması olayına etkileri araştırılmıştır. Küt cisimler etrafındaki akışta değişik engellerin basınç dağılımına, sürükleme ve kaldırma katsayılarına ve girdap kopması olayına etkisi incelenmiştir.

Norberg [8] çalışmasında; Re sayısının 50 ila 40,000 değerleri civarında, en/boy oranının etkilerini, düşük blokaj oranlarında, silindir çapının arka plaka çapına olan farklı oranlarını incelemiştir. Araştırmada iki önemli konu, St sayısı ve ortalama temel emme katsayısı üzerinde durmuştur. Paranthoen ve arkadaşları [9], dairesel bir silindir ve düz bir şerit etrafında iki boyutlu sabit ve iki boyutlu periyodik iz bölgesinde çalışmalar yapmışlardır. Sıcak tel ve lazer dopler anemometreleriyle yapılan hız ölçümleri karşılaştırılmıştır. İzotermal durumlarda, havada takribi iz de hız alanının detaylı ölçümleri gösterilmiştir. Bu ölçümler ayrıca başlangıçtaki kararsızlığın, kesme tabakalarının mukavemet özellikleriyle ve devir daimli bölge sonundaki kesme tabaka aralıklarıyla ilgili olduğunu göstermektedir.

Akins, Hottle ve Reinhold [10] tarafından yapılan bir çalışmada,; küt cisimler etrafındaki akım alanlarının detaylarının anlaşılması ve bu akımlarla ayrılmış bölgelerin birleşmesi konusu üzerinde durulmuştur. Ayrılmış kesme tabakalarının yapısının incelenmesi ve ayrılmış akım bölgelerinin birleşmesi için ölçümler, lazer

dopler hız ölçer kullanılarak ölçülmüştür. Sonuçta termal anemometreye göre LDV sisteminin, zıt akımların ve bu nedenle oluşan yüksek lokal türbülans şiddetinin ölçümlerinde yetenekli olduğu ispatlanmıştır. Olsen ve Rajagopalan [11], biri eksenel yarıklı, biri konkav çentikli, biri hem eksenel yarıklı hem de konkav çentikli, diğeri ise normal dört farklı dairesel silindir kullanmışlardır. Rüzgar tünelinde gerçekleştirilen deneysel çalışma, öncelikle St sayısıyla birlikte Re sayısının değişiminin ölçümünü, ikinci olarak sürükleme katsayısından tahmin edilen ortalama hız dağılımlarının ölçümünü ve son olarak da bazı silindirler için x/D=5'de sıcak tel izlerinin incelenmesini içermektedir. Ve sonuçta değiştirilmemiş dairesel silindirle, değiştirilmiş silindirler karşılaştırılmış ve 1993'de Popiel ve arkadaşları tarafından yapılan çalışma sonuçlarıyla mukayese edilmiştir.

Weickgenannt ve Monkewitz [12] tarafından yapılan araştırmada, küt tabanlı cisim arkasına monte edilen diskin sürükleme üzerindeki etkisi ve ReD =1,47x105 sayısındaki esas basıncın etkisi incelenmiştir. Re sayısı silindirin çapı ve serbest akım hızına bağlıdır. Silindir ve kontrol diskinin çapları arasındaki oran d/D=0,8 kabul edilmiştir. Ohya [13] açık alanda yaptığı deneyde, 4 adet 9m'lik direk üzerine ölçüm çerçevesiyle birlikte, silindirleri yatay biçimde plakalar yardımıyla yerleştirerek , atmosferik türbülansta silindirlerin sürüklenmesini incelemiştir. Ölçüm çerçevesi kendi ekseni etrafında dönerek, silindirlerin daima rüzgar yönüne doğru olmasını sağlamaktadır. Silindirlerin sonuna yerleştirilen iki yükleme hücresi silindirler üzerindeki sürüklenmeyi ölçer. Ölçüm çerçevesi altına ve üstüne yerleştirilen anemometrelerle de rüzgar hızı ölçülmektedir. Ayrıca bir rüzgar tünelinde yapılan deneyle de elde edilen sonuçlar incelenmiştir. Rüzgar tüneli 2 m yükseklik, 4 m genişlik ve 6 m uzunlukta bir dikdörtgen test kesitine sahiptir. Tünel türbülansı yaklaşık %0,12 şiddetindedir. Ölçümler iki adet üç kulplu anemometreler yardımıyla yapılmıştır. Deneyin sonunda; atmosferik ortamda yapılan ölçümlerin, rüzgar tünelinde düzgün akımla yapılan ölçümlerle hemen hemen aynı olduğu tespit edilmiştir.

Yüksek Reynolds sayılı akışlarda laminer sınır tabaka türbülansa geçişi hızlı bir şekilde gerçekleşebilir. Bu da yüksek Reynolds sayılı akışların ters basınç gradyentlerini asgari düzensizlikle yenebilmelerinden kaynaklanır [14]. Düşük Re

sayısı söz konusu olduğunda ise bir çok deneysel veri akış ayrılmasını ve geçiş bölgesi içinde tekrar tutunmayı göstermektedir [14–28]. Gaster [16] laminer ayrılma kabarcıkları üzerine sabit sıcaklık anemometresi kullanarak deneysel bir çalışma yapmıştır. Bu çalışma geniş bir Re sayısı aralığında gerçekleştirilmiştir. Bu çalışmada kısa laminer 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 laminer ayrılma kabarcığı ya da türbülanslı tekrar tutunma kabarcığı adı verilir [20]. Laminer ayrılma kabarcıkları uzun ve kısa olarak ikiye ayrılabilir. Laminer ayrılma kabarcığının konumu ve boyutu kanat profilinin, hücum açısının, serbest akım türbülansının ve Re sayısının fonksiyonudur [21, 22]. Laminer ayrılma kabarcığı hücum açısının artmasıyla hücum kenarına ilerler ve akım yönünde küçülür. Bu tür laminer ayrılma kabarcıklarına kısa laminer ayrılma kabarcığı adı verilir [22]. Bu tarz bir laminer 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 laminer ayrılma 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 [22].

Genç ve arkadaşlarının [23] yaptıkları deneysel çalışmada Re=0.5x10^5 ve α=12°'de uzun laminer ayrılma kabarcığı görülmüştür. Bu durum α=4° ve α=8 'de oluşan kısa laminer ayrılma kabarcıklarının 12° hücum açısında patlayarak uzun ayrılma kabarcığı oluşturduğunu göstermektedir. Bu durum kanat üzerinde oluşan basınç dağılımından da açıkça görülebilmektedir. Laminer ayrılma kabarcığı, düşük kaldırma kuvveti, yüksek sürükleme kuvveti, hava araçlarında düşük stabilite, titreşim ve gürültü gibi kötü etkilere neden olabilir [27–30]. Tan ve Auld [14] düşük Re sayılarında Wortmann FX67-150K kanat profil etrafında değişik

koşullarda oluşan laminer ayrılma kabarcığının davranışını incelemişlerdir. Yapılan bu çalışmada Re sayısı, hücum açısı ve türbülans şiddetine göre kanat üstünde oluşan laminer ayrılma kabarcığının karakteristikleri incelenmiştir. Örneğin 2x10^5 Re sayısında hücum açısı 0°'de ayrılan akımın yüzeye yapışamadığı fakat Re sayısı arttıkça yapışmanın gerçekleştiği ve laminer ayrılma kabarcığının boyunun kısaldığı gözlemlenmiştir. Benzer şekilde türbülans seviyesinin artması da laminer ayrılma kabarcığının boyunu küçülttüğü gözlemlenmiştir. Örneğin kanadın alt kısmı için hücum açısı α=-2.7° ve türbülans şiddeti % 0.127 ve Re sayısı 1x10^5 iken laminer ayrılma kabarcığının uzunluğu kort boyunun %20 si, yüksekliği kort boyunun %10'u kadardır ve Re sayısı 3x10^5 iken kabarcığın uzunluğu kort boyunun %10'u, yükseklik ise kort boyunun %0.04'ü kadar olduğu saptanmıştır. Sınır tabakanın kontrolü kavramı ilk kez Prandtl [31] tarafından ortaya atılmıştır. Bu çalışmadan sonra sınır tabakanın kontrolü 1960'ların başında Lachmann [32] tarafından çalışılmaya başlanmıştır. Akış kontrol metotları aktif ve pasif kontrol metotları olarak ikiye ayrılmıştır [33]. Aktif akış kontrolü serbest akıma veya sınır tabakaya doğrudan bir enerji ilavesi ile yapılabilmektedir. Pasif kontrol metodu geometrik kusurlar veya yüzey pürüzlülüğünün arttırılmasıyla gerçekleştirilebilir. Pasif kontrol yöntemleri basit ve ucuz olabilir ama kendi dezavantajları vardır. Bu tür geometrik bozukluklar sürükleme kuvvetini artırırlar ve ayrıca laminer ayrılma kabarcığının ve pürüzlülük elemanının yerleri sabittir [27, 28]. Shan ve arkadaşları [34] 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 laminer 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 [35] düşük Re sayılarında NACA 0018 kanat profili etrafındaki akışı rüzgar tünelinde balans sistemi ile 2 boyutlu deneysel bir çalışma gerçekleştirmiştir. Bu çalışmada C_L, C_D, C_M değerleri bulunmuş, laminer ayrılma kabarcığının gürültü etkisi incelenmiştir.

Bu çalışmada deneyler 1.5x10^5, 3x10^5, 5x10^5, 7x10^5 ve 10x10^5 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 laminer ayrılma kabarcığını önleyebilmek için kanadın alt yüzeyine zig-zag yapıya sahip bir bant çekilmiş ve bu bant laminer ayrılma kabarcığının boyutunu küçültmüş ve laminer ayrılma kabarcığının gürültüye sebep olduğu da gösterilmiştir.

Zhou ve arkadaşları [36] 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 5.3x10^3-51x10^3 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 10.5x10^3 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 5.3x10^3 Re sayısında 10° ve 15° hücum kenarına yakın bölgede oluşan ayrılmanın kanada tekrar yapışmadığı, 10.5x10^3 Re sayısında 10° hücum açısında ayrılan akış yüzeye tekrar yapışırken 15° hücum açısında yüzeye tekrar yapışma gerçekleşememiştir. Hu ve Yang [37] yapılan bu çalışmada laminer akış ayrılmalarını PIV (Particle İmage Velocimetry) yardımıyla incelemişlerdir. Bu deneysel çalışmaları test odası 30x30 cm^2, kapalı devre ve düşük hızlı rüzgar tünelinde 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 oluştuğu 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 oluştuktan 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 [38] 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 [39] düz plaka etrafındaki akımda akustik uyarmanın etkisini göstermek için rüzgar tünelinde 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 laminer ayrılma kabarcığını ve ayrılan akımın geri yapışma noktalarını incelemişler ve akustik uyarma ile laminer ayılma kabarcığının yerinin ve boyutlarının değiştiğini ayrıca geri yapışma noktalarının konumlarının hücum kenarına doğru kaydığını göstermişlerdir.

Hourigan ve arkadaşları [40] 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 mikrofon yerleştirilmiştir. Euler sayısı (Eu) serbest akım hızının akustik parçacık hız büyüklüğünün karesi ile doğru orantılı olduğundan dolayı sabit Eu sayısında uygulanan akustik kuvvet de sabittir mantığıyla yola çıkılmıştır. 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 [41] 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 3x10^5'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 sürükleme 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 [42] 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 tünelinden elde edilen serbest akım hızı 4 m/s ve buna karşılık gelen Re sayısı da $4x10^4$'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. Hücum kenarı ayrılmalarının akustik uyarma ile kontrolü için deneyler 8°, 10°, 12° ve 14°'de gerçekleştirilmiş ve değişik frekanslarda hücum kenarına yakın bölgede daha fazla enerjiye sahip girdaplar oluştuğu ve bu fazla enerjinin de akımın tekrar yapışmasını kolaylaştırdığı tespit edilmiştir. 8°'de 600 Hz 200 Hz'den daha etkili iken, 12°'de 200 Hz 600 Hz'den daha etkili ve 14°'de ise 100 Hz'in 200 Hz'den daha etkili olduğu tespit edilmiştir. Ayrıca 12°'de akustik uyarı olmaksızın oluşan ayrılma kabarcığının boyunu 600 Hz yarıya düşürürken 200 Hz üçte birine düşürmüştür.

Zaman ve McKinize [43, 44] 12.7 cm veter boyuna sahip LRN-1-1007 ve 25.7 veter boyuna sahip Wortmann FX kanat profillerinde görülen laminer ayrılmalar üzerinde akustik uyarmanın etkisini araştıran deneysel bir çalışma yapmışlardır. Bu çalışma, Re sayısı $1x10^5$'in altında ve değişik hücum açılarında gerçekleştirilmiştir ve yapılan kararlılık analizlerinde bu durumlarda görülen ayrılmaların laminer 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 mikrofon ve hız çalkantılarının ölçmek için de sıcak tel anemometresi kullanılmıştır. Akustik uyarma yapılmadan deneyler, $0.25x10^5$, $0.35x10^5$, $0.5x10^5$, $0.75x10^5$, $1x10^5$ Re sayılarında hücum açıları -8°'den 24°'ye

değişecek şekilde yapılmıştır. Tutunma kaybı açıları, laminer ayrılma kabarcığı bölgeleri ve C_L değerleri tespit edilmiştir. Bu deney sonuçlarına göre laminer ayrılma kabarcığının özellikle LRN-1-1007 kanat profilinde 0.5x10^5 Re sayısında α=6°'de etkili olduğu tespit edilmiştir. Bu yüzden de deneyler bu Re sayısında ve hücum açısında yapılmıştır. Akustik uyarma ile yapılan deneylerde, 50x10^3 Re sayısında α=6°'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 [45] bir başka çalışmalarında LRN-(1)-1007 kanat profili üzerindeki akışa ses dalgalarının etkisini deneysel olarak incelemişlerdir. 0.4x10^5 ile 1.4x10^5Re 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; 0.4x10^5 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. 0.4x10^5 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 değerin 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.

Suziki ve Ishii [46–49] 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 1x10^5 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.

Yarusecych ve arkadaşları [50, 51] 30 cm vetere ve 88 cm genişliğe sahip NACA0025 kanat profilinin laminer 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 2x10^5 Re sayısında laminer ayrılma kabarcığı 0.45 x/c ile 0.62 x/c arasında olurken 150x10^3 Re sayısında laminer ayrılma kabarcığı 0.4 ila 0.66 x/c arasında bulunmuş fakat 1.43x10^5 ve Re sayısında yüzeyden ayrılan akımın yüzeye tekrar yapışamadığı tespit edilmiştir. Akustik uyarma ile yapılan deneyler de ayrılan akım yüzeye yapışmadan ve yapıştığı durumu yani laminer 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. α=5°'de 1x10^5 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. α=5°de 1.5x10^3 Re sayısında 445 Hz frekansta (SPL=106 dB) laminer ayrılma boyunda çok küçük bir küçülme olsa bile kayda değer bir etki saptanmamıştır. Akustik uyarmada 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 değerin üstünde artsa bile etkinin azaldığıdır; örneğin 100x10^3 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 [52], 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 0.57x10^5, 1x10^5, 1.5x10^5 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 ayrılmalar üzerinde olumlu yönde etki eden etkili frekans aralıkları ve optimum frekanslar belirlenmiştir. 0.57x10^5 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. 1x10^5 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 1x10^5 Re sayısında, 10°'de görülen laminer ayrılma için etkili frekans aralığı 370-600 Hz, uygun değer frekans ise 450 Hz olarak saptanmıştır. Bulunan bu sonuçlar yapılan diğer çalışmalarla uyuşmaktadır. 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 sürükleme katsayısını göstermek üzere; 0.57x10^5 Re sayısında; 0° hücum açısında C_{Da}/C_{D0} değeri 0.62, C_{Db}/C_{D0} değeri 0.48, 1x10^5 Re sayısında 5°'de C_{Da}/C_{D0} değeri 0.39, C_{Db}/C_{D0} değeri de 0.39, 1x10^5 Re sayısında 10° C_{Da}/C_{D0} ve C_{Db}/C_{D0} değerleri 0.25 elde edilmiştir. Moss [53] akustik akış kontrolü ve dinamik tutunma kaybı konularında deneysel çalışma gerçekleştirmiştir. Bu çalışma 100x10^3 Re sayılarında 0-18° 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 üzerindekinde 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 0.1x10^5 için laminer 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 [54] silindir etrafındaki akışa içten uygulanan ses dalgalarının sürekleme kuvveti üzerine etkisini araştıran deneysel bir çalışma gerçekleştirmiştirler. 9x10^3 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 [55, 56] E205 ve WT01 kanat profilleri üzerindeki akışı farklı bir yöntem olan termoğrafik yöntemle inceleyen deneysel çalışma yapmışlardır. 1x10^5 Re sayısında gerçekleşen bu deneylerde kanada rüzgar tünelinin ön kısmından ses dalgaları yollanmıştır. E205 kanat profili için laminer ayrılma kabarcığına etkisi ayrıca WT01 kanat profili için elastik membranlı bir sistem kanat kort boyunun %16 ila %24 arasına yerleştirilerek titreme yaptırılarak laminer 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 laminer ayrılma kabarcığı gözlemlenmiş, 200 Hz ses dalgası uygulandığında ise bu laminer ayrılma kabarcığı tamamen yok edilemese bile hem bölgesi hem de boyunda değişmeler gerçekleşmiştir. Örneğin laminer 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 [57] 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 dolaysıyla 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.

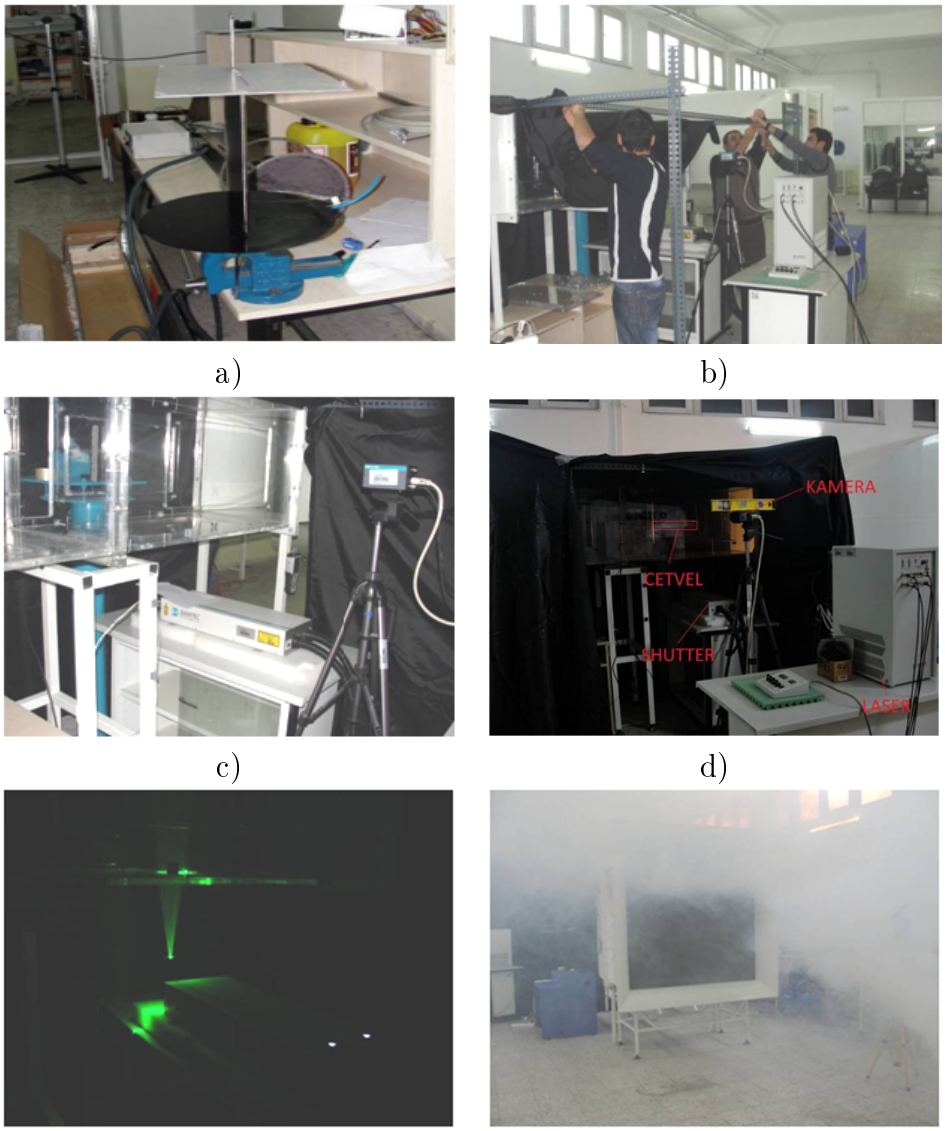
3. BÖLÜM

DEĞİŞİK KESİTLER ETRAFINDAKİ AKIŞ

3.1. Giriş

Akış görüntüleme için kullanılan en yaygın yöntemlerden biri olan Parçacık Görüntülü Hız ölçümü (Particle Image Velocimetry) tekniği kullanılarak değişik kesitler üzerindeki akış ve laminer ayrılma kabarcığı incelenmiştir. PIV sistemi ile anlık hız vektörleri, akış çizgileri (*streamlines*), girdaplılık (*vorticity*) ve türbülans şiddeti ölçümleri yapılabilmektedir. Parçacık görüntülemeli hız ölçme yönteninin avantajlarından biriside bu yöntemde akışa direkt olarak temas edilmediğinden akışın yapısında bir bozulma meydana gelmez. Günümüzde bu yöntem akışkanlar mekaniği uygulamaları için önemli ve sık kullanılr hale gelmiştir. Erciyes Üniversitesi Mühendislik Fakültesi Makine Mühendisliği Bölümü laboratuarında bulunan PIV sistemi belirli bir süre için alınarak Erciyes Üniversitesi Enerji Sistemleri Mühendisliği Rüzgar Laboratuarında bazı düzenlemeler yapılmış ve daha sonra çalışmalar gerçekleştirilmiştir (Şekil 3.1a, 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 kalınmıştır. 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



a) b) c) d) e) f)

Şekil 3.1. PIV sistemi ve deneyler için tünelin ve ekipmanları hazırlanışı [1]

ince ayar lensi ile 80x65 orta açılı ince lens modülü satın alınmıştır ve *shutter* denen lazer gönderen kısma takılmıştır. Alınan resimlerdeki partiküllerin programda sunulan çeşitli matematiksel yöntemlerin (korelasyon), görüntü işleme ile takip edilmesiyle akış ile ilgili veriler elde edilerek, akış alanının skaler ve vektörel haritaları çıkartılabilmektedir. Kameradan işe yarar görüntü alabilmek ve düzgün veriler elde edebilmek için test kısmının siyah olması gerekmektedir.

Bunun dışında kameranın görüntü alacağı tünel duvarının ve kanat sonlarındaki kenar (*endplate*) kısmın şeffaf ve temiz olması gerekirken, karşı tarafta kalan diğer kenarın siyah olması ve yansıma yapmaması gerekmektedir. Bunun için yeni kanat

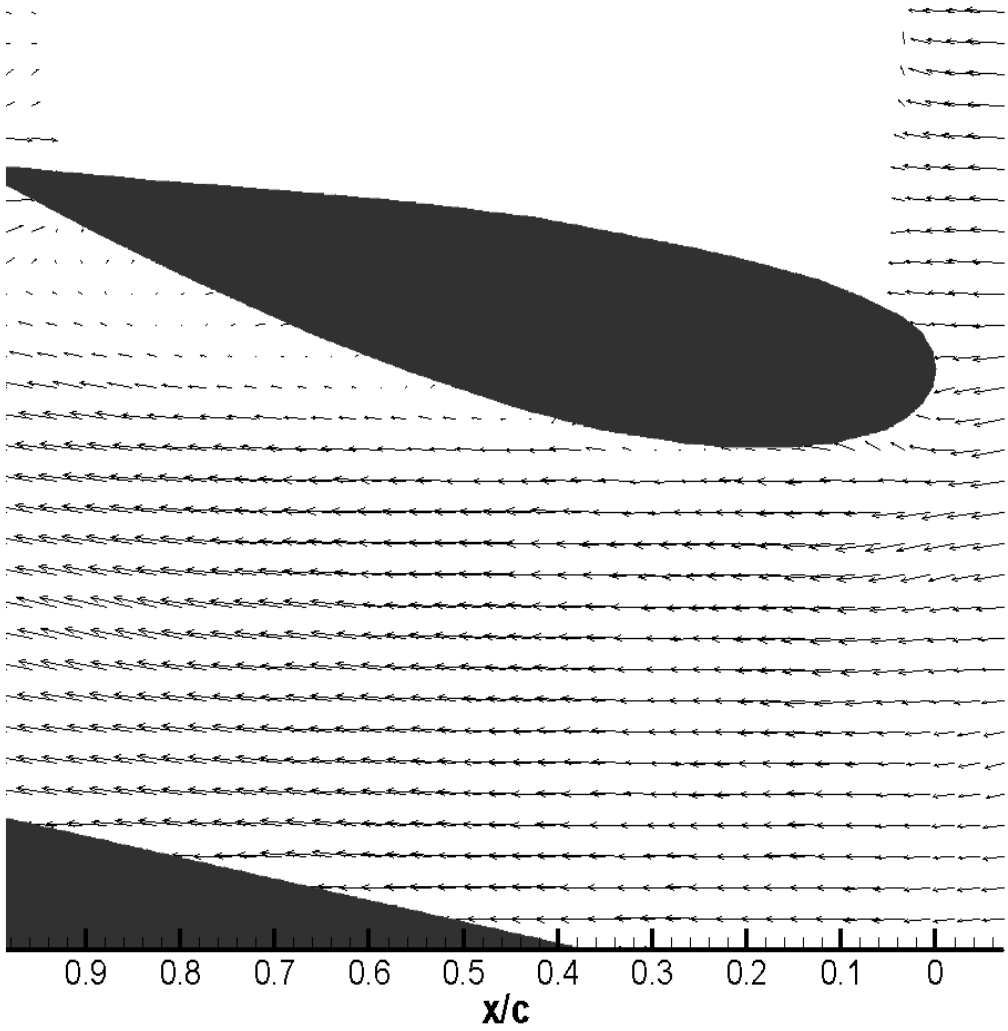
hazırlanmış (Şekil 3.1a ve hazırlanan kanat lazer tünelin altında olduğundan ve laminer ayrılma kabarcığı kanadın üstünde bulunduğundan kanat ters bağlanmıştır (Şekil 3.1e). PIV çekimleri için gerekli olan partiküller için SAFEX FOG 2010 model duman üreticisi ile SAFEX Spezial duman sıvısı kullanılmıştır (Şekil 3.1f). 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.

3.2. Kanat profili etrafındaki akış

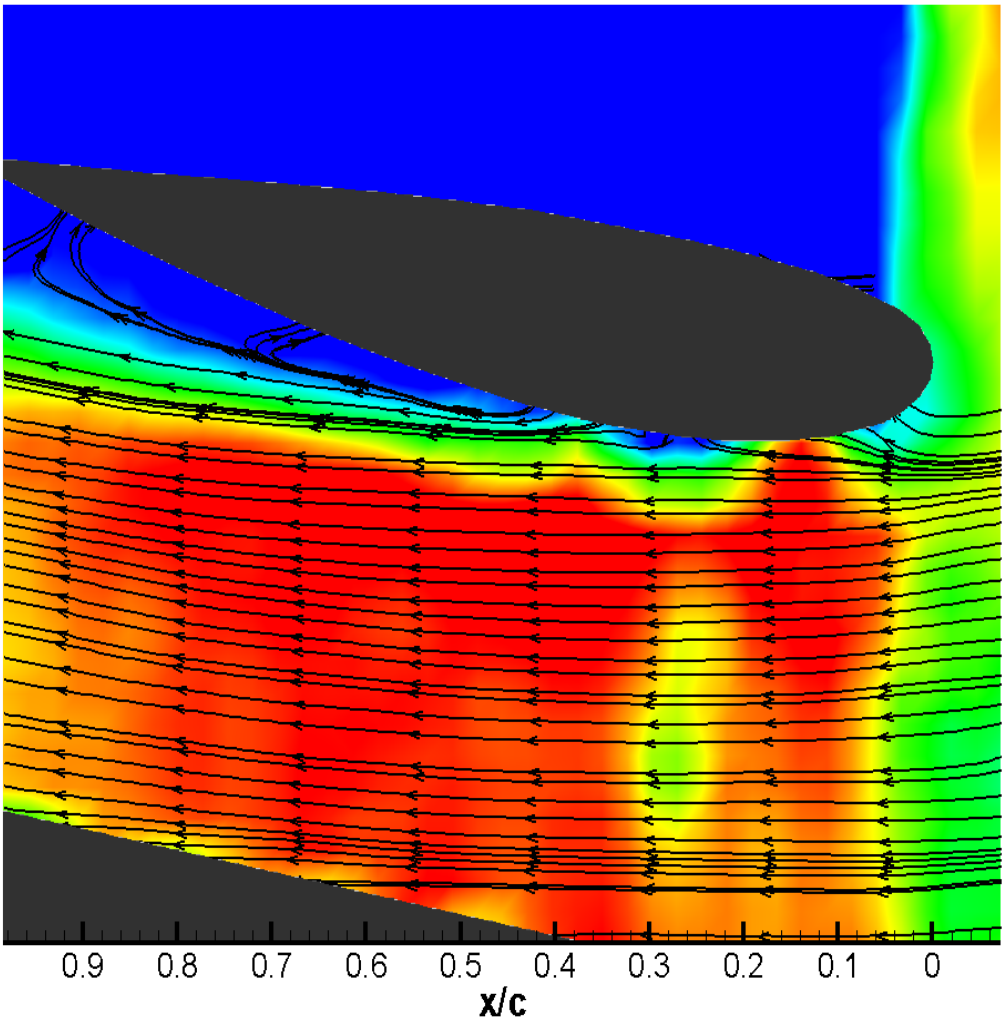
NACA2415 üzerinde oluşan akış PIV yöntemiyle incelenmiştir. Farklı Reynolds sayılarında ve farklı hücum açılarında deneyler yapılmıştır. Deney sonucunda elde edilen veriler PIV programının yazılımı kullanılarak işlenmiştir. İlk önce kanat profili üzerinde oluşan hız vektörleri incelenmiştir (Şekil 3.2).

Şekil 3.2-3.6 arasındaki grafiklerde Re=0.5x10^5 için PIV ile elde edilen zaman ortalamalı hız vektörleri ve ayrıca akım çizgileri ve hız konturları verilmiştir. Bu Reynolds sayısında yapılan deneylerde NACA2415 için akış akış karakteristikleri belirlenmeye çalışılmıştır. Şekil 3.2, 3.4 ve 3.6'de 0.5x10^5 Re sayısında yapılan deney sonucunda NACA2415 kanat profili üzerinde elde edilen zaman ortalamalı hız vekörleri verilmiştir. 18° hücum açısında (Şekil 3.6) yapılan deneylerde akışın kanat üzerinden ayrıldığı ve akışın ayrıldığı bölgede oluşan ters akış açıkça görülmektedir. Şekil 3.3, 3.5 ve 3.7 ise zaman ortalamalı hız konturleri ve akım çizgileri verilmiştir.

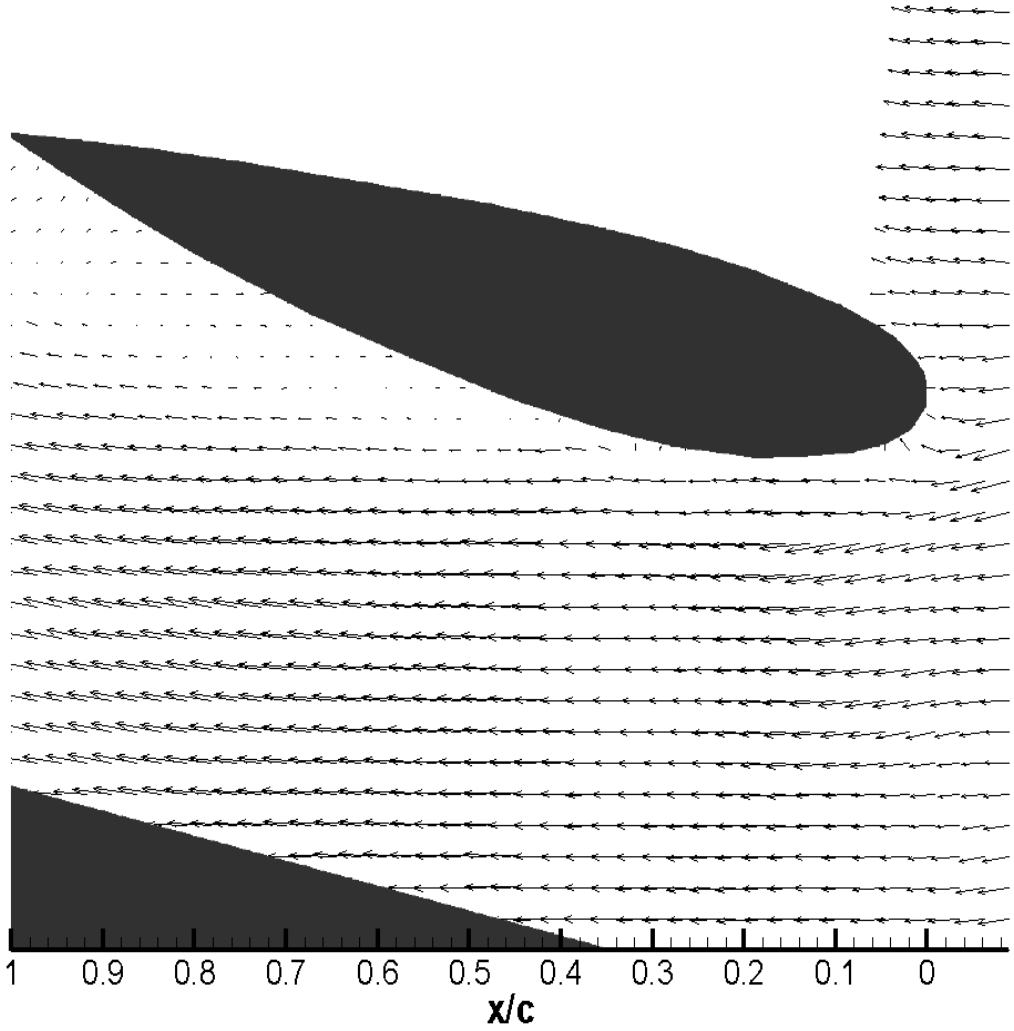
Re=0.75x10^5 için deneyler 8°, 12° ve 18° hücum açılarında yapılmıştır (Şekil



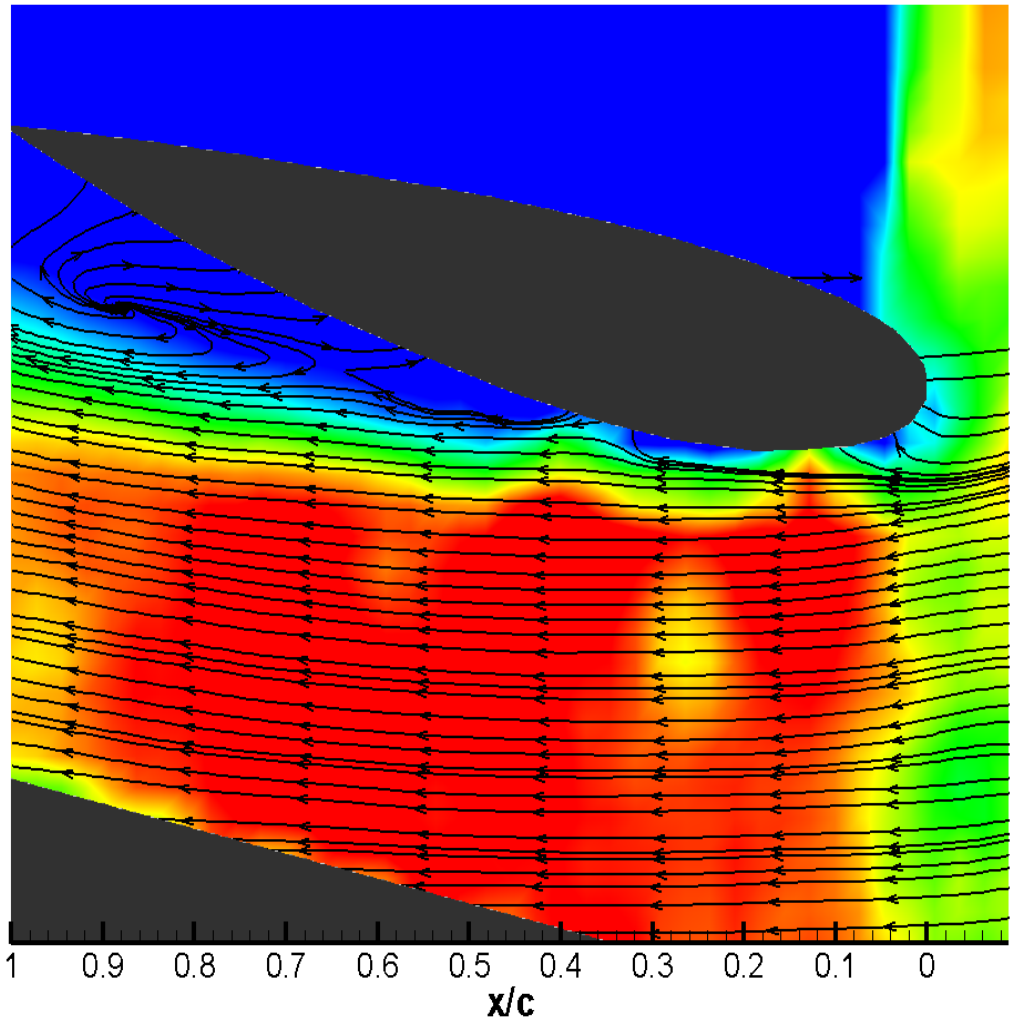
Şekil 3.2. Kanat üzerinde oluşan hız vektörleri (Re=0.5x10^5 ve α=8°)



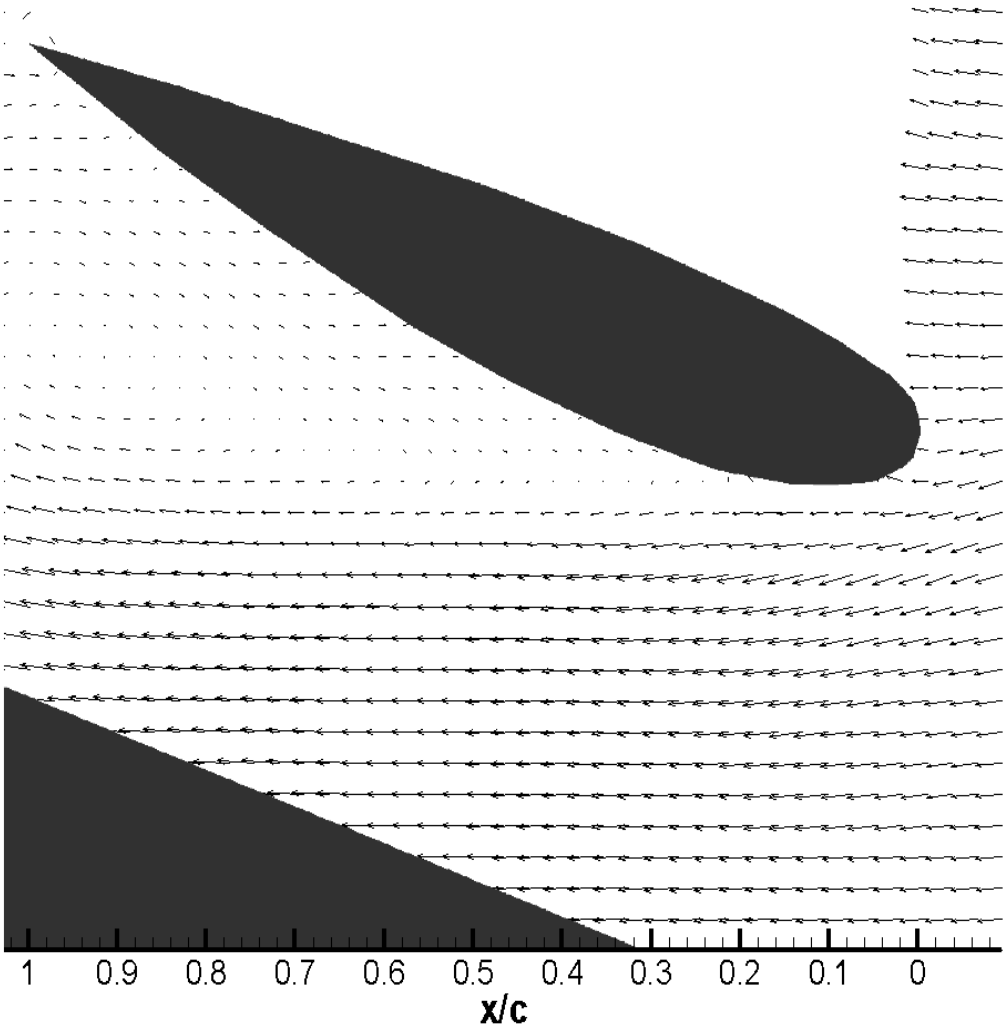
Şekil 3.3. Kanat üzerinde oluşan akım çizgileri ve hız konturleri (Re=0.5x10^5 ve α=8°)



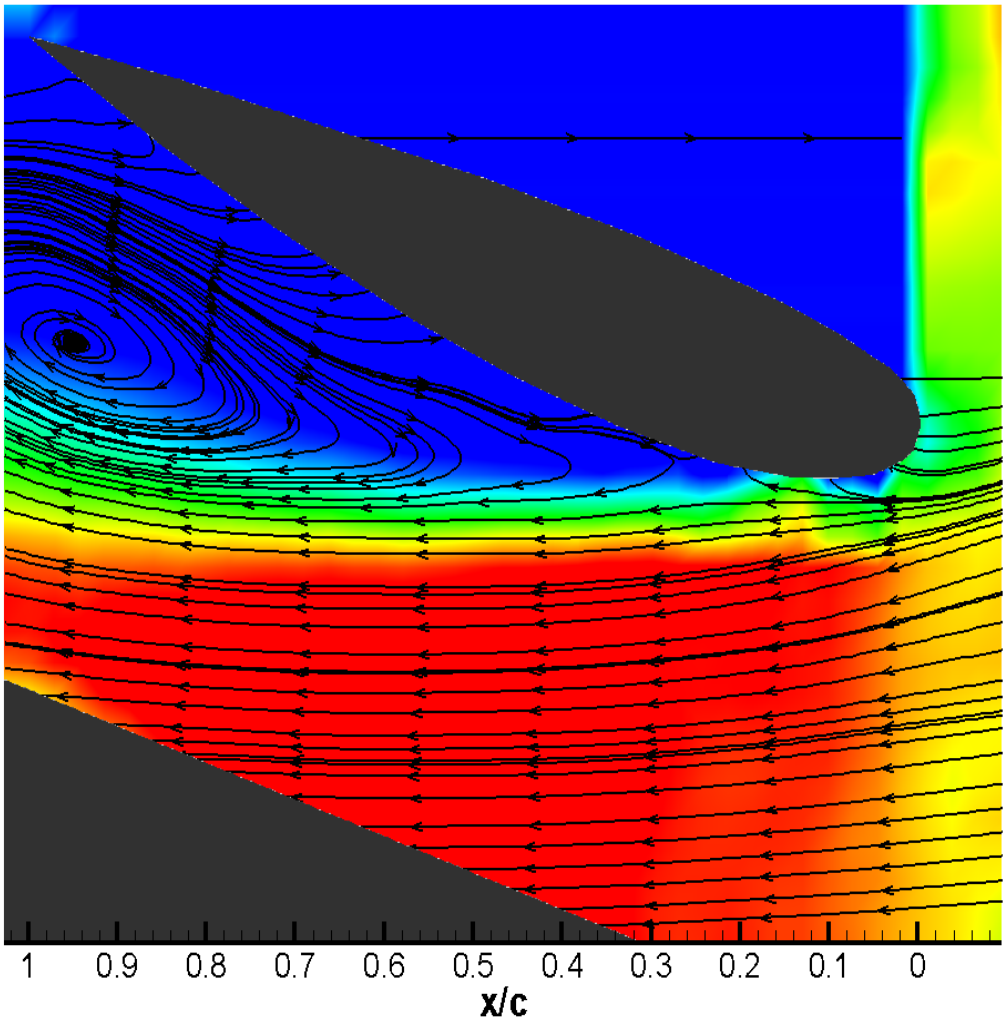
Şekil 3.4. Kanat üzerinde oluşan hız vektörleri (Re=0.5x10^5 ve α=12°)



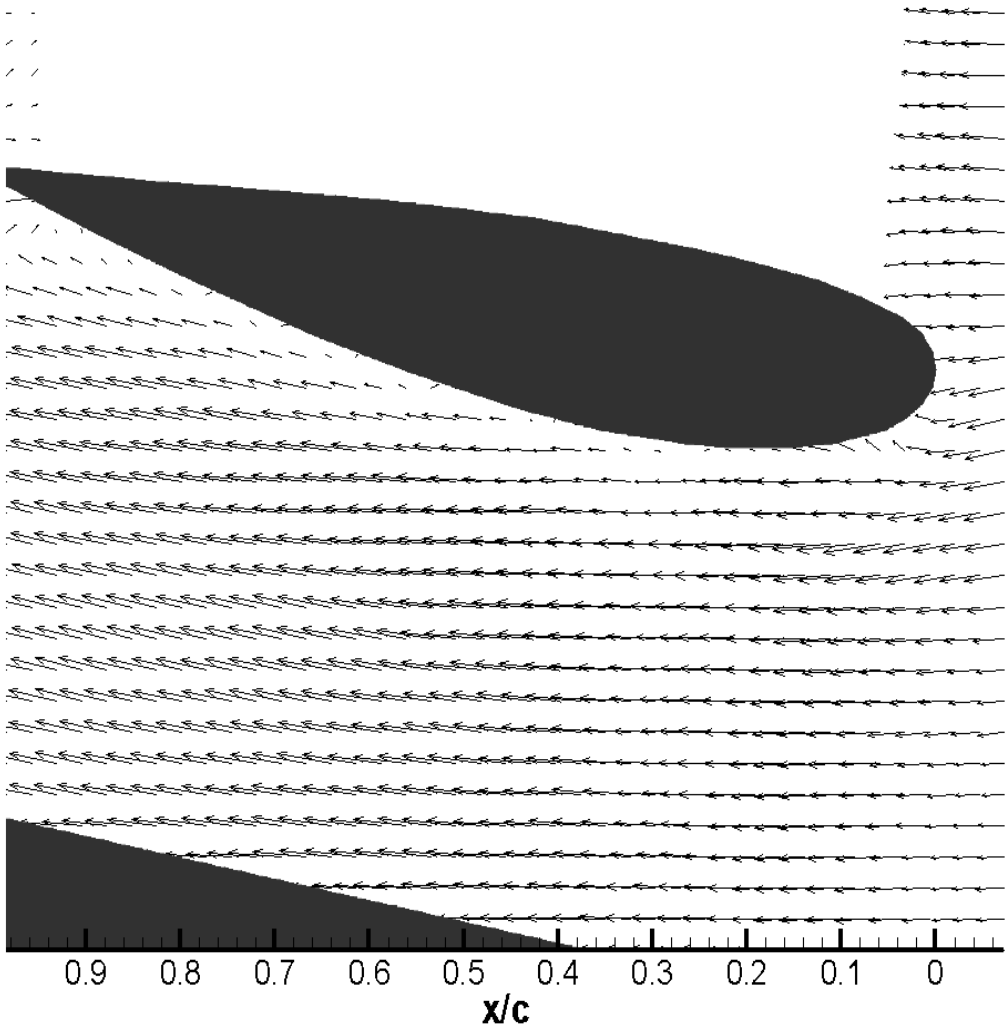
Şekil 3.5. Kanat üzerinde oluşan akım çizgileri ve hız konturleri (Re=0.5x10^5 ve α=12°)



Şekil 3.6. Kanat üzerinde oluşan hız vektörleri (Re=0.5x10^5 ve α=18°)

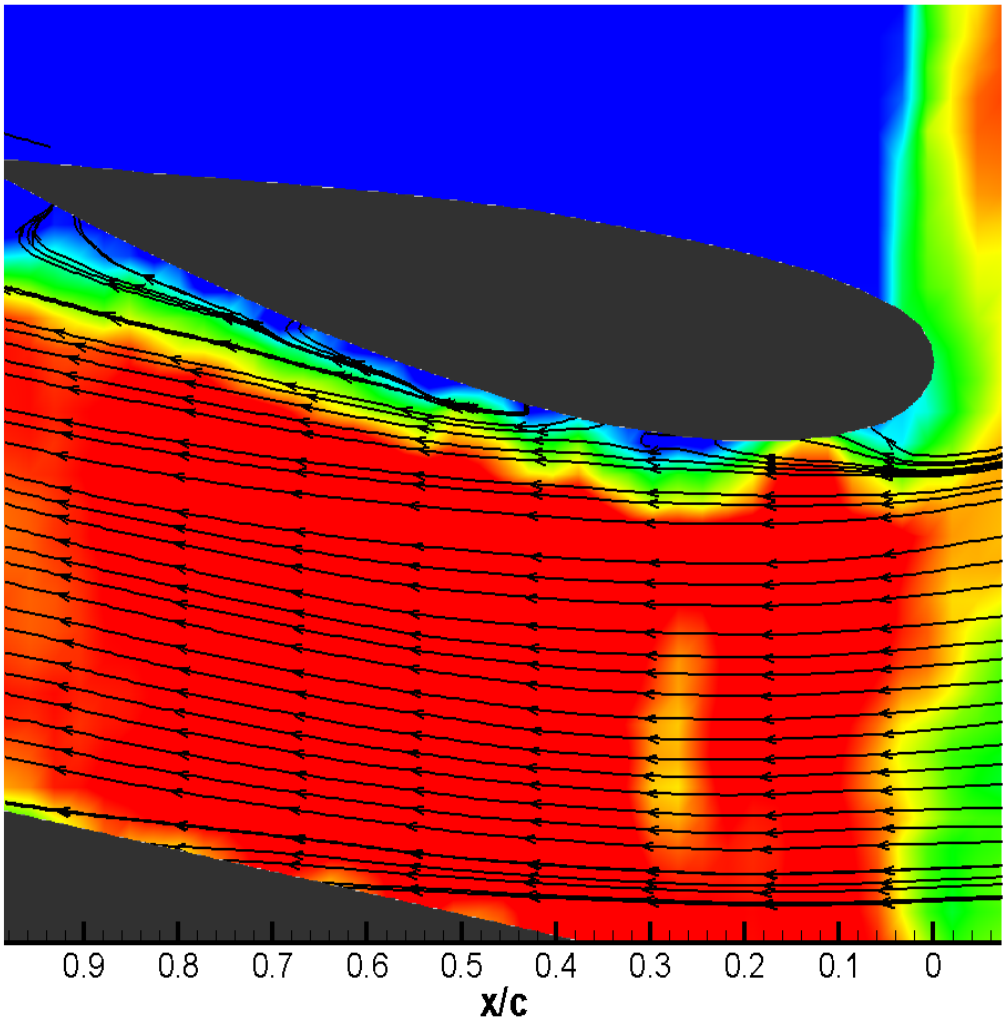


Şekil 3.7. Kanat üzerinde oluşan akım çizgileri ve hız konturleri (Re=0.5x10^5 ve α=18°)

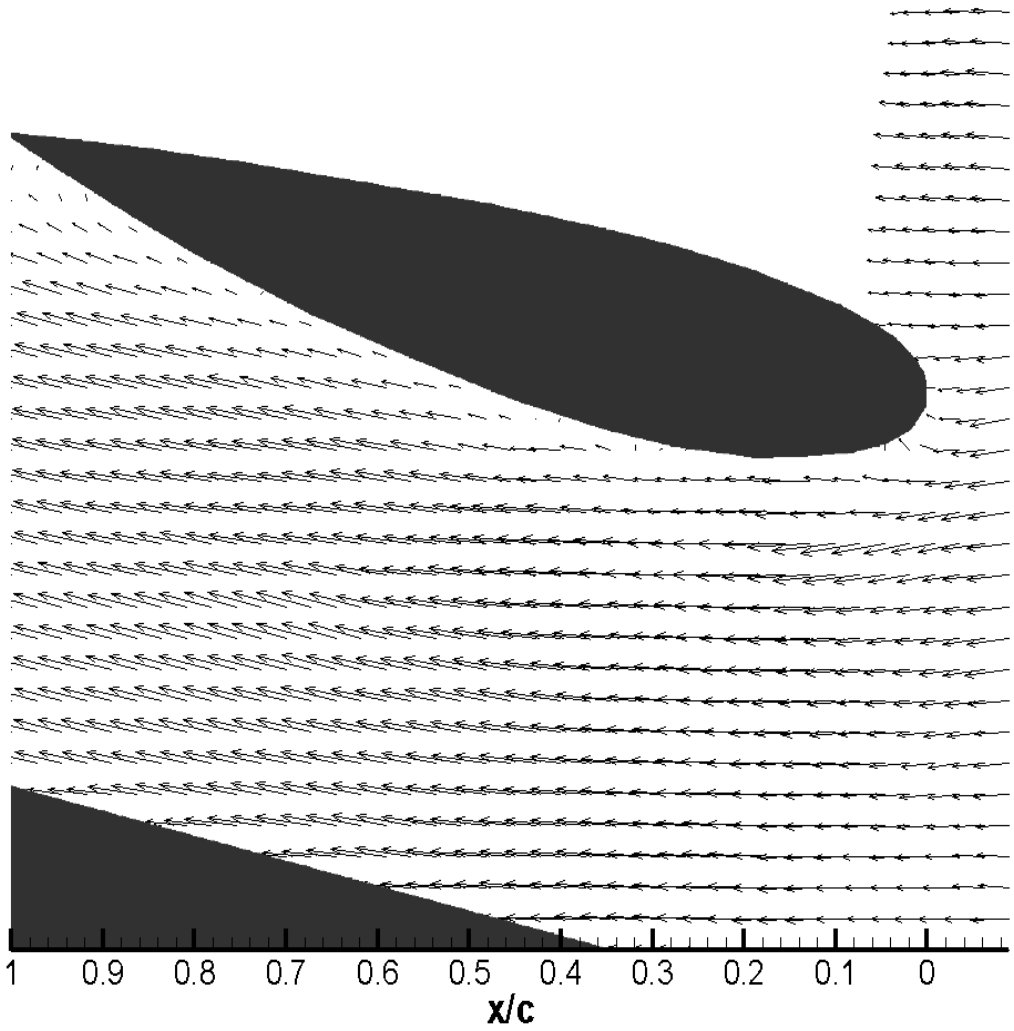


Şekil 3.8. Kanat üzerinde oluşan hız vektörleri (Re=0.75x10^5 ve α=8°)

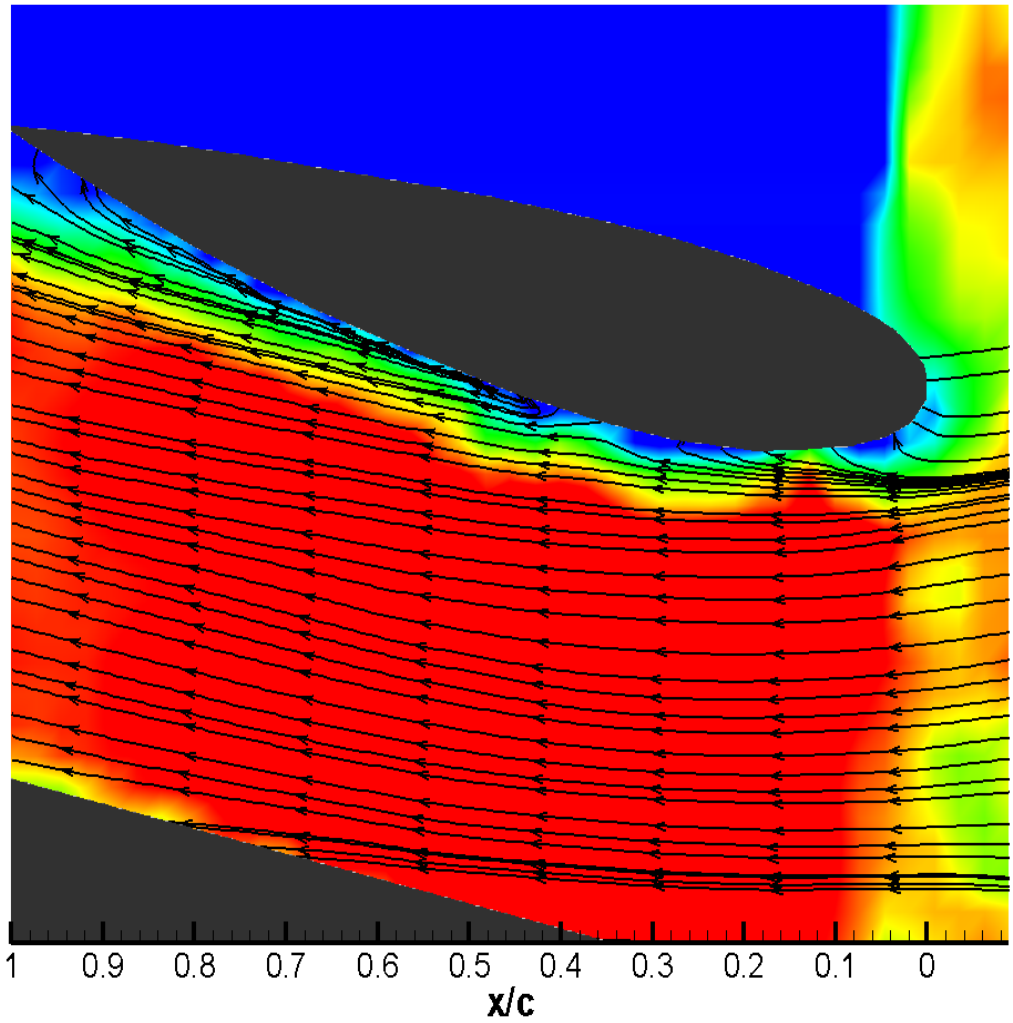
3.8-3.13). 8° hücum açısında yapılan deneylerde lazer ışığı tam ayarlanamadığından kanat üzerinde oluşan laminer ayrılma kabarcığı (Şekil 3.8 ve Şekil 3.9) net olarak görülememiştir ama hız vektörleri ve akım çizgilerinden akışın genel yapısı belirlenmiştir. Şekil 3.10 ve Şekil 3.11 ise 12° hücum açısında yapılan deney sonuçları verilmiştir. Kanat profili üzerinde oluşan akışın yaklaşık x/c=0.2'de ayrıldığı ve x/c=0.5'de de yeniden tutunmuştur. 18° hücum açısında ise akışın hücum kenarından ayrıldığı ve tekrar tutunamadığı (Şekil 3.12 ve Şekil 3.13)'de açıkça görülmektedir.



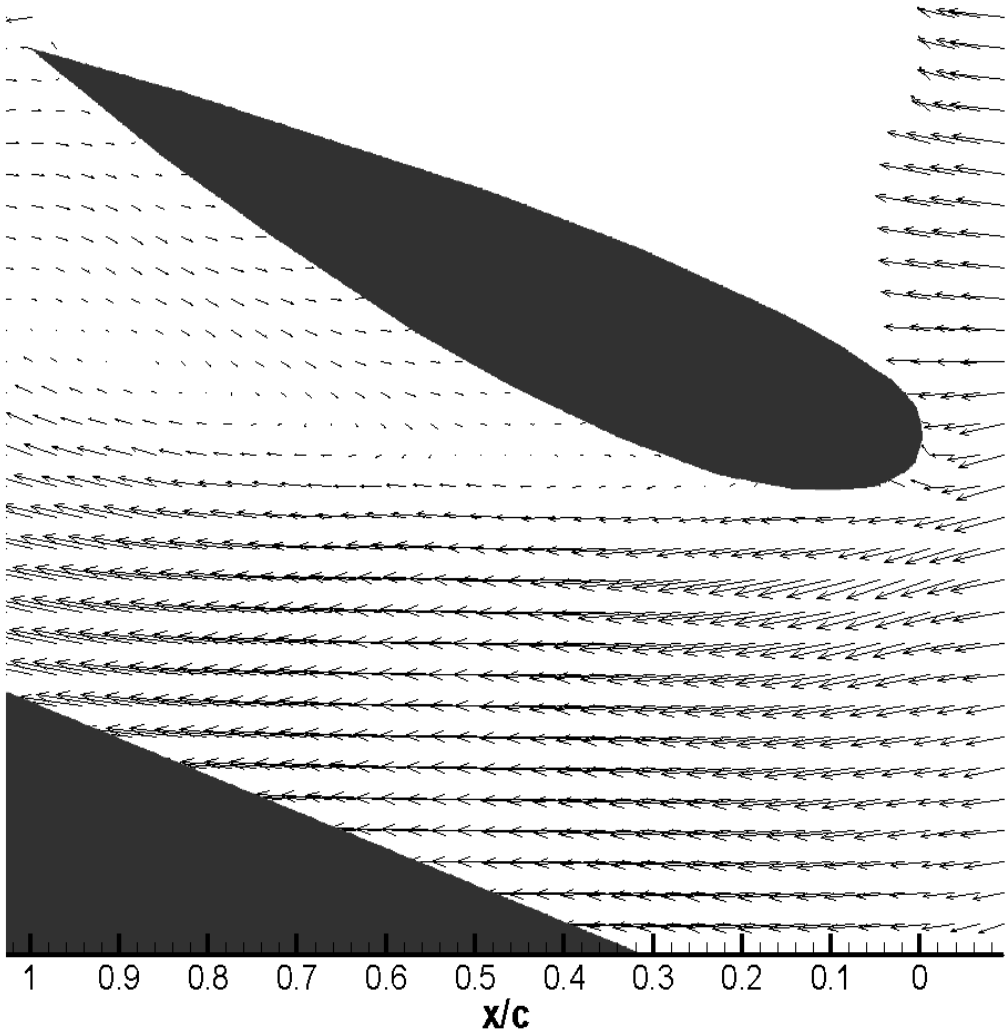
Şekil 3.9. Kanat üzerinde oluşan akım çizgileri ve hız konturleri (Re=0.75x10^5 ve α=8°)



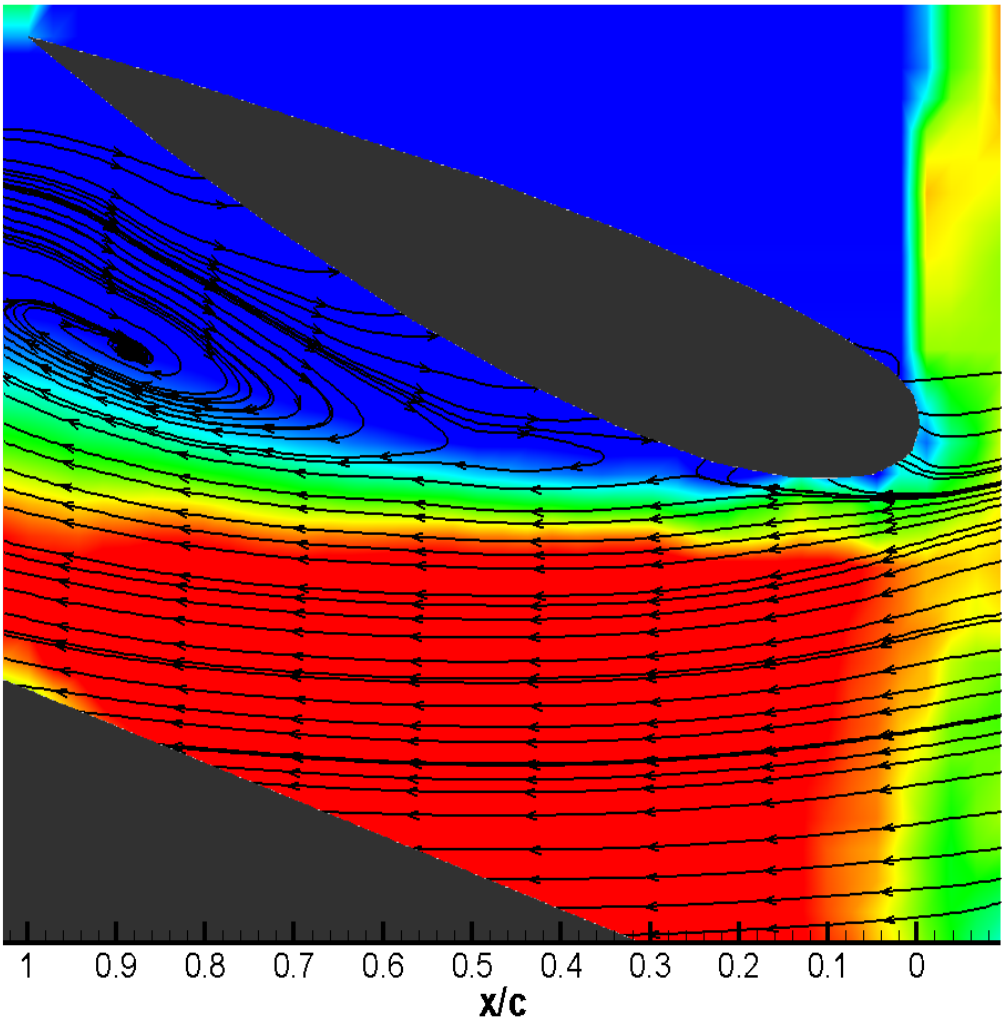
Şekil 3.10. Kanat üzerinde oluşan hız vektörleri (Re=0.75x10^5 ve α=12°)



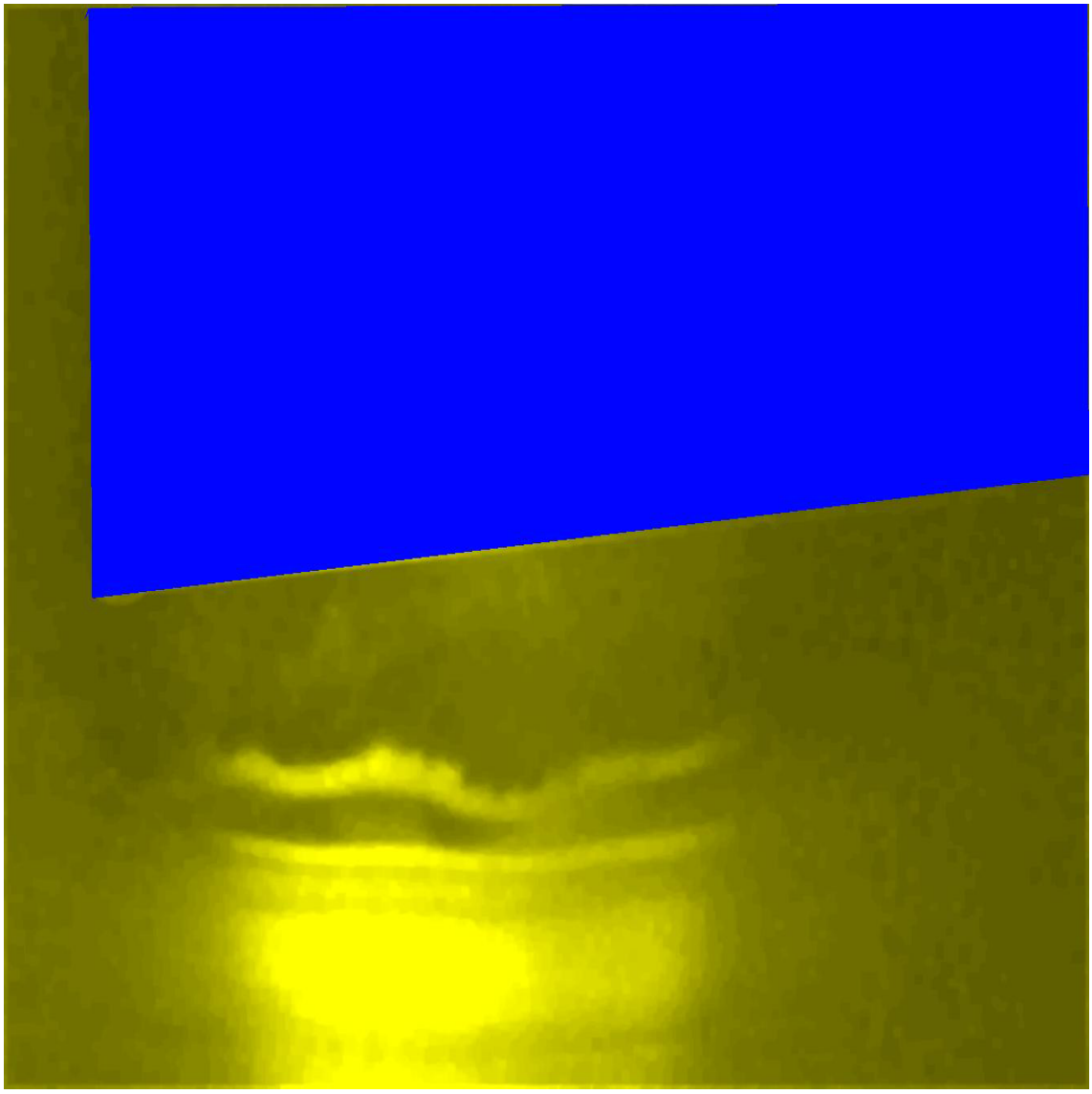
Şekil 3.11. Kanat üzerinde oluşan akım çizgileri ve hız konturleri (Re=0.75x10^5 ve α=12°)



Şekil 3.12. Kanat üzerinde oluşan hız vektörleri (Re=0.75x10^5 ve α=18°)



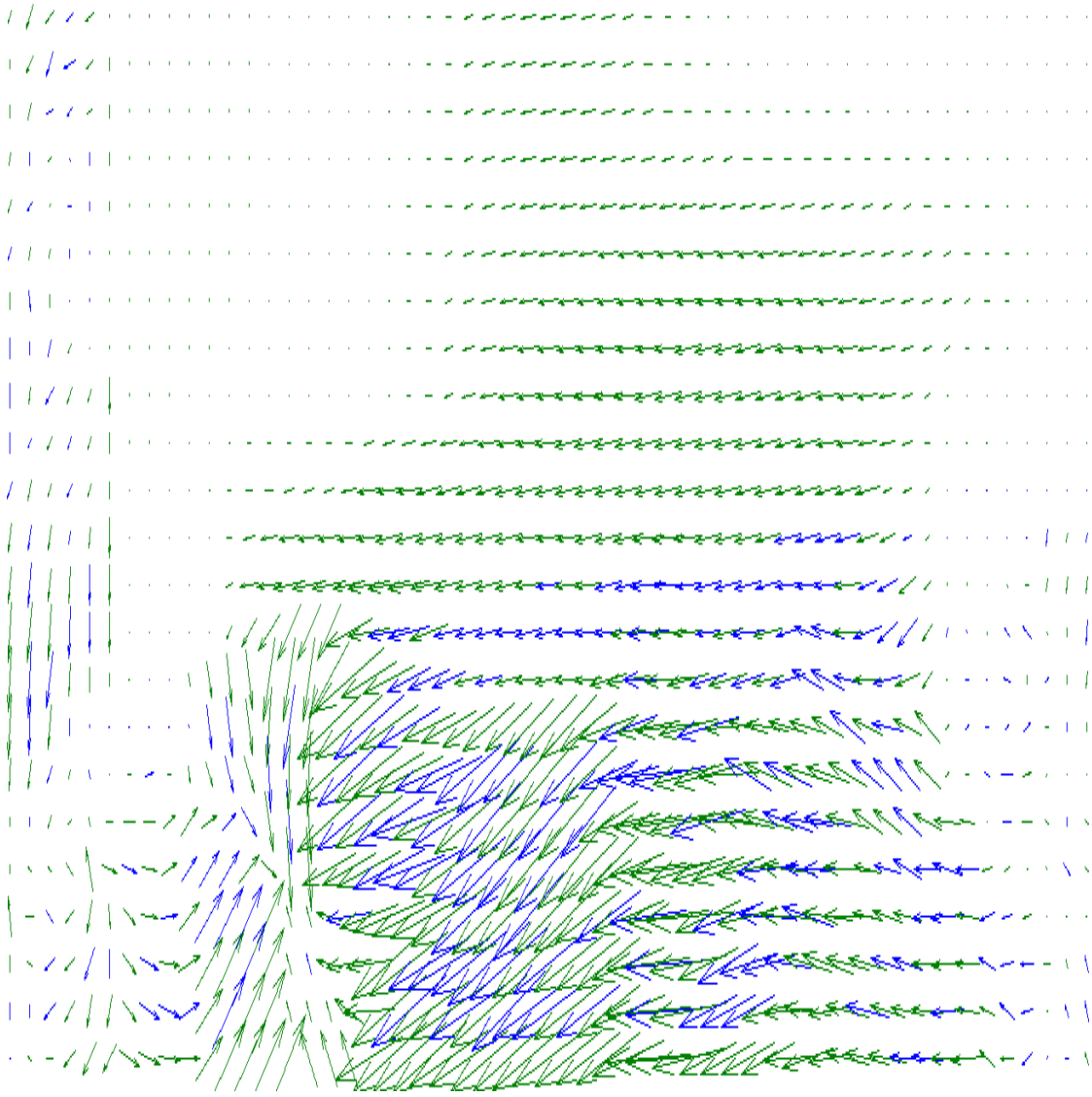
Şekil 3.13. Kanat üzerinde oluşan akım çizgileri ve hız konturleri (Re=0.75x10^5 ve α=18°)



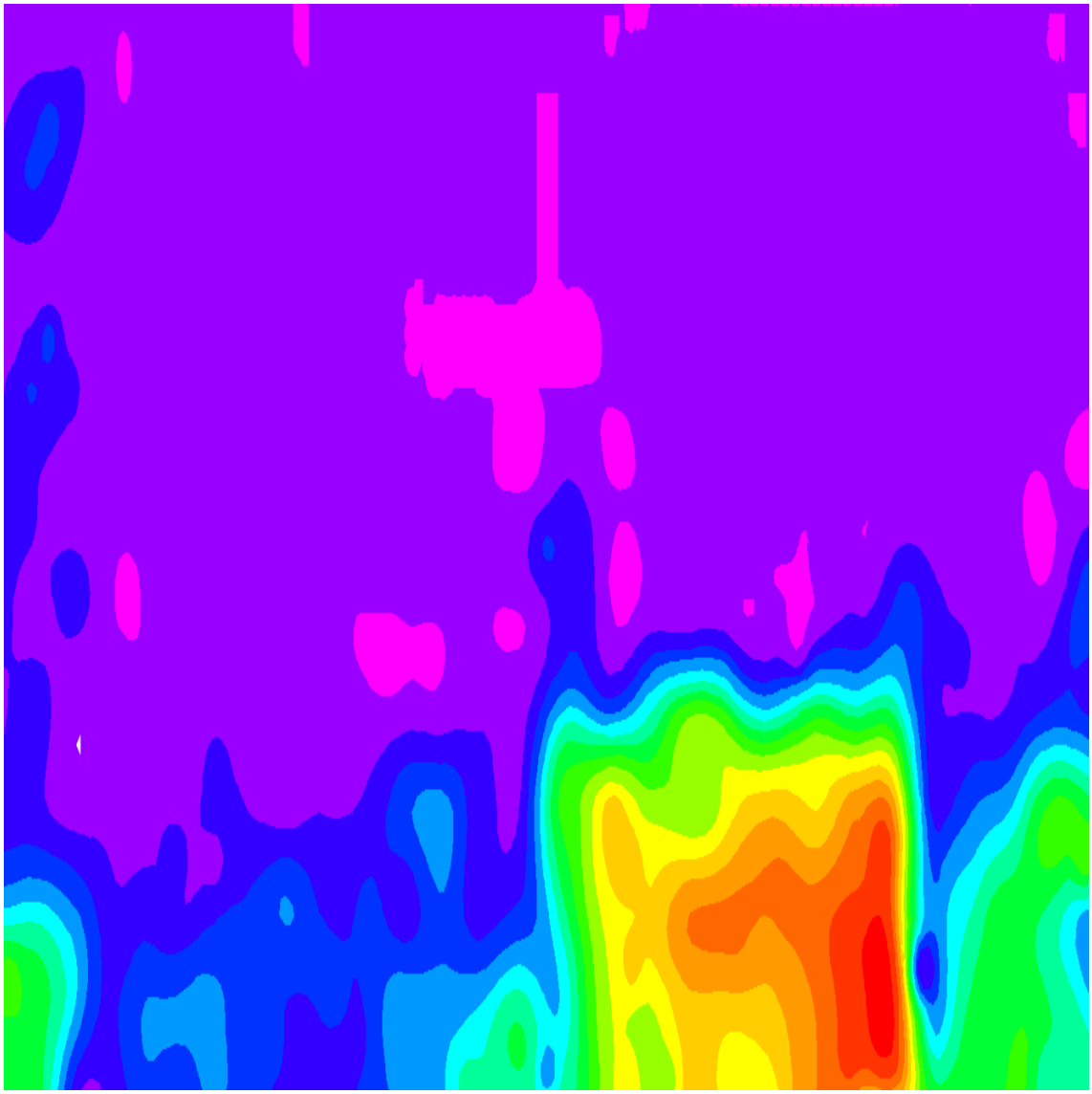
Şekil 3.14. Kare levha üzerinde oluşan PIV görüntüleri (Re=0.50x10^5 ve α=8°)

3.3. Kare kesitli küt cisim etrafındaki akış

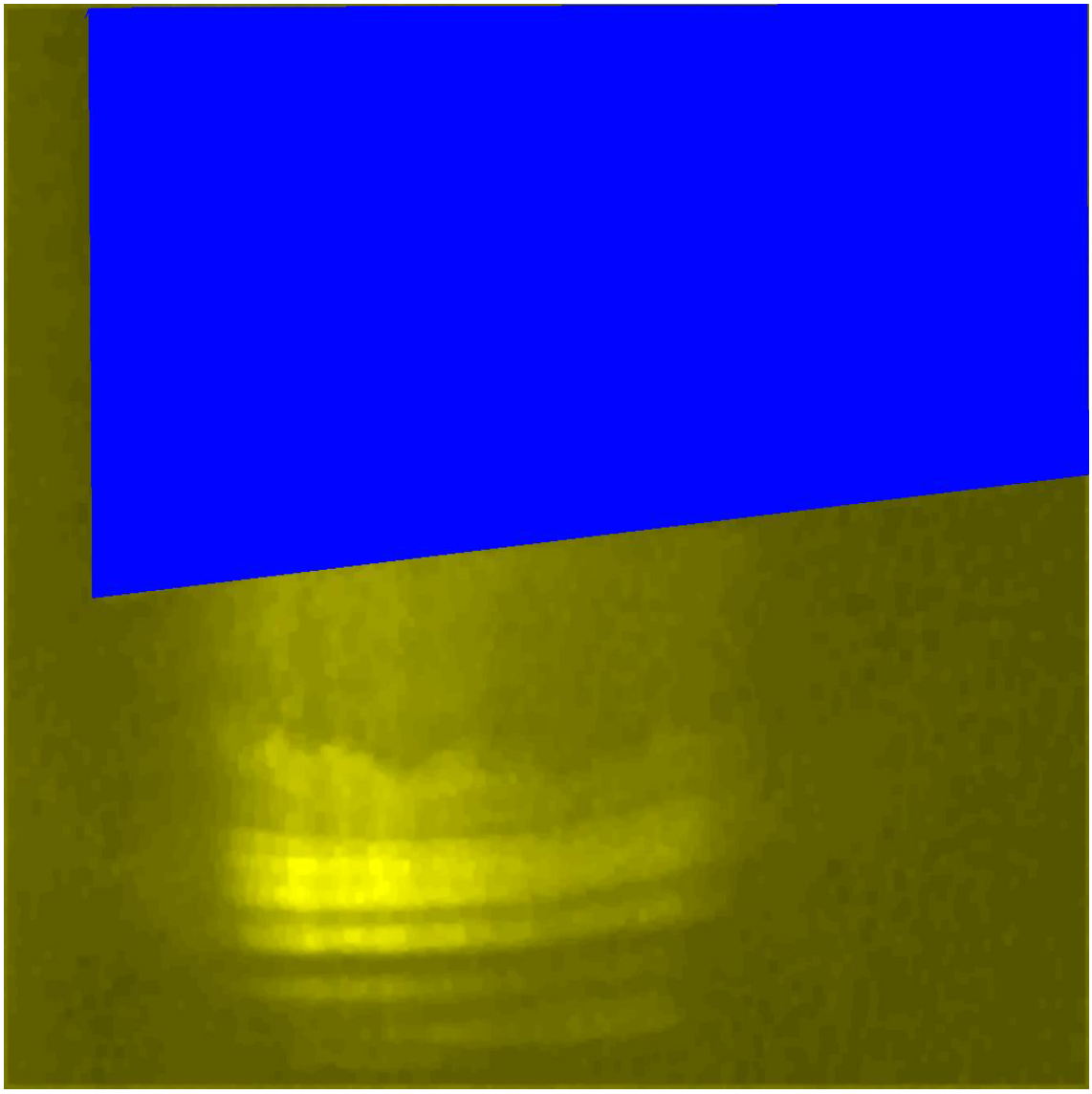
Kare kesitli küt cisim üzerinde oluşan akış PIV yöntemiyle incelenmiştir. 50,000 Reynolds sayısında ve 8° hücum açısında deneyler yapılmıştır. Deney sonucunda elde edilen veriler PIV programının yazılımı kullanılarak işlenmiştir. İlk olarak (Şekil 3.14'de görüldüğü gibi duman üretici yardımıyla küt cisim etrafında akış görüntüsü alınmıştır. Daha sonra bu görüntüler işlenmiş ve Şekil 3.15 ve Şekil 3.16' de görülen vektör ve skaler haritaları çıkarılmıştır. Bu haritalarda görüldüğü gibi 8° hücum açısında kanat hücum kenarında ayrılma kabarcığı görülmektedir.



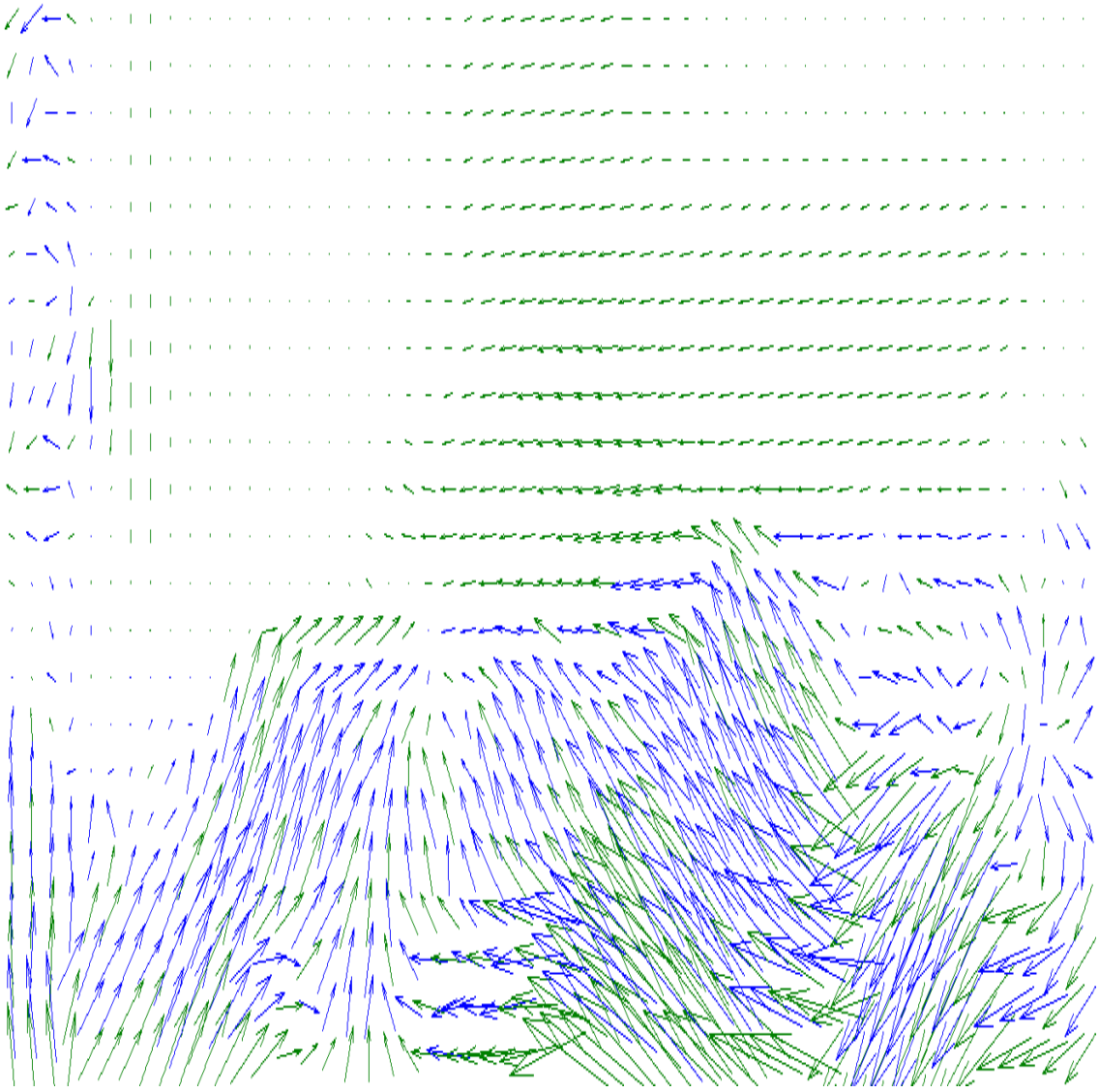
Şekil 3.15. Kare küt cisim etrafındaki akışın oluşan hız vektörleri (Re=0.50x10^5 ve α=8°)



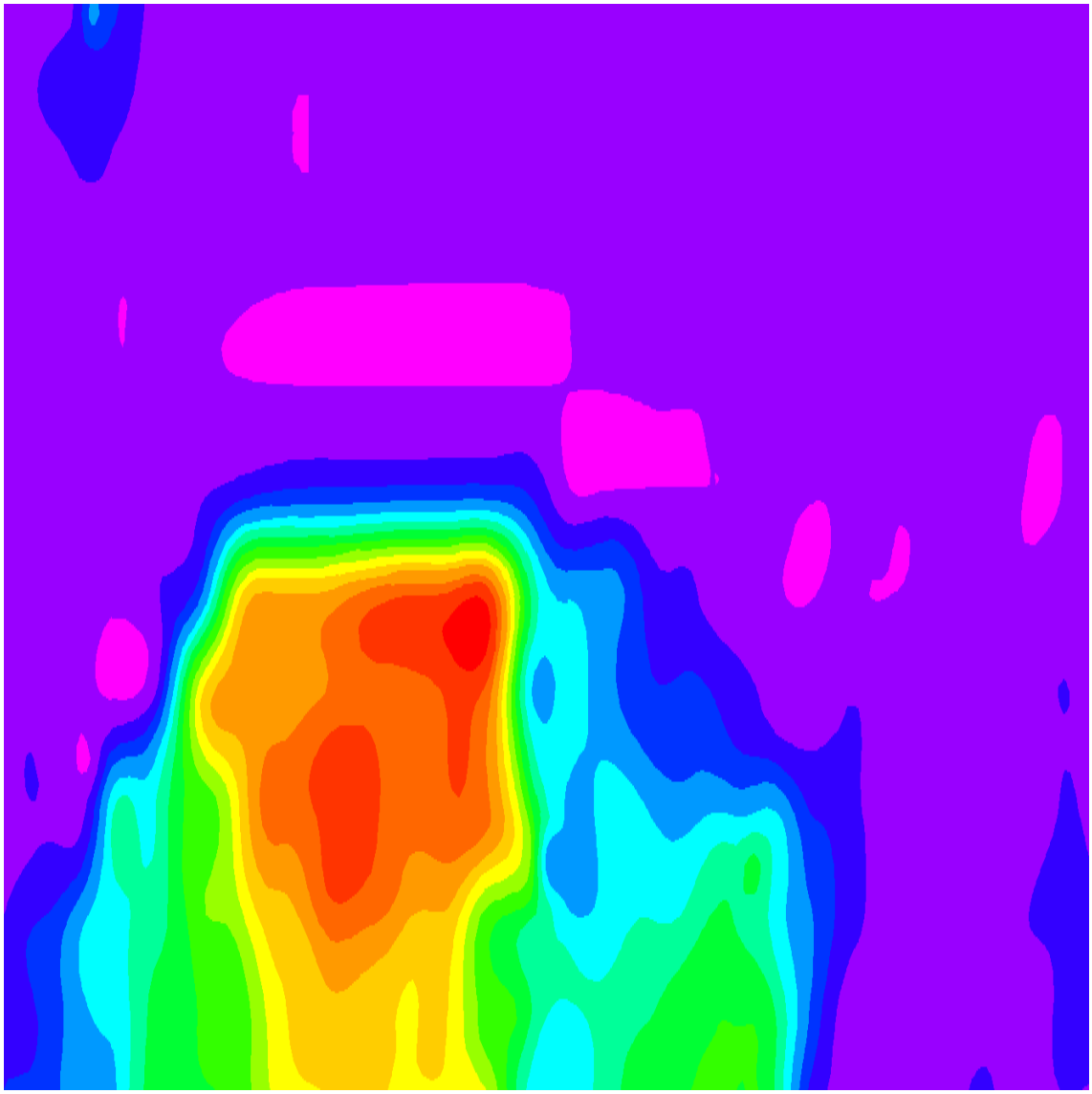
Şekil 3.16. Kare küt cisim etrafındaki akışın oluşan hız konturları (Re=0.50x10^5 ve α=8°)



Şekil 3.17. Kare küt cisim etrafındaki akışın PIV görüntüleri (Re=0.50x10^5 ve α=8°)



Şekil 3.18. Kare küt cisim etrafındaki akışın oluşan hız vektörleri (Re=0.50x10^5 ve α=8°)



Şekil 3.19. Kare küt cisim etrafındaki akışın oluşan hız konturları (Re=0.50x10^5 ve α=8°)

4. BÖLÜM

SONUÇLAR

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. Bunun yanında binaların etrafındaki akışta oluşacak durumlar belirlenerek binaların tasarımının aerodinamik açısından ele alınması iyi olacaktır. Düşük Re sayısı aerodinamiğinde performans ve kararlığı olumsuz yönde etkileyen bir takım olayların olması laminer ayrılma kabarcığının oluşması gibi aerodinamik konusunda çalışan araştırmacıları bu konuda daha detaylı araştırmalar yapmak zorunda bırakmaktadır.

Bu çalışmada, düşük Re sayılarında laminer ayrılma kabarcığı oluşumu Enerji Sistemleri Mühendiliği Bölümü Rüzgar Mühendisliği ve Aerodinamik Araştırma Laboratuarında bulunan 50x50 cm^2 test ölçüsüne sahip açık emmeli tip tünelde hem kanat üzerinde hem de hem de kara kesitli küt cisim üzerinde PIV ile akış görselleştirme deneyleri kullanılarak araştırılmıştır.

4.1. Sonuçlar

- Yapılan deneyler sonucunda düşük Re sayılarında ayrılma, türbülansa geçiş, yapışma noktaları ve ayrılma kabarcığı boyları belirlenmiştir. Düşük Re sayılarında laminer ayrılma kabarcıklarının oluştuğu ve hücum açısının artışıyla ayrılma kabarcığının hücum kenarına doğru ilerlediği ve kısa laminer ayrılma kabarcığı oluştuğu görülmüştür.
- $0.5x10^5$ ve $0.75x10^5$ gibi düşük Re sayılarında hücum açısının artmasıyla tutunma

kaybı açısına yakın açılarda ayrılan akış kısa bir mesafede kanada tekrar tutunamış ve laminer ayrılma kabarcığının patlamasıyla uzun ayrılma kabarcığı oluşmuştur. Uzun ayrılma kabarcığı olması durumunda akışın kanadın üst kısmında geniş bir bölgede ayrıldığı ve firar kenarına nispeten daha yakın bir yerde tutunması ile oluştuğu görülmüştür.

- Kısa laminer ayrılma kabarcığının oluşmasının basınç dağılımını çok etkilemediği ancak uzun laminer ayrılma kabarcığının basınç dağılımında olumsuzluklar ortaya çıkmasına ve kanadın aniden tutunma kaybına (*abrupt stall*) uğramasına neden olduğu görülmüştür.

KAYNAKLAR

1. Açıkel, H. H., 2013, Düşük Reynolds Sayılı Akışlarda Kanat Profili Üzerindeki Akışa Ses Dalgalarının Etkisinin Deneysel İncelenmesi, Erciyes Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Yüksek Lisans Tezi, Kayseri.

2. Özkılıç, S., Türbülans Sınır Tabaka Gelişimi ve Yüzeyden Ayrılma Olayının Lag Entrainment Metodu İle Analizi, Doktora Tezi, Erciyes Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü, Kayseri, 1994.

3. Sarıoğlu M., Yavuz T., Dairesel Kesitli Ardışık Silindirler Etrafında Girdap Kopma Olayının Deneysel İncelenmesi, ULIBTK'99, 12. Isı Bilimi ve Tekniği Kongresi, 28-29 Şubat 2000, Sakarya.

4. Sarıoğlu M., Akansu E.Y., Yavuz T. Kare Kesitli Ardışık Silindirler Etrafında Girdap Kopma Olayının Deneysel İncelenmesi, III. Havacılık Sempozyumu, 10-12 Mayıs 2000, Kayseri.

5. Akansu Y.E., Sarıoğlu M. ve Yavuz T., Kare Kesitli Bir Küt Cisim Etrafındaki Akışta Hücum Açısının Basınç Dağılımı ve Girdap Kopması Olayına Etkisinin Deneysel İncelenmesi, Kayseri 4. Havacılık Sempozyumu, 13-15 Mayıs 2002.

6. Sarıoğlu, M., Akansu, Y.E., Yavuz, T., Düzlem Plaka-Dairesel Silindir Sistemi Etrafındaki Akışın Deneysel İncelenmesi, Karadeniz Teknik Üniversitesi, Trabzon, 2003.

7. Sarıoglu,M., Akansu,Y.E. and Yavuz, T., Flow around A Rotatable Squrae Cylinder-Plate Body, AIAA Journal, Vol. 44, No. 5, May 2006.

8. Norberg, C., An Experimental Investigation of the Flow Around a Circular Cylinder: İnfluence of Aspect Ratio, J. Fluid Mech., 258, pp. 287-316, 1994.

9. Paranthoen, P., Characteristics of the Near Wake of a Cylinder at Low Reynolds Numbers, J. Mech. B/Fluids, 18, pp. 659-674, 1998.

10. Akins, R.E., Hottle, N.E., Reinhold, T.A., Laser Doppler Velocimeter Measurements of Flow Field Around a Bluff Body, J. Wind Eng. And Ind. Aer., 77-78, 457-465, 1998.

11. Olsen, J.F., Rajagopalan, S., Vortex Shedding Behind Modified Circular Cylinders, J. Wind Eng. And Ind. Aer., 86, 55-63, 2000.

12. Weickgenannt, A., Monkewitz, P.A., Control of Vortex Shedding in an Axisymmetric Bluff Body Wake, J. Mech. B/Fluids, 19, 789-812, 2000.

13. Ohya, Y., Drag of Circular Cylinders in the Atmospheric Turbulnce, Fluids Dyn. Research, 34, 135-144, 2003.

14. 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, Universiy of Tasmania, Hobart, Australia.

15. Burggman, S., Brücker, C., Shröder, W.,2006, Scanning PIV measurements of a laminer separation bubble, **Experiments in Fluids**,**41**:319-326.

16. Gaster, M., 1967, The structure and behaviour of separation bubbles, Aeronautical Research Council Reports and Memoranda, No:3595, London.

17. Hain, R., Kahler, C., Radespiel,J.,2009, Dynamics of laminer separation bubbles at low Reynolds number aerofoils, **Journal of Fluid Mechanics**, **630**:129-153.

18. 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.

19. 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.

20. Mayle, R.,E., 1991, The role of laminar-turbulent transition in gas turbine engines. **Journal of Turbomachinery**, **113**:509-537.

21. Swift, K.,M., 2009, An Experimental Analysis of the Laminar Separation Bubble at Low Reynolds Numbers, University of Tennesee Space Institute, Msc. Thesis.

22. Tani, I.,1964, Low speed flows involving bubble separations, **Progress in Aerospace Sciences**, **5**:70-103.

23. 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.

24. 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, 6-9 June, Toronto, Ontario Canada, 5149.

25. 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.

26. 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.

27. 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.

28. Mohsen, J., 2011, Laminar Separation Bubble: Its structure, Dynamics and control. Chalmers University Of Technology. Research Report 2011:06.

29. 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.

30. 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.

31. Prandtl L., 1904, UG ber FluK ssigkeitsbeweung bei sehr kleiner-Reibung. Proceedings of Third International Mathematical Congress, Heidelberg, pp. 484-491.

32. Lachmann GV., 1961, Boundary layer and flow control. Its principles and application, vol. 1 and 2. NewYork: Pergamon Press.

33. Genç, M.S., Karasu, İ., Açıkel, 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.

34. Shan, H., Jiang, L., Liu, C., Love, M., Maines, B., 2008, Numerical study of passive and active flow separation control over a NACA0012 airfoil. C**omputers & Fluids**, **37**(8):975-992.

35. Timmer W.A., 2008, Two dimensional low Reynolds number wind tunnel results for airfoil NACA 0018, **Wind Engineering**, **32**(6):525-537.

36. 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.

37. Hu H., Yang Z., 2008, An experimental study of the laminar flow seperation on a low Reynolds number airfoil, **Journal of Fluids Engneering**,**130**, 051101-1 051101-11.

38. 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.

39. Parker R., Welsh M.C., 1983, Effects of sound on flow separation from blunt flat plates, **International Journal Heat & Fluid Flow**, **4**:113-127.

40. 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**:pp.311-318.

41. 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.

42. Nishioka M., Asai M., Yoshida S., 1990, Control of flow separation by acoustic excitation, **AIAA Journal 28**:1909-1915.

43. Zaman, K.B.M.Q., McKinzie, D.J., 1991, Control of laminar separation over airfoils by acoustic excitation, **AIAA Journal**, **29**:1075-1083.

44. Zaman K.B. M. Q., 1992, Acoustic excitation on stalled flows, **AIAA Journal**, **30**:1492-1498.

45. 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.

46. 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.

47. 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.

48. Suzuki, S., Ishii, K., 2001, Numerical studies of the separated flow around a 2-D airfoil at moderate angle of attack by acoustic excitaion. 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.

49. Ishii K., Suzuki S.,Adachi S, 2003, Effect of weak sound on separated flow over an airfoil, Fluid Dynamics Research, 33 ,357-371.

50. Yarusevych S., Kawall J.G., Sullivan P.E., 2003, Effect of acoustic excitation Amplitude on Airfoil Boundary Layer and Wake Development, **AIAA JOURNAL** (Techincal Notes) vol.41, pp.1599-1601.

51. Yarusevych S., Sullivan P.E., Kawall J.G., 2007, Effect of Acoustic Excitation Amplitude on Airfoil Boundary Layer and Wake Development, **AIAA JOURNAL** vol.45, pp.760-771.

52. 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**, vol. 128, pp. 565-587.

53. Moss N. J., 1979, Measurements of Aerofoil Unsteady Stall Stall Properties with Acoustic Flow Control, **Journal of Sound and Vibration**, vol. 65(4), pp. 505-520.

54. Fujisawa N., Takeda G., 2003, Flow Control around a Circular Cylinder by Internal Acoustic Excitation, **Journal of Fluids and Structures**, vol. 17, pp. 903-913.

55. Ricci R. Montelpare S. Silvi E., 2007, Study of acoustic disturbances effect on laminar separation bubble by IR thermography, **Experimental Thermal and Fluid Science**, vol 31, pp. 349-359.

56. Ricci R., Montelpare S., 2009, Analysis of Boundary Layer Separation Phenomena by Infrared Thermography-Use of Acoustic and/or Mechnaical Devices to Avoid or Reduce the Laminar Separation Bubble Effects. **QIRT Journal**, vol. 6, pp. 101-125.

57. Ahuja K. K., Burrin R. H., 1984, Control of Flow Separatıon by Sound, AIAA/NASA 9th Aeroacoustics Conference Williamsburg, Virginia, USA, pp:1-14.

58. Çakmak, M.A., 2000, Kara taşıtlarının aerodinamik bakımdan incelenmesi, Mühendis ve Makina, 489, 35-41.

59. 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, Techical Report,Report VPI-AOE-195.

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

61. Mack, L.M., 1984, Boundary-layer linear stability theory, Special Course on Stability and Transition of Laminar Flow Advisory Group for Aerospace Research and Development AGARD Report No.709.