

Bir Uçağın Kanat ve Sabit İniş Takımı Aerodinamik İlişkisinin İki Boyutlu İncelenmesi

Murat Alkan

**YÜKSEK LİSANS TEZİ**

Makine Mühendisliği Anabilim Dalı

Ağustos 2018

A Two Dimensional Investigation of Aerodynamic Relation of an Airplane Wing and  
Fixed Landing Gear

Murat Alkan

**MASTER OF SCIENCE THESIS**

Department of Mechanical Engineering

August 2018

Bir Uçağın Kanat ve Sabit İniş Takımı Aerodinamik İlişkisinin İki Boyutlu İncelenmesi

Murat Alkan

Eskişehir Osmangazi Üniversitesi  
Fen Bilimleri Enstitüsü  
Lisansüstü Yönetmeliği Uyarınca  
Makine Mühendisliği Anabilim Dalı  
Enerji - Termodinamik Bilim Dalında  
YÜKSEK LİSANS TEZİ  
olarak hazırlanmıştır

Danışman: Doç. Dr. Mustafa Ertunç Tat

Ağustos 2018

## ONAY

Makine Mühendisliği Anabilim Dalı Yüksek Lisans Öğrencisi Murat Alkan'ın YÜKSEK LİSANS tezi olarak hazırladığı " Bir Uçağın Kanat ve Sabit İniş Takımı Aerodinamik İlişkisinin İki Boyutlu İncelenmesi" başlıklı bu çalışma, jürimizce lisansüstü yönetmeliğın ilgili maddeleri uyarınca değerlendirilerek oy birliği ile kabul edilmiştir.

**Danışman :** Doç. Dr. Mustafa Ertunç Tat

**İkinci Danışman :** —

**Yüksek Lisans Tez Savunma Jürisi:**

**Üye :** Doç. Dr. Mustafa Ertunç Tat

**Üye :** Doç. Dr. Mesut Tekkalmaz

**Üye :** Doc.Dr. Önder Altuntaş

Fen Bilimleri Enstitüsü Yönetim Kurulu'nun ..... tarih ve  
..... sayılı kararıyla onaylanmıştır.

Prof. Dr. Hürriyet ERŞAHAN

Enstitü Müdürü

## ETİK BEYAN

Eskişehir Osmangazi Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü tez yazım kılavuzuna göre, Doç. Dr. Mustafa Ertunç Tat danışmanlığında hazırlamış olduğum " Bir Uçağın Kanat ve Sabit İniş Takımı Aerodinamik İlişkisinin İki Boyutlu İncelenmesi" başlıklı YÜKSEK LİSANS tezimin özgün bir çalışma olduğunu; tez çalışmasının tüm aşamalarında bilimsel etik ilke ve kurallara uygun davrandığımı; tezimde verdiğim bilgileri, verileri akademik ve bilimsel etik ilke ve kurallara uygun olarak elde ettiğimi; tez çalışmasında yararlandığım eserlerin tümüne atıf yaptığımı ve kaynak gösterdiğimi ve bilgi, belge ve sonuçları bilimsel etik ilke ve kurallara göre sunduğumu beyan ederim.31.08.2018

Murat Alkan

İmza

## ÖZET

Bu çalışmada havacılıkta uçak kanat geometrilerinde sıklıkla kullanılan NACA0012 kanat profili ve bir daire geometrisinin beraber, hesaplamalı akışkanlar dinamiği teknikleri kullanılarak incelemesi yapılmıştır. Çalışmanın yapılmasındaki esas amaç, bir uçağın iniş takımlarının açık ve kapalı durumlarda uçuş hızına bağlı olarak, uçuşu nasıl etkilediğini ortaya koyabilmektir. Bu amaçla Douglas A2D Skyshark geometrisi esas alınarak, farklı hızlarda (0.1 Mach, 0.2 Mach, 0.3 Mach) sürüklenme katsayısı ( $C_D$ ), kaldırma katsayısı ( $C_L$ ) ve basınç değişimi değerleri incelenmiştir.

Bu incelemede  $C_L$  ve  $C_D$  değerlerinin iniş takımı açık durumda hız arttırıldığında önemli değişime uğradığı tespit edilmiştir. Hız 0.1 Mach değerine göre 0.3 Mach değerinde  $C_D$  değerinde yaklaşık sekiz kat artış meydana gelmiştir. Kanat üzerinde yukarıdan aşağı baskı yapan kuvvet miktarında benzer şekilde 8 kat artış gözlenmiştir. Bu durum  $C_L$  değerinde 8 kat düşüşü ifade etmektedir. İniş takımı kapalı iken ise  $C_L$  ve  $C_D$  değerlerinin hız ile değişimi azdır. Bu durum literatürdeki diğer çalışmalarla uyum göstermektedir.

**Anahtar Kelimeler:** Airfoil, İniş takımı, Kanat, Fluent, Hesaplamalı akışkanlar Dinamiği, Uçuş, Havacılık

## SUMMARY

In this study, NACA0012 airfoil wing profile and circle geometry, which is used extensively as aircraft components has been calculated using fluid dynamics techniques. The aim of the study is to determine how an aircraft affects the flight, where the landing gear is open and closed. On the basis of this reflection Douglas A2D skyshark geometry. The main reason to make studies, is to analysis  $C_D$ ,  $C_L$  and pressure change values at different speed (0.1 Mach, 0.2 Mach, 0.3 Mach).

During this study, it was found that the  $C_L$  and  $C_D$  change significantly when the speed was increased in the landing gears open state.. An approximately eight-fold increase in  $C_D$  value depend on Mach number. Similarly, an eight-fold increase in the amount of force exerted from the top on the wing was observed. This represents a eight-fold decrease in  $C_L$  value. But the landing gear is closed,  $C_L$  and  $C_D$  values are not change .This result is compatible with other studies in the literature.

**Keywords:** Airfoil, Landing gear, Wing, Fluent, CFD, Flight, Aviation

## TEŞEKKÜR

Tez alıőması boyunca yardım ve desteklerini esirgemeyen danışman hocam Sayın Do. Dr. Mustafa Ertunç TAT' a teşekkür ederim.

Eđitim ve öğretim hayatım boyunca benden maddi ve manevi desteklerimi esirgemeyen annem ve babama da teőekkürü bir bor bilirim.



## İÇİNDEKİLER

	<b><u>Sayfa</u></b>
<b>ÖZET</b> .....	vi
<b>SUMMARY</b> .....	vii
<b>TEŞEKKÜR</b> .....	viii
<b>İÇİNDEKİLER</b> .....	ix
<b>ŞEKİLLER DİZİNİ</b> .....	xi
<b>ÇİZELGELER DİZİNİ</b> .....	xiii
<b>SİMGELER VE KISALTMALAR DİZİNİ</b> .....	xiv
<b>1.GİRİŞ VE AMAÇ</b> .....	1
<b>2.LİTERATÜR ARAŞTIRMASI</b> .....	3
<b>3.TEORİK BİLGİ</b> .....	13
3.1.Aerodinamik .....	13
3.1.1.Aerodinamik Tanımı .....	13
3.1.2.Uçak İniş Takımlarının Aerodinamiğe Etkisi .....	14
3.1.3.Analiz İçin Seçilen Uçak ve Özellikleri.....	16
3.2.Aerodinamik Kuvvetler .....	19
3.2.1.Kaldırma(Taşıma) Kuvveti.....	20
3.2.2.İtki Kuvveti.....	22
3.2.3.Sürüklenme Kuvveti.....	23
3.3. Uçaklarda Kullanılan Kanat Profilleri .....	25
3.3.1. Dört Basamaklı Seriler .....	26
3.3.2. Uçaklarda Kanat Profili Seçimi.....	28
3.3.3. Dehidral Açısı ve Ok Açısı Tanımı.....	28

## İÇİNDEKİLER (devam)

	<b><u>Sayfa</u></b>
<b>4.MATERYAL VE YÖNTEM</b> .....	31
4.1. Akışkanlar Mekaniği .....	31
4.2. Temel Denklemler .....	31
4.2.1. Kütleinin Korunumu Denklemi .....	31
4.2.2. Momentum Denklemleri .....	32
4.2.3. Standart k-ε Türbülans Modeli .....	32
4.2.4. k-ε Türbülans Modeli İçin Taşıma Denklemi .....	32
4.2.5. NACA0012 Kanat Profili .....	33
4.3. Kabüller ve Değişkenler .....	37
4.3.1. Kabüller .....	37
4.3.2. Değişkenler ve Sınır Koşulları .....	37
4.4. Gambit Programında Modelleme.....	38
4.5. Fluent Programında Değişkenler ve Analiz.....	40
4.5.1. Fluent Mesh Adaptasyonu.....	40
<b>5.BULGULAR VE TARTIŞMA</b> .....	42
5.1. CL ve CD Değerlerinin Analizi.....	42
5.2. Statik, Dinamik Basınç ve Hız Dağılımları.....	44
<b>6.SONUÇ VE ÖNERİLER</b> .....	50
<b>KAYNAKLAR DİZİNİ</b> .....	52

## ŞEKİLLER DİZİNİ

<u>Sekil</u>	<u>Sayfa</u>
2.1. Vortex panel ve fluent çözümlerinin karşılaştırılması.....	4
2.2. Vortex panel ve fluent çözümlerinin karşılaştırılması.....	5
2.3. Kanat üzerinde sürtünmeli akışta yüzey boyunca basınç katsayısı değişim grafiği.....	6
2.4. Kanat üzerinde sürtünmesiz akışta yüzey boyunca basınç katsayısı değişim grafiği.....	7
2.5. 0° Hücüm Açısı Dinamik Basınç Katsayısı Dağılımı.....	9
2.6. 5° Hücüm Açısı Dinamik Basınç Katsayısı Dağılımı .....	10
2.7. Mesh Kalitesine Göre Hız Değişimi.....	11
3.1. İlk Üretilen İniş Takımları .....	15
3.2. Aerodinamik kazanç için hava etkisini azaltacak kovanlara sahip iniş takımları .....	16
3.3. Günümüzde Kullanılan İleri Teknoloji İniş Takımları .....	16
3.4. Douglas A2D Skyshark Uçağı 3D Modeli.....	17
3.5. Douglas A2D Skyshark Uçağı.....	17
3.6. Douglas A2D Skyshark Uçağı Kanat Görüntüsü.....	18
3.7. Tekerleğin Kanat Üzerindeki Konumu.....	18
3.8. Aerodinamik Kuvvetler .....	19
3.9. Kanat Kesiti ve Hava Akışı .....	20
3.10. Kanat hücüm açısı .....	20
3.11. Kanatçık ve Flap .....	22
3.12. Kanatta Oluşan Kuvvetler .....	24
3.13. Kanat Profili .....	26
3.14. NACA4412 Kanat Profili .....	27
3.15. NACA0012 Kanat Profili .....	27
3.16. Ses Altı ve Ses Üstü Kanat Profillerinin Temsili Gösterimi.....	28
3.17. Dehidral Açısı Gösterimi.....	29

## ŞEKİLLER DİZİNİ (devam)

<u>Sekil</u>	<u>Sayfa</u>
3.18.Uçak Kanat Açısı Gösterimleri.....	29
4.1. NACA0012 Kanat Profili Koordinat Sisteminde Gösterimi .....	36
4.2. Kanat Profili İçin Gambit Programında Oluşturulan Akış Alanı Ölçüleri.....	36
4.3. Gambit Mesh Yapısı Görselleri.....	38
4.4. Gambit Mesh İşlemi Sonucu Hücre ve Nokta Adetleri.....	39
4.5. Gambit Mesh Yapısı Görselleri.....	39
4.6. Gambit Mesh İşlemi Sonucu Hücre ve Nokta Adetleri.....	40
4.7. Fluent Programına Mesh Adaptasyon Menüsü.....	41
5.1. 0.1 Mach İniş Takımı Kapalı Halde CD ve CL Grafiği.....	42
5.2. 0.1 Mach İniş Takımı Açık Halde CD ve CL Grafiği.....	43
5.3. 0.1 Mach İniş Takımı Kapalı Halde Statik Basınç Dağılımı.....	44
5.4. 0.1 Mach İniş Takımı Kapalı Halde Dinamik Basınç Dağılımı.....	45
5.5. 0.1 Mach İniş Takımı Kapalı Halde Hava Hızı Dağılımı.....	45
5.6. 0.1 Mach İniş Takımı Açık Halde Statik Basınç Dağılımı.....	46
5.7. 0.1 Mach İniş Takımı Açık Halde Dinamik Basınç Dağılımı.....	47
5.8. 0.1 Mach İniş Takımı Açık Halde Hız Dağılımı.....	47
5.9. 0.3 Mach İniş Takımı Açık Halde Statik Basınç Dağılımı.....	48
5.10. 0.3 Mach İniş Takımı Açık Halde Dinamik Basınç Dağılımı.....	48
5.11. 0.3 Mach İniş Takımı Açık Halde Hava Hızı Dağılımı.....	49

**ÇİZELGELER DİZİNİ**

<b><u>Cizelge</u></b>	<b><u>Sayfa</u></b>
4.1. NACA 0012 Airfoil koordinatları .....	33
5.1. İniş Takımı Kapalı Durum Mach Sayısı İçin CD ve CL değışimi.....	42
5.2. İniş Takımı Açık Durum Mach Sayısı İçin CD ve CL değışimi.....	43

**SİMGELER VE KISALTMALAR DİZİNİ**

<b><u>Simgeler</u></b>	<b><u>Açıklama</u></b>
$F_L$	Kaldırma kuvveti
$C_L$	Kaldırma kuvveti katsayısı
A	Kanat alanı
$\rho$	Hava yoğunluğu
$V^2$	Hız
$F_D$	Sürüklenme kuvveti
$C_D$	Sürüklenme kuvveti katsayısı
V	Hacim
Re	Reynold sayısı
$\mu$	Dinamik viskozite
k	Türbülans kinetik enerji

## 1.GİRİŞ VE AMAÇ

Uçaklar hızlı ulaşım sağlaması sebebi ile hayatımızı kolaylaştırmakta ve bununla birlikte savunma sanayi tarafından da güvenliğimiz için büyük öneme sahiptir. Savunma sanayi tarafında havacılığın gelişmesi ülke olarak daha güçlü ve dışarıya bağımsız bir duruma gelmemizi sağlayacaktır. Ayrıca ulaşım gibi ülkemizin temel unsurlarından biri olan konuyla ilgili gelişimimizi arttıracaktır.

Araçların gökyüzündeki davranışlarını inceleyen bilim aerodinamiktir. İniş takımları iniş ve kalkışlarda açık olduğu süre boyunca hava araçlarını aerodinamik olarak etkileyen komponentlerdir. Hatta günümüz araçlarının iniş takımlarındaki gelişimin temel sebebi aerodinamik kuvvetlerin etkilerini azaltmaktır. Araçların aerodinamik davranışlarını tespit etmek için günümüzde deneysel olarak kullanılan sistemler rüzgar tünelleridir. Sayısal incelemesi ise hesaplamalı akışkanlar dinamiği programları vasıtası ile yapılmaktadır.

Bu çalışmanın amacı bir uçak kanadının altında bulunan iniş takımının uçuş şartlarını nasıl etkilediği hesaplamalı akışkanlar dinamiği tekniklerini kullanarak incelemektir. Bu amaçla çalışmada Gambit ve Fluent 6.1 CFD yazılımları kullanılmıştır.

Uçak kanadının iki boyutlu modellenmesi için kanat profili olarak NACA0012 kanat profili seçilmiştir. İniş takımını iki boyutta temsil etmek için NACA0012 kanat profilinin altına bir daire geometrisi yerleştirilmiştir. Kanat profili ve daire geometrisinin geometrik düzeninin gerçek bir uçağa uyumlu olması için Douglas A2D Skyshark uçağı esas alınmıştır. Bu durumda Douglas A2D Skyshark uçağı tekerlek ve kanat geometrisi esas alınarak 0.1 Mach, 0.2 Mach ve 0.3 Mach hızlarının kaldırma ve sürüklenme katsayısına etkileri incelenmiştir.

Daha önceki çalışmalar farklı kanat profilleri ve farklı hücum açılarında gerçekleştirilmiştir. Bu çalışmanın özgün değeri kanat ve iniş takımının beraber uçuş şartlarını incelemektir. Ayrıca NACA0012 profili ve sıfır hücum açısıyla beraber bir daire geometrisinin oluşturulmasıyla bu alanda standart bir analiz geometrisi oluşturulması amaçlanmıştır.



## 2. LİTERATÜR ARAŞTIRMASI

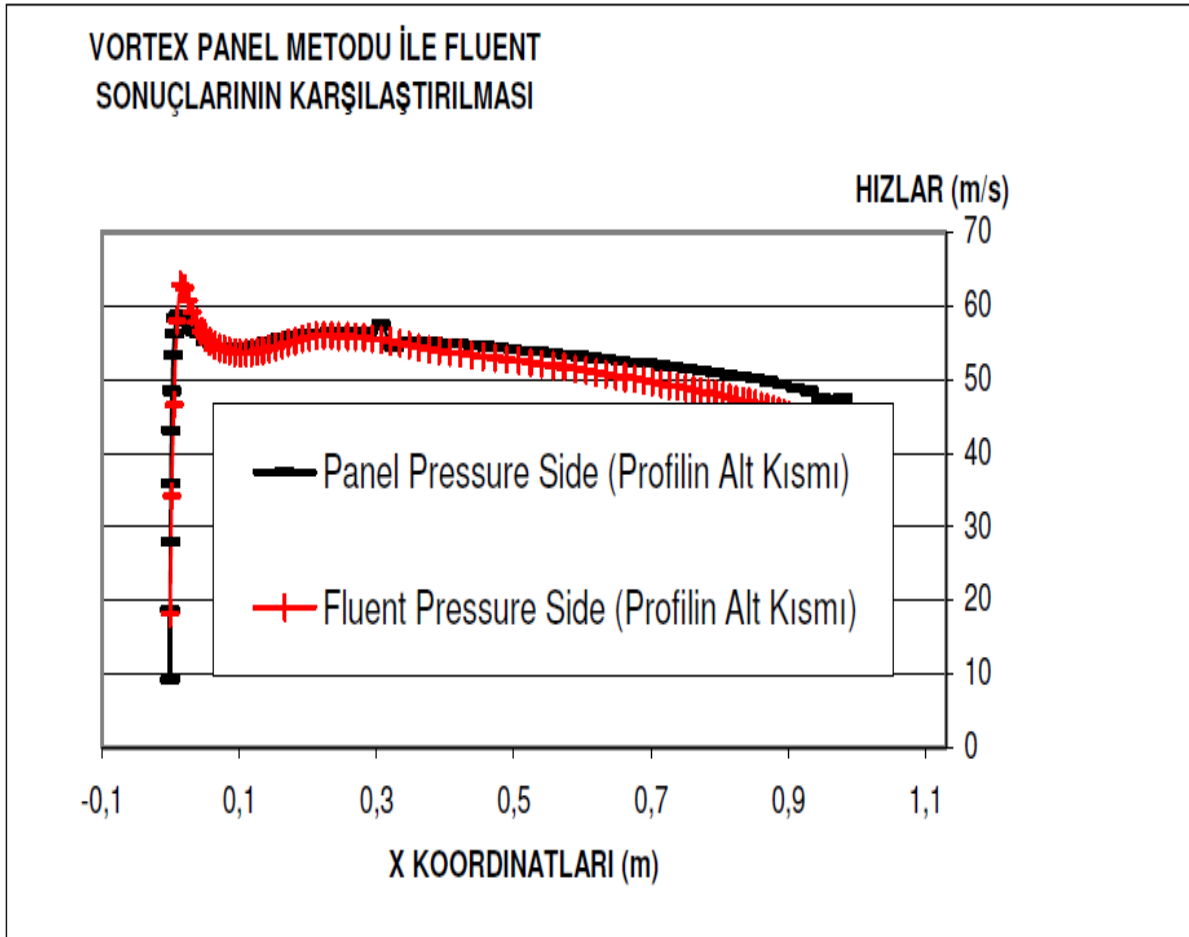
Kanat profilleri (airfoil) ile ilgili birçok deneysel ve sayısal çalışmalar yapılmıştır. Bu çalışmalar farklı airfoil geometrileri için farklı hızlarda ve farklı hücum açılarında kaldırma, sürüklenme ve basınç katsayılarının incelenmesi olarak gerçekleşmiştir. Ayrıca mesh optimizasyon kalitesinin kaldırma ve sürüklenmeye etkisi incelenmiştir. Bu çalışmaların gerçekleşmesi farklı deneysel yöntemler ve farklı nümerik tekniklerin uygulanmasıyla sürdürülmektedir.

Xie' nin (2015) çalışmasında NACA2412 airfoil profili için flapların aerodinamik kuvvetlere etkisi, nümerik simülasyonlar ve deneysel çalışmalar karşılaştırılmıştır.  $6^\circ$  hücum açısında flaplar kapalı iken kaldırma katsayısı 0.5 iken flaplar açık durumda 0.76 değerlerine kadar çıktığı görülmüştür. Hücum açısı  $+18^\circ$  için flaplar açıkken kaldırma katsayı değeri yapılan rüzgar tüneli testleri sonucu 1.21 ölçülmüştür. Çıkan kaldırma katsayısı değeri literatürdeki diğer çalışmalarla uyumludur. Analizler sonucunda flapların kaldırma katsayısını arttırdığı tespit edilmiştir.

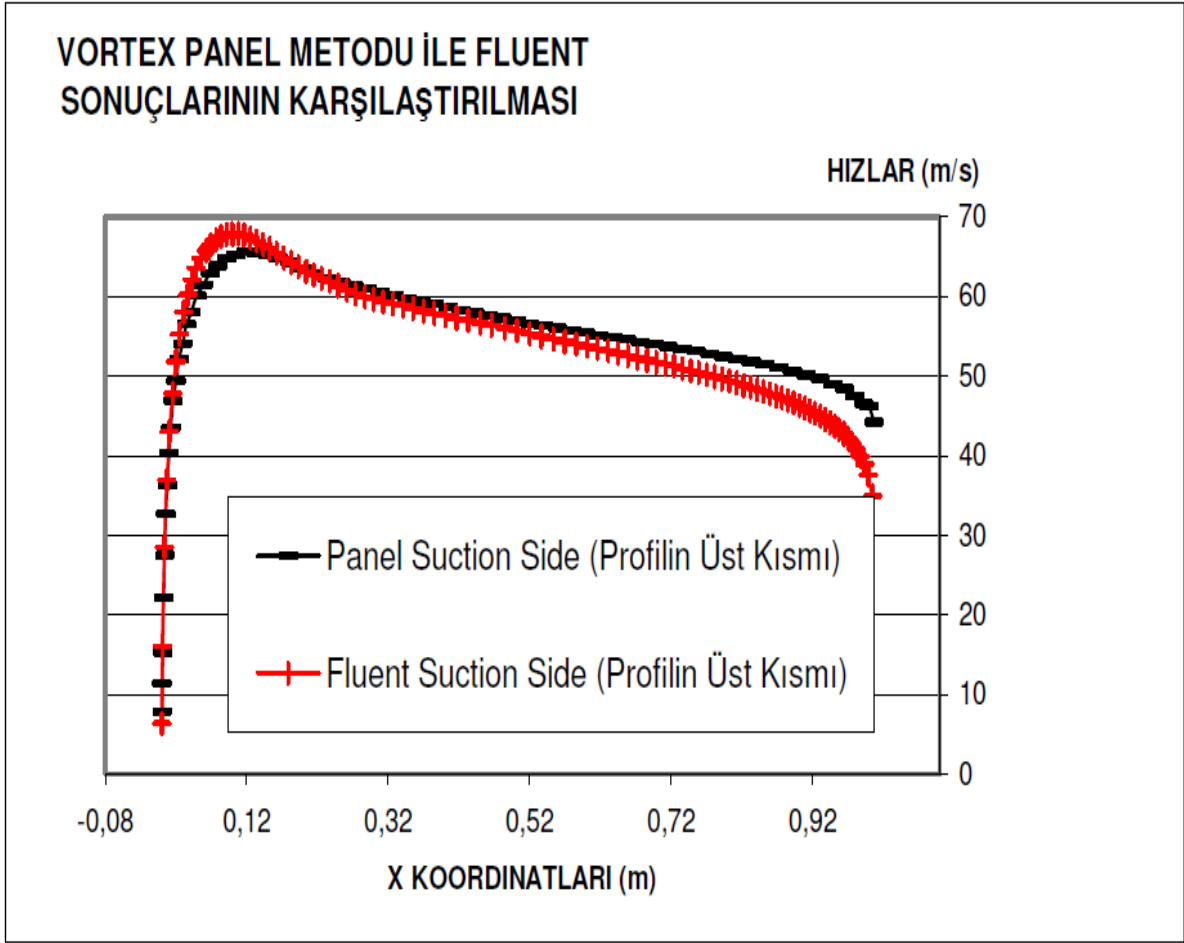
Necip (2013), NACA0012 kanat profilinin değişik plan biçimlerini, taşıma ve sürüklenme değerlerinin tespiti için deneysel olarak incelemiştir. Taşıma ve sürüklenme katsayılarının değerlerindeki değişimi etkileyen en önemli faktörün hücum açısı olduğu tespit edilmiştir. Hücum açısı sıfır iken kaldırma kuvveti miktarı sıfır değerine yakın çıkmaktadır. Bu durum bizim sonuçlarımızla uyumludur. Hücum açısı arttıkça değer 0.2 değerlerine kadar çıktığı tespiti yapılmıştır.

David vd. (2011), Türbülansın NACA0012 profili fluent programı ile ve rüzgar tünelinde akım üzerindeki değişimlerini sayısal olarak incelenmiştir. Çalışmanın amacı deneysel sonuçlar ile analiz sonuçlarının karşılaştırılmasıdır. Sonuçlar karşılaştırıldığında deneysel sonuçlarda ortaya çıkan aerodinamik katsayı değerlerinin fluent ile yapılan analiz sonuçlarıyla benzer olduğu tespiti yapılmıştır.

Ekinci' nin (2005) çalışmasında Vortex panel metodu ile hız potansiyelini belirleyip fluent 6.2 ile yaptığı hesaplamadan çıkan değerleri karşılaştırmayı ve kıyaslamayı hedef almıştır. Sayısal yöntem vortex panel metodu ile hesaplamalar yapılmış ve hataları azaltmak için Fortran Power Station yazılım dilinde program yapılmış ve bu program yoluyla problemler çözülmüştür. Fluent 6.2 ile ortaya çıkan sonuçlar ile Fortran Power Station yazılımı aracılığı ile vortex panel metodu çözümünden sonra ortaya çıkan sonuçlar karşılaştırılmış ve eski bir yöntem olmasına rağmen vortex panel metodunun doğru sonuçlar verdiği görülmüştür. Şekil 2.1 ve Şekil 2.2'de iki yöntemin kıyaslanması sonrasında ortaya çıkan değerlerin grafiğe dökülmüş hali mevcuttur.



Şekil 2.1. Vortex panel ve fluent çözümlerinin karşılaştırılması (Ekinci, 2015)

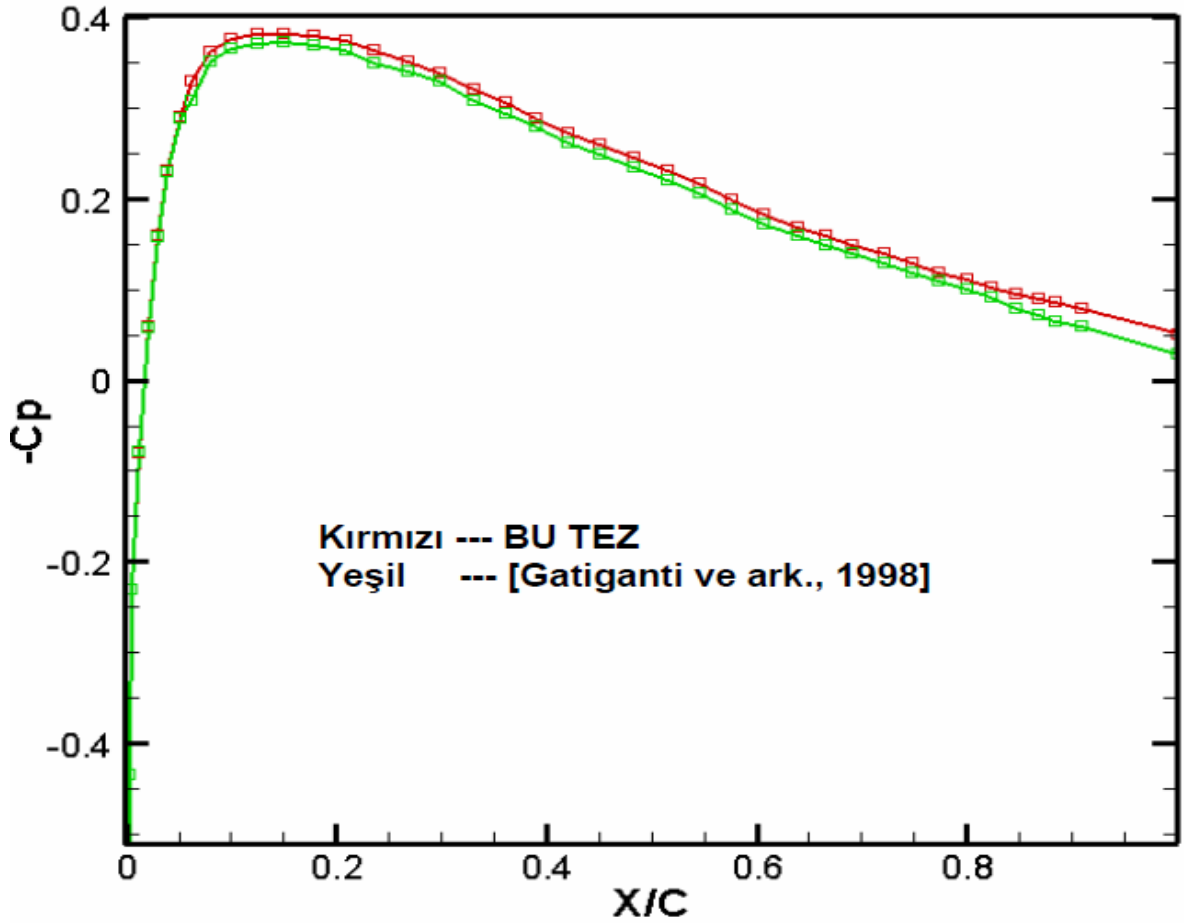


Şekil 2.2. Vortex panel ve fluent çözümlerinin karşılaştırılması (Ekinci, 2015)

Morgado vd. (2016), Yüksek kaldırma ve düşük Reynold sayısı değerine sahip airfoil için CFD performans tahmini yapmıştır. Kaldırma değeri yüksek kambur tip airfoil yapısı seçilmiştir. Düşük reynold sayılarında kaldırma katsayı değerinin 0.25 civarında olduğu tespit edilmiştir.

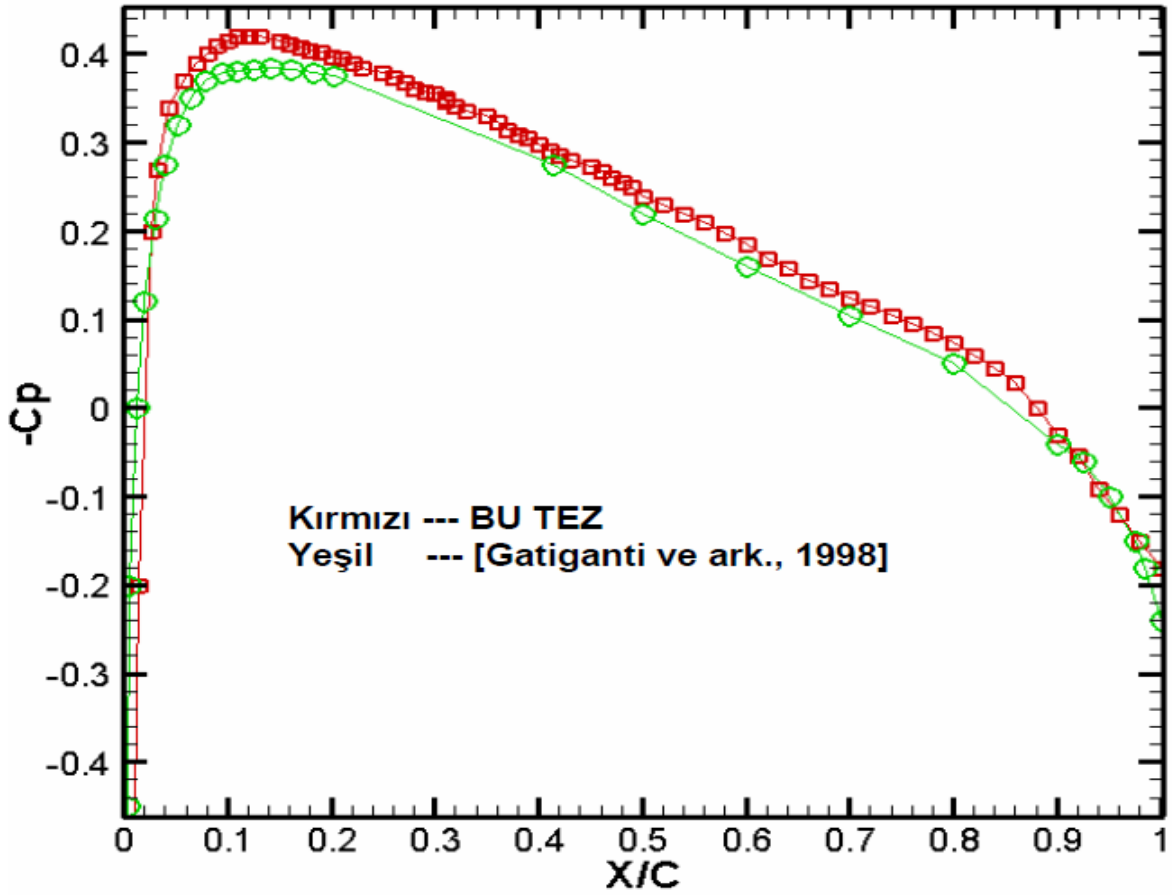
Işık'ın (2010) çalışmasında kanat etrafında sıkıştırılabilir akışın sayısal olarak incelenmesi incelenmiştir. Bunun için enerji ve momentum denklemleri  $k-\epsilon$  türbülanslı akış modeli ile birlikte kullanılmıştır. NACA0012 kanat profili üzerindeki akış nümerik olarak incelenmiştir. Denklemlerin kartezyen koordinatlarındaki tanımları, eğrisel koordinat sistemine dönüştürülmüştür. Eğrisel koordinatlardaki denklemler kontrol hacmi yaklaşımı ile düzenlenmiştir. Geliştirilen bilgisayar programı ile iç ve dış akışlar için farklı geometri ve sınır şartları koşullarında çözümler yapılmıştır.

Eğrisel yüzeyler üzerinden akış analizi yaparken H-tipi ve C-tipi ağ oluşumu için kod türetilmiştir. Programın testi amacı ile düz plaka kullanılarak akış çözümlenmiş ve program denenmiştir. Akıntı nominal ve türbülanslı düşünülerek iki farklı hız değeri için çözülmüştür. Sonrasında eğrisel yüzeyler üzerinden akış incelenmiştir. Son olarak NACA0012 kanat profili için 0,1 Mach'da sürtünmesiz ve 0,3 Mach sayısında ise sürtülmeli yatay akış incelenmiştir. Sürtülmeli akış için reynold sayısı 500 000,00 seçilmiştir. Sürtülmeli ve sürtünmesiz akışlar için basınç katsayısının yüzey boyunca değişimi incelenmiştir. Şekil 2.3 ve Şekil 2.4'de çıkan sonuçların grafiğe dökülmüş hali



mevcuttur.

Şekil 2.3. Kanat üzerinde sürtülmeli akışta yüzey boyunca basınç katsayısı değişim grafiği  
(Işık, 2010)



Şekil 2.4. Kanat üzerinde sürtünmesiz akışta yüzey boyunca basıç katsayısı değişim grafiği (Işık, 2010)

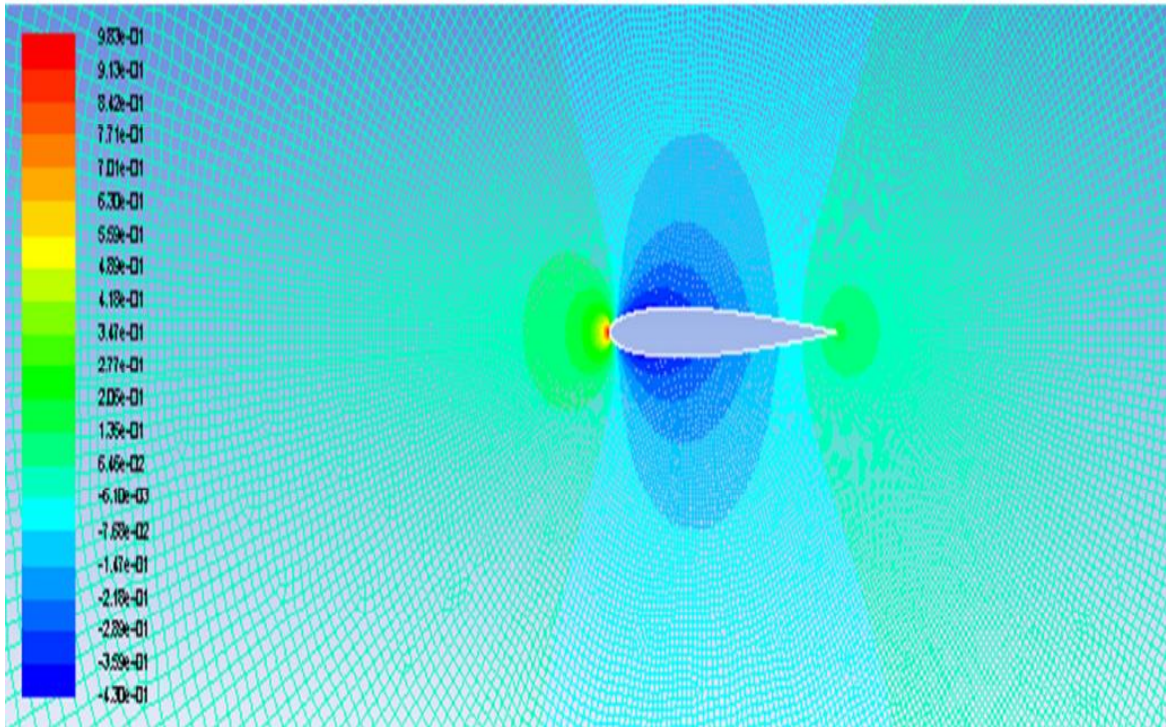
Doğan (2008), NACA0012 ve Clark-Y profilleri 0.4 Mach  $0^\circ$  ve  $6^\circ$  hücum açısı ile çalışma yapmış ve çıkan sonuçlarla, RAE 2822 ve Whitcomb profilin 0.8 Mach için  $0^\circ$  ve  $6^\circ$  hücum açılarına sahipken, serbest akım bölgesindeki akış özellikleri ile oluşan aerodinamik katsayıların değişimini, akım çizgileri, basınç dağılımları, serbest akım bölgesinde değişen hız ve sıcaklık ile aerodinamik performansı incelemiştir. Aynı hücum açısında Whitcomb profilin RAE 2822 kanat profiline kıyasla daha fazla taşıma katsayısına sahip olduğunu bulmuştur. 0.8 Mach ve  $0^\circ$  derece için Whitcomb taşıma katsayısı değeri 0.6 iken RAE2822'de bu değer 0.3 civarlarındadır. Hücum açısı artışı ile her iki geometrinde taşıma katsayısı artmaktadır. Clark-Y' nin sıcaklık farkı NACA0012 profilden 10 Kelvin kadar daha fazladır. Ayrıca iz bölgesi simetrik kanat profiline göre çok daha erken başlamaktadır.

Çalışmada aerodinamik özellikler açısından simetrik kanat kesitleriyle simetrik olmayan kanat profilleri kıyaslanmıştır ve çıkan sonuçlar yapmış olduğumuz çalışma ile uyumudur.

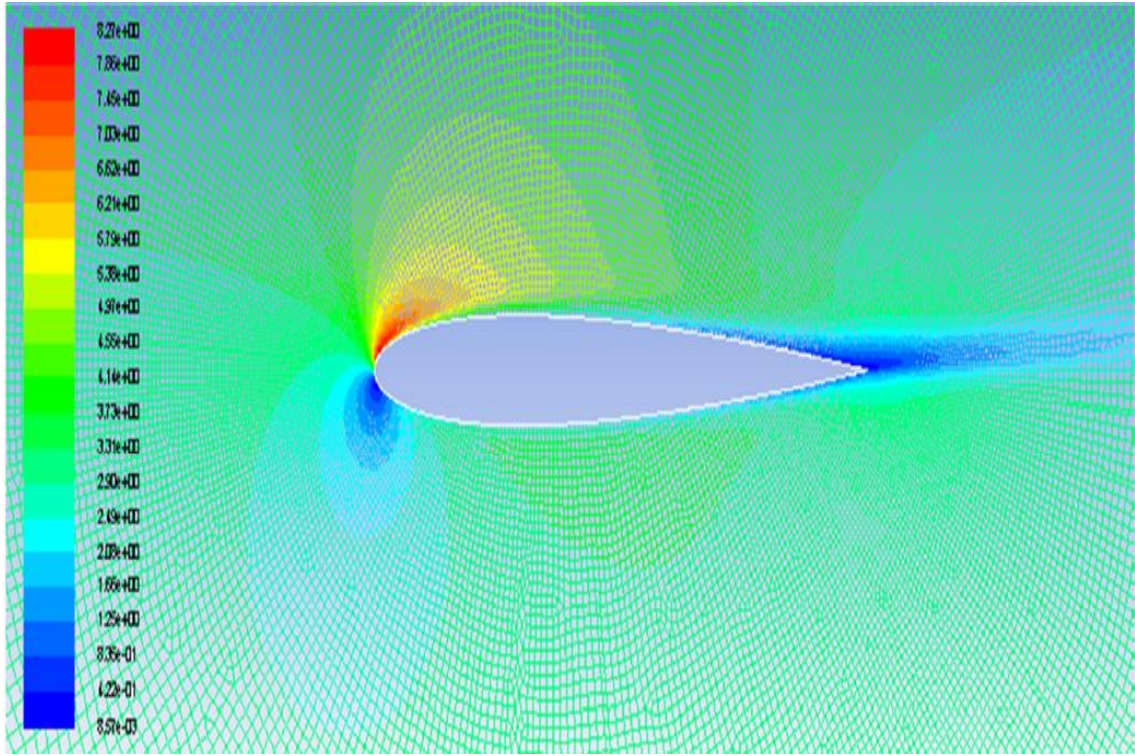
Dash (2016), NACA0012 kanat profili için farklı hücum açılarını kullanarak aerodinamik analiz yapmıştır. Açı olarak 4°, 6°, 8° ve 10° açıları kullanılmıştır. Sabit Reynold sayısı değeri için k-ε türbülanslı akış modeli kullanılarak hesaplamalar yapılmıştır. Hücum açısı arttıkça sürükleme katsayısı ve kaldırma katsayısının arttığı tespit edilmiştir. Hücum açısının sıfır iken yaklaşık sıfır olan kaldırma kuvveti değerinin, hücum açısı 10° yapıldığında 1.1 değerlerine geldiği tespit edilmiştir ve hücum açısı arttıkça kaldırma katsayısının arttığı sonucuna ulaşılmıştır.

Aydurmaz (2015), düşük Re sayısı için NACA0012 kanat profili hava akışı hız ve basınç değişimi incelemiştir. Rüzgar tüneline 1 cm bölgedeki hava basınç fark değeri ölçülmüştür. Basınç değeri Bernolli denklemleri yardımıyla hız denklemlerine dönüştürülmüştür. Gambit programı ile profil sınır şartları belirlenmiş ve 5000 hücre kullanılmıştır. Fluent programında k-ε modeli kullanılarak çözümler yapılmıştır. Hız aralığını belirlemek için 2°, 4°, 6° hücum açıları seçilmiştir. 3,4m/s, 5,9 m/s ve 15 m/s hızlarda  $Re=0,35 \times 10^5$ ,  $Re=0,609 \times 10^5$ ,  $Re=1,548 \times 10^5$  Re değerleri için üç farklı hücum açısında basınç farkları izlenmiştir. Hücum açısı arttığında kanadın alt ve üst bölgeleri arasındaki basınç farkı artmıştır. Çalışmalar sonucunda kaldırma kuvvetine etki eden iki temel parametre hücum açısı ve hız değeri analizleri yapılmıştır. Kaldırma kuvvetine hücum açısının daha fazla etki ettiği görülmüştür. Hücum açısı artışı ile kaldırma katsayısı lineer olarak artmaktadır. 2° hücum açısında kaldırma katsayısı değeri 0.2 iken 6° hücum açısında 0.55 olarak hesaplanmıştır. Sonuçlar bizim çalışmamızda elde ettiğimiz değerler ile uyumludur.

Tarhan (2012), NACA0012 kanat profilinin hız değişimi, statik basınç, dinamik basınç değişimi, kaldırma ve sürüklenme katsayılarının değişimi değişik hücum açılarında iki farklı reynold sayısı için deneysel ve fluent programında sayısal analiz yapılarak incelenmiştir. Deneysel sonuçlarla fluent sonuçlarının yakın çıktığı tespit edilmiştir. Şekil 2.5 ve Şekil 2.6' da görüldüğü gibi hücum açısı arttıkça profilin üst kısmındaki dinamik basıncın arttığı alt kısmındaki dinamik basıncın ise azaldığı tespit edilmiştir.



Şekil 2.5. 0° Hücum Açısı Dinamik Basınç Katsayısı Dağılımı (Tarhan, 2012)



Sekil 2.6. 5° Hücüm Açısı Dinamik Basınç Katsayısı Dağılımı (Tarhan, 2012)

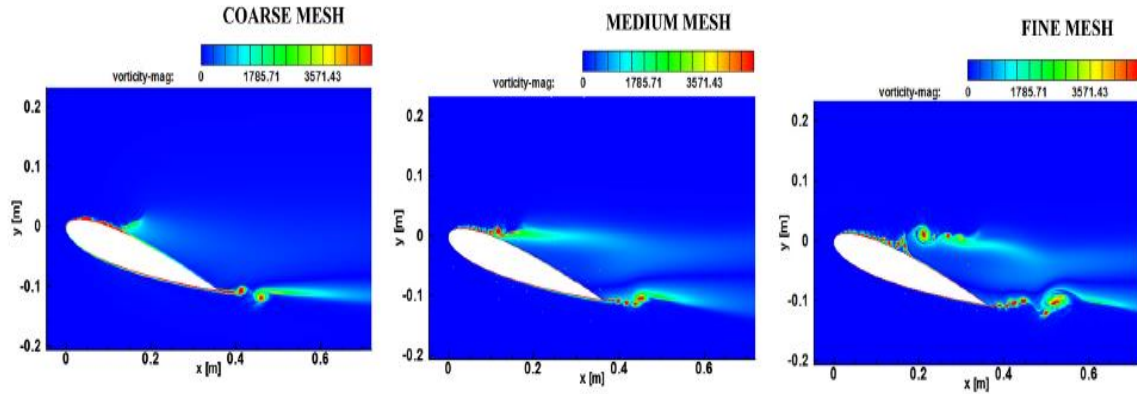
Ayrıca 15° hücüm açısının kritik değer olduğu ve üzerine çıkıldığı takdirde taşıma kayıplarının olduğu gözlemlenmiştir. Düşük reynold sayısı için taşıma kayıplarının daha fazla olduğu gözlemlenmiştir. Deneysel çalışmalar sonucu hücüm açısının artması ile  $C_L$  ve  $C_D$  değerlerinde artış olduğu tespit edilmiştir. Fakat 15° üzerinde aksi durum olduğu tespit edilmiştir.

Kamas'ın 2009 çalışmasında aerodinamik kuvvetlerin NACA0015 simetrik airfoil ve NACA2414 kambur airfoil üzerine iki boyutlu ve üç boyutlu analizi yapılmıştır. İncelemeler bir yarış arabasının arka hız kanadı düşünülerek ses altı hızlarda yapılmıştır. Üç boyutlu rüzgar tüneline fluent programı ile 4° hücüm açısında yapılan çözümler sonucunda kaldırma katsayısının negatif değerde çıktığı ve sürüklenme katsayısının her iki airfoil geometrisi için pozitif çıktığı tespit edilmiştir. Analiz sonuçlarına göre sürüklenme katsayısı NACA2415 geometrisinde NACA0015 geometrisine göre daha fazla çıkmıştır. Fakat aradaki fark 0.05 civarındadır. Hücüm açısı arttıkça aradaki farkta büyümektedir.



Bunun yanında aşağı çeken kuvvet simetrik geometriye göre kambur airfoil geometrisinde %27,58 oranında daha fazla çıkmıştır. Kambur airfoil geometrisinde aşağı çeken kuvvetler fazla olmasına rağmen sürüklenme kuvvetleri daha fazla olduğu için yakıt tüketiminin artacağı sonucuna ulaşılmıştır.

Giorgi vd. (2015) NACA0015 airfoili Mach altı hızlarda incelenmiş ve çözümlenmelerde iki farklı teknik kullanılmıştır. Kullanılan teknikler sentetik jet akülatör ve sürekli jet akülatör teknikleridir. İki teknik arasındaki analiz sonuçlarının birbirine yakın çıktığı tespit edilmiştir. Hız değişimi sabit hücum açısı için farklı mesh yapılarında incelenmiştir. İyi adaptasyonu yapılmış mesh yapısında çıkan sonuçlar basit mesh yapılı sonuçlara göre farklılık göstermiştir ve daha doğru sonuç verdiği belirlenmiştir. Şekil 2.7' de mesh yapısına göre değişim görülebilir.



Sekil 2.7. Mesh Kalitesine Göre Hız Değişimi (Giorgi vd., 2015)

Bak vd. (2000), NACA63-415 kanat ve bu kanat profilinin modifikasyonlu durumunun akış özelliklerini deneysel ve teorik olarak kıyaslamışlardır. Kıyaslamayı rüzgar tüneli kullanarak yapmışlardır. Çalışma sonucunda geliştirilmiş kanat profili kaldırma katsayısının artışının 1.5 kat daha fazla olduğunu tespit etmişlerdir.

Zhang vd. (2015), Laminer akış için Nlf0416 airfoil kaldırma ve sürüklenme katsayıları kıyaslamışlardır. Airfoil için baz alınan uçak Boeing 777 uçağıdır. Mesh üzerindeki grid sayıları arttırıldığında kaldırma katsayısının az miktarda arttığı ve sürüklenme katsayısının aynı oranda azaldığı tespit edilmiştir. Ayrıca Boeing 777 uçağı kanat profili için kanat uç kısmı, dip kısmı ve orta kısmı için hesaplamalar yapılmıştır. Hesaplamalar sonucunda basınç katsayısının kanat ucundan dip kısma gittikçe arttığı tespit edilmiştir. Yüzey arttıkça kaldırma katsayısı yaklaşık iki kat artmaktadır.

Genel olarak çalışmalara bakıldığında çalışmalar sadece kanat profili üzerinedir. Çalışmalarda hücum açısı arttıkça  $C_D$  ve  $C_L$  değerlerinin arttığı gözlemlenmiştir.

### 3. TEORİK BİLGİ

Bu bölümde aerodinamik hakkında temel bilgiler verilecektir. Bunun yanında uçak üzerine etki eden kuvvetlerden ve uçak kanat profilleri airfoil geometrilerinden bahsedilecektir.

#### 3.1.Aerodinamik

Aerodinamik uçan cisimleri üzerine etki eden kuvvetleri inceleyen bilim dalıdır. Bu bölümde aerodinamik ile ilgili teorik bilgilere yer verilmiştir.

##### 3.1.1.Aerodinamik Tanımı

Aerodinamik, atmosfer içerisinde yüksek hızla hareket eden cisimlerin ve yüksek hızdaki rüzgara maruz kalan hareketli ve hareketsiz cisimlerin etrafında meydana gelen akım olaylarını inceleyen; bu cisimler üzerine hava ile temas nedeniyle etkiyen yükleri (kuvvet ve momentler) araştıran, istenilen kuvvet ve momentleri sağlayabilecek geometrileri tasarlayan bir bilim dalıdır. Hava içinde hareket eden cisimlere, havanın gösterdiği direnç kanunlarına varmak için iki yol vardır:

- Cisimlerin hava içerisinde hareket ettirilmesi metodu
- Durmakta olan model cisim üzerine hava iletilmesi metodu

Birçok kolaylıkları olması bakımından teknikte daha çok durmakta olan model cisim üzerine hava iletilmesi metodu tercih edilir.

Aerodinamik deneye bağlı bir bilimdir. Aerodinamiğin kuralları iki şekilde tespit edilir. Hesap ve teorilerle iddia edilenler, tecrübelerle hesaplanır ve tecrübelerle elde edilen ölçmeler için deneysel aerodinamiğin en önemli aracı rüzgar tünelidir. Denenecek uçak modelleri önce rüzgar tüneline denir. Model, rüzgar tüneli içerisinde deneme hızına göre şiddeti ayarlanabilen bir hava akımına tutulur. Uçak modelinin akım içerisindeki hareketi gözlenerek gerekli revizyonlar yapılır ve modele aerodinamik açıdan uygun bir biçim vermek amaçlanır.

Günümüzde, ses hızının üzerindeki akım hızlarına ulaşabilen rüzgar tünelleri mevcuttur. Aerodinamik sadece havacılık ve uzay çalışmalarında kullanılmamaktadır. Geniş bir kullanım alanına sahiptir. Örnek olarak otomotiv sanayi verilebilir. Geliştirilmekte olan bir otomobil modelinin, ekonomiklik gereklilikleri sağlayabilmesindeki en önemli etken yakıt tüketiminin az olmasıdır. Bunun için model, rüzgar tüneline sokularak hava akımına en az direnç gösterdiği aerodinamik şeklin bulunması temel amaçtır. Büyük asma köprüler ve yüksek gökdelenler inşa edilmeden öncede çevrelerindeki hava akımlarının dinamik etkileri model üzerinde incelenir.

Aerodinamik bilimi, uygulama bölgelerine ve mevcut akım hızlarına göre dış ve iç aerodinamik olarak iki bölüme ayrılabilir. Hacim itibariyle cismin dış bölümlerinin akımdan etkilendiği durumları inceleyen kısım dış aerodinamik olarak tanımlanır. Uçaklar, füzeler ve otomobiller bu kolun inceleme sahasındadır. Yine hacim olarak hava akımının cismin içinden geçtiği durumları inceleyen bölüme ise iç aerodinamik denir. Kompresörler, havalandırma sistemleri, uçak motorları ve yanma odaları buna örnek olarak gösterilebilir.

Havaya göre hareket halinde olan cismin etrafındaki hava akımının, ses hızının altında veya üstünde olmasına göre, aerodinamik farklı kısımlara ayrılmıştır. Ses hızının altındaki hava akımlarına “subsonik akımlar”, ses hızı civarındaki hava akımlarına “transonik akımlar” denilmektedir. Ses üstü hava akımları ise “süpersonik” ve “hipersonik” hava akımları olarak iki kısımda incelenmektedir.

### **3.1.2.Uçak İniş Takımlarının Aerodinamiğe Etkisi**

Aerodinamik iniş takımlarından dolayı hava araçlarında pek çok özelliğe etkimektedir. Bunları kısaca sıralayacak olursak;

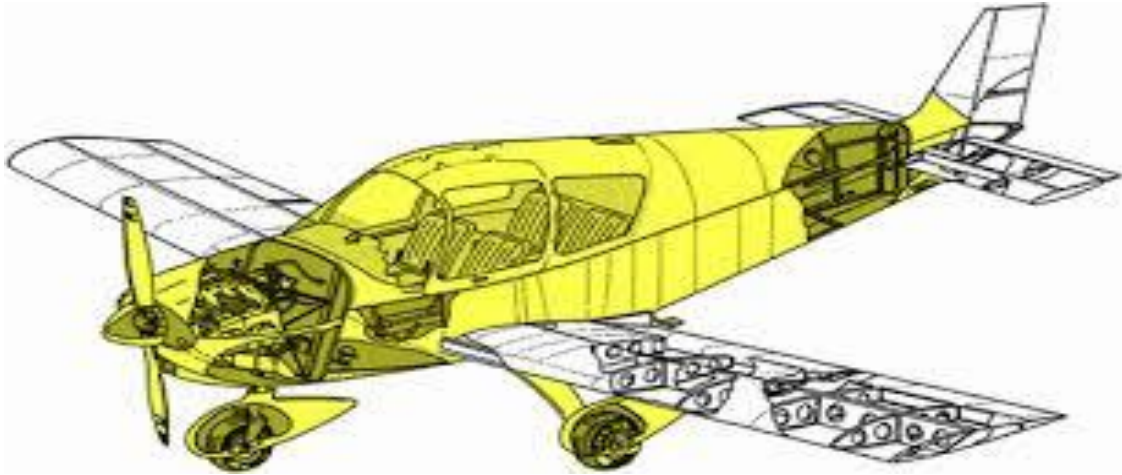
- Performans ve dengeye etkisi
- Yakıt tüketimine ve ivmelenme özelliklerine etkileri
- Kirlilik etkileri
- Gürültü etkileri
- Fren sistemine etkileri

- Motor soğutma sistemine etkileri
- Havalandırma sistemine etkileri

Hava araçları iniş takımları açık iken uçağın aerodinamik özelliklerine olumsuz etkide bulunmaktadır. Teknoloji geliştikçe iniş takımları ve teknolojilerinde önemli değişim ve ilerlemenin olmasında aerodinamik kaynaklı olumsuz etkilerin önlenmesi temel amaçtır. Zaman içerisinde uçak iniş takımı tasarımları aerodinamik etkileri azaltmak adına değişim ve gelişim göstermiştir. Şekil 3.3'de Günümüz teknolojisiyle üretilen ve uçuş esnasında aerodinamik etkileri tamamen ortadan kaldıran birçok mekanik bileşenden oluşan ve hidrolik çalışma prensibine sahip iniş takımları belirtilmektedir. Şekil 3.1 ve Şekil 3.2'de ise eski teknoloji iniş takımları örnekleri bulunmaktadır.



Şekil 3.1. 1922 Yılı Yapımı Posta Uçağı Üzerinde İlk Üretilen İniş Takımları Gösterimi



Şekil 3.2. Aerodinamik kazanç için hava etkisini azaltacak kovanlara sahip iniş takımları



Şekil 3.3. Günümüzde Kullanılan İleri Teknoloji İniş Takımları

### 3.1.3. Analizi İçin Seçilen Uçak ve Özellikleri

Bu tez çalışmasında NACA0012 kanat profiline sahip Douglas A2D Skyshark uçağı baz alınmıştır. Uçak 1954 yılında Douglas Aircraft Company firması tarafından üretilmiştir. 12.58 metre uzunluğunda, 15.25 metre genişliğinde ve 3.68 metre yüksekliğinde bir uçaktır. Boş ağırlığı 5865 kg' dır. Max hızı 815 km/saat' dir. Uçak ikinci dünya savaşı ve vietnam savaşlarında USA deniz kuvvetleri tarafından aktif olarak kullanılmıştır. Şekil 3.4 ve Şekil 3.5' de uçağına ait görseller mevcuttur. Ayrıca Şekil 3.6' da uçağına kanat kesitini net bir şekilde görülmektedir. NACA0012 airfoil yapısı net şekilde gözlemlenmektedir.



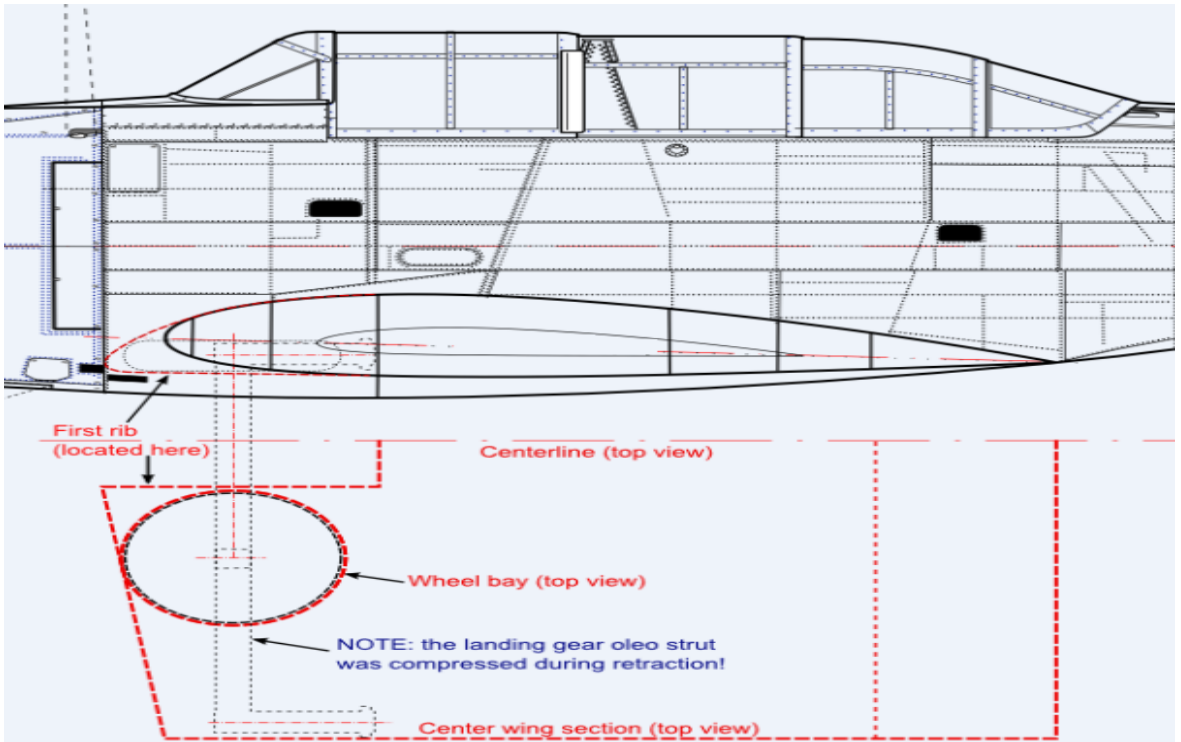
Şekil 3.4. Douglas A2D Skyshark Uçağı 3D Modeli



Şekil 3.5. Douglas A2D Skyshark Uçağı



Şekil 3.6. Douglas A2D Skyshark Uçağı Kanat Görüntüsü



Şekil 3.7. Tekerleğin Kanat Üzerindeki Konumu



Şekil 3.7' de tekerleğin uçak kanat profiline göre konumu gösterilmektedir. Simülasyonlar yapılırken tekerlek çapı, mesafesi ve konumu gerçeğe uygun şekilde modellenmiştir.

### 3.2. Aerodinamik Kuvvetler

Uçağa etki eden çeşitli kuvvetler bulunur ve yerçekimi ivmesinin yenilmesiyle uçak uçabilir. Uçak havaya karşı hareket halindeyken meydana gelen kuvvet "aerodinamik kuvvet" tir. Aerodinamik kuvvet uçağın etrafındaki hava ile temas halindeki yüzeylerinde oluşur. Uçağın hareket yönüne dik olan aerodinamik kuvvet bileşenine "kaldırma (lift)", paralel ve geriye doğru olana "sürüklenme (drag)" denir. Aerodinamik kuvvet, hava partiküllerinin momentumdaki net zaman değişimi olarak da ifade edilebilir. Şekil 3.8'de uçağa etki eden aerodinamik kuvvetler gösterilmiştir.



Şekil 3.8. Aerodinamik Kuvvetler

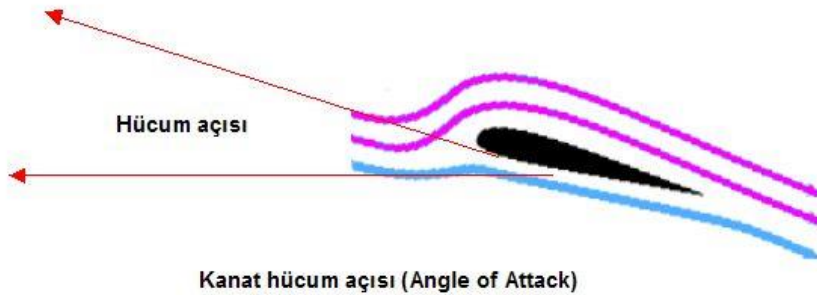
### 3.2.1. Kaldırma(Taşıma) Kuvveti

Kaldırma kuvveti aracın havada hareket etmesini ve uçuşmasını sağlayan kuvvettir. Kanatların yapısal özellikleri kaldırma kuvvetinin meydana gelmesinde direk rol oynar. Kanat üst cidarı; önden arka forma azalan oranda kavisli, alt tarafı aksin düz bir tasarıma sahiptir. Bundan dolayı, üst cidardaki hava hareketi, alt tarafa göre çok daha fazladır. Kanat üst cidarından, alt cidara göre daha fazla oranda ve hacimde olan hava hareketi, meydana getirdiği basınç farkı sebebiyle taşıma kuvvetine sebep olur. Şekil 3.9'de kanat kesiti ve hava akışı gösterilmektedir.



Şekil 3.9. Kanat Kesiti ve Hava Akışı

Kanat hücum açısının değiştirilmesi kaldırma kuvvetinin tam anlamıyla oluşmasına sebep olur. Kaldırma kuvveti ile hava sürati ve sürüklenme kuvvetlerindeki değişiklik Kanat hücum açısı arttırıldığında ortaya çıkar. Şekil 3.10'da Kanat Hücum açısı tarif edilmektedir.



Şekil 3.10. Kanat hücum açısı.

Kaldırma kuvvetinin oluşmasında hücum açısının yanı sıra ; kanat kesit alanı, havanın yoğunluğu ve havanın hızı da önemli etkenlerdir. Etkenlerin hepsini aşağıdaki formülde yerine koyduğumuzda kaldırma kuvvetinin meydana gelişi daha iyi açıklanır.

$$F_L = \frac{1}{2} A C_L \rho V^2 \quad (3.1)$$

$F_L$  = Kaldırma Kuvveti (N)

$C_L$  = Kaldırma Kuvveti Katsayısı ( Havanın direnci ve hücum açısı ile değişir.)

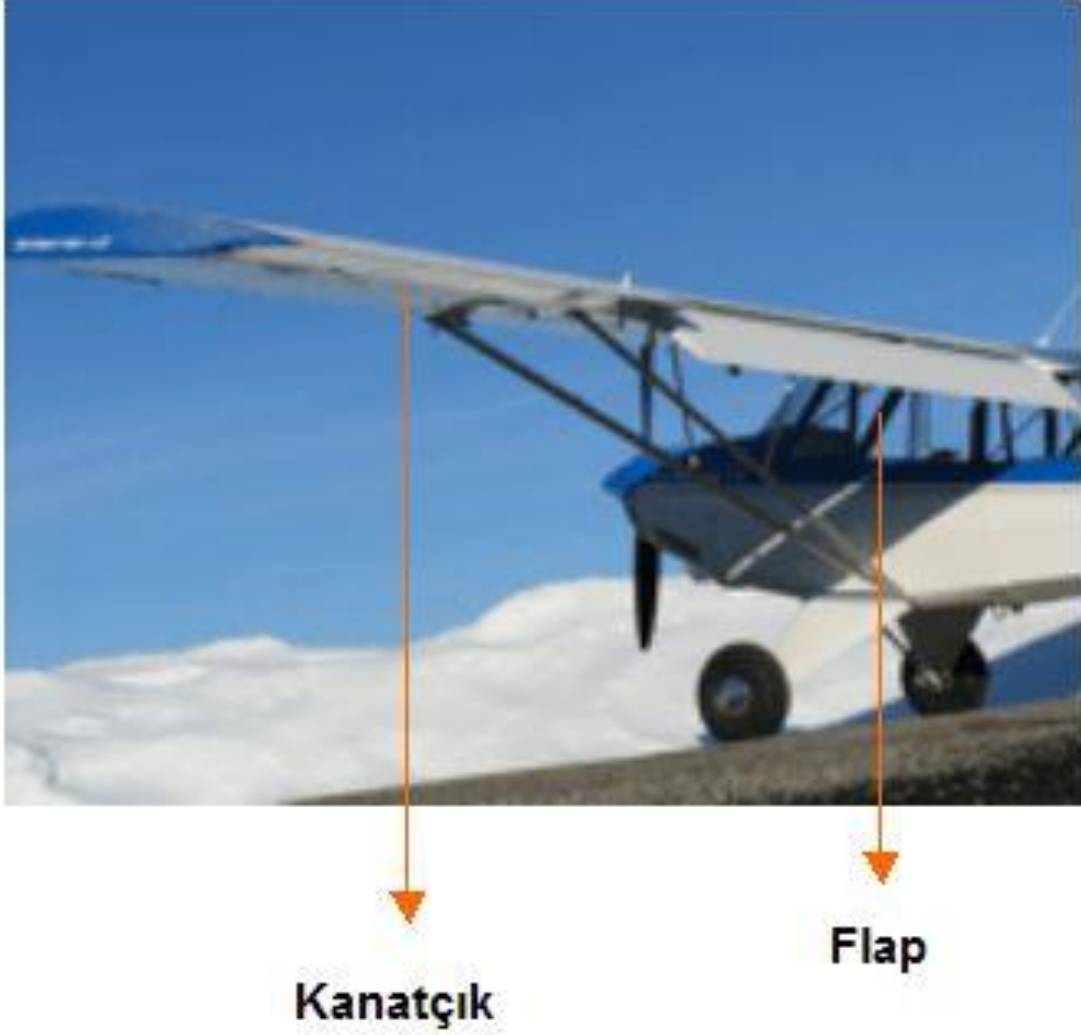
$A$  = Kanat Alanı ( $m^2$ )

$\rho$  = Hava Yoğunluğu ( $kg/m^3$ )

$V^2$  = Hız ( $m/s$ )

Uçuş seviyesini stabil halden kalmasını sağlamak için; uçağın sürati düştüğünde hücum açısı yükseltilmeli, uçan nesnenin hızı yükseldiğinde hücum açısı düşürülmelidir. Başka bir deyişle, hücum açısı, uçan nesnenin hızı ile ters orantılıdır.

Ayrıca, flaplar kaldırıcı kuvvete destek olarak hızı ve hücum açısını dengelemede kullanılırlar. Kanatların arka kısmında yer alan flaplar, kanadın üst tarafındaki kavis eğrisini uzattığı için yüksek miktarda kaldırma kuvveti ortaya çıkarırlar. Bundan dolayı, kalkış sırasında ve düşük hıza ihtiyaç duyulduğu durumlarda, inişte kullanılan flaplar ile hücum açısı ve hız kontrol altında tutulabilir ve uçan cismin düşük hızda havada kalmasını sağlayan yeterli düzeyde kaldırma kuvveti ortaya çıkarılmış olur. Şekil 3.11'de kanatçık ve flapların uçak üzerindeki konumları gösterilmektedir.



Şekil 3.11. Kanatçık ve Flap

### 3.2.2. İtici Kuvveti

Ancak Düzenli ve yeterli verimde çalışan motorlarda ileri çekici kuvvet sağlanabilir. İleri çekici kuvvet, sürüklenme kuvvetinin toplamının üzerine çıkabilmelidir. Sabit hızla giderken stabil uçuşlarda itici kuvveti, sürüklenme kuvveti ile aynıdır. Fakat ileri çekici kuvvet, sürüklenme kuvvetinden daha yüksek oranda olursa, uçağın hızı, ileri çekici kuvvet ile sürüklenme kuvveti aynı değerde sabitlenene kadar artmaya devam eder. Palleri hareketsiz pervaneler ve palleri düşük açılı olarak ayarlanmış pervaneler, düşük hızlarda, yüksek devirlerde arzu edilen ileri çekici kuvveti oluşturur.

Ayarlanabilir palli pervanelerde, yakıt tüketimini azaltmak için, hareket hızında büyük açı ve düşük devir uygulanarak ihtiyaç duyulan ileri çekici kuvvet elde edilir. Motorun gücü ile ileri çekici kuvvet birbirine eşit değildir. Sürüklenme kuvveti yenen veya dengeleyen ileri çekici kuvvet, motordan aldığı güç ile dönen pervane tarafından meydana getirilir.

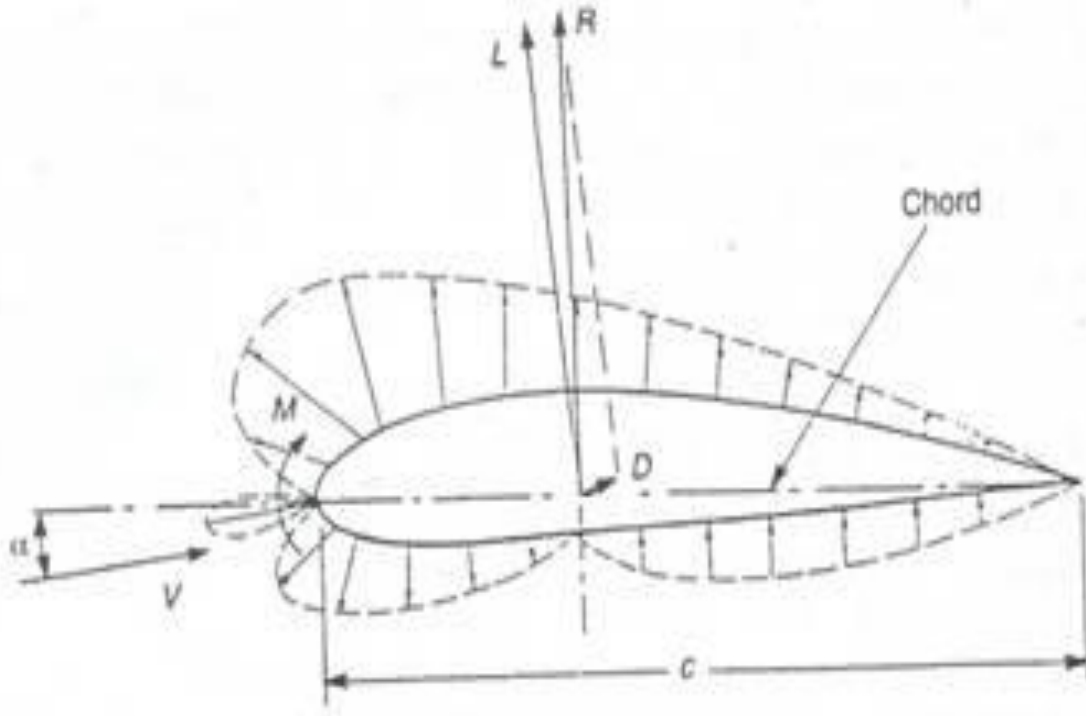
### **3.2.3. Sürüklenme (Drag) Kuvveti**

Uçak havalandığında, iki ayrı kuvvetin birleşmesinden oluşmuş, toplam sürüklenme kuvvetin etkisi altına girer.

Birinci Sürüklenme Kuvveti, kanat hücum açısı arttırıldığında, kanadın üst ve alt kısmından farklı oranlarda geçen hava, kanadın sonunda sürüklenme kuvveti meydana getirir. Buna ek olarak, kuyruk ve gövdede de benzer şekilde sürüklenme kuvveti meydana gelir. Bu şekilde meydana gelen sürüklenme kuvveti, hava sürati ve hücum açısının değerlerine bağlı olarak değişir. Kanatlarda kaldırma kuvveti oluşmaya başladığında, sürüklenme kuvveti de oluşmaya başlar.

İkinci Sürüklenme Kuvveti, gövdenin dışında bulunan iniş takımı/tekerlekler, radyo anteni ve benzeri parçaların hava içinde meydana getirdiği direnç nedeni ile oluşur. Uçağın bu tür parçalarına aerodinamik şekil verilerek, sürüklenme kuvvetini mümkün olan en alt düzeyde oluşması sağlanır.

Kanatlarda meydana gelen sürüklenme kuvveti, hız arttığında azalmasına karşın, gövdenin dışında yer alan parçaların meydana getirdiği sürüklenme kuvveti artar.



Şekil 3.12. Kanatta Oluşan Kuvvetler

$$F_D = \frac{1}{2} A C_D \rho V^2 \quad (3.2)$$

$F_D$  = Sürüklenme Kuvveti (N)

$C_D$  = Sürüklenme Kuvveti Katsayısı

$A$  = Kanat Alanı ( $m^2$ )

$\rho$  = Hava Yoğunluğu ( $kg/m^3$ )

$V$  = Hız (m/s)

İki farklı şekilde meydana gelen sürüklenme kuvveti birlikte toplam sürüklenme kuvvetini meydana getirir. Şekil 3.12'de kanatta oluşan kuvvetler gösterilmiştir.

### 3.3. Uçaklarda Kullanılan Kanat Profilleri

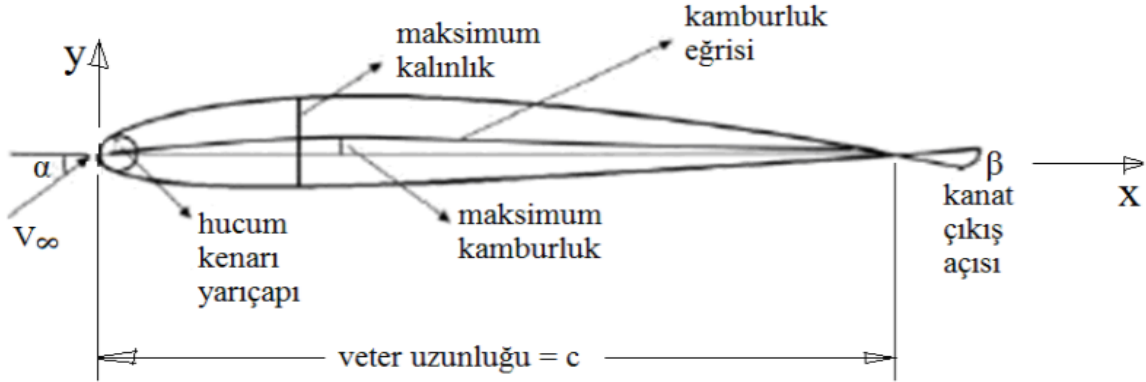
Günümüzde üretilen modern uçakların ilk olarak 1799 yılında George Cayley tarafından düşünülmüştür. İlk tasarım gümüş bir disk üzerine yapılmıştır. Gümüş disk üzerine yapılmasının sebebinin kalıcılık olduğu düşünülmektedir. Cayley eğrisel yüzeylerin düzlemsel yüzeylerden daha fazla taşıma meydana getirdiğini tespit etmiştir. Bu tespit o dönem için devrim niteliğindedir ve havacılığın gelişmesinde etkili olmuştur. İnsanlık tarih boyunca havacılık alanında kuşları kendine örnek almıştır.

Ancak kuşlar incelenirken taşıma ve itki birbirinden ayrılmamıştır. Cayley ilk defa bu ayrımı yapmıştır. Taşımanın sabit geometriye sahip bir kanatla yapılabileceğini, itkinin ise pervane veya çark gibi bağımsız mekanizmalarla üretilmesi gerektiği fikrini ortaya koymuştur. Kanat profili fikri ve önemi ilk defa Cayley tarafından savunulmuştur.

Kanadın dikey bir düzlemde kesilmesi sonucu ortaya çıkan dik kesit kanat profili olarak adlandırılabilir. Uçaklarda kullanılan kanat profilleri özelliklerine göre Amerikan Ulusal Aerodinamik Tavsiye Komitesi (NACA) tarafından geliştirilen ve "NACA" ifadesini takip eden bir seri sayı ile belirtilmektedir. Kodlar tek bir profile karşılık gelmekte ve profilin kolay tanımlanmasını sağlamaktadır.

NACA profilleri; Bir, altı, yedi, sekiz serileri, dört basamaklı ve beş basamaklı seriler olmak üzere 6 ana grup'a sahiptir. Bizim hesaplamalarımızda kullanacağımız NACA0012 kanat profili dört basamaklı seri grubu içerisinde yer almaktadır.

Şekil 3.13'de kanat profilinin özelliklerini belirleyen terimlerin profil üzerinde temsil ettiği yerler gösterilmiştir.



Şekil 3.13. Kanat Profili

Hücum kenarı, kanat profilinin hava akımını karşılayan dairesel kısmıdır. Firar kenarı, hava akımının profilden ayrıldığı sivri kısımdır ve veter uzunluğunun sona erdiği bölgedir. Veter doğrusu , Kanat Profilinin hücum ve firar kenarlarını birleştiren doğrudur. Sırt, kanat profilinin en üst kısmıdır. Karın, Profilin alt kenar kısmıdır.

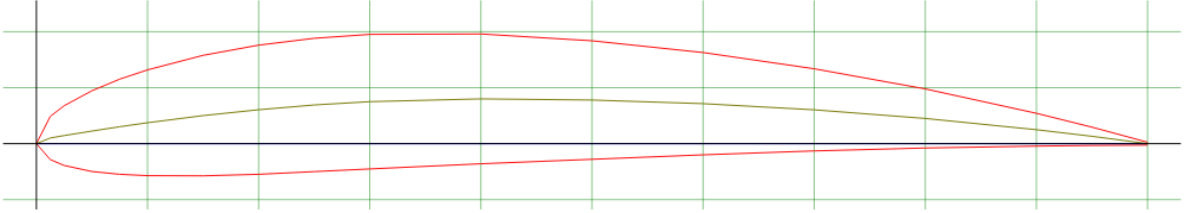
Kamburluk eğrisi, vetere dik olarak çizilen doğruların, sırt ve karın arasında kalan kısımlarının orta noktalarının geometrik yeridir. Maksimum kalınlık, profilin sırt ve karın noktaları arasında, vetere dik olarak ölçülen maksimum uzunluktur. Maksimum kamburluk, eğrilik hattının veter doğrusuna olan maksimum mesafesidir. Hücum kenarı yarıçapı ise profilin sırtına ve karnına hücum kenarı civarında teğet olan çemberin yarıçapıdır. Kanat profillerinin temel amacı uçağı havada tutmak için taşıma oluşturmaktır.

### 3.3.1. Dört Basamaklı Seriler

Bizim hesaplamalarımızda kullanacağımız NACA0012 kanat profili dört basamaklı seri grubu içerisinde yer almaktadır. Seride NACA ifadesini 4 basamaklı bir sayı takip etmekte ve takip eden ilk sayı basamağı kanat profilin maksimum kamburluğunun kord hattına oranını ifade etmektedir. İkinci sayı basamağı ise kamburluğun maksimum düzeyde olduğu noktanın kanat profili hücum kenarına olan uzaklığını kord hattının yüzdesi olarak ifade edilmektedir. Son iki sayı basamağı ise kanat profilin maksimum kalınlığının kord hattına oranı anlamına gelmektedir.

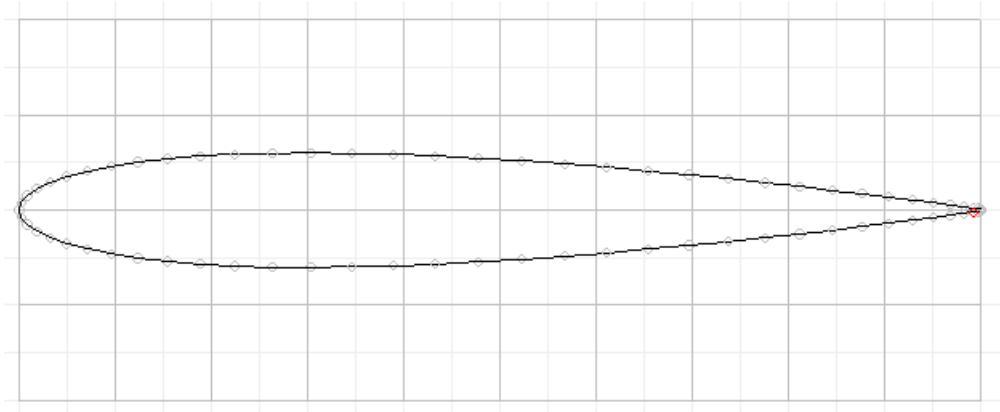


NACA4412 kanat profilini inceleyecek olursak, kanat profilinin maksimum kamburluğu %4, bu noktanın kanat profili hücum kenarına uzaklığının kord hattına oranı %40 ve kanat profilinin maksimum kalınlığının kord hattına oranı %12'dir. Şekil 3.14'de NACA4412 kanat profili gösterilmiştir.



Şekil 3.14. NACA4412 Kanat Profili

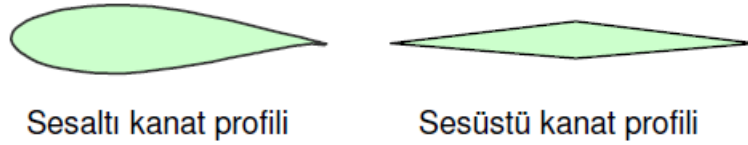
NACA0012 kanat profilini inceleyecek olursak, kanat profilinin maksimum kamburluğu %0, bu noktanın kanat profili hücum kenarına uzaklığının kord hattına oranı %0 ve kanat profilinin maksimum kalınlığının kord hattına oranı %12'dir. Şekil 3.15'de NACA0012 kanat profili gösterilmiştir.



Şekil 3.15. NACA0012 Kanat Profili

### 3.3.2. Uçaklarda Kanat Profili Seçimi

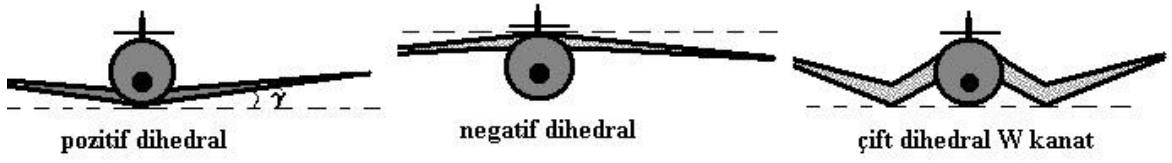
Ses üstü ve ses altı hızlardaki kanatların profilleri kendi arasında benzer yapıya sahiptir. Ses altı profiller hücum kenarları oval ve orta kalınlık oranına sahiptir. Ses üstü profiller ise sivri hücum kenarına ve düşük kalınlık oranına sahiptir. Dolayısıyla Mach sayısı ile kanat profili direk ilgilidir. Düşük Mach sayısına ulaşabilen uçaklarda ses altı kanat profilleri seçilmelidir. Kanat profili seçimi yapılırken en önemli kriter hız olmalıdır. Bu tez çalışmasında simetrik forma sahip NACA0012 airfoil seçilmiştir. Bunun temel sebebi ses altı hızlarda çalışılacak olunması ve kanat profilinin buna uygun olmasıdır. Ayrıca simetrik forma sahip bir profile iniş takımının analiz üzerindeki etkileri daha net görülecektir. Bununla birlikte NACA0012 airfoil literatürde üzerinde çok miktarda çalışma yapılmış bir airfoil formudur. Bu durumda iniş takımının etkisini anlamakta ve sonuçların doğruluğu ile ilgili önemli bir etkidir. Şekil 3.16' da ses altı ve ses üstü kanat profillerinin gösterimi mevcuttur.



Şekil 3.16. Ses Altı ve Ses Üstü Kanat Profillerinin Temsili gösterimi

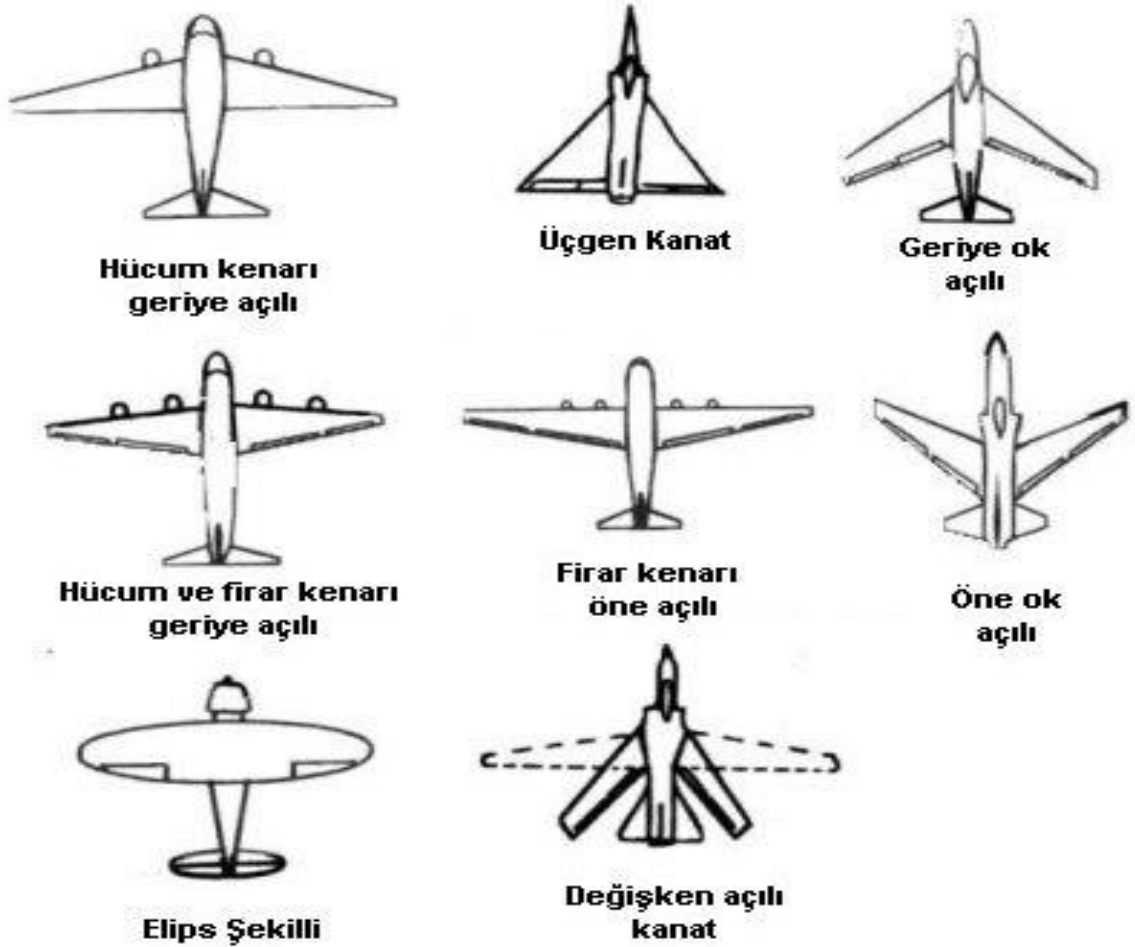
### 3.3.3. Dehidral Açısı ve Ok Açısı Tanımı

Düşük hızlı uçakların dışında önden bakıldığında kanat kök kısmından uç kısımlara doğru incelme olduğu gözlemlenir. Lineer bir incelme mevcuttur. Uçaklara çift taraflı bakıldığında kanadın tam yatay konumda olmadığı gözlemlenir. Bazen yukarıya ve bazı durumlarda ise aşağıya doğru yük altındaymış gibi eğildiği gözlemlenebilir. Eğilme açısı  $0^\circ$  ile  $10^\circ$  arasındadır. Bu açı dehidral açıdır ve Şekil 3.17'de gösterilmektedir. Özellikle spiral denge için kritik bir açıdır. Analiz ve hesaplamalarda genellikle ihmal edilir. Çalışmada dehidral açısı değişimi ihmal edilmiştir.



Şekil 3.17. Dehidral Açısı Gösterimi

Uçağa üstten bakıldığı zaman kanatlar ile gövde arasındaki açı ise ok açısıdır. Şekil 3.18'de farklı uçak kanat açısı gösterimleri mevcuttur. Bu çalışmada seçilen uçak hücum kenarı geriye açılı uçaktır. Fakat bu çalışmada iki boyutlu çalışma olmasından dolayı ok açısı ihmal edilmiştir.



Şekil 3.18. Uçak Kanat Açısı Gösterimleri

Hücum kenarı geriye açılı uçak kanadı tasarımı ve üretimi kolaydır fakat ağır ve sürüklenme katsayısı yüksektir. Yavaş uçuşlar için kullanılabilir. Geriye ok açılı kanatlar özellikle ses üstü hızlara çıkacak uçaklarda tercih edilmektedir. Elips kanat bir çok açıdan diğer kanat profillerine göre avantajlı olmasına rağmen üretimi oldukça zordur ve bu sebepten fazla tercih edilmemektedir. Öne ok açılı kanatlar her türlü hız değeri için düşük sürüklenme ve çok iyi hareket kabiliyeti sağlarlar. Kanat ucunun ani esnemesi kaynaklı kırılma ve yırtılma riskinin olması ve bu sebepten özel malzemeler ihtiyaç duyulması dezavantajdır. Kanadın yapımı zordur ve maliyetlidir.

## 4. MATERYAL VE YÖNTEM

Bu bölümde çalışmada kullanılan analiz programları tarafından çözdürülen denklemlerden, analiz çözümlerinde kullanılan değişkenlerden ve kabullerden bahsedilmiştir. Bununla birlikte çıkan analiz sonuçları detaylı şekilde ifade edilmiştir.

### 4.1. Akışkanlar Mekaniği

Mekanik biliminin en teorik ve modellenmesi en zor olanıdır. Bilgisayar donanım ve yazılım teknolojisi bu alanın gelişiminde büyük paya sahiptir. Güçlü bilgisayar özellikleri Akışkanlar Dinamiğini çözen ana denklemlerin çözümü açısından önemli bir faktördür.

Bu çalışmada Gambit ve Fluent 6.1.2 Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği programlarıyla materyal olarak kullanılarak çözümler yapılmıştır. Mevcut formülasyonun elle çözülemeyecek kadar karmaşık olması ve elle çözüm yapılırsa dahi çok uzun sürelere ihtiyaç duyulması sebebiyle programlar mühendislik bilimi açısından yeni bir dönem açmıştır.

Akış analizi, ısı ve termodinamik analizler geliştirilen analiz programları vasıtasıyla çok daha kolay yapılabilmektedir. Çıkan sonuçların doğruluğu ve güvenilirliği ise gerçek koşullara çok daha fazla yakınsamaktadır. Yazılımlar Çözümleme yaparken temel denklemleri kullanmaktadır.

### 4.2. Temel Denklemler

Bu bölümde analiz çözümlerinde fluent tarafından kullanılan kütle korunumu, momentum ve türbülans denklemlerinden bahsedilmektedir.

#### 4.2.1. Kütle korunumu Denklemi

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{v}) = S_m \quad (4.1)$$

Denklem ana kütle korunumu denklemidir ve her türlü akış için geçerlidir.

#### 4.2.2. Momentum Denklemleri

$$\frac{\partial}{\partial t} + (\rho \bar{v}) + \nabla \cdot (\rho \bar{v} \bar{v}) = -\nabla \rho + \nabla \cdot (\bar{\tau}) + \rho \bar{g} + F \quad (4.2)$$

Gerilme tensörü tanımı (4.3) nolu formülde verilmiştir.

$$\bar{\tau} = \mu [(\nabla \bar{v} + \nabla \bar{v}^T) - \frac{2}{3} \nabla \cdot \bar{v} \cdot I] \quad (4.3)$$

#### 4.2.3. Standart k-ε Türbülans Modeli

Standart k-ε model, türbülans kinetik enerjisi ve dağılımı sebebiyle yarı deneysel modeldir. Çalışmada fluent programı ile yapacağımız çözümde k-ε model kullanılacaktır. Modelde akış tamamen türbülanslı kabul edilecektir. Viskozitenin etkisi ihmal edilecek ve inviscid modele göre hesaplamalar yapılacaktır.

#### 4.2.4. k-ε Türbülans Modeli İçin Taşıma Denklemi

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t} (\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho k u_i) &= \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \left( \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + G_k + G_b + \rho \varepsilon - Y_M \\ \frac{\partial}{\partial t} (\rho \varepsilon) + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho \varepsilon u_i) &= \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \left( \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \right) \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} \right] + C_{1\varepsilon} \frac{\varepsilon}{k} (G_k + C_{1\varepsilon} G_b) - C_{2\varepsilon} \rho \frac{\varepsilon^2}{k} \end{aligned} \quad (4.4)$$

Kinetik enerji k ve dağılım oranı ε yukarıdaki formülden hesaplanmaktadır.

Türbülans katsayısı  $\mu_t$  denklem (4.5)' ten hesaplanır.

$$\mu_t = \rho C_\mu \frac{k^2}{\varepsilon} \quad (4.5)$$

$C_\mu$  sabit değerdir ve türbülanslı akışta hava ile yapılan deneyler sonucu elde edilmiştir.

$G_k$  terimi türbülans kinetik enerji üretimini gösterir.

$$G_k = \mu_t S^2 \quad (4.7)$$

Denklem (4.7)' de yazan  $S$  ortalama gerilme oranıdır.

$$S \equiv \sqrt{2S_{ij}S_{ij}} \quad (4.8)$$

Türbülans üretimi  $G_b$  formülü aşağıda gösterilmiştir.

$$G_b = \beta g_i \frac{\mu_t}{Pr_t} \frac{\partial T}{\partial x_i} \quad (4.9)$$

$Pr_t$  türbülanslı akış için Prandtl sayısıdır. Standart k- $\epsilon$  modeli için değeri 0,85'dir.

Termal yayılma katsayısı denklem (4.10)' da gösterilmiştir.

$$\beta = -\frac{1}{\rho} \left( \frac{\partial \rho}{\partial T} \right)_p \quad (4.10)$$

#### 4.2.5. NACA0012 Kanat Profili

Kanat profili Kordinatları NACA resmi sitesinden alınmıştır ve iki boyutlu olarak modellenerek analizi yapılmıştır. Şekil 4.1'de model belirtilmiştir. Şekil 4.2'de ise oluşturulan analiz bölgesi gösterilmiştir.

Çizelge 4.1. NACA 0012 Airfoil koordinatları

X Ekseni	Y Ekseni	X Ekseni	Y Ekseni
1.000000	0.001260	0.593691	0.046149
0.999013	0.996057	0.562667	0.048581
0.996057	0.001812	0.531395	0.050854
0.991144	0.002496	0.500000	0.052940
0.984292	0.003443	0.468605	0.054810

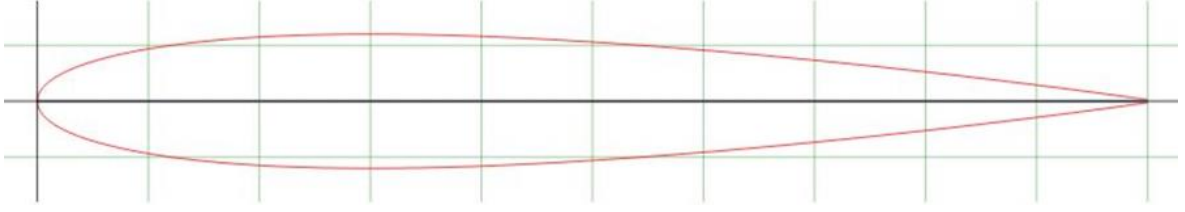
Çizelge 4.1. NACA 0012 Airfoil koordinatları (devam)

0.975528	0.004642	0.437333	0.056436
0.964888	0.006082	0.406309	0.057789
0.952414	0.007746	0.375655	0.058844
0.938153	0.009619	0.345492	0.059575
0.922164	0.011681	0.315938	0.059960
0.904508	0.013914	0.287110	0.059980
0.885257	0.016297	0.259123	0.059619
0.864484	0.018809	0.232087	0.058866
0.842274	0.021429	0.206107	0.057714
0.818712	0.024135	0.181288	0.056160
0.793893	0.026905	0.157726	0.054207
0.767913	0.029717	0.135516	0.051863
0.740877	0.032547	0.114743	0.049138
0.712890	0.035374	0.095492	0.046049
0.684062	0.038172	0.077836	0.042615
0.654508	0.040917	0.061847	0.038859
0.624345	0.043585	0.047586	0.034803
0.035112	0.030473	0.259123	-0.059619
0.024472	0.025893	0.287110	-0.059980
0.015708	0.021088	0.315938	-0.059960
0.008856	0.016078	0.345492	-0.059575
0.003943	0.010884	0.375655	-0.058844
0.000987	0.005521	0.406309	-0.057789

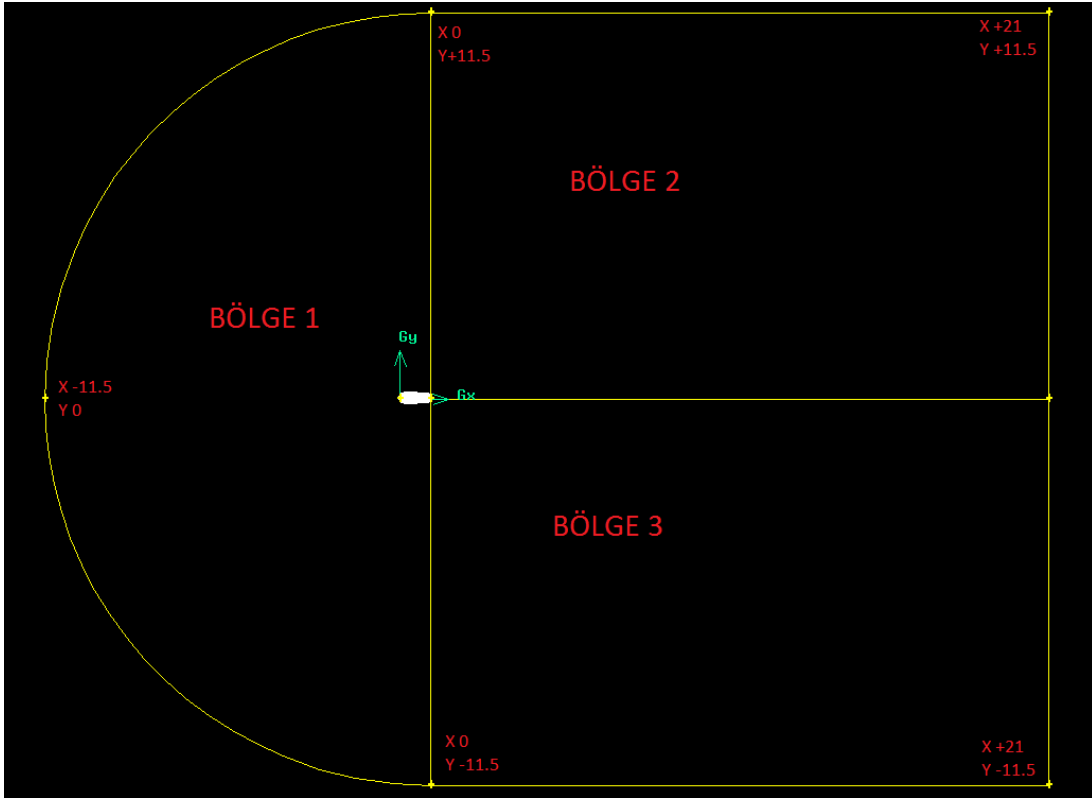


Çizelge 4.1. NACA 0012 Airfoil koordinatları (devam)

0.000000	0.000000	0.437333	-0.056436
0.000987	-0.005521	0.468605	0.054810
0.003943	-0.010884	0.500000	-0.052940
0.008856	-0.016078	0.531395	-0.050854
0.015708	-0.021088	0.562667	-0.048581
0.024472	-0.025893	0.593691	-0.046149
0.035112	-0.030473	0.624345	-0.043585
0.047586	-0.034803	0.654508	-0.040917
0.061847	-0.038859	0.684062	-0.038172
0.077836	-0.042615	0.712890	-0.035374
0.095492	-0.046049	0.740877	-0.032547
0.114743	-0.049138	0.767913	-0.029717
0.135516	-0.051863	0.793893	-0.026905
0.157726	-0.054207	0.818712	-0.024135
0.181288	-0.056160	0.842274	-0.021429
0.206107	-0.057714	0.864484	-0.018809
0.232087	-0.058866	0.885257	-0.016297
0.904508	-0.013914	0.984292	-0.003443
0.922164	-0.011681	0.991144	-0.002496
0.938153	-0.009619	0.996057	-0.001812
0.952414	-0.007746	0.999013	-0.001398
0.964888	-0.006082	1.000000	-0.001260
0.975528	-0.004642		



Şekil 4.1. NACA0012 Kanat Profili Koordinat Sisteminde Gösterimi



Şekil 4.2. Kanat Profili İçin Gambit Programında Oluşturulan Akış Alanı Ölçüleri

### 4.3. Kabüller ve Değişkenler

Bu bölümde analiz yapılırken kullanılan değişkenlerden ve yapılan kabüllerden bahsedilecektir.

#### 4.3.1. Kabüller

- Termofiziksel Özellikler Sabit
- Sıkıştırılmaz Akış
- Türbülanslı Akış
- Enerji Çözümleri İhmal Edilmiştir
- Dehidral Açısı Sabit
- Ok Açısı İhmal Edilmiştir
- Hücüm Açısı Sıfır Kabul edilmiştir.

#### 4.3.2. Değişkenler ve Sınır Koşulları

3 farklı hız için hesaplamalar yapılmıştır. Hız değerleri aşağıda verilmiştir.

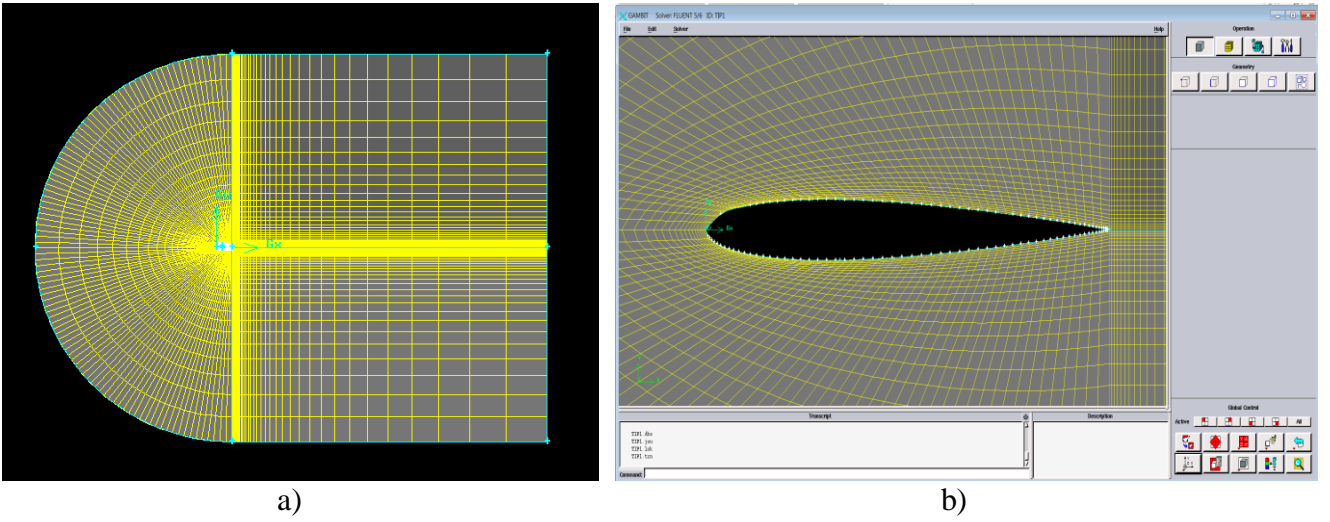
- Mach 0.1
- Mach 0.2
- Mach 0.3

Hesaplamalar iniş takımı açık ve kapalı halleri dikkate alınarak sadece airfoil ve airfoil ile birlikte daire olan geometriler için yapılmıştır. İniş takımı açık ve kapalı olduğu durumlarda 2 boyutlu kesit analizi 3 farklı Mach sayısı için yapılmıştır. İniş Takımı açık iken tekerleğin bulunduğu kesit için analizler yapılmıştır. Analiz için k-epsilon türbülans modeli kullanımı tercihi yapılmıştır. Akışkan  $1,7894 \times 10^{-5}$  kg/m.s viskoziteye sahip ideal gaz olarak belirlenmiştir.

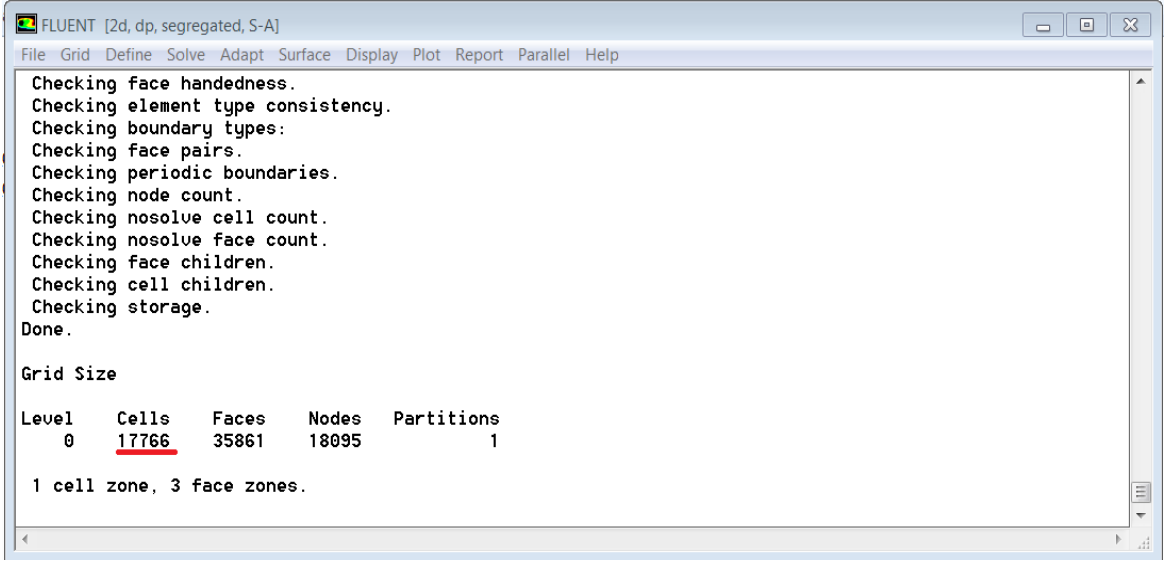
Denklemler “basit çiftleşmiş” çözüm algoritması ile yapılmış , “green gauss node based” ve “ikinci derece ayırıklaştırma” metodları seçilerek çözümlenmeler yapılmıştır. NACA0012 airfoil için yapılan hesap sonucu Reynold sayıları sırasıyla 368.000, 736.000 ve 1.104.000 dir. Sınır koşulları tanımları airfoil etrafındaki alandaki akış (pressure far-field), airfoil model yüzeyi(wall) olarak belirlenmiştir. Pressure far-field ideal gazlarda kullanılabilen ve karakteristik koşul olarak adlandırılan bir yöntemdir. Mach sayısı ile değişimin tespitinde bu methodla verimli sonuçlar ortaya çıktığı görülmüştür.

#### 4.4. Gambit Programında Modelleme

İniş takımı kapalı iken gambit programında Şekil 4.3'deki mesh yapısı oluşturulmuştur. Şekil 4.3'de gambit programında oluşturulan mesh yapısına ait görseller mevcuttur. Toplamda 17766 hücreli mesh atılmıştır. Airfoil sınırlarındaki mesh oranı arttırılmıştır.Şekil 4.4'de gambit programında yapılan analiz neticesinde oluşan mesh hücre yapısı gösterilmektedir. Mesh işleminde geometri gereği quad mesh kullanılmıştır.

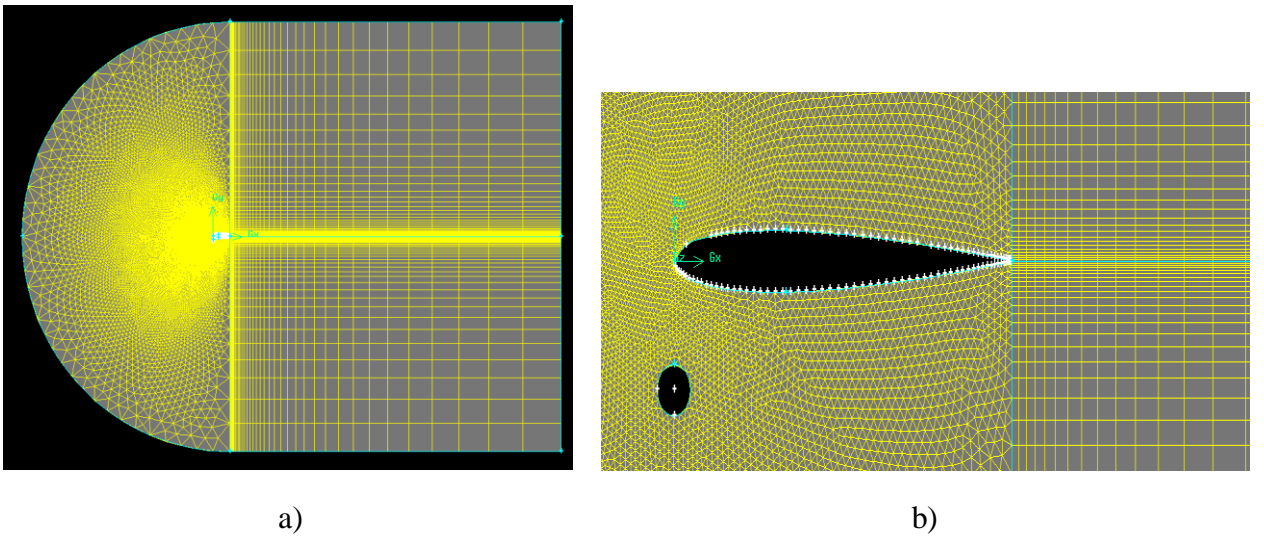


Şekil 4.3. Gambit Mesh Yapısı Görselleri: a) genel görünüm, b) detay görünüm

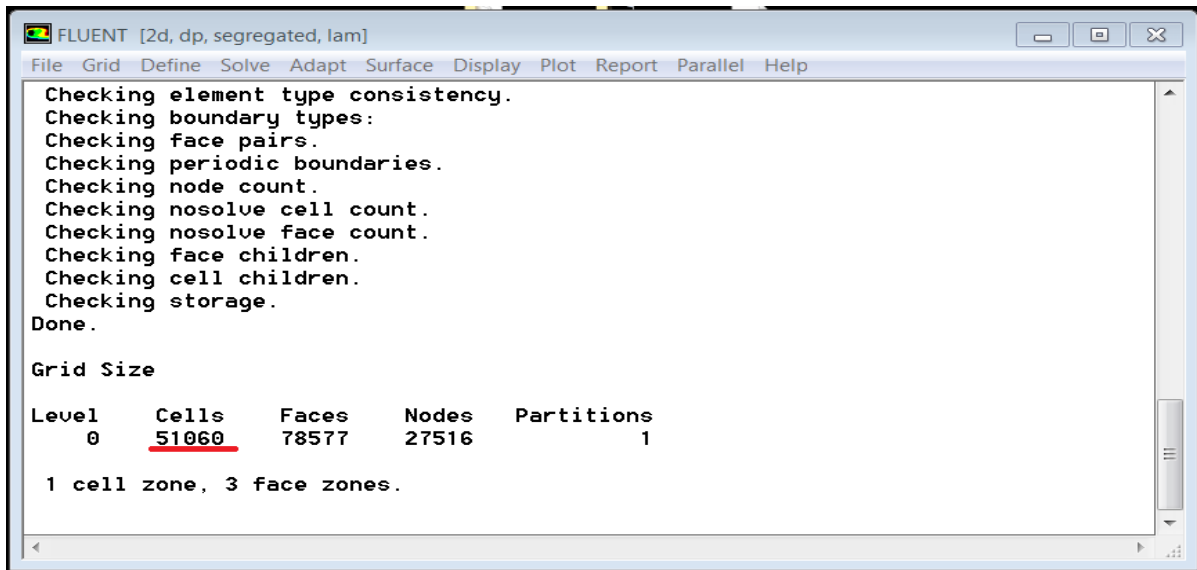


Şekil 4.4. Gambit Mesh İşlemi Sonucu Hücre ve Nokta Adetleri

İniş takımı açık, kanat profili ve daire geometrisinin gambit programında Şekil 4.5'deki mesh yapısı oluşturulmuştur. Şekil 4.5'de gambit programında oluşturulan mesh yapısına ait görseller mevcuttur. Toplamda 51060 hücreli mesh atılmıştır. Airfoil sınırlarındaki mesh oranı arttırılmıştır. Şekil 4.6'da gambit programında yapılan analiz neticesinde oluşan mesh hücre yapısı gösterilmektedir. Mesh işleminde geometri gereği hem quad hem de tri mesh kullanılmıştır.



Şekil 4.5. Gambit Mesh Yapısı Görselleri a) genel görünüm, b) detay görünüm



Şekil 4.6. Gambit Mesh İşlemi Sonucu Hücre ve Nokta Adetleri

#### 4.5. Fluent Programında Kullanılan Değişkenler ve Analiz

Daha sonra gambit programında oluşturulan modeller fluent programına aktarılmıştır. Değişkenler sırası ile fluent programına aktarılmıştır. Enerji denklemleri çözdürüleceği için energy equation seçeneği seçilmiştir. Operating Pressure seçeneği sıfır pascal yani 1 atm seçilmiştir. Sıcaklık olarak 273 Kelvin değeri seçilmiştir. Bunun yanında viscous model olarak k-epsilon seçimi yapılmıştır. Gaz olarak ideal gaz seçilmiştir.

##### 4.5.1. Fluent Mesh Adaptasyonu

Çalışmada model üzerinde mesh yapısının yoğunlaştırılmasını istediğimiz bölgelerin koordinatları girilerek seçilen koordinatlar arasında kalan bölgeye sık mesh atılmıştır. Bu işlem için fluent programında sırasıyla adapt ve region seçenekleri seçilir. Şekil 4.7'de seçim menüsü gösterilmektedir. Daha sonra koordinatlar girilir ve mesh optimizasyonu yapılır. Grid ve check tıklanarak son durumdaki hücre miktarı gözlemlenebilir. Ayrıca görsel olarak da mesh dağılımı incelenebilir. Şekil 4.3 ve Şekil 4.6' da optimizasyon sonucu mesh miktarları verilmiştir.



Şekil 4.7. Fluent Programında Mesh Adaptasyon Menüsü

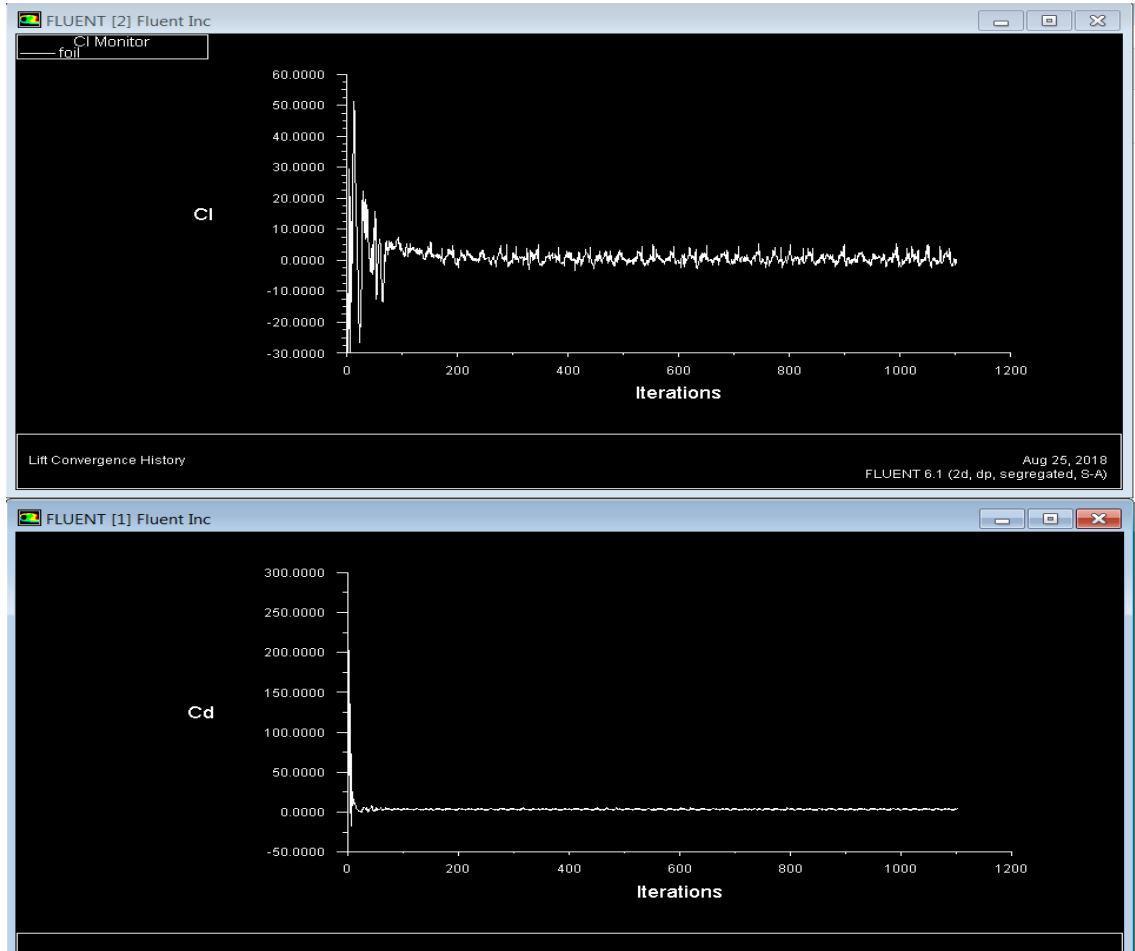
## 5.BULGULAR VE TARTIŞMA

### 5.1. $C_L$ ve $C_D$ Değerlerinin Analizi

İniş takımı kapalı olduğu durumda  $C_D$  ve  $C_L$  değerlerinin analizi yapılmış ve sıfır değerine yakın olduğu tespit edilmiştir. Çıkan sonuç literatürdeki diğer çalışmalarla uyumludur.

Çizelge 5.1. İniş Takımı Kapalı Durum Mach Sayısı İçin  $C_D$  ve  $C_L$  Değişimi

$C_D$	$C_L$	Mach Sayısı
0.0051	000000	0.1
0.0156	000000	0.2
0.0210	000000	0.3



Şekil 5.1. 0.1 Mach İniş Takımı Kapalı Halde  $C_D$  ve  $C_L$  Grafiği

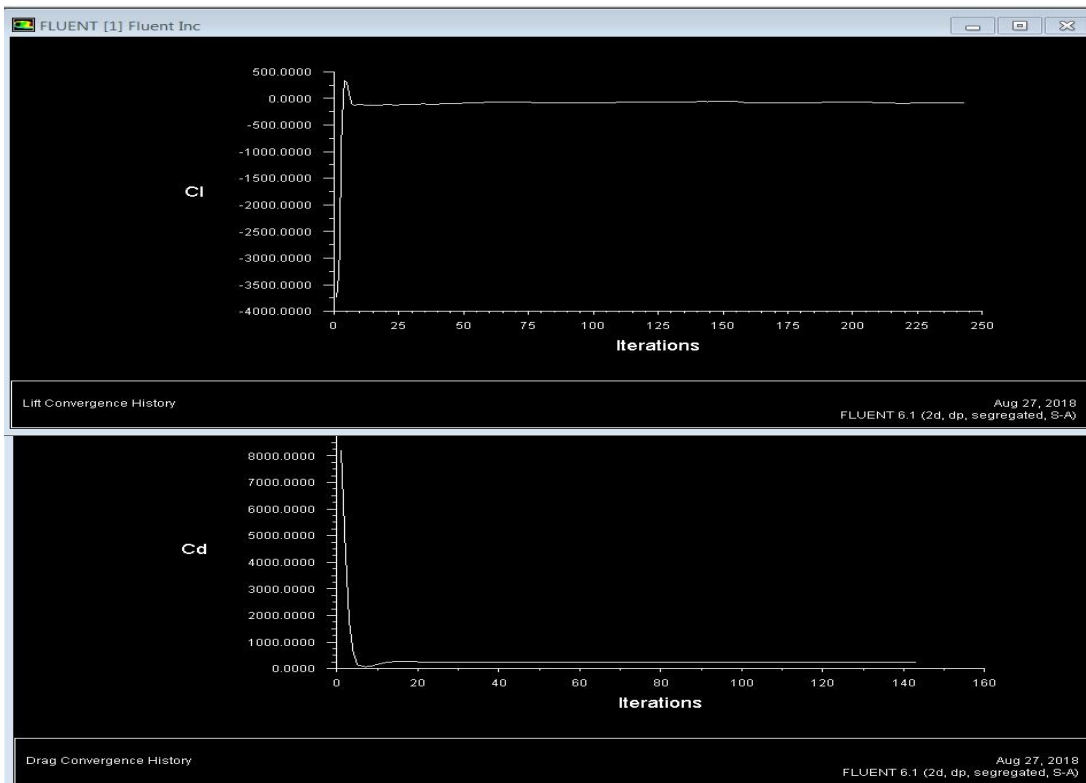


Çizelge 5.1' de belirtildiği gibi Mach sayısındaki artış kaldırma katsayısında ses altı hızlarda değişiklik meydana getirmemektedir. Sürüklenme katsayısı değeri ise Mach sayısı arttıkça artmaktadır.

Çizelge 5.2. İniş Takımı Açık Durum Mach Sayısı İçin  $C_D$  ve  $C_L$  Değişimi

$C_D$	$C_L$	Mach Sayısı
60.7880	-21.8940	0.1
237.1410	-109.5481	0.2
528.2879	-201.3245	0.3

İniş takımının açık olduğu durum için 0.1 Mach değerinde elde edilen sürüklenme ve taşıma katsayısı değerleri çizelge 5.2'de verilmiştir. 0.2 Mach ve 0.3 Mach sayısı değeri için veriler çizelge 5.2'de mevcuttur. Şekil 5.2'de 0.1 Mach değeri için oluşturulan grafikler mevcuttur. Grafikler her üç Mach değeri için görsel olarak aynı olup sadece çıkan değerler farklıdır. Formülden de hatırlanacağı üzere hız iki kat artar ise sürüklenme dört kat artar. Çıkan sonuçlar bu durumu doğrulamaktadır.



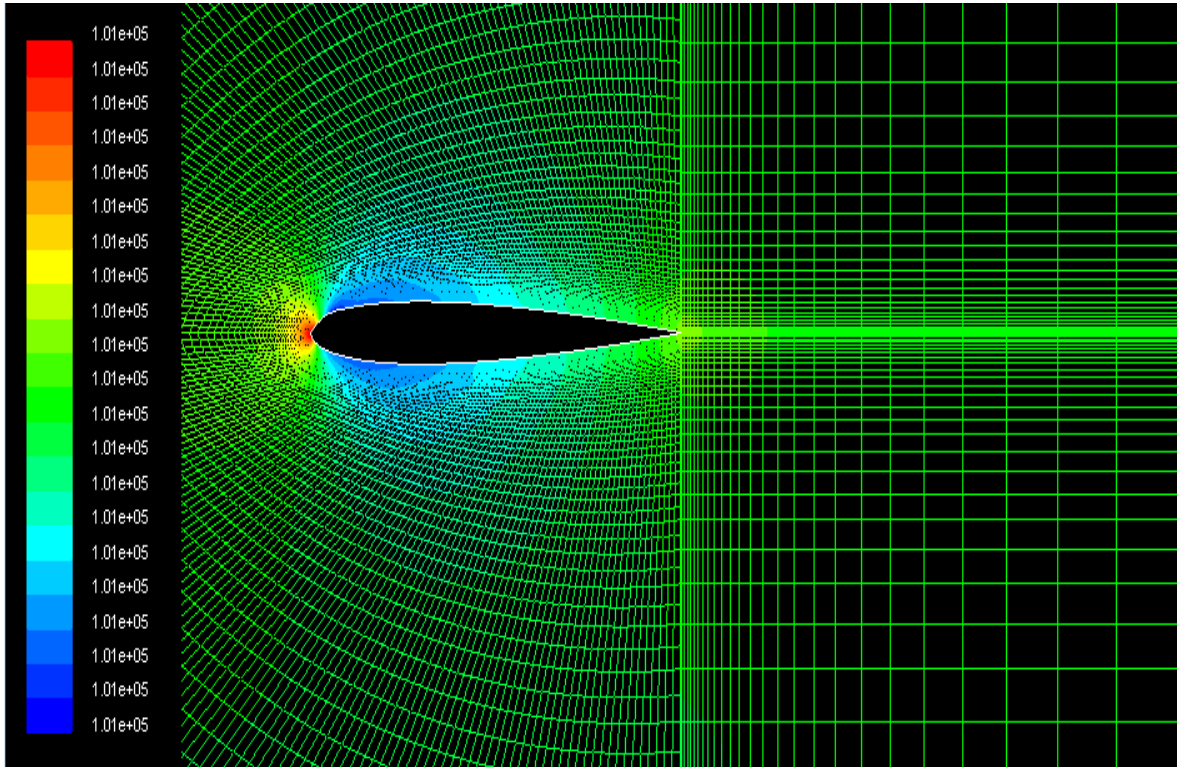
Şekil 5.2. 0.1 Mach İniş Takımı Açık Halde  $C_D$  ve  $C_L$  Grafiği

İniş takımı açık iken, iniş takımı kapalı duruma göre kaldırma ve sürüklenme katsayı değerlerinde önemli değişim gözlenmiştir. Sürüklenme sayısı büyük oranda artarken, kaldırma katsayısı ise düşmüştür. Bu beklenen bir sonuçtur. Değerlerin bu kadar yüksek olmasının sebebi akışın iniş takımının bulunduğu kesitte iki boyutlu olarak incelenmesidir.

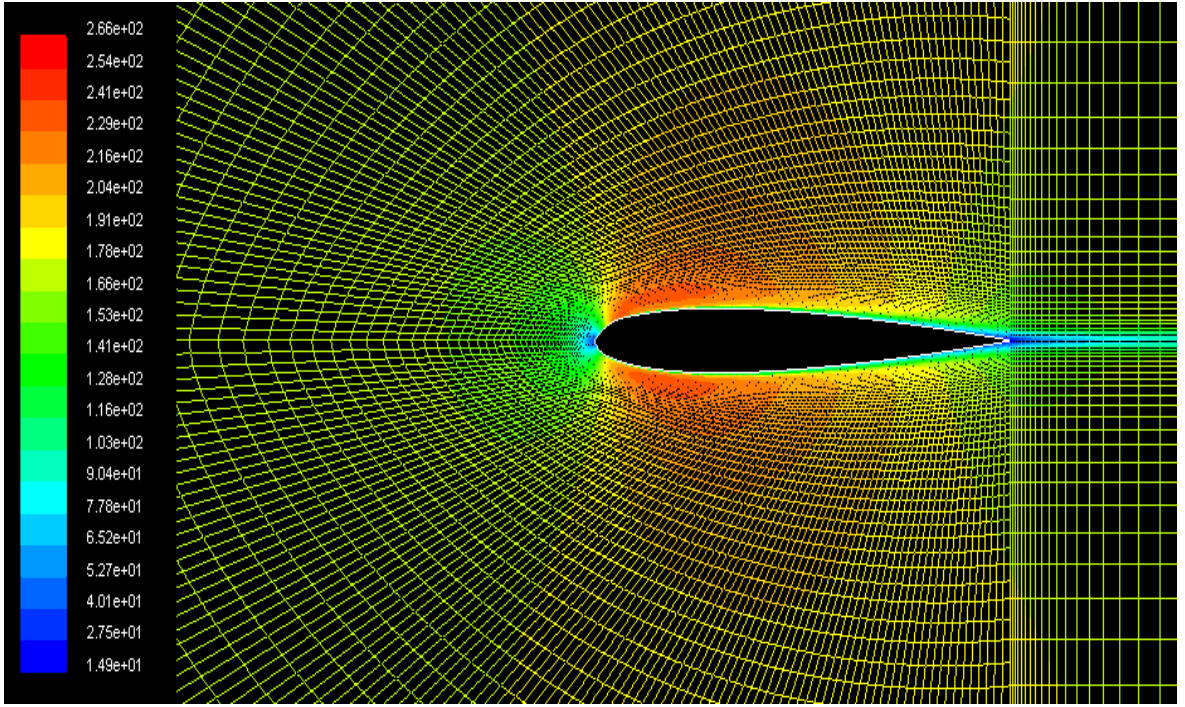
Ayrıca iniş takımı kapalı iken Mach sayısı  $C_L$  ve  $C_D$  değerleri üzerinde çok bir etki göstermezken, iniş takımının açık olduğu durumda Mach sayısı arttığı takdirde  $C_L$  değerinde üç kata kadar bir düşüş  $C_D$  değerinde ise yaklaşık 3.5 kat artış gözlemlenmiştir.  $C_D$  ve  $C_L$  'nin formülünden anlaşılacağı üzere ortaya çıkan durum beklenen durumdur ve literatürde yapılan diğer araştırmalar ile uyumludur.

## 5.2. Statik, Dinamik Basınç ve Hız Dağılımları

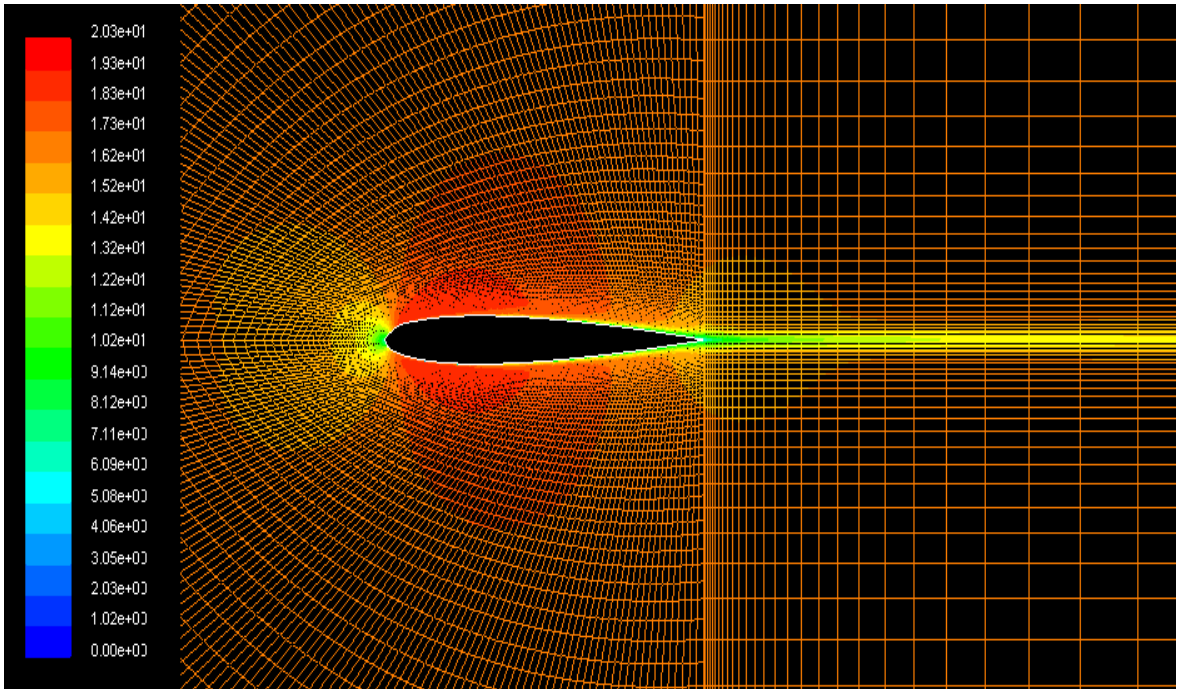
Statik basınç, dinamik basınç ve hız dağılımı ile ilgili Fluent analizi sonucunda elde edilen grafikler aşağıda verilmektedir.



Şekil 5.3. 0.1 Mach İniş Takımı Kapalı Halde Statik Basınç Dağılımı

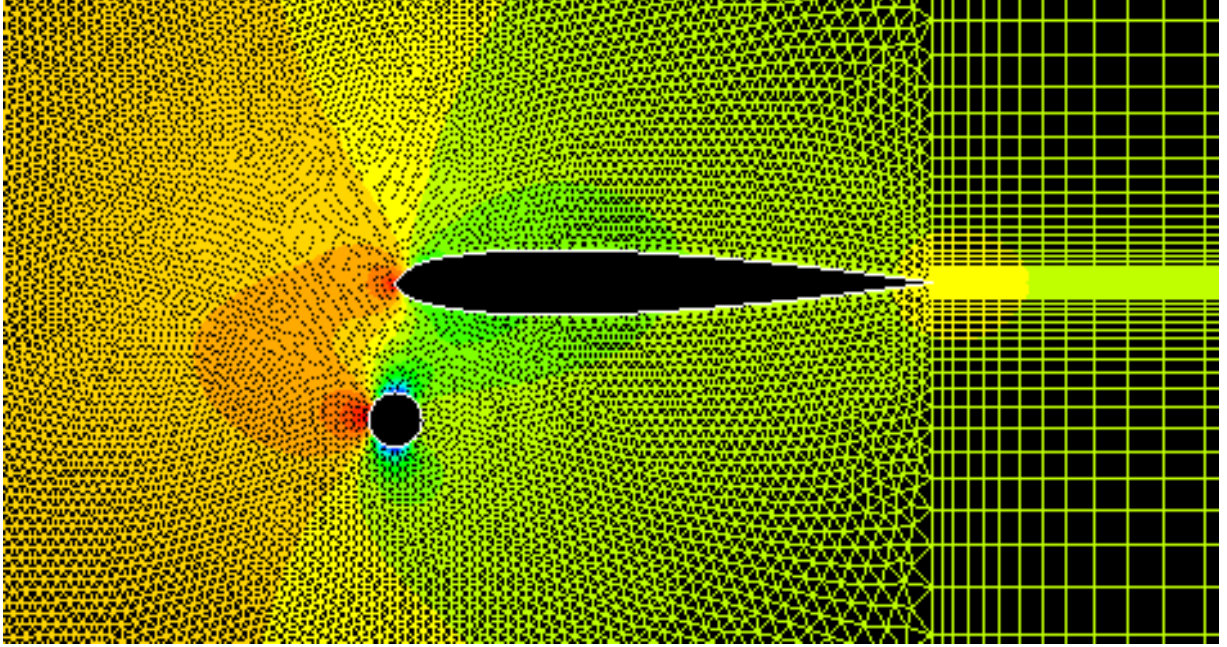


Şekil 5.4. 0.1 Mach İniş Takımı Kapalı Halde Dinamik Basınç Dağılımı

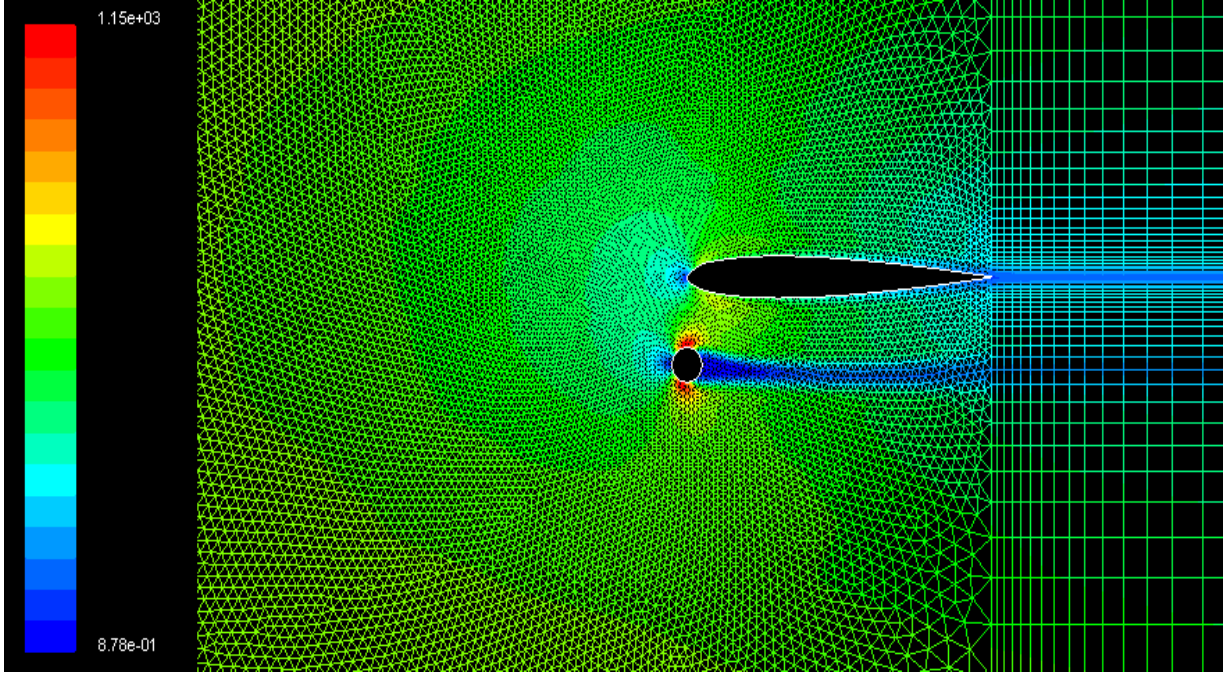


Şekil 5.5. 0.1 Mach İniş Takımı Kapalı Halde Hava Hızı Dağılımı

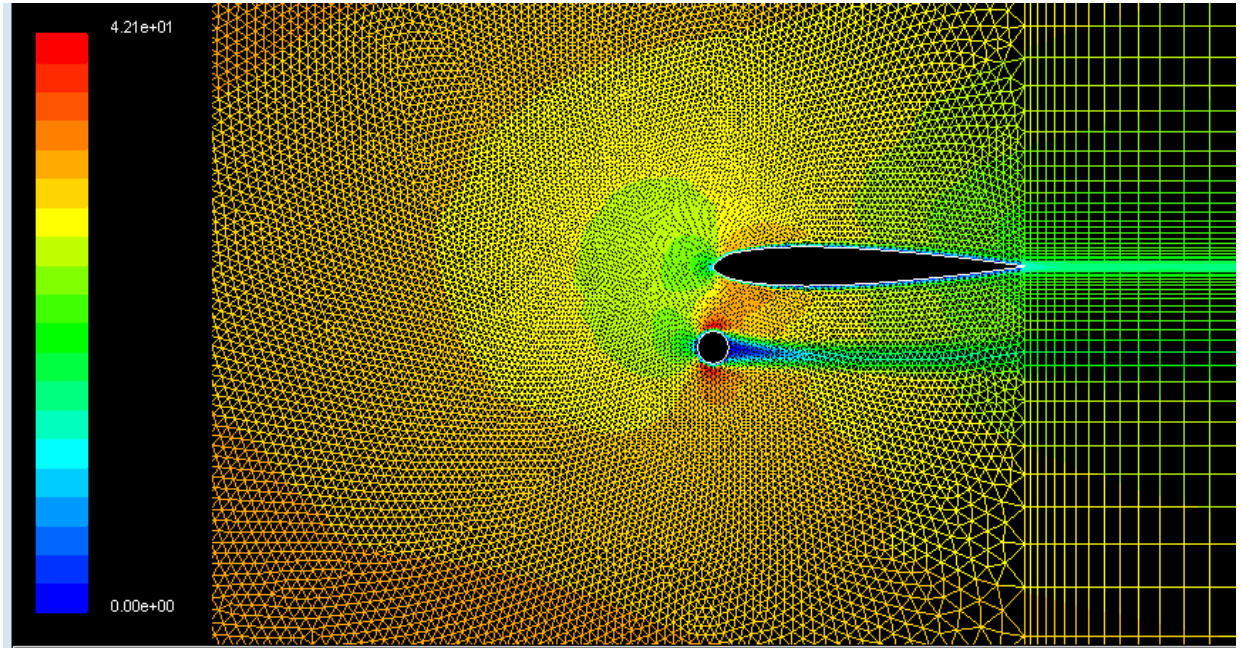
Şekil 5.3, Şekil 5.4 ve Şekil 5.5' de görüldüğü üzere NACA0012 airfoil simetrik formundan dolayı 0 derece hücum açısında dengeli basınç ve hız dağılımları oluşmaktadır. Statik basınç Hücum kenarında daha yüksek iken kanat cidarlarından orantılı bir şekilde azalmaktadır. Dinamik basınç ve hız ise kanat cidarlarında yüksektir. Hücum ve firar kenarlarında daha düşüktür. Çıkan sonuçlar literatürde yapılan çalışmalarla birebir uymaktadır. Kanadın simetrikliği bozulur ve hücum açısı değiştirilirse basınç ve hız dağılımı değişmektedir. Açının artması ile üst cidardaki dinamik basınç değerlerinin arttığı, alt cidarlardaki değerlerinde azaldığı görülmüştür.



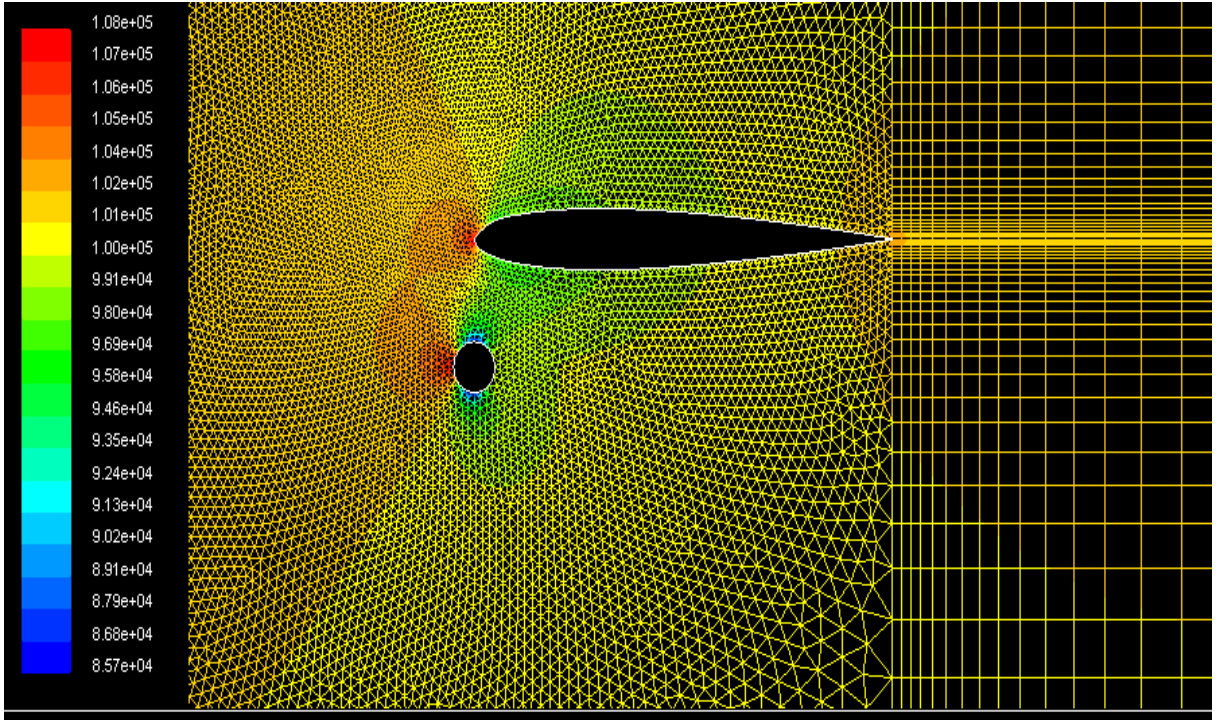
Şekil 5.6. 0.1 Mach İniş Takımı Açık Halde Statik Basınç Dağılımı



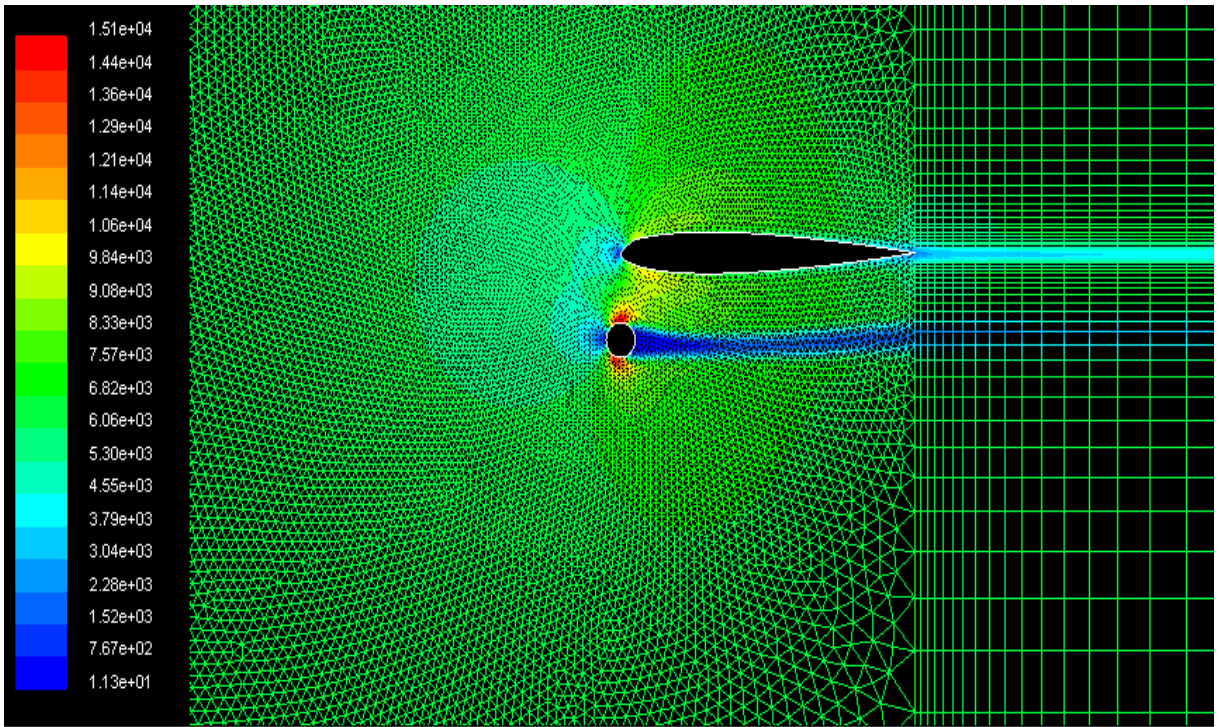
Şekil 5.7. 0.1 Mach İniş Takımı Açık Halde Dinamik Basınç Dağılımı



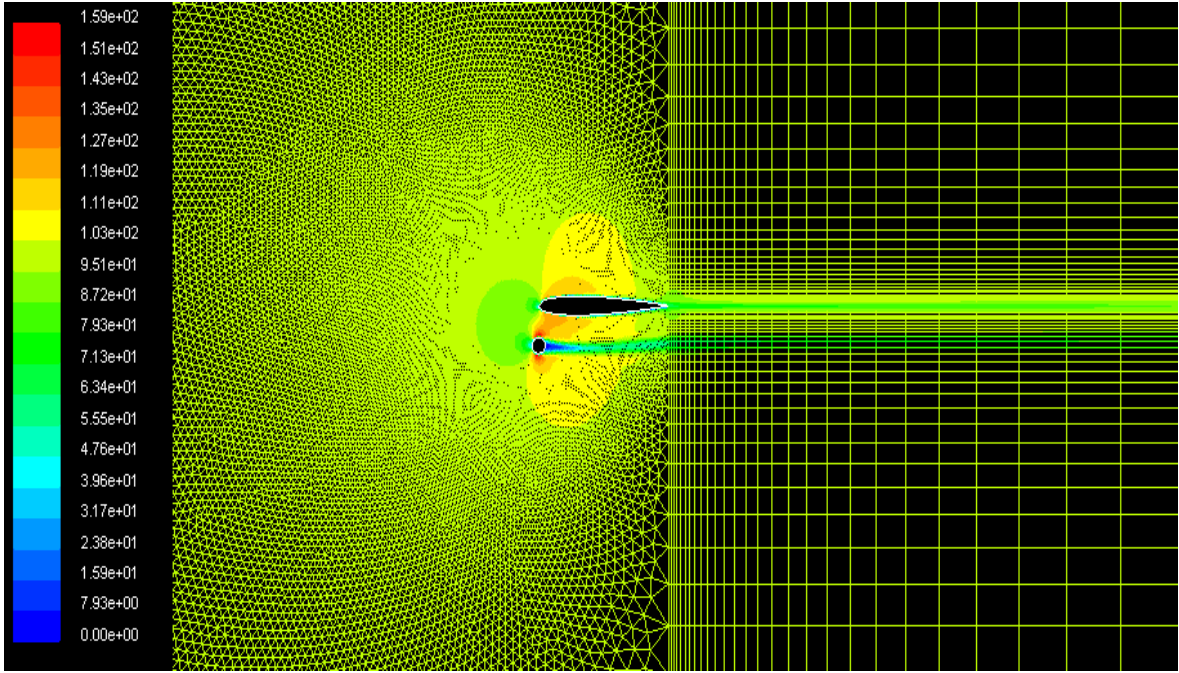
Şekil 5.8. 0.1 Mach İniş Takımı Açık Halde Hız Dağılımı



Şekil 5.9. 0.3 Mach İniş Takımı Açık Halde Statik Basınç Dağılımı



Şekil 5.10. 0.3 Mach İniş Takımı Açık Halde Dinamik Basınç Dağılımı



Şekil 5.11. 0.3 Mach İniş Takımı Açık Halde Hava Hızı Dağılımı

Şekil 5.6, Şekil 5.7 ve Şekil 5.8' de görüldüğü üzere NACA0012 airfoil ve tekerleğin simetrik formundan dolayı 0 derece hücum açısında dengeli basınç ve hız dağılımları oluşmaktadır. Statik basınç her iki geometri içinde hücum kenarında daha yüksek iken kanat cidarlarından orantılı bir şekilde azalmaktadır. İniş takımı kapalı halden farklı olarak airfoil formu ve tekerlek arasında statik basınç, dinamik basınç ve hız etkileşimi yaşanmıştır. Dinamik basınç ve hız ise her iki geometri içinde kanat cidarlarında yüksektir. Hücum ve firar kenarlarında daha düşüktür. İniş takımı açık hal için literatürde yapılan benzer iki boyutlu çalışma mevcut değildir. Basınç ve hız değerleri iki geometri arasında etkileşime girmiştir. Dinamik basınç ve hız grafikleri iniş takımı kapalı halde olduğu gibi birbirleriyle benzerlik göstermektedir. Dinamik basınç değerinin geometriler arası etkileşimi statik basınç ve hıza göre daha azdır. Şekil 5.9, Şekil 5.10 ve Şekil 5.11' de Mach sayısı 0.3 için yapılan analizler mevcuttur. Görüldüğü üzere benzer bir durum oluşmaktadır. Fark olarak statik basıncın girişte airfoil ve tekerlek üzerinde 0.1 Mach analiz sonucuna göre biraz daha ayrımsallaştığı görülmektedir. Ayrıca basınç değerlerinin ciddi oranda arttığı ve hızın değişimi ile birlikte  $C_D$  ve  $C_L$  'ninde büyük miktarda değiştiği görülmektedir.

## 6. SONUÇ VE ÖNERİLER

Bu çalışmada NACA0012 airfoil kanat profili için  $C_L$  değeri,  $C_D$  değeri, basınç ve hava hızı analizleri yapılmıştır. Çalışmada GAMBİT programında modellenen bir hava tüneli ve airfoilin FLUENT programı yardımıyla iniş takımı açık ve kapalı durumlarda 3 farklı Mach ve dolayısıyla Reynold değeri için iki boyutlu akış analizi çözümleri üzerine çalışılmıştır.

Yapılan çalışmada elde edilen sonuçlar aşağıda özetlenmiştir:

- NACA0012 kanat profilinin statik basıncının hücum kenarında daha yüksek olduğu, dinamik basınç ve hız değerlerinin cidarlarda daha fazla olduğu çözümler sonucunda tespit edilmiştir.
- NACA0012 kanat profili için üç farklı Mach sayısında analizler yapılmış taşıma ve sürükleme katsayıları değerlerinin literatürle uyumlu olduğu tespit edilmiştir.
- NACA0012 kanat profiline iki boyutta iniş takımını temsilen orantısal olarak uyumlu bir tekerlek geometrisi yerleştirilmiş ve mevcut kesitteki analizler yapılmıştır. İniş takımının açık olduğu kesitte tespit edilen sürükleme katsayısının kapalı duruma göre yaklaşık kırk kat daha yüksek olduğu tespit edilmiştir. Kaldırma katsayısının ise yaklaşık 60 kat daha düşük olduğu sonucu ortaya çıkmıştır.
- NACA0012 kanat profili üzerinde yapılan analizlerde açıkça görülmüştür ki iniş takımı uçağı aerodinamik açıdan olumsuz etkileyen bir komponenttir.



Yapılan çalışma ile ilgili öneriler aşağıda özetlenmiştir:

- Farklı kanat profilleri kullanılarak kıyaslamalar yapılabilir.
- 3 boyut analiz yapılması ve bir deney düzeneği kullanılarak deneysel inceleme yapılması faydalı olabilir.
- Tekerlek çapındaki değişim ile sürüklenme ve kaldırma katsayısı değerleri arasındaki değişim incelenebilir.
- $C_L$  katsayısını yükseltmek ve  $C_D$  katsayısını azaltmak için iniş takımının mümkün olduğu kadar kısa süre açık kalması önemlidir. Havalanınca kısa sürede kapanan iniş takımına sahip uçaklar ile sağlanabilir. Bunun yanında hücum açısını arttırmak ve düşük hızlarda ilerlemekte katkıda bulunacaktır.
- $C_L$  katsayısını yükseltmek ve  $C_D$  katsayısını azaltmak için kambur açısı daha fazla olan ve simetrik olmayan airfoil profilleride seçilebilir. Literatürdeki araştırmalar simetrik kanat profillerine göre kambur kanat profillerinin kaldırma katsayısının daha yüksek sürüklenme katsayısının ise daha düşük olduğunu göstermektedir.
- Tekerlerin üzerine aerodinamik kovan yerleştirilebilir.

## KAYNAKLAR DİZİNİ

- Xie, J., Mcgovern, J., Patel, R., Kim, W., Dutt, S., 2015, Elastomeric actuators on airfoils for aerodynamic control of lift and drag, *Advanced Engineering Materials*, 951-960
- Merabet, A., Necib, B., 2013, Characterisation of wings with NACA0012 airfoils, *Renewable and Sustainable Energy Reviews*, 131-137
- Daud, H.A., Li, Q., Beg, Q.A., Abdulghani, S.A.A., 2011, Numerical investigations of wall-bounded turbulence, *Journal of Mechanical Engineering Science*, 1163-1174
- Ekinci, M.A., 2005, Bir kanat profili etrafındaki hız potansiyelinin vortex panel metoduyla çözümü ve bir CFD programıyla karşılaştırılması, Eskişehir Osmangazi Üniversitesi Makine Mühendisliği Anabilim Dalı
- Morgado, J., Vizinho, R., Silvestre, M.A.R., Pascoa, J.C., 2016, Xfoil vs CFD performance predictions for high low Reynolds number airfoils, *Aerospace Science and Technology*, 207-214
- Işık, H., 2010, Kanat etrafında sıkıştırılabilir akışın sayısal olarak incelenmesi, Gazi Üniversitesi Makine Mühendisliği Anabilim Dalı
- Doğan, Z., 2008, Ses altı hızlarda kanat profili etrafındaki akışın incelenmesi, Erciyes Üniversitesi Makine Mühendisliği Anabilim Dalı
- Dash, A., 2016, CFD analysis of wind turbine airfoil at various angles of attack, *IQSR Journal of Mechanical and Civil Engineering*, 18-24
- Tarhan, C., 2012, NACA0012 kanat profili etrafındaki hava akışının sayısal ve deneysel incelenmesi, Erciyes Üniversitesi Makine Mühendisliği Anabilim Dalı

**KAYNAKLAR DİZİNİ (devam)**

Ayduramaz, C., 2015, NACA0012 kanadın rüzgar tüneline sınır tabaka ve aerodinamik analizi, Yıldız Teknik Üniversitesi Makine Mühendisliği Anabilim Dalı

Baker, T.J., 2005, Mesh generation: art or science? Progress in Aerospace Sciences, 41, 29–63.

Ansys Fluent 12.0, Theory Guide.

Shan, H., Jiang, L., Liu, C., 2005, Direct numerical simulation of flow separation around a NACA 0012 airfoil, Computers & Fluids, 34, 1096–1114.

Kamas, T., 2009, 2D and 3D Assessment of cambered and symmetric airfoils: A CFD study, Clemson University, All Theses Paper 693

Giorgi, M.G., De Luca, C.G., Ficarella, A., Marra, F., 2015, Comparison between synthetic jets and continuous jets for active flow control: Application on a NACA0015 and a compressor stator cascade, Università del salento, 256-280

Bak, C., Johansen, J., Fualsong, P., Antoniou, I., 2000, Wind tunnel tests of the NACA63-415 and a modified NACA63-415 airfoil, Technical University of Denmark

Zhang, Y., Fong, X., Chen, H., Fu, S., Duan, Z., Zhang, Y., 2015, Supercritical natural laminar flow airfoil optimization for regional aircraft wing design, Avic The First Aircraft Institute, 152-164