T.C.
ERCİYES ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

SES ALTI HIZLARDA KANAT PROFİLİ ETRAFINDA AKIŞIN İNCELENMESİ

Tezi Hazırlayan
Ziya DOĞAN

Tezi Yöneten
Doç. Dr. Nafiz KAHRAMAN

Makine Mühendisliği Anabilim Dalı
Yüksek Lisans Tezi

Haziran 2008
KAYSERİ

Doç. Dr. Nafiz KAHRAMAN danışmanlığında **Ziya DOĞAN** tarafından hazırlanan **"Ses Altı Hızlarda Kanat Profili Etrafında Akışın İncelenmesi"** adlı bu çalışma, jürimiz tarafından Erciyes Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Makine Mühendisliği Anabilim Dalında **Yüksek Lisans** tezi olarak kabul edilmiştir.

JÜRİ:

Başkan : Doç. Dr. Nafiz KAHRAMAN

Üye : Doç. Dr. S. Orhan Akansu

Üye : Doç. Dr. Veysel Özceyhan

ONAY:

Bu tezin kabulü, Enstitü Yönetim Kurulunun 24/06/2008 tarih ve 2008/18-05 sayılı kararı ile onaylanmıştır.

24./06./2008

N. Ayyıldız

Prof. Dr. Nusret AYYILDIZ

Enstitü Müdürü

TEŞEKKÜR

Bu tez konusunu seçmemde bana yardımcı olan, tez çalışmasının her aşamasında bilgi ve desteğini esirgemeyen danışman hocam Sayın Doç. Dr. Nafiz KAHRAMAN' a, Prof. Dr. Hüseyin YAPICI' ya ve Öğr.Gör. M. Serdar GENÇ' e teşekkür ederim.

Bu aşamaya ulaşmamda maddi ve manevi desteklerini hiçbir zaman esirgemeyen aileme ayrıca teşekkür ederim.

SES ALTI HIZLARDA KANAT PROFİLİ ETRAFINDA AKIŞIN İNCELENMESİ

Ziya DOĞAN

Erciyes Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü
Yüksek Lisans Tezi, Mayıs 2008
Tez Danışmanı: Doç. Dr. Nafiz KAHRAMAN

ÖZET

Bu tez çalışmasında, serbest akım bölgesinde modellenen kanat profillerinin etrafındaki akışkanın değişimi incelenmiştir. Farklı hücum açılarında ve farklı Mach Sayılarında çok sayıda nümerik sonuç elde edilerek literatüre sunulmuştur. Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği (HAD) kullanılarak profiller etrafındaki akış hakkında detaylı bilgi elde edilerek, kullanım alanına göre değişiklik gösteren kanat profillerinde optimum profil seçimi konusunda faydalı bilgiler önerilecektir.

Naca 0012 ve Clark-Y profilleri; 0.4 Mach Sayısında, 0° ve 6° hücum açılarındaki sonuçlar ile RAE 2822 ve Whitcomb kanat profillerinin 0.8 Mach Sayısında, 0° ve 6° hücum açılarındaki sonuçlar aerodinamik katsayılar, hız dağılımı, sıcaklık dağılımı ve basınç katsayısı bakımından irdelenmiştir.

Taşıma kuvveti ile doğru orantılı olan taşıma katsayısının Clark-Y kanat profilinde simetrik kanat profiline oranla daha yüksek olduğu görülmektedir. Aynı hız ve hücum açılarında Whitcomb kanat profili RAE kanat profiline oranla daha yüksek taşıma katsayısına sahiptir. 6º hücum açısında Clark-Y' nin maksimum sıcaklık ile minimum sıcaklık farkı NACA 0012' ye oranla daha fazladır. Düşük hücum açılarında RAE kanat profilinde şok dalgası olurken Whitcomb kanat profilinde oluşmamaktadır. Clark-Y kanat profilinde yüzeyler arasındaki basınç farklılıkları simetrik kanat profiline oranla çok fazladır.

Anahtar Kelimeler: Aerodinamik, Aerodinamik Katsayılar, Kanat Profili, HAD, Hücum Açısı

INVESTIGATION OF SUBSONIC FLOW AROUND THE AIRFOIL

Ziya DOĞAN

Erciyes University, Graduate School of Natural and Applied Sciences
M.Sc. Thesis, May 2008
Thesis Supervisor: Assoc. Prof. Dr. Nafiz KAHRAMAN

ABSTRACT

In this study, changing of the fluid that is around the airfoil is investigated in free stream area. Lots of numerical result are found at different angle of attack and Mach number, and provided to the literature. Using Computational Fluid Dynamics (CFD), detailed information is got about the flow around the airfoil, useful information will be suggested about the choice of optimum airfoil that is changing with using area.

Result of NACA 0012 and Clark-Y that 0.4 Mach number in 0° and 6° angle of attack and result of RAE 2822 and Whitcomb that 0.8 Mach number in 0° and 6° angle of attack that is investigated as aerodynamic coefficient, distribution of speed, distribution of temperature and coefficient of pressure.

Lifting coefficient that is directly proportional to the lifting force is seen that Clark-Y's lifting coefficient is bigger than symmetric airfoil's lifting coefficient. Whitcomb airfoil's lifting coefficient is higher than RAE's lifting coefficient in same Mach number and same angle of attack. Clark-Y's difference of the maximum temperature and minimum temperature is higher than NACA 0012's difference of the maximum temperature and minimum temperature in 6° angle of attack. Shock wave is seen at RAE airfoil in low angle of attack, although it is not seen at Whitcomb airfoil. Difference of pressure between the surfaces is higher at Clark-Y airfoil than at NACA 0012.

Keywords: Aerodynamic, Coefficient of Aerodynamic, Airfoil, CFD, Angle of Attack

İÇİNDEKİLER

KABUL VE ONAY SAYFASI i
TEŞEKKÜR ii
ÖZET iii
ABSTRACT iv
KISALTMALAR VE SİMGELER viii
TABLOLAR LİSTESİ x
ŞEKİLLER LİSTESİ xi
1. BÖLÜM 1
1.1 Giriş 1
2 BÖLÜM 5
KANAT PROFİLLERİ 5
2.1. Giriş 5
2.2. Literatür Araştırması 6
2.3. Kanat Profili Terminolojisi 11
2.3.1. Profil şekilleri ve aileleri 11
2.3.2. Profillerin Aerodinamik Özellikleri 12
2.4. Kanat Profili Etrafındaki Hava Akışı 12
2.4.1. Aerodinamik Kesit Teorisi 13
2.5. Sınır Tabaka 14
2.6. Kanat Profiline Etki Eden Kuvvetler 15
2.6.1. Kaldırma Kuvveti 16
2.6.2. Ağırlık 17
2.6.3. İleri Çekici Kuvvet 17
2.6.4. Sürüklenme Kuvveti 17
2.6.5. Yunuslama Momenti 18
2.6.6. Hücum Açısı 18
2.6.7. Kaldırma Kuvveti ve Sürüklenme Kuvvetinin Etkileri 19
2.6.8. Kaldırma Kuvveti/Geri Sürükleme Kuvveti Oranı 20
2.7. Basınç Dağılımı 21
2.7.1. Basınç Dağılımından Aerodinamik kuvvetlerin Elde Edilmesi 22

2.8. Sıkıştırılmış ve Sıkıştırılamaz Akış 24
2.8.1. Mach Sayısı 25
2.8.2. Subsonik Sıkıştırılmaz Akış 26
2.8.3. Süpersonik Sıkıştırılabilir Akış 26
2.8.4. Transonik Akış 27
3. BÖLÜM 30
HESAPLAMALI AKIŞKANLAR MEKANİĞİ (HAD) 30
3.1. Temel Denklemler 31
3.1.1. Korunum Denklemleri 31
3.1.2. Genel Skala Özelliklerinin Korunumu 32
3.1.3. Türbülanslı Akışın Modellenmesi 32
3.2. Navier-Stokes Denklemleri 35
3.2.1. Kartezyen Koordinatlarda Navier-Stokes Denklemleri 36
3.2.2. Silindirik Koordinatlarda Navier-Stokes Denklemleri 36
4. BÖLÜM 38
KANAT PROFİLLERİNİN MODELLENMESİ 38
4.1. Giriş 38
4.2. Problemin Tanımı 39
4.3. Fiziksel Özellikler 42
4.4. Sınır Şartları 43
4.5. Çözüm Yöntemleri 43
4.6. Boyutsuz Parametreler 44
5. BÖLÜM 45
SAYISAL ÇÖZÜMLER VE İRDELEME 45
5.1. Aerodinamik Katsayılar 47
5.2. Sıcaklık Dağılımları 55
5.3. Hız Dağılımları 61
5.4. Basınç Katsayısı 65
5.5. Modellerin Karşılaştırılması 72
5.5.1. Aerodinamik Katsayılar 72
5.5.2. Sıcaklık Dağılımları 73
5.5.3. Hız Dağılımları 74
6. BÖLÜM 77

SONUÇLAR VE ÖNERİLER 77
KAYNAKLAR..... 81
ÖZGEÇMİŞ..... 84

KISALTMALAR VE SİMGELER

a	Ses hızı
c	Veter
C_D	Sürüklenme Katsayısı
C_L	Taşıma Katsayısı
C_M	Moment Katsayısı
D	Sürüklenme Kuvveti
L	Taşıma Kuvveti
HAD (CFD)	Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği
Cp	Basınç Katsayısı
dx	Her bir elemanın uzunluğu
dA	yüzey alanı
F	Dış kuvvetler
g	Yerçekim ivmesi
M	Mach Sayısı
$\dot{m}$	Kütlesel debi
P	Statik basınç
P_{ref}	Referans Basınç
RSM	Reynolds Gerilme Modeli
T	Sıcaklık
u, v, w	x, y ve z yönlerindeki hız alanı bileşenleri
x, y, z	Kartezyen koordinat sistemi
ρ	Yoğunluk
μ	Dinamik viskozite
υ	Kinematik viskozite
Γ	Katsayı
∇	Laplasyen operatörü
α	Hücum Açısı
V	Hız
τ_{ij}	Viskoz gerilme tensörü
$J_{j'}$	j' türünün akısı
k	Karışımın ısıl iletkenliği

S_h	Yayılma fazıyla ısı değişimi yüzünden entalpi kaynağı terimi
μ_t	Türbülans viskozitesi
δ_{ij}	Kroneker delta sensörü
u_i, u_j	Ana hızlar
u_i', u_j'	Dalgalanan hızlar
k	Türbülanslı kinetik enerji
$C_{1\varepsilon}, C_{2\varepsilon}$	Ampirik sabitler
$\sigma_k, \sigma_\varepsilon$	Prandtl sayıları
G_k	Ana akıştan k' nın üretimi

TABLOLAR LİSTESİ

Tablo 3. 1. k-ε Modelde Kullanılan Ampirik Sabitler. 35

Tablo 5. 1. Naca0012 ve Clark-Y İçin Profil Etrafındaki Sıcaklık Değerleri..... 73

Tablo 5. 2. RAE ve Whitcomb İçin Profil Etrafındaki Sıcaklık Değerleri. 74

Tablo 5. 3. Naca0012 ve Clark-Y İçin Profil Etrafındaki Hız Değerleri. 75

Tablo 5.4. RAE ve Whitcomb İçin Profil Etrafındaki Hız Değerleri..... 76

ŞEKİLLER LİSTESİ

Şekil 2.1. Temel Kanat Profili Geometrisi. 11

Şekil 2.2. Aerodinamik Kesit Boyunca Hava Akışı. 13

Şekil 2.3. Sınır Tabakası. 15

Şekil 2.4. Uçuşta Bir Uçağın Bütününe Etki Eden Kuvvetler. 16

Şekil 2.5. Aerodinamik Kesite Etki Eden Kaldırma Kuvveti. 17

Şekil 2.6. Hücum Açısına Karşılık Gelen Sürükleme ve Kaldırma Kuvveti Katsayıları. 19

Şekil 2.7. Kaldırma Kuvveti - Sürükleme Kuvveti İlişkisi. 19

Şekil 2.8. Kaldırma Sürükleme Kuvvetleri Arasındaki Oranlar. 21

Şekil 2.9. Aerodinamik Kuvvetlerin Yüzeye Etkisi. 22

Şekil 2.10. Subsonik ve Süpersonik Akışı Paternlerinin Karşılaştırılması. 25

Şekil 2.11. Normal şok dalgasının şekli. 28

Şekil 4.1. Dairenin Türbülans Yoğunluğu Değişimi. 38

Şekil 4.2. Elipsin Türbülans Yoğunluğu Değişimi. 39

Şekil 4.3. Kanat Profilinin Türbülans Yoğunluğu Değişimi. 39

Şekil 4.4. Naca0012 (Simetrik) Kanat Profili. 40

Şekil 4.5. Clark-Y (Kambur) Kanat Profili. 40

Şekil 4.6. Whitcomb (Süperkritik) Kanat Profili. 41

Şekil 4.7. RAE (Transonik) Kanat Profili. 41

Şekil 4.8. Clark-Y Kanat Profilinde Modellenen Serbest Akım Bölgesi. 42

Şekil 5.1. Naca 0012 kanat profili için Abbott ve Doenhoff ile tez çalışmasındaki C_L değerinin karşılaştırılması. 46

Şekil 5. 2. Naca 0012 kanat profili için Abbott ve Doenhoff ile tez çalışmasındaki C_D değerinin karşılaştırılması 46

Şekil 5.3. Naca 0012 kanat profili için Abbott ve Doenhoff ile tez çalışmasındaki C_D değerinin karşılaştırılması. 47

Şekil 5.4. NACA0012 (Simetrik) Kanat Profiline ait Aerodinamik Katsayılar ve Taşıma/ Sürüklenme Kuvveti Oranı..... 48

Şekil 5.5. Clark-Y Kanat Profiline Ait Aerodinamik Katsayılar Ve Taşıma/ Sürüklenme Kuvveti Oranı..... 49

Şekil 5.6. RAE Kanat Profilinin Kaldırma Katsayısı Değişimi. 50

Şekil 5.7. Whitcomb Kanat Profilinin Kaldırma Katsayısı Değişimi. 51

Şekil 5.8. RAE Kanat Profilinin Sürüklenme Katsayısı Değişimi. 52

Şekil 5.9. Whitcomb Kanat Profilinin Sürüklenme Katsayısı Değişimi. 52

Şekil 5.10. RAE Kanat Profilinin Moment Katsayısı Değişimi. 53

Şekil 5.11. Whitcomb Kanat Profilinin Moment Katsayısı Değişimi. 53

Şekil 5.12. RAE Kanat Profilinin Kaldırma Ve Sürüklenme Oranı Değişimi. 54

Şekil 5.13. Whitcomb Kanat Profilinin Kaldırma ve Sürüklenme Oranı Değişimi. 54

Şekil 5.14. Naca 0012 Profili 0.8 Mach Sayısında 0° Ty Değeri. 55

Şekil 5.15. Naca 0012 Profili 0.8 Mach Sayısında 8° Ty Değeri. 56

Şekil 5.16a. Naca 0012 Profili 0.4 Mach Sayısında 0° Hücum Açısında Sıcaklık Dağılımı. 57

Şekil 5.16b. Naca 0012 Profili 0.4 Mach Sayısında 6° Hücum Açısında Sıcaklık Dağılımı. 57

Şekil 5.17a. Clark-Y Profili 0.4 Mach Sayısında 0° Hücum Açısında Sıcaklık Dağılımı. 58

Şekil 5.17b. Clark-Y Profili 0.4 Mach Sayısında 6° Hücum Açısında Sıcaklık Dağılımı. 58

Şekil 5.18.a. RAE Profili 0.8 Mach Sayısında 0° Hücum Açısında Sıcaklık Dağılımı.. 59

Şekil 5.18.b. RAE Profili 0.8 Mach Sayısında 6° Hücum Açısında Sıcaklık Dağılımı.. 59

Şekil 5.19.a. Whitcomb Profili 0.8 Mach Sayısında 0° Hücum Açısında Sıcaklık Dağılımı. 60

Şekil 5.19.b. Whitcomb Profili 0.8 Mach Sayısında 6° Hücum Açısında Sıcaklık Dağılımı. 60

Şekil 5.20.a. Naca 0012 Profili 0.4 Mach Sayısında 0° Hücum Açısında Hız Dağılımı. 61

Şekil 5.20.b. Naca 0012 Profili 0.4 Mach Sayısında 6° Hücum Açısında Hız Dağılımı. 61

Şekil 5.21.a. Clark-Y Profili 0.4 Mach Sayısında 0° Hücum Açısında Hız Dağılımı. ... 62

Şekil 5.21.b. Clark-Y Profili 0.4 Mach Sayısında 6° Hücum Açısında Hız Dağılımı. ... 62

Şekil 5.22.a. RAE Profili 0.8 Mach Sayısında 0° Hücum Açısında Hız Dağılımı. 63

Şekil 5.22.b. RAE Profili 0.8 Mach Sayısında 6° Hücum Açısında Hız Dağılımı. 63

Şekil 5.23.a. Whitcomb Profili 0.8 Mach Sayısında 0° Hücum Açısında Hız Dağılımı. 64

Şekil 5.23.b. Whitcomb Profili 0.8 Mach Sayısında 6° Hücum Açısında Hız Dağılımı. 64

Şekil 5.24. Simetrik Kanat Profili için 0.1 Mach' dan 0.6 Mach'a Kadar Cp' nin Hücum Açısıyla değişimi.....66

Şekil 5.25. Clark-Y Kanat Profili için 0.1 Mach' dan 0.6 Mach'a Kadar Cp' nin Hücum Açısıyla Değişimi.....67

Şekil 5.26.a. Naca 0012 Profili 0.4 Mach Sayısında 0° Hücum Açısında Basınç Katsayısı Dağılımı..... 68

Şekil 5.26.b. Naca 0012 Profili 0.4 Mach Sayısında 6° Hücum Açısında Basınç Katsayısı Dağılımı..... 68

Şekil 5.27.a. Clark-Y Profili 0.4 Mach Sayısında 0° Hücum Açısında Basınç Katsayısı Dağılımı. 69

Şekil 5.27.b. Clark-Y Profili 0.4 Mach Sayısında 6° Hücum Açısında Basınç Katsayısı Dağılımı. 69

Şekil 5.28.a. RAE Profili 0.8 Mach Sayısında 0° Hücum Açısında Basınç Katsayısı Dağılımı. 70

Şekil 5.28.b. RAE Profili 0.8 Mach Sayısında 6° Hücum Açısında Basınç Katsayısı Dağılımı. 70

Şekil 5.29.a. Whitcomb Kanat Profili 0.8 Mach Sayısında 0° Hücum Açısında Basınç Katsayısı Dağılımı..... 71

Şekil 5.29.b. Whitcomb Kanat Profili 0.8 Mach Sayısında 6° Hücum Açısında Basınç Katsayısı Dağılımı..... 71

1. BÖLÜM

1.1 Giriş

Çok uzun yıllardan beri insanoğlu uçmak için girişimlerde bulunmuştur. Bu konu ile ilgili gerek kuşların kanatlarını taklit ederek yapılan deneyler, gerek teorik çalışmalar, havadan ağır bir cismin uçabilmesi için ona çarpan hava akımının bir taşıma kuvveti sağlaması gerektiğini ortaya koymuştur. Bu çalışmalar, havacılığın gelişmesi ile birlikte bir bilim dalına dönüşmüştür.

Hava veya benzeri diğer gazların hareketi ile ilgilenen ve bu hareketler esnasında oluşan kuvvetleri hesaplayan bilim dalına aerodinamik denir. Aerodinamik daha genel bir bilim dalı olan akışkanlar mekaniğinin bir dalıdır. Akışkan, bir dış kuvvet tesiri altında kaldığında, o kuvvetin büyüklüğü ile orantılı şekil değiştirme hızına sahip madde olarak tanımlanabilir. Akışkanlar mekaniği ve termodinamik denklemler ile, akışkan özellikleri (sıcaklık, basınç, yoğunluk,...), hareketin özellikleri (hız, ivme,...) arasındaki ilişki kurularak, cismin üzerine etkiyen kuvvet, moment ve enerji tahmin edilir.

Aerodinamik çalışmalarda; uçuş denemeleri, balistik tüneller, yol denemeleri ve rüzgâr tünelleri gibi çeşitli deneysel yöntemler kullanılır. Bunlar yapılan tasarımların uygunluk bakımından izlenip, geliştirilmesine de olanak sağlamaktadırlar. Uçak, helikopter, paraşüt, balon gibi hava taşıtları ile otomobil, kamyon, otobüs, motosiklet gibi kara taşıtlarının aerodinamik özelliklerinin incelenmesi, özellikle yüksek binaların hava akımına etkilerinin bulunması, çanak anten, kule, köprü, şemsiye, kask gibi cisimlerin hava ile etkileşimlerinin bulunması, fırtına ortamında dayanımlarının incelenmesi gibi pek çok çalışma alanı aerodinamiğin sahasına girmektedir.

Hava aracının, havada tutunmasını sağlayan bir taşıma kuvvetine ihtiyacı vardır. Bu taşıma kuvvetinin esas kaynağı uçağın yüzeyleri üzerindeki hava akımıdır. Uçak hava

içerisinde hareket ederken, uçağın şekli sebebiyle üzerinde oluşan basınç dağılımı sayesinde uçağın havada tutunabilmesi sağlanmış olur.

Bir uçağın, hizmet ettiği alana uygun ve ekonomik şekilde çalışması gerekir. Aşağıdaki maddeler uçağın uçmasını sağlayan faktörlerdir.

- Uçağın havada tutunmasını temin edecek uygun bir sistemi bulunmalıdır.
- Uçağın yapısı yapacağı işe uygun olmalıdır.
- Yeterli bir tahrik sistemine sahip olmalıdır.
- Uygun ve yeterli bir kontrol sistemine haiz olmalıdır.
- Uçak, gerekli denge özelliklerini yapısında bulundurmalıdır.
- Görevini mümkün olduğu kadar ekonomik bir şekilde yapabilmesi için gerekli tüm özelliklere haiz olmalıdır.

Bir uçağın hava içerisindeki davranışını, uçağa etkiyen dış kuvvetler belirler. Bunlar ağırlık, atalet kuvvetleri, itki kuvvetleri ve diğerleri kadar önemli olan dış aerodinamik yükler olarak belirtilebilir. Aerodinamik yükleri iki farklı yoldan elde etmek mümkündür. Bunlardan birisi rüzgar tünellerinde modeller üzerinde veya uçuş esnasında uçak üzerinde gerçekleştirilen deneysel ölçmeler, diğeri ise teorik çalışmalardır. Deneysel çalışmalar dinamik benzerlik şartlarını gerçekleştirmek kaydıyla oldukça kesin sonuçlar verebilir. Ancak pahalı ve çok zaman alıcıdır. Teorik çalışmalar ise her ne kadar deneysel çalışmalar kadar emin sonuçlar vermese de daha düşük maliyet ve zaman tasarrufu nedeniyle deneysel çalışmaların sayısını azaltma yönünde iyi bir destek olarak düşünülür. Teorik çalışmalar arasında son kırk yılda giderek gelişen Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği (HAD) yöntemleri ön plana çıkmıştır. HAD yöntemleri karmaşık yapılar etrafındaki akış alanları hakkında çok daha düşük maliyet ve iş gücü kullanılarak ön bilgi edinmek ve deneysel çalışmaları en aza indirmek için etkin bir şekilde kullanılmaktadır.

Yeni bir uçağın tasarımına veya mevcut bir uçağın geliştirilmesine yönelik çalışmalar yapılırken ortaya çıkacak geometrinin aerodinamik yüklere etkisinin bilinmesi çok önemlidir. Havacılığın başlangıcından günümüze gelinceye kadar, dış aerodinamik

yüklerin tespiti konusunda sayılamayacak miktarda çalışma gerçekleştirilmiş olup bu tip çalışmalar halen devam etmektedir.

Uçaklar için aerodinamik karakteristikler, Sürükleme Katsayısı (C_D), Taşıma Katsayısı (C_L), Moment Katsayılarının (C_M) büyüklüğü ile ifade edilir. Söz konusu katsayılar değiştikçe uçağın dengesi, hızlanması, hareketi gibi bir çok özelliklerinde iyileşme görülür. Harcayacağı enerji miktarın da azalma olacağından yakıt sarfiyatında önemli bir azalma gözlenir. Bu nedenle aerodinamik karakteristikler, üreticiler için önemli bir rekabet alanı olduğu kadar, ülke ekonomisi açısında da önemlidir.

Havacılıkta doğru kanat profilinin seçilmesi çok önemlidir. Kanat profilinin yapısı sayesinde aerodinamik kuvvetler değişmektedir. Jet uçaklarında kullanılan kanat profili ile ilaçlama uçaklarındaki kanat profilleri birbirinden farklı yapıdadır. Bu fark kanat profili üzerindeki geometrik şekil değişiminden kaynaklanmaktadır.

Bir kanat profilinin taşıma kuvveti, veter ekseni ile gelen hava hızı doğrultusundaki açının (hücum açısı) artmasına bağlıdır. Ancak hücum açısının öyle bir değeri vardır ki burada taşıma kuvveti maksimum değerine ulaşır ve ondan sonra hücum açısı daha da arttırılırsa taşıma artmadığı gibi aksine aniden düşer ve kanat aşırı türbülansa yani stola (perdövites) girer. Geliştirilmiş en iyi profillerde maksimum taşıma katsayısı 1.4 ile 1.5 arasındadır ve hücum açısı yaklaşık 10-15 derece arasında değişmektedir. Oysa taşıma katsayısı kalkış ve iniş halinde yeterli değildir.

Yüksek hızlı uçaklarda, iniş hızı da belli bir limitin altında olamayacağından ve bu hızda dahi uçağın ağırlığını karşılayacak taşıma kuvveti meydana getirmek mümkün olamayacağı için tek çare taşıma katsayısını büyütmektir. Taşıma katsayısını büyütebilmek için, firar kenarı ve hücum kenarı flabı kullanmaktır. Bu flapların aşağı doğru saptırılması ile kanadın izafi hücum açısı çok büyümüş olur ve stola girmeden taşıma katsayısı iki buçuk katına kadar arttırılabilir.

Bir uçağın tasarımında veya mevcut bir uçağın geliştirilmesine yönelik çalışmalar yapılırken ortaya çıkan geometrinin aerodinamik yüklere etkisinin bilinmesi çok önemlidir. Yüksek hızlı uçuşlar için özellikle pozitif ve ters yönlü manevralarda stol

öncesi ve sonrası yüklerin bilinmesi önemlidir. Kanat profili etrafında oluşan hava akımı, uçağın denge özelliğini ve yapıyı bozabilecek şekilde olabilir. Havada hareket eden ya da bir hava akımının etkisinde kalan her türlü araç ve yapıların üzerine, aerodinamik kuvvet ve momentler etki eder. Bu kuvvet ve momentlerin bulunması, akım şeklinin ve yapısının belirlenmesi, tasarım açısından büyük önem taşır.

Bu tez çalışmasında, farklı uçak kanat profilleri nümerik olarak modellenerek, serbest akım bölgesindeki akış özellikleri ile oluşan aerodinamik katsayıların değişimi, akım çizgileri, basınç dağılımları, serbest akım bölgesinde değişen hız ve sıcaklık ile aerodinamik performans incelenmiştir. Bu çalışmada, Akbari' nin "Simulation of dynamic stall for a NACA 0012 airfoil using a vortex method " isimli çalışmasına benzer olarak Abbott ve Doenhoff' un Naca-0012 kanat profilinde deneysel çalışmalar sonucu bulduğu aerodinamik katsayılar, bu tez çalışmasındaki değerlerle karşılaştırılarak kullanılan model ve ağ yapısının doğrulu ispatlanmıştır.

2 BÖLÜM

KANAT PROFİLLERİ

2.1 Giriş

1744 yılında akışkan ortamdaki cisimler üzerinde çalışan D'Alembert, cisim üzerine etki eden bir direncin varlığını görüyor ancak bunun nedenini açıklayamıyordu. D'Alembert paradoksu olarak bilinen bu durum, akışkan moleküllerinin cisimler arasındaki sürtünme direncinden kaynaklanıyordu. Büyüklükleri cismin geometrisine göre değişen kuvvet ve momentleri oluşturuyordu. Akışkanın hava olduğu bir ortamda cisim üzerine etki eden bu kuvvet ve momentler aerodinamik kuvvet ve moment olarak adlandırılır.

Bir uçağın, havada belli bir irtifada tutunabilmesi için ağırlığını dengeleyen, taşıma kuvvetini meydana getiren ana elemanına kanat denir. Bir uçak her zaman düzgün ve doğrusal hareket yapmaz. Bazen ağırlığa eşit bir taşıma yeterli gelirken, bazen de özellikle kalkış ve tırmanış safhalarında büyük taşıma kuvvetlerine ihtiyaç duyar. Aynı şekilde, sürüklenme, hareket sırasında istenmeyen bir kuvvettir. Fakat iniş sırasında hızı kesmek için gereklidir. Bunu arttırıcı tedbirlerin alınabilmesi lazımdır. Benzer olarak, uçak yüksek hızda uçarken ağırlığı taşımaya yetecek taşıma kuvveti meydana getirmek kolaydır. Ancak çok düşük hızlarda, uçağı havada tutmak daha zor olur. Uçağı havada tutabilmek için taşıma katsayısının büyütülmesi gerekir. Uçağın havadaki hareketleri için kanatların arkasına flap denen kanadın kamburluğunu, eğriliğini, dolayısıyla hücum açısını artıran sistemler, kanat arkasında ve uca yakın monte edilmiş kanatçıklar, kanat üst yüzeyinde, gerektiğinde açılan aerofrenler, akımı kanalize eden çıkıntılar kanada monte edilirler. Kanat bunlarla beraber bunların yardımcı sistemlerini de taşır.

Kanat üzerinde pozitif hücum açılarında, kamburlu kanat profillerinin kanat üst yüzeyindeki hava hızı, alt yüzeye oranla daha yüksek olmaktadır. Bunun neticesinde hız

ve basıncın ters orantısından, kanat alt yüzeyinde üst yüzeye göre daha yüksek bir basınç dağılımı oluşmaktadır.

Kanat, kesit ve duruşu ile kendisinin ve uçağın diğer elemanlarının, yakıt ve yükün ağırlığını, her türlü uçuş halinde havada dengeleyebilecek kadar taşıma meydana getirebilmeli, kök kesitinde maksimum olan kesme kuvveti ve eğilme momentine dayanabilmelidir. Kanadın kendi ağırlığı ile yakıt gibi ağırlıklar tamamen ve kısmen yayılı yük, motor, iniş takımı, bomba, kanat ucu yakıt tankı gibi bazı ağırlıklar münferit yük şeklinde tesir eder. Bunların yönü daima aşağı doğrudur. Kanatta meydana gelen aerodinamik yük ise, hıza dik doğru olup, eğer uçak düz uçuş halinde ise tam ağırlığa zıt istikamette ve yukarı doğrudur.

2.2 Literatür Araştırması

Bu konu ile ilgili yapılan çalışmalar havacılığın doğuşu ile başlamıştır. Ancak son yıllarda HAD' ın gelişmesi ile bu konu üzerine literatürde çok fazla çalışma yapılmıştır.

Oleskiv ve ark. yaptıkları çalışmada [1] Kanada' da 3m x 6 m deney odası kesitine sahip açık devreli bir rüzgar tünelinde bir uçağın kalkış esnasında buzlanmaya maruz kalmasını, deney ortamında ve bilgisayar ortamında yaparak karşılaştırılmasını yapmışlardır. Bu çalışmada alınan sonuçlara göre aerodinamik performansı etkileyen buzlanma kontrol altına alınabilmiştir.

Ellis ve ark. [2], taşıma uçakları ve genel hava araçlarında, kalkış esnasında buzlanmış aracın ve buzlanmamış araçların aerodinamik performanslarını rüzgar tünellerinde yaptıkları testlerle karşılaştırmışlar ve bu çalışma sonunda buzlanmış profillerin aerodinamik yapısının ve pürüzlülüğün değişmesi sonucu profilde aerodinamik katsayıların olumsuz yönde değiştiğini görmüşlerdir.

Özdemir ve Onbaşıoğlu [3], F-4 Phantom II uçağında kanat kök profili olarak kullanılan NACA 0006 profili Spalart-Allmaras ve k-ε türbülans modelleri ile sırayla 0.4, 0.6 ve 0.8 Mach Sayılarında; 0, 2, 4, 6 ve 8 derecelik hücum açılarında FLUENT® ticari yazılımı kullanılarak analiz edilmiştir. Elde edilen veriler daha önce NACA tarafından rüzgar tünelleri kullanılarak elde edilen deneysel verilerle karşılaştırılmıştır.

Evangelista ve ark. [4] düşük reynolds sayılarında yaptıkları aerodinamik incelemeleri rüzgar tünellerinde test ederek doğrulamışlardır.

Hamdani ve Sun [5], NACA 0012 kanat profilinin kararsız hareketi ve düşük reynolds sayılarında aerodinamik kuvvetleri ve akış yapısını Navier-Stokes denklemleriyle nümerik olarak çalışmıştır. Bu hareketler kanat profilinin serbest akım bölgesindeki hızının artması ve azalmasını incelemiştir. Bu çalışma gösteriyor ki düşük reynolds sayılarında kanat profilinin bir hızdan diğer bir hıza aniden hızlanması büyük aerodinamik kuvvetleri doğmasına sebep olduğunu göstermiştir.

Alonso ve ark. [6] yüksek taşıma kuvveti oluşturmak için farklı kanat profilleri arasında dizayn optimizasyonu yaparak şu sonuçları elde etmiştir. C_L' nin maksimum, C_D' nin minimum, dolayısıyla L/D' nin maksimum olduğu kanat profili RAE2822 olarak tespit etmişlerdir. Bu tez çalışmasında da RAE2822 kanat profilinin seçilmesi Alonso ve arkadaşlarının yaptıkları çalışmanın sonucudur.

Dennis ve ark. [7], ses altı ve transonik hızlarda basınç dağılımının performansa etkisini incelemişler ve şu sonuçlara ulaşmışlardır. Kanat modifikasyonu yapılırken ses altı hızlarda maksimum taşıma katsayısına 0.3 ve 0.4 Mach Sayısında ulaşırken, transonik hızlarda maksimum taşıma katsayısına Mach Sayısı 0.725 ile 0.9 arasında ulaşmışlardır.

Dam ve ark. [8], ticari havacılık piyasasında ekonominin önemli olması ile ilgili yaptıkları çalışmada, imal ettikleri kanat profilinin flabındaki sehim miktarının değişimi ile ilgili yaptıkları testler de şu sonuçlara ulaşmışlardır. HAD analizi ile yapılan çalışmalarla fines olarak bilinen L/D oranının 2 boyutlu flap hareketleri ile değiştiğini bunun da zaman ve para kaybını önlediğini bulmuşlardır. Bu çalışma 2 boyutlu flap hareketlerinde uygulanmış olup sonuçların 3 boyutlu problemlerde farklılık gösterebileceği söylenmiştir.

Iqbal [11], tarafından 2004 yılında yapılan çalışmada; çapraz akımdaki klasik bir küt cisim olan dairesel silindirin etrafındaki akım alanı incelenerek,

- Silindir üzerindeki basınç dağılımını ölçmek, kaldırma ve sürükleme

katsayılarının hesaplanması,

- Momentum denklemini sürüklemeye neden olan iz hız profillerinin ölçümü,
- Re sayısına bağlı olarak oluşan girdap kopma frekansının deneysel ölçümü

çalışmaları yapılmıştır.

Gregory ve ark. [12], hesaplamalı akışkanlar dinamiği üzerine yaptıkları çalışmada, aerodinamik problemlerin araştırılması sırasında geleneksel deneysel metotlarla HAD çalışmalarının karşılaştırılmasında HAD' ın bazı avantajlarını sunmuşlardır. HAD'ın öncelikle; rüzgar tünellerinin olmadığı, örneğin, atmosferi geçen araçların karşılaştığı akış alanı sıcaklıklarını veya yüksek Mach Sayılarını eşzamanlı olarak simüle edebilecek akış rejimleri için akış alanlarının tahmin edilmesinde kullanılabileceğini göstermiştir. Ayrıca; HAD çalışmaları Reynolds sayılarının değişimi için hemen hemen sınırsız bir aralıkta çalışmaya izin verirler, ki sayısal modellerde Reynolds sayısının kolayca değiştirilebilmesine imkan verdiğini tespit etmişlerdir.

Filippone [13], bir helikopter gövdesi etrafındaki akım alanının ve üstündeki basınç dağılımının, helikopterin tutunma ve ileri uçuş durumlarında FLUENT® yardımıyla hesaplanması ve deneysel sonuçlarla kıyaslayarak çözüm doğruluğunun sınanması konusunda çalışmıştır.

Koçyiğit ve Ünal [14], helikopter gövdesi etrafında oluşan aerodinamik katsayıları ve yükleri FLUENT® yardımıyla hesaplamışlardır. Hesaplamalarda RNG k-ε türbülans modeli kullanılmıştır.

Bak ve ark. [15], NACA 63-415 kanat profili ile bunun modifiyeli halinin akış karakteristiklerini teorik ve deneysel olarak rüzgar tüneli sayesinde karşılaştırmışlardır. Rüzgar tünelinde yapılan ölçümler sayesinde aerodinamik özellikleri elde etmişler ve geliştirilmiş kanat profili şeklinin kaldırma katsayını daha çok artırdığını gözlemlemişlerdir.

Luo ve ark. [16], çalışmalarında rüzgar tünelinde deneysel olarak çalışmış, kanat profillerini hesaplamalı akışkanlar dinamiği ile simüle ederek karşılaştırmışlardır.

Berton ve ark.[17], salınım hareketi yapan kanat profili etrafındaki akışı incelemişlerdir.

Atik ve ark. [18], geliştirilen hava taşıtları tasarımında, aerodinamik analizlerin en etkin ve doğru şekilde yapabilmesi için sayısal analizlerde kullanılabilecek en uygun yazılımın seçilmesinin önemli olduğunu tespit etmişlerdir. Atik ve arkadaşlarının çalışmasının amacı, TUBİTAK SAGE ‘de bulunan ve sayısal aerodinamik analizler için kullanılan, ticari ve kurum içinde geliştirilmiş yazılımların yeteneklerinin tespit edilerek yazılımlarının güçlü ve zayıf noktalarının belirlenip ilerde yapılacak aerodinamik analizler için en uygun yazılımın seçilebilmesi ve iş kayıplarının önlenmesidir.

Addy ve ark. [19], buzlanmış kanat profilinin üzerinde rüzgar tünelinde testler yaparak buzlanmış kanat profilinin kaldırma, sürüklenme ve moment katsayılarının nasıl değiştiğini ve buzlanmış kanat profilinin aerodinamik performansa etkisini incelemişlerdir.

Cebeci ve ark. [20], tek parçalı kanat profili ile düşük ve orta ölçekli reynolds sayılarında sürüklenmenin hesaplanması için Cebeci-Smith türbülans modellerini kullanarak maksimum taşıma katsayısının önceden belirlenmesi ile ilgili çalışmışlardır. Sonuçlar basınç dağılımı taşıma ve sürüklenme katsayıları cinsinden grafik olarak sunulmuştur. Sıkıştırılabilirliğin ve türbülans modelinin stall üzerindeki etkisi ile ilgili sonuçlar elde etmişlerdir.

Shan ve ark. [21], 4˚ hücum açısında ve 100.000 reynolds sayısında bir serbest akım bölgesinde bulunan NACA 0012 profili etrafındaki akış ayrılması, vorteksler, türbülans ve sınır tabakayı simülasyonla göstermişlerdir. Vortekslerdeki serbest kayma tabakası ile Kelvin–Helmholtz değişkenine katkıda bulunmuşlardır.

Agarwal ve Vadillo [22], nümerik simülasyon ile aktif sınır tabaka kontrolünü transonik akışta NACA 0012 profili üzerinde çalışarak 0.8 Mach 1° hücum açısı ve 3 x 106 reynolds sayısında basınç dağılımı ile Mach Sayısı değişimini grafiksel olarak bulmuşlardır.

Lee ve Gerontakos [23], sürekli olmayan sınır tabaka ve stall durumlarının meydana geldiği salınım hareketi yapan NACA 0012 profilini modelleyerek aerodinamik performansını incelemişlerdir. Bu çalışmada alınan sonuçlara göre salınım açısı 10° den küçük halde laminer, geçiş ve firar kenarında ayrılma görülmüştür.

Grosche [24], küt cisimler etrafında iz bölgesindeki sürüklemeyi, otomobillerin arka kısımlarında ki sürüklemenin azaltılması ve akım ayrılmasını ihmal ederek aktif akış kontrolü yapmışlardır.

Dogan ve Genç [25], Clark-Y ve simetrik Naca 0012 kanat profillerini modelleyerek farklı hız ve hücum açılarında çözümler elde etmişlerdir. Çalışmanın amacı, geometrik değişikliğin serbest akım bölgesindeki profiller etrafındaki akışa etkisidir. Havacılıkta çok büyük öneme sahip olan aerodinamik dizaynın akışa etkisi hakkında yorumlarda bulunmuşlardır.

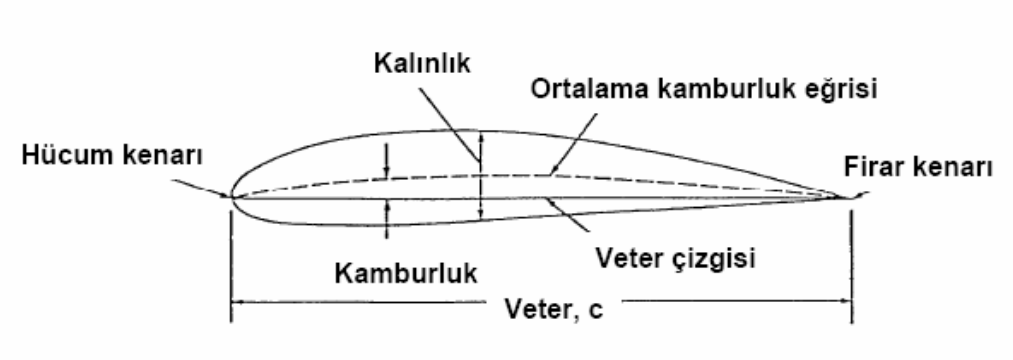
Pope [26], Spalart–Allmaras modelinin gelişimi bağlamında önceki çalışmaların takdir edilmesi önemlidir, çünkü birbirini takip eden her çalışma türbülansın daha iyi anlaşılmasını sağlamış ve bir öncekinin olumsuzluğunu gidermiştir. Eğer; doğruluk modellerin gelişimi ve uygulanmasının seçiminde tek kriter olsaydı, seçim doğal olarak daha yüksek mertebedeki tanımlar ve çalışmalar yönünde olurdu. Ancak kullanım kolaylığı ve maliyet kriterleri daha basit modellerin gelişiminde önemli etkenler olmuşlardır. Bu yüzden her seviyedeki çalışma için, amaç en iyi olası modeli ortaya çıkarmaktır.

Shan ve ark. [27], NACA 0012 kanat profilini nümerik modelleyerek, zamana bağlı çözümler elde etmişlerdir. Bu çalışmada 4˚ hücum açısında ve 10^5 reynolds sayısında akım ayrılmasını incelemişlerdir.

Akbari ve Price [28], Naca 0012 kanat profilini nümerik olarak modelleyerek süreksiz, sıkıştırılamaz, viskoz ve laminer akışlar için çözümler yapmışlardır. Buldukları sonuçları Abbott ve Doenhoff' un Naca-0012 kanat profili için yaptıkları deneysel çalışmalarla karşılaştırmışlardır. Ayrıca kanat profilin yüksek hücum açılarına çıkartarak oluşan girdabı incelemişlerdir.

2.3 Kanat Profili Terminolojisi

Kanat geometrisinin kesit alınmış haline kanat profili denir. Uçak dizaynında yapılan çalışmalar kanat profilini geliştirmeyi hedefler. Uçak havada uçarken, uçağın yüzeyinden geçen hava akımı uçağın gövdesine sürtünerek geçer. Bu sürtünme sırasında bir direnç oluşur. Ayrıca uçak yüzeyindeki çıkıntılar, pürüzler uçağın gövde yapısını bozan tüm aksesuarlar bu hava akımını etkileyerek uçağın uçuş karakterini değiştirir. Uçağın gövdesi ne kadar düzgün ve pürüzsüz olursa o kadar az sürtünme ve direnç oluşur. Kanat profillerinin aerodinamik yapısı akışın en az sürtünme ve en çok kaldırma kuvvetini oluşturacak şekilde dizayn edilmelidir. Temel kanat profili geometrisi Şekil 2.1.' de verilmiştir.



Şekil 2.1. Temel Kanat Profili Geometrisi.

Hücum kenarı; serbest akım bölgesinde akışkanın geometriye temas ettiği ilk kısımdır.
Veter çizgisi, hücum kenarı ile firar kenarını birleştiren doğrudur.
Kamburluk Eğrisi; Kanat üst yüzeyi ile alt yüzeyi arasındaki orta noktaları birleştiren eğridir.
Kamburluk; Kamburluk eğrisi ile veter doğrusu arasındaki maksimum mesafedir.
Orta Dışbükey Hattı, Üst ve alt yüzeylerin ortasından çizilen hattır. Veter çizgisi, orta dışbükey hattının iki ucu ile birleşir.

2.3.1 Profil şekilleri ve aileleri

Profiller kendilerinden beklenen aerodinamik özelliklere göre çok çeşitli şekillerde olabilirler. Bunun nedeni de; eğrilik, kalınlık, maksimum kalınlığın yeri, hücum kenarı yarıçapı, ve firar kenarı açısı gibi geometrik faktörlerin profilin aerodinamik özelliklerini etkilemesidir. Ancak profiller şekil bakımından genellikle iki ana gruba ayrılırlar.

a) Eğri Profiller

- Dışbükey Profiller,
- İçbükey Profiller,

b) Simetrik Profiller

Çeşitli profil aileleri teşkil etmek ve bunları istenilen pratik sonuçları verecek şekilde sınıflandırmak ve sistemleştirmek için ilk çalışmalar Almanya' da Göttingen' de yapılmıştır. II. Dünya Savaşı' na kadar olan zamanda inşa edilen uçakların hepsinde Göttingen profilleri kullanılmıştır. Sonraları ABD' de, Amerikan Milli Merkezi Aero Hidrodinamik Enstitüsü (TSAGI); İngiltere' de, Kraliyet Havacılık Kuruluşu (RAE); ve Fransa' da, Milli Havacılık Etüd ve Araştırma Bürosu (ONERA) tarafından yapılan çalışmalarla bugünün modern profil ailelerine erişilmiştir.

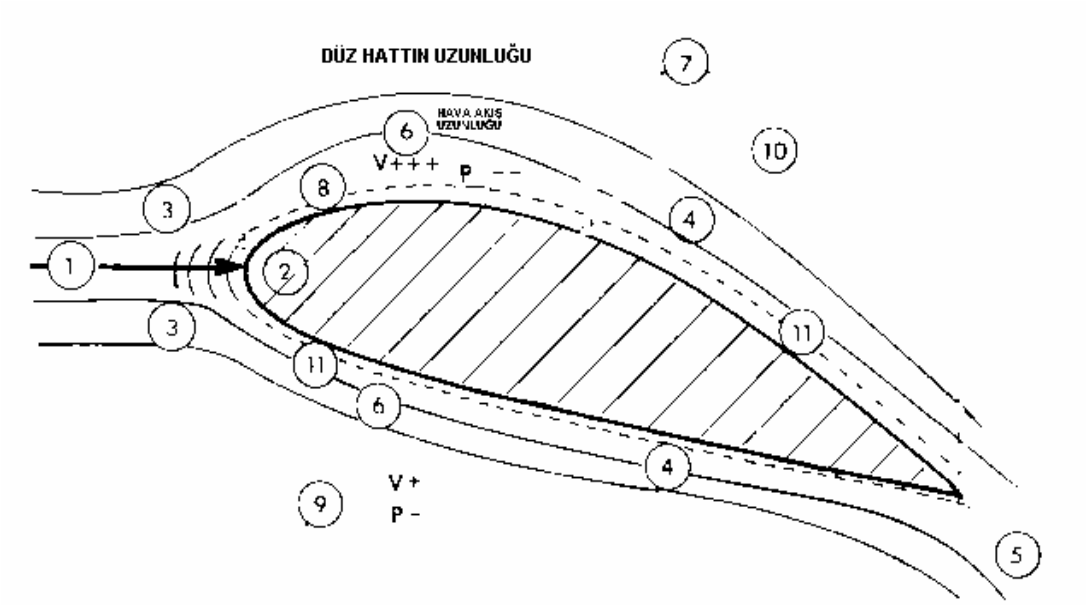
2.3.2 Profillerin Aerodinamik Özellikleri

Deneysel çalışmalar göstermiştir ki, hava içinde hareket eden bir cisim üzerinde meydana gelen kuvvetler, aşağıda sıralanan faktörlerin bir fonksiyonudur:

- Hava hızının karesi,
- Hava yoğunluğu,
- Cismin alanı,
- Cisim geometrisi,
- Havanın sonik hızı (veya ortalama moleküler hız),
- Cisim yüzey pürüzlülüğü,
- Havanın viskozitesi,
- Hücum açısı.

2.4 Kanat Profili Etrafındaki Hava Akışı

Kaldırma kuvvetinin oluşumu aerodinamik kesit teorisi ile açıklanabilir. Aerodinamik kesit, içerisinden geçtiği havanın doğal akışını bozar. Böylece aerodinamik kesit etrafındaki hava akışının hızını ve istikametini değiştirir. Bu değişiklikler Şekil 2.2.' de gösterildiği gibi aşağıda numaralandırılmış ve açıklanmıştır.



Şekil 2.2. Aerodinamik Kesit Boyunca Hava Akışı.

2.4.1 Aerodinamik Kesit Teorisi

Bu teori, Bernoulli prensibine dayanır. Aşağıda aerodinamik kesite etki eden kuvvetlerin oluşumu açıklanmaktadır.

Bir aerodinamik kesit, serbest akım bölgesinde hareket eden havanın doğal akışını bozar ve böylece aerodinamik kesit etrafındaki hava akışının hızı ve istikameti değişir.

Hava (1), hücum kenarına çarpar ve hızı sıfıra indirgenir. Bu çarpma noktasına durgunluk noktası denir (2). Aerodinamik kesit üzerinde bu noktadaki statik basınç toplam basınca eşittir (Dinamik basınç + Statik basınç). Yüksek basınç olan bu alan; aerodinamik kesitin önünde yayılan basınç dalgaları yaratır. Bu basınç dalgaları rüzgarın aerodinamik kesitin altından ve üzerinden yansıtılarak geçmesine neden olur (3). Bu yansıtılan hava aerodinamik kesitin şeklini alarak (4) firar kenarından çok az aşağıya doğru yansıtır ve aerodinamik kesiti terk eder (5). Aerodinamik kesitin şeklini alan bu hava (6), istikametini değiştirmediği durumdan daha fazla yol kat edecektir. (7) Bu nedenle hava hızını arttırmalıdır ve aerodinamik kesit geçildikten sonra kısmi vakum yaratılmalıdır. Doğa atmosferde vakumun oluşmasına müsaade etmez. Bu vakumun oluşmasını engellemek için aerodinamik kesitin altındaki ve üzerindeki hava akışı hızını

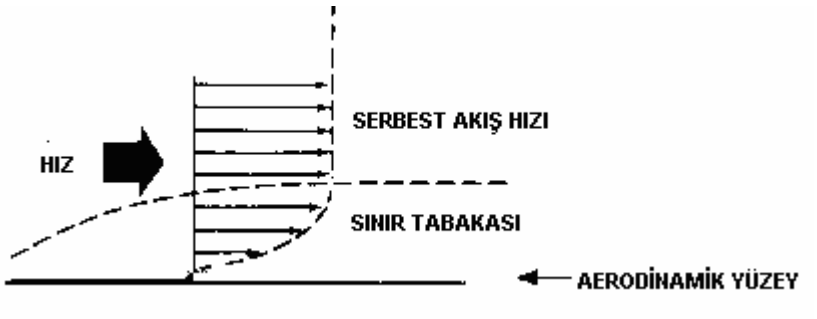
arttırmalıdır. Hava akışının hızı artarken aerodinamik kesitin üzerindeki ve altındaki dinamik basınç da artar.

Enerjinin korunumu kanununa göre enerjinin bileşenlerinden birindeki artışa diğerindeki düşüş eşlik eder. Toplam enerji (Toplam basınç) değişmez.(8) Aerodinamik kesit etrafındaki dinamik basınçtaki artışı karşılamak için aerodinamik kesitin üzerinden geçen hava, altından geçen havaya nazaran daha fazla yol kat eder. Bu aerodinamik kesitin üst tarafında, alt tarafına oranla daha fazla dinamik basınçta ve hızda artışa ; statik basınçta azalışa neden olur. (9) Aerodinamik kesit üzerindeki bu basınç farklılığı, aerodinamik kesit tarafından yaratılan toplam aerodinamik kuvveti oluşturur. (10)

2.5 Sınır Tabaka

Havanın yapışkanlığı nedeniyle bir kısım hava, aerodinamik kesitin yüzeyine yapışır. Aerodinamik kesit yüzeyindeki bu ince hava tabakasına sınır tabakası denir. (11) Bu yapışkanlık nedeniyle aerodinamik kesit yüzeyindeki hava molekül tabakaları, aerodinamik kesite nazaran hareket etmezler. Hava moleküllerinin birbiri üzerindeki her tabakasının hızı, aerodinamik kesite olan mesafeleri arttıkça, artacaktır. Hava moleküllerinin hızı, aerodinamik kesit etrafındaki hava akış hızının %99'una ulaştığı yerde, sınır tabakasının sona erdiği kabul edilir. Bu sınır tabakası hava ile aerodinamik kesit arasında geçiş sağlar. Bu sınır tabakası olmadan aerodinamik kesit çok az kaldırma kuvveti yaratır.

Şekil 2.3. bir yüzey üzerinden akan havayı ve sınır tabakası içerisindeki havanın hız profilini göstermektedir. Yüzeyin hemen üzerindeki havanın hızı sıfırdır. Fakat üst tabaka, yüzeydeki durgun moleküller üzerinde hareket eder. Çünkü üçüncü bir tabaka tarafından çekilirler. Hava tabakasının hızı, yüzeyden uzaklaştıkça, serbest akış hızına ulaşıncaya kadar artacaktır. Sınır tabakasındaki değişik hava kütleleri birbiri üzerinden kayar ve geri sürükleyici bir kuvvet yaratırlar. Bu kuvvet de, havanın yapışkanlığı nedeniyle hareketi geciktirecek ve engelleyecektir.



Şekil 2.3. Sınır Tabakası.

2.6 Kanat Profiline Etki Eden Kuvvetler

Havadan ağır bir cisim olan uçağın uçabilmesi için taşıma kuvvetine ihtiyaç vardır. Bu taşıma kuvvetinin esas kaynağı uçak motorunun ürettiği itki kuvveti sayesinde uçağın, havada uçarken kanat yüzeyleri üzerindeki hava akımıdır. Uçak, hava içerisinde hareket ederken, uçağın şekli sebebiyle üzerinde oluşacak basınç dağılımı uçağın havada tutunabilmesini sağlar. Bu basınç dağılımı ve kayma gerilmeleri ile cisim üzerinde aerodinamik kuvvetler meydana gelir. Şekil 2.4' de bir uçağa etki eden aerodinamik kuvvetler gösterilmektedir.

Aerodinamik kesitin yarattığı aerodinamik kuvvetler aşağıdaki faktörlere bağlıdır;

- Havanın yoğunluğu
- Havanın akışkanlığı
- Aerodinamik kesitin yüzey sahası
- Aerodinamik kesitin şekli
- Aerodinamik kesitin hücum açısı
- Aerodinamik kesit etrafındaki havanın akış hızı

Belirli uçuş durumları içerisinde aerodinamik kesite etki yapan kuvvetleri tahmin etmek için bu faktörleri eşitliklerle değerlendirmeliyiz.



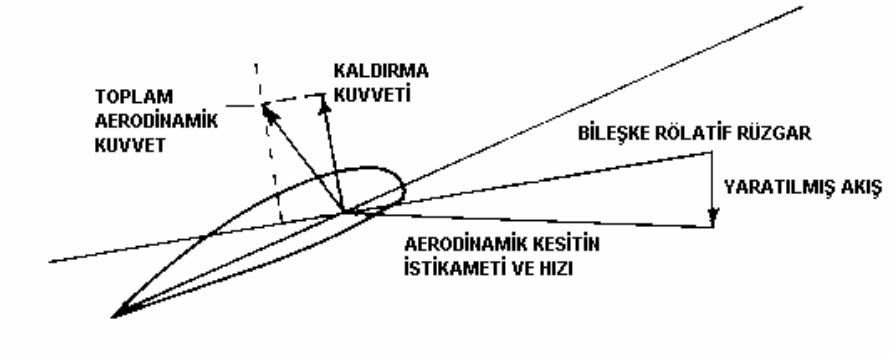
Şekil 2.4. Uçuşta Bir Uçağın Bütününe Etki Eden Kuvvetler.

2.6.1 Kaldırma Kuvveti

Uçuş yönüne dik doğrultuda uygulanan kuvvete kaldırma kuvveti denir. Kaldırma kuvveti bileşke rölatif rüzgara dik açıda etki yapan toplam aerodinamik kuvvetin bir bileşenidir. Bu kaldırma kuvvetinin aerodinamik kesitin basınç merkezine etki yaptığı kabul edilir. Bu kuvvetin büyüklüğü aerodinamik kesitin etrafından geçen hava akış hızının karesi, havanın yoğunluğu, aerodinamik şekli, büyüklüğü ve hücum açısı ile doğru orantılı olarak değişir. Şekil 2.5' de aerodinamik kesite etki eden kaldırma kuvveti gösterilmektedir. Kaldırma kuvveti kanat profili etrafındaki akışkan yoğunluğu ile serbest akışın hızının çarpımına eşittir. Sürüklenme kuvvetinde olduğu gibi kaldırma kuvveti de kaldırma katsayısına bağlıdır. Kaldırma katsayısı kaldırma kuvveti/ (dinamik basınç x referans alan) eşitliğinden bulunur. Referans alan sürüklenme kuvvetindekinden farklı olarak kanatın dikey yöndeki izdüşümüne eşittir

$$C_l = \frac{L}{\frac{1}{2}\rho_\infty V_\infty^2 c}$$

Aerodinamik kesit etrafından hava geçerken üst ve alt yüzeyler arasında basınç farklılaşması oluşur. Bu basınç farklılaşması aerodinamik kesite havanın gösterdiği dirençle birleşerek aerodinamik kesit üzerinde bir kuvvet oluşturur. Toplam aerodinamik kuvvet olarak bilinen bu kuvvet, Şekil 2.5' de görüldüğü gibi bir vektörle gösterilir, aerodinamik kesite basınç merkezinde etki yapar.



Şekil 2.5. Aerodinamik Kesite Etki Eden Kaldırma Kuvveti.

2.6.2 Ağırlık

Uçak kütlesinin yer çekimi nedeniyle oluşturduğu kuvvettir. Bu kuvvet, uçağa ağırlık merkezinde etki yapar.

2.6.3 İleri Çekici Kuvvet

İleri çekici kuvvet (itki kuvveti) hava içerisinde uçağı ileriye doğru hareket ettirir. Bu kuvvet uçağın motor sistemi tarafından oluşturulan itki kuvvetidir.

2.6.4 Sürüklenme Kuvveti

Aerodinamik kesitin hava içerisindeki hareketini geciktiren, engel olan kuvvete, sürüklenme kuvvet denir. Geri sürükleme kuvveti, aerodinamik kesit üzerindeki basınç dağılımından ve aerodinamik kesit boyunca havanın hareketinden doğan sürtünmeden oluşur. Sürüklenme kuvveti, uçağın performansını düşürür, hareketi engelleyerek yakıt tüketimini arttırdığı için menzil havada kalış ve maksimum hızı da etkileyecektir. Hız değişikliği olmaksızın yapılan bir uçuşta geri sürükleme kuvveti, ileri çekici kuvvete eşit ve ters yöndedir.

Sürüklenme kuvveti, yüzeyin viskozitesine ve basınç farklılıklarından dolayı da cismin şekline bağlıdır ve sürüklenme katsayısıyla değişmektedir. Sürüklenme katsayısı; sürüklenme kuvvetinin, dinamik basınç ve referans alanının çarpımına oranıyla belirlenir. Referans alan kanat profilinin yere izdüşümünden oluşan alandır. Dinamik basınç ise yoğunluk ile hızın karesinin çarpımının yarısına eşittir.

$$C_D = \frac{D}{\frac{1}{2}\rho_\infty V_\infty^2 c}$$

2.6.5 Yunuslama Momenti

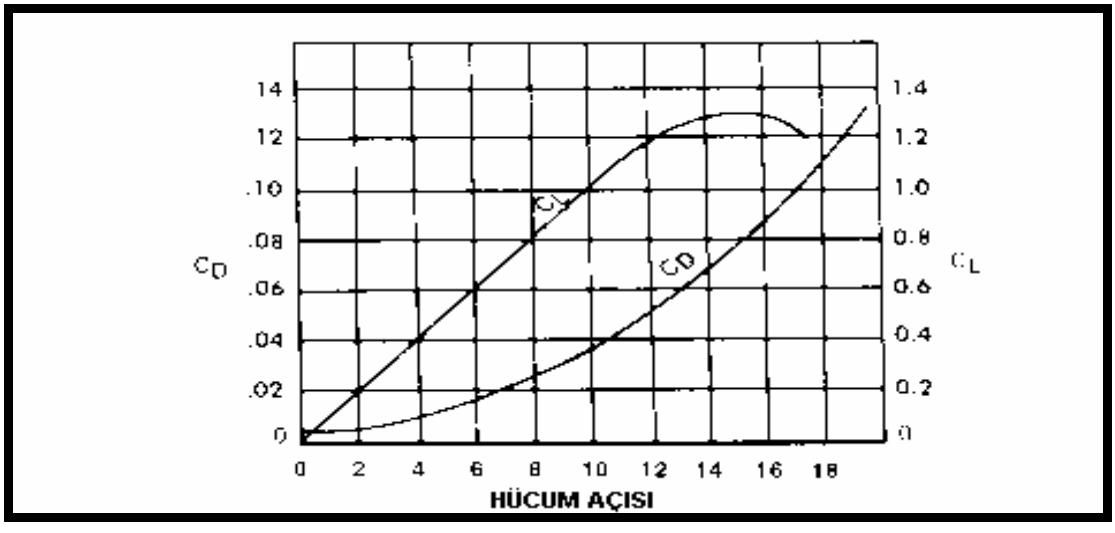
Taşıma-Sürüklenme düzlemi içerisinde etkiyen moment bileşenidir. Uçağın hücum açısı artacak şekilde etkimesi halinde pozitif kabul edilir. Moment katsayısı Cm moment/ (dinamik basınç x referans alan) eşitliğinden bulunur.

$$C_M = \frac{M}{\frac{1}{2}\rho_\infty V_\infty^2 S}$$

2.6.6 Hücum Açısı

Hücum açısı, aerodinamik kesit kordo hattı ile aerodinamik kesitin havaya göre hareket istikameti arasındaki açıdır. Aerodinamik kesitin yarattığı kaldırma kuvveti ve sürüklenme kuvvetinin miktarını belirleyen esas faktörlerden bir tanesidir.

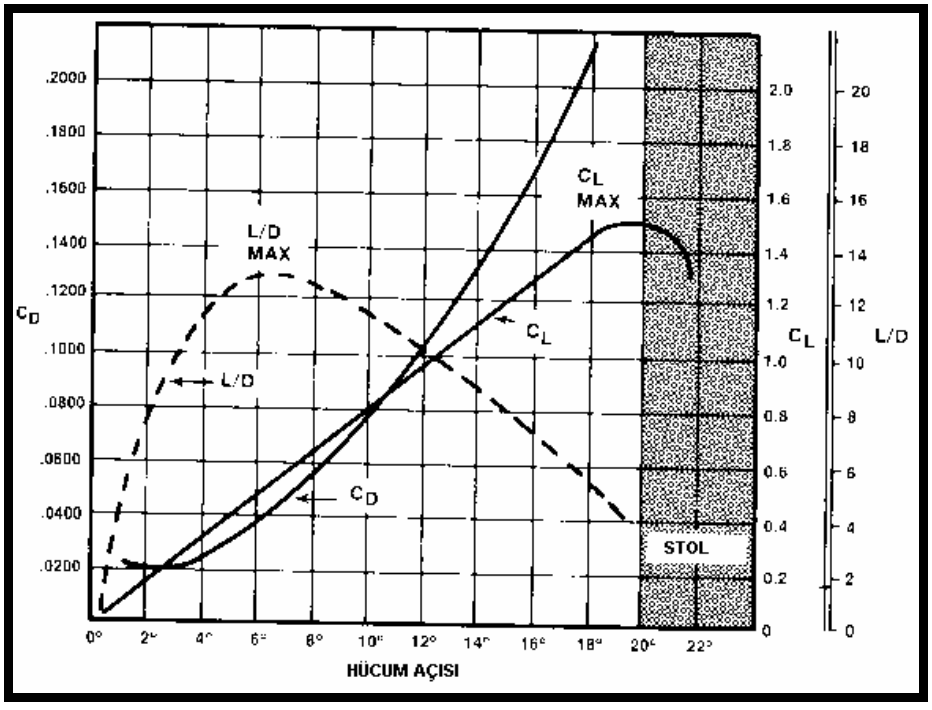
Kaldırma kuvvet katsayısı hücum açısı değiştirilerek kontrol edilir. Uçak yavaşladığında sabit kaldırma kuvvetini muhafaza edip, kaldırma kuvvet katsayısını arttırmak için hücum açısını arttırmalıdır. Şekil 2.6.'da sürüklenme ve taşıma katsayılarının hücum açısı ile değişimi gösterilmektedir.



Şekil 2.6. Hücum Açısına Karşılık Gelen Sürükleme ve Kaldırma Kuvveti Katsayıları.

2.6.7 Kaldırma Kuvveti ve Sürüklenme Kuvvetinin Etkileri

Kaldırma kuvveti ve sürüklenme kuvveti katsayılarını etkileyen iki faktör aerodinamik kesitin şekli ve hücum açısıdır. Hücum açısı pilot tarafından değiştirilir. Aerodinamik kesitin yukarıya doğru olan kavisinin uzunluğu arttıkça belli bir noktaya kadar kaldırma kuvveti de artacaktır. Eğer bu uzunluk daha fazla artarsa aerodinamik kesitten geçen hava akımı kaldırma kuvvetinde kayba neden olacak şekilde aerodinamik kesitten ayrılır. Bu aerodinamik kesitin stol olmaya başladığı hücum açısıdır. Kaldırma kuvveti arttıkça, sürüklenme kuvveti de artacaktır. Bu nedenle aerodinamik kesitte en fazla kaldırma kuvveti ve en az geri sürükleyici kuvveti yaratmalıdır. Şekil 2.7.' de hücum açısı ile kaldırma kuvveti ve geri sürükleme kuvvetinin değişimi gösterilmektedir. Taralı bölge Kaldırma kuvveti/Geri sürükleme kuvveti oranlarının değişik hücum açılarında değişimini göstermektedir.



Şekil 2.7. Kaldırma Kuvveti - Sürükleme Kuvveti İlişkisi.

Isı, basınç ve nem hava yoğunluğunu etkiler. Yoğunluk kaldırma kuvvetini etkilediği için ısı, basınç ve nemde, buna bağlı olarak kaldırma kuvvetini etkiler. Isı ve rutubetteki artış veya basınçtaki düşüş yoğunluğun azalmasına neden olur ve sonuçta kaldırma kuvveti azalır. Bu durumda pilot uçuş durumunu muhafaza etmek için, hava hızını veya hücum açısını arttırmalıdır. Eğer hava hızı değişirse, aynı kaldırma kuvvetini muhafaza etmek için, diğer faktörleri değiştirmek gerekir. Bizim değiştirebileceğimiz tek faktör hücum açısıdır.

Simetrik aerodinamik kesit 0˚ hücum açısında olduğu zaman, kaldırma kuvvet katsayısı sıfırdır. Hava, kordo hattı ile aynı hizadadır ve üst ve alt yüzeylerin eğimleri aynıdır. Bu durumda basınç farkı yoktur. Bu yüzden kaldırma kuvveti de yoktur. Aerodinamik kesitin tipine bakılmaksızın kaldırma kuvvet eğrileri görünüşte aynıdır. Kaldırma kuvvet katsayısının maksimuma ulaştığı noktaya kadar kaldırma kuvveti direkt olarak hücum açısı ile artar ve maksimuma ulaştığı noktada aşağıya kıvrılır. Kaldırma kuvvet katsayısının maksimum olduğu hücum açıları üzerindeki açılarda eğri, aşağıya doğru inmeye başlar ve aerodinamik kesitin stol olmaya başladığını gösterir. Bütün kaldırma kuvvet katsayısı eğrileri görünüşte aynıdır. Kaldırma kuvvet katsayılarının maksimum değerleri, 0,8 ve 1,7 arasındadır ve katsayının maksimum olduğu hücum açıları, 10-16 derece arasındadır.

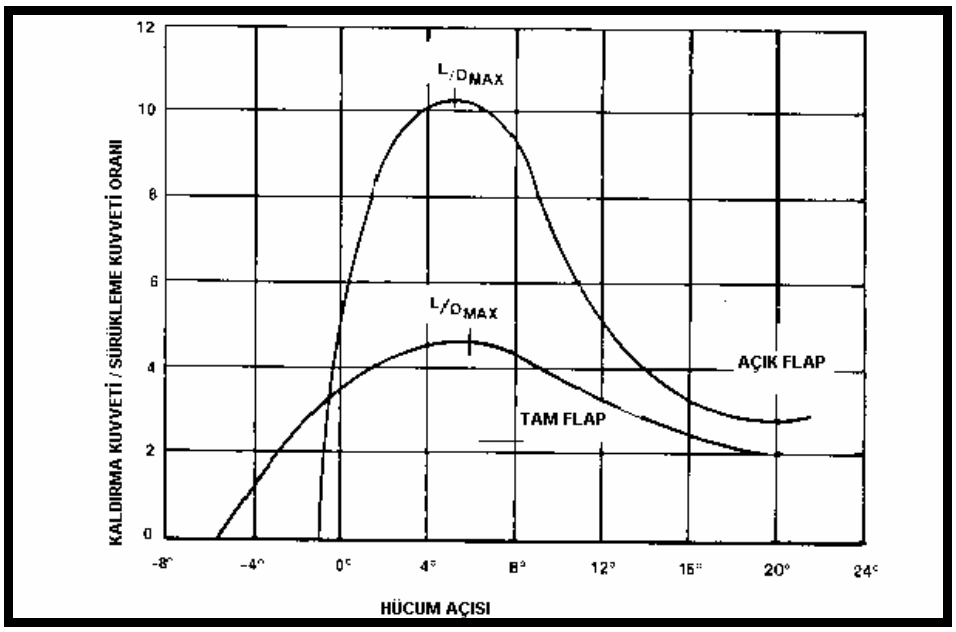
2.6.8 Kaldırma Kuvveti/Geri Sürükleme Kuvveti Oranı

Bir aerodinamik kesit kaldırma kuvveti elde etmek için yapılmıştır. Fakat her zaman biraz geri sürükleme yaratacaktır. Geri sürükleme, kaldırma kuvveti elde etmek için ödenen bedeldir de denebilir. Kaldırma kuvveti ve geri sürükleme kuvveti oranı (L/D) aerodinamik kesitin verimliliğini gösterir. Yüksek L/D oranlı hava araçları düşük oranlılardan daha etkin ve daha verimlidirler.

L/D oranı, C_L'yi C_D'ye bölerek bulunur. Aynı işlem kaldırma kuvveti denklemini, geri sürükleme kuvveti denklemine bölerek de yapılır. Bunun için kuvvet katsayıları dışındaki bütün terimler ihmal edilir. Kaldırma kuvveti/Geri sürükleme kuvveti oranı şu şekildedir:

$$\frac{L}{D} = \frac{C_L}{C_D}$$

Belirli hücum açılarında kuvvet katsayıları oranı, bu hücum açısında L/D oranını belirler. Hücum açısına göre değişen L/D oranları, grafikte gösterilebilir. Şekil 2.8.' de (L/D)'nin maksimum olduğu yerler, eğrilerdeki tepe noktalarıdır.



Şekil 2.8. Kaldırma Sürükleme Kuvvetleri Arasındaki Oranlar.

Burada önemli bir nokta şudur ki performans, etkinlikle karıştırılmamalıdır. Bir ses üstü savaş uçağı bir planörden daha yüksek performanslıdır. Fakat karşılaştırmada daha az etkinliği vardır.

2.7 Basınç Dağılımı

Basınç katsayısı aşağıdaki denklemle tanımlanan boyutsuz bir sayıdır.

$$C_P = \frac{P - P_{ref}}{q_{ref}}$$

Bu denklemde P, statik basınç, Pref, referans basınç ve qref ise dinamik basınçtır. Dinamik basınç daha önce de belirtildiği gibi aşağıdaki denklemle bulunur.

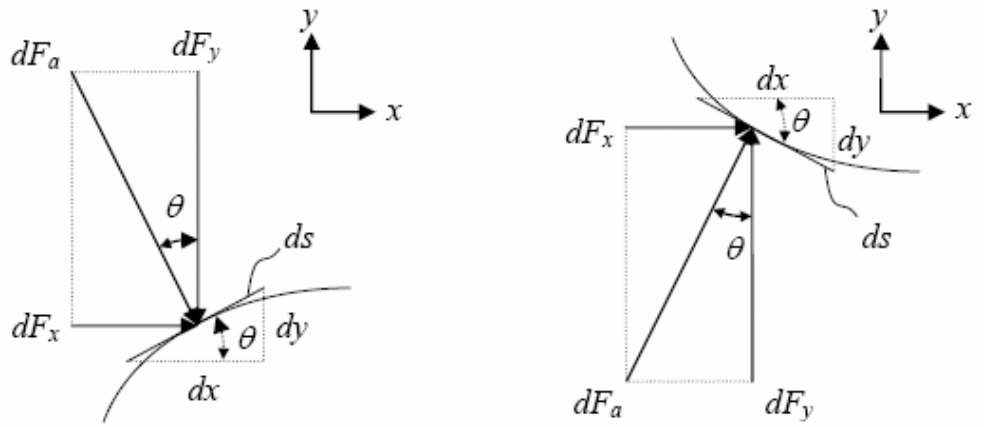
$$q = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2$$

P, Statik basınç: Statik basınç operasyon basıncı olan bir ortamda cihazın ölçtüğü basınçtır.

ρ , yoğunluk: Deniz seviyesinde havanın yoğunluğu, 1,225 kg/m^3 dür.

2.7.1 Basınç Dağılımından Aerodinamik kuvvetlerin Elde Edilmesi

Kanat profili yüzeyine etki eden basınç kuvveti aerodinamik kuvvetlerin oluşmasını sağlar. Şekil 2.9.' da alt ve üst yüzeye etki eden kuvvet çiftleri görülmektedir.



Şekil 2.9. Aerodinamik Kuvvetlerin Yüzeye Etkisi.

$$dFa = pds$$

Basınç kuvveti dikey ve yatay bileşenlerine ayrılırsa;

$$dF_x = dF_a \sin\theta = p \sin\theta ds = pdy$$

$$dF_y = -dF_a \cos\theta = -p \cos\theta ds = -pdx$$

Kanat profilinin şekli itibariyle basınç ve basınç kuvvetini üst yüzey ve alt yüzey olarak kanat profili veter çizgisi boyunca uygularsak denklem aşağıdaki gibi olur.

$$F_{yu} = -\int_0^c P_u dx \qquad F_{yl} = \int_0^c P_l dx$$

Kanat profiline etki eden toplam basınç,

$$F_y = -\int_0^c (P_l - P_u) dx$$

Yukarıdaki denklemler de değerler yerlerine yazılırsa;

$$C_y = \frac{F_y}{\frac{1}{2}\rho {V_\infty}^2 c} = \int_0^c \left(\frac{P_l - P_\infty}{\frac{1}{2}\rho {V_\infty}^2} - \frac{P_u - P_\infty}{\frac{1}{2}\rho {V_\infty}^2} \right) \frac{dx}{c}$$

$$= \int_0^1 (C_{pl} - C_{pu}) d(\frac{x}{c})$$

$$F_{xu} = \int_0^{tu} P_u dy_u = \int_0^c P_u \frac{dy_u}{dx} dx \quad F_{xl} = \int_0^{-tl} P_l dy_l = \int_0^c Pl \frac{dy_l}{dx} dx$$

$$F_x = \int_0^c (P_u \frac{dy_u}{dx} + P_l \frac{dy_l}{dx}) dx$$

Y ekseni için yapılan denklemde yerine koyma işlemi x ekseni içinde yapılırsa,

$$C_x = \frac{F_x}{\frac{1}{2}\rho {V_\infty}^2 c} = \int_0^c \left(\frac{P_u - P_\infty}{\frac{1}{2}\rho {V_\infty}^2} \frac{dy_u}{dx} + \frac{P_l - P_\infty}{\frac{1}{2}\rho {V_\infty}^2} \frac{dy_l}{c} \right) \frac{dy_x}{c} + \frac{p_\infty}{\frac{1}{2}\rho {V_\infty}^2} \int_0^c (\frac{dy_u}{dx} + \frac{dy_l}{dx}) \frac{dx}{c}$$

$$= \int_0^1 (P_u C_{pu} \frac{dy_u}{dx} + C_{pl} \frac{dy_l}{dx}) d(\frac{x}{c}) + \frac{p_\infty}{\frac{1}{2}\rho {V_\infty}^2} \int_0^1 (\frac{dy_u}{dx} + \frac{dy_l}{dx}) d(\frac{x}{c})$$

Aerodinamik kuvvetlerin şekildeki gibi etki ettiği göz önüne alınırsa bu kuvvetler aşağıdaki gibi yazılır.

$$L = F_y \cos\alpha - F_x \sin\alpha$$

$$D = F_y \sin\alpha - F_x \cos\alpha$$

$L = C_l \frac{1}{2} \rho V_\infty{}^2 c$ ve $D = C_D \frac{1}{2} \rho V_\infty{}^2 c$ şeklinde yazılır.

Olduğundan denklem aerodinamik katsayılar cinsinden yazılırsa,

$$C_l = C_y \cos\alpha - C_x \sin\alpha$$

$$C_D = C_y \sin\alpha - C_x \cos\alpha$$

olur.

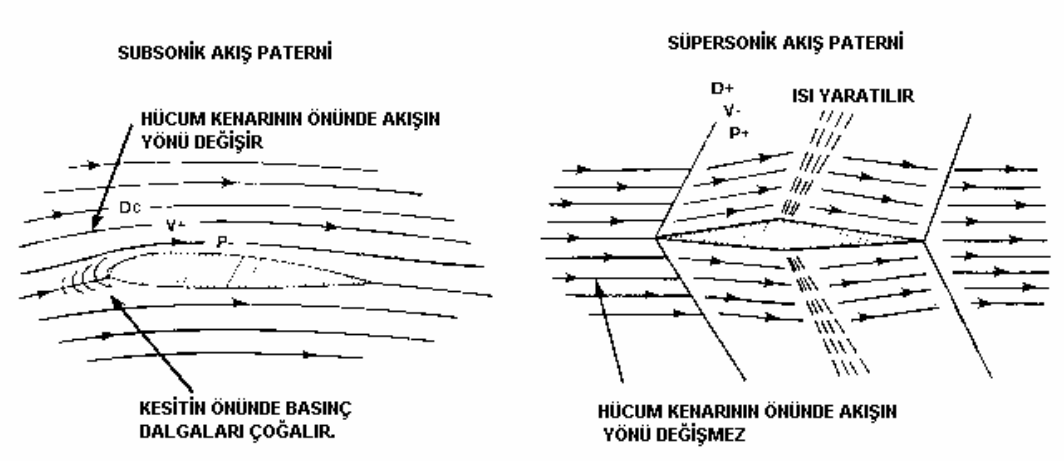
2.8 Sıkıştırılmış ve Sıkıştırılamaz Akış

Düşük hava hızlarında hava, sıkıştırılamaz. Sıkıştırılmayan hava, su veya diğer sıkıştırılamaz sıvıların akışına benzer. Düşük hızlarda, havanın yoğunluğundaki küçük değişiklik, basınçta da küçük değişikliğe neden olur. Fakat yüksek hızlarda havanın sıkışması nedeniyle büyük basınç değişiklikleri olur ve sonuçta hava yoğunluğunda da büyük değişiklikler meydana gelir. Aerodinamik kesitin etrafındaki havanın akışı, geçiş hızı (transonik) veya ses üstü (süpersonik) olduğu zaman sıkıştırılmış akış meydana gelir.

Yüksek hızda, kanat profili etrafında hava akışındaki esas etken ses hızıdır. Ses hızı hava içerisindeki küçük basınç bozulmalarının yayılma oranıdır. Bu yayılma hızı, sadece hava hareketinin bir fonksiyonudur.

Eğer aerodinamik kesit, ses hızının üzerinde hareket ediyorsa aerodinamik kesitin önündeki hava akışı basınç sahasından etkilenmeyecektir. Çünkü, basınç bozulmaları aerodinamik kesitin önünde yayılamayacaktır. Bu nedenle hız ses hızına yaklaştıkça,

hücum kenarında sıkıştırma dalgası meydana gelir. Hızdaki ve basınçtaki bütün değişiklikler aniden ve keskin şekilde olur. Hava parçacıkları aerodinamik kesitin meydana getirdiği toplam basınç dalgaları tarafından aniden ortadan kaldırılıncaya kadar, aerodinamik kesitin önündeki hava akışı etkilenmeyecektir. Şekil 2.10.' da örnek bir süpersonik hava akışı gösterilmektedir.



Şekil 2.10. Subsonik ve Süpersonik Akışı Paternlerinin Karşılaştırılması.

Aerodinamik kesit, hava içerisindeki hareket ederken hız ve basınç değişiklikleri, aerodinamik kesitin etrafındaki hava akışında da basınç değişiklikleri yaratır. Bu basınç değişiklikleri hava içerisinde ses hızında yayılırlar. Eğer aerodinamik kesit alçak hızlarda hareket ediyorsa, basınç bozulmaları aerodinamik kesitin önünde yayılır. Aerodinamik kesitin hemen önündeki hava akışı, aerodinamik kesit üzerindeki basınç alanından etkilenir.

Sıkıştırılma etkisi, kanat profili hızı ile ses hızı arasındaki ilişkiye bağlıdır. Bu ilişkiyi açıklamada kullanılan terim Mach Sayısıdır. Mach Sayısı, gerçek hava hızı ile ses hızı arasındaki ilişki ile ilgilidir.

2.8.1 Mach Sayısı

Mach (M) sayısı, hareket halindeki bir kütlenin hızının, kütlenin bulunduğu şartlardaki ses hızına oranıdır. Adını Avusturyalı fizikçi ve filozof Ernst Mach'tan alır. Örneğin, deniz seviyesinde, 1 atm basınçta ve 15 santigrad hava sıcaklığında 1 Mach = 340 m/s olarak belirtilir. Yerde ses hızı göğe oranla daha yüksek değerdedir.

Yerden yükseldikçe hava sıcaklığı düşer. Ses hızının karesi hava sıcaklığı ile doğru orantılı olarak değiştiğinden, yerden yükseldikçe ses hızı azalır. Buna bağlı olarak da o yükseklikteki Mach Sayısı deniz seviyesine göre daha az olur.

$$M = \frac{V_\infty}{a_\infty}$$

Aerodinamik kesitin şekli, serbest akım bölgesinin hızından daha büyük hava akış hızlarına neden olur. Böylece, kanat profili ses hızının altındaki hızlarda, sıkıştırılma etkisi ile karşılaşır. Kanat profili üzerinde hem subsonik hem de süpersonik akışlar olduğundan, aşağıdaki uçuş rejimleri açıklanmalıdır.

- Subsonik <0,75 Mach Sayısı altında
- Transonik – 0,75-1,20 Mach Sayısı
- Süpersonik > 1,20-5,00 Mach Sayısı

2.8.2 Subsonik Sıkıştırılmaz Akış

Sıkıştırılmaz subsonik akış, geçen havanın yoğunluğu sabit olduğundan basitleştirilmiştir. Daralma ve akış hatları birbirine yaklaştıkça statik basınç azalırken, hız artar. Akışın devamı için tüpün daralması hızda bir artışa ihtiyaç gösterecektir. Aynı zamanda, subsonik sıkıştırılmaz akış tüpünün genişleyen kısmına girdiği zaman, hız azalır ve statik basınç artar, yoğunluk değişmez. Subsonik sıkıştırılmaz akışın işleyişi nedeniyle daralma yayılmaya neden olur (basıncı düşürerek). Genişleme, sıkıştırmaya neden olur. (basıncı artırarak).

2.8.3 Süpersonik Sıkıştırılabilir Akış

Akışın yoğunluğundaki değişimler, statik basınçtaki ve hızdaki değişikliklerle ilgilidir. Süpersonik sıkıştırılabilir akışın işleyişinde özellik daralmanın sıkıştırmaya neden olması, genişlemenin yayılmaya neden olmasıdır. Bu nedenle, süpersonik sıkıştırılabilir akış, daralan kısma yaklaştıkça ve akış hatları birbirine yakınlaştıkça, hız azalır ve statik basınç artar. Akışın devamlılığı hızda azalma ile birlikte akışın yoğunluğundaki artış ile

sağlanır. Süpersonik sıkıştırılabilir akış, tüpün genişleyen kısmına gelirken, hız artar ve statik basınç azalır.

Süpersonik sıkıştırılabilir ve subsonik sıkıştırılmaz akışın karşılaştırılmasından üç önemli sonuç ortaya çıkmaktadır.

- Sıkıştırılabilir akış, akış yoğunluğunun ilave değişkinliğini de içerir.
- Akışın daralarak geçmesi, sıkıştırılmaz akışın genişlemesine ancak sıkıştırılabilir akışın sıkışmasına neden olur.
- Akışın genişleyerek geçmesi, sıkıştırılmaz akışın sıkışmasına fakat sıkıştırılabilir akışın yayılıp genişlemesine neden olur.

2.8.4 Transonik Akış

Subsonik uçuşta, kaldırma kuvveti yaratan bir aerodinamik kesitin yüzeyinde serbest akış hızından daha fazla hız vardır. Sıkıştırma etkisinin, ses hızının altındaki uçuş hızlarında meydana gelmesi beklenir. Subsonik ve süpersonik akışların karışması ile uçuşun transonik rejiminde karşılaşılabilir. Sıkıştırmanın ilk önemli belirgin etkisi bu rejimde olur. Uçak üzerinde sıkıştırma etkisi, gerekli motor gücünü artmasına yüzeyde titreşime kanat profili üzerinde arzu edilmeyen yapısal burkulmalara ve eğilmelere neden olur.

Eğer klasik aerodinamik kesit 0,50 Mach Sayılı bir uçuşta ve çok az pozitif hücum açısında ise, yüzeydeki maksimum hız, serbest akım bölgesindeki hızdan daha büyük olacaktır. Fakat muhtemelen ses hızından daha az olacaktır. Serbest akım bölgesindeki 0,72 Mach Sayısına bir artışın, lokal sonik akışın ilk belirtisini meydana getireceği kabul edilirse, bu uçuş durumu süpersonik hıza ulaşmaksızın mümkün olabilen en yüksek hızdır. Bu kritik Mach Sayısıdır. Bu nedenle şok dalgaları, bunların çarpması ve hava akışının ayrılması, kritik Mach Sayısı üzerinde meydana gelir.

Kritik Mach Sayısı aşılırsa, süpersonik hava akış sahası yaratılır. Normal şok dalgası aerodinamik kesitin arka kısmı üzerinde, süpersonik ve subsonik akış arasında sınır teşkil eder. Eğer yüzey düzgün ve geçiş yavaş ise, subsonik hızdan süpersonik hıza doğru hava akışının hızlanması, yumuşak ve şok dalgasız olacaktır. Fakat süpersonik

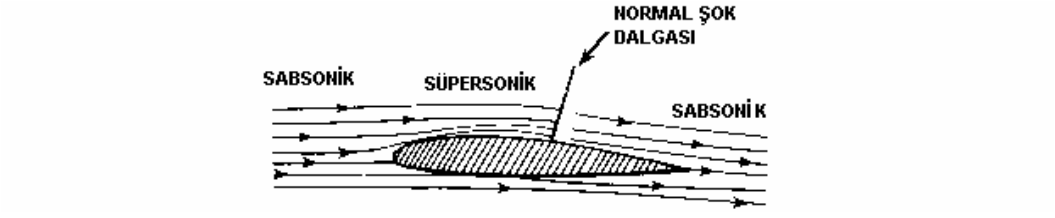
hızdan subsonik hıza doğru hava akışının geçişi, şok dalgası ile birlikte olur. Hava akışının istikameti değişmediği zaman oluşan dalga, normal şok dalgasıdır.

Normal şok dalgası hücum kenarından ayrılır ve akışa diktir. Dalganın hemen arkasındaki akış, subsoniktir. Şekil 2.11. yüksek subsonik hızlardaki bir aerodinamik kesitin nasıl süpersonik olan akış hızlarına sahip olduğunu göstermektedir. Süpersonik akış geriye hareket ederken, normal şok dalgası oluşur ve akışı subsonike kadar yavaşlatır.

Normal şok dalgası, dalganın arkasındaki hava akışının statik basıncında büyük oranda yükselme yaratır. Eğer şok dalgası kuvvetli ise, sınır tabakası ayrılabilir. Kritik Mach Sayısından çok az büyüklükteki hızlarda meydana gelen şok dalgası ayrılmaya neden olacak ve aerodinamik kuvvetlerde düşük oranda değişikliğe neden olacak kadar yeterli kuvvette değildir. Fakat kritik Mach Sayısı üzerinde olan hızdaki artış, sınır tabakasından ayrılır ve aerodinamik kuvvetleri aniden değiştirir.

Serbest akım bölgesindeki ses hızına yaklaşırken, süpersonik akış sahaları büyür ve şok dalgası firar kenarına doğru yaklaşır. (M= 0,95) Sınır tabakası aerodinamik kesitin şekline ve hücum açısına bağlı olarak ayrılmış olarak kalır. Serbest akım bölgesindeki hız, ses hızını aştığı zaman, hücum kenarında kavisli bir dalga meydana gelir. Bu tipik akış paterni Mach Sayısı 1,05 için gösterilmiştir. Eğer, hız daha yüksek süpersonik hızlara artırılmışsa dalganın eğik kısımları büyük oranda artar. Normal şok kısmından ayrılmış kavisli dalga, hücum kenarına yaklaşır.

Şok dalgası oluşumundan meydana gelen hava akış ayrılması, aerodinamik kesitin aerodinamik kuvvet katsayılarında büyük değişmelere neden olur.



Şekil 2.11. Normal şok dalgasının şekli.

Serbest akım bölgesindeki hız, kritik Mach Sayısını geçtiği zaman, aerodinamik kesit üzerindeki tipik etkiler şunlardır:

- Verilen bir kesit kaldırma kuvvet katsayısı için, geri sürükleme kuvvet katsayısında artış.
- Belirli bir hücum açışı için verilen kaldırma kuvvet katsayısında azalma.
- Hız arttıkça, şiddetlenen titreşimler ve ilerleyen palin büyük bir kısmının süpersonik hava akışına maruz kalması.

Şok dalgası, aerodinamik kesitin firar kenarına doğru hareket ederken aerodinamik merkez, veter çizgisi ilk %25'lik normal yerinden uzaklaşır. Şok dalgası aerodinamik kesitin hücum kenarına ulaştığı zaman, aerodinamik merkez veter çizgisi %50 geriye gelmiştir. Bu aerodinamik kesitin hücum kenarının, aşağıya doğru sapmasına neden olur ki bu da kanatta yapısal hasar doğurur. (Yüzey bozulması veya ayrılması).

3 . BÖLÜM

HESAPLAMALI AKIŞKANLAR MEKANİĞİ (HAD)

Akışkanlar Mekaniği, Mekanik bilim alanının en teorik ve modellemesi en zor olanlarından biridir. Bu nedenle araştırmacıların hala bu alanda yapacakları katkılar büyük boyutlardadır. Bu alanda bilgisayar donanım ve yazılım teknolojisine paralel olarak geliştirilen çok sayıda bilgisayar destekli çözüm modelleri mevcuttur. Bu modeller Akışkanlar Dinamiğini tanımlayan ana denklemlerin bilgisayarın özelliklerine göre çözülebilir hale getirilmesi ile oluşmaktadır. Geliştirilen çözüm yöntemlerinin tümü Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiğinin temelini oluşturur.

Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği (HAD) yöntemlerinin akış alanlarının modellenmesinde büyük gelişmeler sağladığı görülmektedir. Daha önceden pek çok anlaşılmayan akış özelliklerinin doğası bu yöntemle anlaşılır hale gelmiştir. Endüstride birçok uygulamalı mühendislik probleminde kullanılan HAD tekniklerinin deneysel gözlemleri de destekleyen bir yöntem olarak kullanımı her geçen gün büyümekte ve yeni bir teknoloji alanı ortaya çıkmaktadır.

Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiğinin modellenmesi, akışkan alanını etkileyen denklemlerin çözümlenmesi ile gerçekleşir. Bir HAD model, akış içerisindeki bütün önemli noktaların simülasyonunu ihtiva etmelidir.

Güçlü bilgisayar sistemlerinin gelişimindeki hızlı artışla birlikte HAD kodu, tamamlayıcı olarak büyük ilgi çekmektedir. Isı değiştiricilerinin tasarımı, borularda ve kanallarda akış, oda ve bina içlerinde akış gibi konularda da HAD uygulamaları mevcuttur.

3.1 Temel Denklemler

3.1.1 Korunum Denklemleri

Türbülanslı akışın modellenmesi, Reynolds gerilmelerini içeren hesaplanabilir formülasyonlar içindeki anlık denklemin çevrilmesi, ortalama bir Re sayısı kullanılarak laminer akışlar için bulunması temel koruma denklemlerinin ortalama zamanda alınmış formuna dayandırılmıştır. Korunum denklemlerinin iki formu, aşağıda gösterilmiştir.

3.1.1.1 Kütlenin Korunumu

Kartezyen koordinatlardaki kütlenin korunumu denklemi aşağıda belirtilen formdadır.

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i}\left(\rho u_i\right) = S_d \tag{3.1}$$

Yoğunluk sabit ise denklem,

$$\frac{\partial u_i}{\partial x_i} = 0 \tag{3.2}$$

Ortalama zamanda alınmış formu,

$$\frac{\partial}{\partial x_i}\left(\rho u_i + \overline{\rho' u_i'}\right) = S_d \tag{3.3}$$

Burada S_d, yayılma fazından sürekli faza geçişte eklenen kütledir.

3.1.1.2 Momentumun Korunumu

Modellemede kullanılan momentum korunum denklemi aşağıdaki şekildedir.

$$\frac{\partial}{\partial t}\left(\rho u_i\right) + \frac{\partial}{\partial x_j}\left(\rho u_i u_j\right) + \frac{\partial p}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_j}\left[\mu\left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i}\right)\right] + \rho g_i + F_i \tag{3.4}$$

p : statik basınç

μ : moleküler viskozite

g : yerçekim ivmesi

F_i : dış kuvvetler

3.1.2 Genel Skala Özelliklerinin Korunumu

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho\phi)+\frac{\partial}{\partial x}(\rho u\phi)+\frac{\partial}{\partial y}(\rho v\phi)=\frac{\partial}{\partial x}\left[\Gamma_\phi\frac{\partial\phi}{\partial x}\right]+\frac{\partial}{\partial y}\left[\Gamma_\phi\frac{\partial\phi}{\partial y}\right]+S_\phi \tag{3.5}$$

Burada Γ_ϕ difüzyon katsayısı, S_ϕ ϕ özelliğinin kaynağıdır.

3.1.2.1 Enerjinin Korunumu

Enerjinin korunumu denklemi, statik halde entalpinin korunumu şartlarında program çözümlemesidir. Basınç ve dış kuvvetlerden dolayı türlerin difüzyonu ihmal edilebilir ve enerji denklemi aşağıdaki gibi tanımlanabilir.

$$\frac{\partial(\rho h)}{\partial t}+\frac{\partial(\rho u_i h)}{\partial x_i}=\frac{\partial}{\partial x_i}\left(k\frac{\partial T}{\partial x_i}\right)-\frac{\partial}{\partial x_i}\sum_{j'}h_{j'}J_{j'}+\frac{\partial p}{\partial t}+u_i\frac{\partial p}{\partial x_i}+\tau_{ij}\frac{\partial u_i}{\partial x_j}+S_h \tag{3.6}$$

T : sıcaklık

τ_{ij} : viskoz gerilme tensörü

$J_{j'}$: j' türünün akısı

k : karışımın ısıl iletkenliği

S_h : yayılma fazıyla ısı değişimi yüzünden entalpi kaynağı terimi

h statik entalpidir ve aşağıdaki şekilde tanımlanır.

$$h=\sum_{i'}m_{i'}h_{i'} \qquad \text{ve} \qquad h_{i'}=\int_{T_{ref}}^{T}C_{p,i'}dT$$

Burada T_{ref} referans sıcaklık, $C_{p,i'}$ i' türünün sabit basınçtaki özgül ısısıdır.

3.1.3 Türbülanslı Akışın Modellenmesi

Bir türbülanslı akışta, bir seri karmaşık olaylar yer alır ve akış davranışı kaotik ve rastgeledir. Türbülanslı akışın rastgele doğası, bütün akış parçacıklarının hareketinin tamamen tanımlanmasını engellemektedir.

Bir noktadaki hız, ortalama zamanda alınmış dalgalanan bileşenlerin toplamı olarak kabul edilir. $(u_i = \ddot{u}_i + u_i')$ Temel momentum denge verimine yerleştirilerek, genel tesir-oranlı momentum denklemi elde edilir. Bu Reynolds gerilmelerinin, türbülansın etkisi ile birleştirilmesi ve ortalama zamanda alınan hıza göre oluşan momentum koruma denklemi ile aynı formdadır.

Reynolds gerilmelerinin yaklaşık tahmini için, iki farklı türbülans modeli kullanılır; Standart k-ε modeli ve Reynolds gerilme modeli.

k-ε modeli, yarı ampirik bir modeldir. Jet akışı, borulardaki akış, düzlem kayma tabakalı gibi, türbülanslı akışların modellenmesinde önemli ölçüde kullanılır. Bu çalışmanın konusu olan ısı değiştiricilerindeki akış, k-ε modeli ile modellenmiştir.

Reynolds gerilme modeli ise, daha karışık bir modeldir. Siklon ayırıcıları, girdap yakıcılarında vb. modellerde daha kesinlik sağlarlar.

3.1.3.1 k-ε Modeli

k-ε modeli eddy-viskozite modeli olarak da bilinir. Reynolds gerilmesinin, ana hız gradyanı ile orantılı olduğu varsayılır.

Gerilmeler;

$$-\rho\overline{u_i'u_j'} = \mu_t\left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j}+\frac{\partial u_j}{\partial x_i}\right)-\rho\frac{2}{3}k\delta_{ij} \tag{3.7}$$

μ_t : türbülans viskozitesi

δ_{ij} : kroneker delta sensörü

u_i, u_j : ana hızlar

u_i', u_j' : dalgalanan hızlar

k : türbülanslı kinetik enerji $\left(\frac{1}{2}\sum_i \overline{u_i'^2}\right)$

türbülanslı eddy-viskozitesi moleküler viskoziteden farklıdır. Fakat laminer akıştaki moleküler viskozite ile aynı rolü oynar ve moleküler viskozite yerine efektif viskozite (μ_{eff}) kullanılır.

$$\mu_{eff} = \mu + \mu_t \tag{3.8}$$

türbülanslı viskozite μ_t, türbülanslı hız ve uzunluk skalası ürünlerinin oranları olarak varsayılır. Bu skalalar türbülans kinetik enerjisinden k ve yayılma oranı ε elde edilir.

$$\mu_t = \rho C_\mu \frac{k^2}{\varepsilon} \tag{3.9}$$

C_μ , oranlanabilirliğin ampirik sabitidir. (0.09 değerine yakındır)

k-ε modeli, Reynolds gerilmesinin izotropik olduğu, basit akışlar için iyi sonuçlar veren bu konsepti temel almıştır. Buna rağmen yukarıda tanımlandığı gibi μ_t doğrultusunda türbülans izotropik bir tanımı da vardır ve bu tahmin, yüksek izotropik olmayan türbülansa uymaz.

k-ε modelinde, k ve ε değerine türbülans viskozitesini (μ_t) hesaplamak için gerek duyulur ve taşıma denklemlerinden elde edilir.

k' nın değeri aşağıdaki şekilde elde edilir.

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho u_i k) = \frac{\partial}{\partial x_i}\left(\frac{\mu_t}{\sigma_k}\frac{\partial k}{\partial x_i}\right) + G_k - \rho\varepsilon \tag{3.10}$$

ε' nin değeri aşağıdaki şekilde elde edilir.

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \varepsilon) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho u_i \varepsilon) = \frac{\partial}{\partial x_i}\left(\frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon}\frac{\partial \varepsilon}{\partial x_i}\right) + C_{1\varepsilon}\frac{\varepsilon}{k}G_k - C_{2\varepsilon}\rho\frac{\varepsilon^2}{k} \tag{3.11}$$

$C_{1\varepsilon}, C_{2\varepsilon}$: ampirik sabitler

$\sigma_k, \sigma_\varepsilon$: prandtl sayıları

G_k : ana akıştan k' nın üretimi

Türbülanslı kinetik enerjinin üretim oranı aşağıdaki denklemden elde edilir.

$$G_k = \mu_t \left(\frac{\partial u_j}{\partial x_i} + \frac{\partial u_i}{\partial x_j} \right) \frac{\partial u_i}{\partial x_i} \tag{3.12}$$

Tablo 3. 1. k-ε Modelde Kullanılan Ampirik Sabitler.

SABİT	C_μ	σ_k	σ_ε	$C_{1\varepsilon}$	$C_{2\varepsilon}$
DEĞER	0.09	1.0	1.3	1.44	1.92

3.1.3.2 Reynolds Gerilme Modeli (RSM)

Kompleks akışlarda hız ve uzunluk skalaları yöne bağlı olarak değişir, özel Reynolds gerilmelerinin hesaplandığı akışlar için gereklidir ve bu tip durumlarda iyi sonuçlar vermektedir. RSM' de gerilme bileşenleri, bu tip taşıma gerilmelerini tanımlayan diferansiyel denklemlerde direk hesaplanır. Momentum denklemlerinden elde edilen taşıma denklemleri gerilme bileşenleri için çözülür.

$$\frac{\partial}{\partial t}\left(\overline{u_i'.u_j'} \right) + \overline{u}_k \frac{\partial}{\partial x_k}\left(\overline{u_i'.u_j'} \right) = \frac{\partial}{\partial x_k}\left(\frac{\upsilon_t}{\sigma_k} \frac{\partial \overline{u_k'.u_j'}}{\partial x_k} \right) - \left(\frac{\partial u_j}{\partial x_k}\left(\overline{u_i'.u_j'} \right) + \frac{\partial u_i}{\partial x_k}\left(\overline{u_j'.u_k'} \right) \right) + \Phi_{ij} - \varepsilon_{ij} \tag{3.13}$$

Φ_{ij} : basınç gerilme korelasyonuna bağlı kaynak/kayıp, ε_{ij} viskoz yayılımdır.

$$\Phi_{ij} = -C_3 \frac{\varepsilon}{k}\left(\overline{u_i'.u_j'} - \frac{2}{3}\delta_{ij}k \right) - C_4\left(P_{ij} - \frac{1}{3}\delta_{ij}P_{ij} \right) \tag{3.14}$$

C_3 ve C_4 model sabitleridir.

$$\varepsilon_{ij} = \frac{2}{3}\delta_{ij}\varepsilon \tag{3.15}$$

denklem (3.12)' den elde edilen izotropik yayılma oranıdır.

3.2 Navier-Stokes Denklemleri

$$\frac{\partial v}{\partial t} + v.\nabla v = -\frac{1}{\rho}\nabla \mathrm{P} + F + \upsilon\nabla^2 v$$

3.2.1 Kartezyen Koordinatlarda Navier-Stokes Denklemleri

x yönünde:

$$\left(\frac{\partial v_x}{\partial t} + v_x\frac{\partial v_x}{\partial x} + v_y\frac{\partial v_x}{\partial y} + v_z\frac{\partial v_x}{\partial z}\right) = -\frac{1}{\rho}\frac{\partial \mathrm{P}}{\partial x} + F_x + \upsilon.\left(\frac{\partial^2 v_x}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 v_x}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 v_x}{\partial z^2}\right)$$

y yönünde:

$$\left(\frac{\partial v_y}{\partial t} + v_x\frac{\partial v_y}{\partial x} + v_y\frac{\partial v_y}{\partial y} + v_z\frac{\partial v_y}{\partial z}\right) = -\frac{1}{\rho}\frac{\partial \mathrm{P}}{\partial y} + F_y + \upsilon.\left(\frac{\partial^2 v_y}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 v_y}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 v_y}{\partial z^2}\right)$$

z yönünde:

$$\left(\frac{\partial v_z}{\partial t} + v_x\frac{\partial v_z}{\partial x} + v_y\frac{\partial v_z}{\partial y} + v_z\frac{\partial v_z}{\partial z}\right) = -\frac{1}{\rho}\frac{\partial \mathrm{P}}{\partial z} + F_z + \upsilon.\left(\frac{\partial^2 v_z}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 v_z}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 v_z}{\partial z^2}\right)$$

3.2.2 Silindirik Koordinatlarda Navier-Stokes Denklemleri

r yönünde:

$$\left(\frac{\partial v_r}{\partial t} + v_r\frac{\partial \upsilon_r}{\partial r} + \frac{v_\theta}{r}\frac{\partial v_r}{\partial \theta} - \frac{{v_\theta}^2}{r} + v_z\frac{\partial v_r}{\partial z}\right) = -\frac{1}{\rho}\frac{\partial \mathrm{P}}{\partial r} + F_r$$
$$+ \upsilon.\left[\frac{\partial}{\partial r}\left(\frac{1}{r}\frac{\partial}{\partial r}(rv_r)\right) + \frac{1}{r^2}\frac{\partial^2 v_r}{\partial \theta^2} - \frac{2}{r^2}\frac{\partial v_\theta}{\partial \theta} + \frac{\partial^2 v_r}{\partial z^2}\right]$$

θ yönünde:

$$\left(\frac{\partial v_\theta}{\partial t}+v_r\frac{\partial v_\theta}{\partial r}+\frac{v_\theta}{r}\frac{\partial v_\theta}{\partial \theta}+\frac{v_r v_\theta}{r}+v_z\frac{\partial v_\theta}{\partial z}\right)=-\frac{1}{r\rho}\frac{\partial \mathrm{P}}{\partial \theta}+F_\theta$$
$$+\upsilon.\left[\frac{\partial}{\partial r}\left(\frac{1}{r}\frac{\partial}{\partial r}(rv_\theta)\right)+\frac{1}{r^2}\frac{\partial^2 v_\theta}{\partial \theta^2}+\frac{2}{r^2}\frac{\partial v_r}{\partial \theta}+\frac{\partial^2 v_\theta}{\partial z^2}\right]$$

z yönünde:

$$\left(\frac{\partial v_z}{\partial t}+v_r\frac{\partial v_z}{\partial r}+\frac{v_\theta}{r}\frac{\partial v_z}{\partial \theta}+v_z\frac{\partial v_z}{\partial z}\right)=-\frac{1}{\rho}\frac{\partial \mathrm{P}}{\partial z}+F_z$$
$$+\upsilon.\left[\frac{1}{r}\frac{\partial}{\partial r}\left(r\frac{\partial v_z}{\partial r}\right)+\frac{1}{r^2}\frac{\partial^2 v_z}{\partial \theta^2}+\frac{\partial^2 v_z}{\partial z^2}\right]$$

4 . BÖLÜM

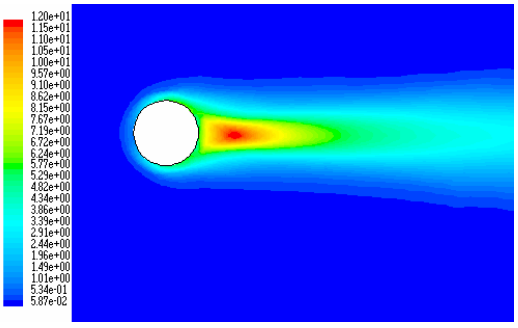
KANAT PROFİLLERİNİN MODELLENMESİ

4.1 Giriş

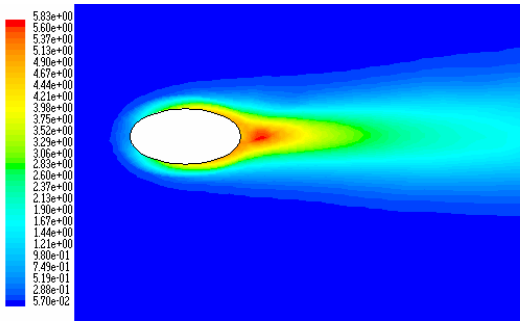
Hesaplamalı akışkanlar dinamiği (HAD) sonlu farklar metodu yardımıyla denklemlerin çözümünde nümerik kolaylık sağlamaktadır. Akış alanının HAD ile modellenmesi; akış alanı geometrisi, akış aerodinamiği ve sınır şartlarına bağlı olarak farklı yollardan yapılabilinir.

Simülasyona başlamadan önce, modellemenin amacı, modelin seçimi (fiziksel sistem, sınır şartları, 2-3 boyut), grid oluşumu, fiziksel model tanımlamaları gibi bir kaç nokta göz önünde bulundurulmalıdır.

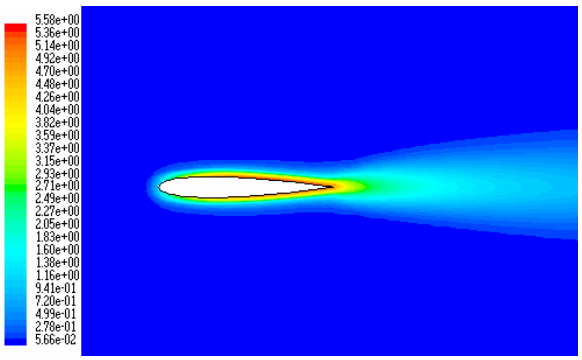
Problemi tanımlamadan önce kanat profili seçilmesindeki önemli faktör Şekil 4.1-4.3. de gösterilmiştir.



Şekil 4.1. Dairenin Türbülans Yoğunluğu Değişimi.



Şekil 4.2. Elipsin Türbülans Yoğunluğu Değişimi.



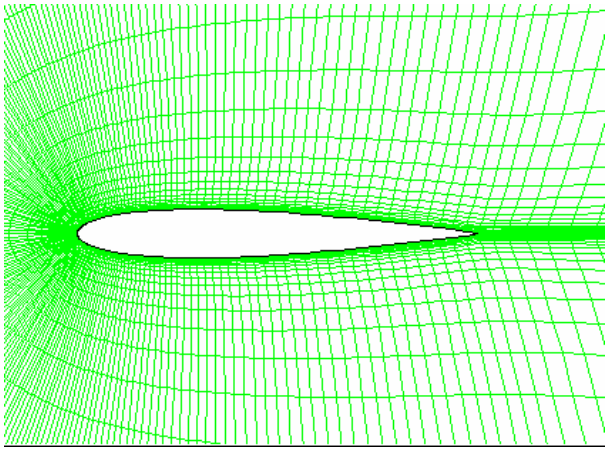
Şekil 4.3. Kanat Profilinin Türbülans Yoğunluğu Değişimi.

Şekil 4.1-4.3 de daire, elips ve kanat profili için türbülans yoğunluğu değişimi gösterilmiştir. Serbest akım bölgesinde küt cisimlerin arkasındaki türbülans yoğunluğu aynı sınır şartların da, daire için akım ayrılması çok erken başlayıp çok yüksek değerlere çıkarken, profilin değişimi ile türbülans yoğunluğunun ve akım ayrılmasının azaldığı Şekil 4.3' de anlaşılmaktadır.

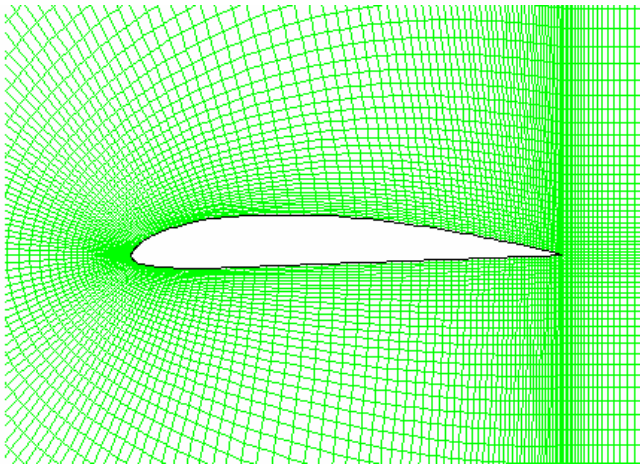
4.2 Problemin Tanımı

Bu çalışmada, Simetrik Naca0012, kambur Clark-Y, Transonik RAE2822 ve Süperkritik Whitcomb kanat profillerinin etrafındaki akış nümerik olarak incelenmiştir. Farklı hızlarda kullanılmak için tasarlanmış kanat profilleri üzerinde geometrik değişikliğin ve hızın, akış üzerindeki etkileri incelenmiştir.

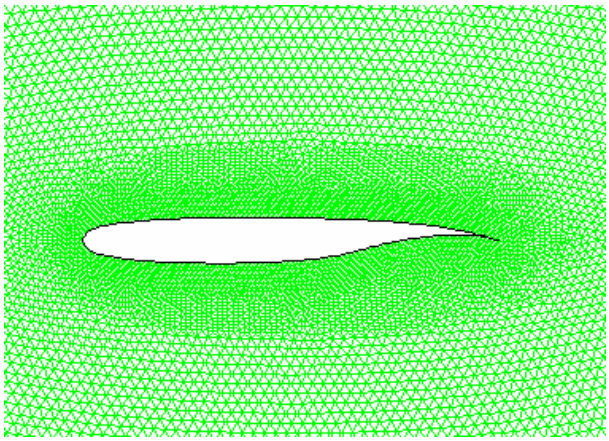
Bu çalışmada GAMBIT® ile modellenen kanat profilleri FLUENT® paket programında aerodinamik analizler yapılarak teorik olarak incelenmiştir. Kanat profili etrafındaki akışın viskoz etkilerden etkilenmemesi için sonsuz büyük bir ortam modellenerek çözüm yapılmıştır. Kanat profiline hücum açısı verilirken kanat profilini çevirmek yerine kanat profiline gelen akışın yönü değiştirilmiştir. Bu sayede modelleme işlemi daha kolay yapılmıştır. Bu işlemin doğruluğunu ispatlamak için NACA 0012 kanat profili farklı hücum açılarında GAMBIT®'de modellendikten sonra FLUENT® 'te hücum açısı verilerek sonuçlar karşılaştırılmıştır. Böylece her bir kanat profilini farklı açılarda modellemek yerine FLUENT®'te hücum açısı vererek düşük hücum açılarında nümerik çözüm yapılabileceği de kanıtlanmıştır. Şekil 4.4-4.7.'de ise incelenen kanat profillerinin serbest akım bölgesindeki ağ yapısı verilmiştir.



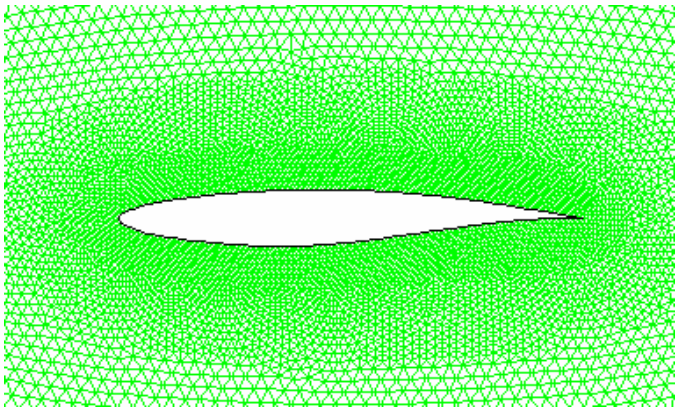
Şekil 4.4. Naca0012 (Simetrik) Kanat Profili.



Şekil 4.5. Clark-Y (Kambur) Kanat Profili.

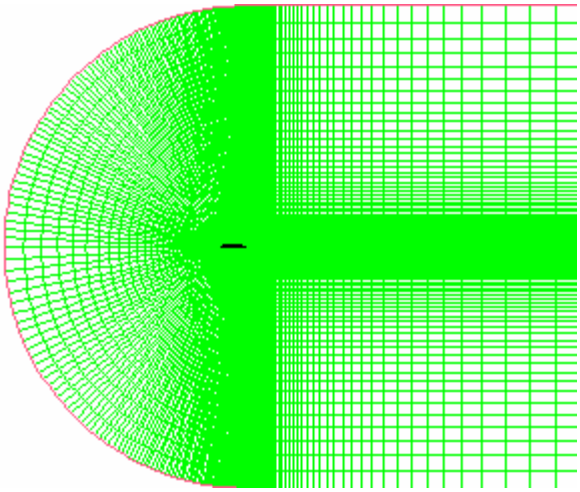


Şekil 4.6. Whitcomb (Süperkritik) Kanat Profili.



Şekil 4.7. RAE (Transonik) Kanat Profili.

Modellenen kanat profillerinin kanat açıklığı yönünde bir değişikliğin olmadığı düşünülerek çalışmalar 2 boyutlu olarak gerçekleştirilmiştir. Clark-Y kanat profillerinin serbest akım bölgesi modellenirken havanın geldiği girişte, kanat profilinin üst ve alt bölgesinde birim veter uzunluğunun 10 katı, kanat kesiti arkasında kalan alan için ise birim veter uzunluğunun 20 katı olarak modellenmiştir. Clark-Y kanat profilinde hazırlanan serbest akım bölgesi Şekil 4.8' deki gibidir. Burada kanat kesitine doğru yaklaşan bölgelerde çözüm hassasiyetinin yakalanması için yoğunlaştırılmış mesh kullanılmıştır.



Şekil 4.8. Clark-Y Kanat Profilinde Modellenen Serbest Akım Bölgesi.

Diğer kanat profillerinin serbest akım bölgesi modellenirken hem yoğunlaştırılmış mesh olmasına dikkat edilmiştir.

Yapılan nümerik çalışmalarda akışkanın sıkıştırılabilirlik etkisini göz önüne alarak Couple yani yoğunluğun değişken olduğu çözüm metodu uygulanmıştır. Burada sıcaklığa ve basınca bağlı olarak yoğunluk değişmektedir.

4.3 Fiziksel Özellikler

Akışkanın fiziksel özellikleri, akış problemlerinin çözülmesi için gereklidir. Akışkanın fiziksel özellikleri, sıcaklığın bir fonksiyonu gibi değişik yollarla tanımlanabilir. FLUENT®, kg/m-s biriminde dinamik viskozite gibi viskoziteyi cevaplar. Akışkan viskozitesi, ısıl iletkenlik ve özgül ısı kapasitesi sıcaklığın bir fonksiyonu gibi tanımlanır.

Akışkan yoğunluğu, ideal gaz kanunu yoluyla tanımlanır. Her bir türün moleküler ağırlıkları ve kütle oranları yerel sıcaklık ve işletme basıncı kullanılarak akış içindeki her bir noktanın yoğunluğunu hesaplamak için kullanılır. Yoğunluk, aşağıdaki denklemden hesaplanır.

$$\rho = \frac{P_{OP}}{RT\sum_{i'} \frac{m_{i'}}{M_{i'}}} \tag{4.1}$$

R : Üniversal gaz sabiti

$M_{i'}$: i türünün moleküler ağırlığı

$m_{i'}$: i türünün kütle oranı

P_{OP} : İşletme basıncı

Bu çalışmada akış daimi ve iki boyutludur. Kanat profillerinin dışında akışkan olarak hava kullanılmıştır. Havanın yoğunluğu 1.225 kg / m^3, boyutsuz basınç katsayısı, C_p 1006.43 J / kg-ºK, ısıl iletkenliği 0.0242 W /mºK, viskozitesi 1.7894×10^{-5} kg/m-s olarak alınmıştır.

4.4 Sınır Şartları

Serbest akım bölgesi ve kanat profili için sınır şartları tanımlanmıştır. Sınır şartlarında, serbest akım bölgesindeki hız, aerodinamik çalışmalarda kullanılan boyutsuz bir sayı olan Mach Sayısı olarak tanımlanmıştır. Türbülans modeli olarak, genellikle Aerodinamik uygulamalarda kullanılan Spalart-Allmaras modeli seçilmiştir. Spalart-Allmaras Türbülans modeli aşağıdaki gibi tanımlanır.

4.5 Çözüm Yöntemleri

Bu nümerik çalışma da, bir HAD programı olan FLUENT® 6.3 kullanılarak modelleme gerçekleştirilmiştir. Denklemi etkileyen faktörler, türbülans şiddeti, enerji, momentum ve kütle korunumu, bir serbest akım bölgesi oluşturularak çözülür. Türbülans modeli olarak seçilen Spalart-Allmaras modeli geliştirilmiş tek denklemli Reynolds, Navier-Stokes denklemini çözer. Bu uygulama havacılık alanındaki uygulamaların sınır tabaka ile içeren çözümlerinde tercih edilmektedir. Spalart-Allmaras türbülans modeli aşağıdaki gibidir.

$$\mu_t = \rho\tilde{\nu}\left[\frac{(\tilde{\nu}/\nu)^3}{(\tilde{\nu}/\nu)^3 + {c_{\nu 1}}^3}\right]$$

$$\rho\frac{D\tilde{\nu}}{Dt} = \rho c_{b1}\tilde{S}\tilde{\nu} + \frac{1}{\sigma_{\tilde{\nu}}}\left[\frac{\partial}{\partial x_j}\left\{(\mu + \rho\tilde{\nu})\frac{\partial\tilde{\nu}}{\partial x_j}\right\} + \rho c_{b2}\left(\frac{\partial\tilde{\nu}}{\partial x_j}\right)^2\right] - \rho c_{w1} f_w \frac{\tilde{\nu}}{d^2}$$

4.6 Boyutsuz Parametreler

Boyutsuz parametreler, akışkan hareketi ile ilgili olayların etkin bir şekilde daha iyi anlaşılmasına katkı sağlamaktadır. Çünkü boyutsuz sayılar incelenen olayın gerçekleştiği sistemin boyutlarından bağımsızdır. Boyutsuz sayılar sınırlı sayıda yapılmış deneylerden elde edilen sonuçların farklı fiziksel boyutlar ve farklı akışkan özellikleri içeren durumlara uygulanmasına imkân sağlar. Bu çalışmada hız parametresi ve sıcaklık parametresi boyutsuzlaştırılarak değerlerin daha kolay anlaşılır olması istenmiştir. Boyutsuz hız parametresi ve sıcaklık parametresi hesaplanan Mach Sayısı ve sıcaklık değeri ile serbest akım bölgesinde ki Mach Sayısının ve sıcaklık değerinin birbirine oranıyla bulunur.

4.7 Yakınsama Kriterleri

FLUENT ticari yazılımlarında yakınsama parametreleri aşağıdaki gibi belirlenmiştir.

- Süreklilik - 10^{-5}
- X yönündeki hız - 10^{-5}
- Y yönündeki hız - 10^{-5}
- Enerji - 10^{-5}
- Nut - 10^{-5}

Bu çalışmada, Segregated çözüm yöntemi ile Couple çözüm yöntemleri karşılaştırılmıştır. Basınç ve yoğunluk değişimini göz önünde bulundurup, sıkıştırılabilirliği tanımlayan Couple çözümü uygun bulunarak çözümler buna göre yapılmıştır.

5 . BÖLÜM

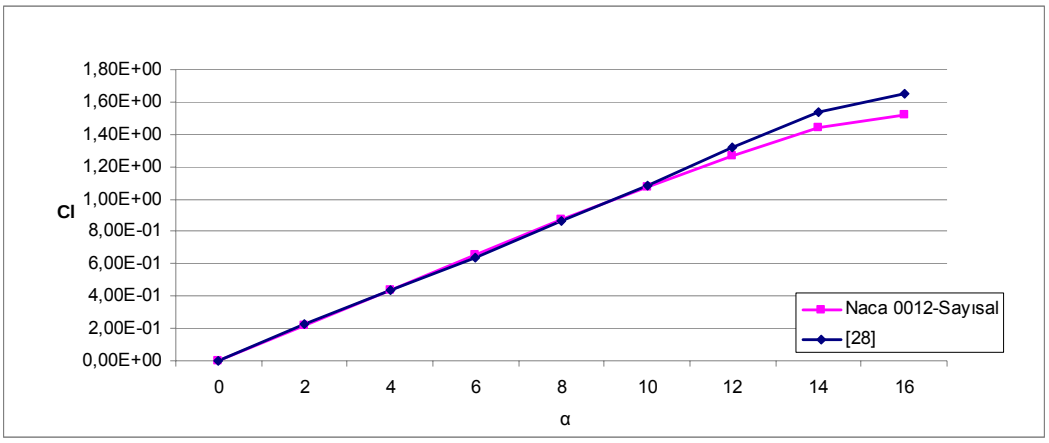
SAYISAL ÇÖZÜMLER VE İRDELEME

HAD modellemesi gerçekleştirilen, Naca-0012, Clark-Y, Rae ve Windcomb kanat profillerinin farklı hız ve hücum açılarında çözümler yapılarak aerodinamikte çok önemli olan aerodinamik kuvvetler, basınç katsayıları, sıcaklık dağılımları, hız dağılımları detaylı olarak elde edilmiştir.

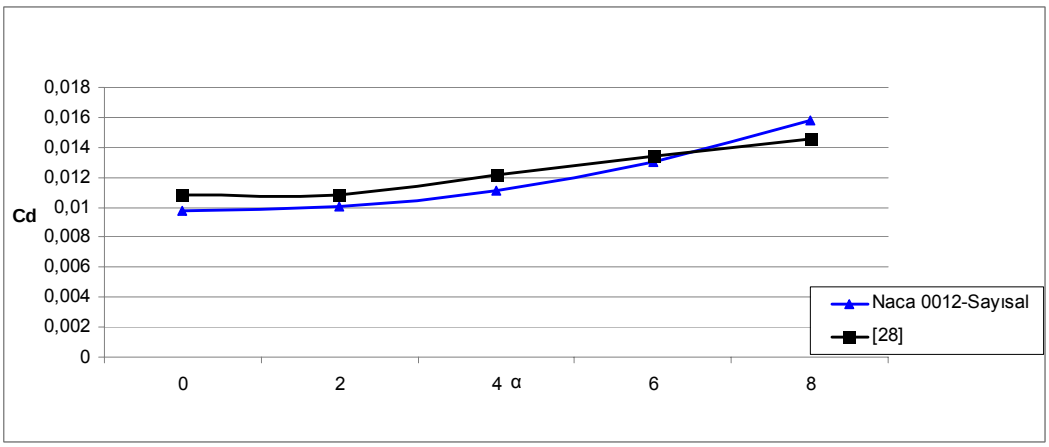
Bir uçak veya benzeri bir cismi geçmek de olan hava akımının yolu, bu cisim tarafından değiştirilir. Bu da havanın yerel hızının değişmesine neden olur. Cisim etrafında çeşitli noktalardaki farklı hızlar, Bernoulli denklemine göre cisim etrafında her noktada değişen bir basınç dağılımına neden olur. Bu basınç kuvvetlerinin ve hava ile cisim yüzeyi arasındaki sürtünme kuvvetlerinin bileşkesi, cisim üzerinde bir bileşke kuvvetle bir bileşke moment oluşturur. İşte bu yolla cisme etkiyen kuvvet ve momente aerodinamik kuvvet ve moment adı verilir. Bu çalışmada kanat profillerinin aerodinamik kuvvetleri doğrudan etkileyen aerodinamik katsayıları (C_L, C_D, C_M), literatürde fines olarak geçen taşıma kuvvetinin sürüklenme kuvvetine oranı (L/D) ile sıcaklık, Mach Sayısı ve basınç katsayıları incelenerek aynı hız ve hücum açılarında birbirleri ile karşılaştırma yapılmıştır.

Bu tez çalışmasında kullanılan, ağ yapısı, türbülans denklemleri ve serbest akım bölgesindeki modellenen kanat profillerinin doğruluğu, Naca 0012 kanat profili için bulunan aerodinamik katsayılar ile Abbott ve Doenhoff' un Naca 0012 profili için $3x10^6$ Reynolds sayısında (0,26 Mach Sayısında) bulmuş olduğu aerodinamik katsayıların karşılaştırılması ile yapılmıştır. Bu karşılaştırma sonuçları grafiksel olarak Şekil 5.1-5.3' de gösterilmiştir.

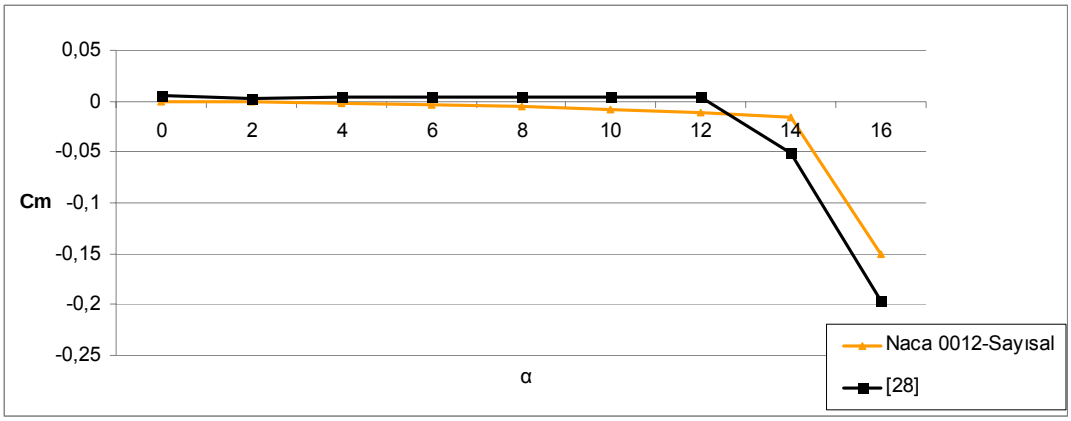
Taşıma katsayısı (C_L), bu tez çalışmasında 10˚ hücum açısına kadar Şekil 5.1 deki gibi Abbott ve Doenhoff' un çalışmasına benzer olarak arttıktan sonra 10˚ hücum açısından sonra az da olsa farklılık göstermektedir. Aynı şekilde Şekil 5.2' deki sürüklenme katsayısı (C_D), bu 2 çalışmada da 8˚ hücum açısına kadar azalarak artmıştır. Sonuçlar birbirleri ile benzerlik göstermektedir. Şekil 5.3'de tez çalışmasındaki moment katsayısı (C_M) değişimi ile Abbott ve Doenhoff' un deneysel çalışmalarındaki C_M değerleri aynı grafikte gösterilmiştir. 12˚ hücum açısına kadar devam eden benzerlik daha sonra farklılık göstermiştir. Bu tez çalışmasında bulunan sonuçlar Abbott ve Doenhoff' un Naca 0012 kanat profili için yaptıkları deneysel sonuçlara benzerlik gösterdiği için diğer kanat profilleri içinde yapılan çalışmaların doğru olduğu kabul edilmiştir.



Şekil 5.1. Naca 0012 kanat profili için Abbott ve Doenhoff ile tez çalışmasındaki C_L değerinin karşılaştırılması.



Şekil 5. 2. Naca 0012 kanat profili için Abbott ve Doenhoff ile tez çalışmasındaki C_D değerinin karşılaştırılması



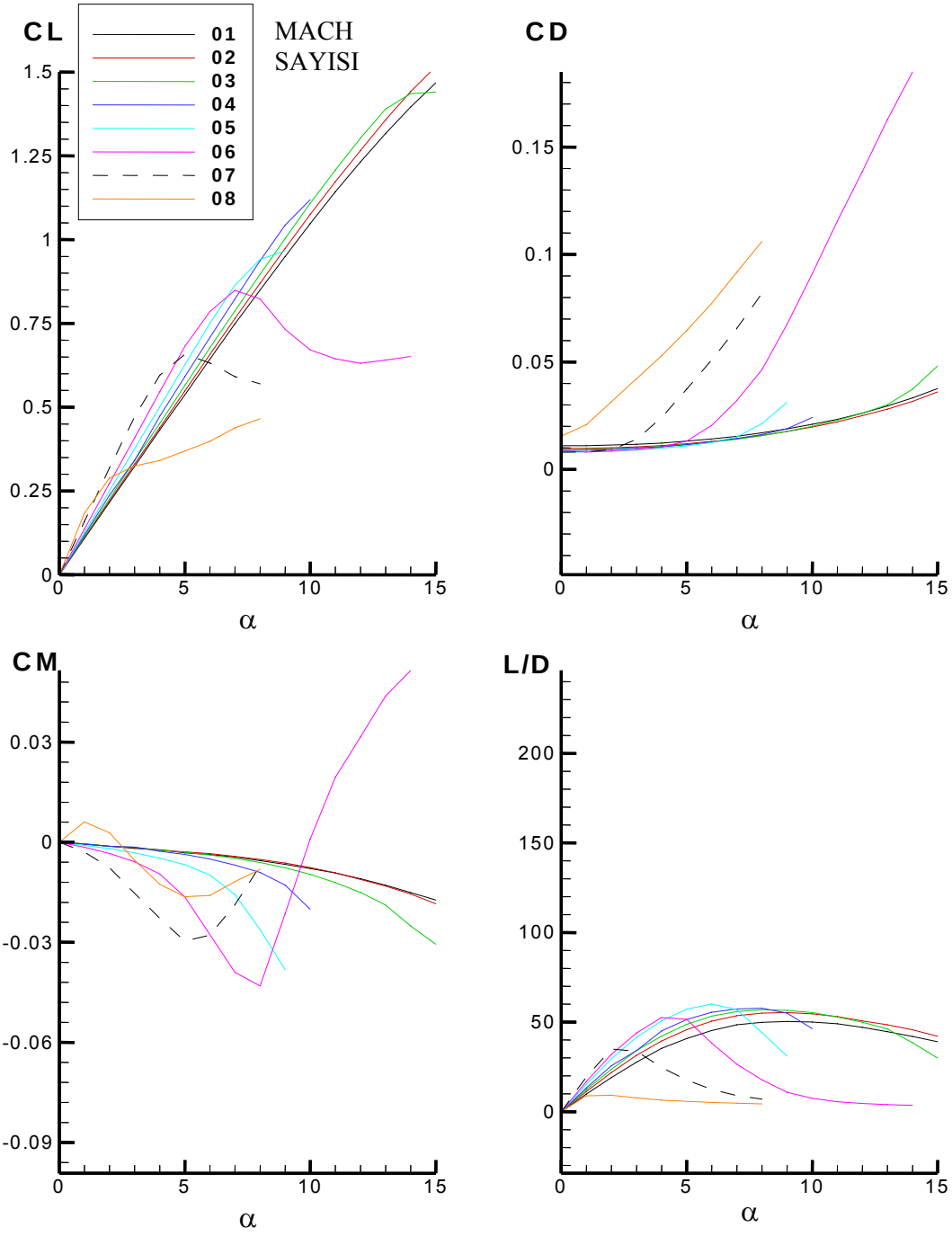
Şekil 5.3. Naca 0012 kanat profili için Abbott ve Doenhoff ile tez çalışmasındaki C_D değerinin karşılaştırılması.

5.1 Aerodinamik Katsayılar

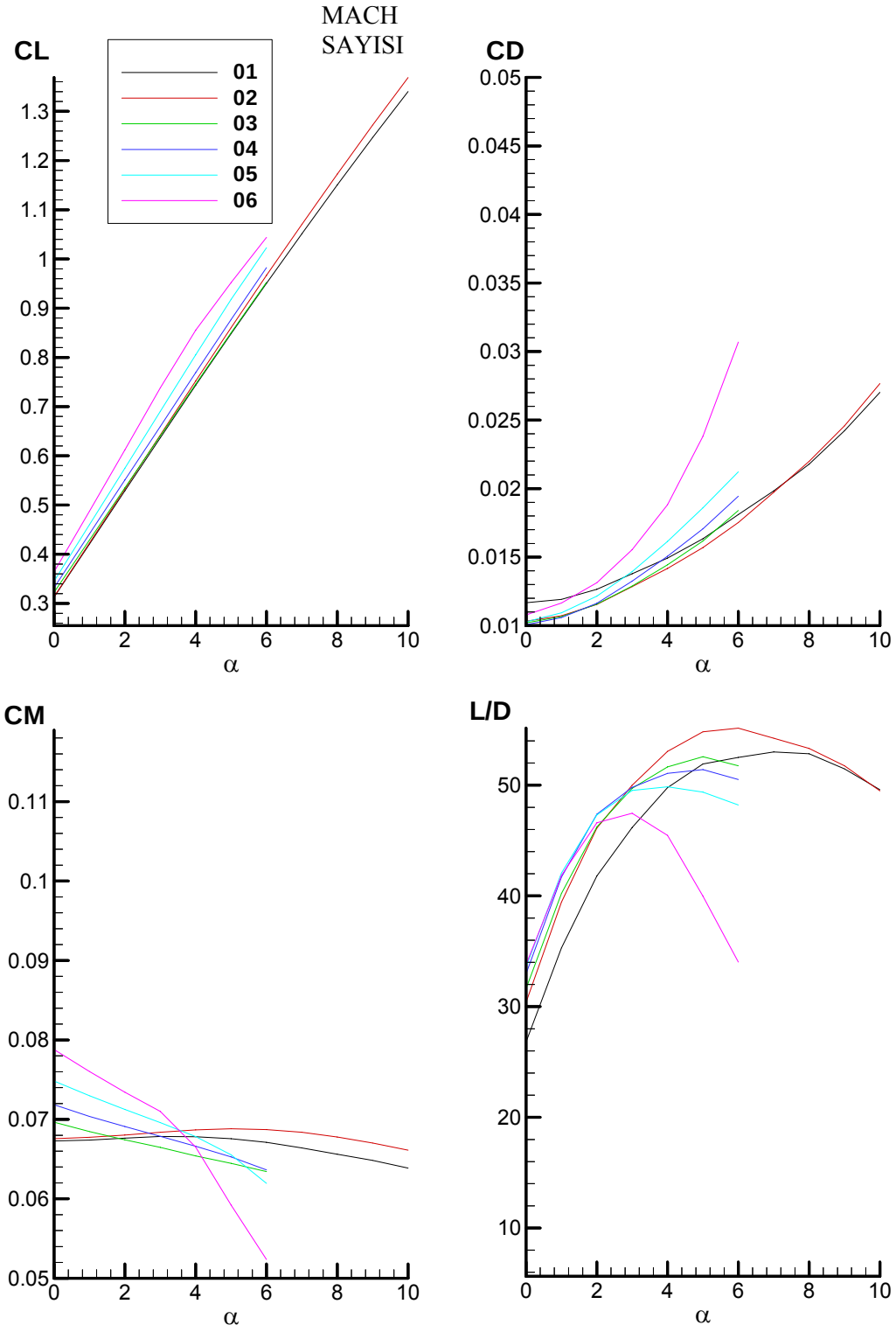
Naca-0012 ve Clark-Y kanat profillerinin aerodinamik katsayılarının gösterildiği Şekil 5.4. ve 5.5.'de taşıma katsayısı C_L, sürüklenme katsayısı C_D, moment katsayısı C_M ve taşıma kuvvetinin sürüklenme kuvvetine oranı (fines) gösterilmiştir. Simetrik kanat profilinde C_L, 0° hücum açısında 0'a çok yakın bir değerde başlarken Clark-Y kanat profilinde 0.32'nin üzerinde bir değerde başlar. Taşıma kuvveti ile doğru orantılı olan taşıma katsayısının Clark-Y kanat profilinde simetrik kanat profiline göre daha yüksek olduğu görülmektedir. Bu grafikten de anlaşıldığı gibi hücum açısı 0˚ olduğu zaman bile Clark-Y kanat profiline etki eden bir taşıma kuvveti vardır. Sürüklenme kuvveti ile doğru orantılı C_D, simetrik kanat profili ve Clark-Y kanat profili için taşıma katsayısındaki kadar belirgin farklılıklar göstermemektedir. Ancak 0.6 Mach Sayısı için Naca 0012 kanat profilinde 10° hücum açısında C_D 0.15 değerine ulaşırken, Clark-Y kanat profilinde 6° hücum açısında dahi 0.03 değerini geçmektedir.

Moment katsayısı C_M, Şekil 5.4 ve 5.5'de görüldüğü gibi Clark-Y kanat profilinde simetrik kanat profiline göre daha yüksek değerde başlamaktadır. Farklı hücum açılarında ve Mach Sayılarında yapılan çözümler sonucu moment katsayısının simetrik kanat profilinde maksimum 0.05 civarına ulaşırken Clark-Y kanat profilinde 0.08 değerini bulmaktadır. Uçak kanat profillerinde L/D yani taşıma kuvvetinin sürüklenme kuvvetine oranının yüksek olması istenmektedir. Clark-y kanat profilinde de simetrik kanat profiline göre aynı hızda ve aynı hücum açılarında L/D oranı daha yüksektir. Naca

0012 kanat profilinde 0.2 Mach' da L/D oranı maksimum 50 civarına 8° hücum açısında ulaşırken, Clark-Y kanat profilinde bu değere aynı hızda 4° hücum açısında erişmektedir. Sonuçta Clark-Y kanat profili ile daha az enerji harcayarak optimum L/D oranına erişilebilmektedir.

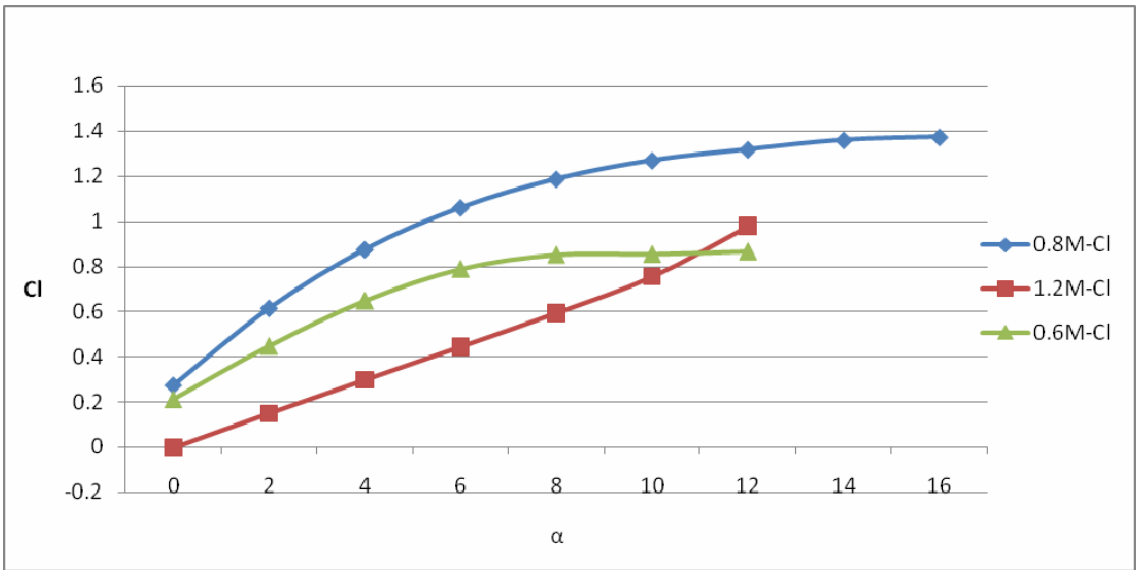


Şekil 5.4. NACA0012 Kanat Profiline ait Aerodinamik Katsayılar ve Taşıma/ Sürüklenme Kuvveti Oranı.

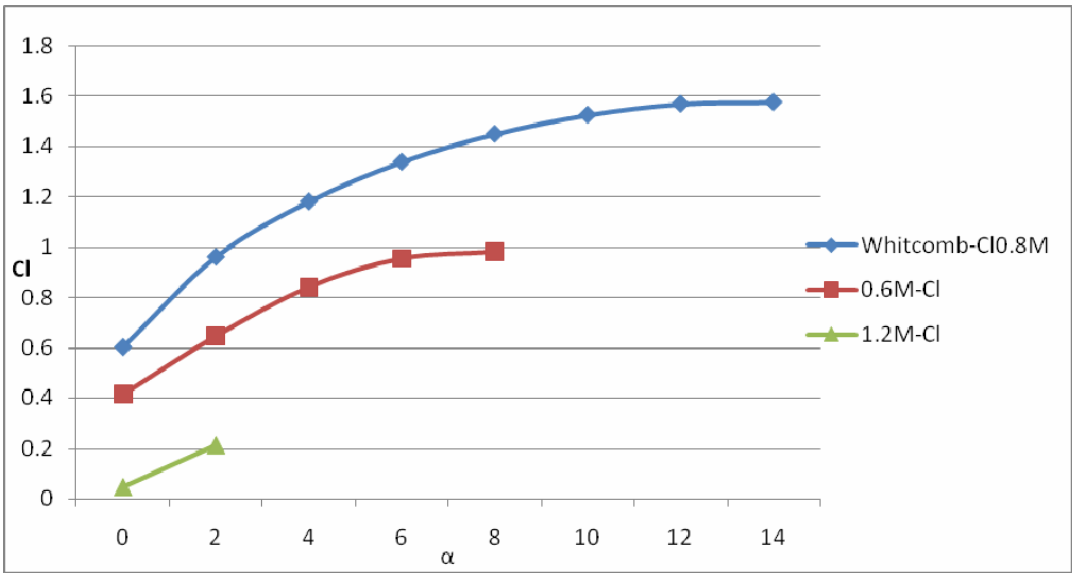


Şekil 5.5. Clark-Y Kanat Profiline Ait Aerodinamik Katsayılar Ve Taşıma/ Sürüklenme Kuvveti Oranı.

RAE kanat profilinde kaldırma katsayısı C_L Şekil 5.6 de gösterilmiştir. Grafikten de anlaşılacağı gibi 0˚ hücum açısında RAE kanat profiline etki eden kaldırma katsayısı hızların değişmesiyle birlikte farklılık göstermektedir. RAE kanat profilinde 0.8 Mach Sayısında 0˚ hücum açısında 0.27 ile başlayan C_L değeri, profilde 16˚ hücum açısına kadar azalarak artmaktadır. 0.6 Mach Sayısında 0.21 değeriyle başlayan C_L'de, 12˚ hücum açısında 0.86 değerine ulaşmıştır. 1.2 Mach Sayısına baktığımız zaman RAE kanat profiline 0˚ hücum açısında etki eden kaldırma katsayısı 0'a çok yakın bir değerde başlayarak 12 hücum açısında 0.98 değerine ulaşmıştır. Bu değerden sonra çözüm elde edilememiştir. Süperkritik kanat profili Whitcomb'da kaldırma katsayısı değişimi Şekil 5.7.' de gösterilmiştir. Grafikten de görüldüğü gibi 0˚ hücum açısında 0.6 Mach Sayısı için 0.4 değerinden başlayıp sonuçlar, 8˚ hücum açısına kadar sağlanmıştır. Bu değerde 0.98 değerine ulaşmıştır. 0.8 Mach için 0˚ hücum açısında 0.6 M değerinden başlayarak 14˚ hücum açısına kadar çözümler sağlanmıştır. 14˚ hücum açısından sonra 1.5 değerinde olan C_L, bu değerden sonra sapma göstermektedir. 1.2 Mach Sayısı için Whitcomb kanat profilinde çözümler 2˚ hücum açısından sonra sapma göstermiş ve profil perdövitese girmiştir.

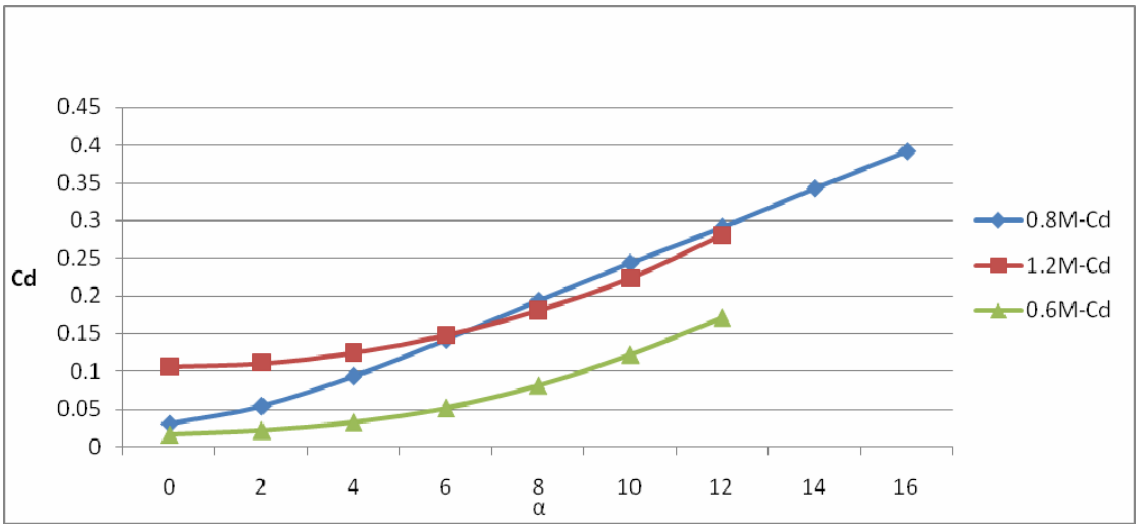


Şekil 5.6. RAE Kanat Profilinin Kaldırma Katsayısı Değişimi.

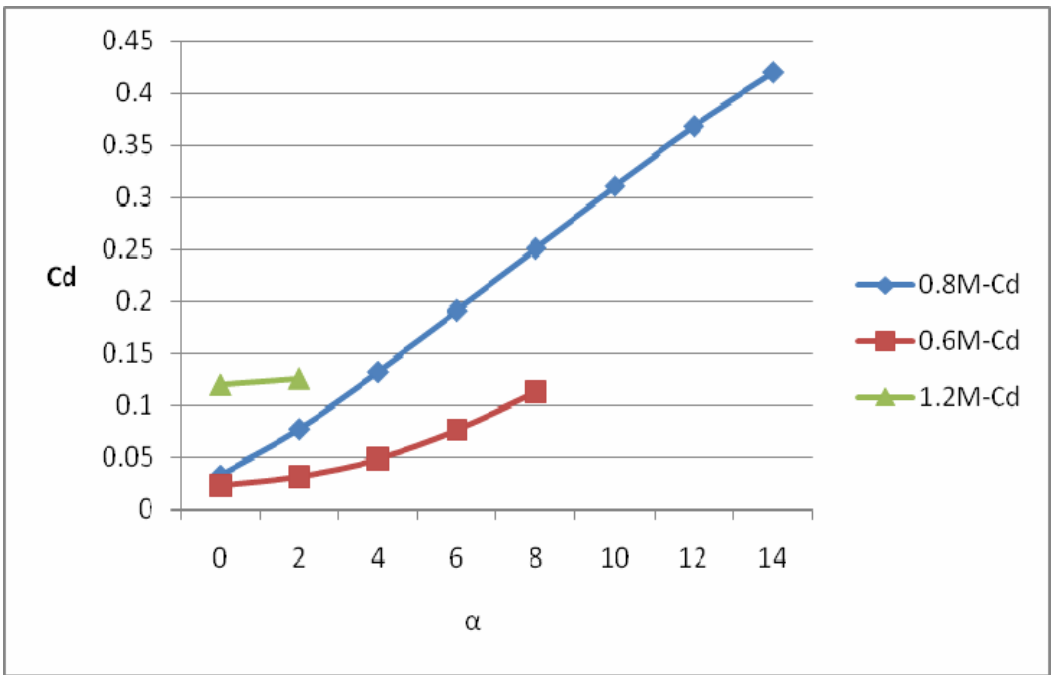


Şekil 5.7. Whitcomb Kanat Profilinin Kaldırma Katsayısı Değişimi.

RAE kanat profili için sürüklenme katsayısı C_D Şekil 5.8.'de gösterilmiştir. 0.6 Mach Sayısında 0˚ hücum açısında 0.016 değerinde başlayıp 12 hücum açısına kadar çözümler elde edilerek 0.17 değerine ulaşmıştır. Bu değerden sonra sonuçlarda sapma görülmüştür. Transonik bir kanat profili olan RAE kanat profilinde, 0.8 Mach Sayısında 0˚ hücum açısında 0.03 değerinde başlayarak sonuçlar 16˚ hücum açısına kadar sağlanmıştır. Bu derecede 0.36 değerine ulaşan sürüklenme katsayısı daha sonra bozularak sapma göstermiştir. 1.2 Mach Sayısında 0.106 değerinde başlayan sürüklenme katsayısı 12˚ hücum açısında 0.28 değerlerine ulaşmıştır. Süperkritik kanat profili Whitcomb da ise sonuçlar 8˚ hücum açısına kadar RAE kanat profilindeki sürüklenme katsayısı sonuçları ile benzerlik göstermektedir. Ancak bu değerden sonra Whitcomb da değerler RAE ye göre artmaktadır. Şekil 5.9.'da Whitcomb kanat profiline ait 0.6M, 0.8M ve 1.2 Mach değerlerindeki sürüklenme katsayısı değerlerini gösterilmektedir. Ancak 1.2 Mach da sonuçlar ancak 2˚ hücum açısına kadar elde edilmiştir.



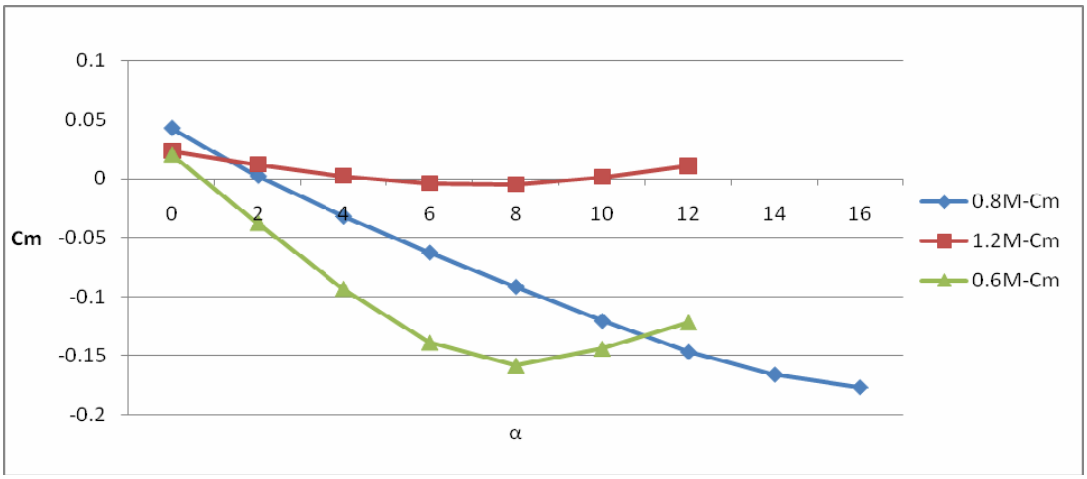
Şekil 5.8. RAE Kanat Profilinin Sürüklenme Katsayısı Değişimi.



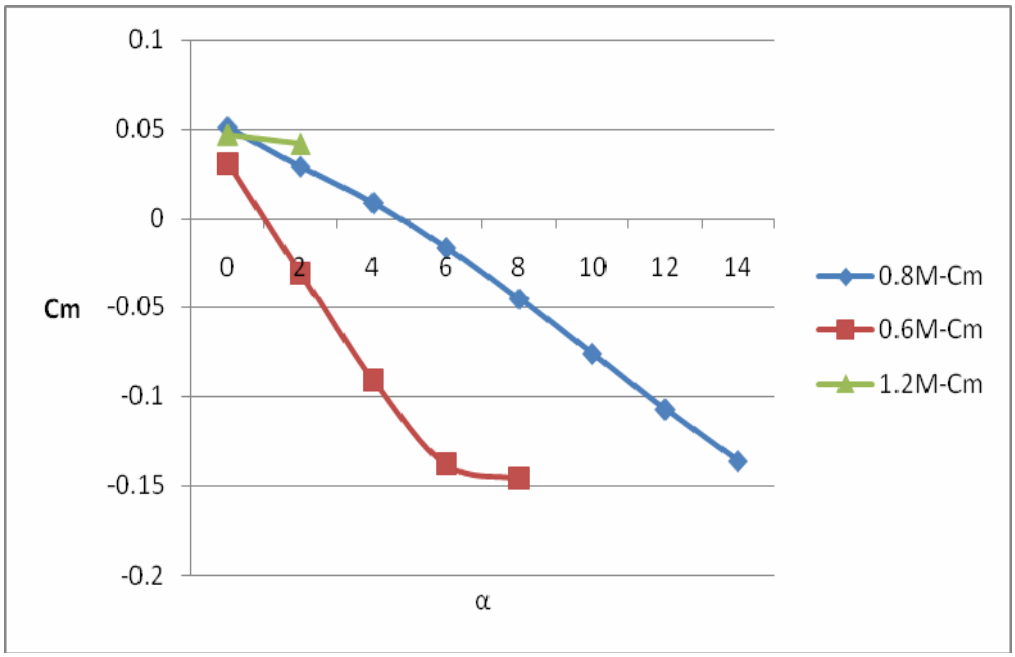
Şekil 5.9. Whitcomb Kanat Profilinin Sürüklenme Katsayısı Değişimi.

RAE kanat profiline ait moment katsayısı grafiği Şekil 5.10.'da gösterilmektedir. Grafikte de görüldüğü gibi 0.6, 0.8 ve 1.2 Mach Sayılarında çözümler yapılmıştır. Moment, C_M katsayısı ile doğru orantılıdır. Şekil 5.11.' de Whitcomb kanat profiline ait moment katsayısı görülmektedir. Grafiklerden de anlaşıldığı gibi süper kritik kanat

profili olan Whitcomb kanat profilindeki C_M değerleri, RAE kanat profilindeki değerlere yaklaşık olarak aynı değerde başlamaktadır. C_M, 0.6 Mach Sayısında RAE kanat profilinde -0.15 değerine kadar düşmektedir. Whitcomb kanat profilinde 0.8M' da 2˚ hücum açısında -0.14 iken, RAE kanat profilinde aynı yerde -0.17 civarındadır.

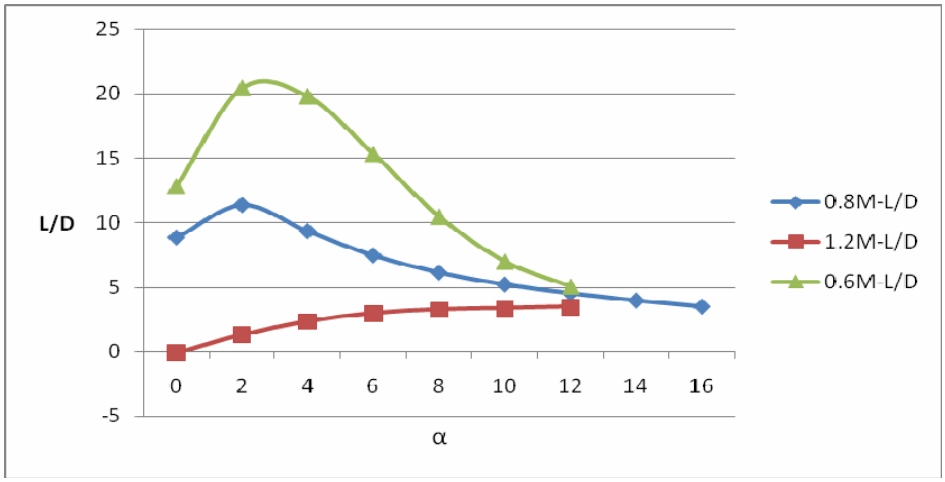


Şekil 5.10. RAE Kanat Profilinin Moment Katsayısı Değişimi.

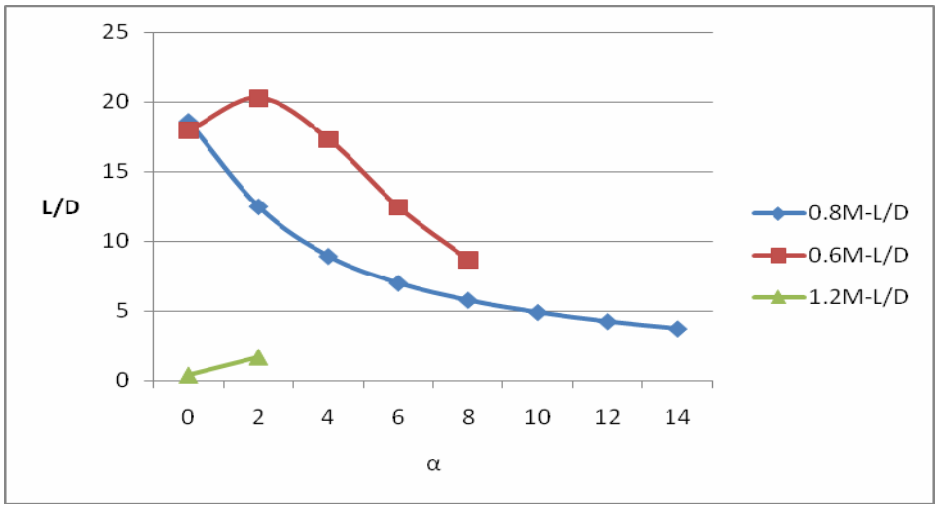


Şekil 5.11. Whitcomb Kanat Profilinin Moment Katsayısı Değişimi.

Aerodinamik hesaplamalarda büyük öneme sahip olan fines olarak adlandırılan taşıma kuvvetinin sürüklenme kuvvetine oranı, RAE ve Whitcomb kanat profilleri için Şekil 5.12. ve Şekil 5.13.'de gösterilmiştir. Bu oran, RAE kanat profili 0.6 Mach Sayısında maksimum 20' ye ulaşırken, 0.8 Mach Sayısında maksimum 11 değerine ulaşır. Transonik bir profil olan RAE kanat profili 1.2 Mach Sayısında maksimum 3.5 değerine çıkmaktadır. Whitcomb kanat profilinde 0.6 ve 0.8 Mach Sayısında RAE kanat profilindeki değerlerle benzerlik gösterirken 1.2 Mach Sayında 2 derece hücum açısından sonra sonuç elde edilememiştir.



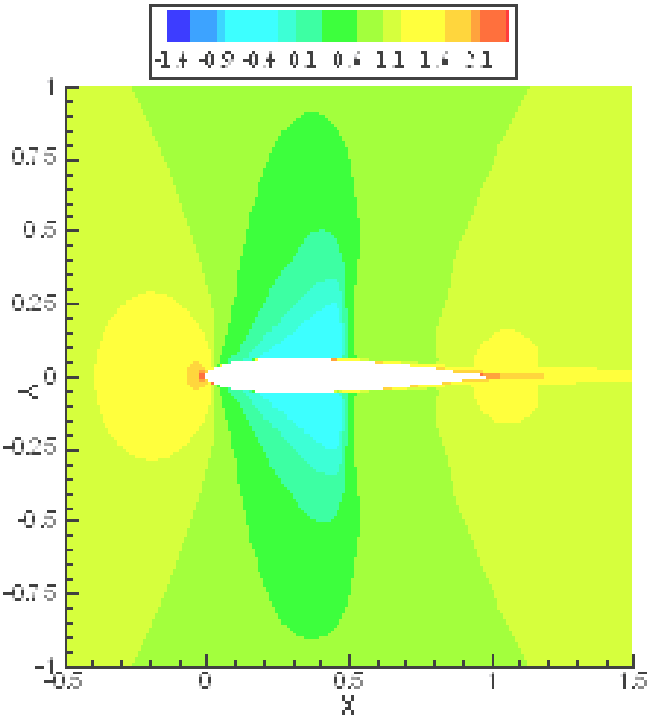
Şekil 5.12. RAE Kanat Profilinin Kaldırma Ve Sürüklenme Oranı Değişimi.



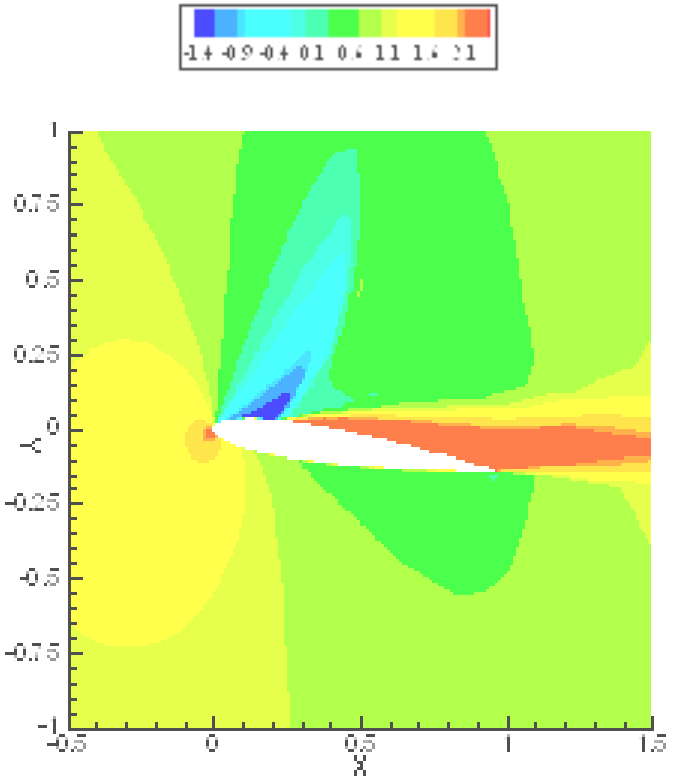
Şekil 5.13. Whitcomb Kanat Profilinin Kaldırma ve Sürüklenme Oranı Değişimi.

5.2 Sıcaklık Dağılımları

Serbest akım bölgesinde kanat profillerinin akışını etkileyen sınır bölgelerindeki sıcaklık dağılımları Şekil 5.14 ve Şekil 5.15.'de verilmiştir. Boyutsuz bir parametre olan Ty, Naca 0012 profili için 0.8 Mach Sayısında 0˚ ve 8˚ hücum açısında sonuçlar verilmiştir. Burada kanat profili etrafında hesaplanan sıcaklık 0°' de simetrik kanat profilinin burun ve kuyruk bölgelerinde serbest akım bölgesindeki sıcaklığın yaklaşık 1.5 katına çıkarken üst ve alt bölgelerde yüzde 40'lık bir azalma göstermektedir. 8°'de ise kanat profilinin burun kısmındaki sıcaklık yarıya kadar düşerken akım çok erken olarak ayrılmaya başlayıp çok büyük bir bölgede sıcaklık 2 katının üzerine çıkmıştır.

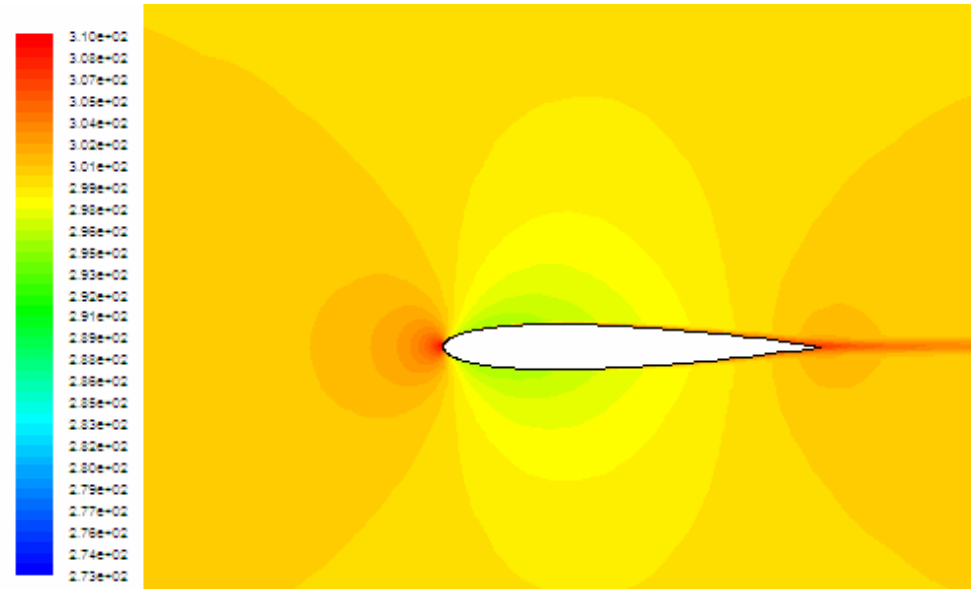


Şekil 5.14. Naca 0012 Profili 0.8 Mach Sayısında 0° Ty Değeri.

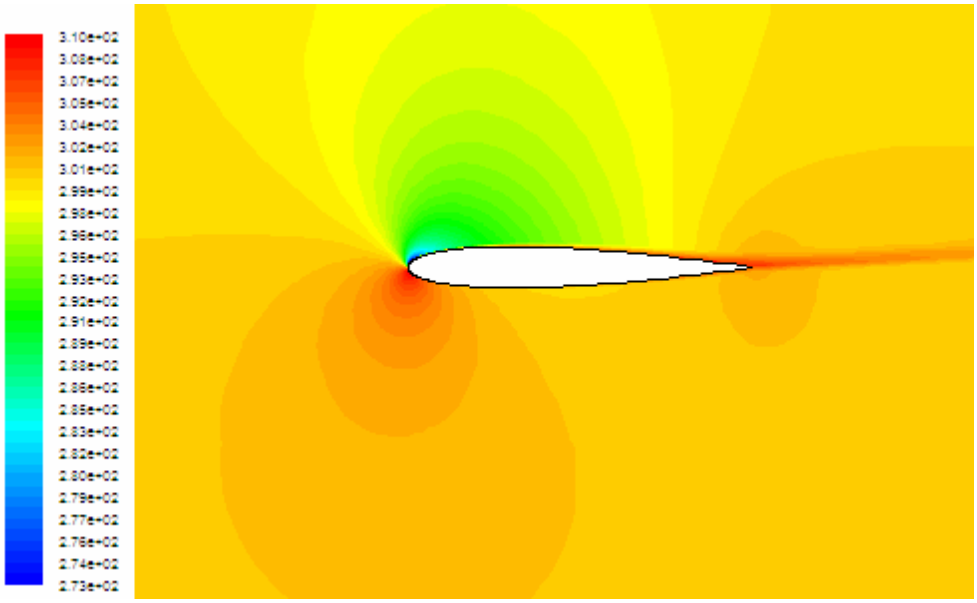


Şekil 5.15. Naca 0012 Profili 0.8 Mach Sayısında 8° Ty Değeri.

Şekil 5.16.a ’da Naca 0012 kanat profilinin 0.4 Mach Sayısında 0° hücum açısında sıcaklık dağılımları görülmektedir. Serbest akım bölgesinde hava 300 ºK sıcaklıkta iken kanat profilinin hücum kenarında, durma noktasında 310 ºK ’e çıkmaktadır. Kanat profilinin üst ve alt bölgelerinde ise sıcaklık 285 ºK’ ne düşmektedir. Firar kenarında 275 ºK’ e düşen sıcaklık, firar kenarının arkasında iz bölgesinin oluştuğu yerde, tekrar 310 ºK’ e çıkmaktadır. Aynı kanat profilinin aynı hızda 6° hücum açısındaki sıcaklık dağılımları Şekil 5.16.b’de görülmektedir. Burada kanat profilinin hücum kenarında alt kısmında sıcaklık 310 ºK’ de iken hemen üst kısmında sıcaklık 273 ºK’ e düşmektedir. Daha sonra sıcaklık 290 ºK’ e kadar çıkmaktadır. Firar kenarında, iz bölgesinde sıcaklık 310 ºK’ e çıkmaktadır. Hücum açısının artmasından dolayı akım ayrılması 0° hücum açısına göre daha erken başlayarak daha büyük bir bölgede 310 ºK’ de bulunmaktadır.



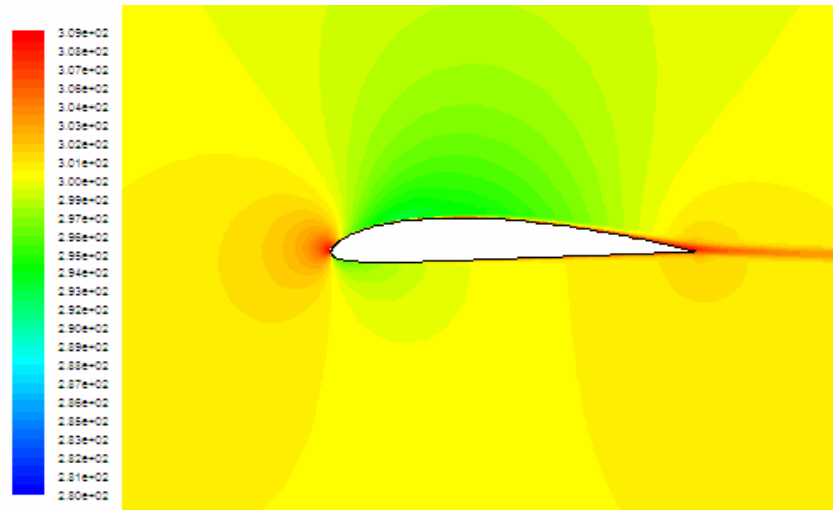
Şekil 5.16a. Naca 0012 Profili 0.4 Mach Sayısında 0° Hücum Açısında Sıcaklık Dağılımı.



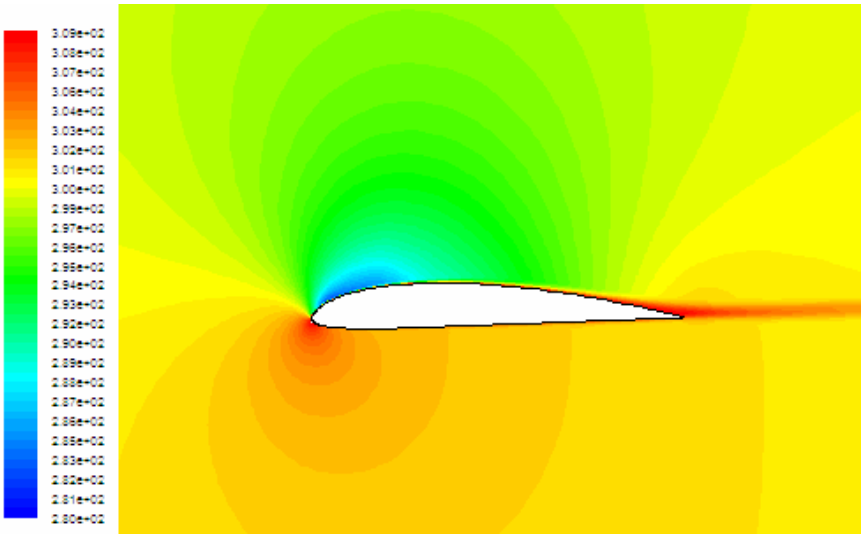
Şekil 5.16b. Naca 0012 Profili 0.4 Mach Sayısında 6° Hücum Açısında Sıcaklık Dağılımı.

Şekil 5.17.a' da Clark-Y kanat profiline ait 0.4 Mach Sayısında 0° hücum açısında sıcaklık dağılımları görülmektedir. Serbest akım bölgesinde 300 ºK sıcaklıktaki hava, kanat profilinin hücum kenarında, durma noktasında 310 ºK 'e çıkmaktadır. Kambur bir

profil olan Clark-Y profilinde sıcaklık, kanat profilinin üst kısmında 293 ºK ‘e düşerken alt kısmında 300 ºK’ de kalmaktadır. Kanat profilinin firar kenarında oluşan iz bölgesinde sıcaklık 310 ºK’ ne çıkmaktadır. Aynı profilin aynı hızda 6° hücum açısındaki sıcaklık dağılımları Şekil 5.17.b’de görülmektedir. Burada kanat profilinin hücum kenarının alt kısmında, sıcaklık 310 ºK’ ne çıkarken üst kısmının büyük bir alanında, sıcaklık 280 ºK dolaylarında bulunmaktadır. Daha sonra aynı bölgede sıcaklık 290 ºK ‘ne çıkmaktadır. Akım ayrılması bu bölgede başlayarak sıcaklık 310 ºK’ ne çıkmaktadır. İz bölgesi simetrik kanat profile oranla çok erken başlamaktadır.

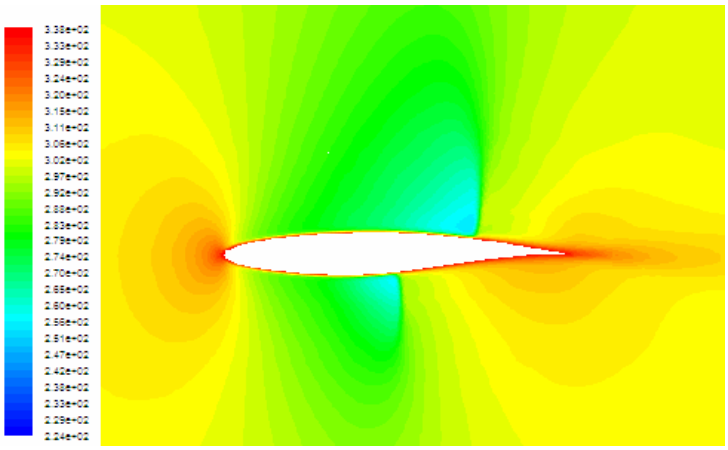


Şekil 5.17a. Clark-Y Profili 0.4 Mach Sayısında 0° Hücum Açısında Sıcaklık Dağılımı.

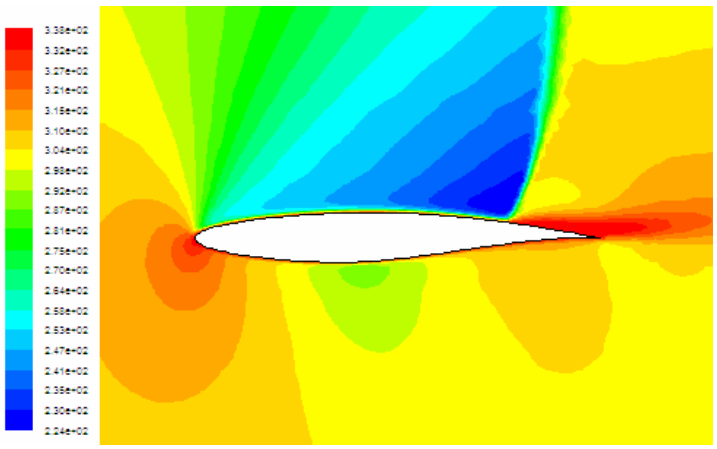


Şekil 5.17b. Clark-Y Profili 0.4 Mach Sayısında 6° Hücum Açısında Sıcaklık Dağılımı.

Şekil 5.18.a' da RAE kanat profiline ait 0.8 Mach Sayısında 0° hücum açısında sıcaklık dağılımları görülmektedir. Hücum kenarında çok büyük bir bölgede sıcaklık 340 ºK değerine çıktıktan sonra kanat profilinin önce alt kısmında sonra üst kısmında şok dalgası oluşarak aniden sıcaklık 250 ºK olmuştur. Firar kenarına gelindiğinde sıcaklık aniden tekrar 330 ºK değerine çıkmaktadır. Yapısal bozulmalar ve malzeme dayanımı açısından ani sıcaklık değişimi istenmeyen bir durumdur. 8° hücum açısındaki sıcaklık dağılımı Şekil 5.18.b'de gösterilmektedir. Burada hücum kenarında sıcaklık 340 ºK değerine çıktıktan sonra profilin hücum kenarının üst kısmında şok dalgası oluşarak sıcaklık aniden, önce 250 ºK ' e daha sonra 225 ºK değerine düşmektedir. Firar kenarına kadar bu sıcaklık 225 ºK değerinde bulunduktan sonra akım ayrılması gerçekleşerek sıcaklık birden 340 ºK değerine ulaşmaktadır. Akım ayrılması büyük bir bölgeye etki etmektedir.

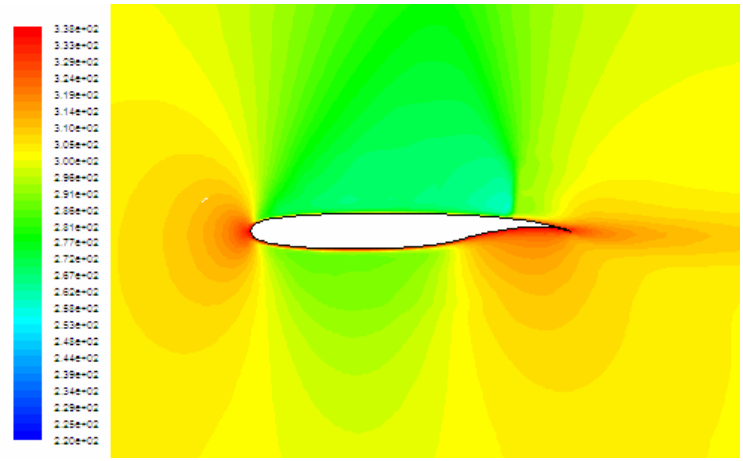


Şekil 5.18.a. RAE Profili 0.8 Mach Sayısında 0° Hücum Açısında Sıcaklık Dağılımı.

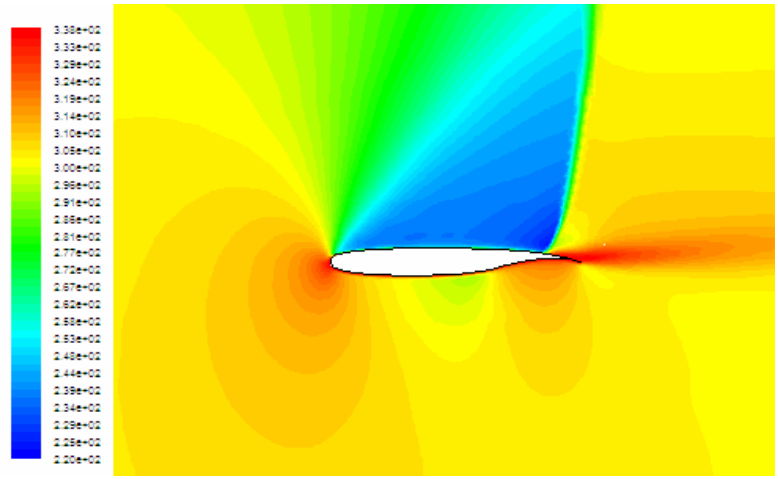


Şekil 5.18.b. RAE Profili 0.8 Mach Sayısında 6° Hücum Açısında Sıcaklık Dağılımı.

Şekil 5.19.a' da Whitcomb kanat profiline ait 0.8 Mach Sayısında 0° hücum açısında sıcaklık dağılımları görülmektedir. Hücum kenarında sıcaklık 330 ºK değerlerine çıktıktan sonra profilin üst ve alt kısmında firar kenarına kadar sıcaklık 280 ºK değerinde kalmaktadır. Sıcaklık firar kenarının alt kısmında 340 ºK değerlerine çıkarken üst bölgesinde 300 ºK değerinde kalmaktadır. Şekil 5.19.b' de 8° hücum açısındaki sıcaklık dağılımı görülmektedir. Hücum kenarında 330 ºK değerine çıkan sıcaklık, profilin üst kısmına geçer geçmez şok dalgası oluşarak, firar kenarına kadar büyük bir bölgede 220 ºK değerinde bulunmaktadır. Firar kenarında akım ayrılması RAE profiline göre daha az bir bölgede görülmektedir.



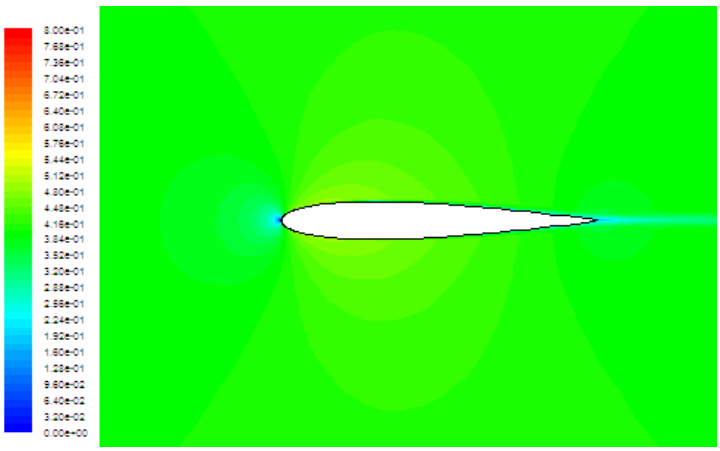
Şekil 5.19.a. Whitcomb Profili 0.8 Mach Sayısında 0° Hücum Açısında Sıcaklık Dağılımı.



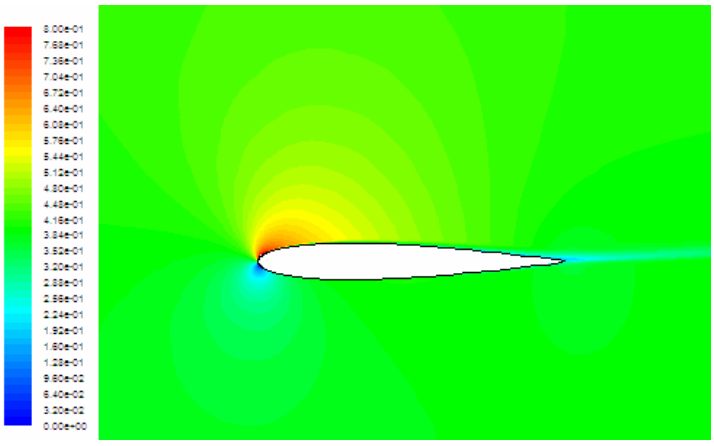
Şekil 5.19.b. Whitcomb Profili 0.8 Mach Sayısında 6° Hücum Açısında Sıcaklık Dağılımı.

5.3 Hız Dağılımları

Şekil 5.20.a' da simetrik kanat profiline ait 0.4 Mach Sayısında, 0º hücum açısında ki hız dağılımı gösterilmiştir. Serbest akım bölgesine 0.4 Mach Sayısıyla giren hava, kanat profilinin hücum kenarında hız 0 değerini bulmaktadır. Akışın simetrik olarak dağılmasından dolayı kanat profilinin üst ve alt kısmında hız 0.55 değerine çıkmaktadır. Profilin hemen arkasında, iz bölgesinin oluştuğu bölgede hız 0.3 değerinin altına düşmektedir. Şekil 5.20.b' de aynı hızda, 6º hücum açısında hız dağılımı gösterilmektedir. Hız hücum kenarının hemen alt bölgesinde 0 değerine düşerken kanat profilinin üst bölgesinde 0.8 Mach Sayısına ulaşmıştır. Firar kenarına gelindiğinde hız 0.2 değerine düşmektedir.

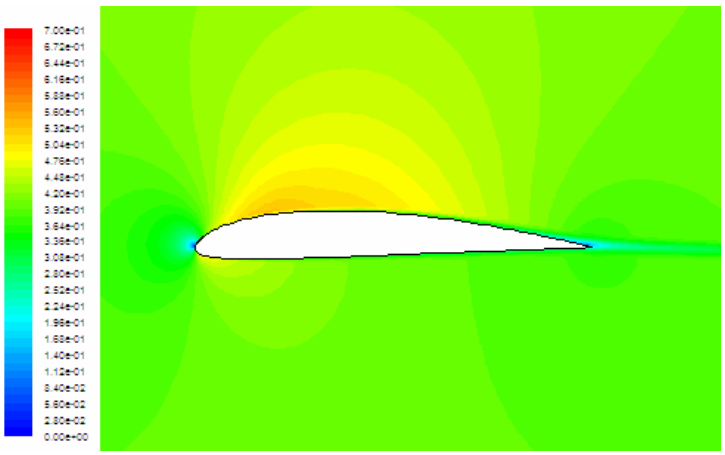


Şekil 5.20.a. Naca 0012 Profili 0.4 Mach Sayısında 0° Hücum Açısında Mach Sayısı Değişimi.

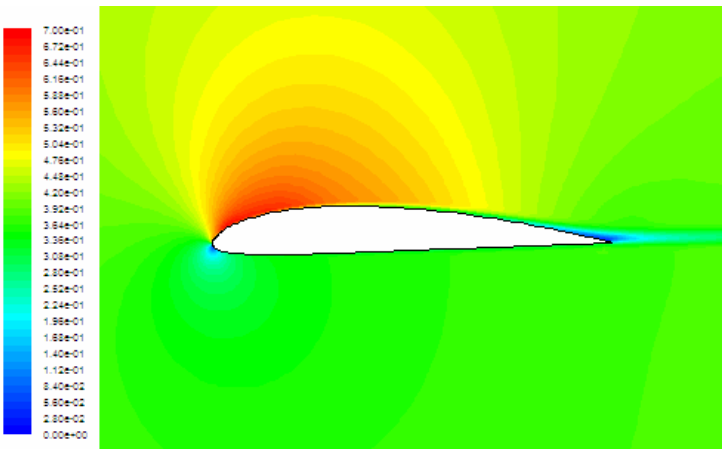


Şekil 5.20.b. Naca 0012 Profili 0.4 Mach Sayısında 6° Hücum Açısında Mach Sayısı Değişimi.

Şekil 5.21.a-b' de Clark-Y kanat profiline ait 0.4 Mach Sayısında 0º ve 6º hücum açısında hız dağılımları gösterilmiştir. Şekil 5.21.a' da hücum kenarında ve firar kenarında hız 0.15 Mach Sayısına düşerken profilin üst kısmında hız 0.5 Mach Sayısının üstüne çıkmaktadır. Kambur bir profil olan Clark-Y kanat profilinde, profilin alt kısmındaki hız serbest akım bölgesindeki hıza eşittir. Şekil 5.21.b'de ise profilin üst kısmında hız çok büyük bir bölgede 0.7 Mach değerlerinde dururken hücum ve firar kenarlarında ki hız 0 olmaktadır. Clark-Y kanat profilinin 6˚ hücum açısındaki akım ayrılması, Clark-Y'nin 0º hücum açısındaki ve Naca 0012 profilinin 6º hücum açısındaki akım ayrılmalarına oranla çok erken başlayıp büyük alanlara nüfuz etmektedir.

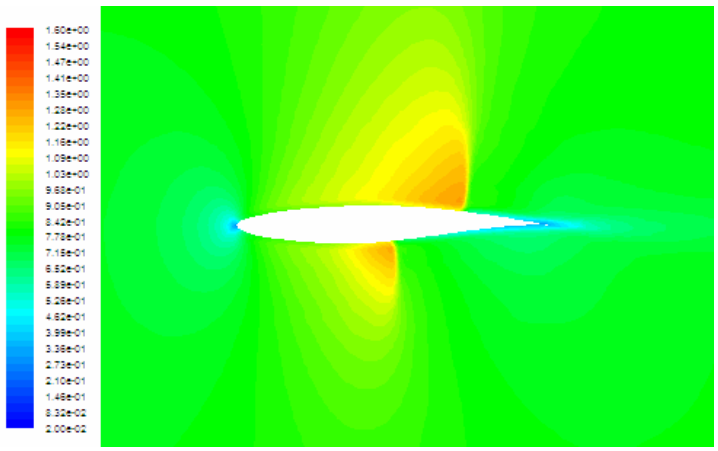


Şekil 5.21.a. Clark-Y Profili 0.4 Mach Sayısında 0° Hücum Açısında Mach Sayısı Değişimi.

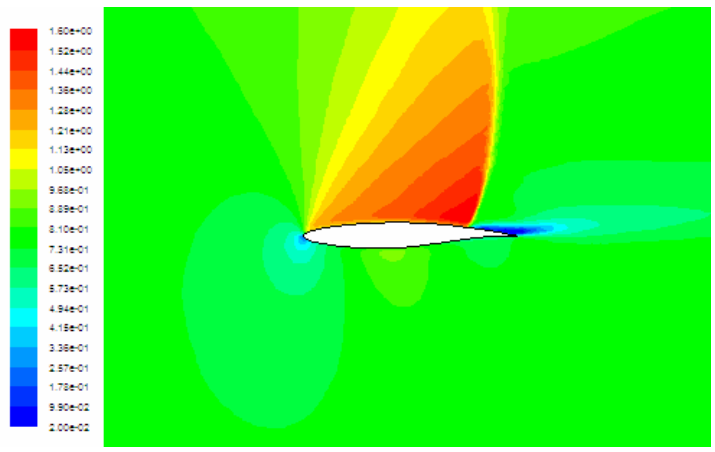


Şekil 5.21.b. Clark-Y Profili 0.4 Mach Sayısında 6° Hücum Açısında Mach Sayısı Değişimi.

Şekil 5.22.a ‘da RAE kanat profiline ait 0.8 Mach Sayısında 0º hücum açısındaki hız dağılımı gösterilmektedir. Serbest akım bölgesindeki hızın 0.8 Mach olduğu modelde hız, profilin hücum kenarında 0.03 Mach Sayısına düşerken önce profilin alt kısmında daha sonra üst kısmında şok dalgasına rastlanarak 1.3 Mach Sayısına çıkmıştır. Profilin iz bölgesinde hız, firar kenarında 0.2 Mach değerine düşmüştür. Şekil 5.22.b’ de 0.8 Mach Sayısında 6º hücum açısındaki hız dağılımı gösterilmektedir. Burada hücum kenarında hızın 0.02 Mach değerlerine düştüğü görülmektedir. Ancak profilin üst kısmında şok dalgası oluşarak firar kenarına kadar hız 1.6 Mach Sayısında bulunmaktadır. Firar kenarında hızın 0.02 Mach Sayısına düştüğü yerde akım ayrılması başlamıştır.

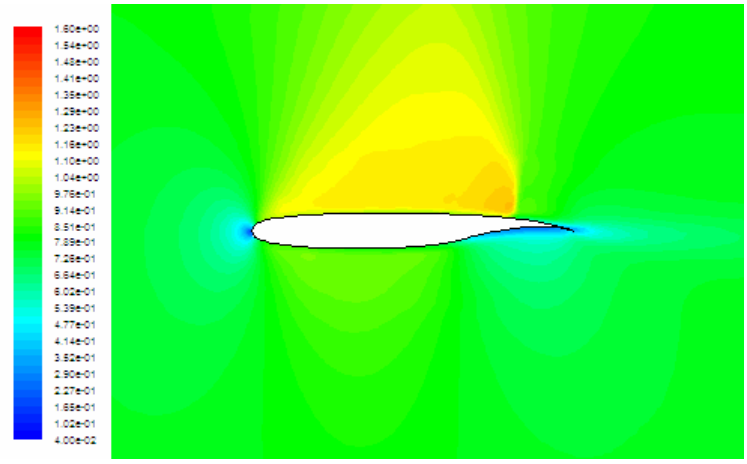


Şekil 5.22.a. RAE Profili 0.8 Mach Sayısında 0° Hücum Açısında Mach Sayısı Değişimi.

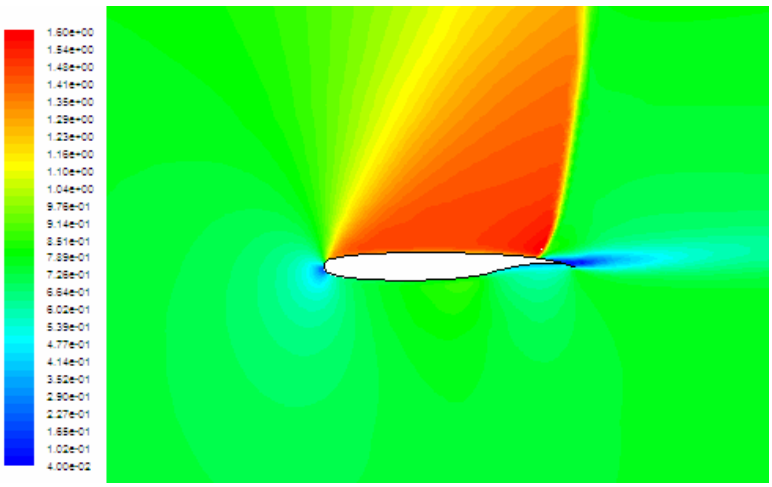


Şekil 5.22.b. RAE Profili 0.8 Mach Sayısında 6° Hücum Açısında Mach Sayısı Değişimi.

Şekil 5.23.a'da Whitcomb kanat profiline ait 0.8 Mach Sayısında 0º hücum açısındaki hız dağılımı gösterilmektedir. Burada hız profilin hücum kenarında 0.2 Mach değerine düştükten sonra üst bölgedeki hız, firar kenarına kadar 1.1 Mach değerlerindedir. RAE kanat profiline oranla Whitcomb kanat profilinde şok dalgası oluşmamaktadır. İz bölgesinde firar kenarının alt bölgesindeki hız 0.5 Mach değerindedir. Şekil 5.23.b'de aynı profilin, aynı hızda 6º hücum açısındaki hızı gösterilmiştir. Burada hız hücum kenarında 0.2 Mach değerine düştükten sonra profilin üst kısmında şok dalgası oluşup hız, firar kenarına kadar 1.6 Mach Sayısına çıkmıştır. Hemen arkasından hız akım ayrılması ile beraber 0.04 değerine düşmüştür.



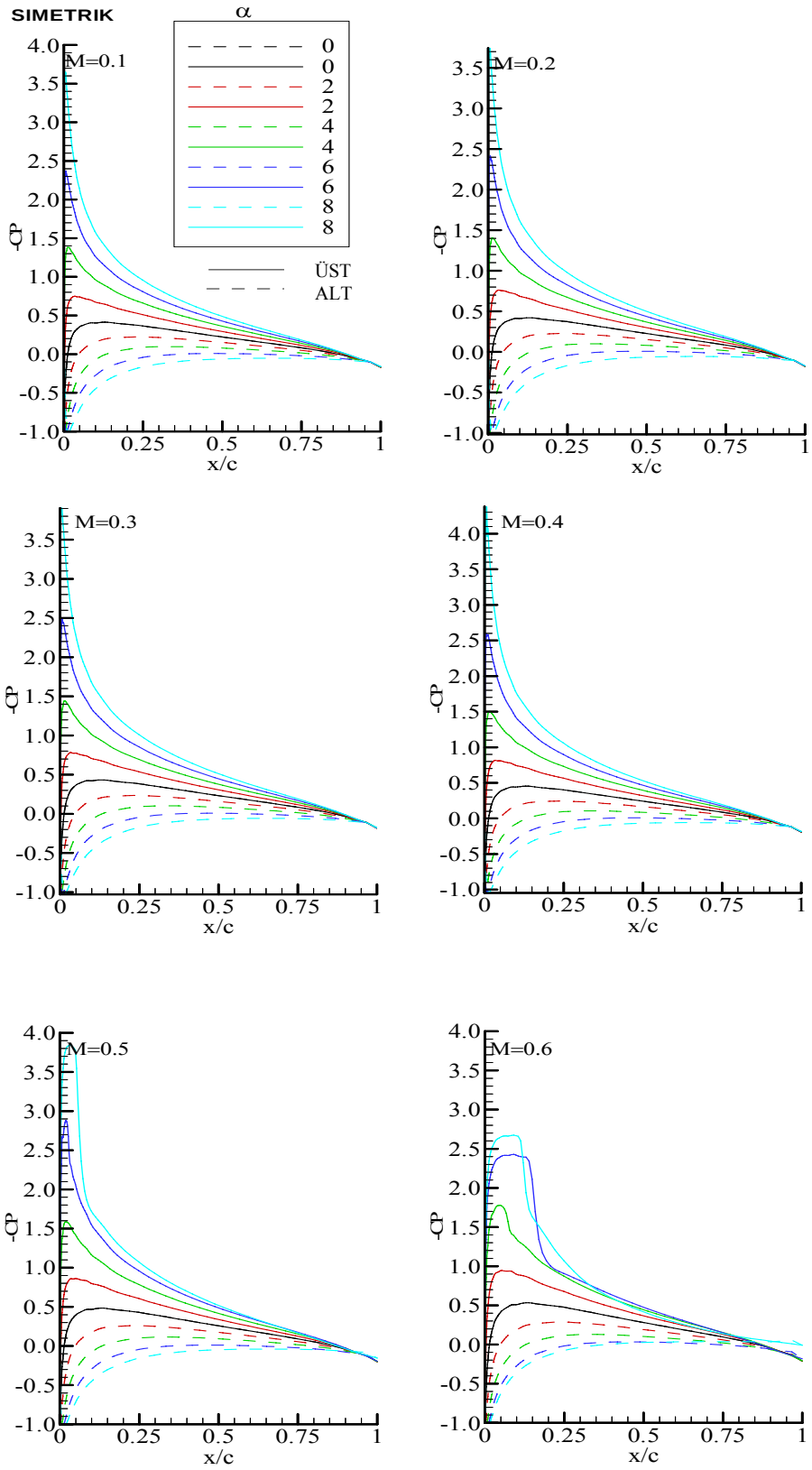
Şekil 5.23.a. Whitcomb Profili 0.8 Mach Sayısında 0° Hücum Açısında Mach Sayısı Değişimi.



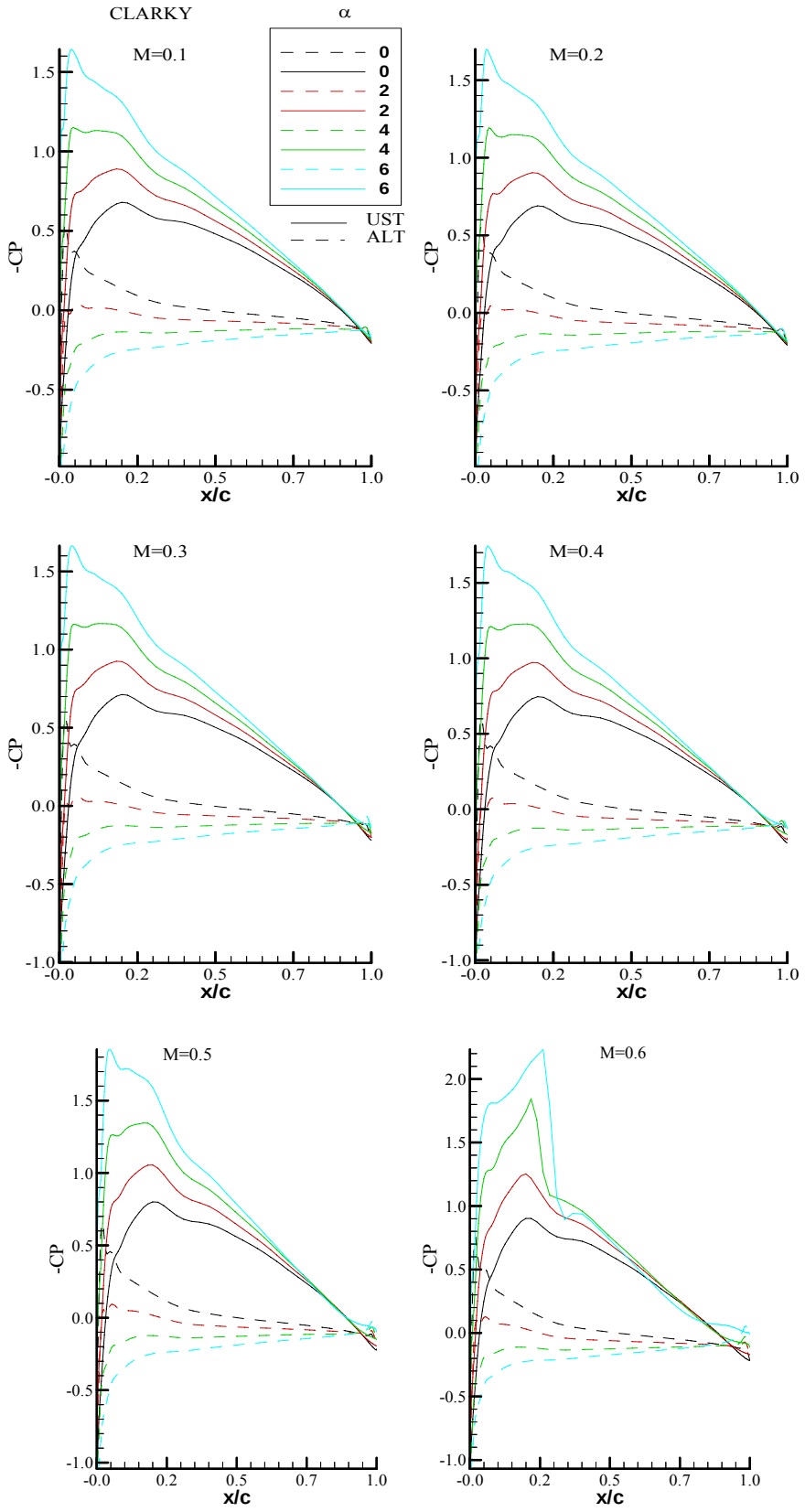
Şekil 5.23.b. Whitcomb Profili 0.8 Mach Sayısında 6° Hücum Açısında Mach Sayısı Değişimi.

5.4 Basınç Katsayısı

Şekil 5.24 ve 5.25'de negatif basınç katsayısının (-Cp) hücum açısıyla değişim grafiği verilmektedir. Bu grafiklerin -Cp olarak çizilmesinin sebebi, kanat profilinin alt yüzeyi ve üst yüzeyi arasındaki basınç farkının daha iyi anlaşılmasıdır. Şekil 5.24'de simetrik kanat profilinin 0.1 Mach'dan 0.6 Mach' a kadar olan Cp değerlerinin hücum açısıyla değişimi verilmiştir. Şeklin simetrik olmasından dolayı Mach Sayısı kaç olursa olsun 0° hücum açısında alt yüzey ile üst yüzey arasındaki basınç farkı sıfırdır. Bu yüzeyler arasındaki basınç farkları 0.4 Mach' a kadar hücum açısı değişimi olmasına rağmen düzgünlük göstermektedir. Ancak 0.4 Mach'dan sonra hücum açısının değişimi ile grafikte alt yüzey ile üst yüzey arasındaki basınç farkının orantısız bir şekilde arttığı gözlenmektedir. Şekil 5.25'de Clark-Y kanat profilinde 0.1 Mach' dan 0.6 Mach' a kadar Cp'nin hücum açısı ile değişimi verilmiştir. Burada simetrik kanat profilinden farklı olarak 0° hücum açısında Mach Sayısı ne olursa olsun alt yüzey ile üst yüzey arasında basınç farkı vardır. Kalkış halindeki bir uçakta alt yüzeydeki basıncın çok fazla üst yüzeydeki basıncın çok az olması istenir. Bu durum göz önüne alındığında Clark-Y kanat profilinde yüzeyler arasındaki basınç farklılıkları simetrik kanat profiline oranla çok fazladır. Şekil 5.25'de görüldüğü gibi 0.4 Mach Sayısına kadar yüzeyler arasında orantılı olarak artan basınç farkı 0.4 Mach Sayısından sonra orantısız bir şekilde artmaya başlamıştır.

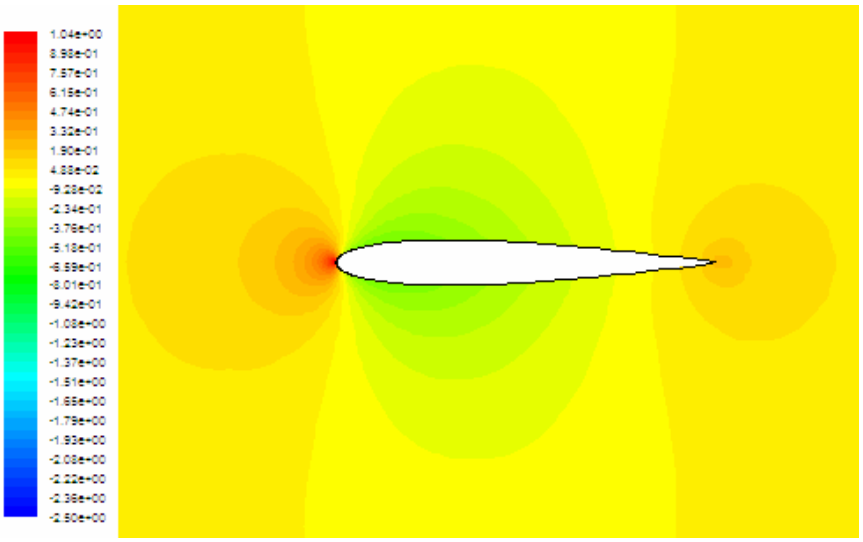


Şekil 5.24. Simetrik Kanat Profili İçin 0.1 Mach' dan 0.6 Mach'a Kadar Cp' nin Hücum Açısıyla Değişimi.

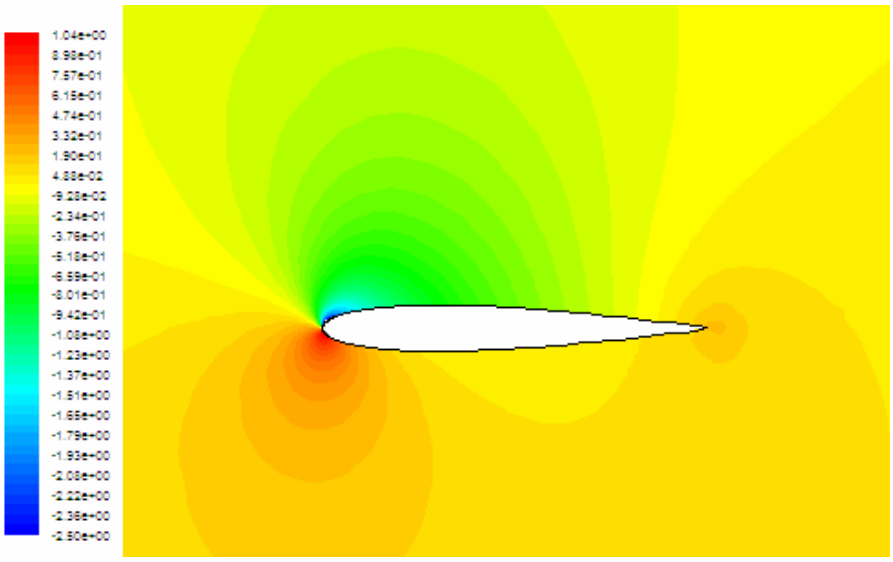


Şekil 5.25. Clark-Y Kanat Profili İçin 0.1 Mach' Dan 0.6 Mach'a Kadar Cp' nin Hücum Açısıyla Değişimi.

Şekil 5.26.a-b'de simetrik kanat profiline ait basınç katsayısı dağılım görülmektedir. Hücum kenarında, basınç arttıktan sonra 0º hücum açısında kanat profilinin üst ve alt bölgesinde basınç simetrik olarak azalırken, 6º hücum açısında profilin üst bölgesinde çok fazla düşmektedir.

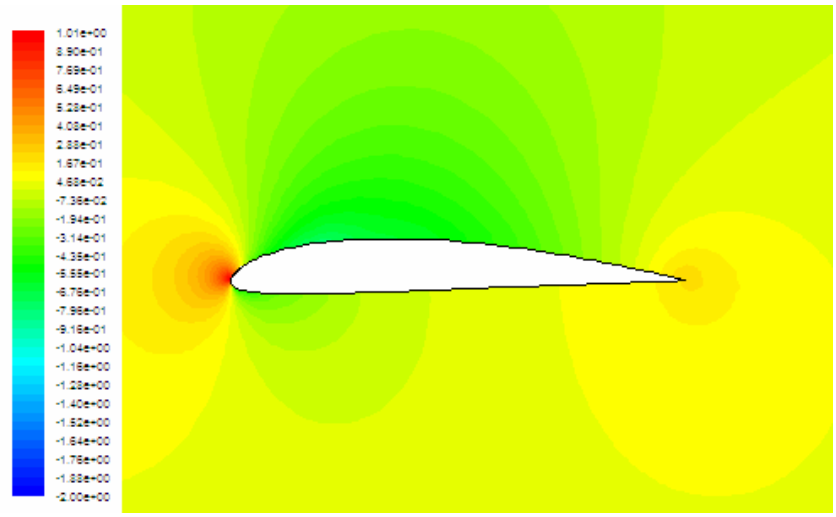


Şekil 5.26.a. Naca 0012 Profili 0.4 Mach Sayısında 0° Hücum Açısında Basınç Katsayısı Dağılımı.

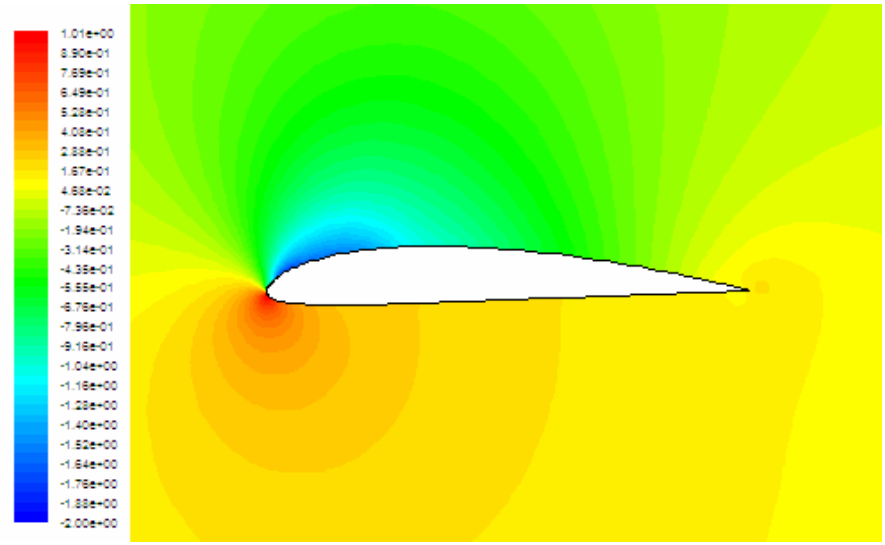


Şekil 5.26.b. Naca 0012 Profili 0.4 Mach Sayısında 6° Hücum Açısında Basınç Katsayısı Dağılımı.

Şekil 5.27.a-b'de Clark-Y kanat profiline ait basınç katsayısı dağılımı görülmektedir. 0º hücum açısında hücum kenarında basınç katsayısı 1.01 değerine yükselmiştir. Kanat profilinin üst kısmında -0.45 değerlerinde bulunan basınç katsayısı, profilin alt kısmında 0.04 değerinde bulunmaktadır. 6º hücum açısında basınç düşüşü hücum kenarının hemen üst kısmından başlayarak kanat profilinin yarısına kadar gözlenmektedir.

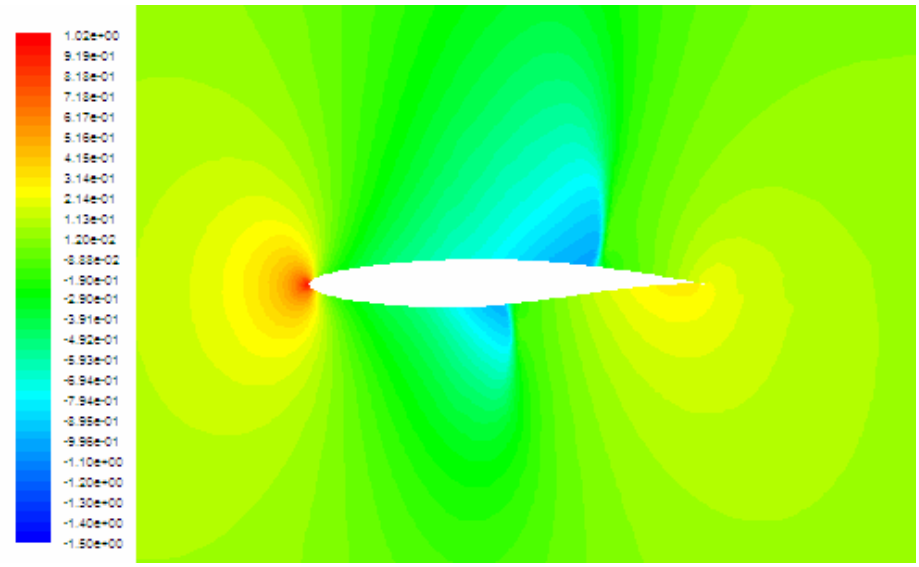


Şekil 5.27.a. Clark-Y Profili 0.4 Mach Sayısında 0° Hücum Açısında Basınç Katsayısı Dağılımı.

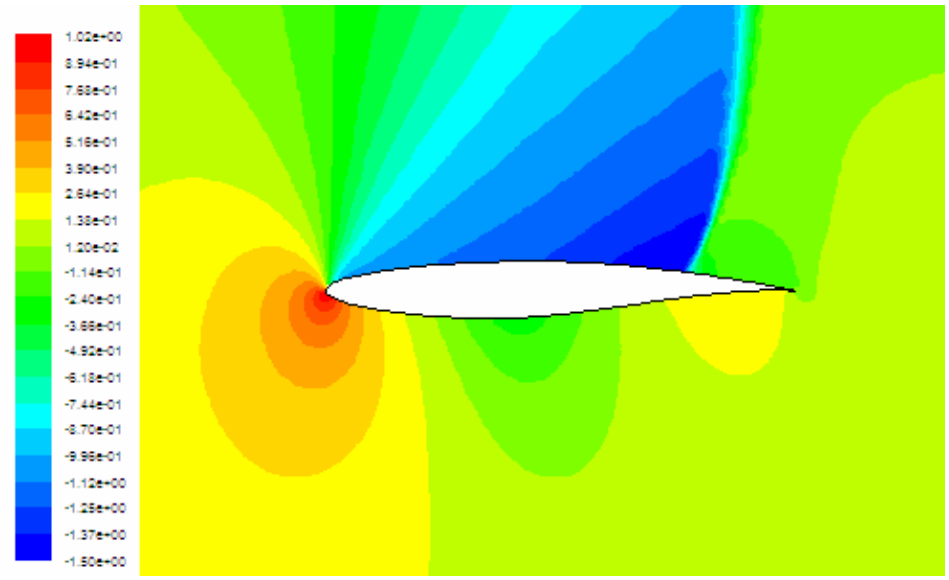


Şekil 5.27.b. Clark-Y Profili 0.4 Mach Sayısında 6° Hücum Açısında Basınç Katsayısı Dağılımı.

RAE kanat profiline ait basınç katsayısı dağılımı Şekil 5.28.a-b'de gösterilmektedir. Burada 0º hücum açısında hücum kenarında artan basınç, daha sonra önce profilin alt kısmında, daha sonra da üst bölgesinde şok dalgası görülerek, azalmıştır. 6º hücum açısında basınç, hücum kenarında arttıktan sonra şok dalgası oluşarak firar kenarına kadar birden düşüş göstermiştir.

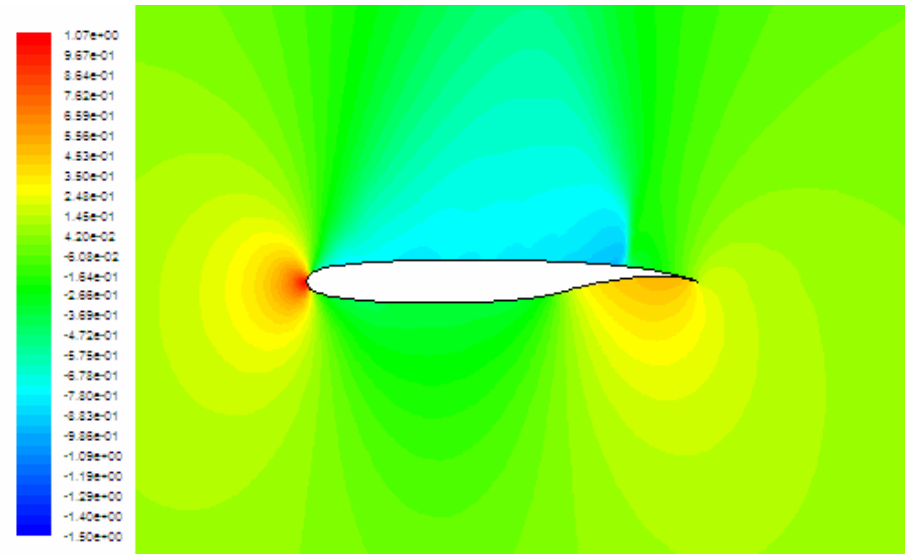


Şekil 5.28.a. RAE Profili 0.8 Mach Sayısında 0° Hücum Açısında Basınç Katsayısı Dağılımı.

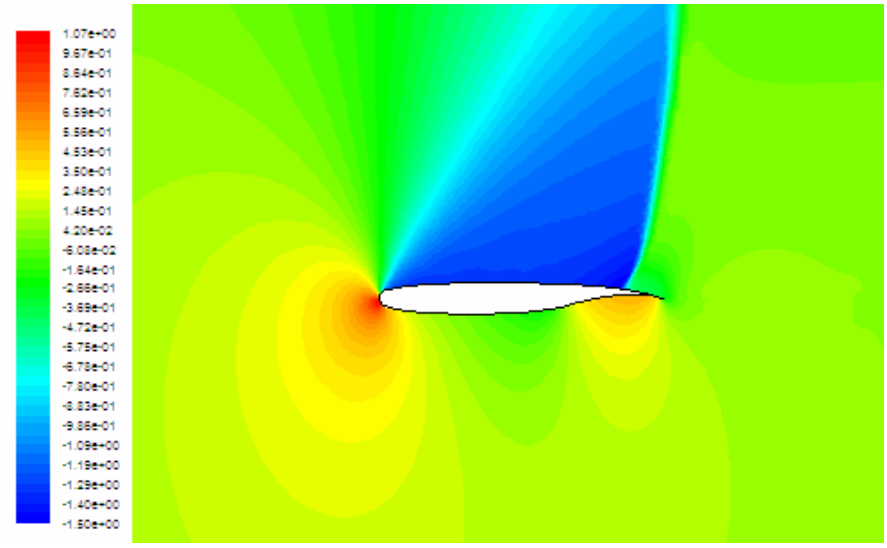


Şekil 5.28.b. RAE Profili 0.8 Mach Sayısında 6° Hücum Açısında Basınç Katsayısı Dağılımı.

Şekil 5.29.a-b.'de Whitcomb kanat profiline ait basınç katsayısı dağılımı gösterilmektedir. 0º hücum açısında RAE kanat profilindeki gibi şok dalgası gözlenmemektedir. 0.8 Mach Sayısında 6º hücum açısındaki basınç katsayısı Şekil 5.29.b' de gösterilmektedir. Hücum kenarında basıncın maksimum olduğu yerde başlayan şok dalgası firar kenarına kadar devam etmektedir. Bu bölgede basıncın çok düştüğü gözlenmiştir.



Şekil 5.29.a. Whitcomb Kanat Profili 0.8 Mach Sayısında 0° Hücum Açısında Basınç Katsayısı Dağılımı.



Şekil 5.29.b. Whitcomb Kanat Profili 0.8 Mach Sayısında 6° Hücum Açısında Basınç Katsayısı Dağılımı.

5.5 Modellerin Karşılaştırılması

Aynı hız ve aynı hücum açısında çözümü yapılan modellerin karşılaştırılması gerekmektedir. Bu yüzden Naca 0012 ile Clark-Y kanat profili, RAE ile Whitcomb kanat profilleri birbirleri ile karşılaştırılmıştır.

5.5.1 Aerodinamik Katsayılar

Naca 0012 kanat profilinde C_L ifadesi 0° hücum açısında 0' dan başlarken, Clark-Y kanat profilinde C_L terimi yaklaşık 0.32' lerde başlar. Naca 0012 kanat profili için yapılan çözümlerde 0.2 M' da 15° hücum açısında maksimum taşıma katsayısı olan 1.5 değerine ulaşırken, Clark-Y kanat profilinde ise 0.2M' da, 10° hücum açısında maksimum C_L değeri olan 1.35 değerine ulaşmaktadır. Bu değerlerden sonra çözüm kanat profili aşırı türbülansa girdiği için çözüm yapılamamaktadır. Buradan Naca 0012 kanat profilinin Clark-Y kanat profiline oranla, yüksek hücum açılarında daha yüksek taşıma katsayısına ulaştığını görmekteyiz. Buna rağmen düşük hücum açılarında Clark-Y kanat profilinin C_L değeri, Naca 0012' nin C_L değerine oranla daha büyüktür. Sürüklenme katsayısı Naca 0012 profili için 0.6 M' da 12° hücum açısında maksimum değeri olan 0.2 değerine çıkarken, Clark-Y kanat profili için maksimum C_D değeri olan 0.03' e, 0.6M' da 5° hücum açısında ulaşmaktadır. Naca 0012 kanat profili için C_D değeri Clark-Y kanat profiline oranla çok daha yüksek değerleri görmektedir.

RAE kanat profili için kaldırma katsayısının maksimum değeri, 0.8M ve 15˚ hücum açısında yapılan çözümlerde elde edilmiştir. Burada C_L, 1.45 değerlerine kadar çıkmıştır. Whitcomb kanat profili için kaldırma katsayısı maksimum değeri olan 1.6 değerine 0.8 M' da 14˚ hücum açısında ulaşır.

Literatürde fines olarak bilinen kaldırma kuvvetinin sürüklenme kuvvetine oranı, kanat profilinin optimum Mach Sayısını ve hücum açısını bulmaya yarar. NACA 0012 kanat profili için 0.4 M' da ve 8˚ hücum açısında maksimum performansı göstermektedir. Clark-Y kanat profilinde 0.2 M' da ve 7˚ hücum açısı fines' in maksimum olduğu kısımdır. Verimliliği belirlerken L/D değerine bakmamız gerektiği daha önceki bölümlerde de söylenmiştir. RAE kanat profili için 0.6 M' da 3˚ hücum açısında L/D maksimumdur ve 21 değerine ulaşmaktadır. Whitcomb kanat profilinde ise maksimum L/D, 0.6M' da 2˚ hücum açısında 20 değerine ulaşmaktadır.

5.5.2 Sıcaklık Dağılımları

Naca 0012 ile Clark-Y kanat profillerinin etrafındaki sıcaklık değerleri Tablo 5.1' de verilmiştir. Tablodan da görüldüğü gibi 0º hücum açısında Naca0012 ile Clark-Y profilleri arasında sıcaklık olarak fazla fark yok iken 6º hücum açısına gelindiğinde maksimum sıcaklık ile minimum sıcaklık farkı Clark-Y' de daha fazladır. Kanat profillerinde sıcaklık farkının birden değişmesi istenmeyen bir durumdur. Bunun yanında Naca0012 profilinde 6º hücum açısında profilin üst kısmının ön bölgesinde sıcaklık 275 ºK değerine düşerken, profilin arkasına doğru sıcaklık birden 290 ºK değerlerine çıkmıştır.

RAE ve Whitcomb kanat profillerinin etrafındaki sıcaklık değerleri Tablo 5.2' de gösterilmektedir. RAE kanat profilinin 0º hücum açısında Whitcomb kanat profiline oranla büyük farklılık göstermektedir. RAE kanat profilinde önce alt yüzeyinde sonra üst bölgesinde şok dalgası oluşarak bu bölgelerdeki sıcaklıklar birden düşüş göstermiştir. Whitcomb kanat profilinde, şok dalgası oluşmazken üst ve alt bölgelerde sıcaklıkta firar kenarına kadar değişiklik görülmemektedir. 6º hücum açısında 2 profil arasında benzerlik görülmektedir. Maksimum sıcaklık değerine hücum ve firar kenarlarında görülen profillerin üst bölgesinde firar kenarına kadar sıcaklık minimum değerde bulunmaktadır. Whitcomb kanat profilinde daha çok alanda minimum sıcaklık değeri gözlenmiştir.

Tablo 5. 1. Naca0012 ve Clark-Y İçin Profil Etrafındaki Sıcaklık Değerleri.

	Hücum kenarındaki maksimum sıcaklık (ºK)	Kanat profilinin üst bölgesindeki minimum sıcaklık (ºK)	Firar kenarı ve iz bölgesindeki sıcaklık (ºK)
Naca0012- 0º hücum açısı	310	296	308
Clark-Y 0º hücum açısı	310	293	310

Naca0012- 6º hücum açısı	310	275/290	307
Clark-Y 6º hücum açısı	308	285	310

Tablo 5. 2. RAE ve Whitcomb İçin Profil Etrafındaki Sıcaklık Değerleri.

	Hücum kenarındaki maksimum sıcaklık (ºK)	Kanat profilinin üst bölgesindeki minimum sıcaklık (ºK)	Firar kenarı ve iz bölgesindeki sıcaklık (ºK)
RAE 0º hücum açısı	337	254	334
Whitcomb 0º hücum açısı	338	259	332
RAE 6º hücum açısı	334	224	338
Whitcomb 6º hücum açısı	334	223	338

5.5.3 Hız Dağılımları

0º ve 6º hücum açılarındaki Naca 0012 ve Clark-Y kanat profillerinin etrafında oluşan hız değerleri Tablo 5.3' de gösterilmektedir. Serbest akım bölgesinin hızı 0.4 Mach dır. Burada simetrik bir profil olan Naca 0012 kanat profilinde 0º hücum açısında yapılan çözümlerde, hücum kenarında durma noktası meydana gelmiştir. Daha sonra firar kenarına kadar profil etrafında hız dağılımı simetrik olarak önce artıp sonra azalmıştır. Clark-Y kanat profilinin üst bölgesindeki hız, firar kenarına kadar 0.5 değerlerinde iken, alt bölgesindeki hız değişiklik olmadan 0.3 değerlerinde seyretmektedir. Naca 0012' kanat profilinde farklı olarak hız, üst ve alt bölgede farklılık göstermektedir. 6º hücum açısı irdelendiğinde Naca 0012 kanat profilinin hücum kenarını geçer geçmez

maksimum hız görülüp daha sonra tekrar serbest akım hızına düşmektedir. Clark-Y profilinde ise profilin üst bölgesinde meydana gelen maksimum hız, profilin ortalarına kadar etkisini sürdürmektedir.

RAE ve Whitcomb kanat profillerinin etrafındaki hız değerleri Tablo 5.4.' de gösterilmiştir. 0º hücum açısında, RAE kanat profilinde şok dalgası oluşmuştur. Önce kanat profilinin alt bölgesinde daha sonra üst bölgesinde oluşan şok dalgasında hız 1.3 Mach Sayısına ulaşmıştır. Whitcomb kanat profilinde şok dalgası görülmemektedir. Kanat profilinin üst kısmında, firar kenarına kadar hız değeri 1.2 Mach değerindedir. 6º hücum açısında RAE kanat profili ile Whitcomb kanat profili etrafındaki hız dağılımları benzerlik göstermektedir. Minimum hız olan 0.14M değeri hücum kenarında görüldükten sonra kanat profili üzerinde hız birden yükselerek firar kenarına kadar 1.6 Mach değerinde bulunmaktadır. Daha sonra firar kenarında hız 0.02 değerine kadar düşmektedir.

Tablo 5. 3. Naca0012 ve Clark-Y İçin Profil Etrafındaki Hız Değerleri.

	Hücum kenarındaki minimum Mach Sayısı	Kanat profilinin üst bölgesindeki maksimum Mach Sayısı	Firar kenarı ve iz bölgesindeki minimum Mach Sayısı
Naca0012- 0º hücum açısı	0.27	0.43	0.23
Clark-Y 0º hücum açısı	0.3	0.5	0.28
Naca0012- 6º hücum açısı	0.01	0.8/0.5	0.1
Clark-Y 6º hücum açısı	0.08	0.65	0.02

Tablo 5.4. RAE ve Whitcomb İçin Profil Etrafındaki Hız Değerleri.

	Hücum kenarındaki minimum Mach Sayısı	Kanat profilinin üst bölgesindeki maksimum Mach Sayısı	Firar kenarı ve iz bölgesindeki minimum Mach Sayısı
RAE 0º hücum açısı	0.26	1.29	0.3
Whitcomb 0º hücum açısı	0.15	1.24	0.25
RAE 6º hücum açısı	0.2	1.59	0.02
Whitcomb 6º hücum açısı	0.14	1.6	0.04

6 . BÖLÜM

SONUÇLAR VE ÖNERİLER

HAD modellemesi gerçekleştirilen, uçak kanat profillerinden; NACA 0012, Clark-Y, RAE 2822 ve Whitcomb kanat profillerinin serbest akım ortamındaki farklı hız ve hücum açılarında aerodinamik katsayılar, sıcaklık, Mach Sayısı ve basınç katsayısı değişimleri detaylı olarak elde edilmiştir. Sonuçlar ve öneriler aşağıdaki gibidir.

- Naca 0012 kanat profilinde C_L ifadesi 0° hücum açısında 0' dan başlarken, Clark-Y kanat profilinde C_L terimi yaklaşık 0.32' lerde başlar. Herhangi bir enerji harcamadığımız zaman bile Clark-Y kanat profilinde bir taşıma kuvvetinin olduğunu gösterir. NACA 0012 profilinin kaldırma katsayısı, 0.1-0.4 Mach Sayıları arasında 14˚ hücum açısına kadar artarak devam ederken maksimum 1.5 değerine ulaşmıştır. 0.4 M' dan sonra hücum açısı ancak 5˚ ye kadar çözüm sağlanmıştır. Bu sonuçlardaki maksimum kaldırma katsayısı değeri 0.65 mertebesindedir. Bu dereceden sonra akış bozularak, profil yoğun türbülansa girmektedir. Buradan anlaşılmaktadır ki, Yüksek taşıma katsayısı için ideal M sayısı 0.4 M' dir. Clark-Y kanat profili için ideal C_L değeri 0.2 Mach Sayısında 10˚ hücum açısındadır. Burada C_L değeri 1.35 değerindedir.

- Naca 0012 kanat profilinde maksimum sürüklenme katsayısı 0.6 Mach Sayısında 15˚ hücum açısında meydana gelmektedir. Burada sürüklenme katsayısı 0.15 değerlerine çıkmaktadır. Aynı şekilde Clark-Y kanat profili için en yüksek sürüklenme değeri 0.6 M' da 5˚ hücum açısında görülmektedir.

- Literatürde fines olarak bilinen Kaldırma kuvvetinin sürüklenme kuvvetine oranı, kanat profilinin optimum Mach Sayısını ve hücum açısını bulmaya yarar.

NACA 0012 kanat profili için 0.4 M' da ve 8˚ hücum açısında maksimum performansı göstermektedir.

- Clark-Y kanat profilinde 0.2 M' da ve 7˚ hücum açısı fines' in maksimum olduğu kısımdır.

- RAE kanat profili için kaldırma katsayısının maksimum olduğu bölge, 0.8M ve 15˚ hücum açısında yapılan çözümlerde elde edilmiştir. Burada C_L 1.45 değerlerine kadar çıkmıştır. Aynı aralıkta sürüklenme de maksimum durumdadır. RAE kanat profili için 0.6 M' da 3˚ hücum açısında L/D maksimumdur ve 21 değerine ulaşmaktadır.

- Whitcomb kanat profili için kaldırma katsayısı maksimum 1.6 değerine 0.8 M' da 14˚ hücum açısında ulaşır. Buradan Whitcomb kanat profilinin aynı hızda RAE kanat profiline oranla daha fazla taşıma kuvveti oluşturduğu görülmektedir. Aynı hız ve hücum açısında sürüklenme katsayısı da maksimumdur. Whitcomb kanat profili için 0.6 Mach Sayısında 2˚ hücum açısında finesin maksimum değeri olan 20 değerine ulaşmaktadır.

- Kanat profilleri etrafındaki sıcaklığın ani değişimler göstermesi havacılıkta istenmeyen bir durumdur. Aynı hız ve aynı hücum açısında incelenen NACA 0012 ile Clark-Y kanat profilleri arasında, simetrik bir profil olan NACA 0012 profilinin etrafındaki sıcaklık değerleri, kambur bir profil olan, Clark-Y profilinin etrafındaki sıcaklık değerlerine oranla daha az değişim göstermektedir.

- RAE 2822 kanat profili ile Whitcomb kanat profili arasında yapılan aynı hız ve aynı hücum açısında yapılan sonuçlara göre; kanat profilleri etrafındaki sıcaklık değerleri benzerlik göstermesine rağmen RAE kanat profili düşük hücum açılarında, şok dalgasına maruz kalıp profilin üst ve alt kısmında ani sıcaklık düşmesi yaşarken, Whitcomb kanat profilinde ani düşmeler yerine profilin tüm yüzeyine etki eden sıcaklık düşmesi görülmektedir.

- Serbest akım bölgesindeki hava hızının 0.4M olduğu durumda, NACA 0012 ile Clark-Y kanat profillerinin etrafında oluşan hız dağılımları incelendiği zaman şu sonuçlar çıkmıştır; 0˚ ve 6˚ hücum açılarında NACA 0012 kanat profilinin üst ve alt bölgesindeki Mach Sayısı değişimleri Clark-Y kanat profiline oranla daha az olmuştur. Clark-Y kanat profilinde hücum kenarında başlayan Mach Sayısı düşüşü firar kenarına kadar çıktıktan sonra bu bölgede tekrar düşme göstermektedir. NACA 0012 kanat profilinde ise Mach Sayısı değişimi alt ve üst profil üzerinde simetrik ve üniform olarak seyreder.

- RAE ve Whitcomb kanat profillerinde Mach Sayındaki değişim incelendiğinde şu sonuçlar elde edilmiştir; Düşük hücum açılarında RAE 2822' de yaşanan şok dalgası ile kanat profili etrafındaki hız belli bölgelerde aniden yükselip tekrar düşme göstererek akım ayrılmasının erken başlamasına sebep olmaktadır. Whitcomb kanat profilinde ise düşük hücum açılarında akım ayrılması kanat profilinin üst kısmında firar kenarına yakın kısımda başlarken, hücum açısının artması ile yaşanan Mach Sayısı değişiminin RAE kanat profiline oranla daha büyük bir alana etki ettiği gözlenmiştir. Ancak RAE kanat profilindeki gibi ani düşüşler yerine hücum kenarından firar kenarına kadar olan tüm bölge, serbest akım bölgesindeki Mach Sayısına göre daha düşüktür.

- NACA 0012, Clark-Y, RAE ve Whitcomb kanat profilleri etrafındaki basınç katsayısı değişimi incelenmiştir. Bernoulli prensibine göre hızın düştüğü bölgelerde basınç yükselmek zorundadır. Buna uygun olarak basınç katsayısı da artmaktadır. Ancak akım ayrılmalarını ve akım ayrılması ile başlayan türbülansı basınç katsayısı grafiklerinde daha net olarak gözlemlemek mümkündür. Uçağı havada tutmaya yarayan basınç kuvveti, kanat profilinin alt bölgesinde üst bölgesine oranla fazla olması gerekmektedir. Çözümlerden alınan verilere göre çizilen grafiklerden de anlaşılmaktadır ki Clark-Y kanat profilinde alt yüzey ile üst yüzey arasındaki basınç farkı Naca 0012 profiline oranla daha yüksektir. Bu sayede uçağı havada tutmaya yarayan basınç dağılımı Clark-Y kanat profilinde daha etkili olur. Whitcomb kanat profili ile RAE kanat profili arasındaki alt ve üst yüzeyler arası basınç farkı incelendiği zaman Whitcomb kanat profilindeki basınç farkının RAE 2822 kanat profiline göre daha fazla olduğu görülmektedir.

Uçakların kalkış esnasında yüksek taşıma kuvvetine ihtiyaç duyduğundan, kalkış esnasında düşük hızlarda Clark-Y kanat profili Naca 0012 kanat profiline oranla tercih edilebilir. Yüksek hızlarda Whitcomb kanat profili RAE kanat profiline oranla daha az enerji ile havada tutunabilmektedir.

Bu tez çalışmasında, serbest akım bölgesinde modellenen kanat profilleri ve profilleri etrafındaki akışkanın değişimi incelenmiştir. Farklı hücum açılarında ve farklı Mach Sayılarında çok sayıda nümerik sonuç elde edilerek literatüre sunulmuştur. Elde edilen sonuçlardan HAD yöntemi ile profiller etrafındaki akış hakkında detaylı bilgi elde edinilmiştir. Kullanım alanına göre değişiklik gösteren kanat profillerinde optimum profil seçimi konusunda faydalı bilgiler verilmiştir.

Rüzgar tünelinde deneysel çalışma yapılarak bu tez çalışmasındaki çalışmalar ve bulunan nümerik sonuçlarla karşılaştırılarak bu konu hakkında daha detaylı bilgi edinilebilecektir. Bu sayede yeni kullanılacak kanat profillerinin doğruluğunun incelenmesi ve yeni kanat profili tasarımında kolaylık sağlanmış olacaktır.

KAYNAKLAR

1. Oleskiv, Pena, Airfoil-Flap Performance With De/Anti-Icing Fluids and Freezing Precipitation, National Research Council Canada Institute For Aerospace Research Aerodynamics Laboratory Ottawa, Ontario, 1999.
2. Ellis, Lim, Teeling, P. And Zhu, S., "Wind Tunnel Tests of Aerodynamic Effects of Type I & II Ground De/Anti-Icing Fluids on Small Transport and General Aviation Aircraft During Takeoff", AIAA Paper 91-0763, January 1991.
3. Özdemir ve Onbaşıoğlu F-4 Phantom Uçağının Etrafındaki Akışın Had Analizi Kısım 1: Kanat Kök Profili Naca 0006, Havacılık Ve Uzay Teknolojileri Dergisi Temmuz Cilt 1 Sayı 4 (1-6), 2004.
4. Evangelista, Mcghee and Walker, B.S., "Correlation of Theory To Wind-Tunnel Data at Reynolds Numbers Below 500,000," Lecture Notes in Engineering: Low Reynolds Number Aerodynamics, T.J. Mueller (Ed.), Vol. 54, Springer-Verlag, New York, June, Pp. 131–145, 1989.
5. Hamdani Sun, Aerodynamic Forces and Flow Structures Of An Airfoil in Some Unsteady Motions At Small Reynolds Number, Acta Mechanica, 145, 173-187, 2000.
6. Alonso,Jameson, Kroo, Maccormack, Desıgn Optimization of High-Lift Configurations Using a Viscous Adjoint-Based Method, December 2001.
7. Dennis, Allison, William, Sewall, Airfoil Modification Effects on Subsonic And Transonic Pressure Distributions and Performance For The Ea-6b Airplane, Nasa Technical Paper 3516, 1995.
8. Van Dam, Shaw, Vander Kam, Rudolph and D. Kinney, Aero-Mechanical Design Of High-Lift Systems, Aircraft Engineering and Aerospace Technology, Volume 71 . Number 5 . 436±443. 1999 .
9. Anderson, Fundamental of Aerodynamics, Mc Graw-Hill International Editions, Aerospace Science Series, 1991.
10. Bertin,Smith, Aerodynamics For Engineers, Prentice Hall, New Jersey, 1989.
11. Iqbal M, Bluff Body Aerodynamics, Universty of Notre Dame, Notre Dame, 2004.
12. Gregory J. Schwabacher Captain, Computatıonal Fluid Dynamics Testing For Drag Reduction of An Aircraft Laser Turret Usaf. 2000.

13. Filippone, A., 2000. Data And Performances Of Selected Aircraft And Rotorcraft, Progress in Aerospace Sciences, 36, 629-654
14. Koçyiğit , Ünal F., Askı Ve İleri Uçuştaki Bir Helikopter Gövdesinin Aerodinamik Katsayılarının Fluent® Kullanılarak Hesaplanması, Havacılık Ve Uzay Teknolojileri Dergisi Ocak Cilt 2 Sayı 1 (57-64) 2005.
15. Christian Bak, Peter Fuglsang, Jeppe Johansen, Ioannis Antoniou, Wind Tunnel Tests of The Naca 63-415 And A Modified Naca 63-415 Airfoil, Risø National Laboratory, Roskilde, Technical University Of Denmark, 2000.
16. Hong Luo, Joseph D. Baum And Rainald Lohner, Computation of Compressible Flows Using A Two-Equation Turbulence Model On Unstructured Grids, International Journal Of Computational Fluid Dynamics, Vol. 17 (1), 87–93, 2003.
17. E. Berton, D. Favier, C. Maresca, A. Benyahia Flow Field Visualizations Around Oscillating Airfoils L.A.B.M. Laboratory, Umsr 2164 of Cnrs, University Of Méditerranée 163 Avenue De Luminy, Case 918, 13009 Marseille, France.
18. H. Atik, O. Başoğlu, M. Ilgaz, E. Mahmutyazıcıoğlu, L. Yalçın Tubitak Savunma Sanayii Araştırma Ve Geliştirme Enstitüsü Ankara. 2004.
19. Harold E. Addy, Jr., Andy P. Broeren, Joseph G. Zoeckler, Sam Lee, A Wind Tunnel Study Of Icing Effects On A Business Jet Airfoil, Nasa/Tm—2003-212124, Aıaa–2003–0727.
20. Tuncer Cebeci, Eric Besnard And Hsun H. Chen, Calculatıon Of Multielement Airfoıl Flows,Includıng Flap Wells, Aıaa 96—0056.
21. Hua Shan, Li Jiang, Chaoqun Liu, Direct Numerical Simulation Of Flow Separation Around A Naca 0012 Airfoil, Computers & Fluids 34 1096–1114, (2005).
22. Ramesh K. Agarwal And Jose L. Vadillo, Active Control of Shock/Boundary Layer Interactıon in Transonıc Flow Over Aırfoıls, Washington University in St. Louis, 2004.
23. T. Lee And P. Gerontakos, Investigation of Flow Over an Oscillating Airfoil, J. Fluid Mech. (2004), Vol. 512, Pp. 313–341. C _ 2004 Cambridge University Press Doı: 10.1017/S0022112004009851 Printed İn The United Kingdom.
24. F.-R. Grosche, G.E.A. Meier, Research At Dlr G. Ottingen on Bluff Body Aerodynamics, Drag Reduction By Wake Ventilation And Active Flow Control, Journal Of Wind Engineering And Industrial Aerodynamics 89, 1201–1218. (2001).

25. Doğan, Genç “Ses Altı Hızlarda Farklı Uçak Kanadı Profilleri Etrafında Akışın İncelenmesi", I. Ulusal Havacılık Ve Uzay Konferansı, Uhuk 2006, Odtü, Ankara, Türkiye, 21-23 Eylül 2006.
26. Pope Sb. Turbulent Flows. Cambridge University Pres 2000.
27. Shan, Liu, Direct Numerical Simulation Of Flow Separation Around A Naca 0012, Computers & Fluids 34 (2005) 1096–1114
28. Akbari, Price, Simulation of dynamic stall for a NACA 0012 airfoil using a vortex method, Journal of Fluids and Structures 17 (2003) 855–874
29. Gregory J. Schwabacher Captain. 2000. Computatıonal Fluid Dynamics Testing For Drag Reduction of An Aircraft Laser Turret USAF.
30. Vos J.B, A.Rizzi, D. Darracq, E.H. Hirschel. 2002. Navier-Stokes Solvers in European Aircraft Design. Progress in Aerospace Sciences. Vol 38; pp. 601–697
31. Fluent Incorporated. 1998. FLUENT User’s Guide
32. NACA mirror site. www.NACA.central.cranfield.ac.uk/citations/cit.html (2003)

ÖZGEÇMİŞ

Adı ve Soyadı: Ziya DOĞAN
Doğum yeri ve Yılı: Ankara, 1982
Baba Adı: Hamdi
Anne Adı: Aysel

İlk, Orta ve Lise öğrenimini Ankara' da tamamladı. 2000-2001 öğretim yılında Erciyes Üniversitesi Mühendislik Fakültesi Makine Mühendisliği bölümüne kayıt yaptırdı. 2005 yılında dönem dördüncüsü olarak mezun oldu. 2005-2006 öğretim yılında Erciyes Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Makine Mühendisliği Anabilim Dalında Yüksek Lisans Eğitimine başladı. Aynı zamanda Erciyes Üniversitesi Sivil Havacılık Yüksekokulu Uçak Gövde Motor Bölümü' nde Araştırma Görevlisi olarak göreve başladı. 2007 yılında bu görevinden ayrıldıktan sonra TUSAŞ Havacılık ve Uzay Sanayi' nde Yapısal Tasarım Müdendisi olarak işe başladı. Halen aynı şirkette görev yapmaktadır.

Adres:

İstanbul Yolu 35. km
TAI-TUSAŞ
Akıncı Ankara / TÜRKİYE
Tel: +90 312 811 18 00 / 4610
E-mail: zidogan@tai.com.tr