

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

**FARKLI PROFİLLERDEN MEYDANA GELEN BİR KANAT
MODELİNDE AÇIKLIK ORANININ AERODİNAMİK
PERFORMANSA VE AKIŞ AYRILMALARINA ETKİSİNİN
İNCELENMESİ**

**Hazırlayan
Abdulhalim AŞKAN**

**Danışman
Dr. Öğr. Üyesi Selim TANGÖZ**

Yüksek Lisans Tezi

**Temmuz 2018
KAYSERİ**

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

**FARKLI PROFİLLERDEN MEYDANA GELEN BİR KANAT
MODELİNDE AÇIKLIK ORANININ AERODİNAMİK
PERFORMANSA VE AKIŞ AYRILMALARINA ETKİSİNİN
İNCELENMESİ**

(Yüksek Lisans Tezi)

**Hazırlayan
Abdulhalim AŞKAN**

**Danışman
Dr. Öğr. Üyesi Selim TANGÖZ**

**Temmuz 2018
KAYSERİ**

BİLİMSEL ETİĞE UYGUNLUK

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.

Abdulhalim AŞKAN

İmza:



Farklı Profillerden Meydana Gelen Bir Kanat Modelinde Açıklık Oranının Aerodinamik Performansa ve Akış Ayrılmalarına Etkisinin İncelenmesi adlı Yüksek Lisans tezi, Erciyes Üniversitesi Lisansüstü Tez Önerisi ve Tez Yazma Yönergesi'ne uygun olarak hazırlanmıştır.

Tezi Hazırlayan

Abdulhalim AŞKAN

Danışman

Dr. Öğr. Üyesi Selim TANGÖZ

Ana Bilim Dalı Başkanı


Prof. Dr. İlker YILMAZ

Dr. Öğr. Üyesi Selim TANGÖZ danışmanlığında **Abdulhalim AŞKAN** tarafından hazırlanan **“Farklı Profillerden Meydana Gelen Bir Kanat Modelinde Açıklık Oranının Aerodinamik Performansa ve Akış Ayrılmalarına Etkisinin İncelenmesi”** adlı bu çalışma, jürimiz tarafından Erciyes Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Sivil Havacılık Anabilim Dalında **Yüksek Lisans** tezi olarak kabul edilmiştir.

23 / 07 / 2018

JÜRİ:

Danışman :Dr. Öğr. Üyesi Selim TANGÖZ
Üye :Prof. Dr. İlker YILMAZ
Üye :Dr. Öğr. Üyesi Murat ŞAHİN



ONAY:

Bu tezin kabulü Enstitü Yönetim Kurulunun 31/07/2018 tarih ve 2018/33-05 sayılı kararı ile onaylanmıştır.



Prof. Dr. Mehmet AKKURT

Enstitü Müdürü

TEŞEKKÜR

Çalışmalarım boyunca farklı bakış açıları ve bilimsel katkılarıyla beni aydınlatan, yakın ilgi ve yardımlarını esirgemeyen ve bu günlere gelmemde en büyük katkı sahibi sayın hocam ve danışmanım Dr. Öğr. Üyesi Selim TANGÖZ'e çok teşekkür ederim.

Ayrıca tez çalışmam boyunca sayısal ve deneysel çalışmalarında yardımlarını ve desteklerini esirgemeyen başta Arş. Gör. Metin UZUN ve Arş. Gör. Ömer ÇAM olmak üzere Dr. Öğr. Üyesi Mehmet KONAR ve Öğr. Gör. Murat TAŞTAN ve çalışma arkadaşlarım Arş. Gör. Yakup ÇAM ve Arş. Gör. Oğuzhan ŞAHİN'e teşekkür ederim.

Ayrıca; çalışmalarım süresince sabır göstererek beni daima destekleyen aileme en içten teşekkürlerimi sunarım.

Abdulhalim AŞKAN
Kayseri, Temmuz 2018

FARKLI PROFİLLERDEN MEYDANA GELEN BİR KANAT MODELİNDE AÇIKLIK ORANININ AERODİNAMİK PERFORMANSA VE AKIŞ AYRILMALARINA ETKİSİNİN İNCELENMESİ

Abdulhalim AŞKAN

**Erciyes Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü
Yüksek Lisans Tezi Temmuz 2018
Danışman: Dr. Öğr. Üyesi Selim TANGÖZ**

ÖZET

Bu çalışmada 4 farklı profilden oluşan Boeing 737-Klasik uçağına ait kanadın açıklık oranı (AR) değiştirilerek elde edilen 8 kanadın aerodinamik kuvvetleri ve akış davranışları -4° ile 28° hücum açısı aralığında ve dört farklı Reynolds sayısında ($Re=0.5 \times 10^5$, 1×10^5 , 1.5×10^5 ve 2×10^5) incelenmiş ve kanat açıklık oranının kanat üzerine gelen aerodinamik kuvvetler ve kanat etrafındaki akış davranışları üzerindeki etkisi görülmek istenmiştir. Sayısal ve deneysel olarak yapılan bu çalışma da AR ve Re sayısının değeri arttıkça kanat performansını belirleyen CL ve CL/CD gibi parametrelerde artış görülürken CD'nin ise azaldığı görülmüştür. Ayrıca açıklık oranı arttıkça kanat performansları birbirine oldukça yaklaşmış ve AR=10,32 ile AR=11.12 kanatları arasında performans bakımından incelenen Reynolds sayısı aralığında neredeyse hiç fark görülmemiştir. En yüksek CL/CD değeri 2×10^5 Reynolds sayısında ve AR=11.12 açıklık oranına sahip kanatta görülürken en düşük CL/CD değeri 0.5×10^5 Reynolds sayısında ve AR=5.56 kanadında görülmüştür. Tüm kanatlarda CL değeri 16° 'ye kadar lineer olarak artarken bu açının üzerinde artış hızının azaldığı ve 20° ile 28° hücum açısı aralığında neredeyse durağan bir eğilim izlemiştir.

8° 'ye kadar kanat üzerindeki akış laminer iken, 12° 'de havanın türbülanslı akışa geçiş yaptığı ve 12° 'den sonra türbülanslı havanın giderek arttığı gözlemlenmiştir. 20° 'de kanat üzerinde bir laminer ayrılma kabarcığı olduğundan kanatlarda tutunma kaybı meydana gelmiştir. 20° 'nin üzerinde hücum açısı arttıkça ayrılma kabarcığının boyutsal ve yoğunluk olarak arttığı gözlemlenmiştir.

Anahtar Kelimeler: Düşük Reynolds sayısı, Açıklık oranı, Laminer ayrılma kabarcığı

INVESTIGATION OF THE EFFECT OF ASPECT RATIO ON AERODYNAMIC PERFORMANCE AND FLOW SEPARATION ON A WING MODEL COMPOSED OF DIFFERENT PROFILES

Abdulhalim AŞKAN

Erciyes University, Graduate School of Natural and Applied Science

M.Sc. Thesis, July 2018

Supervisor: Dr. Selim TANGÖZ

ABSTRACT

In this study, aerodynamic forces and flow behaviors of 8 wings obtained by changing the aspect ratio (AR) of the wing belonging to Boeing 737-Classic aircraft consisting of 4 different profiles are examined. The studies were made in the range of -4° to 28° angle of attack and in four different Reynolds numbers ($Re=0.5 \times 10^5$, 1×10^5 , 1.5×10^5 and 2×10^5). In this thesis, it is desired to see the effect of the wing aspect ratio on the aerodynamic forces and on the flow behavior around the wing. In this numerical and experimental study, it is seen that as the AR and the Re numbers increases, the parameters, which determine the wing performance such as CL and CL/CD are increased while the CD is decreasing. In addition, as the aspect ratio increases, the wing performances are close to each other and there is almost no difference in terms of aerodynamic performance between $AR = 10.32$ and $AR = 11.12$ wings in Reynolds numbers range. The highest CL/CD value was found in the wing with 2×10^5 Reynolds number and $AR=11.12$ aspect ratio, while the lowest CL/CD value was found at 0.5×10^5 Reynolds number and $AR=5.56$ wings. In all wings, while the CL value increased linearly up to 16° , a decreasing rate of increase was seen over this angle and a nearly stationary trend in the range of 20° to 28° attack angle was observed.

It has been observed that the flow over the wing up to 8° is laminar, while at 12° the air passes through the turbulent flow and the turbulent air gradually increases after 12° . At 20° , on the wing surface, a laminar separation bubble was formed, causing stall on the wings. It has been observed that as the angle of attack increases above 20° , the separation bubble increases in size and intensity.

Keywords: Low Reynolds number, Aspect ratio, Laminar separation bubble

İÇİNDEKİLER

FARKLI PROFİLLERDEN MEYDANA GELEN BİR KANAT MODELİNDE AÇIKLIK ORANININ AERODİNAMİK PERFORMANSA VE AKIŞ AYRILMALARINA ETKİSİNİN İNCELENMESİ

BİLİMSEL ETİĞE UYGUNLUK.....	i
YÖNERGEYE UYGUNLUK SAYFASI.....	ii
KABUL VE ONAY.....	iii
TEŞEKKÜR.....	iv
ÖZET.....	v
ABSTRACT.....	vi
İÇİNDEKİLER.....	vii
KISALTMA VE SİMGELER.....	ix
TABLolar LİSTESİ.....	x
ŞEKİLLER LİSTESİ.....	xi
GİRİŞ.....	1

1. BÖLÜM

GENEL BİLGİLER VE LİTERATÜR ARAŞTIRMASI

1.1. Reynolds Sayısı.....	2
1.2. Sınır Tabakası.....	4
1.3. Laminer Ayrılma Kabarcıkları.....	8
1.3.1. Akış Ayrılmasının Kontrolü.....	11
1.4. Kanat Açıklık Oranı.....	12
1.5. Literatür Çalışması.....	14
1.5.1. Açıklık Oranının Kanat Performansına Etkisi.....	14
1.5.2. Akış Ayrılmasının Kanat Performansına Etkisi.....	17

2. BÖLÜM

SAYISAL VE DENEYSSEL ÇALIŞMALAR

2.1. Sayısal Çalışma	25
2.2. Kanat Geometrisi ve Akış Alanı	26
2.2.1. Kanat Geometrisi	26
2.2.2. Akış Alanı	28
2.2.3. Ağ Yapımı (meshleme)	28
2.2.3.1. Mesh bağımsızlığı	30
2.2.4. Sayısal Yöntem	31
2.2.4.1. Türbülans Modeli	33
2.3. Deneysel Çalışma	34
2.3.1. Deney Düzenegi	35
2.3.1.1. Tünelin Türbülans Şiddeti	37
2.3.1.2. Kuvvet Ölçümleri	38
2.3.2. Kanatların Üretimi	39

3. BÖLÜM

BULGULAR VE TARTIŞMA

3.1. Sonuçların Doğrulanması (Validasyon).....	42
3.2. Açıklık Oranı (AR) Değişiminin Kanat Performansına Etkisi.....	46
3.3. Reynolds Sayısının Kanat Performansına Etkisi.....	58

4. BÖLÜM

SONUÇ ve ÖNERİLER

4.1. Sonuç	67
4.2. Öneriler.....	69
KAYNAKÇA.....	70

KISALTMA VE SİMGELER

<u>Sembol</u>	<u>Anlamı</u>	<u>Birimi</u>
AR	Açıklık oranı (Aspect Ratio)	
Re	Reynolds sayısı	
NS	Navier-Stokes	
RANS	Reynolds Ortalama Navier-Stokes	
CL	Taşıma katsayısı	
CD	Sürüklenme katsayısı	
L	Taşıma kuvveti	$kg * m / s^2$
D	Sürüklenme kuvveti	$kg * m / s^2$
MAC	Ortalama Aerodinamik Veter	m
α	Hücum açısı	derece (°)
AoA	Hücum açısı	derece (°)
c	Veter (cord) uzunluğu	m
ρ	Akışkan yoğunluğu	kg / m^3
V	Akışkan hızı	m / s

TABLOLAR LİSTESİ

Tablo 2. 1. Kanadını oluşturan profiller ve profillerin özellikleri	26
Tablo 2. 2. Boeing 737-klasik kanadının özellikleri.....	27
Tablo 2. 3. Açıklık oranının değiştirilmesi ile elde edilen 1/36 ölçekli kanatların özellikleri	27
Tablo 2.4. 0° hücum açısında grid bağımsızlığının elde edildiği element ve nodes sayıları	31
Tablo 3. 1. $0,5 \times 10^5$ Reynolds sayısında AR=5.56, AR=7.94 ve AR=10.32 en/boy oranlı kanatlarının akış davranışları	54
Tablo 3. 2. 1×10^5 Reynolds sayısında AR=5.56, AR=7.94 ve AR=10.32 en/boy oranlı kanatlarının akış davranışları	55
Tablo 3. 3. $1,5 \times 10^5$ Reynolds sayısında AR=5.56, AR=7.94 ve AR=10.32 en/boy oranlı kanatlarının akış davranışları	56
Tablo 3. 4. 2×10^5 Reynolds sayısında AR=5.56, AR=7.94 ve AR=10.32 en/boy oranlı kanatlarının akış davranışları	57
Tablo 3. 5. Farklı Reynolds sayılarında ve 8°, 12° ve 16° hücum açılarında AR=7.94 kanadına ait akış çizgileri.....	63
Tablo 3. 6. Farklı Reynolds sayılarında ve 20°, 24° ve 28° hücum açılarında AR=7.94 kanadına ait akış çizgileri.....	64
Tablo 3. 7. Farklı Reynolds sayılarında ve 8°, 12° ve 16° hücum açılarında AR=7.94 kanadına ait sınır tabakasındaki akış çizgileri	65
Tablo 3. 8. Farklı Reynolds sayılarında ve 20°, 24° ve 28° hücum açılarında AR=7.94 kanadına ait sınır tabakasındaki akış çizgileri	66

ŞEKİLLER LİSTESİ

Şekil 1. 1. Çeşitli hava araçlarının uçtuğu Reynolds sayı aralığı	3
Şekil 1. 2. Taşıma/sürüklenme oranının Reynolds sayısına bağlı olarak değişimi.....	4
Şekil 1. 3. Sınır tabakasında hız değişimi	5
Şekil 1. 4. Sınır tabakasında laminer ayrılma ve bir ayrılma kabarcığının yapısı	7
Şekil 1. 5. Reynolds sayısının ayrılma kabarcıkları üzerindeki etkisi	8
Şekil 1. 6. Ayrılma kabarcıklarının çevresindeki alanda basınç dağılımı	9
Şekil 1. 7. Hücum açısının ayrılma kabarcıkları üzerindeki etkisi	10
Şekil 1. 8. Reynolds sayısına bağlı olarak geçiş esnasında ayrılma kabarcığının yüksekliği	10
Şekil 1. 9. Açıklık oranının taşıma eğrisi üzerindeki etkisi	13
Şekil 1. 10. Taşıma katsayısına bağlı olarak açıklık oranının sürüklenme katsayısına etkisi	13
Şekil 2. 1. Profillerin kanat üzerindeki yerleşimi	26
Şekil 2. 2. Sayısal çözümleme için yapılan akış alanı ölçüleri	29
Şekil 2. 3. Akış alanı ve kanat yüzeyindeki mesh detaylı gösterimi	29
Şekil 2. 4 Akış alanı yüzey isimlendirilmesi	30
Şekil 2. 5. ERÜ-HUBF Aerodinamik Laboratuvarında bulunan rüzgâr tüneli ve yardımcı ölçüm aletlerinin şematik gösterimi	35
Şekil 2. 6. Rüzgar tüneli bölümleri	36
Şekil 2. 7. Rüzgar tüneli test bölümü.....	36
Şekil 2. 8. Rüzgar tüneli giriş bölümü ve akış düzenleyici elek flanşlarının görünümü	37
Şekil 2. 9. Test bölgesi türbülans şiddetinin serbest akış hızı ile değişim grafiği	38
Şekil 2. 10. Test bölgesi serbest akım hızının anlık ölçümlerinin zaman grafiği	39
Şekil 2. 11. Yük hücresi ve aparatları	40
Şekil 2. 12. Test edilmeye hazır bir kanat modeli	40
Şekil 2. 13. AR=7.94 açıklık oranlı kanadın rüzgar tüneline sabitlenmiş görüntüsü	41
Şekil 2. 14. AR=10.32 açıklık oranlı kanat modelinin rüzgar tüneline sabitlenmiş görüntüsü	41
Şekil 3. 1. $Re=1 \times 10^5$ Reynolds sayısında AR=7.94 kanadına ait CL/CD oranının sayısal ve deneysel sonuçlarının karşılaştırılması.....	43

Şekil 3. 2. $Re=1 \times 10^5$ Reynolds sayısında $AR=7.94$ kanadına ait taşıma katsayısının sayısal ve deneysel sonuçların karşılaştırılması	43
Şekil 3. 3. $Re=1 \times 10^5$ Reynolds sayısında $AR=7.94$ kanadına ait sürüklenme katsayısının sayısal ve deneysel sonuçların karşılaştırılması	44
Şekil 3. 4. $Re=1 \times 10^5$ Reynolds sayısında $AR=10.32$ kanadına ait CL/CD oranının sayısal ve deneysel sonuçlarının karşılaştırılması.....	44
Şekil 3. 5. $Re=1 \times 10^5$ Reynolds sayısında $AR=10.32$ kanadına ait taşıma katsayısının sayısal ve deneysel sonuçların karşılaştırılması	45
Şekil 3. 6. $Re=1 \times 10^5$ Reynolds sayısında $AR=10.32$ kanadına ait sürüklenme katsayısının sayısal ve deneysel sonuçların karşılaştırılması	45
Şekil 3. 7. $Re=50,000$ Reynolds sayısında kanatların taşıma (a), sürüklenme (b) kuvvetleri ve taşıma/sürüklenme oranının (c) karşılaştırılması	48
Şekil 3. 8. $Re=100,000$ Reynolds sayısında kanatların taşıma (a), sürüklenme (b) kuvvetleri ve taşıma/sürüklenme oranının (c) karşılaştırılması.....	49
Şekil 3. 9. $Re=150,000$ Reynolds sayısında kanatların taşıma (a), sürüklenme (b) kuvvetleri ve taşıma/sürüklenme oranının (c) karşılaştırılması.....	51
Şekil 3. 10. $Re=200,000$ Reynolds sayısında kanatların taşıma (a), sürüklenme (b) kuvvetleri ve taşıma/sürüklenme oranının (c) karşılaştırılması.....	52
Şekil 3. 11. Farklı Reynolds sayılarında $AR=5.56$ kanadına ait CL/CD oranının hücum açısına bağlı olarak değişimi	59
Şekil 3. 12. Farklı Reynolds sayılarında $AR=7.94$ kanadına ait CL/CD oranının hücum açısına bağlı olarak değişimi	60
Şekil 3. 13. Farklı Reynolds sayılarında $AR=10.32$ kanadına ait CL/CD oranının hücum açısına bağlı olarak değişimi	61

GİRİŞ

Reynolds sayısı ve kanat açıklık oranı ile ilgili çalışmalar yeni olmamasına rağmen hava araçlarının aerodinamik performansını etkileyen en önemli faktörler arasında yer aldığından, akademik alanda devamlı üzerinde çalışılma ihtiyacı duyulan konular arasında yer almıştır.

Uçaklarda meydana gelen kazaların önemli bir kısmı iniş veya kalkış esnasında farklı etkenler tarafından tetiklenen ve uçağın havada tutunamaması olarak ifade edilen stalldan kaynaklanmaktadır. Stall olayı ise; artan hücum açısı ile kanat yüzeyindeki ters basınç gradyanları daha şiddetli hale geldiği için, ayrılma kabarcıklarının aniden patlaması sonucu oluşur [1].

Hava akımı ayrılmalarını etkileyen en önemli faktörlerden biri kanatın şeklini oluşturan profillerin aerodinamik karakteristikleridir. Profillerin kamburluğu ve kalınlığı gibi özellikleri kanadın taşıma ve sürüklenme kuvvetini dolayısıyla stall karakteristiğini doğrudan etkilemektedir. Uçağın havada tutunmasını etkileyen diğer bir önemli parametre ise kanadın açıklık oranıdır. Kanat uzunluğunun ortalama kanat veterine oranını ifade eden kanat açıklık oranı kanatta oluşan taşıma kuvvetini ve uçağın hareketine direnç oluşturan sürüklenme kuvvetini etkilemektedir. Bu sebepten kanadın performansını belirleyen ve kanadın stall karakteristiğini etkileyen önemli bir parametredir.

Bu çalışmada dünyada yaygın olarak kullanılan Boeing 737 Classic model ticari yolcu uçağının dört farklı profilden meydana gelen kanadında oluşan hava akımı ayrılmaları incelenmiş ve kanadı oluşturan her bir profilin uzunlukları eşit değerde değiştirilmek suretiyle kanat açıklık oranının kanadın yüzeyindeki hava akımı ayrılmalarına ve kanadın aerodinamik performansına etkileri incelenmiştir.

1. BÖLÜM

GENEL BİLGİLER VE LİTERATÜR ARAŞTIRMASI

1.1. Reynolds Sayısı

Bir kanat üzerine etki eden basıncın boyutsal analizi olarak görülen Reynolds sayısı kanadın aerodinamik performansını etkileyen baskın bir parametredir. 1883 yılında Osborne Reynolds (1842-1912) tarafından sunulan Reynolds sayısı, akışkanlar dinamiğinde bilinen en önemli boyutsuz parametrelerden bir haline gelmiştir [2]. Boyutsuz Navier-Stokes denkleminin bir sonucu olarak görünen ve benzer geometrik nesnelere için dinamik olarak benzer akış modellerinin analizini oluşturan doğal bir parametredir [3]. Reynolds sayısı, aşağıda hesaplandığı gibi, akışkanın yoğunluğu, viskozitesi, hızı ve veter uzunluğu "C" olan bir kanadın fonksiyon olmakla birlikte aslında atalet kuvvetlerinin viskoz kuvvetlere olan bir orandır.

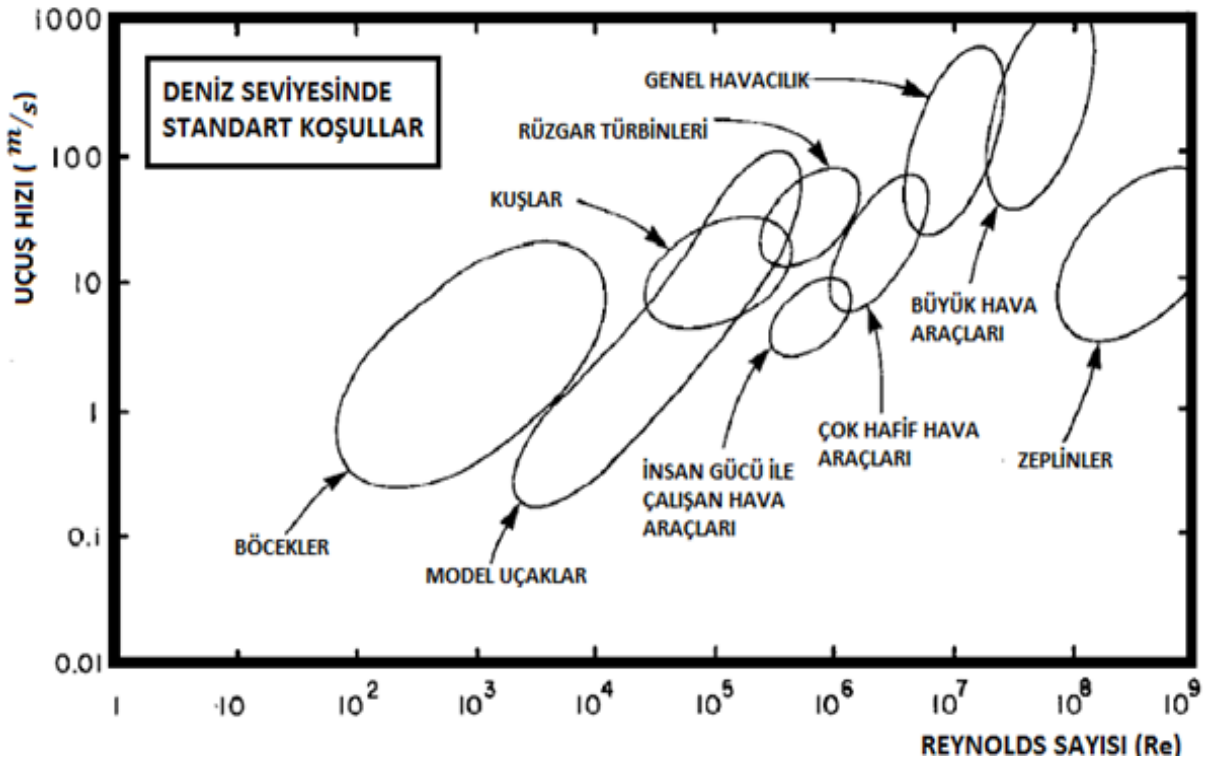
$$Re = \frac{\rho VC}{\mu} \quad (1.1)$$

Burada " ρ " akışkanın yoğunluğu " V " akışkanın hızı " C " kanadın veter uzunluğunu " μ " akışkanın kinematik viskozitesini tanımlamaktadır. Şekil 1.1 [4] doğada var olan uçan nesnelere ve insan yapımı uçan nesnelere Reynolds sayı aralıkları ile ilgili bir sınıflandırmayı göstermektedir. Farklı Reynolds sayılarında cisimlerin performans özellikleri de değişmektedir. Aerodinamikte, performans genellikle taşıma kuvvetinin sürüklenme kuvvetine oranı ile ya da boyutsuz terimlerle ifade edilirse taşıma katsayısının (C_L) sürüklenme katsayısına (C_D) oranı ile belirlenir.

Şekil 1.2'de [4] tipik pürüzsüz bir kanat profili üzerinde yapılan bir çalışmada Reynolds sayısı yaklaşık olarak 10^5 'in altına düştüğünde aerodinamik özelliklerin ani bir şekilde bozulduğu açık bir şekilde görülmektedir. Ani değişimlerin meydana geldiği bu Reynolds sayılarına kritik Reynolds sayısı denir ve bu aralıklarda bir kanadın performansında olağan olmayan davranışlar görülebilir. Reynolds sayısı ile ilgili literatürde var olan çalışmalara göre Reynolds sayısı aralıkları kanadın yüzeyinde üç tür akış moduna ayrılabilir [5].

$Re \leq 4 \times 10^4$ olduğu durumlarda sınır tabakasındaki akış laminer davrandığından ve yüzeyden ayrılmaya karşı hassas olduğundan "alt kritik mod" adı verilir. Bu Reynolds sayısında laminer ayrılma meydana gelmekte ve akış yüzeye yeniden tutunmamaktadır. Bu durum kanadın aerodinamik performansına olumsuz yönde etki etmektedir.

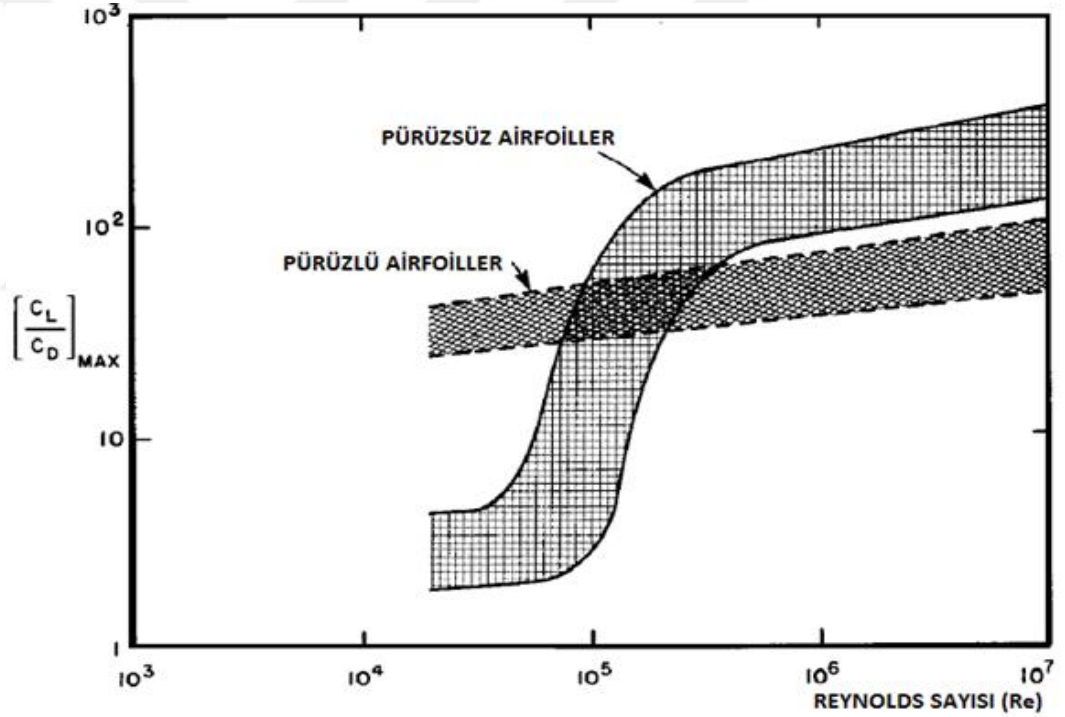
Reynolds sayısının 5×10^5 'i geçmesi ile akış yüzeyden kopmadan önce laminer sınır tabakasındaki akış türbülanslı akışa geçiş yaptığından bu Reynolds sayısı aralığı "süperkritik mod" olarak adlandırılmıştır. $4 \times 10^4 \leq Re \leq 5 \times 10^5$ aralığı ise "kritik mod" olarak tanımlanmaktadır. Bu aralıkta sınır tabakasının akış yapısı laminerden türbülanslı akışa geçiş yapar ve hem laminer ayrılma hem de akışın yüzeye yeniden tutunması olayları görülür. Ayrıca bu aralıkta laminer ayrılma kabarcıkları da açık bir şekilde gözlemlenebilir [6].



Şekil 1. 1. Çeşitli hava araçlarının uçtuğu Reynolds sayı aralığı [4]

Ayrıca airfoil performansının Reynolds sayısına göre daha iyi anlaşılması için Carmichael [7] tarafından da çalışmalar yapılmıştır. Bu araştırmasının kısa bir özeti aşağıda 30.000 ile 200.000 arasında Reynolds sayıları için gösterilmiştir.

1. $30,000 \leq Re \leq 70,000$: Bu akış rejiminde, kanat profilinin seçimi oldukça önemlidir çünkü nispeten kalın olan profiller (% 6 ve üzeri), türbülanslı akışa geçiş ile laminer ayrışmanın neden olduğu belirgin histerezis etkilerine sahip olabilir. Ayrıca, 50.000'in altındaki aralık için, akış yüzeyden koptuğunda, akışın, türbülanslı akışa geçişi ve yeniden yüzeye tutunması olayları meydana gelmez.
2. $70,000 \leq Re \leq 200,000$: Bu aralıkta, laminer ayrılma kabarcıkları mevcut değildir. Geniş laminer akış elde edilebilir.
3. $Re \geq 200,000$: Reynolds sayısının artması ile ayrılma kabarcıkları iyice azaldığından profilin performansı büyük ölçüde artar.



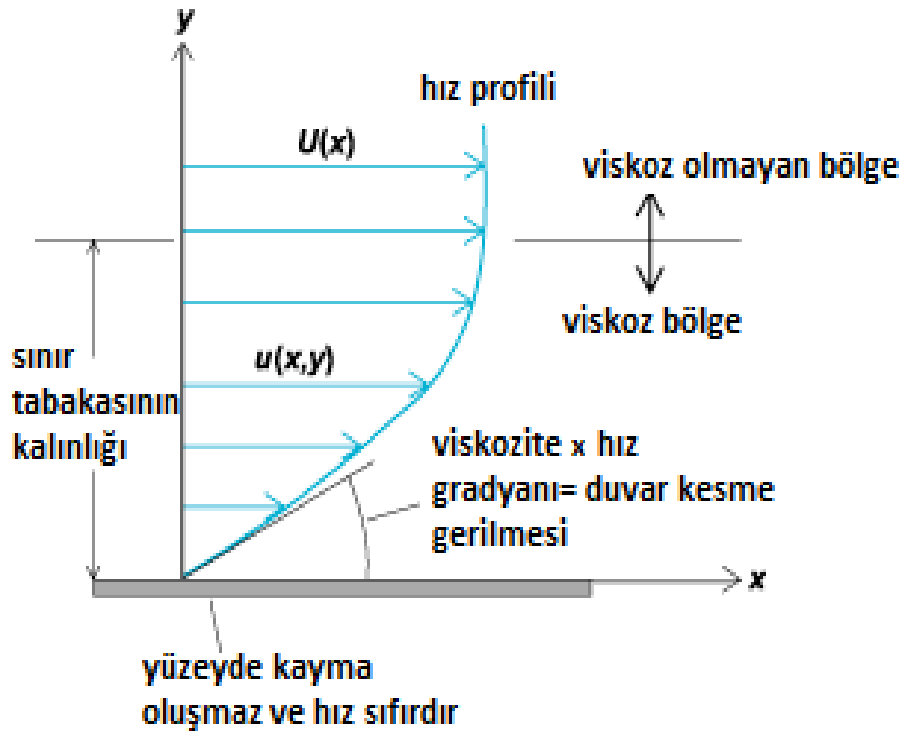
Şekil 1. 2. Taşıma/sürüklenme oranının Reynolds sayısına bağlı olarak değişimi [4]

1.2. Sınır Tabakası

Aerodinamik sınır tabakası ilk olarak Ludwig Prandtl tarafından 12 Ağustos 1904'te Heidelberg, Almanya'daki üçüncü Uluslararası Matematikçiler Kongresi'nde sunulan bir makalede tanımlanmıştır. Prandtl; ilki sınır tabakasının içinde, viskozitenin hâkim olduğu ve oluşan sürüklenme kuvvetinin büyük çoğunluğunu oluşturan alan, ikincisi ise sınır

yüzeyinin dışında, analiz üzerinde önemli etkisi olmadığından viskozitenin ihmal edilebildiği alan olmak üzere akış alanını ikiye bölmüştür [8]. Viskozitenin varlığı cismin yüzeyinde kaymayan bir sınır koşulu oluşturur ve bu yüzden yüzeydeki hız sıfırdır. Yüzeyden bir miktar uzakta akış serbest akışa erişir, böylece bir kayma tabakası oluşur ve bu tabaka sınır tabakasının kalınlığını tanımlar. Sınır tabakasından uzaklaştıkça akış sürekli hale gelir ve sınır tabakasının dış kenarında akış hızının yaygın olarak %99'a ulaştığı kabul edilir [2]. Bu noktadan uzak mesafelerde akışkan, viskozitenin ve girdapların olmadığı ideal akış durumuna erişir. Şekil 1.3'te [3] viskoz bölgede sınır tabakasının varlığı gösterilmiştir.

Yüksek Reynolds sayılarında ($Re > 10^6$), atalet kuvvetleri oldukça baskındır ve sınır tabakası nispeten incedir. Bununla birlikte, Reynolds sayısı azaldıkça ve viskoz kuvvetler atalet kuvvetlerine göre artmaya başladıkça, sınır tabakası kalınlaşmaya başlar [3]. Viskoz etkilerin akış çizgileri boyunca yayılması için gereken süre, akışkanın kanat yüzeyine yakın geçirdiği zamandan daha küçük olduğunda "ince" bir sınır tabakası şekline bürünür ve aşağıdaki denklemle tarif edilir:



Şekil 1. 3. Sınır tabakasında hız değişimi [3]

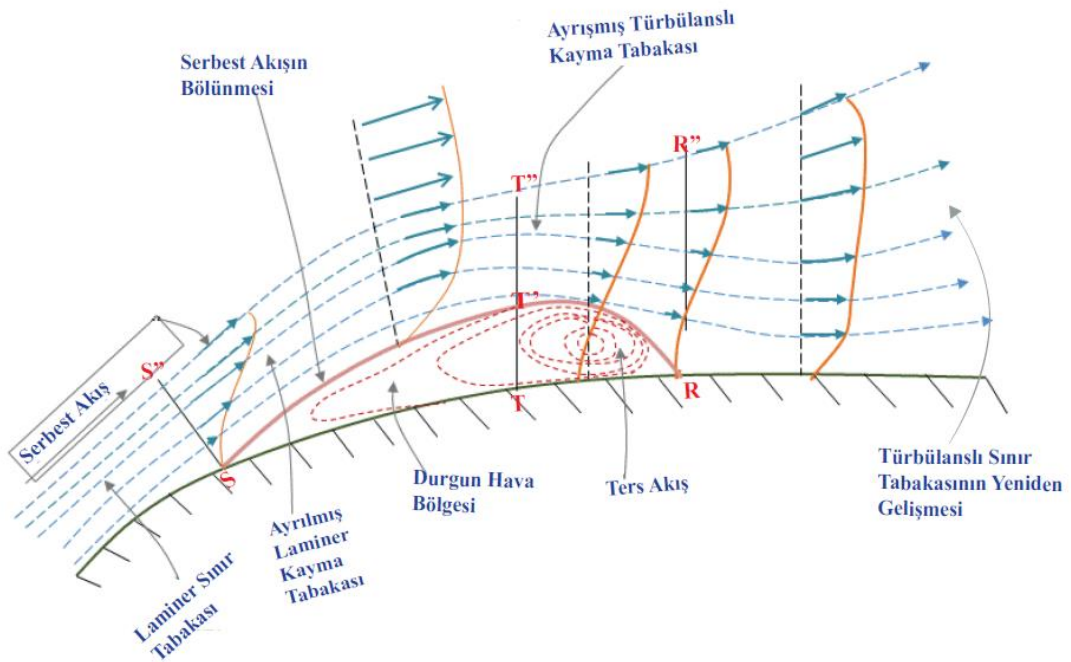
$$\frac{L}{U} \gg \sqrt{\frac{VL}{U^3}} \quad [3] \quad (1.2)$$

Eğimli bir yüzeyin etrafındaki bu ince sınır tabakası, negatif (akış yönündeki) ve ters basınç gradyanları alanlarını aşmalıdır. Bir ters basınç gradyanının, basıncı akış yönünde azalttığı ve laminer akışın stabilitesini arttırdığı bilinmektedir. Negatif basınç gradyanları hava akış hızının arttığı, yani dinamik basıncın yüksek ve statik basıncın da düşük olduğu profilin hücum kenarı kısmında bulunur. Yüzeyin eğriliği değiştiğinde, statik basınç akış yönüne göre artar ve bu da ters bir basınç eğimi oluşturur ki bu alan basınç geri kazanım bölgesi olarak bilinir ve laminer akışın dengesini bozar. Ters basınç gradyanları, akışın yüzeye çok yakın olduğu ters akış noktasına varana kadar akış hızının azalmasına eşlik eder. Bu nokta, sınır tabakasının ayrılma noktasıdır [2]. Düşük Reynolds sayılarında, laminer akış, çok az kinetik enerji içerir ve viskoz sınır tabakasının sürtünme kuvvetlerine karşı enerji kaybına ilaveten, ters basınç gradyanlarının üstesinden gelemeyebilir ve genellikle türbülanslı akışa geçiş yapmadan önce ayrılır.

Düşük Reynolds sayılarında akışın davranışlarını belirleyen iki olgu vardır: laminer sınır tabakasında akış ayrılması ve bu akışın türbülanslı akışa geçişi. Kanat profili boyunca akış yönünde basınç artışı olduğu zaman genel bir yavaşlama meydana gelir. Sınır tabakasının dış sınırlarında bu yavaşlama Bernoulli Teoremine göre gerçekleşir. Genel olarak, hızın nispi kaybı, sınır tabakasındaki akışkan için katmanın dış sınırlarındaki akışkana göre biraz daha fazladır, çünkü kinetik enerjisi düşmüş olan hava sınır tabakasında ters basınç gradyanlarına karşı akma kabiliyetini kaybeder. Eğer basınç artışı yeterli seviyeye gelirse, sınır tabakası içerisindeki akışkanın büyük bir bölümü yönünü terse çevirebilir ve ters yöne doğru hareket etmeye başlayabilir. Bu ters yöne akış gerçekleştiği zaman sınır tabakasının “ayrılmış” olduğu söylenir [9]. Türbülanslı akışa geçiş genellikle akış yönündeki ayrılmadan kaynaklanır ve türbülans, akışın yeniden yüzeye tutunmasını sağlayarak böylece laminer ayrılma kabarcıklarını oluşturur.

Profilin şekline, yüzey pürüzlülüğüne, hücum açısına, çevresel bozukluklara ve Reynolds sayısına bağlı olarak, ayrılmış laminer sınır tabakası tipik olarak ayrıldıktan sonra türbülanslı bir akışa geçer ve airfoil boyunca yüzeyden kopmaz ya da ayrılabilir bile yeniden tutunur [10]. Laminer ayrılma ile türbülanslı akışın yüzeye yeniden tutunma noktası arasındaki bölge ayrılma kabarcıkları olarak tanımlanmaktadır. Ayrılma meydana geldikten hemen sonra laminer sınır tabakası genellikle kararsızdır ve Şekil 1. 4'te görüldüğü üzere sınır tabakasında

serbest akışın bittiği noktada başlar [10]. Bu şekilde laminer ayrılma tabakası iki ana bölgeye ayrılmıştır: ilki $S''T''R''$ ve $ST'R$ noktalarını birleştiren hatlar arasında kalan bölge, ikincisi ise STR ile $ST'R$ hatları arasında kalan bölgedir. İkinci bölümde ayrılma kabarcıkları ve ters akış vorteksleri bulunmaktadır ki burada T ile T' noktaları arasında bir “ölü hava bölgesi” bulunmaktadır [11]. Ölü Hava Bölgesi, ayrılmış laminer akışın bir karakteristiğidir. Serbest akış verimli bir şekilde karışmaz ve hız durağanlığa çok yakındır. Hız, durağanlığa yakın olduğundan, basınç gradyanları ve alan bir basınç platosu oluşturur.

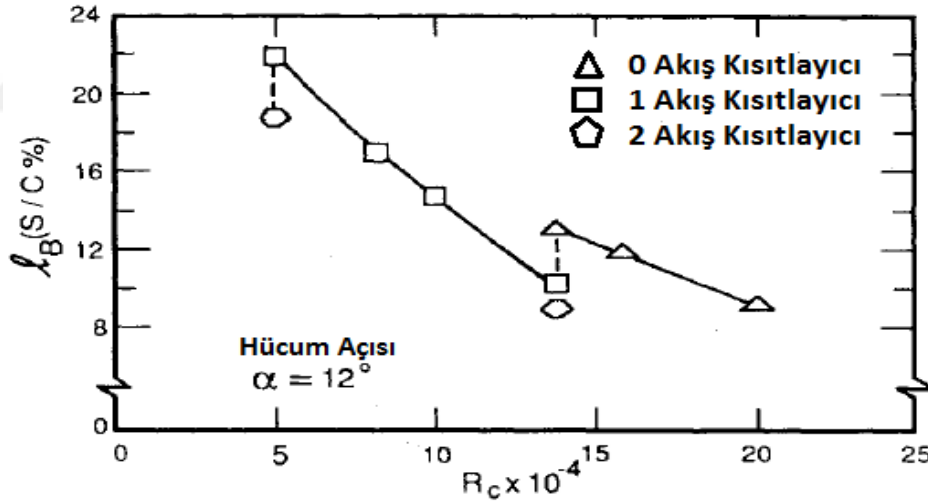


Şekil 1. 4. Sınır tabakasında laminer ayrılma ve bir ayrılma kabarcığının yapısı [12]

Türbülanslı akışın kendisi kendi kendine sürdürülebilir değildir. Fakat türbülanslı akışın önemli özelliklerinden biri, akışın momentumunun ortalama akışı ile değiş tokuşudur ve böylece, Şekil 1. 4'teki ters akış vorteks bölgesi ile gösterilen serbest akımdan bir duvar bölgesi temin eder. Türbülanslı akış tarafından yeterli enerji elde edilirse, sınır tabakası ters basınç gradyanına dayanabilecek ve sonradan tekrar bağlanacaktır [3]. Ayrıca, eğer ters basınç gradyanı çok büyük değil ise, akış, airfoil yüzeyine yeniden tutunmak için sürüklenme yoluyla yeterli enerjiyi geri kazanabilir. Bu nedenle, zamana göre ortalama olarak bir dolaşım akış bölgesi oluşturulur. Bu kabarcık bir sınır tabakası olarak hareket ettiği için, olay genellikle bir geçiş ayrılma kabarcığı olarak adlandırılır [10].

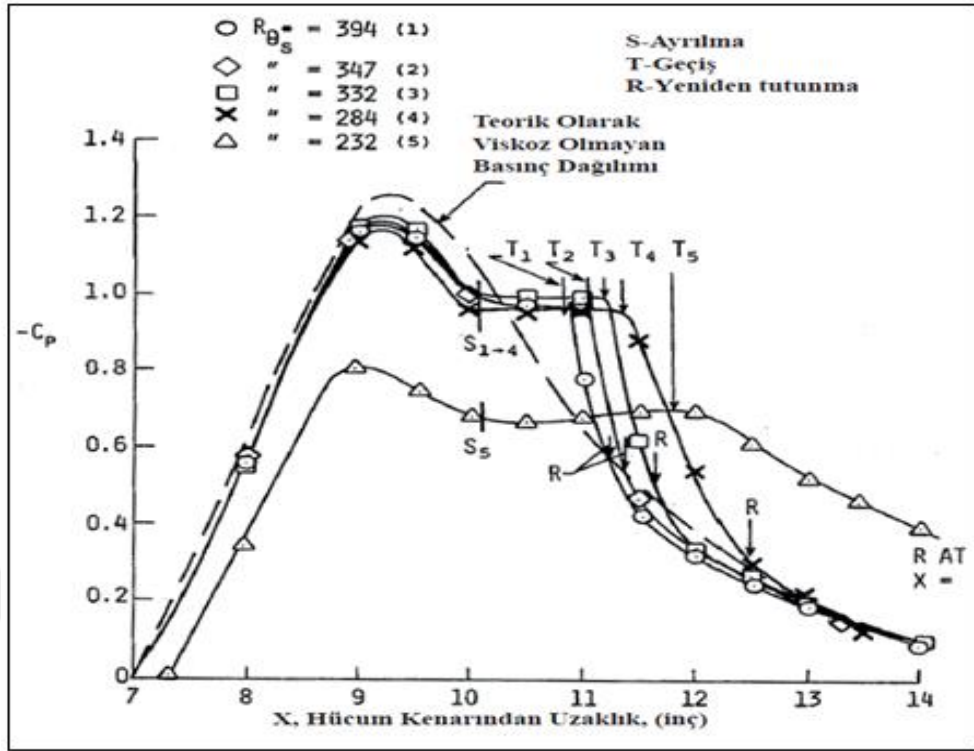
1.3. Laminer Ayrılma Kabarcıkları

Neredeyse tüm hava araçlarının performansı, düşük Reynolds sayılarında ortaya çıkabilecek laminer ayrılma kabarcıklarından büyük ölçüde etkilenmektedir. Ayrılma kabarcıkları, güçlü ters basınç gradyanlarından (yüzey boyunca basınç yükselmesi) kaynaklanır, bu da laminer sınır tabakasının eğimli kanat profili yüzeyinden ayrılmasına sebep olur. Basınç yükselmesi, kanat profilinin Bernoulli denklemi ile hız dağılımında görülebilen, airfoilin firar kenarına doğru süratle düşmesi ile ilgilidir. Deneysel verilerden ayrılma kabarcıklarının fiziksel boyutlarını önemli ölçüde etkileyen değişkenlerin Reynolds sayısı, hücum açısı ve harici çevresel şartlar olduğu tespit edilmiştir [13]. Reynolds sayısının ayrılma kabarcıkları üzerindeki etkisinin incelendiği çalışmalardan biri olan M. M. O'Meara ve T. J. Mueller'in yapmış oldukları deney sonuçları şekil 1.5'te gösterilmiştir [12]. Bu şekilde Reynolds sayısının laminer ayrılma kabarcıkları üzerindeki önemli etkisi gösterilmiştir. Reynolds sayısı azaldıkça ayrılma kabarcığının uzunluğu da artmıştır.



Şekil 1. 5. Reynolds sayısının ayrılma kabarcıkları üzerindeki etkisi [12]

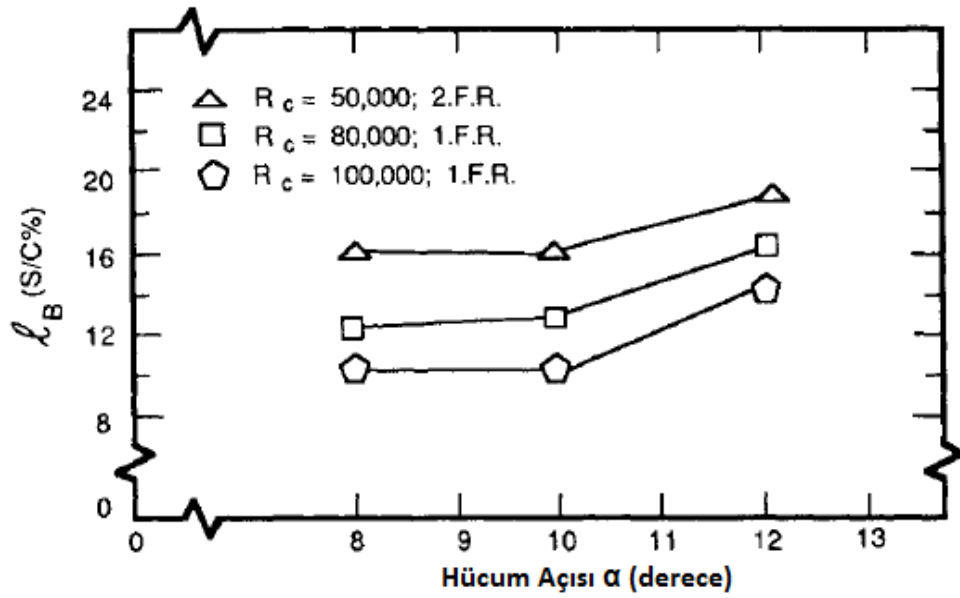
Laminer ayrılma kabarcıkları ile Reynolds sayısı arasındaki ilişki, Gaster tarafından da incelenmiştir. Düz bir plakanın üzerindeki birçok ayrılma kabarcığının davranışını gözlemleyen Gaster [14], düz bir yüzeyin üzerine ters bir kanat profili koyarak deneysel olarak incelemiştir. Airfoilin yerini ve insidans açısını değiştirerek birçok ayrılma kabarcığının davranışını ölçmüştür. Ayrılma kabarcıklarını tanımlamakta ve davranışlarını kontrol etmekte önemli parametre olan boyutsuz bir basınç gardyanı $\frac{\theta_s^2 \Delta U}{v \Delta x}$ bulmuştur.



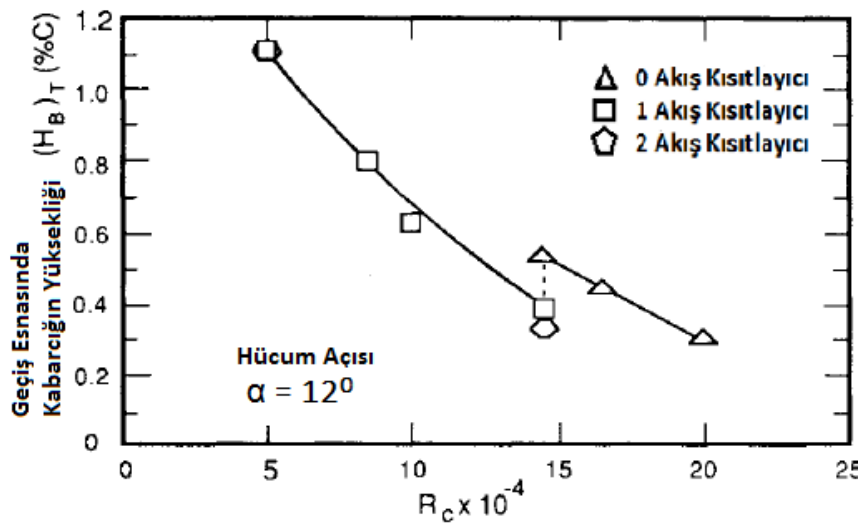
Şekil 1. 6. Ayrılma kabarcıklarının çevresindeki alanda basınç dağılımı [14]

Gaster, normalize edilmiş basınç gradyanının -0.09 'a eşit olduğunda ayrılmanın meydana geldiğini ve buna karşılık gelen kritik bir Reynolds sayısının (R_{θ_s}) kabarcıkların patlamasının başlangıcını belirlediğini bulmuştur. Gaster ayrıca ayrılma kabarcıklarının hız ve basınç üzerindeki etkisini araştırarak ayrılma kabarcıklarını kısa ve uzun olarak sınıflandırmıştır. Şekil 1. 6, R_{θ_s} , Reynolds sayısının düşürülmesi ile laminar ayrılma kabarcıkları etrafındaki basınç dağılımının kabarcık davranışı üzerindeki etkisini göstermektedir. Reynolds sayısı azaldıkça sabit basıncın derecesi de artar, ancak yeniden tutunma noktası R sonra $R_{\theta_s} = 394, 347, 332$ ve 284 Reynolds sayılarına karşılık gelen basınç dağılımları, emme piklerindeki küçük azalmalar hariç, teorik viskoz olmayan basınç dağılımları ile hemen hemen aynı kalır. Diğer yandan, R_{θ_s} , 232 'ye düştüğünde, emme pikleri önemli ölçüde azalır ve sabit basıncın kapsamı arttıkça, hava dolaşımı azalır. Bu önemli değişiklik kabarcığın patladığını ve ayrılma kabarcığının uzun bir kabarcığa dönüştüğünü gösterir. Sonuç olarak, kısa kabarcık, ayrılma kabarcığının dış bölgesindeki basınç dağılımı üzerinde önemli bir etkiye sahipken, uzun kabarcığın önemli bir etkiye sahip olmadığı söylenebilir [11].

Ayrılma kabarcıkları hücum açısı değişiminden de etkilenmektedir. Şekil 1.7’de görüldüğü gibi hücum açısı 8° ’den 10° ’ye çıkarıldığında, laminer ayrılma noktası kanat üzerinde yaklaşık % 3.7 X/C’den % 2.8’ X/C’ye ilerlemiştir, ancak kabarcık uzunluğunda önemli bir değişiklik meydana gelmemiştir. 12° derecelik bir hücum açısında, kabarcık tekrar ileri doğru hareket etmiş, ancak bu sefer uzunluğa kadar artmıştır [12].



Şekil 1. 7. Hücum açısının ayrılma kabarcıkları üzerindeki etkisi [12]



Şekil 1. 8. Reynolds sayısına bağlı olarak geçiş esnasında ayrılma kabarcığının yüksekliği [12]

Kabarcıkların uzunluğuna ek olarak, kalınlıkları da bu parametrelerden etkilenmektedir ve Şekil 1.8, Reynolds sayısı ile kabarcık yüksekliğinin değişimini göstermektedir [12]. Buradan kord Reynolds sayısındaki artış ile kabarcık kalınlığında keskin bir azalma olduğu gözlemlenebilir.

Ayrıca yukarıdaki parametrelere ek olarak hızın kabarcıkların fiziksel değişimine etkisi Diwan ve Ramesh tarafından yapılan deneylerde tespit edilmiştir [15]. Yapılan deneysel çalışmalarda kabarcıkların hem uzunluğunun hem de yüksekliğinin hızdaki düşüş ile arttığını gözlemlenmiştir. Bununla birlikte, daha sonra yapılan analizler, kabarcık boyunun, uzunluğundan daha büyük bir oranda arttığını göstermektedir. Bu özellik, düşük Reynolds sayılı airfoil tasarımı açısından, ayrılma kabarcıklarının karakterize edilmesinde yararlı olabilir.

1.3.1. Akış Ayrılmasının Kontrolü

Sınır tabakasındaki akışın kontrolü bir diğer anlamda ayrılma kabarcıklarının kontrol edilmesi hava araçlarının aerodinamik performansının geliştirilmesi için önemli bir adımdır. Laminer ayrılma kabarcıkları tipik olarak sürtünme etkisine sahip olduklarından parazit olarak kabul edilirler [16]. Ayrıca laminer ayrılma kabarcıkları karakteristik olarak akıntıya karşı oluşan küçük dalgalanmalara karşı hassastır ve kararsızlığa eğilimlidirler. Bu kararsızlık, tasarım belirsizliği ile sonuçlanır ve aerodinamik performansı düşürmenin yanı sıra, hava aracı yapılarında potansiyel olarak tehlikeli dinamik yapısal yüklemeye sebep olduğu deneysel olarak gözlemlenmiştir [16]. Laminer ayrılma kabarcıklarının kontrolü veya elimine edilmesi aerodinamik alanında çalışan birçok araştırmacının önceliğidir. Hâlihazırda kullanımda olan ayrılma kabarcıklarının eliminasyonunun en etkili metotları, sınır tabakasının erken türbülanslı akışa geçişini zorlaştırmayı gerektirmektedir, bu da ayrılmayı daha az olası kılmaktadır ki; [17] dikkatli kanat profili seçimi veya laminer ayırma noktasının üst tarafındaki mekanik türbülötörlerin yerleştirilmesi bu yöntemle örnek verilebilir [18]. Bununla birlikte, bu tür yöntemler, gereklilikten bağımsız olarak, genellikle pasiftir ve türbülans üretmektedir. Bir sistemin çok çeşitli çalışma koşullarında gerçekleştirmesi gereken uygulamalarda, bir aktif kontrol sistemi arzu edilir. Bu nedenle pnömatik türbülötörler ve plazma aktüatörler gibi akış kontrol sistemlerine araştırmacıların ilgisi vardır [19].

Her birinin kendi avantaj ve dezavantajı olan birçok aktif ve pasif ayrılma kontrol yöntemleri vardır. Bu çalışmanın temel konusu ayrılma kontrolü olmadığından yukarıdaki kısa bilgi yeterli olacaktır.

1.4. Kanat Açıklık Oranı

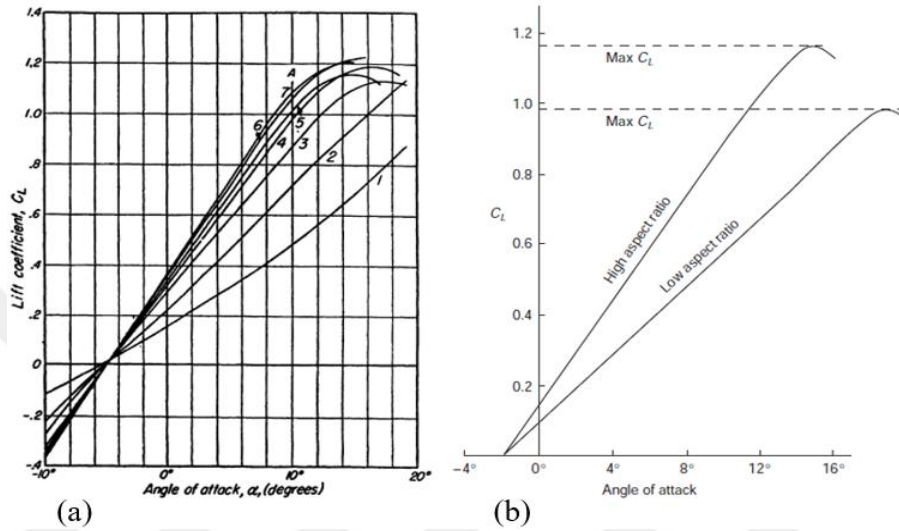
Kanat açıklık oranı; kanat açıklığının karesinin kanadın alanına olan oranı b^2/S olarak ifade edilir, burada “b” uçtan uca kanat uzunluğunu, “S” ise kanadın toplam alanını ifade etmektedir. Kanat karakteristikleri ile ilgili yapılan deneysel ve sayısal çalışmalarda, hücum açısına bağlı olarak taşıma ve sürükleme katsayılarındaki değişim oranının modelin açıklık oranı tarafından önemli ölçüde etkilendiği belirlenmiştir.

Yüksek açıklık oranına sahip kanatların düşük açıklık oranına sahip kanatlara göre daha yüksek taşıma eğrisi eğimine ve daha düşük sürükleme katsayısına sahip olduğu görülmüştür. Kanat açıklık oranının taşıma katsayısı üzerindeki etkisi şekil 1.9 a ve b’de gösterilen iki ayrı çalışmaya ait grafikler ile verilmiştir [9], [20]. Farklı açıklık oranlarına sahip kanatların grafik üzerinde “0” (sıfır) taşıma sağladığı anda hemen hemen aynı hücum açısında olduğu fakat taşıma eğrisi eğiminin açıklık oranının artması ile devamlı olarak arttığı görülmektedir. Kanat açıklık oranı ne kadar yüksek olursa taşıma ve hücum açısı arasındaki ilişki de o kadar doğrusal olmaktadır.

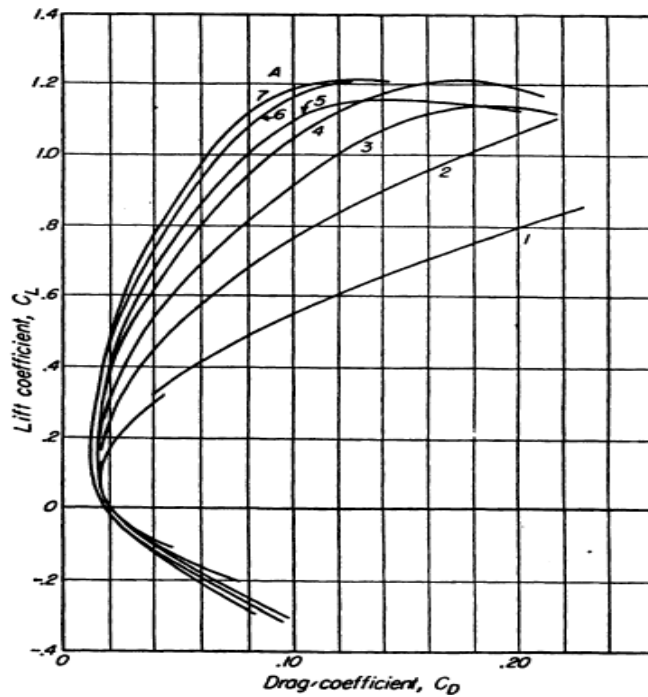
Birçok deneysel çalışma sonucu, düşük açıklık oranına sahip kanatların performanslarının hem lineer hem de lineer olmayan taşıma kaynaklarından etkilendiğini ve laminar ayrılma kabarcıklarının etkisinin kanat ucundaki vortekslerin enerji verici etkisi ile zayıfladığını göstermiştir [21]. Hücum açısı değişimi ile açıklık oranı 2’nin altına düştükçe stall hücum açısı önemli derecede artmakta iken taşıma eğrisinin doğrusallığı da azalmaktadır [5]. Düşük açıklık oranlı kanatların ($AR < 2$) iki ana taşıma kaynağı vardır; lineer ve lineer olmayan kaynaklar. Lineer taşıma, kanat etrafındaki sirkülasyon ile ilişkili olan vorteks akışından elde edilir. Lineer olmayan taşıma, düşük açıklık oranlı kanatların güçlü kanat ucu girdapları ile ilişkilidir. Bu güçlü girdaplar, kanadın üst yüzeyinde kuvvetli çapraz akış hızlarına neden olur, bu da basınçta bir düşüşe neden olur.

Açıklık oranının akış ayrılmasına etkisi ile ilgili olarak Torres ve Mueller [22], düşük açıklık oranına sahip kanatlarda güçlü kanat ucu girdaplarının akış ayrılmasını engellediğini ve

geciktirdiğini belirtmişlerdir. Kanat $\alpha_{C_{Lmax}}$ açısına ulaştığında, kanat ucu vortekslerinin indüklediği akış, kanadın üst yüzeyindeki akışa enerji verebilir ve ayrılmayı geciktirebilir. Kanatın üst yüzeyindeki bu kanat ucu girdap yapılarının kuvveti artan açıklık oranı ile azalır ve sonuç olarak daha düşük hücum açılarında ve buna karşılık gelen taşıma katsayılarında ayrılma gerçekleşir.



Şekil 1. 9. Açıklık oranının taşıma eğrisi üzerindeki etkisi



Şekil 1. 10. Taşıma katsayısına bağlı olarak açıklık oranının sürüklenme katsayısına etkisi

Prandtl [23] tarafından geliştirilen klasik taşıma-hattı teorisi (lifting-line theory), kanat ucu girdaplarının en-boy oranı etkilerini hesaba katarak yerel bir akış yönünde düzeltme sağladığını belirtmektedir. Kanat ucundaki girdaplar, bir kanat profilinin üst ve alt yüzeyleri arasındaki basınç farkından kaynaklanmaktadır. Kanadın üst yüzeyinin üzerindeki akış, alt yüzeye kıyasla çok daha düşük bir basınca sahiptir. Bu nedenle, kanatların altındaki yüksek basınçlı akış bölgesi kanat uçlarının çevresinde kanatların üzerindeki alt basınç bölgesine doğru dökülür. Kanat uçlarının etrafındaki dökülme, kanatların arkasına sarkar ve iki ana girdap oluşturur. Bu girdaplar karşıt bir güç oluşturur ve böylece kanattaki taşıma vektörünün geriye doğru hareket ettirilmesine neden olarak sürüklenme kuvveti yaratır [24]. Kanat açıklık oranının taşıma katsayısına bağlı olarak sürüklenme katsayısına olan etkisi ise şekil 1.10'da gösterilmektedir. Farklı hücum açılarındaki tüm kanat modelleri için taşıma/sürüklenme katsayısı sifira eşit olmasına rağmen, açıklık oranı arttıkça daha yüksek taşıma katsayılarında sürüklenme katsayısında belirgin bir azalma meydana geldiği görülmektedir [9].

1.5. Literatür Çalışması

1.5.1. Açıklık Oranının Kanat Performansına Etkisi

Kanat açıklık oranının aerodinamik karakteristikler üzerindeki etkisi Makoto Mizoguchi ve Hajime Itoh [17] tarafından dikdörtgen kanatlar üzerinde $2,6 \times 10^4$ ve $7,6 \times 10^4$ aralığındaki düşük Reynolds sayılarında deneysel olarak incelenmiştir. Deneysel olarak ölçülen aerodinamik katsayılar, görselleştirilmiş akış alanları ve analitik sonuçlar ile karşılaştırılmış ve şu sonuçlar elde edilmiştir. Düşük Reynolds sayılarında, yüksek açıklık oranına sahip kanatların karakteristiklerinin kanadın hücum kenarında oluşan ayrılma kabarcıklarından etkilendiği görülmüştür. Fakat açıklık oranı 3.0 ve üzerinde olan kanatlar için niteliksel özelliklerin çok değişmediği görülmüştür. Açıklık oranı 3'ten küçük olan kanatların karakteristik özelliklerinin yukarıda bahsedilen büyük açıklık oranlı kanatlardan çok farklı olduğu gözlemlenmiştir. Özellikle açıklık oranı 1'e eşit ve 1'den küçük olan kanatlarda çok önemli değişiklikler elde edilmiştir. Kanat açıklık oranının bu etkisinin kanat ucu vortekslerinden kaynaklandığı sonucuna varılmıştır.

Yine Makoto Mizoguchi [25] ve çalışma arkadaşları bir başka çalışmalarında kanat açıklık oranının kanat performansı ve kanadın stall karakteristikleri üzerindeki etkisini düşük Reynolds sayılarında dikdörtgen kanatlar üzerinde yaptıkları deneysel çalışmalarla göstermişlerdir. Bu çalışma hücum ve firar kenarları düz, enine ve uzunlamasına dikdörtgen olan düz plaka şeklindeki kanat modelleri üzerinde gerçekleştirilmiştir. Her kanat modelinde dikdörtgen planform ve düz yan kenarlar bulunmakta ve her modelin veter uzunluğu ve kalınlığı sırasıyla 90 mm ve 1 mm'dir. Açıklık oranı 0,1'lik artışlarla 0,5 ile 1,5 arasında değişmektedir. Deneyler 5.2×10^4 Reynolds sayısında düşük hızlı bir rüzgâr tüneline yapılmıştır. Sonuçlar; düşük açıklık oranına sahip kanatların açıklık oranı değişimine karşı çok hassas olduğunu göstermiştir. Açıklık oranı azaldıkça maksimum taşıma katsayısının (C_{Lmax}) arttığı gözlemlenmiştir. Ayrıca 1.0 ila 1.3 arasında açıklık oranındaki hafif değişimlerin kanatların aerodinamik karakteristiklerinde önemli değişimlere sebebiyet verdiği görülmüştür. Açıklık oranı 1.0'a yaklaştıkça stall açısının da önemli ölçüde yükseldiği görülmüştür.

Kanat açıklık oranının aerodinamik performans üzerindeki etkisinin incelendiği bir diğer çalışma da Gabriel E. Torres [22] ve çalışma arkadaşlarının yapmış olduğu araştırmadır. Araştırmacılar bu çalışmada Reynolds sayısı 7×10^4 ila 2×10^5 aralığında değişen düşük açıklık oranına sahip kanatların taşıma, sürüklenme ve yunuslama momentlerinin karakteristiklerini sunmuşlardır. Bu çalışmanın bir parçası olarak araştırmacılar kalınlık-veter oranı $\approx 2\%$ olan, açıklık oranları 0.5 ila 2.0 arasında değişen ve eliptik bir hücum kenarına sahip 4 farklı kanat planformunu (dikdörtgen, Zimmerman, ters Zimmerman ve eliptik) rüzgâr tüneline incelemiştir. Deney sonuçlarından açıklık oranı 1.25'den küçük olan kanatların taşıma eğrilerinde doğrusallık olmadığı görüldü. Kanat planformlarının çok önemli aerodinamik etkilere sahip olduğu ve ters Zimmerman kanatlarının diğer kanatlara göre daha etkili olduğu belirlenmiştir. Ayrıca, dikdörtgen/ters Zimmerman planformları ve eliptik/Zimmerman kanatlarının $AR=1.50$ değerinde $\alpha_{C_{Lmax}}$ ve C_{Lmax} 'ın önemli ölçüde farklı değerlere sahip olduğu belirtilmiştir. Bu farkın muhtemel sebebinin, eliptik ve Zimmerman kanatlarının hücum kenarının planform geometrisi ile ilgili olduğu öne sürülmüştür. Ayrıca, hücum açısı arttırıldıkça taşıma merkezinin firar kenarına doğru kaydığı görülmüştür. Bu kaymanın sebebinin, kanadın arka kısmında daha baskın olan kanat ucu vorteksleri tarafından üretilen lineer olmayan taşıma ile ilişkili olduğu ileri sürülmüştür.

Lance W. Traub [26] bu çalışmada düşük Reynolds sayılarında açıklık oranının kanadın aerodinamik performansı üzerindeki etkisini incelemiştir. Araştırmacı bu deneyde ClarkY ve SD7062 profilleri ele almıştır. Deneyler, türbülans yoğunluğu %0.5'ten düşük, 1x1ft boyutunda, düşük hızlı, açık bir rüzgar tüneline yapılmıştır. Deney sonuçları, airfoilin basınç direnci hesaba katılmadığı zaman kanadın verimliliğinin açıklık oranı ile doğru orantılı olarak sonsuz bir şekilde arttığı görülmüştür. Yani, basınç direnci ihmal edildiğinde L/D ve $C_L^{3/2}/C_D$ sınırsız olarak arttığı, basınç direncinin etkileri dâhil edildiğinde ise, kanat profili verimliliği düştükçe daha düşük kanat açıklık oranına göç eden L/D ve $C_L^{3/2}/C_D$ 'de farklı piklerin ortaya çıktığı görülmüştür.

Açıklık oranının kanadın performansına olan etkisinin incelendiği bir diğer çalışma ise Gavin K. Ananda [27] ve arkadaşlarının yapmış olduğu deneysel çalışmadır. Bu çalışmada Wortmann FX 63-137 kanadının $2 \leq AR \leq 5$ aralığında farklı açıklık oranlarındaki modellerini düşük Reynolds sayılarında (60,000 ila 160,000 arası) subsonik bir rüzgar tüneline incelemiştir. Rüzgar tüneline test bölgesinde maksimum hız 160mph (71.53m/s) çıkmaktadır. Ayrıca akış görselleştirme için flüoresan yağ akışı görselleştirme tekniği kullanılmıştır. Deney sonuçlarından, taşıma ve taşıma/sürüklenme oranında ani bir artışın meydana geldiği $Re=90,000$ 'nin kritik bir Reynolds sayısının varlığı gözlemlenmiştir. Akış görselleştirme tekniğinden elde edilen verilerden pre-stall histerez görülmez iken post-stall histerez olayı yakalanmıştır. Bu çalışmada ayrıca 10 adet düz levha dikdörtgen şeklindeki kanat etrafındaki hava akımı da incelenmiştir. $60,000 < Re < 160,000$ Reynolds sayıları aralığında yapılan bu çalışmada herhangi bir kritik Reynolds sayısının varlığı gözlemlenmemiştir.

Yine Gavin K. Ananda [21] ve çalışma arkadaşlarının yapmış olduğu bir diğer çalışma düşük Reynolds sayılarında kanatların aerodinamik karakteristiklerinin incelenmesi ile ilgilidir. Açıklık oranı 2 ila 5 arasında değişen düz ve konik şeklindeki 10 adet kanadın deneysel incelenmesi 50,000 ile 150,000 arasında değişen Reynolds sayılarında yapılmıştır. Deneyler rüzgar tüneline yapılmış ve akış görselleştirme için yağ tekniği kullanılmıştır. Deney sonuçlarından düz-levha şeklindeki kanatların hiç birinde herhangi bir histerize gözlemlenmemiştir. Tüm kanatlar için maksimum C_L değeri 0.55 ile 0.7 arasında bulunmuştur. Ayrıca düz-dikdörtgen şeklindeki kanatlarda aerodinamik merkezin yerinin hücum açısı ile önemli derecede değiştiği görülmüştür. Düşük hücum açılarında,

aerodinamik merkez kanat veterinin çeyreğine yakın kısımda bulunurken stall açısına yakın yüksek hücum açılarında bunun tam tersi, aerodinamik merkez, kanadın firar kenarına yaklaşma eğilimi göstermiştir. Rüzgâr tüneli ölçümleri, düz şekilli kanatların Oswald'ın verim faktörünün kanat açıklık oranı değişimine karşı çok hassas olduğunu göstermiştir. Kanat açıklık oranının arttırılması ile Oswald'ın verim faktörünün yaklaşık olarak 0.81'den 0.33 değerine düştüğü gözlemlenmiştir.

Cem A. Ozen ve Donald Rockwell [28] kanat açıklık oranı ve kanat şeklinin dönen kanatların aerodinamik performansına olan etkisini bir sirke sineğinin kanat modelini ve 3 adet dikdörtgen düz kanat modelini kullanarak araştırmışlardır. Ortalama veter tüm kanatlarda $C = 38.1$ mm'dir. Dikdörtgen plakaların açıklık oranı $AR = 1, 2$ ve 3 'tür. Deneysel olarak yapılan bu çalışmada kanatlar etrafındaki akış 3 boyutlu olarak PIV yöntemi ile görselleştirilmiştir. Deney sonuçlarından; dikdörtgen kanadın açıklık oranı yeterince büyük ve kanat dönme merkezinden geniş bir radyal mesafeye geldiğinde hücum kenarındaki girdap yapılarında bozulma meydana geldiği gözlemlenmiştir. Hücum kenarı ve firara kenarlarında oluşan ayrılmış sınır tabakalarının, dönmenin etkisi ile ciddi şekilde azaldığı sonucu elde edilmiştir. Aynı zamanda kanat açıklık oranı düşük kanat modellerinde dönmenin etkisi ile vortekslerin kaybolduğu gözlemlenmiştir. Fakat hücum kenarı ve firar kenarındaki vorteks değişikliklerine rağmen kanadın kök kısmındaki vortekslerin aynı kaldığı görülmüştür. Bu vorteks sistemindeki temel özellikler sirke sineği kanadında da görülmüştür. Yapıları; aynı açıklık oranına sahip dikdörtgen kanatlarda oluşan vorteks yapılarıyla önemli derecede benzer olduğu gözlemlenmiştir.

1.5.2. Akış Ayrılmasının Kanat Performansına Etkisi

Laminer ayrılma kabarcıklarının kanat profili performansı üzerindeki büyük etkileri E. V. Laitone [29] tarafından incelenmiştir. Laitone; düşük türbülanslı bir rüzgar tüneline yapmış olduğu deneylerde, düşük Reynolds sayılarında NACA 0012 profilinin taşıma ve sürüklenme kuvvetlerinin ölçümlerini, ince, düz, eğri levhaların dikdörtgen platform kanatlarıyla karşılaştırmıştır. NACA 0012 profili etrafındaki akışı farklı Reynolds sayılarında inceleyen araştırmacı hücum açısının artmasına karşı taşıma katsayısında bir süreksizlik olduğunu görmüştür. Fakat buna karşılık Reynolds sayısı arttıkça, süreksizliğin azaldığını da gözlemlemiştir. Reynolds sayısı 70.000'e yaklaştığında süreksizliğin kaybolduğunu görmüş

ve bu Reynolds sayısını performansın daha tutarlı olduğu kritik bir Reynolds sayısı olarak kabul etmiştir.

Gaster [14], düz bir yüzeyin üstüne ters çevrilmiş bir kanat koyarak deneysel olarak bir plakadaki kabarcıkların davranışlarını incelemiştir. Kanadın konumunu ve insidans açısını değiştirerek farklı Reynolds sayılarında ve çeşitli basınç dağılımlarında oluşan laminer ayrılma kabarcıklarının davranışlarını ölçmeye çalışmıştır. Kabarcığın yapısının, sınır tabakasının Reynolds sayısındaki değerine ve kabarcık tarafından işgal edilen bölgedeki basınç artışına bağlı olduğunu bulmuştur. Ayrıca basınç gradyanlarının kabarcıkların davranışını etkileyen ve kontrol eden önemli bir parametrenin $((\theta_s^2)/\nu \Delta U/\Delta x)$ varlığını ortaya çıkarmıştır. Gaster yapmış olduğu çalışmada, normalize edilmiş basınç gradyeninin -0.09'a eşit olduğunda ayrılmanın oluştuğunu ve karşılık gelen kritik Reynolds sayısının $(R_{\theta_s} = 125$ veya $R_{\delta_s^*} = 460)$ patlamanın başlangıcını belirlediğini bulmuştur.

Horton [30], laminer ayrılma kabarcıklarının büyümesi ve patlamasını ön görmek için yarı deneysel bir çalışma yapmıştır. Bu çalışmada türbülanslı akış ayrılması ve laminer akış ayrılmasının deneysel sonuçları için Gaster'in [14] çalışmasını kullanmıştır. Horton, türbülanslı sınır tabakası yüzeye yeniden tutunamadığında ve teorik basınç dağılımı viskoz olmayan basınç dağılımı ile kesişmediğinde kabarcıklarda patlama olayının gerçekleştiğini bulmuştur. Laminer ayrılma kabarcıkları ile ilgili Horton'un [30] yapmış olduğu bu çalışma daha sonra Roberts [31] tarafından geliştirilmiştir. Robert [31] çalışmada laminer ayrılma kabarcıklarının gelişiminin ve patlamasının tanımlanması ve hesaplanması ile ilgili NACA 663-018 kanat profili üzerinde yarı deneysel bir çalışma yapmıştır. Bu çalışmada laminer serbest kesme tabakasının uzunluğunu serbest akışlı türbülans ile ilişkilendirmek için deneysel bir korelasyon ve türbülanslı kesme tabakasının özelliklerini ve ayrılmış akışın yeniden tutunma konumunu hesaplamak için Horton [30]'un yönteminin değiştirilmiş bir versiyonunu kullanılmıştır.

Ayrılma kabarcıkları ile ilgili yapılmış öncü çalışmalardan birisi de P. R. Owen, ve L. Klanfer'in [32] yapmış olduğu çalışmadır. Araştırmacılar düşük hızlı bir rüzgar tüneline ince bir profilin hücum kenarında oluşan ayrılma tabakasını incelemişlerdir. Yüzeyden ayrılan akımın, akış yönünde belli bir mesafe sonra yüzeye yeniden tutunduğunu gözlemlemişlerdir. Akış ayrılmasının olduğu bu bölge ayrılma kabarcığı olarak adlandırılmış ve ayrılma kabarcığının uzunluğunun yüzeyin sürtünmesine, Reynolds

sayısına ve profilin şekline bağlı olarak değişebileceğini gözlemlemişleridir. Kabarcık uzunluğunun ayrılma noktasındaki yer değiştirme noktasının kalınlığına bağlı olarak öncelikle Reynolds sayısına bağlı olduğunu bulmuşlardır. Bu sonuca dayanarak Owen ve Klanfer $R_{\delta_s}^*$ değeri 550'den büyük ise ayrılma kabarcıklarının kısa kabarcıklar olarak sınıflandırılabilirliğini, eğer 450'den küçük ise uzun kabarcıklar olarak sınıflandırılabilirliğini ve 450 ila 550 aralığında hem kısa hem de uzun kabarcıkların olabileceğini gözlemlemişleridir.

Crabtree [33], deneysel olarak, düşük hızlı bir rüzgar tüneline yüzde 10'luk kalınlığa sahip bir RAE 101 profil kesitini iki boyutlu olarak araştırmıştır. Sonuçlar, akış ayrılmasında yer değiştirme kalınlığına dayalı sınır tabakasında Reynolds sayısı 450'den büyükse, kısa bir kabarcık oluşturulduğunu, 400'den küçük ise uzun kabarcık oluştuğunu göstermiştir. Bulduğu sonuçlar, Owen ve Klanfer'in [32] 1953 yılında yaptığı kısa ve uzun kabarcıkları ayıran kritik Reynolds sayısının değeri ile ilgili çalışmalarını desteklemiştir. Bununla birlikte, bu sonuçlar, önceki çalışmaların aksine, kısa bir kabarcığın dökümü için evrensel bir kritik değer $(R_{\delta_1})_s$ olmadığını göstermektedir. Kısa bir kabarcık patladığı anda $(R_{\delta_1})_s$ değerinin hemen hemen 500'ün altına düştüğü, ancak dökülmeden hemen önce $(R_{\delta_1})_s$ değerinin 500'den büyük olabileceği görülmüştür.

Laminer ayırma kabarcıklarının öngörülmesi ile ilgili bir çalışma, Drela ve Giles [34] tarafından, viskoz-viskoz olmayan etkileşim sayısal yöntem kullanılarak düşük Reynolds sayılı akışlar üzerine yapılmıştır. Viskoz akışın tanımlanması için yer değiştirme kalınlığı ile birleştirilen sınır tabakası için iki integral denklemi ve viskoz olmayan akışı tanımlamak için de sabit Euler denklemlerini kullanmışlardır. Doğrusal olmayan denklem kümesi, Newton yöntemi ile aynı anda çözülmüştür. Sonuçlar, mevcut analiz yönteminin, ayrılma kabarcıklarının kayıplarının doğru bir şekilde gösterilmesinden dolayı düşük Reynolds sayılarında kanat profili performansını doğru bir şekilde tahmin edebildiğini göstermiştir.

Po-Wei Chen [35] ve arkadaşları NACA0003 kanadının 3-boyutlu akış davranışlarını ve aerodinamik karakteristiklerini $Re=1.0 \times 10^5$ Reynolds sayısında sayısal ve deneysel olarak incelemişlerdir. Farklı hücum açılarında yapılan bu çalışmada Po-Wei Chen ve arkadaşları akış yapısının 3-boyutlu laminer ayrılma kabarcıklarını ve kanat ucu girdaplarını içerdiği sonucunu elde etmişlerdir. Çalışmalar hücum açısı arttırıldıkça laminer ayrılma kabarcıklarının hem enine hem de boyuna büyüdüğünü ortaya çıkarmıştır.

2007 yılında Zifeng Yang [1] ve çalışma arkadaşları NASA GA(W)-1 kanat profili üzerindeki akış ayrılmalarının geçiş davranışlarını düşük bir Reynolds sayısında ($Re=68,000$) incelemiştir. Bu çalışmalarında akış alanlarının detaylandırılması ve yüzeydeki statik basınç dağılımını ölçmek için yüksek çözünürlüklü PIV sistemini kullanmışlardır. Deney sonuçlarından ters basınç gradyanlarının daha hafif olduğu küçük hücum açılarında üst yüzeydeki laminer hava tabakasının yüzeye daha sıkı tutunduğunu bulmuşlardır. Hücum açısı 11 dereceye çıkarıldığı zaman ters basınç gradyanlarının artışından dolayı laminer tabakanın yüzeyden ayrıldığını gözlemlemiştir. Ayrılmış sınır tabakası Kelvin-Helmholtz kararsızlığından dolayı değişken vortex yapıları üreterek türbülanslı akışa geçmiştir. Bunların bir sonucu olarak da kanat profili yüzeyinde, uzunlukları profil veterinin %20'si ve yükseklikleri veterinin %1'i yüksekliğinde olan ayrılma kabarcıkları oluşmuştur. Ayrıca hücum açısı artırılırken sürüklenme katsayısının sabit kaldığı, taşıma katsayısının ise lineer olarak arttığı görülmüştür. Hücum açısı 11 dereceye çıkarıldığında taşıma katsayısının artış hızının yavaşladığı ve sürüklenme katsayısının hücum açısının artışı ile hafifçe arttığı gözlemlenmiştir. Hücum açısı, ayrılma kabarcıklarının aniden patladığı 12 dereceye ulaştığında ve kanat profilinde stall meydana geldiğinde, taşıma katsayısının aniden düştüğü, sürüklenme katsayısının ise belirgin bir şekilde arttığı görülmüştür. Profil stalla girdikten sonra sürüklenme katsayısı hücum açısının artışı ile büyük bir derecede artarken, taşıma katsayısının ise hafifçe arttığı gözlemlenmiştir.

Ayrılmaya kabarcıkları ile ilgili bir diğer çalışma da Shirzad Hosseinverdi ve Hermann Fasel [36] tarafından yapılmıştır. Bu çalışmada düz bir levha üzerindeki iki boyutlu ayrılma kabarcıklarının türbülanslı akışa geçişi, incelenmiştir. Ayrılmaya kabarcıklarının herhangi harici bir müdahale olmadan kendiliğinden türbülanslı akışa geçtiği ve devamlılık sağladığı görülmüş ve bu kendiliğinden geçiş sürecinden sorumlu mekanizmayı anlamak için bir dizi üç boyutlu sayısal çalışmalar yapılmıştır. İki komşu girdap arasındaki bölgede akım yönündeki vortexlerin gelişiminin başka bir kararsızlık modu ile bağlantılı olabileceği tahmin edilmiştir. Simülasyon sonuçları, üç boyutlu yapılara yol açan ikincil istikrarsızlık mekanizmasının "mutlak" olduğunu göstermiştir. Sonuçlar, iki boyutlu büyük genlik kuvvetin ikincil mutlak kararsızlığı bastırıldığını ve bunun yerine konvektif bir istikrarsızlığa yol açtığını göstermiştir. Bunun bir sonucu olarak, akış neredeyse tüm hesaplama alanında laminer olarak kaldığı görülmüştür.

William G. Bastedo Jr. ve Thomas J. Mueller [37] $Re=80,000 - 200,000$ Reynolds sayısı aralığında Wortmann FX63-137 kanat profilini ve 3 tane dikdörtgen kanadı incelemişleridir. Bu çalışmada araştırmacılar laminer ayrılma kabarcıklarının aerodinamik performansa olan etkisini ve kanat uçlarında oluşan vortekslerin ayrılma kabarcıkları üzerindeki etkisini incelemek istemişlerdir. Çalışmaların sonucunda performansı iki gruba ayırmışlardır; $Re < 150,000$ ve $Re > 150,000$. İlk durumda ($Re < 150,000$) taşıma eğrilerinin doğrusal değil iken ikinci durumda taşıma eğrilerinin son derece doğrusal olduğu ve yakınsak olmaya başladığı görülmüştür. Reynolds sayısındaki artışın hem airfoil üzerine hem de kanatlar üzerine aynı etkiyi yaptığı gözlemlendi. Reynolds sayısı artışı taşıma katsayısının maksimum değerinde, performans oranlarında artış meydana getirirken sürüklenme katsayısının minimum değerini düşürdüğü görülmüştür. Ayrıca hücum açısının $\alpha < 7^\circ$ olduğu durumlarda laminer ayrılmaların oluştuğu ve türbülanslı akışın yüzeye yeniden tutunmadığı gözlemlenmiştir. Laminer akış ters basınç gradyanlarını aşamadığı için üst yüzeyde akış ayrışmalarının oluştuğu görülmüştür. Serbest laminer kesme tabakasının serbest akışa paralel olarak hareket ettiği ve türbülanslı bir akış oluşturduğu gözlemlenmiştir.

Düşük Reynolds sayılarında laminer ayrılma kabarcıklarının yapıları ve davranışları incelenmek amacıyla M. M. O'Meara ve T. J. Mueller [12] tarafından deneysel bir araştırma yapılmıştır. NACA 663-018 kanat profili $50,000-200,000$ cord Reynolds sayıları aralığında ve $8^\circ-12^\circ$ arasında değişen hücum açılarında incelenmiştir. Deneysel sonuçlarından, Reynolds sayısı arttırıldıkça ayrılma kabarcıklarının hem enine hem de boyuna küçüldüğü gözlemlenmiştir. Hücum açısının etkisinin ise tam tersine ayrılma kabarcıklarının hem enine hem de boyuna büyüdüğü görülmüştür. Bozuk ortamın etkilerinin, kord Reynolds sayısındaki artışın etkisine çok benzediği ve genel olarak kabarcık kalınlığı ile toplam kabarcık uzunluğu arasında neredeyse doğrusal bir ilişki olduğu gözlemlenmiştir. Serbest kesme tabakasındaki geçiş noktasını ön görme açısından mevcut veriler ile mevcut ilişkiler arasında kesin bir bağlantı bulunamamıştır.

Lei Juanmian [38] ve çalışma arkadaşları düşük Reynolds sayılarında firar kenarında oluşan akış ayrılmalarını ve kanat profilinden dökülen vorteksleri simetrik bir SD8020 kanat profili üzerinde sayısal olarak incelemişlerdir. Kararsız Reynolds ile ortalama Navier-Stokes (RANS) denkleminin çözümü için sonlu hacim yöntemi kullanılmıştır. Çalışma sonucunda elde edilen verilerde laminer ayrılmanın düşük hücum açılarında kanat profilinin her iki yüzeyinde de meydana geldiği görülmüştür. Hücum açısı arttıkça laminer ayrılma

kabarcıklarının profilin üst yüzeyinde ve firar kenarında ortaya çıktığı ve periyodik olarak patlayıp profil yüzeyinden döküldüğü gözlemlenmiştir. Vorteks dökülme çevrimlerinin, hücum açısına göre değiştiği ve hücum açısı ne kadar yüksekse, girdap dökülme döngüsünün de o kadar uzun olduğu sonucu elde edilmiştir. Ayrıca düşük Reynolds sayılarında, hücum açısı belirli bir değere ulaştığında, profilin akış alanında üst yüzey firar kenarda bulunan ayırma kabarcıkları kararsız bir hal almış ve iki büyük ölçekli girdap ürettiği görülmüştür.

Alam ve Sandham [39] Navier-Stoke denklemini kullanarak sıkıştırılamaz akışlarda laminer ayrılma kabarcıklarının yapılarını ve davranışlarını sayısal simülasyonlar ile iki- ve üç-boyutlu olarak incelemişlerdir. Simülasyonlarda, üst sınır koşullarında bir emme profili uygulanarak ters basınç gardyanları üretildi. İki boyutlu simülasyonlarda kısa laminer kabarcıkların üç boyutlu simülasyonlarda üretilenlerden %40 daha uzun olduğu bulundu. Ayrıca, ayrılan kayma tabakasının, dolaylı modlar ve L-vorteks kaynaklı bozulmalar ile geçişe uğradığı ve türbülanslı akış olarak yeniden yüzeye tutunduğu görüldü. Aynı çalışmada, yüzeye yeniden tutunan türbülanslı üç boyutlu kabarcıkların maksimum geri akış oranı % 8'in altında olduğu sonucuna varılmıştır.

Düz bir levha üzerindeki sıkıştırılamaz akışlar ayrıca Spalart ve Strelets [40] tarafından da incelenmiştir. Deneyle düz bir levhanın zıt sınırları boyunca aspirasyon(emme) uygulanmış ve böylece laminer sınır tabakasının ayrılması sağlanmıştır. Sayısal çalışmalarda, üç boyutlu bir akış üretmek üzere güçlendirilmiş Kelvin-Helmholtz girdaplarının izlediği, geçiş bölgesinde kayma tabakasının "titremesinin" de görüldüğü türbülanslı akışa geçiş sürecinin tamamı görülmüştür. Ayırılmış akış bölgesinde, yüzey sürtünmesinin başlangıçta küçük negatif değerlere sahip olduğu ve onu büyük negatif değerlere dönüştürmeden önce sıfır değerine yaklaştığı zayıf bir deneme izlemiştir. Bu davranış, türbülanslı yeniden ayrılma sürecinin tanımlaması için kullanılmıştır. Düz levha üzerindeki akış ayrıca Yang ve Voke [41], tarafından da incelenmiştir. Hücum kenarı yarım daire biçiminde olan düz bir levha üzerinde girdap simülasyonları gerçekleştirilmiştir. Yang ve Voke, laminer ayırma kabarcıklarının serbest kayma tabakasının Kelvin-Helmholtz istikrarsızlık mekanizması vasıtasıyla kararsız hale geldiğini ortaya koymuştur. Kararsız dalgaların, ikincil bir kararsızlık tarafından üç boyutluya dönüştürülene kadar akış yönünde büyüdüğü görülmüştür. Akış yönündeki girdapların, yüzeye yeniden tutunma noktası yakınında oluştuğu gözlemlenmiştir.

Laminer ayrılma kabarcıkları Zhang [42] ve çalışma arkadaşları tarafından Yarı-3D PIV tekniği kullanılarak SD7003 kanat profili üzerinde 20,000 ve 60,000 Reynolds sayılarında deneysel olarak incelenmiştir. $Re=60,000$ Reynolds sayısında yüzeydeki ayrılmanın veterin %40'ında başladığını, veterin %51'inde ise yeniden tutunmanın oluştuğunu gözlemlenmiştir. $Re=20,000$ Reynolds sayısında ise ayrılma daha erkenden başlamış ve takibinde bunu büyük bir düşük hız bölgesi izlemiştir. Laminer ayrılma kabarcıklarının artışı Reynolds sayısının düşüşüyle artmış ve yüzeye yeniden tutunma noktası gittikçe firar kenarına yaklaştığı görülmüştür. Ayrıca Zhang ve çalışma arkadaşları, Kelvin-Helmholtz mekanizmasının kanat yüzeyinden dökülen girdaplar ve türbülans bozulması üzerindeki birincil rolünü ortaya koyarak hem Spalart ve Strelets [40]'in hem de Yang ve Voke [41]'nin sayısal çalışmalarıyla sonuçlarını da doğrulamışlardır.

SD7003 kanat profili üzerinde yapılmış bir diğer çalışma da Jacob Zilli [43] ve çalışma arkadaşlarının çalışmasıdır. Zilli bu çalışmada serbest akış türbülans yoğunluğunun ayrılma kabarcıkları karakteristiklerine ve geçiş mekanizmasına olan etkisini, 60,000 ile 250,000 arasında değişen kord Reynolds sayılarında, farklı hücum açılarında ve türbülans şiddeti %0.05 ila %3.2 arasında değişen 7 farklı türbülans yoğunluğunda incelemiştir. Serbest akış türbülansının akış ayrılması, geçiş ve yeniden tutunma noktası üzerindeki etkisini belirleyebilmek için yağ filmi interferometrisi kullanılarak cilt sürtünmesi ölçümleri gerçekleştirilmiştir. Deney sonuçlarından $\alpha=4^\circ$ derecelik hücum açısında türbülans yoğunluğunda oluşan %0,36'lık küçük bir artışın ayrılma kabarcıklarını tamamen yok ettiği görülmüştür. $\alpha=8^\circ$ derecede ise türbülans yoğunluğu %1.01 artış gösterdiğinden ayrılma kabarcıkları dramatik bir şekilde düşmüştür. Türbülans yoğunluğu %2.19 ve üstüne çıktığında ayrılma kabarcıklarının tamamen kaybolduğu gözlemlenmiştir. Jacob Zilli bu bulgular sayesinde SD7003 kanat profilinin aerodinamik performansının türbülans yoğunluğu ile doğru orantılı olarak arttığını bulmuştur. Yağ film inferometre ölçümleri ile akışın ayrılma noktası ve yüzeye yeniden tutunma noktası doğru tespit edilmiştir.

J. C. Muti Lin ve Laura L. Pauley [44] düşük Reynolds sayılarında Eppler 387 kanat profili üzerinde akış ayrılmasını sayısal olarak incelemişleridir. Yapılan bir dizi sayısal çalışmada Reynolds sayısı ve hücum açısının etkisi araştırılmıştır. Tüm durumlarda ayrılmış kayma tabakasından vorteks dökülmeleri gözlemlenmiştir. Doğrusal kararlılık analizinden, bir Kelvin-Helmholtz istikrarsızlığının kayma tabakasından vorteks oluşuma neden olduğu tespit edilmiştir. Zamana bağlı yapılan sayısal çalışmalarda düzgün basınçlı bir bölgenin

sonrasında kabarcıklar yüzeye yeniden tutunmadan hemen önce, yüzey basıncında ani bir artış gözlemlenmiştir. Zamana bağlı sayısal çalışmaların sonuçları ile daha önce yapılmış olan deneysel çalışmalar karşılaştırılmış ve girdap salınımı şeklinde iki boyutlu büyük ölçekli yapıların laminer ayrılma kabarcıklarını kontrol ettiği ve her yerde mevcut küçük ölçekli türbülansın sadece ikincil bir rol oynadığı görülmüştür. Reynolds sayısındaki artışın, kararsız ana ayrılma bölgesini ve ayrılma açısını düşürdüğü, ayrılma noktasını aşağı doğru taşıdığı görülmüştür. Artan hücum açısının, ayrılma noktasını yukarı doğru hareket ettirdiği ve zamana bağlı alınmış ayrılma kabarcıklarını da kısalttığı gözlemlenmiştir.



2. BÖLÜM

SAYISAL VE DENEYSEL ÇALIŞMALAR

2.1. Sayısal Çalışma

Sayısal çalışma; kanadın katı modelinin çizilmesi, kanat etrafına bir akış alanı yapılması, tüm modelin sonlu elemanlar metodu kullanılarak geometrinin küçük hücrelere ayrılarak ağ yapısı ile mesh işleminin gerçekleştirilmesi ve sayısal çözümlemenin yapılmasından oluşmaktadır.

Sayısal çalışmalarda kanatların analizleri dört düşük Reynolds sayısında ve -4° ila 28° arasında değişen hücum açılarında yapıldı. Hücum açısı 4° 'lik artışlarla arttırıldı fakat kritik noktaların tespiti için (maksimum CL/CD ve Maksimum CL) gerekli görülen yerlerde açı 1° er derece arttırıldı. Sayısal analizler sonucunda elde edilen verilere dayanarak en iyi performansa sahip kanat modeli belirlendi ve bu model katı olarak 3D yazıcıda üretilip rüzgar tüneline deneysel testleri yapıldı. Kanatların boyutları ve alanları farklı olduğundan performans kıyaslamaları aşağıdaki denklemlerde ifade edilen taşıma katsayısı (CL) ve sürüklenme katsayısı (CD) gibi boyutsuz katsayılar ile yapıldı.

Taşıma katsayısı:

$$C_L = \frac{2L}{\rho v^2 A} \quad (2.1)$$

Sürüklenme Katsayısı:

$$C_D = \frac{2D}{\rho v^2 A} \quad (2.2)$$

L = Kanadın ürettiği taşıma kuvveti

V = Havanın hızı

D = Kanadın ürettiği sürüklenme kuvveti

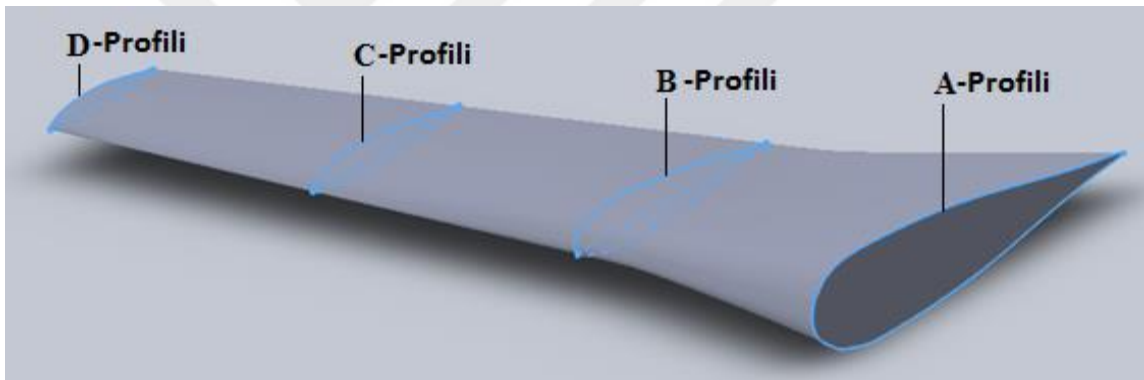
A = Kanadın Alanı

ρ = Havanın Yoğunluğu

2.1.1. Kanat Geometrisi ve Akış Alanı

2.1.1.1. Kanat Geometrisi

Bu çalışmada Boeing 737-Klasik uçak kanadının eni sabit kalmak şartıyla uzunluğu değiştirilerek üretilen farklı açıklık oranlarındaki kanatların performansları incelendi. Orijinal kanadın açıklığı %10 aralıklarla artırılıp-azaltılarak açıklık oranı 5,56 ila 11,12 arasında değişen 8 kanat elde edildi. Boeing 737-Klasik kanadı şekil 2.1’de gösterildiği gibi 4 farklı profilden meydana gelmektedir. Orijinal kanadın planform çizimleri Boeing resmi sitesinden [45] alınmış olup kanadı oluşturan profiller ve kanada ait özellikler Tablo 2.1 ve Tablo 2.2’de verilmiştir.



Şekil 2. 1. Profillerin kanat üzerindeki yerleşimi

Tablo 2. 1. Kanadını oluşturan profiller ve profillerin özellikleri [46]

Profiller	Profillerin Görüntüsü	Maksimum Kalınlık / Konumu (veterin %'si)	Maksimum Kamburluk / Konumu (veterin %'si)	Profillerin katı Görünümü
b737a-il Kök Profili		15.4 / 19.6	0.2 / 5	
b737b-il Orta Profil		12.5 / 29.7	0.8 / 10	
b737c-il Orta Profil		10 / 39.9	1.5 / 20.4	
b737d-il Uç Profili		10.8 / 40	1.6 / 20	

Tablo 2. 2. Boeing 737-klasik kanadının özellikleri

Kanat Açıklığı (m)	28,88
Kanat net Alanı (m²)	105,8
Açıklık Oranı	7,946
Kök Veter Uzunluğu (m)	7,3225
Uç Veter Uzunluğu(m)	1,6
Ortalama Aerodinamik Veter (m)	3,6344
Geriye Ok Açısı (°)	25,02
Dihedral Açısı (°)	6

Sayısal çalışmalardan elde edilen verilere göre en iyi performansa sahip kanat modelinin deneysel çalışmaları yapıldığından ve rüzgâr tüneli ölçüleri orijinal kanat testlerini ölçmeye imkân tanımadığından dolayı çalışmalarda kanat modellerinin 1/36 ölçeği kullanıldı. Ayrıca kanatlar birbirlerine simetrik olduğundan çalışmalarda her iki kanadın test edilmesine gerek görülmedi ve sadece bir kanat test edildi. Açıklık oranı değiştirilmesi ile elde edilen kanatların 1/36 ölçeklendirilmiş ölçüleri Tablo 2.3'te gösterilmiştir.

Tablo 2. 3. Açıklık oranının değiştirilmesi ile elde edilen 1/36 ölçekli kanatların özellikleri

	AR =5.56	AR =6.35	AR =7.15	AR =7.94
Bir Kanat Alanı (m²)	0,0286	0,0326	0,0367	0,0408
Kök Veter Uzunluğu (m)	0,2034	0,2034	0,2034	0,2034
Uç Veter Uzunluğu (m)	0,0445	0,0445	0,0445	0,0445
MAC (m)	0,10096	0,10096	0,10096	0,10096
Süpürme Açısı (°)	25,02	25,02	25,02	25,02
Dihedral Açısı (°)	6	6	6	6

Tablo 2.3. Devam

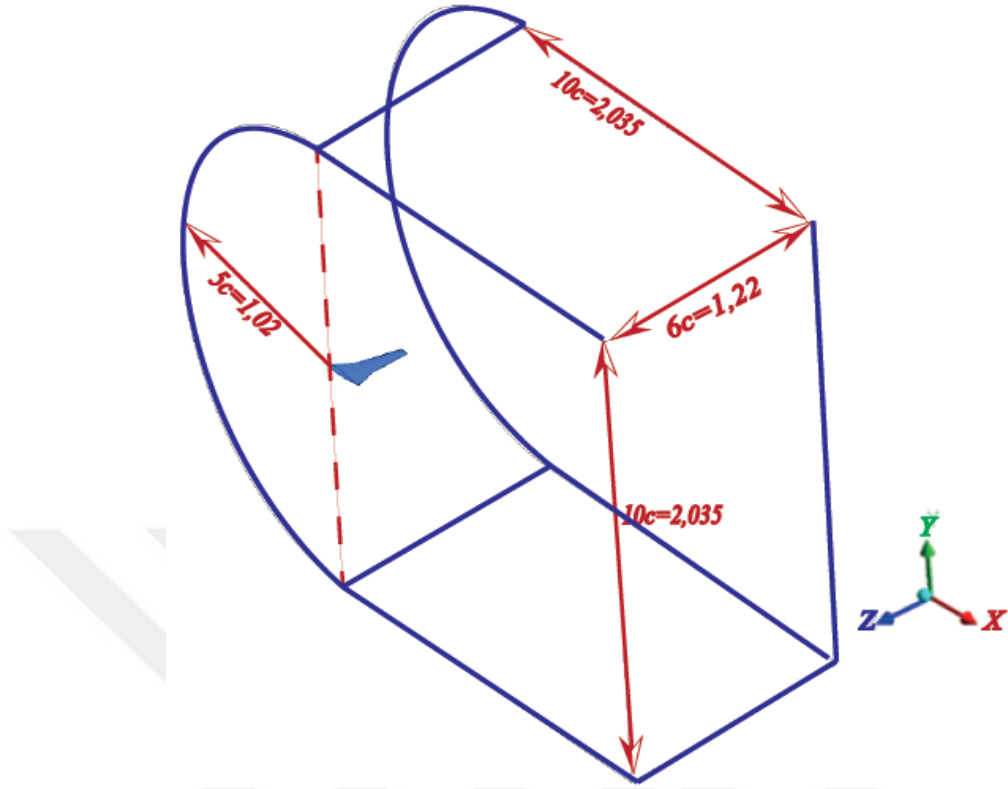
	AR=8.74	AR =9.52	AR =10.32	AR=11.12
Bir Kanat Alanı (m²)	0,0449	0,0490	0,0531	0,0572
Kök Veter Uzunluğu (m)	0,2034	0,2034	0,2034	0,2034
Uç Veter Uzunluğu (m)	0,0445	0,0445	0,0445	0,0445
MAC (m)	0,10096	0,10096	0,10096	0,10096
süpürme Açısı (°)	25,02	25,02	25,02	25,02
Dihedral Açısı (°)	6	6	6	6

2.1.1.2. Akış Alanı

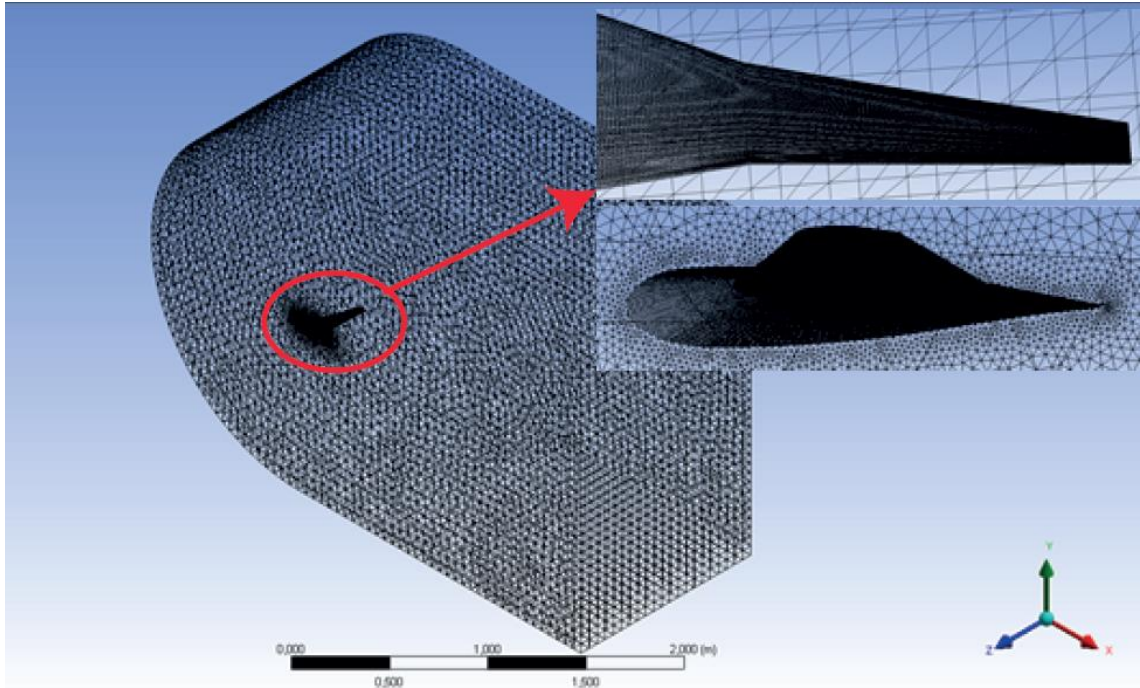
Akış alanının boyutları, yalnızca kanat üzerindeki akışın etkilenmemesi için değil, aynı zamanda hesaplama amaçlı, zamandan ve enerjiden tasarrufu da dikkate alınarak belirlenmesi gerekmektedir. Buna göre, kanat geometrisi, hücum kenarından ileriye doğru kanat kök veterininin 5 katı, hücum kenarından firar kenarına doğru ise kanat kök veterininin 6 katı, bir yarım daire ile dikdörtgenden oluşan çözüm havzası içerisine konulmuştur. Çözüm havzasının simetri düzleminde itibaren kanat açıklığı boyunca kanat kök veterininin 6 katı kadar genişletilmiştir. Akış alanı Şekil 2.2’de gösterilmiştir.

2.1.1.3. Ağ Yapımı (meshleme)

Hesaplama alanı ANSYS Meshing preprocessor kullanılarak oluşturuldu. Sayısal mesh yapıları C-H tipi ayırık hesaplama yöntemi kullanılarak üretildi. Hesaplama alanı için yapılandırılmış ve yapılandırılmamış mesh kullanılarak makul sayıda tetrahedral element sayısı üretildi. “C”, kanat noktalarının etrafındaki kılavuz noktaları belirtirken “H” ise noktaların doğrultu yönünü belirtmektedir. “C-H” tipi mesh, sayısal örgüyü arttırmanın basit bir ayırık kontrolünü sunar. Kanat yüzeyindeki akış alanının detaylı olarak çözümlenmesi ve sınır tabaka akışını hesaplamak için airfoil etrafına 1,2’lik büyüme oranı ile 5 tabaka mesh yapısı (inflation) oluşturulmuştur. Şekil 2.3’te akış alanı ve kanat etrafındaki ağ Şekil 2.4’te de sayısal çözümleme için yüzey isimlendirmeleri gösterilmiştir.



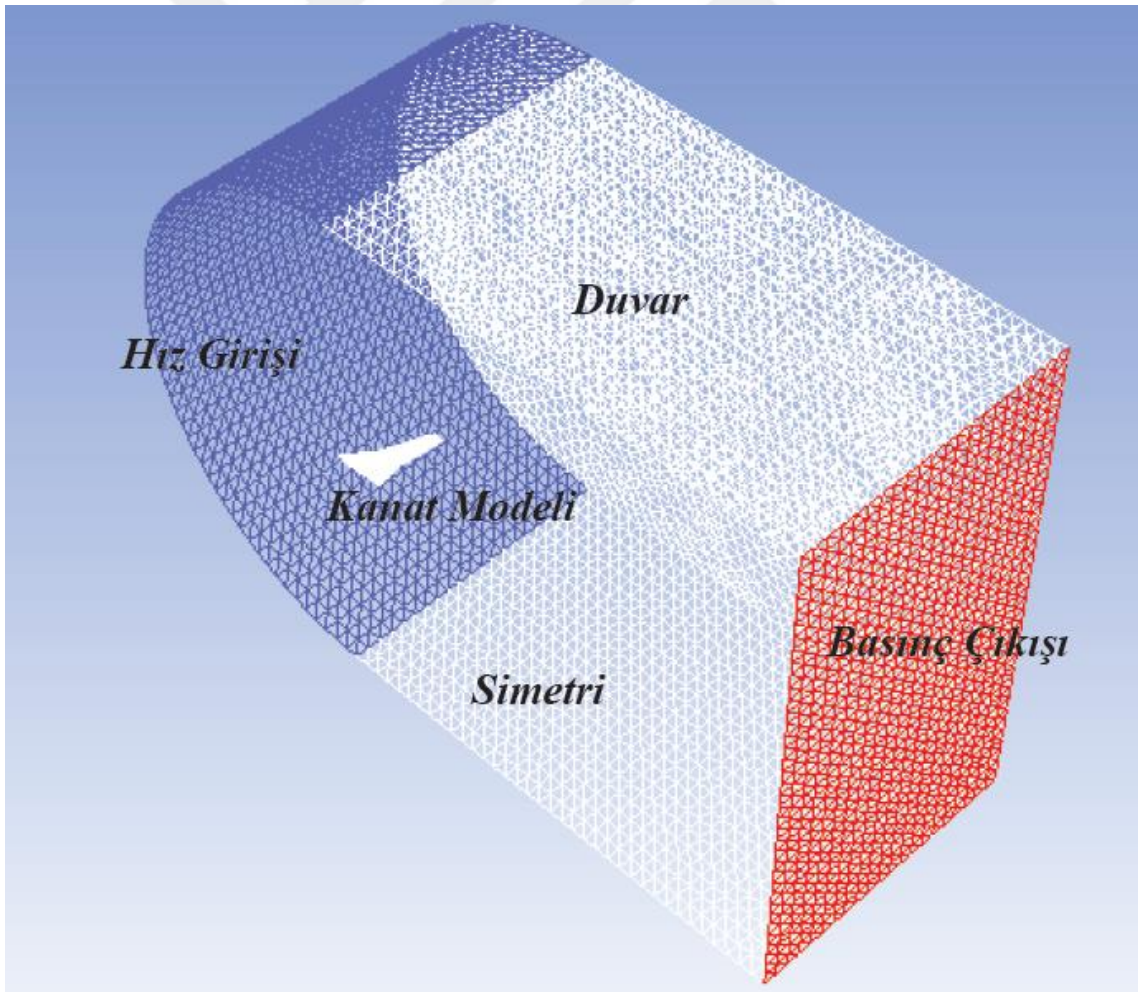
Şekil 2. 2. Sayısal çözümleme için yapılan akış alanı ölçüleri



Şekil 2. 3. Akış alanı ve kanat yüzeyindeki mesh detaylı gösterimi

2.1.1.3.1. Mesh bağımsızlığı

Sayısal çalışmanın ağ yapısından bağımsız olarak bir sonuç vermesi için farklı element sayılarında ağ yapıları üretildi. Yapılan akış alanı tüm kanatlar için aynı ölçülerde ve aynı mesh yöntemleri kullanılsa da kanatların boyutları farklı olduğundan her bir kanat için ayrı ayrı ağ bağımsızlığı testleri yapıldı. Mesh bağımsızlığı, farklı yüzeylerdeki mesh düzeltmeleri, y^+ sınır tabakası mesh yapısı değerleri ve alan boyutları kullanılarak doğrulandı. y^+ değeri boyutsal olmayan bir mesafeyi belirtmektedir ve yaygın olarak sınır tabaka teorisinde ve duvar teorisini tanımlarken kullanılmaktadır. Bir ağ yapısının belirli bir akış deseni için ne kadar kaba veya ince olduğunu açıklamaktadır. Alan duvarlarına yakın hücrelerin uygun büyüklüğünü belirlemek için türbülans modellemede önemlidir.



Şekil 2. 4 Akış alanı yüzey isimlendirilmesi

$$y^+ = \frac{yu_t}{\nu} \quad (2.3)$$

Burada u_t en yakın duvardaki sürtünme hızı, y en yakın duvara olan mesafe, ν ise kinematik viskoziteyi tanımlamaktadır.

Bir ağ yapısında, duvar yüzeyinin yakınındaki akış alanının yakalanması ve simülasyon sonuçlarının birleştirilmesi için y^+ değerinin 1 olması yeterlidir [35]. Bu çalışmada tüm Reynolds sayıları için yapılan sayısal analizlerde y^+ değeri $0,3 \leq y^+ \leq 0,75$ aralığında elde edildi.

Ayrıca, farklı element ve düğüm sayılarında ağ yapısı test edildi ve sonuçlar karşılaştırıldı. Her bir kanat modeli için farklı mesh element sayılarında mesh bağımsızlığı elde edildi. Tablo 2.4'te 0° hücum açısında kanat modellerinin mesh bağımsızlığı için elde edilen mesh element sayıları ve düğüm (nodes) sayıları verilmektedir.

Tablo 2.4. 0° hücum açısında grid bağımsızlığının elde edildiği element ve nodes sayıları

Kanat Modeli	AR=5,55	AR=6,35	AR=7,15	AR=7,94
Element sayısı	2222103	2453698	2768232	2972583
Nodes sayısı	542740	628790	709681	789021
Kanat Modeli	AR=8,74	AR=9,53	AR=10,32	AR=11.12
Element sayısı	3482105	3977691	4193450	4325410
Nodes sayısı	890661	1078805	1177181	1205341

2.1.2. Sayısal Yöntem

Hesaplamalı akışkanlar dinamiği (CFD), akışkanların algoritmalar ve sayısal yöntemler ile modellenmesinin bir yoludur. Hızlı ve güvenilir sonuçlardan dolayı uçakların tasarım ve performans tahmininde sayısal çalışmalar tercih edilir. CFD, geometriyi bir ağ içeren hücrelere bölerek akış modellemesi yapar. Her hücrede sıvı akışını hesaplamak için bir algoritma kullanılır. Akışın doğasına bağlı olarak hesaplama için Euler veya Navier-Stokes

denklemleri kullanılabilir. Navier-Stokes (NS) denklemleri, sıkıştırılmayan akışkanların hareketini yöneten üç boyutlu, zamana bağlı denklemlerdir.

Fiziğin iki temel prensibinden, yani kütle korunumu (süreklilik denklemi) ve momentumun korunumu denklemlerinden türetilmiştir.

$$\nabla \cdot v = 0 \quad (2.4)$$

$$\frac{\partial v}{\partial t} + (v \cdot \nabla)v = -\nabla p + \frac{1}{Re} \nabla^2 v \quad (2.5)$$

Bu denklemlerde, tüm nicelikler, global referans uzunluğu, L_∞ ve referans hızı U_∞ ile boyutsuzlaştırılmıştır.

$$x = L_\infty x^*, \quad t = \frac{t^* U_\infty}{L_\infty}, \quad v = \frac{v^*}{U_\infty}, \quad p = \frac{p^* - p_\infty^*}{\rho U_\infty^2} \quad (2.6)$$

Boyutsal nicelikler yıldız işareti ile gösterilmektedir, P_∞^* ise akışkan içerisindeki bazı uygun referans noktalarını belirtmektedir. Denklem 2.5'teki Reynolds sayısı $Re = L_\infty U_\infty / \nu$ formülü ile ifade edilir ve burada ν kinematik viskoziteyi belirtmektedir. Verilen bir akış problemi için, NS denklemleri, tüm bağımlı akış değişkenleri için bir dizi uygun sınır ve başlangıç koşulları ile tamamlanmalıdır. Uygulama ve geometriye bağlı olarak, sıkıştırılmaz NS denklemlerini çözmek için sayısız sayısal yöntem geliştirilmiştir. Bu yöntemlerin çoğu ilkel-değişken yaklaşımlara dayanmış ve hiçbiri evrensel bir yaklaşım olarak ortaya çıkmamıştır. Kesin olmayan sınır koşullarının basınç için tanımlanmasındaki zorluklar, bağımlı değişken olarak basıncın ortadan kaldırıldığı alternatif formülasyonlara yol açmıştır.

Sabit bir çıkış basıncı $P=0$ ve sabit bir sıcaklık değerinde $T=300K$ yapılan analizin hava hız girişi, denklem (1.1)'de verilen Reynolds sayısı $Re = \frac{\rho V C}{\mu}$ formülüne dayanarak $Re=10^5$ için hesaplandı. Buna göre;

$$\rho = 1,177 \text{ kg/m}^3$$

$$\mu = 1,568 \times 10^{-5} \text{ m}^2/\text{s}$$

$$C = 0,10096 \text{ m (Ortalama Aerodinamik Veter)}$$

2.1.2.1. Türbülans Modeli

Hava araçlarındaki sürüklenme ve taşıma gibi akış özellikleri üzerinde güçlü bir etkiye sahip olan türbülansın doğru bir şekilde hesaplanması için, CFD’de farklı türlerdeki türbülans modelleri kullanılmaktadır. Herhangi bir endüstriyel akışı hesaplamak için en yaygın kullanılan yaklaşım olan Reynolds Ortalama Navier-Stokes (RANS) yöntemleri, daha verimli ve uygulanabilir bir çözümlenme sunmaktadır. A. Crivellini [47] ve çalışma arkadaşlarının yapmış olduğu çalışmada, RANS denklemleri, ortalama akış davranışları için çözülmüş ve bu süreçte türbülanslı dalgalanmaların büyüklükleri ortadan kaldırılmıştır. RANS modelleri seçilir ve düzgün uygulanırsa, daha doğru sonuçlar bulunabilir. RANS türbülans modelleri, türbülanslı akışların kararlı durum simülasyonu için tek modelleme yaklaşımıdır.

Bu çalışmada Navier Stokes denklemini çözmek için, ANSYS Fluent 16.1 versiyonu, coupled algoritması ve second order upwind scheme kullanıldı. Modelin yüzeyine yakın akış alanının ve akış geçişlerinin daha iyi tahmin edilmesi için, SST k- ω türbülans modeli olarak seçildi.

SST k- ω türbülans modeli iki denklemlilik bir girdap viskozite modelidir [48]. Kesme gerilmesi taşıma formülasyonu için en iyi sonuçları verir. Sınır tabakasının iç kısımlarında bir k- ω formülasyonunun kullanılması, modeli doğrudan viskoz alt katmandan duvara doğru tam olarak kullanılabilir hale getirir, dolayısıyla SST k- ω modeli düşük Reynolds sayılarında ekstra sönümleme fonksiyonu olmaksızın türbülans modeli olarak kullanılabilir.

SST formülasyonu ayrıca serbest akımdan bir k- ϵ davranışına geçer, model giriş serbest akış türbülans özellikleri için çok hassas olmasına rağmen k- ω olabilecek problemleri ortadan kaldırır. SST k- ω modeli ters basınç gradyanlarını ve akış ayrılmalarını iyi çözümlendiği için araştırmacılar tarafından sıkça kullanılan bir türbülans modelidir. SST k- ω modeli, durgun bölgeleri ve güçlü ivmelenme bölgeleri gibi büyük normal gerinme bölgelerinde biraz fazla büyük türbülans seviyeleri üretir. Bu eğilim, normal bir k- ϵ modelinden çok daha az belirgindir.

SST k- ω Türbülans Modeli denklemi aşağıda verilmiştir [49].

$$\mu_t = \alpha^* \rho \frac{k}{\omega} \quad (2.7)$$

$$\left. \begin{aligned} \rho \frac{Dk}{Dt} &= \tau_{ij} \frac{\partial \bar{u}_t}{\partial x_j} - \rho \beta^* f_\beta \omega k + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(u + \frac{\mu_t}{\delta_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] \\ \rho \frac{D\omega}{Dt} &= \alpha \frac{\omega}{k} \tau_{ij} \frac{\partial \bar{u}_t}{\partial x_j} - \rho \beta f_\beta \omega^2 + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(u + \frac{\mu_t}{\delta_\omega} \right) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] \end{aligned} \right\} \omega \approx \frac{\varepsilon}{k} \infty \frac{1}{\tau} \quad (2.8)$$

Kinematik Eddy Viskozite

$$vT = \frac{k}{\omega} \quad (2.9)$$

Türbülans Kinetik Enerjisi

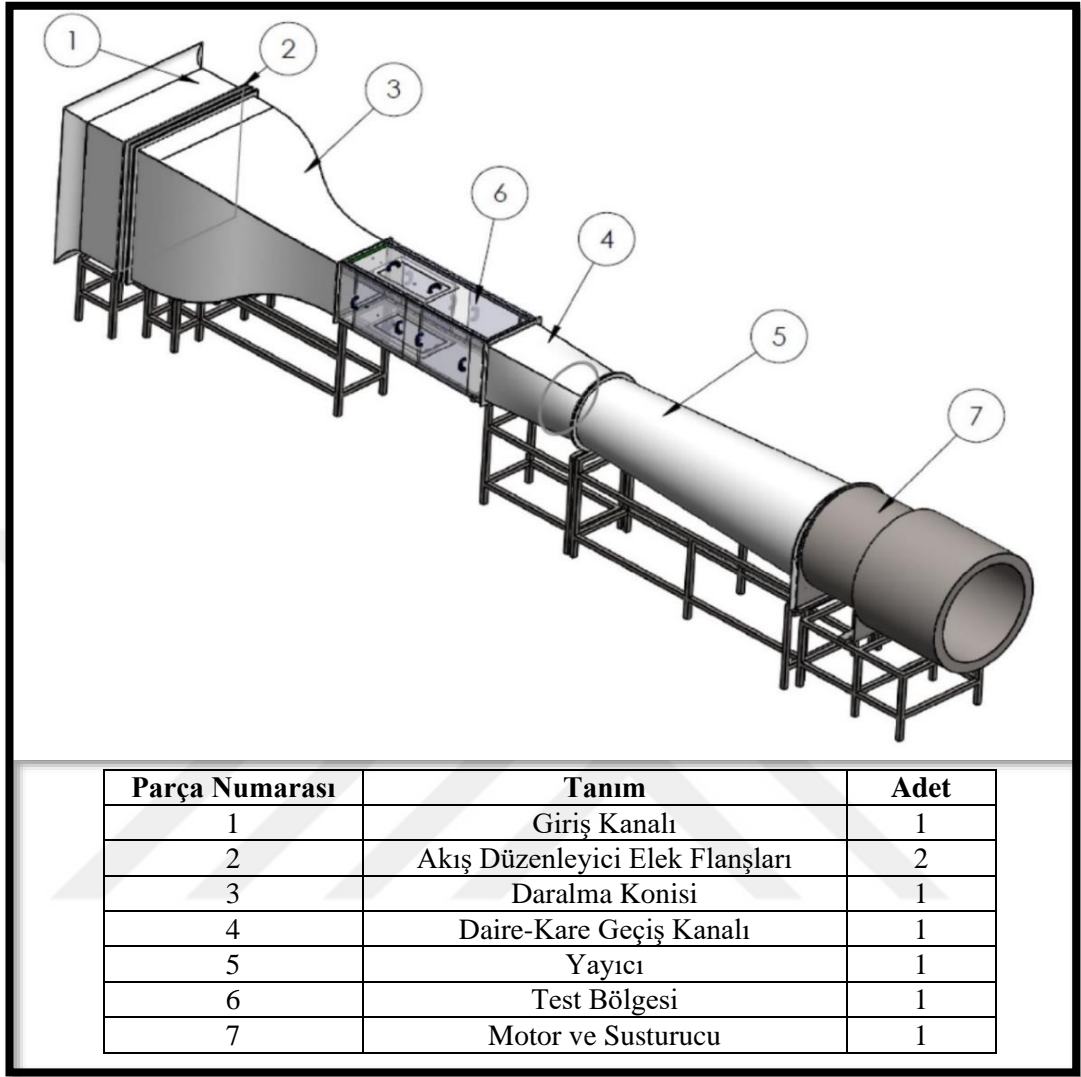
$$\frac{\partial k}{\partial t} + U_j \frac{\partial k}{\partial x_j} = \tau_{ij} \frac{\partial U_i}{\partial x_j} - \beta^* k \omega + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(v + \delta^* v\tau) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] \quad (2.10)$$

Specific Dissipation Rate

$$\frac{\partial \omega}{\partial t} + U_j \frac{\partial \omega}{\partial x_j} = \alpha \frac{\omega}{k} \tau_{ij} \frac{\partial U_i}{\partial x_j} - \beta \omega^2 + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(v + \delta v\tau) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] \quad (2.11)$$

2.2. Deneysel Çalışma

Bu çalışmada yapılan tüm deneyler Erciyes Üniversitesi Havacılık ve Uzay Bilimleri Fakültesi (EÜ-HUBF) bünyesindeki Aerodinamik Laboratuvarı'nda düşük türbülanslı ve düşük hızlı rüzgâr tüneline gerçekleştirilmiştir. Bu bölümde düşük Reynolds sayılarında Boeing 737-Klasik uçağı kanadının açıklık oranı değiştirilerek üretilen kanatların sayısal çalışmaları sonucunda elde edilen verilere dayanarak en yüksek performanslı kanadın deneysel çalışmaları tartışılmaktadır. Kanadın taşıma, sürüklenme ve moment gibi aerodinamik performansını belirleyen kuvvetler ölçülmüştür. Üç bileşenli kuvvetölçer, veri toplama ekipmanı ve kalibrasyon metodolojisinin detaylı açıklamaları bu bölümde sunulmaktadır. Deney düzeneğinin şematik gösterimi Şekil 2.5'te gösterilmiştir. Deneyler -4° ila 28° derece hücum açısı aralığında yapılmıştır. Yapılan testlerin doğruluğunu arttırmak için deneyler 3'er kez tekrarlanmış ve 3 deneyin sonuçlarının ortalamaları alınmıştır.



Şekil 2. 6. Rüzgar tüneli bölümleri



Şekil 2. 7. Rüzgar tüneli test bölümü



Şekil 2. 8. Rüzgar tüneli giriş bölümü ve akış düzenleyici elek flanşlarının görünümü [51]

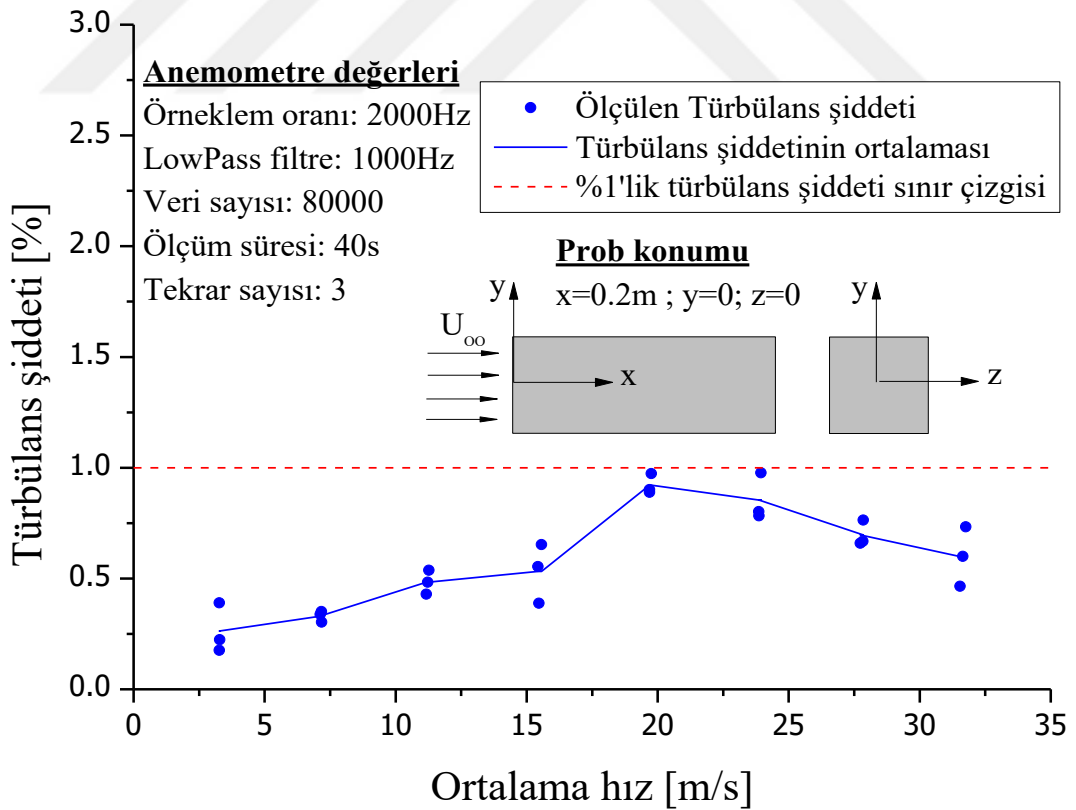
2.2.1.1. Tünelin Türbülans Şiddeti

Rüzgar tünelinin türbülans şiddeti ölçümleri, test bölgesi girişinden 20cm mesafede tünel kesitinin merkez eksenine üzerine yerleştirilen bir 55P11 model prob ile yapılmıştır. Anemometre çıkış sinyalleri PCI-6220 model analog/dijital dönüştürücülü veri toplama kartı aracılığıyla bilgisayarla aktarılmıştır. Ölçümlerde Anemometrenin low pass filtre değeri 1000Hz olarak ayarlanmış ve örnekleme oranı 2000Hz olarak ölçümler alınmıştır. Her bir ölçüm için 80000 adet hız ölçümü alındığından her bir ölçüm 40s sürmüştür. 3 m/s ile 33 m/s arasındaki her bir hız için ölçümler 3'er defa tekrarlanmıştır. Şekil 2.9'da bu hızlarda elde edilen türbülans şiddeti dağılımları görülmektedir. 20 ve 25 m/s'lik hızlarda türbülans şiddeti %1 sınır değerine yakın çıkmakla birlikte bütün değerlerde %1'in altında elde edilmiştir. Şekil 2.10'da serbest akım hızının anlık ölçümlerinin zaman geçmişi grafiği görülmektedir. Burada anlık hız geçmişinin tipik türbülans karakteristiği görülmektedir.

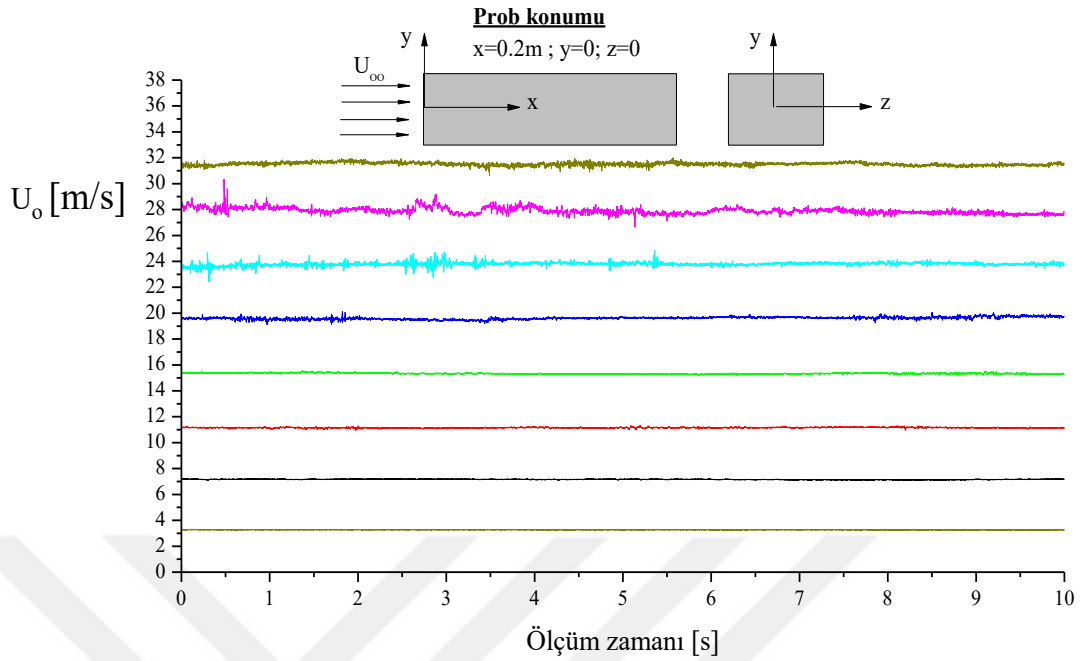
2.2.1.2. Kuvvet Ölçümleri

Deneylerde, kanat üzerine gelen kuvvetleri ölçmek için Ati f/t gamma SI 32-2.5 kuvvet/tork sensörü kullanılmıştır ve hava bandının arkasında görülen dönme birimi olarak Drehachse ZD30 travers birimi kullanılmıştır. Yük hücresi -Z ekseninde 100N, -X ve -Y ekseninde ise 32N maksimum ölçüm üst sınırına sahiptir. Ayrıca üç yöndeki maksimum moment ölçüm değerleri ise 2,5Nm'dir. Ölçüm çözünürlükleri bileşenlere göre değişmekle beraber veri toplama sistemi 16 bittir. Yük hücresi ve aparatları Şekil 2.11'de ayrıntılı olarak gösterilmiştir.

Yük hücresi, gerilimi ölçen (strain gauge) tellerin birbirine Wheatstone köprüsü şeklinde bağlanmış halidir. Bu tellerde uzunluk değişince (uzama veya sıkıştırılma) direnç değişimi ölçülerek yük hücresi üzerindeki yükü belirlenir [51]. Rüzgâr tüneline yapılan deneylerin kuvvetleri ve momentleri hızlı ve güvenilir bir şekilde bu sistem ile ölçülmüştür.



Şekil 2. 9. Test bölgesi türbülans şiddetinin serbest akış hızı ile değişim grafiği [50]

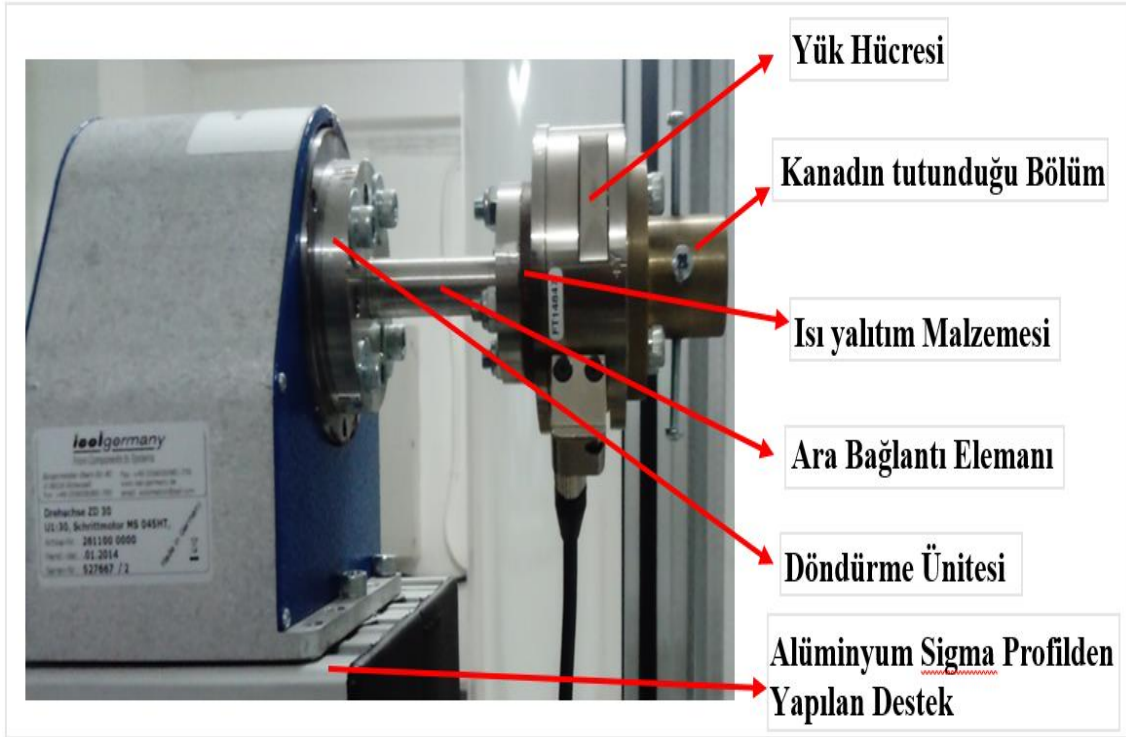


Şekil 2. 10. Test bölgesi serbest akım hızının anlık ölçümlerinin zaman grafiği [50]

2.2.2. Kanatların Üretimi

Bu çalışmada Boeing 737-Klasik uçağı kanadının 1/36 ölçeğinin açıklık oranının değiştirilmesi ile elde edilen modellerin analizleri öncelikle sayısal olarak incelenmiştir. Sayısal analizlerden elde edilen sonuçlara göre en iyi performansa sahip kanat modeli katı model olarak elde edilmiş ve deneysel olarak rüzgâr tüneline de test edilmiştir. Ayrıca sayısal analizleri doğrulamak için orijinal kanat da Rüzgar tüneline de test edilmiştir.

Deneysel olarak test edilen kanatların modellenmesi Solidworks 2016 çizim programında tasarlandı ve 3D yazıcıda Polilaktik Asit Termoplastik Polyester (PLA) maddesinden üretildi. Kanatların pürüzsüz bir yüzeye sahip olması için farklı grid yapılarındaki (kalından inceye doğru 400'den-25000'e kadar) zımparalar ile zımparalandı. Kanadın yük hücreğine takılması için kanadın kök kısmında hücum kenarından kök veter uzunluğunun çeyreğine karşılık gelen noktaya bir alüminyum çubuk yerleştirildi. Test edilmeye hazır bir kanat modellerinin görüntüleri Şekil 2.12, 2.13 ve 2.14'te verilmiştir.



Şekil 2. 11. Yük hücresi ve aparatları [51]



Şekil 2. 12. Test edilmeye hazır bir kanat modeli



Şekil 2. 13. $AR=7.94$ açıklık oranlı kanadın rüzgar tüneline sabitlenmiş görüntüsü



Şekil 2. 14. $AR=10.32$ açıklık oranlı kanat modelinin rüzgâr tüneline sabitlenmiş görüntüsü

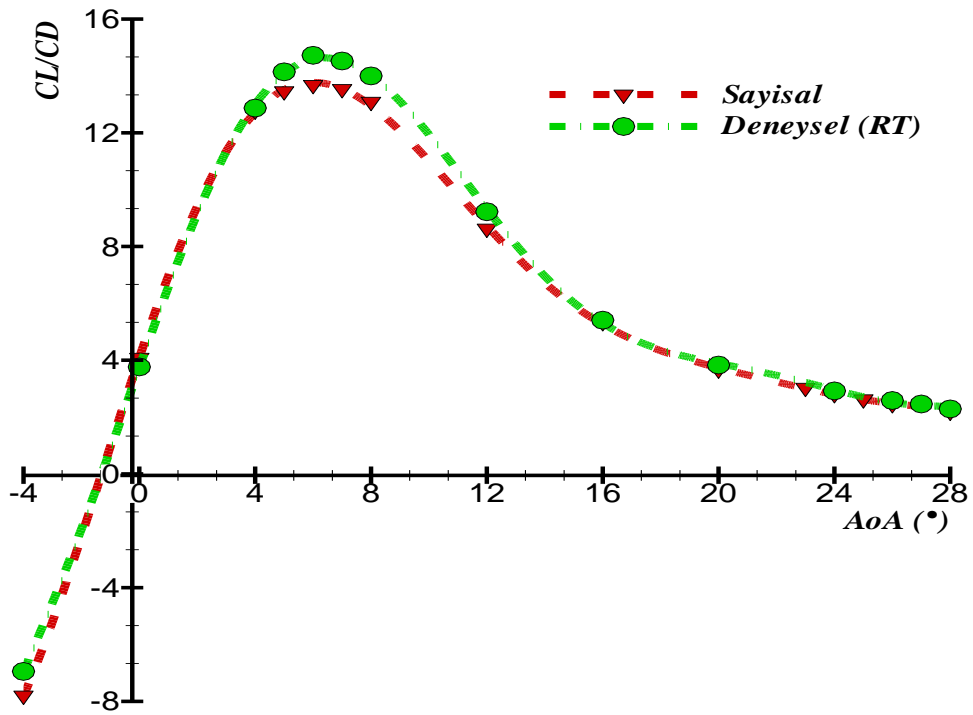
3. BÖLÜM

BULGULAR VE TARTIŞMA

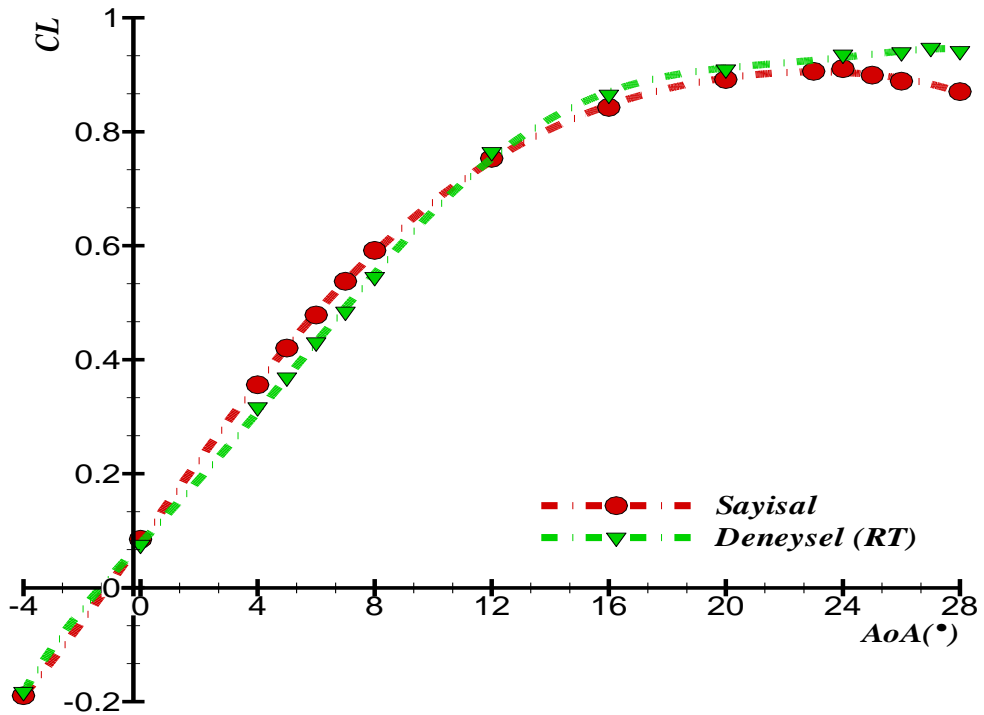
3.1. Sonuçların Doğrulanması (Validasyon)

Veri doğrulama; sayısal çalışmaların kalitesini güçlendirmek ve yeniden kontrol etmek için sonuçların deneysel çalışma sonuçları ile karşılaştırılmasıdır. Bu çalışmada yapılan sayısal çalışmanın doğruluğunu onaylamak için öncelikle 1/36 ölçekli Boeing 737-Klasik orijinal kanadı hem sayısal hem de deneysel olarak test edilmiş ve sonuçlar kıyaslanmıştır. Taşıma katsayısı (C_L), sürüklenme katsayısı (C_D) ve taşıma/sürüklenme (C_L/C_D) oranı gibi boyutsuz parametreler dikkate alınarak sonuçlar karşılaştırıldığında şekil 3.1, 3.2 ve 3.3'teki grafikler elde edilmiştir. Grafik eğrilerinin birbirleri ile oldukça uyumlu çıktığı görülmektedir. Bu yüzden diğer tüm sayısal testlerde de aynı yöntem uygulanmıştır. Bu testler sonucunda en iyi performansı gösteren AR=10,32 açıklık oranlı kanat modeli de ERÜ-HUBF Aerodinamik Laboratuvarı'nda bulunan rüzgâr tüneline deneysel olarak incelenmiştir. Yukarıda bahsedilen parametreler dikkate alınarak sayısal ve deneysel sonuçlar kıyaslandığında Şekil 3.4, 3.5 ve 3.6'da verilen grafikler elde edilmiştir. Bu kanat modelinde de sonuçların oldukça uyumlu olduğu görülmektedir. Grafik eğrileri arasındaki bu uyumluluk yapılan sayısal çalışma yönteminin doğru olduğunu göstermektedir.

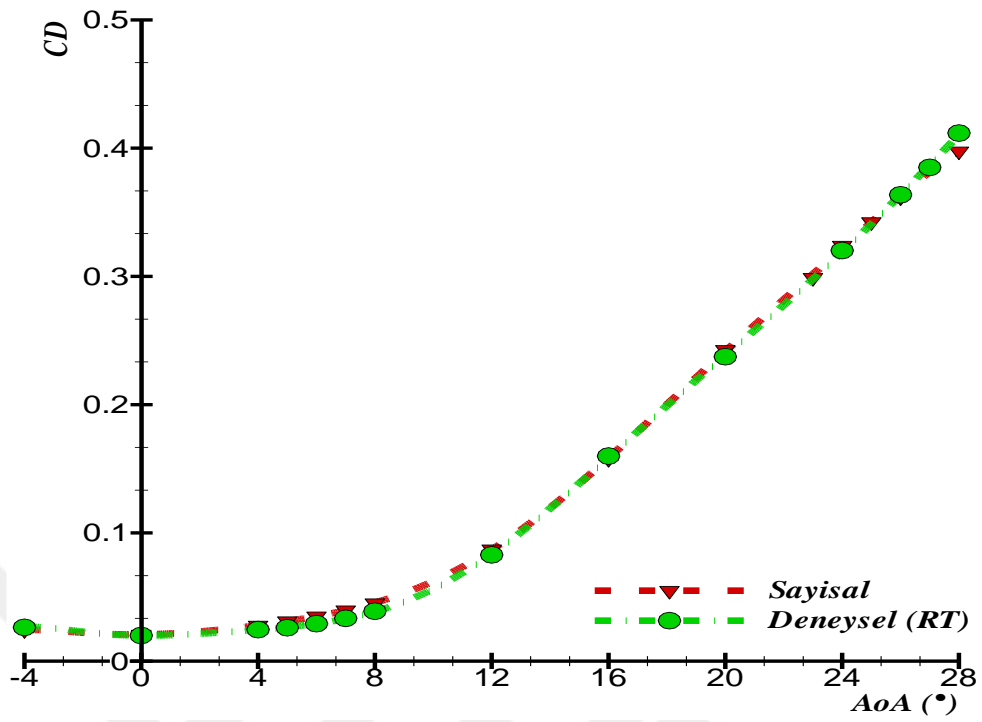
Taşıma katsayısı ve sürüklenme katsayısı grafiklerinde düşük hücum açılarında grafik eğrileri neredeyse birebir aynı iken hücum açısı arttıkça bazı noktalarda iki eğri arasında farklılıklar oluşmuştur. Bu farklılıklar kabul edilebilir seviyede olup yüksek hücum açılarındaki kompleks akış yapılarından kaynaklandığı düşünülmektedir. Ayrıca $CD-\alpha$ grafiklerinde deneysel veriler sayısal verilere göre hafif yüksek çıkmıştır. Bu durum, kanadın rüzgâr tüneline takılması için kanadın aerodinamik merkezine takılan destek çubuğundan kaynaklandığı düşünülmektedir. Taşıma/sürüklenme grafiklerinde ise özellikle eğrilerin tepe noktasında deneysel veriler sayısal verilere göre yüksek çıkmıştır.



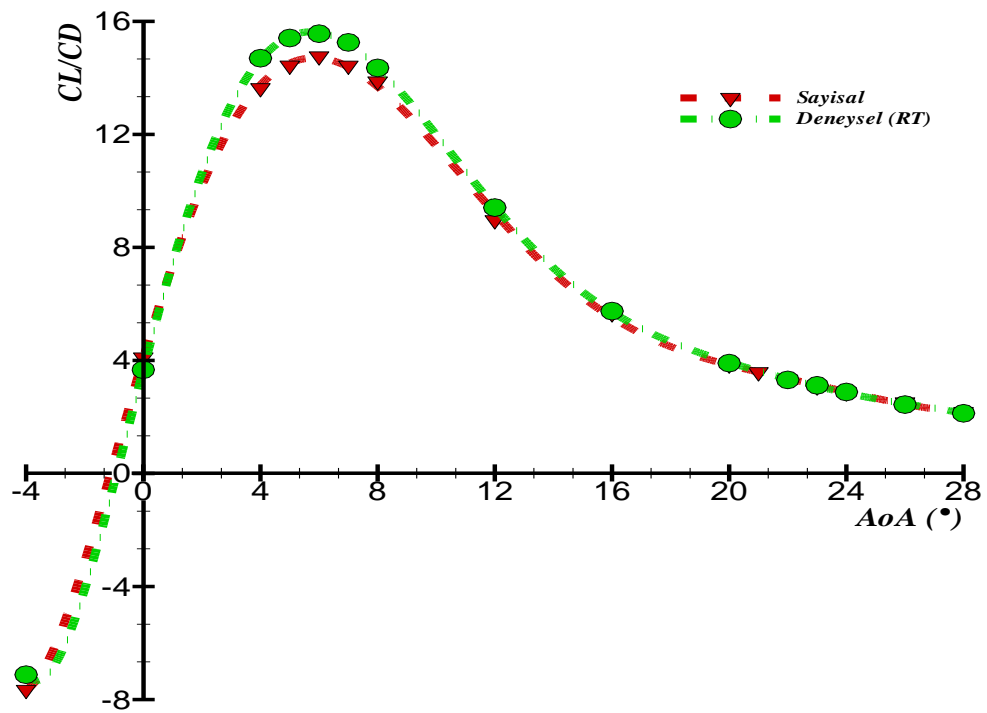
Şekil 3. 1. $Re=1 \times 10^5$ Reynolds sayısında $AR=7.94$ kanadına ait CL/CD oranının sayısal ve deneysel sonuçlarının karşılaştırılması



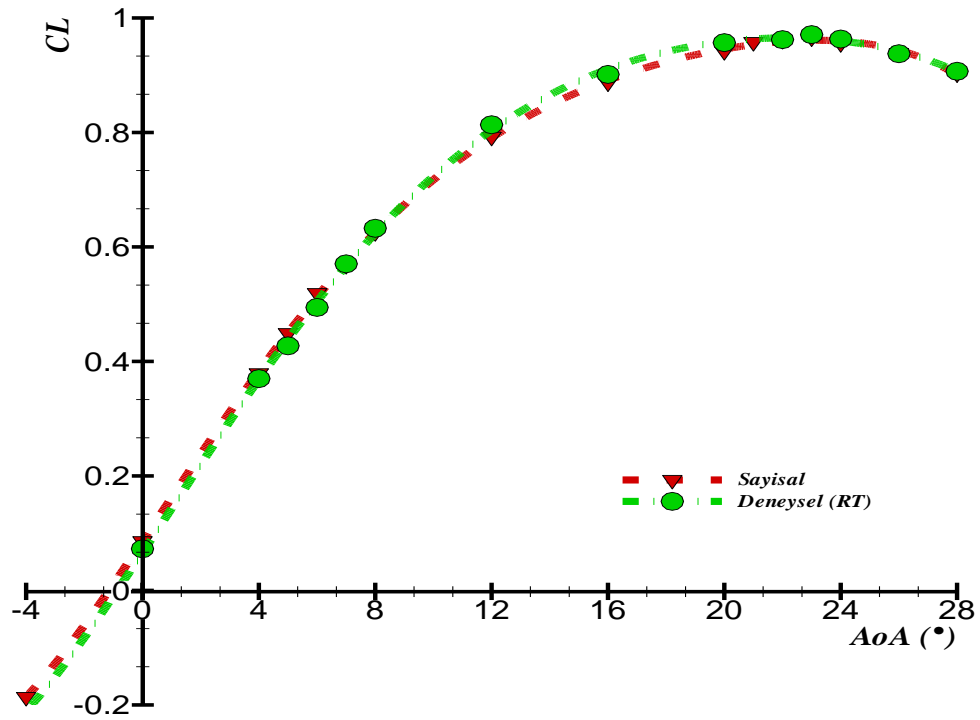
Şekil 3. 2. $Re=1 \times 10^5$ Reynolds sayısında $AR=7.94$ kanadına ait taşıma katsayısının sayısal ve deneysel sonuçların karşılaştırılması



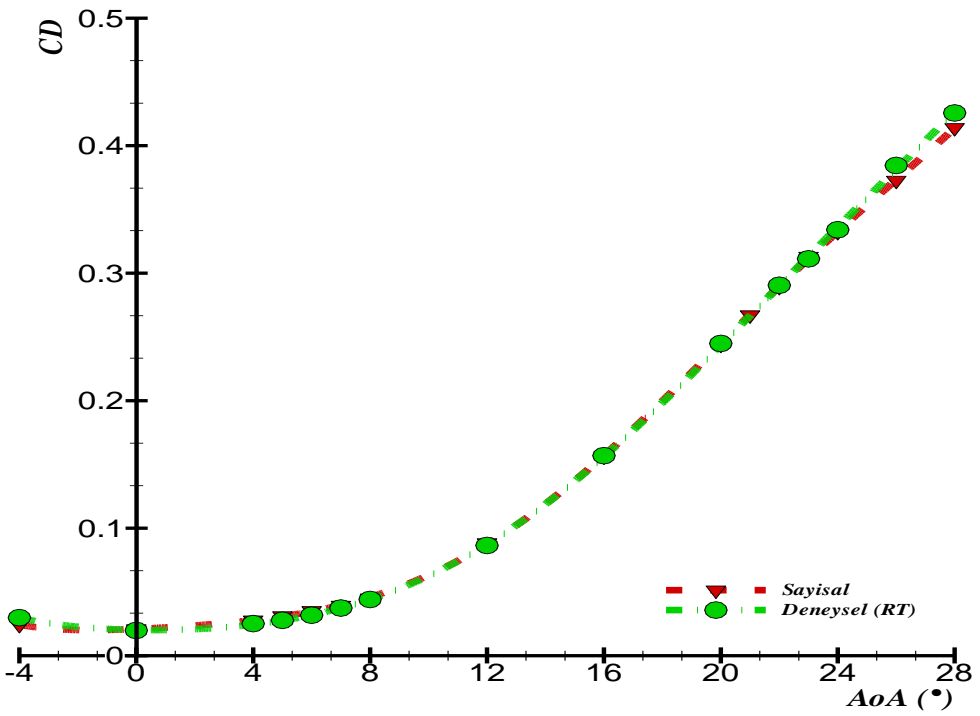
Şekil 3. 3. $Re=1 \times 10^5$ Reynolds sayısında $AR=7.94$ kanadına ait sürüklenme katsayısının sayısal ve deneysel sonuçların karşılaştırılması



Şekil 3. 4. $Re=1 \times 10^5$ Reynolds sayısında $AR=10.32$ kanadına ait CL/CD oranının sayısal ve deneysel sonuçlarının karşılaştırılması



Şekil 3. 5. $Re=1 \times 10^5$ Reynolds sayısında $AR=10.32$ kanadına ait taşıma katsayısının sayısal ve deneysel sonuçların karşılaştırılması



Şekil 3. 6. $Re=1 \times 10^5$ Reynolds sayısında $AR=10.32$ kanadına ait sürüklenme katsayısının sayısal ve deneysel sonuçların karşılaştırılması

3.2. Açıklık Oranı (AR) Değişiminin Kanat Performansına Etkisi

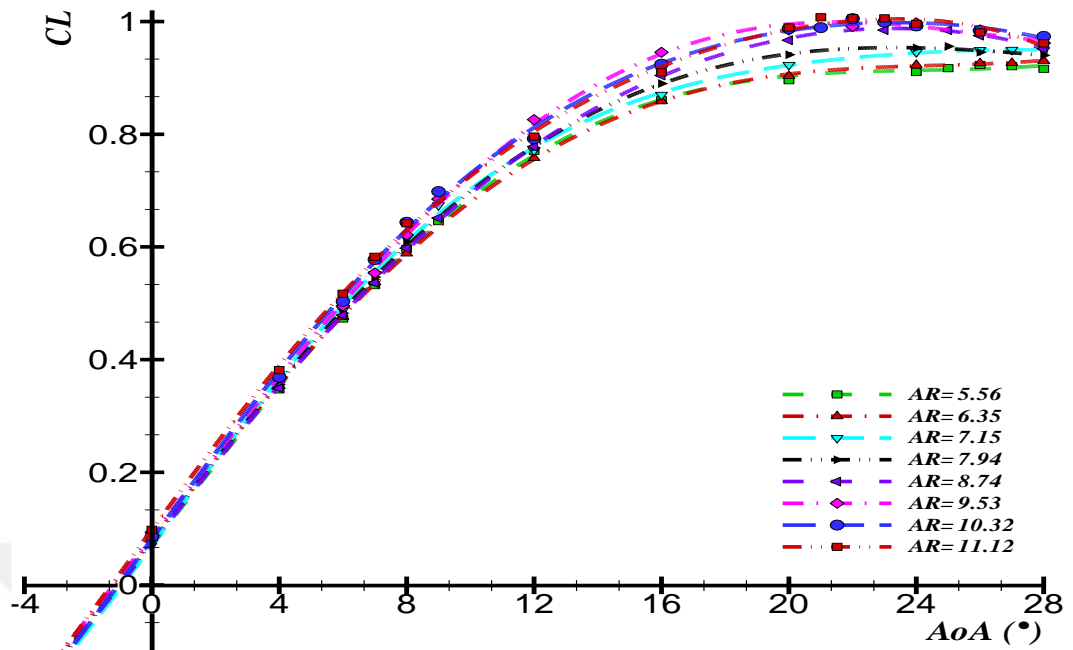
Bu bölümde açıklık oranının kanadın aerodinamik kuvvetleri ve akış davranışları üzerindeki etkisi ölçülmüştür. Kanadın aerodinamik performansını belirleyen $CL-\alpha$, $CD-\alpha$ ve $CL/CD-\alpha$ grafikleri dört düşük Re sayısında da ayrı ayrı karşılaştırılmıştır.

Kanat etrafındaki akış davranışlarının kolay bir şekilde karşılaştırılması için $AR=5.56$, $AR=7.94$ ve $AR=10.32$ kanatlarına ait akış ayrılmalarını detaylı gösteren akış çizgilerinin (streamline) resimleri tablolar halinde verilmiştir.

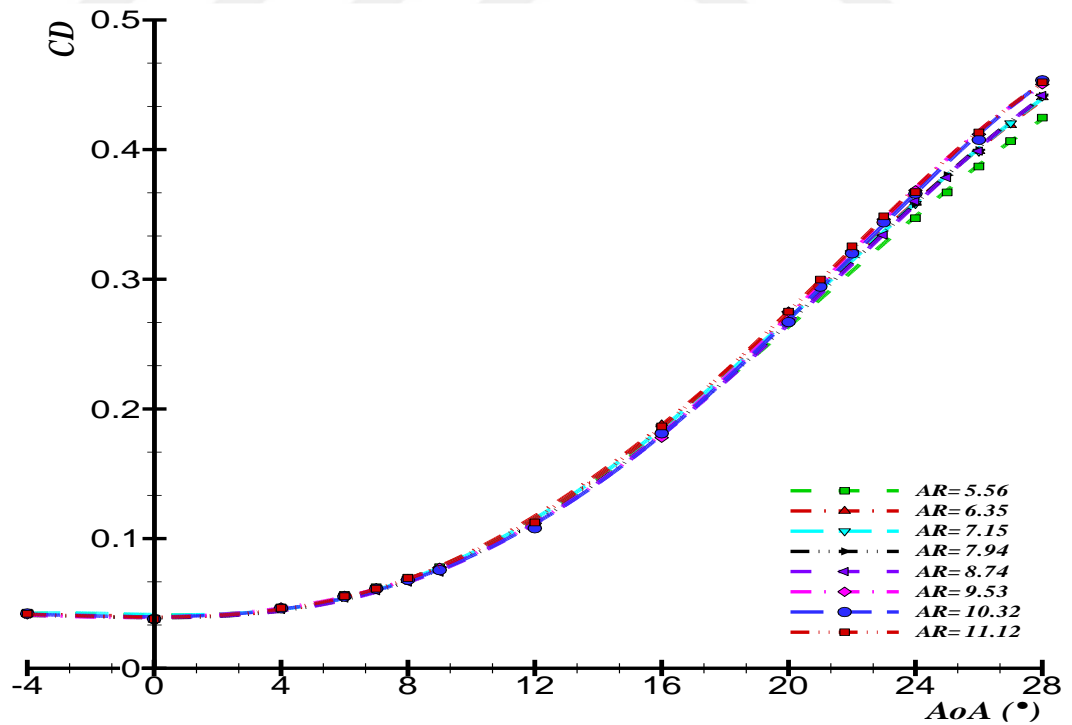
Şekil 3.7 (a), (b) ve (c)'de $Re=50,000$ Reynolds sayısında hücum açısına bağlı olarak CL , CD ve CL/CD değişimi grafikleri verilmiştir. Taşıma grafiğine bakıldığında (Şekil 3.7-a) yaklaşık 10° hücum açısına kadar kanatlara ait eğriler birbirine çok yakın bir eğim gösterirken 10° hücum açısının üzerinde grafikler arasında bir açıklık oluşmuştur. Hücum açısının artışı ile bu açıklık da artmıştır. En düşük taşıma katsayısı 5.56 ve 6.35 en/boy oranlı kanatlarda görülürken en yüksek taşıma 11.12 en/boy oranlı kanattan elde edilmiştir. Açıklık oranı arttıkça taşıma katsayısının da arttığı açık bir şekilde görülmektedir. Fakat en/boy oranı belli bir değer üstüne çıktığında grafik eğrileri arasındaki açıklık azalmış ve birbirine çok yakın değerler elde edilmiştir. $AR=10,32$ ile $AR=11.12$ açıklık oranlı kanatların verileri neredeyse aynı çıkmıştır. Genel olarak tüm kanatlarda 20° hücum açısı civarında bir tutunma kaybı meydana gelmiş ve taşıma katsayısı grafiğinin eğimi aniden düşmüştür. 22° ile 28° hücum açısı aralığında taşıma, ya azalmaya başlamış veya fark edilmeyecek kadar az artmıştır.

Sürükleme katsayısı grafiğine (Şekil 3.7-b) bakıldığında sürükleme katsayı değerlerinin 20° civarına kadar neredeyse birebir aynı olduğu görülmektedir. Hücum açısı 20° 'nin üzerine çıktığında açıklık oranı artışı ile sürükleme katsayısı da hafif bir artış göstermiştir.

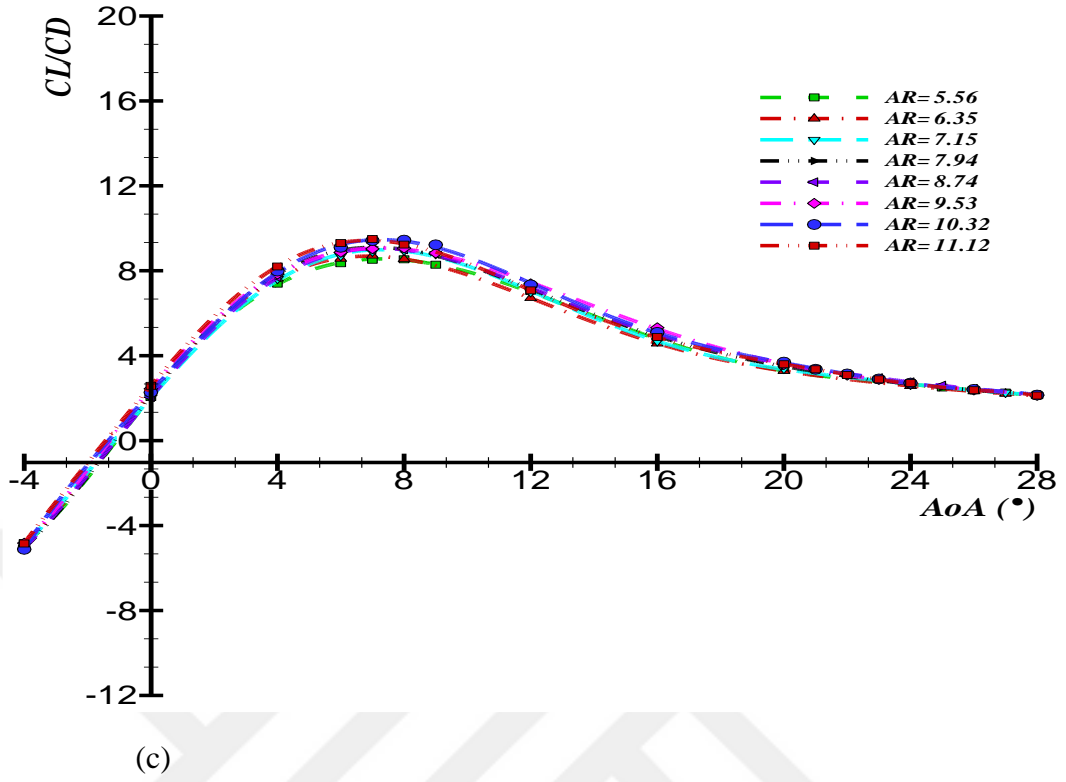
(Şekil 3.7-c) grafiğinde değerler birbirine yakın olmak ile birlikte açıklık oranı arttıkça taşıma/sürükleme oranının da arttığı açık bir şekilde görülmektedir. Grafikler arasındaki fark özellikle taşıma/sürükleme oranının maksimum olduğu 6° ile 8° arasındaki hücum açılarında kendini göstermiştir. Yüksek hücum açılarında ise değerler birbirine çok yakın çıkmıştır.



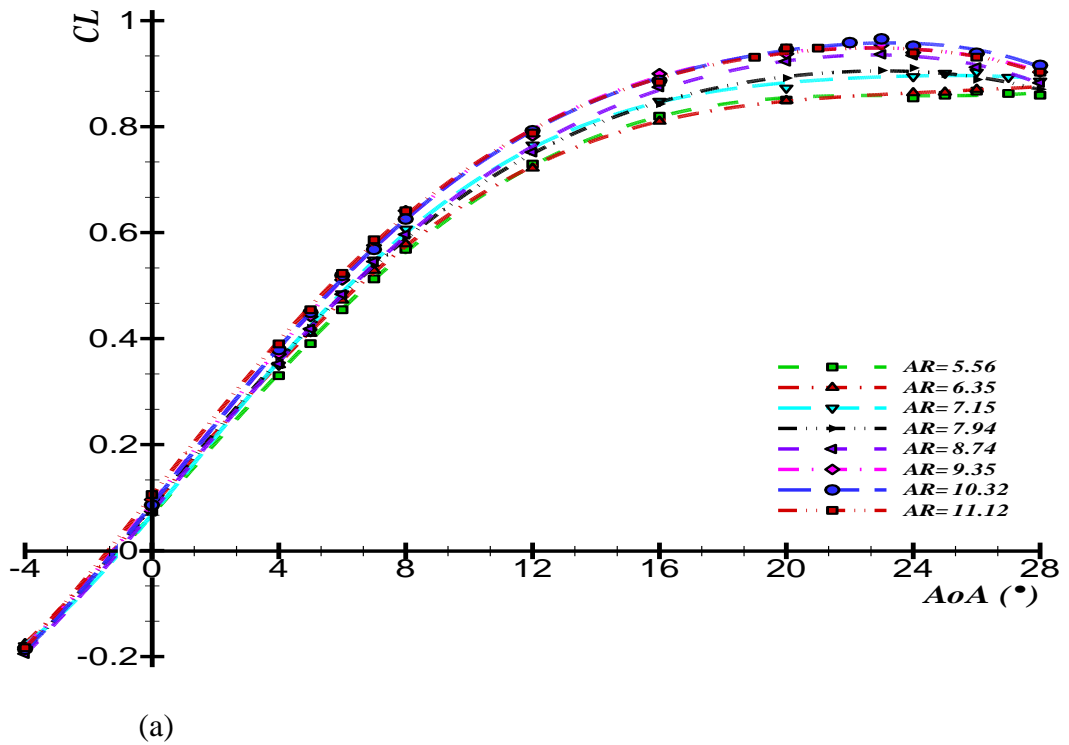
(a)

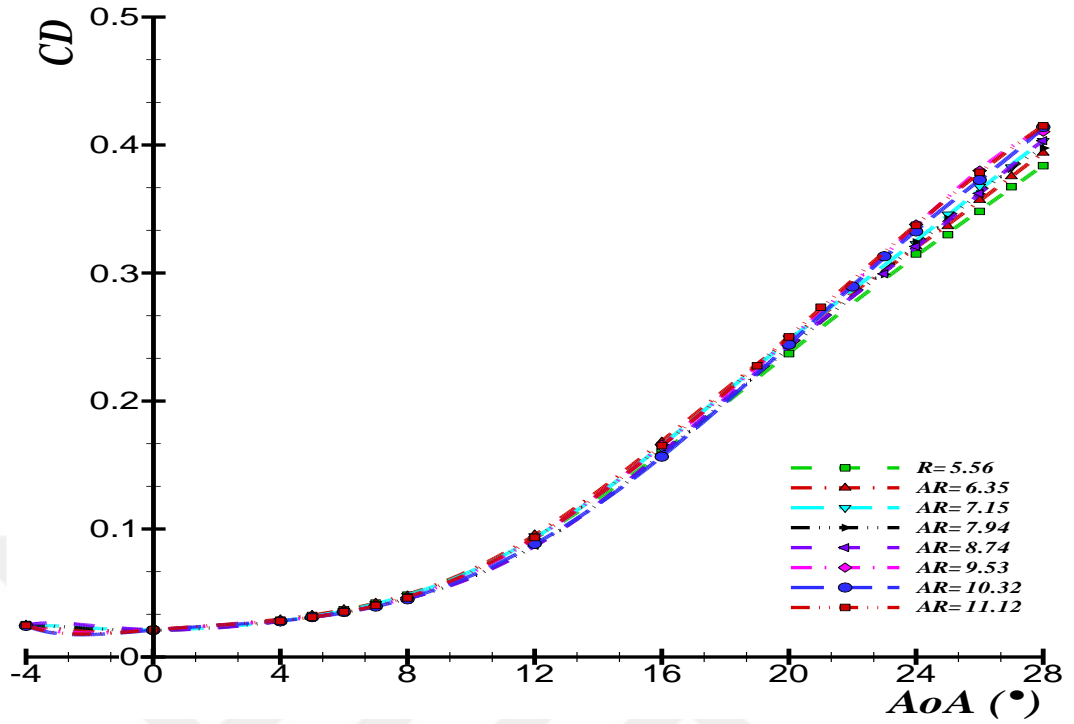


(b)

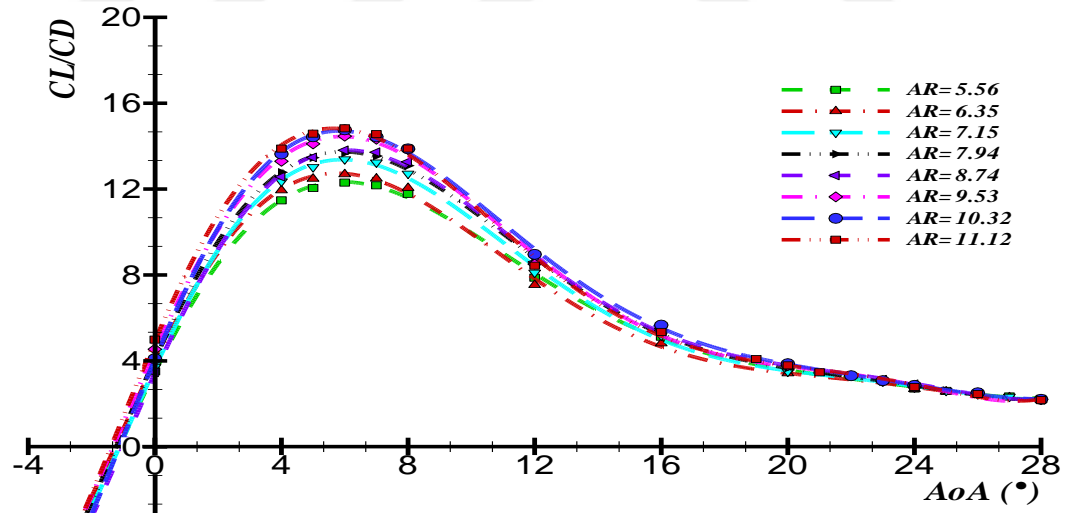


Şekil 3. 7. $Re=50,000$ Reynolds sayısında kanatların taşıma (a), sürüklenme (b) kuvvetleri ve taşıma/sürüklenme oranının (c) karşılaştırılması



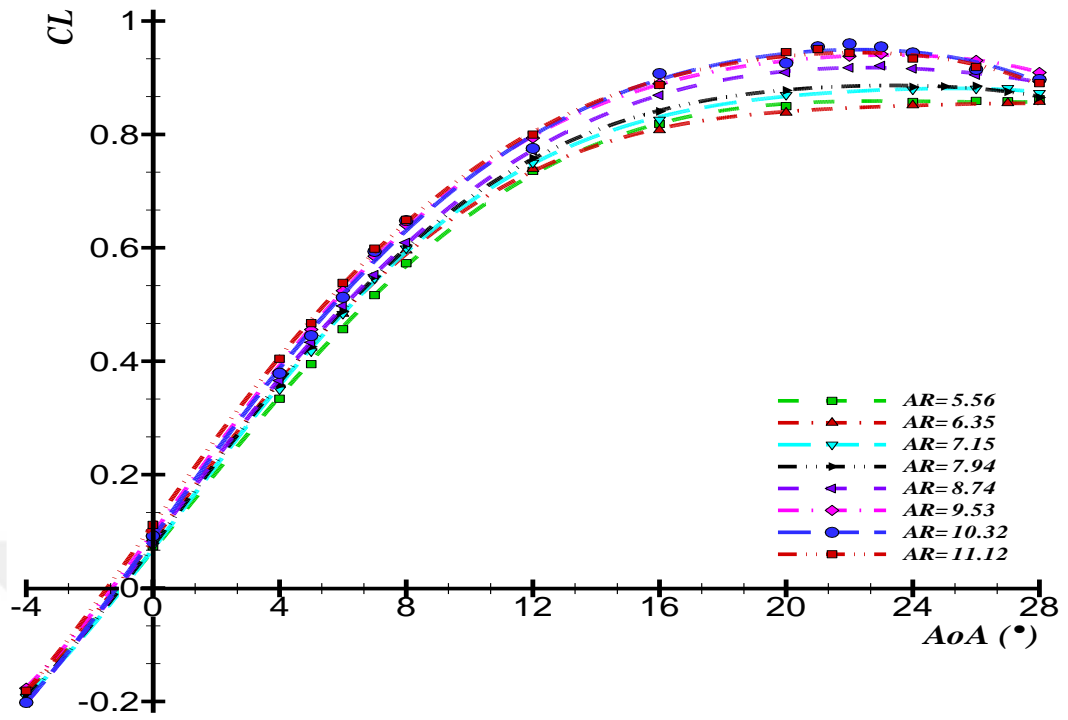


(b)

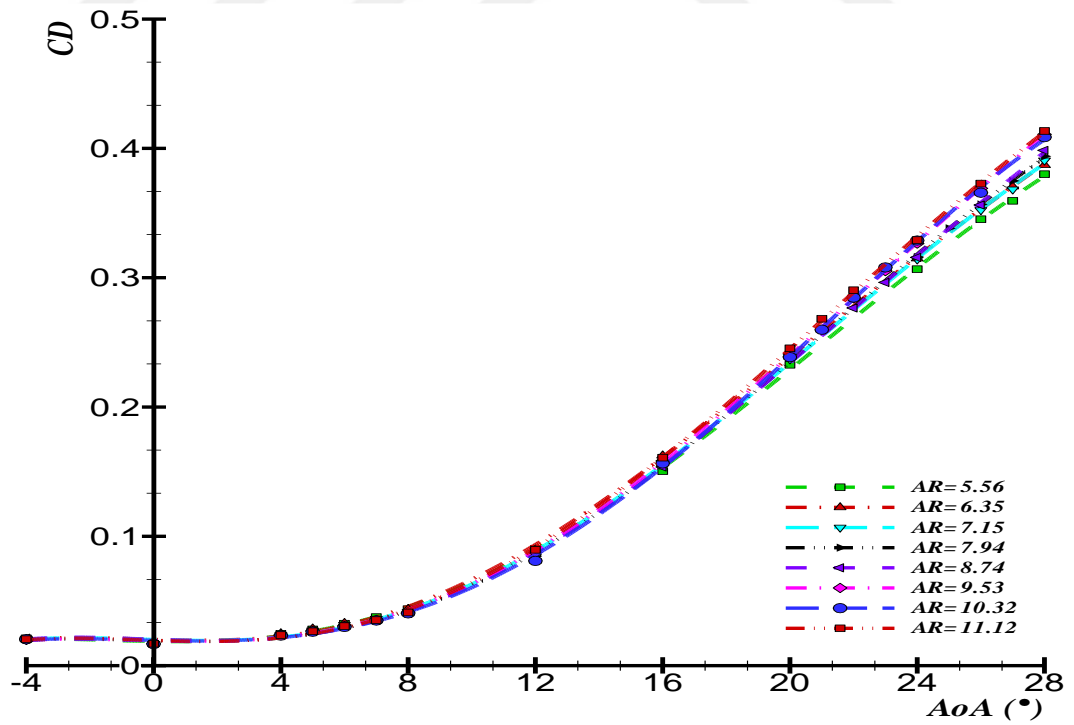


(c)

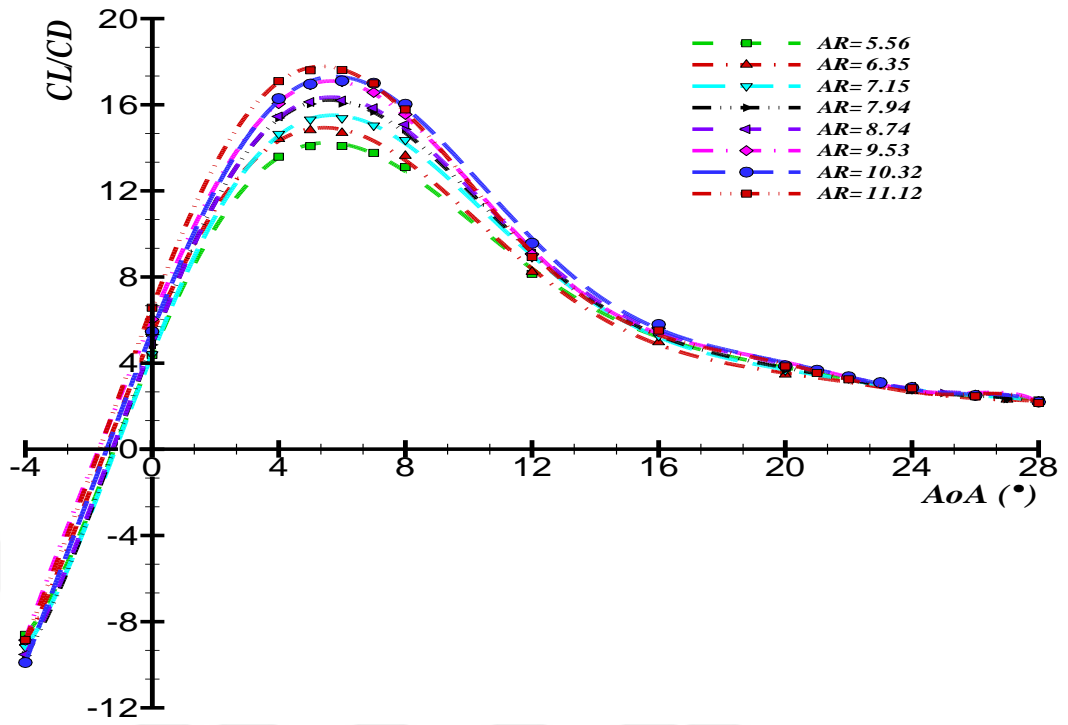
Şekil 3. 8. $Re=100,000$ Reynolds sayısında kanatların taşıma (a), sürüklenme (b) kuvvetleri ve taşıma/sürüklenme oranının (c) karşılaştırılması



(a)

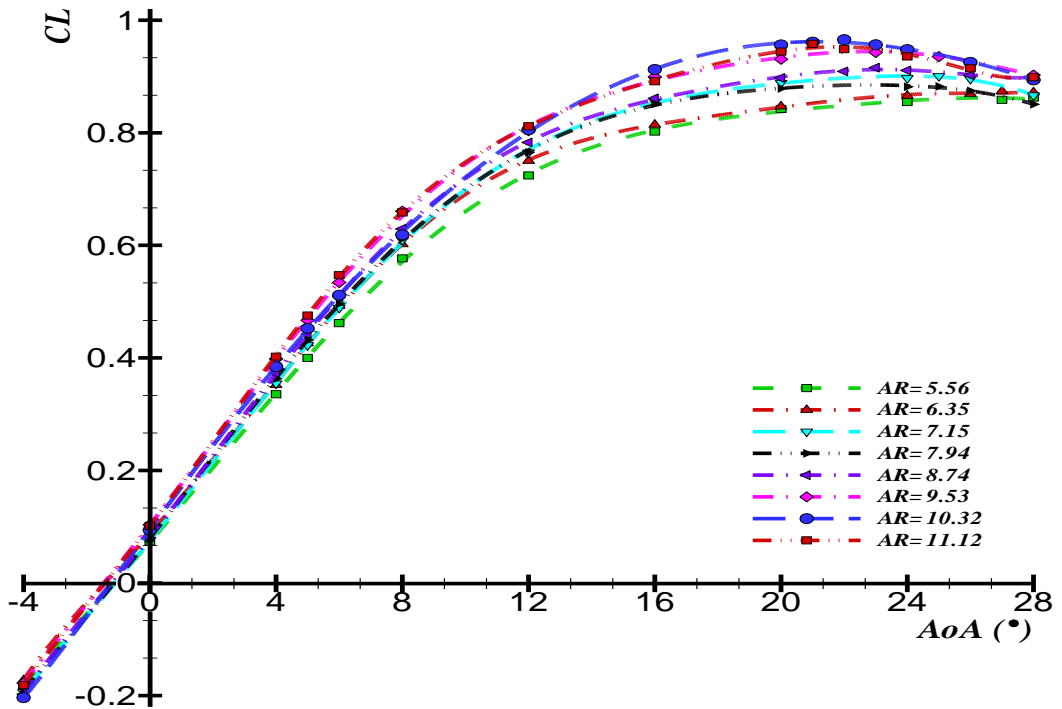


(b)

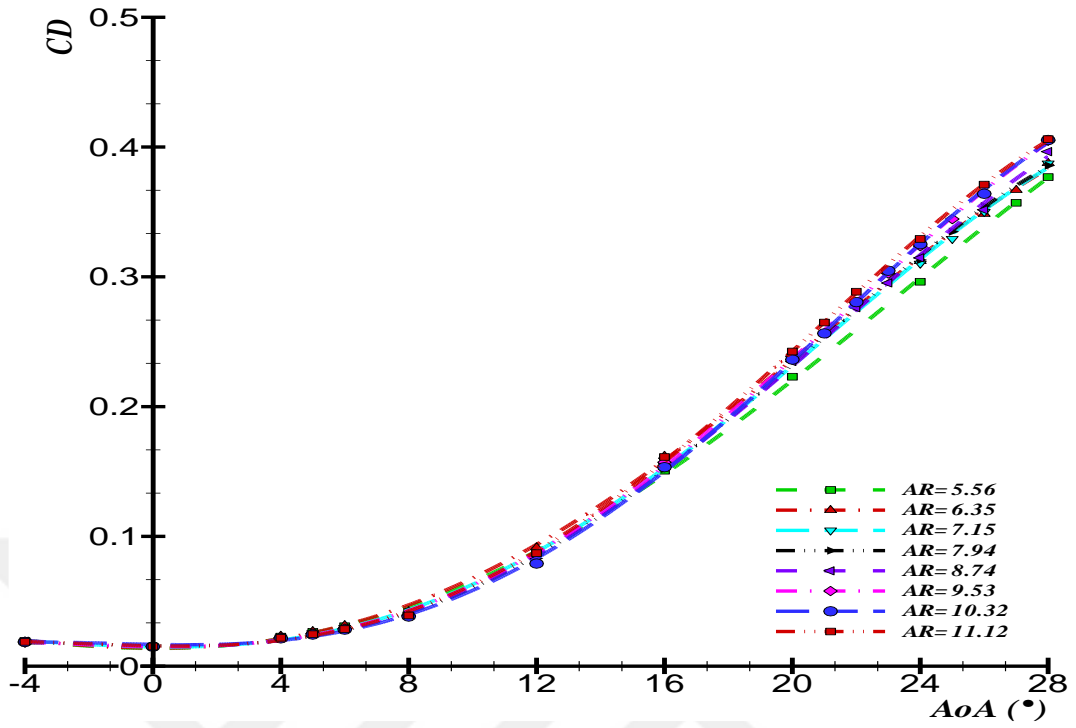


(c)

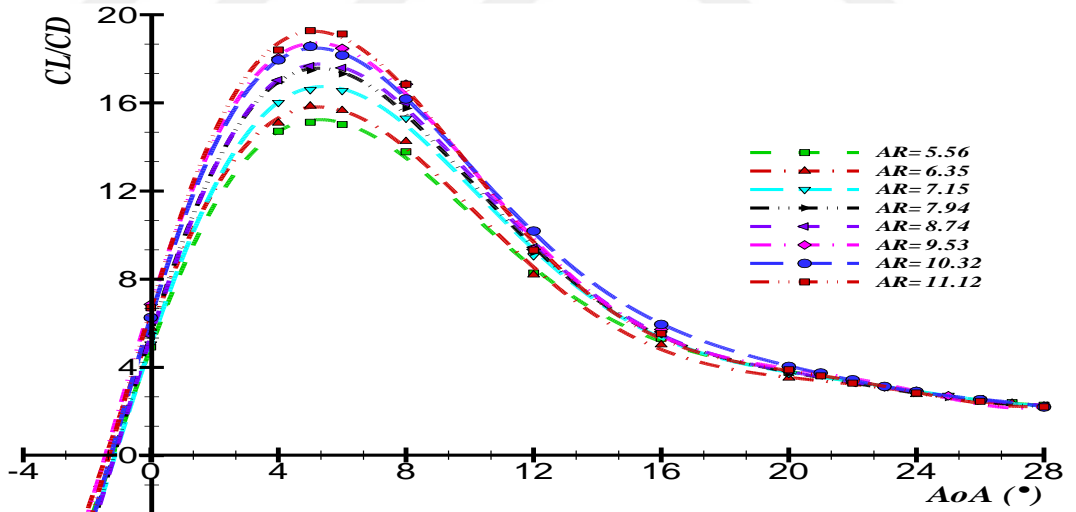
Şekil 3. 9. $Re=150,000$ Reynolds sayısında kanatların taşıma (a), sürüklenme (b) kuvvetleri ve taşıma/sürüklenme oranının (c) karşılaştırılması



(a)



(b)



(c)

Şekil 3. 10. $Re=200,000$ Reynolds sayısında kanatların taşıma (a), sürüklenme (b) kuvvetleri ve taşıma/sürüklenme oranının (c) karşılaştırılması

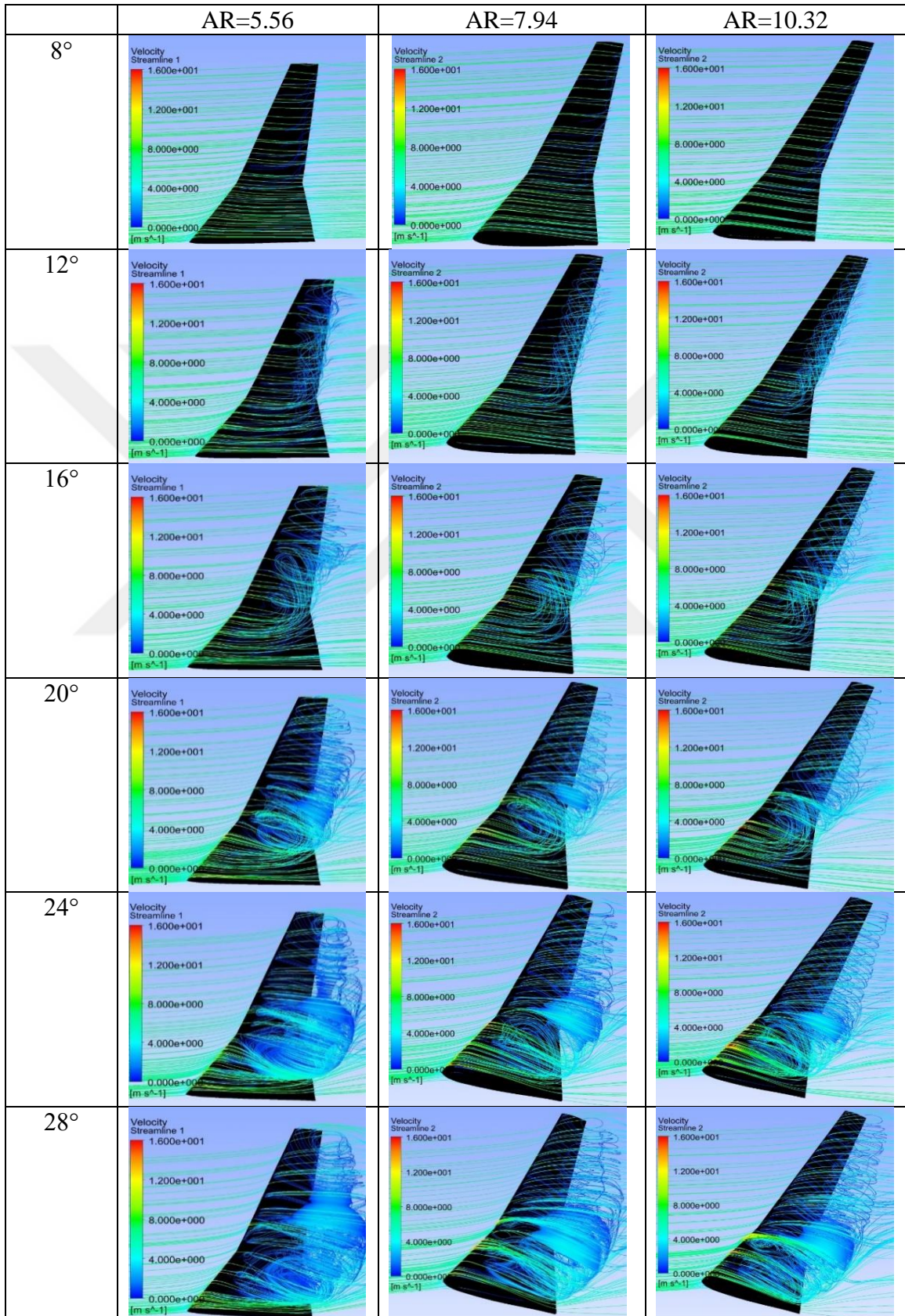
Şekil 3.7 için yapılan yorumlamalar genel olarak Şekil 3.8, Şekil 3.9 ve Şekil 3.10 için de geçerlidir. Fakat Reynolds sayısı arttıkça Şekil 3.7 için yapılan yorumlamalarda bahsi geçen eğriler arasındaki açıklık daha da artmıştır. Özellikle CL/CD grafiklerinde Reynolds sayısı arttıkça eğrilerin pik yaptığı noktalarda eğriler arasındaki fark da artmıştır. Fakat AR değeri arttıkça eğriler arasındaki fark azalmış ve AR=10.32 ile AR=11.12 kanatlarının eğrilerinin neredeyse çakıştığı görülmüştür. CL grafiklerine bakıldığında $Re=50,000$ Reynolds sayısında eğriler arasındaki açıklık 10° civarında başlamışken Reynolds sayısının artışı ile bu açıklık 4° civarında başlamış ve 20° civarında eğriler arasındaki açıklık maksimum seviyeye ulaşmıştır. Fakat eğriler arasındaki fark açıklık oranı arttıkça azalmıştır. Hatta 2×10^5 Reynolds sayısında maksimum CL değeri AR=10,32 kanadından elde edilmiştir.

Açıklık oranının kanat etrafındaki akış davranışları üzerindeki etkisi Tablo 3.1, Tablo 3.2, Tablo 3.3 ve Tablo 3.4'de verilmiştir. 8° hücum açısında kanat üzerindeki akış tüm kanatlarda ve tüm Reynolds sayılarında laminerdir. 12° 'de kanadın firar kenarından başlamak üzere akış kanattan kopmaya başlamış ve türbülanslı akışa geçiş başlamıştır. Oluşan türbülanslı akışın büyüklüğü ve yoğunluğu açıklık oranı artışı ile azaldığı görülmektedir. Hücum açısı arttıkça akışın kopma sınırı kanadın hücum kenarına doğru bir yaklaşım göstermiş ve türbülanslı akış 20° 'de bir laminer ayrılma kabarcığına dönüşmüştür. Fakat ayrılma kabarcıkları karşılaştırıldığında en büyük ve en yoğun kabarcığın AR=5.56 kanadının üst yüzeyinde, en küçük kabarcığın ise AR=10.32 ev AR=11.12 kanatları üzerinde olduğu görülmektedir. Bu durum kanatların taşıma kuvvetlerini etkilediğinden açıklık oranı arttıkça taşıma kuvvetinin de artmasını sağlamıştır.

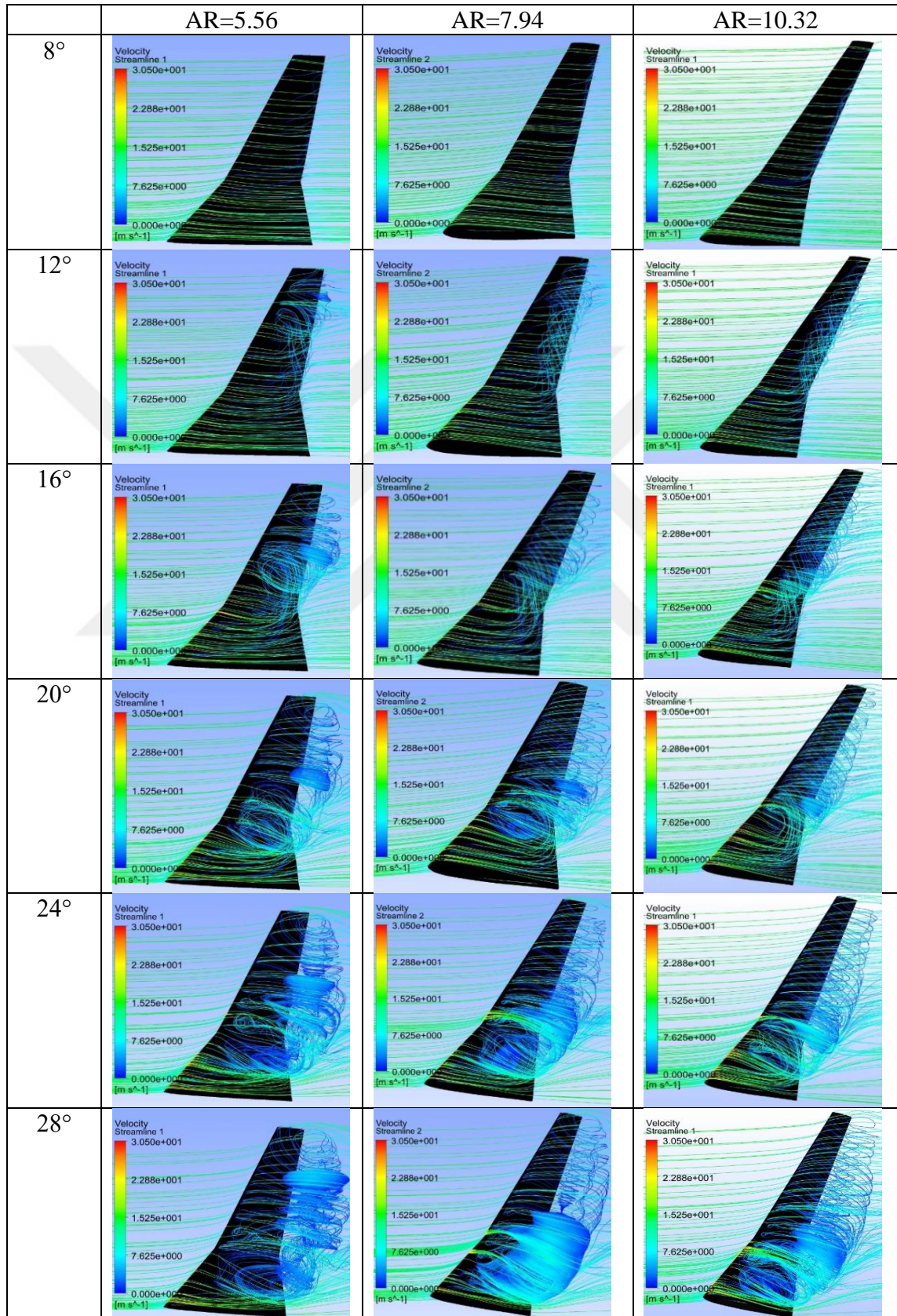
20° tüm kanat modelleri için bir kritik hücum açısı durumundadır. Laminer ayrılma kabarcığı kanadın taşıma kuvvetindeki artışın ani bir şekilde düşmesine yol açmıştır. Bu yüzden 20° 'de kanatta tutunma kaybının oluşmaya başladığı söylenebilir.

Genel olarak tüm sonuçlara bakıldığında AR=10,32 ile AR=11,12 açıklık oranlı kanatların aerodinamik performanslarının çok yakın olduğu görülmektedir. Kanatları ağırlıkları, uzunlukları ve rüzgar tünelinin ölçüleri de göz önüne alındığında en iyi performansı gösteren kanadın AR=10,32 açıklık oranlı kanat modeli olduğu belirlenmiş ve katı modeli oluşturularak kanadın aerodinamik testleri rüzgar tüneline yapılmıştır.

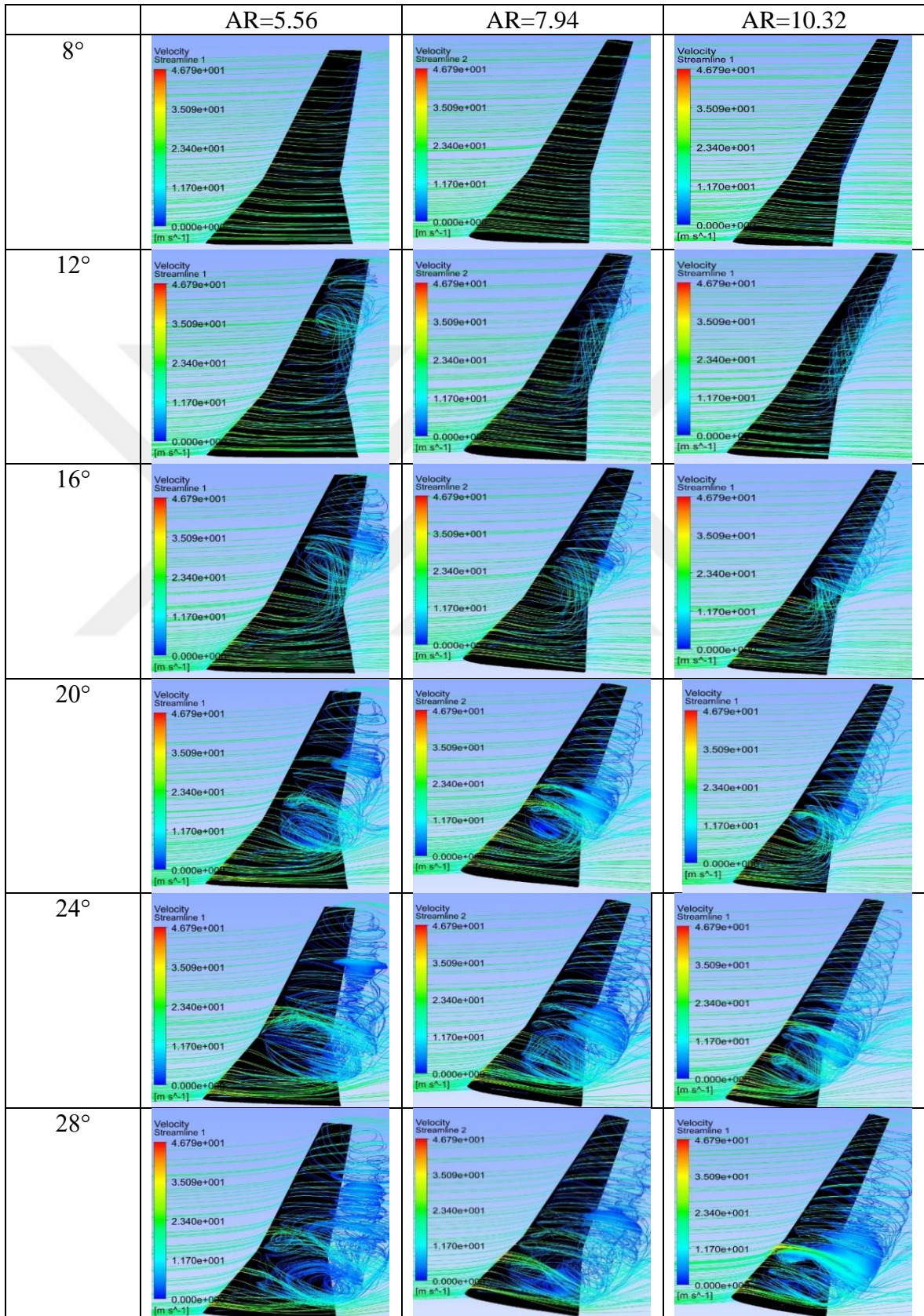
Tablo 3. 1. $0,5 \times 10^5$ Reynolds sayısında AR=5.56, AR=7.94 ve AR=10.32 en/boy oranlı kanatlarının akış davranışları



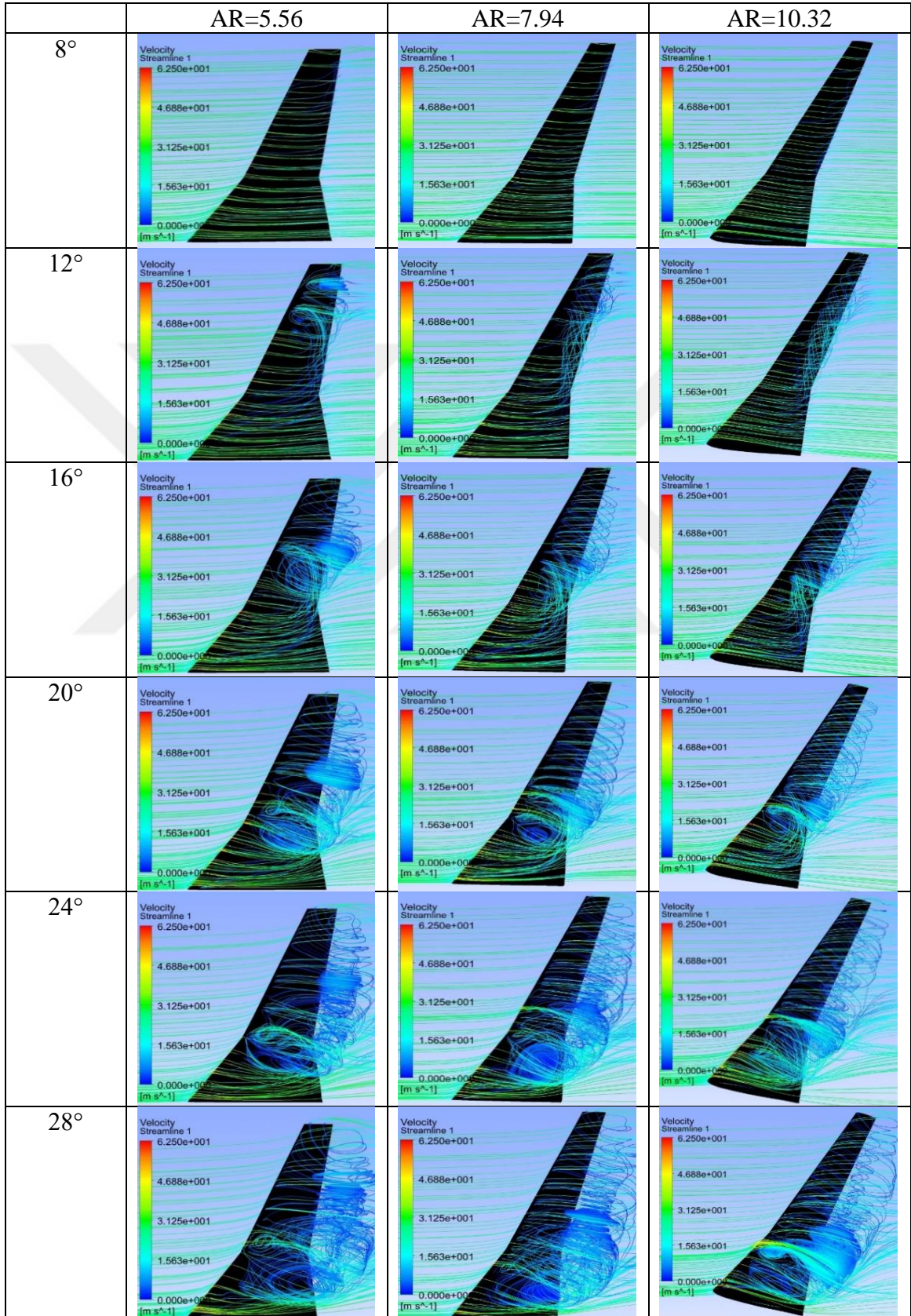
Tablo 3. 2. 1×10^5 Reynolds sayısında AR=5.56, AR=7.94 ve AR=10.32 en/boy oranlı kanatlarının akış davranışları



Tablo 3. 3. $1,5 \times 10^5$ Reynolds sayısında AR=5.56, AR=7.94 ve AR=10.32 en/boy oranlı kanatlarının akış davranışları



Tablo 3. 4. 2×10^5 Reynolds sayısında AR=5.56, AR=7.94 ve AR=10.32 en/boy oranlı kanatlarının akış davranışları

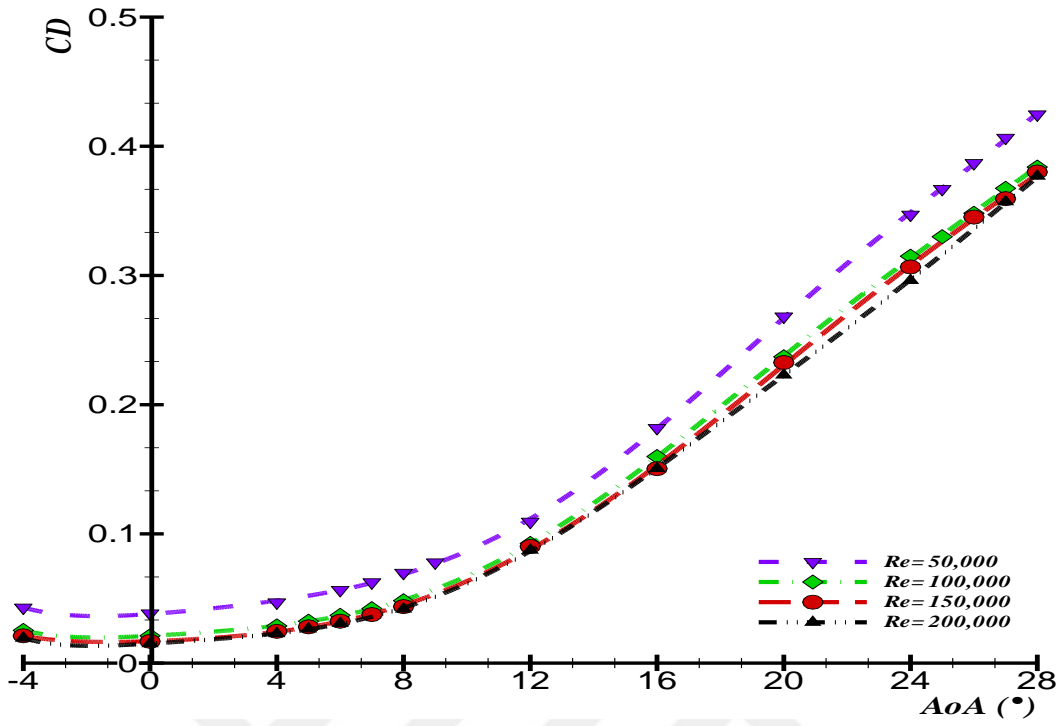


3.3. Reynolds Sayısının Kanat Performansına Etkisi

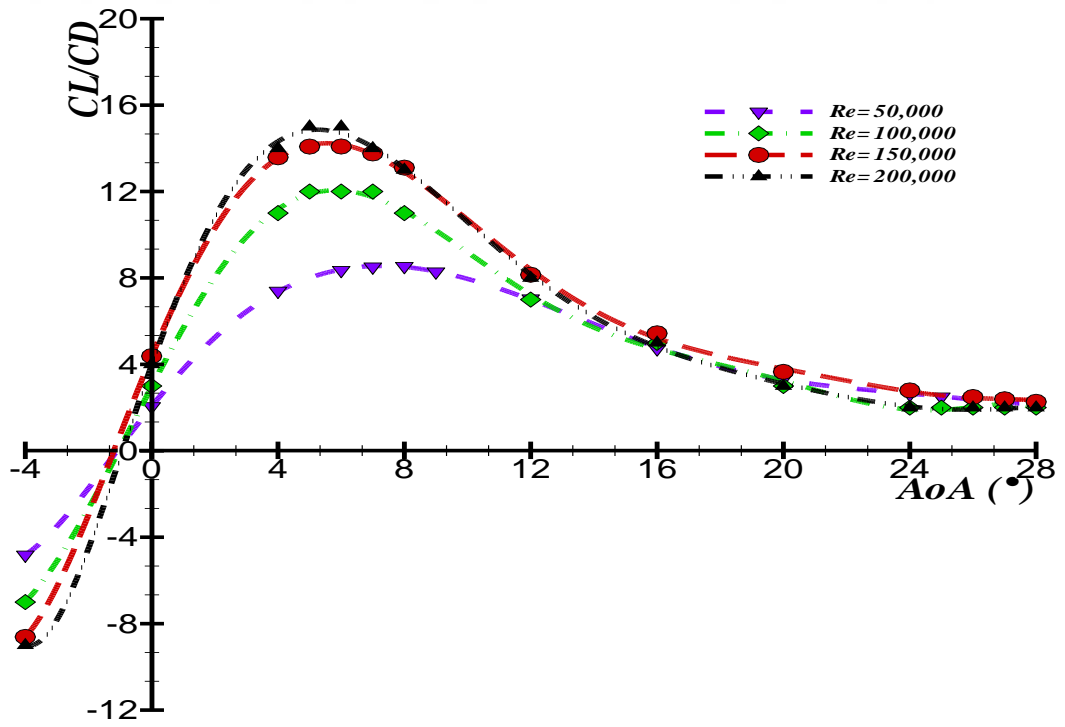
Reynolds sayısındaki değişiklik doğrudan veya dolaylı olarak profil yüzeyi boyunca sınır tabaka kalınlıklarının dağılımını etkiler. Reynolds sayısı arttıkça, sınır tabakasında gerçekleşen düzgün akışın türbülanslı akışa dönüştüğü bölge kanadın hücum kenarına yaklaşır. Bununla birlikte, kanat üzerinde herhangi bir noktadaki laminer veya türbülanslı sınır tabakasının kalınlığı, Reynolds sayısı arttıkça azalır. Reynolds sayısı kanat performansı üzerinde şu şekilde etkisini göstermektedir; taşıma Reynolds sayısının artışı ile artarken sürükleme ise azalmaktadır [52].

Şekil 3.11-12 ve 13’de -4° ile 28° hücum açısı aralığında değişen ve Reynolds sayısına bağlı olarak kanatların taşıma katsayısı, sürükleme katsayısı ve taşıma/sürükleme gibi kanadın aerodinamik performanslarını belirleyen parametrelerin karşılaştırılması gösterilmiştir.

Reynolds sayısı arttıkça CD ’nin azaldığı, CL/CD oranının da arttığı gözlemlenmektedir. $Re=50,000$ Reynolds sayısında CD diğer Reynolds sayısındaki sonuçlara göre oldukça yüksek çıktığı görülmektedir. Diğer Reynolds sayılarında ise ($Re=100,000$, $Re=150,000$ ve $Re=200,000$) CD değerlerinin birbirine çok yakındır. Benzer bir durum CL/CD grafiklerinde de görülmektedir. $Re=50,000$ Reynolds sayısında CL/CD değeri oldukça düşük iken Reynolds sayının artışı ile CL/CD değerinin arttığı fakat eğriler arasındaki açıklığın da Reynolds sayısı artışı ile azaldığı görülmüştür. Reynolds sayısı arttıkça maksimum CL/CD değerinin de arttığı fakat bu değerin elde edildiği hücum açısının azaldığı görülmektedir. Maksimum CL/CD değeri $Re=50,000$ Reynolds sayısında $7^\circ-8^\circ$ civarında iken $Re=200,000$ Reynolds sayısında 5° civarında elde edilmiştir.

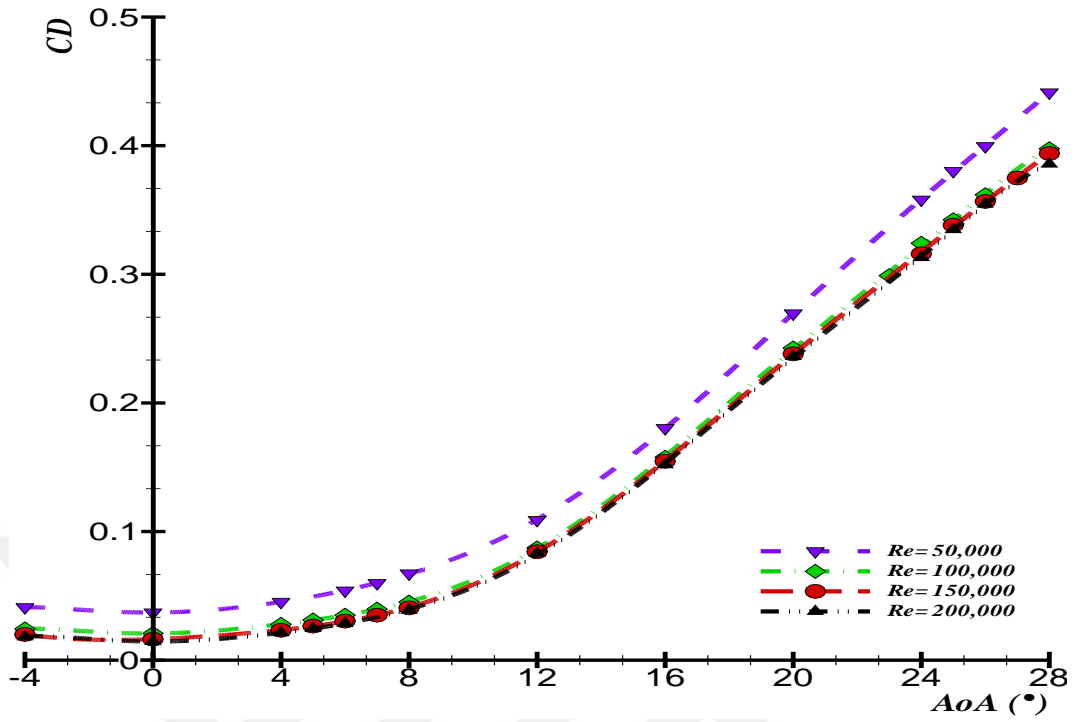


(a)

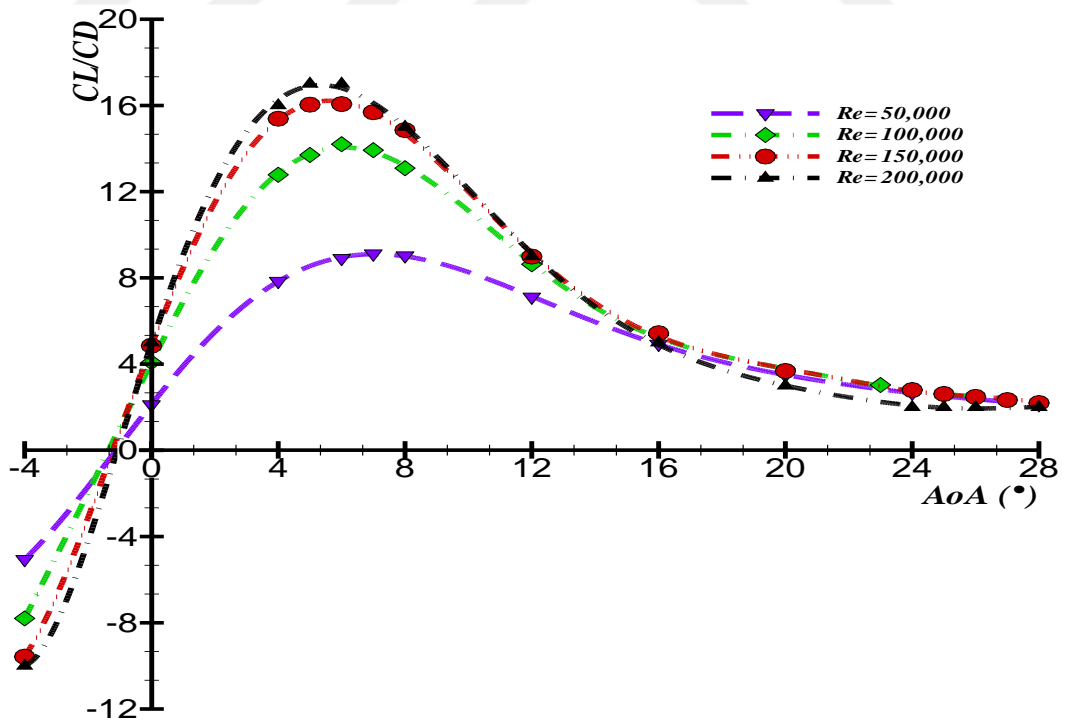


(b)

Şekil 3. 11. Farklı Reynolds sayılarında $AR=5.56$ kanadına ait CD (a) ve CL/CD (b) oranının hücum açısına bağlı olarak değişimi

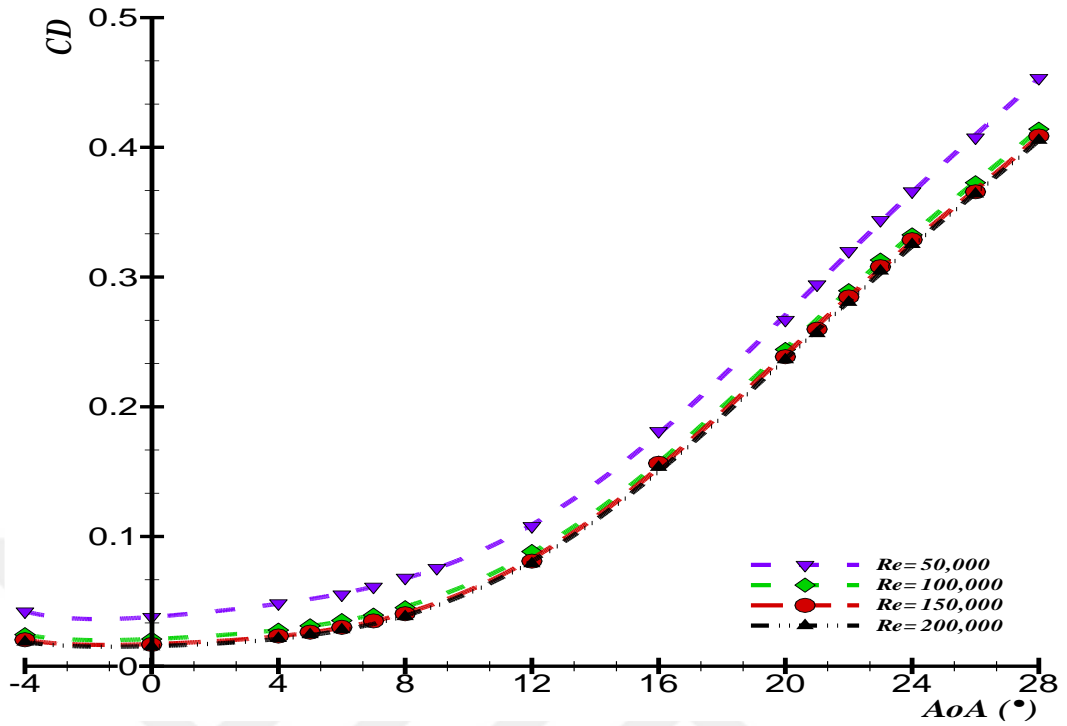


(a)

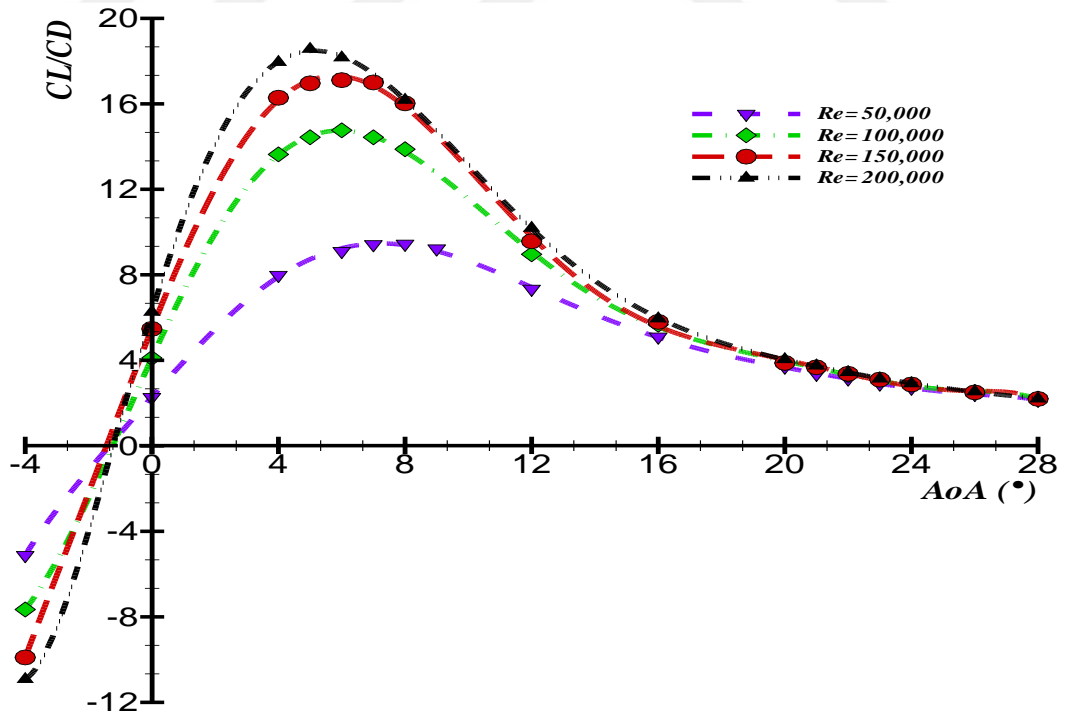


(b)

Şekil 3. 12. Farklı Reynolds sayılarında $AR=7.94$ kanadına ait CD (a) ve CL/CD (b) oranının hücum açısına bağlı olarak değişimi



(a)



(b)

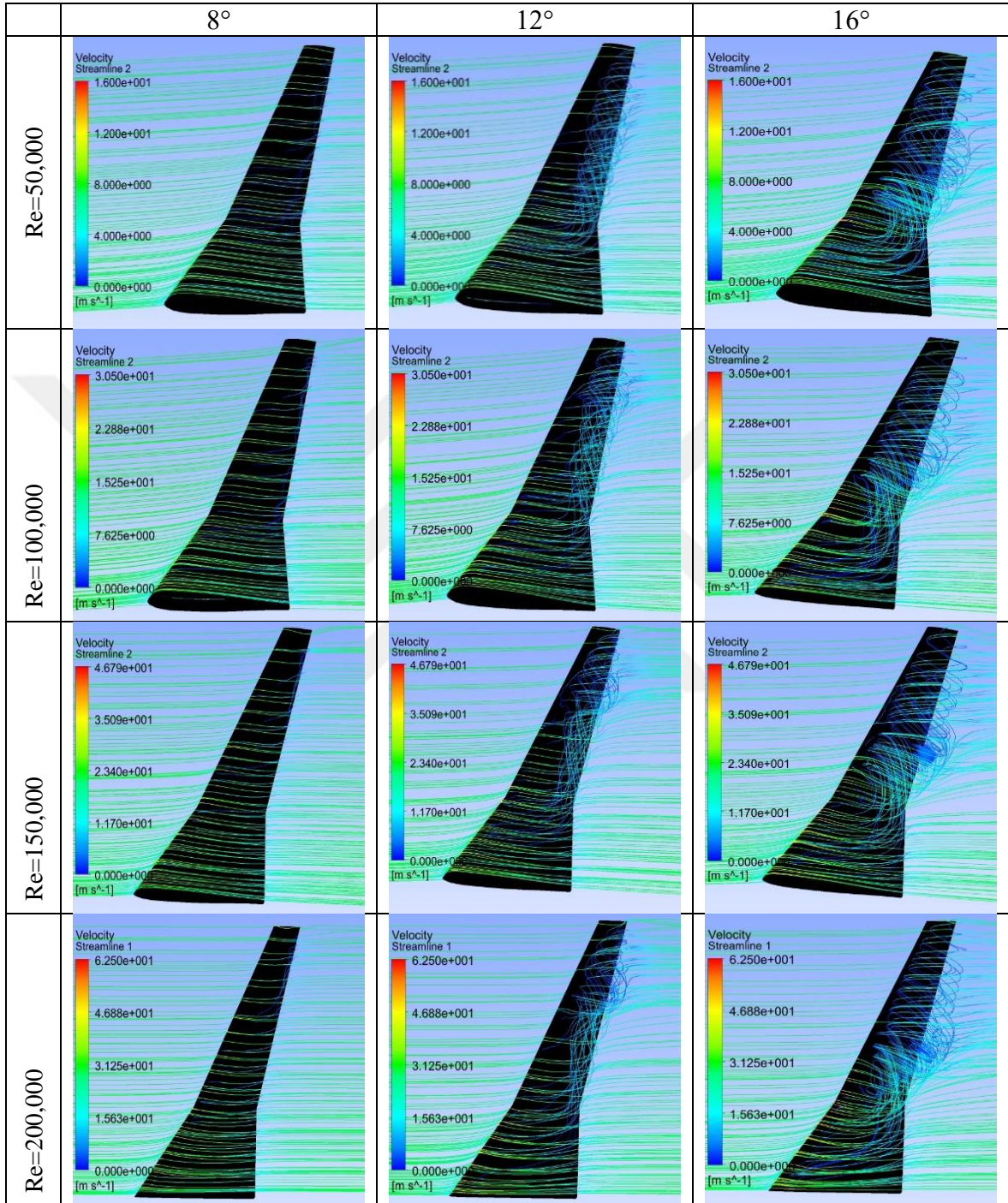
Şekil 3. 13. Farklı Reynolds sayılarında $AR=10.32$ kanadına ait C_D (a) ve CL/CD (b) oranının hücum açısına bağlı olarak değişimi

Tablo 3.5 ve 3.6'da farklı hücum açıları ve düşük Reynolds sayılarında $AR=7.94$ açıklık oranlı orijinal kanadın sayısal sonuçlarından elde edilen veriler görülmektedir. Tablolarda Reynolds sayısı ve hücum açısının akış çizgileri üzerindeki etkisi verilmiştir. Düşük hücum açıları kanat üzerindeki akış düzgün iken hücum açısının artışı ile akış yapısının bozulduğu görülmektedir. Özellikle maksimum CL/CD noktasına kadar (8° civarı) akış düzgünlüğünü korurken 12° 'de tüm Reynolds sayılarında kanadın firar kenarında havanın türbülanslı akışa geçtiği görülmektedir. Hücum açısı arttıkça akışın kopma noktası kanadın hücum kenarına doğru kaymıştır. 20° hücum açısında kanadın kök kısmına yakın bölümde bir girdap oluşmuş ve bu girdap havanın döngüsel bir biçimde kanadın ucuna doğru yayılan bir ayrılma kabarcığı oluşumuna sebebiyet vermiştir. Ayrılma kabarcığı kanatta tutunma kaybının meydana gelmesine sebebiyet vererek taşıma kuvveti artışını ani bir şekilde azaltmıştır. 20° 'den sonra hücum açısının artışı ile birlikte ayrılma kabarcıkları da hem büyüklük hem de yoğunluk olarak artmıştır.

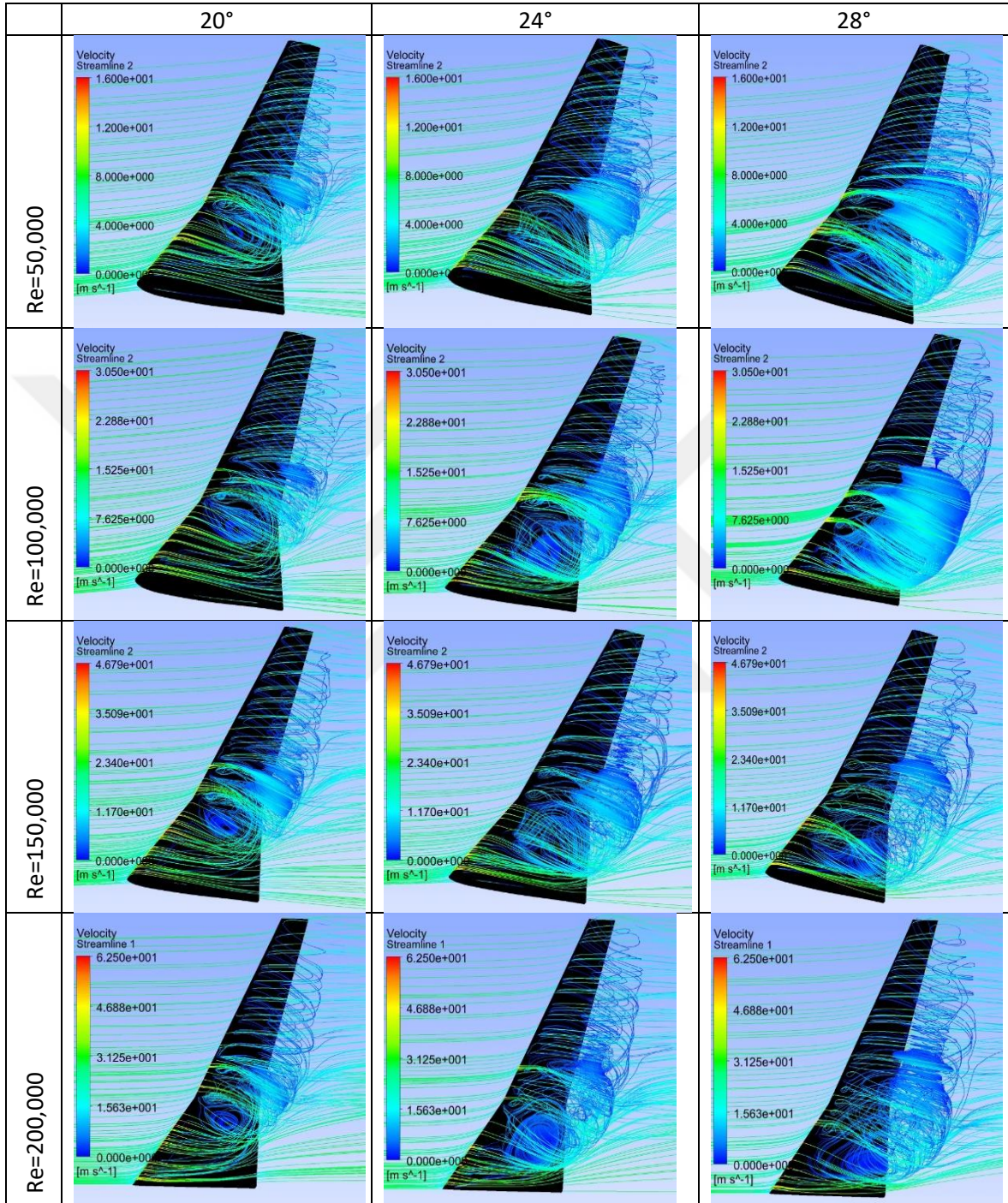
Reynolds sayısının akış yapısı üzerinde çok açık bir etkisi görülmemekle birlikte referans [52] ile benzer sonuçlar elde edilmiştir. Reynolds sayısı arttıkça sınır tabaka kalınlığının azaldığı ve buna bağlı olarak ayrılma kabarcıklarının boyutunun küçüldüğü görülmüştür.

Tablo 3.7 ve 3.8'de Reynolds sayısına ve hücum açısına bağlı olarak hava akışının kanat yüzeyinde bıraktığı izlerin değişimi (Wall shear-streamline) verilmiştir. 8° hücum açısında akışın özellikle kök tarafında laminer olduğu fakat firar kenarında akışın kanat ucuna doğru kaydığı görülmektedir. Hücum açısı 12° 'de kanadın kök tarafında bir döngü hareketi başlamıştır. Bu döngü hareketi, kanat ucuna doğru kayan havanın kanattan kopmasına sebebiyet vermektedir. Hücum açısının artışı ile kanat kökündeki döngü hareketinin açılma hızının arttığı ve enlemesine küçüldüğü görülmektedir. Yüksek hücum açıları Wall-shear çizgilerinin rengin maviye dönüştüğü yani kanat yüzeyindeki basıncın düştüğü görülmektedir. Bu basınç düşüşü, laminer ayrılma kabarcığı yüzünden havanın kanat yüzeyinden tamamen koptuğunu göstermektedir.

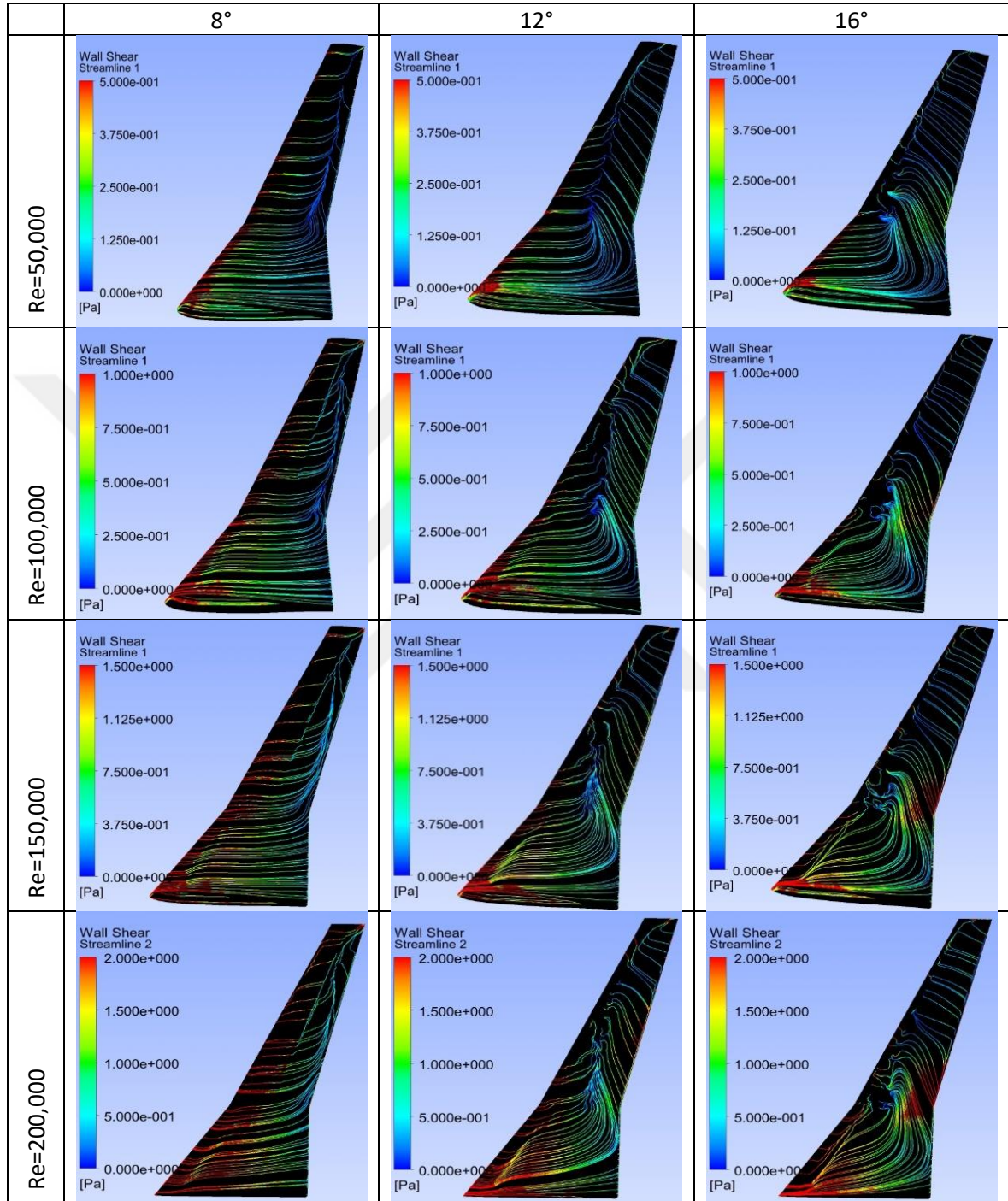
Tablo 3. 5. Farklı Reynolds sayılarında ve 8° , 12° ve 16° hücum açılarında AR=7.94 kanadına ait akış çizgileri



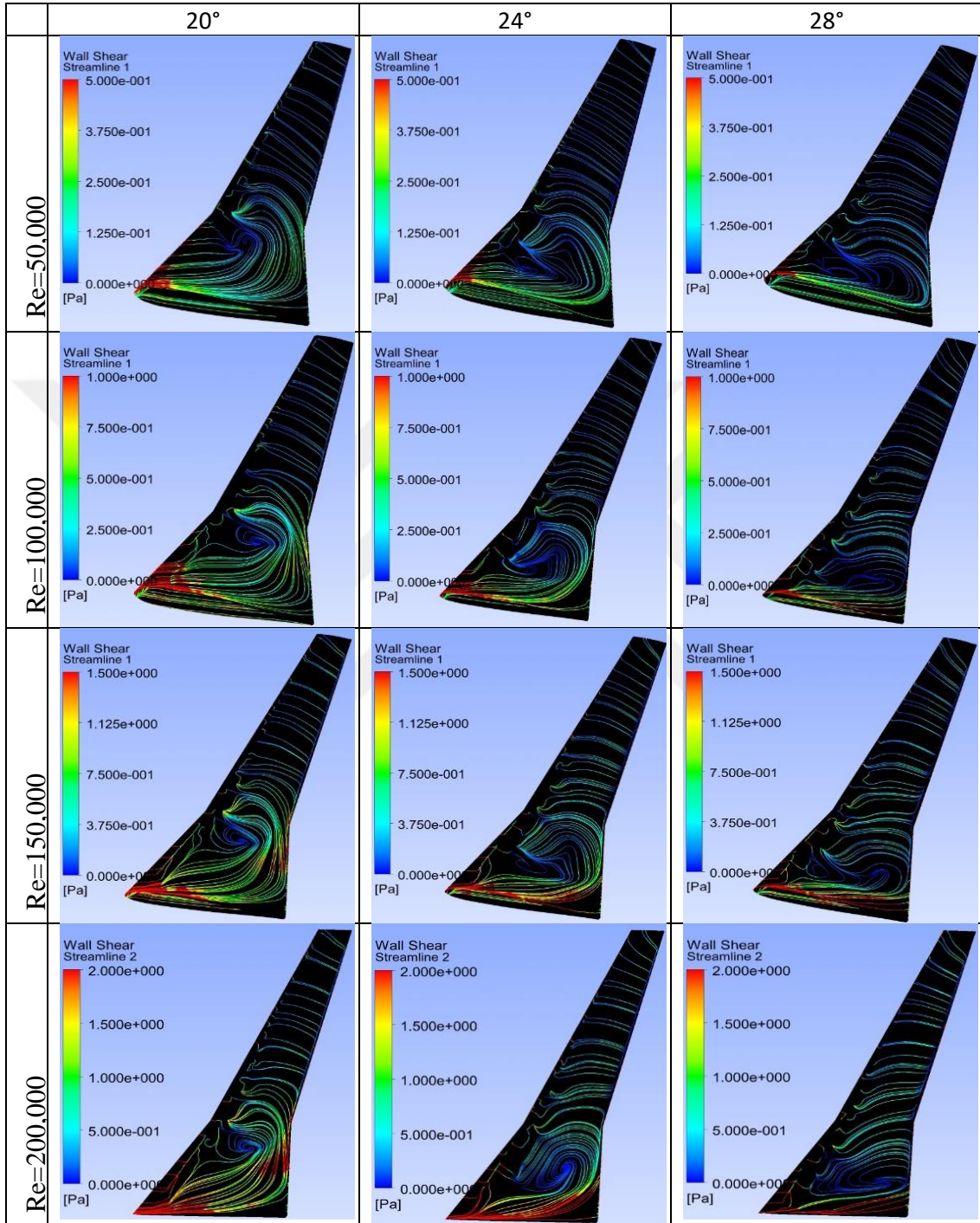
Tablo 3. 6. Farklı Reynolds sayılarında ve 20°, 24° ve 28° hücum açılarında AR=7.94 kanadına ait akış çizgileri



Tablo 3. 7. Farklı Reynolds sayılarında ve 8° , 12° ve 16° hücum açılarında $AR=7.94$ kanadına ait sınır tabakasındaki akış çizgileri



Tablo 3. 8. Farklı Reynolds sayılarında ve 20° , 24° ve 28° hücum açılarında $AR=7.94$ kanadına ait sınır tabakasındaki akış çizgileri



4. BÖLÜM

SONUÇ ve ÖNERİLER

4.1. Sonuç

Bu tez çalışmasında dört farklı profilden oluşan Boeing 737-Klasik uçağına ait kanadın eni sabit kalmak koşulu ile boyu kısaltılıp-uzatılarak açıklık oranları (AR) farklı 8 kanat modeli oluşturulmuş ve açıklık oranının kanadın aerodinamik performansı ve kanat etrafındaki akış davranışları üzerindeki etkisi dört düşük Reynolds sayısında ($Re=0,5 \times 10^5$, $Re=1 \times 10^5$, $Re=1,5 \times 10^5$ ve $Re=2 \times 10^5$) sayısal ve $Re=1 \times 10^5$ Reynolds sayısında da deneysel olarak incelenmiştir. Çalışmalardan elde edilen aerodinamik kuvvet verileri grafikler halinde, akış davranışları da şekiller halinde verilmiştir.

Sayısal çalışmalar 4° ile 28° hücum açısı aralığında yapılmıştır. Maksimum taşıma kuvveti tüm kanat modelleri ve çalışmanın yapıldığı dört düşük Reynolds sayısında 20° ile 28° derece arasında olup bu hücum açısının üstüne çıkmadığından dolayı 28° 'in üzerindeki hücum açılarında deney yapılmaya gerek duyulmamıştır. Sayısal sonuçların doğrulanması için orijinal 7.94 açıklık oranlı kanat ve sayısal sonuçlara göre en iyi performansı gösteren 10.32 açıklık oranlı kanat modelleri 3D yazıcıda üretilerek rüzgâr tüneline aerodinamik kuvvetleri ölçülmüştür. Sayısal ve deneysel veriler grafikler halinde karşılaştırılmış ve sonuçlar oldukça uyumlu bulunmuştur.

Tüm kanat modellerinde taşıma/sürüklenme oranı (CL/CD) 5° ile 8° aralığında bulunmuştur. $Re=0,5 \times 10^5$ Reynolds sayısında bu oran 8° civarında iken Reynolds sayısı arttıkça 5° 'ye doğru düştüğü görülmüştür. Reynolds sayısı arttıkça CL/CD oranı da artmıştır fakat grafikler arasındaki açıklık azalmıştır. Yani $Re=0,5 \times 10^5$ ile 1×10^5 arasındaki açıklık $Re=1,5 \times 10^5$ ile 2×10^5 grafikleri arasındaki açıklıktan fazla çıkmıştır. Grafikler arasındaki açıklık grafiğın tepe noktasında maksimum seviyeye çıkmıştır. CL/CD oranı kanadın açıklık oranına bağlı olarak da çok değişiklik göstermiştir. Açıklık oranı arttıkça taşıma/sürüklenme oranının da

arttığı fakat grafikler arasındaki farkın azaldığı gözlemlenmiştir. $AR=5,56$ ile $6,35$ kanatları arasındaki fark maksimum iken $AR=10,32$ ile $11,12$ kanatları arasındaki fark minimumdur. $AR=10,32$ ile $11,12$ kanatları performans açısından neredeyse aynı olduğundan deneysel çalışmalar için $AR=10,32$ kanadı üretilmiştir. Ayrıca grafikler arasındaki fark düşük Reynolds sayılarında çok bariz değil iken Reynolds sayısı arttıkça kanat performansları arasındaki fark da kendini bariz bir şekilde göstermiştir.

Taşıma kuvveti 16° 'ye dereceye kadar lineer olarak artarken 16° ile 20° aralığında artış hızı azalmıştır. 20° 'nin üzerinde taşıma kuvveti artışı ani bir düşüş göstermiş ve Reynolds sayısına bağlı olarak bazı kanat modellerinde 28° 'ye kadar çıkarken bazı kanat modellerinde ise 20° dereceden sonra artış göstermemiş ve azalmaya başlamıştır. Kanadın açıklık oranı arttıkça genel olarak CL değeri de artmıştır.

Sürüklenme katsayısı 0° ile 28° hücum açısı aralığında sürekli olarak artış göstermiştir. Genel olarak Reynolds sayısı arttıkça CD azalmıştır. Fakat $Re=1 \times 10^5$, $1,5 \times 10^5$ ve 2×10^5 Reynolds sayılarında kanatların sürüklenme katsayıları birbirine yakın bir eğilim izler iken $Re=0,5 \times 10^5$ 'te sürüklenme katsayısı tüm hücum açılarındaki diğerlerine göre oldukça yüksek çıkmıştır. Bu bağlamda $Re=0,5 \times 10^5$ ile 1×10^5 aralığında kritik bir Reynolds sayısı olduğu söylenebilir. Düşük hücum açılarındaki açıklık oranının sürüklenme katsayısı üzerinde genel olarak çok fazla bir etkisi görülmemiştir. 20° hücum açısı üzerinde grafikler arasında farklılık ortaya çıkmış ve AR arttıkça CD değeri de yükselmiştir.

Kanat etrafındaki akış 8° 'ye kadar laminer iken 8° 'den sonra kanadın firar kenarından başlamak üzere türbülanslı akışa geçtiği ve kanadın yüzeyinden ayrılmaya başladığı gözlemlenmiştir. Hücum açısı arttıkça ayrılma sınırı kanadın hücum kenarına doğru yaklaşmıştır. 20° 'de kanadın üst yüzeyinde kök kısmı tarafında bir girdap oluşmuş ve kanadın uç kısmına doğru uzunlamasına bir ayrılma kabarcığı oluşturmuştur. Hücum açısı arttıkça ayrıma kabarcığının büyüklüğünün de arttığı gözlemlenmiştir. Reynolds sayısı arttıkça sınır tabakası incelendiğinden türbülanslı hava miktarı ve ayrılma kabarcığı boyutu azalmıştır. AR'nin kanat etrafındaki akış davranışlarına etkisi Reynolds sayısının etkilerine benzerdir. Genel olarak AR arttıkça kanat üzerinde oluşan ayrılma kabarcığının boyutu ve şiddetinde bir azalma meydana geldiği görülmüştür.

4.2. Öneriler

Düşük Reynolds sayılarında yapılan tez çalışmasında elde edilen sonuçlar ışığında, açıklık oranının kanat performansı üzerindeki etkisi ile ilgili gelecekte yapılacak çalışmalar için aşağıdaki öneriler yapılabilir.

1. Uygun akış görüntüleme düzeneği kurularak kanat etrafındaki akış deneysel olarak da incelenebilir.
2. Kanat üzerindeki ani basınç ve hız değişimleri incelenebilir.
3. $0,5 \times 10^5$ ile 1×10^5 aralığındaki Reynolds sayılarında grafikler arasında büyük bir fark olduğundan bu aralıkta kritik bir Reynolds sayısının varlığı araştırılabilir.

KAYNAKÇA

- [1] Z. Yang, F. L. Haan, H. Hui, and H. Ma, “An Experimental Investigation on the Flow Separation on a Low-Reynolds-Number Airfoil,” *45th AIAA Aerosp. Sci. Meet. Exhib.*, no. January, pp. 1–11, 2007.
- [2] F. M. White, *Viscous Fluid Flow*, 3. Edition. Hill, McGraw, 2006.
- [3] K. M. Swift, “An Experimental Analysis of the Laminar Separation Bubble At Low Reynolds Numbers,” 2009.
- [4] P. B. S. Lissaman, “Low-Reynolds-Number Airfoils,” *Ann. Rev. Fluid Mech*, 15, pp. 223–39, 1983.
- [5] Y. C. Liu and F. Bin Hsiao, “Experimental investigation on critical Reynolds numbers aerodynamic properties of low aspect ratios wings,” *Procedia Eng.*, 79, no. 1st ICM, pp. 76–85, 2014.
- [6] T. J. Mueller, “The influence of laminar separation and transition on low Reynolds number airfoil hysteresis,” *J. Aircr.* 22, no. 9, pp. 763–770, 1985.
- [7] B. H. Carmichael., “Low Reynolds Number Airfoil Survey,” vol. 3336, 1981.
- [8] W. Balzer, “Numerical Investigation of the role of Free-stream Turbulence on Boundary-Layer Separation and Separation Control by Doctor of Philosophy With a Major in Aerospace Engineering,” 2011.
- [9] I. H. Abbott and A. E. Von Doenhoff, “Theory of Wing Sections: Including a Summary of Airfoil data,” *Press*, 11, p. 693, 1959.
- [10] T. J. Mueller and J. D. DeLaurier, “Aerodynamics of Small Vehicles,” *Annu. Rev. Fluid Mech.*, 35, no. 1, pp. 89–111, 2003.
- [11] J. H. Almutairi, “Large-Eddy Simulation of Flow Around an Airfoil at Low Reynolds Number near Stall,” pp. 1–210, 2010.
- [12] M. O’MEARA and T. J. MUELLER, “Laminar separation bubble characteristics on an airfoil at low Reynolds numbers,” *AIAA J.*, 25, no. 8, pp. 1033–1041, 1987.
- [13] H. Shyy, W., Lian, Y., Jian, T., Viieru, D., Liu, *Aerodynamics of Low Reynolds*

Number Flyers. Cambridge University Press, 2008.

- [14] M. Gaster, “The Structure and Behaviour of Laminar Separation Bubbles,” *Aeronaut. Res. Council. Reports Memo.*, no. 3595, pp. 1–31, 1967.
- [15] S. S. Diwan and O. N. Ramesh, “Laminar separation bubbles: Dynamics and control,” *Sadhana - Acad. Proc. Eng. Sci.*, 32, no. 1–2, pp. 103–109, 2007.
- [16] M. Jahanmiri, “Laminar Separation Bubble: Its Structure , Dynamics and Control,” *Chalmers Univ. Technol.*, pp. 1–24, 2011.
- [17] R. Numbers, M. Mizoguchi, and H. Itoh, “Effect of Aspect Ratio on Aerodynamic Characteristics at Low Reynolds Numbers,” vol. 51, no. 7, 2013.
- [18] U. Rist and K. Augustin, “Control of Laminar Separation Bubbles Using Instability Waves,” *AIAA J.*, 44, no. 10, pp. 2217–2223, 2006.
- [19] J. Aholt and F. Finaish, “Active Flow Control Strategy of Laminar Separation Bubbles Developed over Subsonic Airfoils at Low Reynolds Numbers,” *AIAA-Paper*, no. January, 2011.
- [20] A. C. Kermode, *Mechanics of flight / A.C. Kermode*, 11th ed. 2006.
- [21] G. K. Ananda, P. P. Sukumar, and M. S. Selig, “Measured aerodynamic characteristics of wings at low Reynolds numbers,” *Aerosp. Sci. Technol.*, 42, pp. 392–406, 2015.
- [22] G. E. Torres and T. J. Mueller, “Low-Aspect-Ratio Wing Aerodynamics at Low Reynolds Numbers,” vol. 42, no. 5, 2004.
- [23] L. Prandtl, “REPORT No . 116 APPLICATIONS OF MODERN HYDRODYNAMICS,” 2018.
- [24] G. K. Ananda, “Aerodynamic Performance Of Low-To-Moderate Aspect Ratio Wings At Low Reynolds Numbers,” 2012.
- [25] M. M. Izoguchi, Y. K. Ajikawa, and H. I. Toh, “Aerodynamic Characteristics of Low-Aspect-Ratio Wings with Various Aspect Ratios in Low Reynolds Number Flows *,” vol. 59, no. 2, pp. 56–63, 2016.
- [26] L. W. Traub, “Aerodynamic Impact of Aspect Ratio at Low Reynolds Number,” *J.*

- Aircr.*, 50, no. 2, pp. 626–634, 2013.
- [27] G. Ananda, P. Sukumar, and M. Selig, “Low-to-Moderate Aspect Ratio Wings Tested at Low Reynolds number,” *AIAA Pap.*, no. 3026, pp. 1–19, 2012.
- [28] C. A. Ozen and D. Rockwell, “Flow Structure on a Rotating Wing: Effect of Wing Aspect Ratio and Shape,” *51st AIAA Aerosp. Sci. Meet. Incl. ...*, no. January, pp. 1–17, 2013.
- [29] E. V. Laitone, “Wind tunnel tests of wings at Reynolds numbers below 70 000,” *Exp. Fluids*, 23, no. 5, pp. 405–409, 1997.
- [30] H. P. Horton, “A semi-empirical theory for the growth and bursting of laminar separation bubbles,” *Aeronaut. Res. Council. Curr. Pap.*, no. 1073, p. 37, 1969.
- [31] W. B. Roberts, “Calculation of Laminar Separation Bubbles and Their Effect on Airfoil Performance,” *AIAA J.*, 18, no. 1, pp. 25–31, 1980.
- [32] P. R. Owen and L. Klanfer, “On the Laminar Boundary Layer Separation from the Leading edge of a Thin Aerofoil,” *ARC CP No220*, no. 220, 1955.
- [33] L. Crabtree, “The Formation of Regions of Separated Flow on Wing Surfaces,” *Aeronaut. Res. Council. London, UK*, 3122, no. 3122, pp. 1–28, 1959.
- [34] M. DRELA and M. B. GILES, “Viscous-inviscid analysis of transonic and low Reynolds number airfoils,” *AIAA J.* 25, no. 10, pp. 1347–1355, 1987.
- [35] P. Chen, C. Bai, and W. Wang, “Experimental and numerical studies of low aspect ratio wing at critical Reynolds number,” *Eur. J. Mech. B/Fluids*, 59, pp. 161–168, 2016.
- [36] S. Hosseinverdi and H. Fasel, “Direct Numerical Simulations of Transition to Turbulence in Two-Dimensional Laminar Separation Bubbles,” *51st AIAA Aerosp. Sci. Meet. Incl. New Horizons Forum Aerosp. Expo.*, no. June 2017, pp. 1–13, 2013.
- [37] W. G. BASTEDO and T. J. MUELLER, “Spanwise variation of laminar separation bubbles on wings at low Reynolds number,” *J. Aircr.*, 23, no. 9, pp. 687–694, 1986.
- [38] J. Lei, F. Guo, and C. Huang, “Numerical study of separation on the trailing edge of

- a symmetrical airfoil at a low Reynolds number,” *Chinese J. Aeronaut.*, 26, no. 4, pp. 918–925, 2013.
- [39] M. Alam and N. D. Sandham, “Direct numerical simulation of ‘short’ laminar separation bubbles with turbulent reattachment,” *J. Fluid Mech.*, 410, pp. 1–28, 2000.
- [40] P. R. SPALART and M. K. STRELETS, “Mechanisms of transition and heat transfer in a separation bubble,” *J. Fluid Mech.*, 403, p. S0022112099007077, 2000.
- [41] Z. YANG and P. R. VOKE, “Large-eddy simulation of boundary-layer separation and transition at a change of surface curvature,” *J. Fluid Mech.*, 439, pp. 305–333, 2001.
- [42] W. Zhang, R. Hain, and C. J. Kähler, “Scanning PIV investigation of the laminar separation bubble on a SD7003 airfoil,” *Exp. Fluids*, 45, no. 4, pp. 725–743, 2008.
- [43] J. Zilli, D. M. Sutton, and P. Lavoie, “Effect of Freestream Turbulence on Laminar Separation Bubbles and Flow Transition on an SD7003 Airfoil at Low Reynolds Numbers,” *55th AIAA Aerosp. Sci. Meet.*, no. January, pp. 1–11, 2017.
- [44] J. C. M. Lin and L. L. Pauley, “Low-Reynolds-number separation on an airfoil,” *AIAA J.*, 34, no. 8, pp. 1570–1577, 1996.
- [45] “http://www.boeing.com/commercial/airports/3_view.page ‘15/12/2017 tarihinde erişim sağlanmıştır.’” .
- [46] “<http://airfoiltools.com/search/list?page=b&no=0> ‘04/12/2017 tarihinde erişim sağlanmıştır.’” .
- [47] A. Crivellini, V. D’Alessandro, D. Di Benedetto, S. Montelpare, and R. Ricci, “Study of laminar separation bubble on low Reynolds number operating airfoils: RANS modelling by means of an high-accuracy solver and experimental verification,” *J. Phys. Conf. Ser.*, vol. 501, no. 1, 2014.
- [48] F. Menter, “Zonal Two Equation k-w Turbulence Models For Aerodynamic Flows,” *23rd Fluid Dyn. Plasmadynamics, Lasers Conf.*, 1993.
- [49] Suna Güçılmaz, “Static Aeroelastic Analysis Of High Aspect Ratio Flexible Wing,”

University of Gaziantep, 2016.

- [50] İ. Yılmaz, Ö. Çam, M. Taştan, and A. Karci, “Farklı Rüzgar Türbin Kanat Profillerinin Aerodinamik Performansının Deneysel İncelenmesi Experimental Investigation of Aerodynamic Performance of Different Wind Turbine Airfoils,” *Politeknik Derg.*, 19, no. 4, pp. 577–584, 2016.
- [51] İ. Yılmaz, S. Keiyinci, Ö. Çam, and A. Karci, “Çırpan Kanadın Aerodinamik Parametrelerinin Deneysel Olarak İncelenmesi,” *Gazi Üniversitesi Mühendislik-Mimarlık Fakültesi Derg.*, 32, no. 4, pp. 1035–1050, 2017.
- [52] A. Yüksel, “Kanat Profilleri Aerodinamiği.”

ÖZGEÇMİŞ

KİŞİSEL BİLGİLER

Adı Soyadı: Abdulhalim AŞKAN
Uyruğu: Türkiye (T.C)
Doğum Tarihi ve Yeri: 16.01.1989 - Gercüş
Medeni Durum: Evli
e-mail: aaskan@erciyes.edu.tr
Yazışma Adresi: Mevlana Mah. Tamer Cad. No:17/46
 Talas/Kayseri

EĞİTİM

Derece	Kurum	Mezuniyet Tarihi
Yüksek Lisans	Erciyes Üniversitesi, Sivil Havacılık Anabilim Dalı	Devam Ediyor
Lisans	Erciyes Üniversitesi, Sivil Havacılık Yüksekokulu	2014
Lise	Dargeçit Lisesi, Mardin	2007

İŞ DENEYİMLERİ

Yıl	Kurum	Görev
2017-Halen	Erciyes Üniversitesi Havacılık ve Uzay Bilimleri Fakültesi	Arş. Gör
2016-2017	Ondokuz Mayıs Üniversitesi, Havacılık ve Uzay Bilimleri Fakültesi	Arş. Gör
2015-2016	İstanbul Aydın Üniversitesi. Uçak Teknolojisi Programı	Öğr. Gör

YABANCI DİL

İngilizce

YAYINLAR

1. A, Askan, S, Tangoz. The effect of Aspect Ratio on Aerodynamic Performance and Flow Separation Behavior of a Model Wing Composed from Different Profiles.6th Eur. Conf. Ren. Energy Sys.25-27 June 2018, Istanbul, Turkey