

**KOCAELİ ÜNİVERSİTESİ  
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ**

**HAVACILIK BİLİMİ VE TEKNOLOJİLERİ ANABİLİM DALI**

**YÜKSEK LİSANS TEZİ**

**HOVERWING İÇİN DÜŞÜK HIZLARDA KULLANILABİLECEK  
KANAT TASARIMI KARŞILAŞTIRMALI ANALİZİ**

**MERT GÖKDEMİR**

**KOCAELİ 2021**

**KOCAELİ ÜNİVERSİTESİ**  
**FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ**

**HAVACILIK BİLİMİ VE TEKNOLOJİLERİ ANABİLİM DALI**

**YÜKSEK LİSANS TEZİ**

**HOVERWING İÇİN DÜŞÜK HIZLARDA KULLANILABİLECEK  
KANAT TASARIMI KARŞILAŞTIRMALI ANALİZİ**

**MERT GÖKDEMİR**

**Doç.Dr. Satılmış ÜRGÜN**  
**Danışman, Kocaeli Üniv.**

.....

**Dr. Öğr. Üyesi Serhat AYDOĞAN**  
**Jüri Üyesi, Kapadokya Üniv.**

.....

**Dr. Öğr. Üyesi Sedat SÜSLER**  
**Jüri Üyesi, Kocaeli Üniv.**

.....

**Tezin Savunulduğu Tarih: 24.06.2021**

## ÖNSÖZ VE TEŞEKKÜR

“Hoverwing İçin Düşük Hızlarda Kullanılabilecek Kanat Tasarımı Karşılaştırmalı Analizi” adlı çalışmada hava yastıklı araç olarak bilinen Hoverwingler için elde edilen verilerin ışığında kanat profili üzerine çalışma yapılmıştır.

Tez çalışmamda planlanmasında, araştırılmasında, yürütülmesinde ve oluşumunda ilgi ve desteğini esirgemeyen, engin bilgi ve tecrübelerinden yararlandığım, yönlendirmeleri ve bilgilendirmeleriyle çalışmamı bilimsel temeller ışığında şekillendiren sayın hocam Doç. Dr. Satılmış ÜRGÜN’ ve eğitim hayatım boyunca desteklerini esirgemeyen aileme sonsuz teşekkürlerimi sunarım.

Mayıs – 2021

Mert GÖKDEMİR

## İÇİNDEKİLER

ÖNSÖZ VE TEŞEKKÜR .....	i
İÇİNDEKİLER .....	ii
ŞEKİLLER DİZİNİ.....	iii
TABLOLAR DİZİNİ .....	vii
SİMGELER VE KISALTMALAR DİZİNİ .....	viii
ÖZET.....	x
ABSTRACT .....	xi
GİRİŞ .....	1
1. GENEL BİLGİLER .....	4
1.1. Hovercraft (Hoverwing) Tarihçesi .....	4
1.2. Askeri Hava Yastıklı Araçlar (ACV) .....	8
1.2.1. Rudy Heeman's wig hovercraft .....	10
1.2.2. Hoverwing 2VT (1997) .....	10
1.2.3. Aquaglide-5 .....	11
2. HOVERWING İÇİN KANAT PROFİLİ MATEMATİKSEL MODELLEMESİ .....	12
2.1. Ground Effect (Yer Etkisi) .....	12
2.2. Yakıt Tasarrufu ve Toplam Ağırlık Kıyaslaması .....	14
2.3. Kanat Profili ve Kanat Seçimi .....	16
2.4. Taşıma Katsayısı ( $C_L$ ) ve Hücum Açısı (AoA) Kıyaslaması .....	18
2.5. AoA ve Aerodinamik Verimlilik (lift-to-drag ratio) Grafiği.....	19
2.6. Kullanılacak Olan Kanat Profillerinin Literatür Araştırması .....	20
2.7. Kanat Profillerinin Aerodinamik Analizi .....	22
2.8. XFLR5 Yardımıyla Kanat Profillerinin Analizi.....	25
2.9. (Ground Effect) Yer Etkisinde İken ANSYS Paket Programı Yardımla Kanat Profili Analizi .....	27
2.10. Korunum Denklemleri (Governing equations) .....	28
3. KONSEPT HOVERWING İÇİN 3D KANAT ANALİZİ.....	30
3.1. ANSYS CFD (3D) Yardımıyla Analiz.....	32
4. BULGULAR VE TARTIŞMA .....	34
4.1. XFLR5 Analiz Sonuçları.....	34
4.2. 2D ANSYS Analiz Sonuçları .....	35
4.3. 2D ANSYS CFD NACA 4412 Analiz Sonuçları.....	44
4.4. 3D ANSYS NACA 4412 Analiz Sonuçları.....	46
5. ÜRETİM .....	52
5.1. Kompozit Malzemelerin Avantajları.....	53
6. SONUÇLAR VE ÖNERİLER .....	60
KAYNAKLAR .....	62
EKLER.....	67
KİŞİSEL YAYINLAR VE ESERLER .....	104
ÖZGEÇMİŞ .....	105

## ŞEKİLLER DİZİNİ

Şekil 1.1.	SN. R4 isimli İngiliz hovercraft.....	5
Şekil 1.2.	Caspian sea monster (KM) .....	6
Şekil 1.3.	Pelikan konsept .....	7
Şekil 1.4.	1966 yılında kullanılan SK-5 modeli.....	8
Şekil 1.5.	ABD donanmasına ait SES .....	9
Şekil 1.6.	Rudy Heeman yapımı bir hovercraft.....	10
Şekil 1.7.	Hoverwing 2VT .....	11
Şekil 1.8.	Aquaglide-5.....	11
Şekil 2.1.	Yer etkisindeki kanat .....	12
Şekil 2.2.	Hıza bağlı olarak sürüklenme, güç, maliyet grafiği .....	13
Şekil 2.3.	Yer etkisinin taşıma katsayısı ve itkiye olan etkisi .....	14
Şekil 2.4.	Yer etkisinde iken ve değilken yüzeydeki basınç dağılımı.....	14
Şekil 2.5.	Yakıt tüketimi ve toplam ağırlık kıyaslaması .....	15
Şekil 2.6.	Kanat kesitine yakından bakış .....	16
Şekil 2.7.	Taşıma katsayısı ve hücum açısı.....	19
Şekil 2.8.	Hücum açısı vs. aerodinamik.....	20
Şekil 2.9.	Profil geometrileri .....	24
Şekil 2.10.	$Re=4e+06$ Taşıma ve sürüklenme katsayısı kıyası .....	25
Şekil 2.11.	$Re=4e+06$ Aerodinamik verimlilik vs. hücum açısı .....	26
Şekil 2.12.	$Re=5e+05$ Aerodinamik verimlilik vs. hücum açısı .....	26
Şekil 2.13.	$Re=5e+05$ Taşıma katsayısı vs. hücum açısı .....	27
Şekil 3.1.	Yer etkisi koşulunun kurulması .....	30
Şekil 3.2.	Operasyon koşulları .....	31
Şekil 3.3.	Yoğun mesh örgüsü .....	31
Şekil 3.4.	Ağ örgüsü yakın görünüm .....	32
Şekil 4.1.	Mesh sayısına bağlı olarak ağ yapısı doğrulaması.....	36
Şekil 4.2.	Mesh metrik .....	36
Şekil 4.3.	NACA4412 profilinin 1h/c, 0,5h/c ve 0,2h/c'de yere olan mesafesi.....	37
Şekil 4.4.	USA-35B profilinin 1h/c 0-derecede hıza bağlı tavrı .....	37
Şekil 4.5.	GOE387 profilinin 0,2h/c 8-derecede hıza bağlı tavrı.....	38
Şekil 4.6.	LS(1)-0417 profilinin 0,5h/c 6-derecede hıza bağlı tavrı .....	38
Şekil 4.7.	NACA4412 profilinin 0,2h/c 12-derecede hıza bağlı tavrı.....	39
Şekil 4.8.	LS(1)-0417 0,2 h/c 16-derecede hız dağılımı .....	39
Şekil 4.9.	USA-35B Profilinin h/c oranına bağlı taşıma katsayısı.....	40
Şekil 4.10.	NACA4412 10-derecede h/c ve taşıma katsayısı kıyası .....	40
Şekil 4.11.	LS(1)-0417 için 12-derecede h/c ve cd karşılaştırması .....	42
Şekil 4.12.	USA-35B profilinin 10-derece sürüklenme katsayısına göre tavrı .....	42
Şekil 4.13.	USA-35B profilinin 6-derece taşıma katsayısına göre tavrı .....	43
Şekil 4.14.	USA-35B profilinin 6-derece sürüklenme katsayısına göre tavrı .....	43
Şekil 4.15.	USA-35B profilinin 10-derece taşıma katsayısına bağlı tavrı .....	44
Şekil 4.16.	NACA4412 10-derece de h/c .....	44
Şekil 4.17.	NACA4412 0,2 h/c vs CL-CD-CL/CD.....	45

Şekil 4.18. NACA4412 0,5 h/c vs CL-CD-CL/CD.....	45
Şekil 4.19. NACA4412 1 h/c vs CL-CD-CL/CD.....	46
Şekil 4.20. Profilin 1h/c kapalı mesh geometrisi .....	48
Şekil 4.21. Yakından görünüm mesh 1h/c .....	47
Şekil 4.22. Statik basınç 1h/c .....	47
Şekil 4.23. Hız 1h/c.....	48
Şekil 4.24. Taşıma katsayısının değişimi.....	48
Şekil 4.25. Sürüklenme katsayısının değişimi .....	49
Şekil 4.26. NACA4412 Profiline 1h/c, 0,5h/c ve 0,2h/c de (sol) basınç ve (sağ) hız değişimleri .....	50
Şekil 4.27. NACA4412 Kanat profiline 2D ve 3D boyuta bağlı değişimleri .....	52
Şekil 5.1. Kanat iskelet yapısı .....	55
Şekil 5.2. NACA4412 Kanat geometrisi.....	55
Şekil 5.3. Solidworks çizimi .....	56
Şekil 5.4. Kullanılan riblerden biri .....	56
Şekil 5.5. Üretim aşamaları.....	57
Şekil 5.6. Elyaf kaplanmış görünüm .....	57
Şekil 5.7. Kompozit yapısı .....	58
Şekil 5.8. Kiriş bağlantıları .....	58
Şekil 5.9. Profilin elyaf ile kaplanması .....	59
Şekil 5.10. Kanat boyama işlemi .....	59
Şekil B.1. Yukarıdan aşağıya NACA4412, GOE387, LS(1)-0417, USA-35B kanat profillerinin 0-derece 0,2h/c'de basınç (sol) ve hız (sağ) tavırları .....	75
Şekil B.2. Yukarıdan aşağıya NACA4412, GOE387, LS(1)-0417, USA-35B kanat profillerinin 2-derece 0,2h/c'de basınç (sol) ve hız (sağ) tavırları .....	76
Şekil B.3. Yukarıdan aşağıya NACA4412, GOE387, LS(1)-0417, USA-35B kanat profillerinin 4-derece 0,2h/c'de basınç (sol) ve hız (sağ) tavırları .....	77
Şekil B.4. Yukarıdan aşağıya NACA4412, GOE387, LS(1)-0417, USA-35B kanat profillerinin 6-derece 0,2h/c'de basınç (sol) ve hız (sağ) tavırları .....	78
Şekil B.5. Yukarıdan aşağıya NACA4412, GOE387, LS(1)-0417, USA-35B kanat profillerinin 8-derece 0,2h/c'de basınç (sol) ve hız (sağ) tavırları .....	79
Şekil B.6. Yukarıdan aşağıya NACA4412, GOE387, LS(1)-0417, USA-35B kanat profillerinin 10-derece 0,2h/c'de basınç (sol) ve hız (sağ) tavırları .....	80
Şekil B.7. Yukarıdan aşağıya NACA4412, GOE387, LS(1)-0417, USA-35B kanat profillerinin 12-derece 0,2h/c'de basınç (sol) ve hız (sağ) tavırları .....	81
Şekil B.8. Yukarıdan aşağıya NACA4412, GOE387, LS(1)-0417, USA-35B kanat profillerinin 14-derece 0,2h/c'de basınç (sol) ve hız (sağ) tavırları .....	82
Şekil B.9. Yukarıdan aşağıya NACA4412, GOE387, LS(1)-0417, USA-35B kanat profillerinin 16-derece 0,2h/c'de basınç (sol) ve hız (sağ) tavırları .....	83

Şekil B.10. Yukarıdan aşağıya NACA4412, GOE387, LS(1)-0417, USA-35B kanat profillerinin 0-derece 0,5h/c'de basınç (sol) ve hız (sağ) tavırları .....	84
Şekil B.11. Yukarıdan aşağıya NACA4412, GOE387, LS(1)-0417, USA-35B kanat profillerinin 2-derece 0,5h/c'de basınç (sol) ve hız (sağ) tavırları .....	85
Şekil B.12. Yukarıdan aşağıya NACA4412, GOE387, LS(1)-0417, USA-35B kanat profillerinin 4-derece 0,5h/c'de basınç (sol) ve hız (sağ) tavırları .....	86
Şekil B.13. Yukarıdan aşağıya NACA4412, GOE387, LS(1)-0417, USA-35B kanat profillerinin 6-derece 0,5h/c'de basınç (sol) ve hız (sağ) tavırları .....	87
Şekil B.14. Yukarıdan aşağıya NACA4412, GOE387, LS(1)-0417, USA-35B kanat profillerinin 8-derece 0,5h/c'de basınç (sol) ve hız (sağ) tavırları .....	88
Şekil B.15. Yukarıdan aşağıya NACA4412, GOE387, LS(1)-0417, USA-35B kanat profillerinin 10-derece 0,5h/c'de basınç (sol) ve hız (sağ) tavırları .....	89
Şekil B.16. Yukarıdan aşağıya NACA4412, GOE387, LS(1)-0417, USA-35B kanat profillerinin 12-derece 0,5h/c'de basınç (sol) ve hız (sağ) tavırları .....	90
Şekil B.17. Yukarıdan aşağıya NACA4412, GOE387, LS(1)-0417, USA-35B kanat profillerinin 14-derece 0,5h/c'de basınç (sol) ve hız (sağ) tavırları .....	91
Şekil B.18. Yukarıdan aşağıya NACA4412, GOE387, LS(1)-0417, USA-35B kanat profillerinin 16-derece 0,5h/c'de basınç (sol) ve hız (sağ) tavırları .....	92
Şekil B.19. Yukarıdan aşağıya NACA4412, GOE387, LS(1)-0417, USA-35B kanat profillerinin 0-derece 1h/c'de basınç (sol) ve hız (sağ) tavırları .....	93
Şekil B.20. Yukarıdan aşağıya NACA4412, GOE387, LS(1)-0417, USA-35B kanat profillerinin 2-derece 1h/c'de basınç (sol) ve hız (sağ) tavırları .....	94
Şekil B.21. Yukarıdan aşağıya NACA4412, GOE387, LS(1)-0417, USA-35B kanat profillerinin 4-derece 1h/c'de basınç (sol) ve hız (sağ) tavırları .....	95
Şekil B.22. Yukarıdan aşağıya NACA4412, GOE387, LS(1)-0417, USA-35B kanat profillerinin 6-derece 1h/c'de basınç (sol) ve hız (sağ) tavırları .....	96
Şekil B.23. Yukarıdan aşağıya NACA4412, GOE387, LS(1)-0417, USA-35B kanat profillerinin 8-derece 1h/c'de basınç (sol) ve hız (sağ) tavırları .....	97
Şekil B.24. Yukarıdan aşağıya NACA4412, GOE387, LS(1)-0417, USA-35B kanat profillerinin 10-derece 1h/c'de basınç (sol) ve hız (sağ) tavırları .....	98
Şekil B.25. Yukarıdan aşağıya NACA4412, GOE387, LS(1)-0417, USA-35B kanat profillerinin 12-derece 1h/c'de basınç (sol) ve hız (sağ) tavırları .....	99

Şekil B.26. Yukarıdan aşağıya NACA4412, GOE387, LS(1)-0417, USA-35B kanat profillerinin 14-derece 1h/c'de basınç (sol) ve hız (sağ) tavırları .....	100
Şekil B.27. Yukarıdan aşağıya NACA4412, GOE387, LS(1)-0417, USA-35B kanat profillerinin 16-derece 1h/c'de basınç (sol) ve hız (sağ) tavırları .....	101





## TABLULAR DİZİNİ

Tablo 1.1. Mevcut hovercraft patentleri.....	4
Tablo 1.2. Mevcut wig prototipleri .....	7
Tablo 1.3. Wig araçlarının aerodinamik yeterlilik cinsinden sınıflandırılması .....	8
Tablo 2.1. Yakıt verimliliği kıyaslaması.....	15
Tablo 2.2. Airfoil karakteristikleri .....	24
Tablo 4.1. 14-derece AoA profil kıyaslaması .....	34
Tablo 4.2. 10-derece AoA profil kıyaslaması .....	34
Tablo 4.3. 6-derece AoA profil kıyaslaması .....	34
Tablo 4.4. 4-derece AoA profil kıyaslaması .....	35
Tablo 4.5. Kanat profillerinin kıyası .....	44
Tablo A.1. Mevcut hovercraft patentleri.....	68
Tablo C.1. Taşıma katsayısının 1 h/c ye göre profillere etkisi.....	102
Tablo C.2. Sürüklenme katsayısının 1 h/c ye göre profillere etkisi.....	102
Tablo C.3. Taşıma katsayısının 0,5 h/c ye göre profillere etkisi.....	102
Tablo C.4. Sürüklenme katsayısının 0,5 h/c ye göre profillere etkisi .....	103
Tablo C.5. Taşıma katsayısının 0,2 h/c ye göre profillere etkisi.....	103
Tablo C.6. Sürüklenme katsayısının 0,2 h/c ye göre profillere etkisi .....	103

## SİMGELER VE KISALTMALAR DİZİNİ

$\frac{W}{S}$	: Kanat yükü
$W$	: Aracın ağırlığı,
$S$	: Taşıma yüzey alanı
$q$	: Dinamik hava basıncı
$C_{Do}$	: Toplam akışkan sürüklemesi
$K(h)$	: Bağlı yükseklik faktörü
$A$	: Açıklık oranı
$\frac{K(h)}{\pi \times A}$	: Vorteks sürükleme faktörü
$l$	: Taşıma momenti
$d$	: Sürükleme momenti
$m$	: Pitching (yunuslama) momenti
$\alpha_s$	: Stall açısı
$C_{lmax}$	: Maksimum taşıma katsayısı
$\alpha_o$	: Sıfır taşıma hücum açısı
$C_{li}$	: İdeal taşıma katsayısı
$\alpha_{Cli}$	: İdeal taşıma katsayısına bağlı hücum açısı
$C_{lo}$	: Sıfır hücum açısındaki taşıma katsayısı
$C_{l\alpha}$	: Taşıma eğrisi eğimi (lift curve slope)
$G_k$	: Ortalama hız gradyanlarından dolayı türbülans kinetik enerjisi
$G_b$	: Buoyancy kuvveti nedeniyle türbülans kinetik enerjisi
$Y_M$	: Sıkıştırılabilir türbülanstaki dalgalı genişlemenin genel dağılım oranı
$\sigma_k, \sigma_\varepsilon$	: Türbülanslı Prandtl sayıları
$u_i, u_j$	: Hız bileşenleri
$\rho$	: Hava yoğunluğu
$P$	: Hava basıncı
$\mu$	: Dinamik viskozite
$t$	: Zaman

### Kısaltmalar

ACV	: Air Cushion Vehicle (Hava yastıklı araç)
CFD	: Computational Fluid Dynamics (Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği)

DTMB	: David Taylor Model Basin
NACA	: National Advisory Committee for Aeronautics (Ulusal Havacılık Danışma Komitesi)
NAEC	: Naval Air Experimental Center (Deniz Hava Deney Merkezi)
SES	: Surface Effect Ship (Yüzey Etkili Gemi)
UIUC	: University of Illinois at Urbana-Champaign
USCG	: United States Coast Guard (Amerika Birleşik Devletleri Sahil Güvenlik Teşkilatı)
WIG	: Wing-in-Ground Effect (Yer etkisindeki kanat)



## **HOVERWING İÇİN DÜŞÜK HIZLARDA KULLANILABİLECEK KANAT TASARIMI KARŞILAŞTIRMALI ANALİZİ**

### **ÖZET**

Hava yastıklı araç veya ACV olarak da bilinen bir hoverwing (hovercraft), kara, su, çamur veya buz ve diğer yüzeyler üzerinde seyahat edebilen bir araçtır. Hovercraft, deniz aracı olarak bir kaptan yerine bir uçak gibi pilot tarafından uçurulan hibrit gemilerdir. Popüler olarak günümüzün ulaşım sahnesinde en yeni araç olduğu bilinmektedir. Yeni olmasının yanı sıra, bu araç diğer daha geleneksel karasal araçlardan farklıdır, çünkü ilerleyebilmek için yüzey teması gerektirmez. Bu çalışmada hoverwing araçlarda kullanılan kanat yapıları için düşük-orta hızlarda kullanımına uygun seçilen 4 farklı kanat geometrilerinin bilgisayar destekli programlar yardımıyla analizi yapılmıştır. Elde edilen veriler ışığında en uygun profilin hangisi olduğuna karar verilerek üretim adımına başlanmıştır.

**Anahtar Kelimeler:** Aerodinamik Verimlilik, Airfoil, Ansys, Cfd, Yer Etkisi.

## **COMPARATIVE ANALYSIS OF WING DESIGN THAT CAN BE USED AT LOW SPEED FOR HOVERWING**

### **ABSTRACT**

A hoverwing, also known as an air cushion vehicle or ACV, is a vehicle that can travel over land, water, mud or ice and other surfaces. Hovercrafts are hybrid ships that are flown by a pilot like an airplane instead of a captain as a watercraft. It is popularly known to be the newest vehicle in today's transportation scene. In addition to being new, this vehicle differs from other more traditional terrestrial vehicles in that it does not require surface contact to move forward. In this study, the analysis of 4 different wing geometries, which are chosen suitable for use at low-medium speeds for wing structures used in hoverwing vehicles, with the help of computer aided programs. In the light of the data obtained, the most suitable profile was decided, and the production step was started.

**Keywords:** Aerodynamic Efficiency, Airfoil, Ansys, Cfd, Ground Effect.

## GİRİŞ

Ulaşım, bir ülke için kalkınma seviyesinin önemli bir ekonomik ve savunma gücü endeksi olduğu anlamına gelir. Ana ulaşım dalları otomobil, tren, denizcilik ve havacılıktır. Otomobiller kargoyu ve yolcuları hemen hemen her yere ulaştırabilir, ancak yük kapasitesi sınırlıdır. Trenler büyük tonaj sağlar, ancak pahalı bir demiryolu ağı gerektirir. Gemiler deniz ve nehir taşımacılığına çok uygun olmasına rağmen oldukça yavaştır. Sürdürülebilir ulaşımın yolları, farklı türdeki araçların avantajlarının bir araya getirilmesinde yatmaktadır.

Havacılık ve deniz araçları özelliklerinin entegrasyonuna en büyük örnek; gemiyi sudan yukarı kaldırma girişimlerinin sonucu olarak kabul edilebilecek bir hovercrafttır. Hovercraft, araç gövdesi ile destek yüzeyi arasındaki boşlukta artan aerostatik basınç nedeniyle kaldırma kuvveti oluşturur. Bu statik hava yastığı, araçtaki gücün bir kısmını aracın yatay hareket hızından bağımsız olarak harcayan özel üfleyiciler (pervaneler) tarafından oluşturulur. Hovercraft'ın sivil ve askeri ulaşım olarak geniş kullanımı, gemilere kıyasla büyük hızlarına (120 km/saate kadar) ve ayrıca amfibi yeteneklerine göre belirlenir [1].

Kanat, hava ortamı içerisinde hareket ederek, hareket yönünde aerodinamik kuvvet üretmek için kullanılan bir yüzeydir. Kanatlar taşıma kuvveti üretmek için kullanılan farklı profil yapılarına sahip sistemlerdir. Taşıma ve sürüklenme katsayılarının oranı olarak ifade edilen aerodinamik performans bazı planörlerde 60 seviyesinde veya daha fazla olabilmektedir. Bu, taşıma kuvveti elde etmek için küçük bir itme kuvvetinin yeterli olacağı anlamına gelmektedir [2]. İhtiyacımız olan parametreleri (taşıma, sürüklenme, moment katsayısı vb.) elde edebilmek için 2 yöntem vardır. Bunlar; simülasyon ve deneydir. Deney için nesne veya cisim rüzgâr tüneline yerleştirilerek üzerinde delikler açılarak basınç ölçümü yapılır. Her noktadaki basınç önceden hesaplanarak taşıma, sürüklenme vb. katsayıların hesaplanmasında kullanılır. Ama bu yöntem zaman alır ve hata payı yüksektir.

Öte yandan daha gelişmiş bilgisayar simülasyonları istenilen değerleri gerçeğe yakın elde etmemize daha kısa sürede yardımcı olur. CFD (hesaplama akışkanlar dinamiği) bilgisayar programları arasında en yaygın kullanılan yazılımdır. Amaç hesaplamalı alan içerisinde modelleme yapmaktır. Simülasyon sırasında akış denklemleri program yardımıyla istenilen yöntemde çözülür. Simülasyon bize gerçeğe en yakın değerleri çıktı olarak verir. Rüzgâr tüneli deneylerinin pahalı ve uzun sürmesi dolayısıyla bu çalışmada daha hızlı sonuçlar veren CFD yazılım tercih edilmiştir. Karbon fiber takviyeli polimerler (CFRP), çeşitli uygulamalarda yaklaşık kırk yıldır yaygın olarak kullanılmaktadır. Örneğin, baskın özellikleri, düşük ağırlıkları ve yüksek verimlilikleri, onları uçak, otomobil ve deniz uygulamaları dâhil olmak üzere farklı alanlardaki ürünler için cazip bir fırsat haline getirir [3].

Kompozitlerin kritik yük unsuru olarak hem endüstriyel hem de askeri uçak gövdelerinde kullanımı şu anda yüzde 40'a yaklaşmaktadır [4]. Metale kıyasla, daha hafif kumaşların kullanılması, havayollarının ve operatörlerin, yakıt fiyatlarında tasarrufa gidebileceği anlamına gelmektedir. Kompozitlerin uçak yapılarında kullanımı ile birlikte her pound başına ağırlık için 46\$ 'lık ve galon jet yakıtı başına 3,44\$ tasarruf elde edilmiştir [5]. Kompozitlerde, temel maliyet faktörleri ham malzeme, işlevsellik, üretim miktarı, çıktı ölçeği ve makinedir. Önümüzdeki birkaç yıl içinde bu alanlardaki gelişmelerle, plastik ürünleri inşa etmenin maliyetinin metalik malzemelere göre daha fazla olacağı kabul edilecek ve bu da kompozitleri potansiyel öğeler için önemli ölçüde bir aday haline getirecektir [6].

Kompozit malzemeler genellikle çeşitli fiziksel ve sentetik özelliklere sahip en az iki bileşen malzeme kullanılarak oluşturulan ve birleştirildiğinde bileşenlerinden farklı özelliklere sahip olan bileşim malzemeleri olarak adlandırılır. Ek olarak, kompozitler için kurucu bileşenler, boyutsal koruma, elektriksel muhalefet vb. gibi optimum özellikleri elde etmek için doğru şekilde karıştırılan 'takviye malzemesi ve matris malzemesi' olarak adlandırılır. Kompozit malzemedeki yeterli kıvamı elde etmek için, takviye malzemesi ve matris malzemesi uygun ortamda birleştirilmelidir.

Genel olarak kompozit malzemelerin etkinliği, takviye malzemesi ile matris malzemesinin oranına bağlıdır. Endüstride yaygın olarak kullanılan polimer matris, seramik matris ve metal matris kompozitlerdir [7-11].

Uçak yapılarında kompozitlerin kullanımı ağırlıktan tasarruf elde edilmesini sağlamıştır. Ticari uçaklar için uygulamalar, sınırlı uçuş kontrol yüzeylerinden, artan sayıda kritik yapı elemanlarına doğru ulaşmıştır [12].

Bu tezde hovercraftlar hakkında genel bir bilgi edinilmesi için hovercraft-hoverwing'lerin geçmişten günümüze olan serüvenlerine yer verildi. Kullanımda olan ve test aşamasında kalan hovercraft modelleri hakkında bilgi sahibi olunmuştur. Hoverwing modellerinde kullanılan kanat profili seçiminde önemli olan faktörlere değinildi. Bilgisayar ortamında test edilecek benzer kamburluğa ve chord oranına sahip kanat profillerinin literatür çalışmaları paylaşıldı. Wing-in-Ground-Effect araç uygulamalarının faydalarına yer verildi.

XFLR5 paket programı ile kanat geometrileri "Microsoft Office Excel" ortamında oluşturulup, düşük-orta hızlarda kullanıma uygun GOE387, LS(1)-0417, NACA4412, USA-35B kanat profilleri 2D olarak test edildi. Sonrasında ANSYS Fluent paket programında 3D olarak modellenmiştir. Kanat profilinin yerden havalanabilmesi için önemli birer faktör olan CL ve CD ve aerodinamik verimlilik değerleri program çıktılarına göre değerlendirilmiştir. Elde ettiğimiz grafiklerden yola çıkarak NACA4412 kanat profilinin üretimine başlanmıştır. Üretimde kullanılan malzemeler ve aşamaları görsellenmiştir.

Bu tez çalışmasında, Bölüm 1'de genel bilgiler verilmiştir. Bölüm 2'de çalışma kapsamında kullanılacak profiller için matematiksel modelleme ve tasarım hakkında bilgi paylaşılmıştır. Bölüm 3'te deney aşaması ve modelleme yapılmış. Bölüm 4'te deneysel veriler sonucunda bir adet kanat profili seçilerek üretimine başlanmıştır. Bölüm 5'te deneysel bulgular verilerek tartışılmıştır. Bölüm 6'da ise sonuçlar ve öneriler sunulmuştur.



## 1. GENEL BİLGİLER

Bu bölümde tez çalışması kapsamında hovercraft araçları hakkında detaylı bilgi ve tarihçesi hakkında genel bilgiler verilmiştir. Ticari, askeri ve eğlence amaçlı kullanımda olan araçların özelliklerine değinilmiştir.

### 1.1. Hovercraft (Hoverwing) Tarihçesi

Hava yastıklı bir aracın ilk tasarımı, 1716'da Emanuel Swedenborg tarafından yapıldı. Onun tasarımı, esasen sürücünün üstüne oturduğu ve bir hava cebi oluşturan baş aşağı bir tekneden oluşuyordu. Sürücü daha sonra havayı geminin altına itmek ve sürtünmeyi azaltmak için kürekleri çekmeliydi. Bununla birlikte, hava odasına basınç uygulamak için daha fazla güce ihtiyaç duyulduğu için bu planlar hiçbir zaman gerçekleştirilemedi. Yıllar boyunca, deniz araçlarının ve kara araçlarının direncini azaltmak ve basınçlı havayı kullanmak için sayısız girişimde bulunulmuştur. Bu girişimlerin çoğu patentlerle belgelenmiştir. Bazıları daha önceki mucitlerin çalışmalarında yapılan iyileştirmeler şeklindeyken, geri kalanları genellikle finansman eksikliği nedeniyle başarısız olmuş münferit gelişmelerdi.

Tablo 1.1, önceki tekniğe ait bir patent araştırmasından türetilen buluşlardan bazılarının bir listesidir. Tablonun detaylı haline Ek-A kısmında yer verilmiştir.

Tablo 1.1. Mevcut hovercraft patentleri [13]

Patent Tarihi	İsim ve Lokasyon	Konusu
1716	Swedenborg, E., İsveç	Plenum Craft Illustration
1876	Ward, J., San Francisco, USA	Plenum Machine Idea
1882	De Laval, G., Sweden	Air Lubricated Hull
1888	Walker, J. Texas, USA	Air Lubricated Hull Idea
1897	Culbertson, USA	Sidewall Craft Idea
1906	Schroeder, F.W., Germany	Air Lubricated Hull Design
1907	Clark, J., USA	Craft With Annular Ducts
1908	Worthington, C. USA	Rail Car With Flexible Seals
1908	Porter, J.R., UK	Annular Jet Craft With Flexible Skirt
1909	Wunderlich, A., Germany	Plenum Craft
1912	Alcock, A.U., Perth, Australia	Levypad Craft
1916	VonThomamhul, D.M., Austria	Air Lubricated Torpedo Boat
1921	Gambin, M.A., France	Sidewall Craft

Gösterilen tarihler patentin ilk başvurusunun tarihleridir. Bu nedenle, buluş sahibinin ilk patenti için gösterilen tarihten önce çok sayıda olmasa da birkaç yıllık argenin gerçekleşmiş olması muhtemeldir. 1868'de, ilk başarılı yastıklı araç Fransa'da Mösyö Louis Girard tarafından yapıldı. Suyun baskısı altında etekli pedlerin üzerinde giden bir tren oluşturuldu. Bu, sürtünmeyi büyük ölçüde azalttı ve tren 900 mil kadar gidebildi. 1900'lerin başında yapılan ilk hava yastıklı araçların birçoğunun kanatları da vardı ve bu yüzden gerçek hovercraftlar değildi. 1950'lerde İngiltere'de Christopher Cockerell, daha önce yapıldığı gibi geminin altındaki büyük bir odaya hava pompalamak yerine, aracın çevresi etrafındaki daha küçük bir kanala hava pompalama fikrini önerdi. Cockerell, iki teneke kutu arasındaki yüksek hava basıncıyla teneke kutulardan birinin kaldırılabilceğini göstermek için içine üflenen iki teneke ile deney yaptıktan sonra, çalışan bir araç üretti ve 1955'te patentini alarak ona "hovercraft" adını verdi. 1964'te ilk hovercraft yarışı, yeni bir insan yapımı gölün açılışını kutlamak için Canberra, Avustralya'da yapıldı. On farklı yarışçı, rekabet etmek için kendi hovercraftlarını üretti. Ancak gemilerin sadece beşi, geri kalanı battıktan sonra yarışı tamamlayabildi veya suda hareket edemedi. Hovercraft yarışı o zamandan beri bir spor haline geldi. 20. yüzyılın sonlarında, hovercraftlar ilk olarak hem insanları hem de malzemeleri taşımak için ticari olarak kullanıldı. İngiltere'deki Hovercraft feribotları, 300 kişi ve 30 araba ile yüklenen İngiliz kanalını geçebiliyordu. Bu büyük hovercraftlardan birinin bir örneği Şekil 1.1'de gösterilmiştir [14].



Şekil 1.1. SN. R4 isimli İngiliz hovercraft

R. Alexeyev tarafından 1966'da Şekil 1.2' de görülebileceği üzere KM (550 ton) kod adlı, "Caspian Sea Monster" isimli, dünyanın en büyük uçan makinesi olarak ve günümüze kadar gelen WIG aracı üretilmiştir [15].



Şekil 1.2. Caspian sea monster (KM) [16]

H. Fischer ve A. Lippisch deneysel WIG aracı olan X-112, X-113 ve X-114 modellerin geliştirdiler. Ayrıca, 1967'de Hazar Denizi Canavar'ını (Caspian sea monster) ilk kez gözlemleyen bir havacılık mühendisi ve ABD istihbaratı analisti olan Steven Hooker, ABD'de büyük bir WIG zanaatı geliştirmek için tam ölçekli bir WIG aracı arayışına girdi ve kendi şirketi Aerocon'u 1984'te kurdu. Sonuç olarak Hooker, bin beş yüz kargo kapasitesine sahip beş yüz tonluk WIG aracı üretti [17].

Boeing, yakın zamanda Şekil 1.3'te gösterilen bir konsept uçağın geliştirilmekte olduğunu duyurdu. "Boeing Phantom Works" adlı plana göre, resmi adı "Pelican Ultra Büyük Nakliye Uçağı" olan uçak, şimdiye kadar uçabilen en büyük uçak olacaktı. Uçak, yer etkisi kullanarak uçtuğu için yalnızca yirmi fitlik normal bir seyir irtifasına sahipti. 1400 tona kadar yük taşıyan 150 metre kanat açıklığına sahip olması düşünülmüştür.

Muazzam kapasiteleri ve verimlilikleri göz önüne alındığında, Pelikan konsepti gerçekleştirilseydi konteyner gemileriyle yarışabilirdi [18].



Şekil 1.3. Pelikan konsept [18]

Tablo 1.2’de birçok ülkeye ait WIG araçlarına yer verilmiştir. Bu bilgilere ek olarak, Çin, Almanya, Japonya, Güney Kore vb. birçok ülkede WIG araştırma ve geliştirme çalışmaları devam etmektedir. Günümüze geldiğimizde ARGE çalışmaları yoğun bir şekilde yapılırsa dahi gerçek anlamda ticari faaliyete hala geçememiştir.

Tablo 1.2. Mevcut wig prototipleri

İsim	Üretici	Yıl	Ağırlık/Koltuk	Hız	Amaç
Volga 2	Rusya/SDPP	1986	2700 kg/10	60 knot	Küçük feribot
Jorg 6	Almanya/Jorg	1991	3150 kg/7	80 knot	Küçük feribot
Airfish 3	Almanya	1990	650 kg	65 knot	Eğlence
Hoverwing	Almanya	1997	915 kg/2	65 knot	
X-114	Almanya/RFB	1977	1500 kg/6	100 knot	Askeri
L-325	ABD/Flarecraft		550 kg	65 knot	Ticari
Ram 902	Çin/CSSRC	1984	385 kg/1	65 knot	Test

Günümüzde WIG araçları için tasarım standartları yoktur. Tablo 1.3’te değinilen tasarım standartları genellikle uçak ve gemi standartlarının kombinasyonlarını içermektedir.

Tablo 1.3. Wig araçlarının aerodinamik yeterlilik cinsinden sınıflandırılması [19]

Araç tipleri	Aerodinamik yeterlilik
A	Sadece yer etkisi ile çalışan
B	Geçici yer etkisi ile uçan fakat yerden 150m den fazla havalanamayan
C	Yer etkisinin dışına çıkan ve yerden 150m den fazla havalanabilen

Günümüzde sportif amaçlı olarak kullanılan birçok firmanın ürettiği küçük hoverwingler mevcuttur. İlerleyen bölümlerde bunlarla alakalı örneklere yer verilmiştir.

## 1.2. Askeri Hava Yastıklı Araçlar (ACV)

Kuzey Amerika'daki askeri ACV'lerin gelişimi, 1957'de David Taylor Model Basin'de (DTMB) periferik jet fenomeninin ilk matematiksel tanımını yayınlayan Harvey R. Chaplin'e kadar uzanabilir. Bell, 1963'te ABD Gemiler Bürosu için SKMR-1'i piyasaya sürdü. Bu tekne, inşa edilen en büyük ACV idi (68 ft x 32 ft) ve 70 knot hızına ulaşabildi.



Şekil 1.4. 1966 yılında kullanılan SK-5 modeli

ABD tarafından savaşta ACV'lerin ilk istihdamı 1966'da Vietnam'daydı (Şekil 1.4). Bunlar, SK-5 olarak adlandırılan Bell ile modifiye edilmiş İngiliz SR. N5'lerdi. Daha sonra USCG tarafından arama ve kurtarma görevleri için kullanıldı [20]. 1974 yılında Bell Aerospace Canada Textron tarafından üretilen Viking, daha küçük ama benzer çok amaçlı bir gemiye olan ihtiyacı karşılamak için Voyageur'dan (1971) geliştirilmiştir. Her ikisi de SR. N5 ve SR. N6 için geliştirilen bütünleşmiş kaldırma ve tahrik sistemi konseptini kullanmaktaydılar [21-23].

Şekil 1.5'te resmi görülen XR-1 model askeri SES, ABD'de 1960-1963 yılları arasında Naval Air Experimental Center'da (NAEC) tasarlandı ve Allen Ford'un öncü çalışmaları sonucunda hayata geçirildi. XR-1, ABD Donanması tarafından kullanılan insanlı SES test aracının ilkiydi. Bir dizi modifikasyon sonucunda SES teknolojisindeki çok sayıda ilerlemeyi başarılı bir şekilde elde edildi. XR-1, 1983'te hala kullanılmaktaydı ve son test serisi (XR1-E) ikinci nesil sürüş kontrol sistemi ile benzerdi. 1969'un başlarında, Donanma, 110 tonluk iki SES test aracı olan SES-100A ve SES-100B'nin tasarımı ve inşası için Aerojet General ve Bell Aerospace Textron ile sözleşme imzaladı. Hem SES-100A hem de SES-100B test aracı 1972'den 1982'ye kadar kullanılmıyordu ve 80 deniz milini aşan hıza sahipti. SES-100B (94 deniz mili hızına ulaşabilen), dikey olarak fırlatılan bir SM-1 orta menzilli güdümlü füzeyi ateşleyen ilk Donanma gemisi oldu [24].



Şekil 1.5. ABD donanmasına ait SES

### 1.2.1. Rudy Heeman's wig hovercraft

Rudy Heeman, WIG hovercraft yapan Yeni Zelandalı bir tamirciydi. Mevcut bir hovercraftta kanatlar, bir elevatör ve 1,8L Subaru motor ekleyerek modifiye etti.

Şekil 1.6'da resmi görülen araç, kanatlar, 2 adet spar, kanat profili ribi (kirişi) ve esnek bir kumaş kaplamadan yapılmıştır. 70 km/s hızla kalkış yapabilir ve 100 km/s maksimum hıza ulaşabilir. Yer etkisinde maksimum yüksekliği yüzeyden 1,5 m yüksekliktedir [25].



Şekil 1.6. Rudy Heeman yapımı bir hovercraft

### 1.2.2. Hoverwing 2VT (1997)

Şekil 1.7' de resmi görülen, Hoverwing 2VT Almanya ve Hollanda'da kullanımı için üretildi. İçerinde 2 adet koltuk bulunmaktadır. 10,3 metre uzunluğa 9,5 metre genişlik, 2,5 metre yüksekliğe sahiptir.

90 hp güce sahip ve 135 km/s hıza ulaşabilmektedir. Ayrıca Hoverwing 2VT, hoverwing olarak adlandırılrsa da kabine sahip olduğu için gemi olarak da tescil kaydı yapılmaktadır [26].



Şekil 1.7. Hoverwing 2VT

### 1.2.3. Aquaglide-5

Aquaglide-5, beş kişilik eğlence amaçlı bir yolcu WIG teknesidir. Ekranoplan kanat konfigürasyonu kullanır ve 326 HP Mercedes Benz V8 ile çalışır. Motor, gücü itmeden bağımsız ve değişken hatveli iki harici traktör pervanesine aktarır. Bu şekilde gelişmiş manevra kabiliyetine izin verir. 160 km/s seyir hızına, 2010 kg boş ağırlığa ve 300 kg faydalı yüke sahiptir. Tekne amfibidir ve şoku emmek için kanat uçlarında şişirilebilir şamandıralar vardır [27].



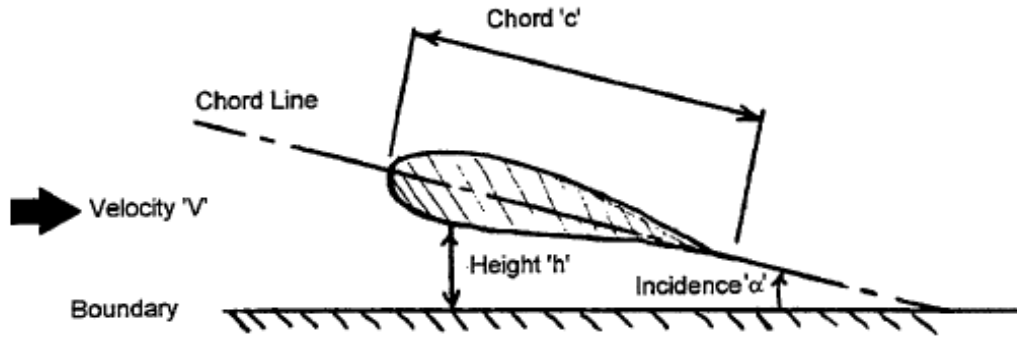
Şekil 1.8. Aquaglide-5



## 2. HOVERWING İÇİN KANAT PROFİLİ MATEMATİKSEL MODELLEMESİ

### 2.1. Ground Effect (Yer Etkisi)

Zemin etkisi, bir kanadın altında ve yakınında bir sınırın varlığından kaynaklanan olgudur. Sınır, kanadın etrafındaki hava akışını değiştirerek kanadın yükselmesinde bir artışa ve kanadın indüklenen sürüklenmesinde bir azalmaya neden olur. Kanat sınıra yaklaştıkça etki daha belirgin hale gelir. Sınır, serbest havada olduğu gibi kanat altındaki akışın genişlemesine izin vermeyen sınırın neden olduğu akış alanında bir değişiklik yaratır.



Şekil 2.1. Yer etkisindeki kanat

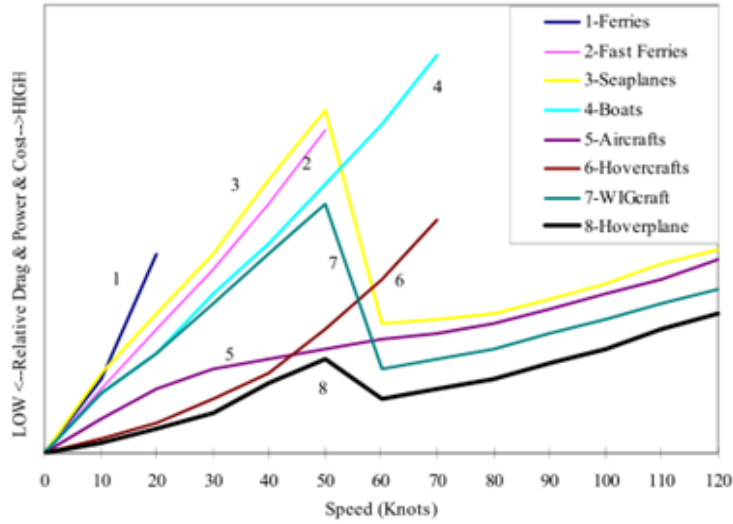
Akışın toplam basıncı açısından, ek kaldırma, kanat altındaki statik basınçtaki artıştan kaynaklanmaktadır. Akış alanının toplam basıncı, statik basınç (yüzey basıncı) ve dinamik basınç (hız ile ilişkili basınç) arasında bölünebilir. Toplam basınç akış alanı boyunca sabit kaldığından, statik ve dinamik basıncın toplamı da sabit kalmalıdır. Akış, kanat ile sınır arasındaki bölgeye zorlandığında, dinamik basınçtaki azalma, statik basınçta bir artışa dönüşür. Statik basınçtaki bu artış, genellikle 'ram basıncı' olarak adlandırılır. Ortaya çıkan değişken basınç dağılımı, kaldırmada net bir artışa ve kanadın diğer birçok aerodinamik özelliklerinde değişikliğe neden olur [28].

WIG efekti kanadın kaldırma ve toplam sürüklenme katsayısındaki değişiklikler için geçerlidir. Sürüklenme ve kaldırma katsayısındaki değişiklikler herhangi bir uçan nesnenin kaldırma/sürüklenme oranını etkiler.

Yer etkisinde iken uçuş performansı, taşıma ( $C_L$ ) ve sürüklenme katsayısı ( $C_D$ ) cinsinden aşağıdaki gibi ifade edilir [29]:

$$C_L = \left( \frac{W}{S} \right) \frac{1}{q} \quad (2.1)$$

$$C_D = C_{D0} + \frac{K(h)}{\pi \times A} \times C_L^2 \quad (2.2)$$

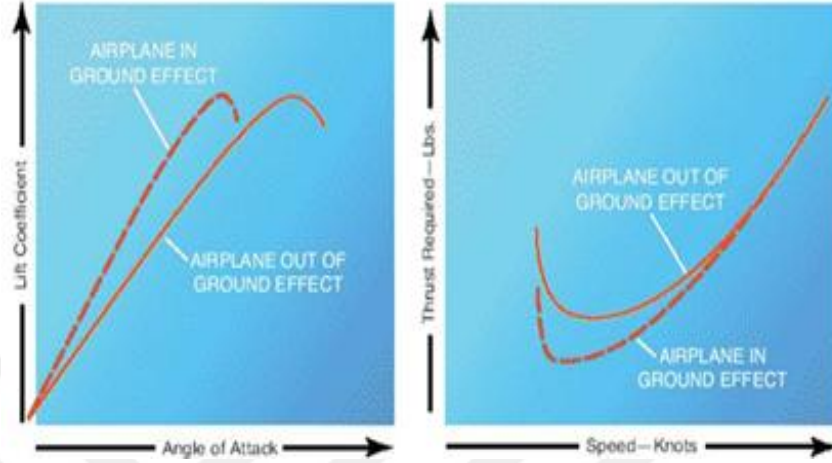


Şekil 2.2. Hıza bağlı olarak sürüklenme, güç, maliyet grafiği [30]

WIG araç uygulamalarının faydaları:

1. İyi bir sürüş kalitesi
2. Karada, suda, buzda ve karda amfibi çalışma kabiliyeti
3. Batmayan bir tekneye sahip olması
4. Havaalanlarına veya pistlere ihtiyaç duymaması
5. Geliştirilmiş kaldırma-sürüklenme oranı, yakıt verimliliğini artırır ve gücü azaltır
6. Yüzey gemilerine göre çok daha yüksek hızlarda çalışabilir
7. Dönüş yarıçapının az olması
8. Yüksek manevra kabiliyeti

9. Uzak alanlara erişim
10. Bir uçaktan daha az inşa maliyeti
11. Daha düşük bakım maliyetleri [31]



Şekil 2.3. Yer etkisinin taşıma katsayısı ve itkiye olan etkisi[32]

Seyir uçuşundayken (cruise-flight), taşıma aracın ağırlığına ve sürüklenme itme kuvvetine eşit olmalıdır. Kalkış sırasında taşıma kuvveti ağırlıktan daha büyüktür. Kanatların genellikle karşılaştığı en fazla yük, manevra sırasında taşıma kuvveti oluşumundan ve şiddetli yüklerden kaynaklanmaktadır. Uçağın yalnızca yer etkisiyle uçuşması amaçlandığından, en büyük manevra yükü kalkışta olacaktır [33].



Şekil 2.4. Yer etkisinde iken ve değilken yüzeydeki basınç dağılımı [34]

## 2.2. Yakıt Tasarrufu ve Toplam Ağırlık Kıyaslaması

Yakıt tüketimi, araçların bir diğer önemli özelliğidir. Tablo 2.1, birkaç uçak ve WIG aracının (MPE-200) yakıt tüketimi verimliliğini göstermektedir. Rus yapımı Ekranoplan MPE-200 olan bir WIG aracının  $Q_{pass}$  ve  $Q_t$  yükü nispeten yüksek olmasına rağmen, yinede WIG araçlarının  $Q_t$  ağırlığı modern sivil uçaklarla kıyaslanabilir.

Tablo 2.1'den, kalkış için gereken güç sebebiyle, WIG teknesinin ağırlık verimliliğinin, mevcut hava araçlarının ağırlık verimliliğinden daha düşük olduğu sonucuna varılabilir.

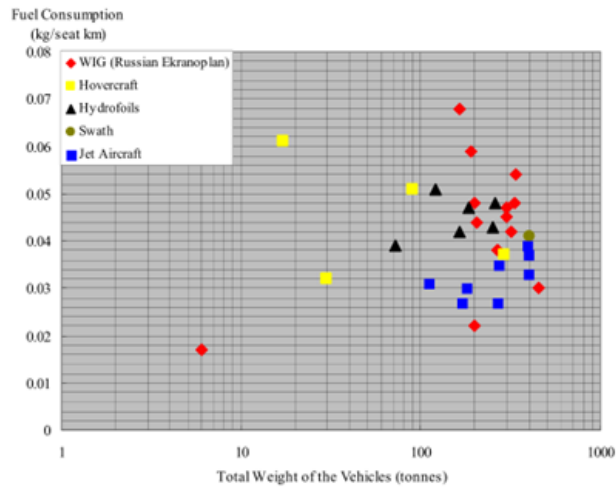
Tablo 2.1. Yakıt verimliliği kıyaslaması [35]

Araç tipi	Qpass	Qtload	Qtweight
Boeing 707-320C	31,3	334	8,54
Airbus A310-300	33,9	339	4,98
Airbus A300 B4	34	329	8,54
WIG aracı (MPE-200)	47	466	7,71

Tabloya göre,

- $Q_{pass}$  = gram başına yakıt / 1 yolcu 1 km (yakıt tüketimi 1 yolcu x 1km cinsinden)
- $Q_{tload}$  = gram başına yakıt / 1t cinsinde yük 1 km (yakıt tüketimi 1t yük x 1 km cinsinden)
- $Q_{tweight}$  = litre yakıt / 1t cinsinden ağırlık 100 km (yakıt tüketimi 1t toplam ağırlık x 100 km)

Dahası, şekil 2.5'te WIG araçlarının diğer araçlar ile olan yakıt tüketimi kıyaslanmıştır.

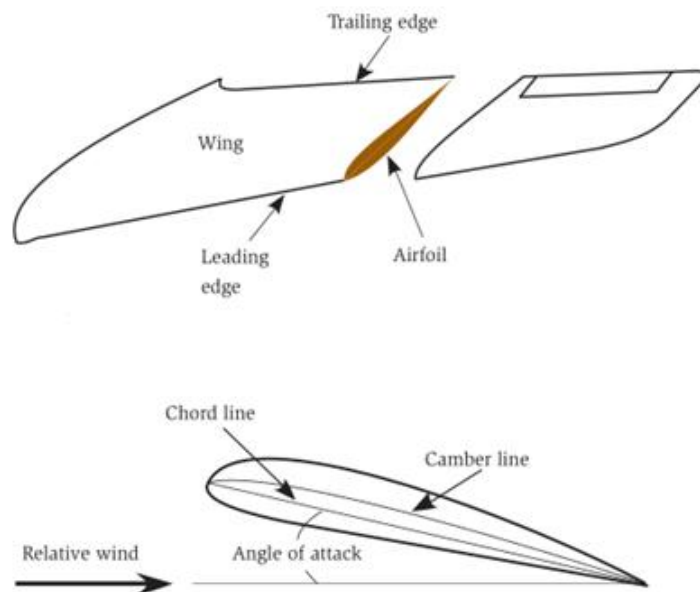


Şekil 2.5. Yakıt tüketimi ve toplam ağırlık kıyaslaması [36]

WIG araçlarının yakıt tüketimi seviyesi diğer araçlara kıyasla iyi olmamasının nedeni o zamanlar bu araçlar hobi amaçlı değil askeri kullanım için yapılmaktaydı. Görsel bize WIG araçlarının yakıt tüketiminin halen geliştirilmeye ihtiyacı olduğunu anlatmaktadır.

### 2.3. Kanat Profili ve Kanat Seçimi

Kanat profili, taşıma (kaldırma) oluşturmak için tasarlanmış bir geometridir. Kanadın yanı sıra pervaneler ve kuyruk yüzeyleri de kanat profilleridir. Bazen kanat ve kanat profili birbiri yerine yanlışlıkla kullanılabilir. Ancak kanat profili, kanadın kendisi değil, sadece kanat diliminde görülen şeklidir. Bazı kanatlar için uzunluğu boyunca farklı yerlerden alınan dilimler farklı kanat profillerini ortaya çıkaracaktır. Chord, hücum kenarını (leading edge) firar kenarına (trailing edge) bağlayan hayali düz bir çizgidir. Chord, geometrik hücum açısını (angle of attack) ve bir kanadın alanını belirlemek için kullanılır. Ortalama kamburluk hattı (mean chamber line), kanadın üst ve alt yüzeylerinden eşit uzaklıkta olan çizgidir. Chamber, ortalama kamburluk hattının eğriliğidir. Taşımaya sahip kanat profili, şekil 2.6'da gösterildiği gibi hücum açısına da sahiptir. Bağlı rüzgâr, rüzgârın kanattan belli bir mesafedeki yönüdür. Kanadın hareket yönüne paralel ve zıttır. Bağlı rüzgârın hızı kanadın hızına eşittir. Havacılıkta geometrik hücum açısı, kanat profilinin ortalama kirişi (mean chord) ile bağlı rüzgârın (relative wind) yönü arasındaki açı olarak tanımlanır.



Şekil 2.6. Kanat kesitine yakından bakış

Bir kanadın kullanım ölçüsü açıklık oranından çıkar. Açıklık oranı, kanadın genişliğinin ortalama veya chord uzunluğuna bölünmesi olarak tanımlanır. Açıklık, bir kanat ucundan diğer kanat ucuna ölçülen kanadın uzunluğudur. Kanadın alanı, ortalama chord uzunluğunun yalnızca açıklık oranı kadar katıdır. Küçük genel havacılık uçaklarındaki çoğu kanat, yaklaşık 6 ila 8 açıklık oranına sahiptir. Bu, kanadın ortalama genişliğinden 6 ila 8 kat daha uzun olduğu anlamına gelir [37].

Kanadın birincil işlevi, kaldırma kuvveti oluşturmaktır. Kanat, kanat boyunca sabit veya sabit olmayan bir kesite sahip olabilir. Kanat profilini belirlemenin iki yolu vardır:

1. Kanat profili tasarımı
2. Kanat profili seçimi

Kanat profilinin tasarımı karmaşık ve zaman alıcı bir süreçtir ve aerodinamiğin temelleri konusunda bilgi birikimi gerektirir. Kanat profillerinin rüzgâr tüneline test edilerek doğrulanması pahalı ve zaman alan bir süreçtir. Yüksek hızlı ve güçlü bilgisayarların ortaya çıkmasıyla, kanat profillerinin tasarımı artık otuz yıl önceki kadar zor değil.

Şu anda piyasada çeşitli ihtiyaçlar için kanat profili tasarlamak için kullanılacak birçok aerodinamik yazılım paketi (CFD) bulunmaktadır. Bu programlar yardımıyla jet motoru aksenal kompresör kanatları, jet motoru aksenal türbin kanatları, buhar santrali aksenal türbin kanatları, rüzgâr türbini pervaneleri, merkezkaç ve aksenal pompa pervane kanatları, turboprop motor pervaneleri, büyük ve küçük fanlar tasarlanabilir. Tüm bu endüstriyel mekanik veya havacılık cihazlarının verimliliği, büyük ölçüde kanat profiline bağlıdır.

Kanat profili seçimi sürecinde sadece kanat profili geometrisine veya basınç dağılımına bakılmaz. Buna ek olarak tasarım gereksinimlerini karşılamak için daha detaylı olan kanat profili operasyon çıktılarını incelememiz gerekmektedir. Kanat profili seçim sürecinde diğer kanat profilleriyle karşılaştırıldığında her kanat profilinin özelliklerini gösteren birkaç grafik vardır. Bunlar, temelde boyutlandırılmamış taşıma, sürüklenme ve pitching (yunuslama) momentinin hücum açısına göre varyasyonlarıdır. İki aerodinamik kuvvet ve bir aerodinamik pitching

momenti, aşağıdaki gibi uygun parametrelere bölünerek genellikle boyutsuz hale getirilir.

$$C_L = \frac{l}{\frac{1}{2}\rho V^2 (C \times l)} \quad (2.3)$$

$$C_d = \frac{d}{\frac{1}{2}\rho V^2 (C \times l)} \quad (2.4)$$

$$C_m = \frac{m}{\frac{1}{2}\rho V^2 (C \times l) \times C} \quad (2.5)$$

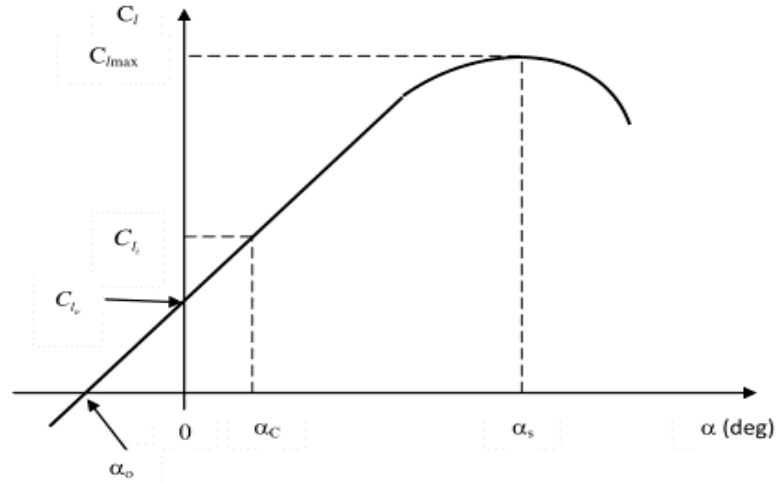
Burada  $l$ ,  $d$  ve  $m$  iki boyutlu airfoil yapının taşıma, sürüklenme ve pitching momentini ifade eder. Alan ( $C \times l$ ) airfoil kanat açıklığının ( $b = l$ ) chord ile çarpılmasını ifade eder. Bu yüzden airfoil yapının performans ve karakteristikleri aşağıdaki adımlar ile değerlendirilir.

Bunlar:

1. Taşıma katsayısı ( $C_L$ ) ve hücum açısı (AoA) kıyaslaması
2. Sürüklenme katsayısı ( $C_D$ ) ve hücum açısı (AoA) kıyaslaması
3. Aerodinamik verimlilik (lift-to-drag ratio) ve hücum açısı (AoA) kıyaslaması

#### **2.4. Taşıma Katsayısı ( $C_L$ ) ve Hücum Açısı (AoA) Kıyaslaması**

şekil 2.7'deki grafik taşıma katsayısı ve hücum açısı kıyasını pozitif kamburluklu bir airfoil için göstermektedir. 7 adet önemli değişken vardır bunlar; stall açısı ( $\alpha_s$ ), maksimum taşıma katsayısı ( $C_{l_{max}}$ ), sıfır taşıma hücum açısı ( $\alpha_o$ ), ideal taşıma katsayısı ( $C_{li}$ ), ideal taşıma katsayısına bağlı hücum açısı ( $\alpha_{cli}$ ), sıfır hücum açısındaki taşıma katsayısı ( $C_{lo}$ ), taşıma eğrisi eğimi (lift curveslope) ( $C_{l_o}$ ). Bir Airfoil'in performansına bu kritik değişkenler etki etmektedir.



Şekil 2.7. Taşıma katsayısı ve hücum açısı kıyaslaması

Stall açısı ( $\alpha_s$ ): Hücum açısının artmasıyla birlikte profilin taşıma katsayısının artmaması yani profilin havada tutunamaması, hava filelerinin profil yüzeyinden akmayarak stall'a girdiği açıdır. Genellikle profillerin büyük çoğunluğu 12 ile 16 dereceler arasında stall'a girer.

Maksimum taşıma katsayısı ( $C_{l,max}$ ): Kanat profilinin boyutsuz taşımayı üretebileceği maksimum kapasitedir. Maksimum taşıma katsayısı genelde stall açılarında meydana gelir.

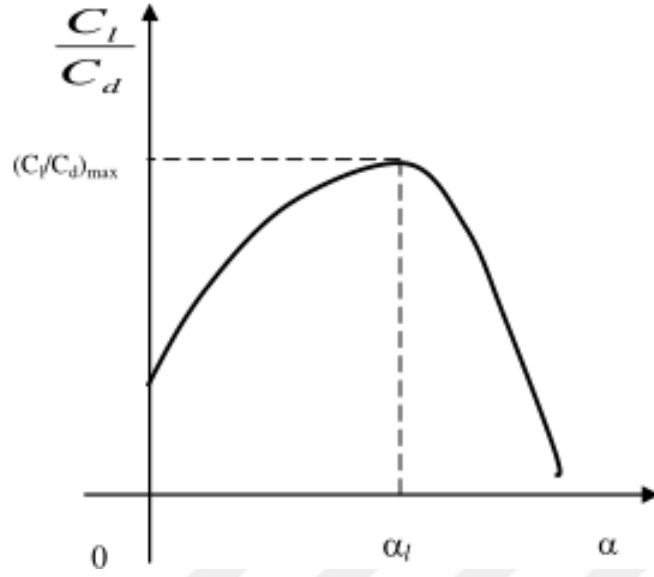
İdeal taşıma katsayısı ( $C_{l,i}$ ): Sürüklenme katsayısının hücum açısı üzerinde önemli değişikliklere sebep olmadığı taşıma katsayısıdır. Minimum sürüklenme katsayısı sırasında oluşur.

Taşıma eğrisi eğimi ( $C_{l,\alpha}$ ): Taşıma eğrisi eğimi, airfoil yapı için önemli bir performans özelliğidir. Hücum açısındaki değişikliğe bağlı olarak taşıma katsayısı varyasyonlarının eğrisidir. Daha yüksek eğim daha iyi profil anlamına gelmektedir.

## 2.5. AoA ve Aerodinamik Verimlilik (lift-to-drag ratio) Grafiği

Şekil 2.8'deki görsel hücum açısına bağlı olarak aerodinamik verimlilikteki değişimi göstermektedir. Grafiğin bir adet maksimum noktası bulunur o da aerodinamik verimlilik oranının maksimum olduğu andır [38].





Şekil 2.8. Hücüm açısı ve aerodinamik verimlilik

## 2.6. Kullanılacak Olan Kanat Profillerinin Literatür Araştırması

Maughmer et al., (Haziran-2002) [39], AG24, AG35, AG455ct, CAL1215j, CAL2263m ve CAL40411 profillerinin teorik analizlerini gerçekleştirmiştir. Deneysel ölçümler düşük Reynolds katsayılarında MATLAB yazılımı kullanılarak elde edilmiştir. Elde edilen sonuçlara göre hücüm açısı ve sürükleme katsayısı için maksimum değer düşük Reynolds sayısında, minimum değer yüksek Reynolds sayısında ulaşılmıştır. Taşıma katsayısı/hücüm açısı için maksimum değer yüksek Reynolds sayısında ve minimum değer Reynolds sayısı düşük iken elde edilmiştir. Karşılaştırmalı sonuçlar tasarım için en uygun profilin AG35 kanat profili olduğunu göstermiştir.

Himanshu Parashar. (2015) [40], NACA 2415, NACA 23012 ve NACA 23105 kanat profillerinin analizini ticari CFD programları olan GAMBİT ve Fluent kullanarak tasarlamıştır. Akış için standart k-ε türbülans modeli kullanılarak momentum süreklilik denklemleri incelenmiştir. 2 boyutlu kanat geometrileri CATIA programı yardımıyla 0,5C chord oranı ile elde edilmiştir. (-15) ve (+15) derece değişken hücüm açılarında aerodinamik iki parametre olan  $C_L$  ve  $C_D$  hesaplanmıştır. Bu iki parametre aerodinamik verimliliğin hesaplanmasında olağanüstü öneme sahiptir.

NACA2415 ve NACA23015 ile kıyaslandığında NACA23012 kanat profili ekstrem hücum açılarında  $C_L=0$  iken en az sürükleme üretmiştir. NACA23012 maksimum  $C_L$  (taşıma katsayısında)' ye sahipken minimum sürükleme oluşturmuştur.

Bright P. G., (2016) [31], engellerin üzerinden uçabilme yetisine sahip çok amaçlı bir aracı araştırmak, tasarlamak, inşa etmek ve test etmek üzere bir projeye başlamıştır. Hovercraft tabanlı ve küçük kanat açıklığına sahip yer etkisinden yararlanarak, alçak irtifada uçan verimli bir araç üretildi. Clark Y, NACA4412, NACA/MUNK M-15, Gottingen436 profilleri 2D olarak hesaplamalı akışkanlar dinamiğini kullanan StarCCM+ programı ile analiz edilmiştir. Simülasyonlarda Reynolds sayısı  $2.66 \times 10^6$ , Inlet sınır koşulları olarak 22,22 m/s kullanılmıştır.

Elde edilen sonuçlar Xfoil programından üretilen bilgiler ile kıyaslanmıştır.  $C_{m0}$ ,  $C_{Lmax}$  ve hücum açıları kıyaslandığında en yüksek puanı Gottingen436 almıştır fakat Gottingen436 düz tabanlı bir profil olduğu için yer etkisinde venturi etkisinden kaçınır. İkinci sırada en yüksek puanı alan NACA4412 profili kanat profili olarak seçilmiştir.

Syamsuar S., (2016) [41], bu çalışmada insansız hava araçları için çok yönlü analiz kullanarak düşük hızlarda verimli kanat profili seçimi ve optimizasyonu yapılmıştır. Geliştirme süreci, düşük hızlı kanat profillerinin verilerini ve verilen tasarım gerekliliklerine göre tasarım optimizasyon adımlarını içerir. İnsansız hava araçlarında düşük parazit sürükleme ve zayıf stabilite olduğu için stabilite kriteri yüksek öneme sahiptir. Çok yönlü analiz çözücü olan hesaplamalı akışkanlar dinamiği (CFD) kullanılarak analizler gerçekleştirilmiştir. Navier-stokes modeli kullanılarak XFOIL ve ANSYS'te analizler yapılmıştır. Ağırlıklandırma yöntemi (weighting score), tasarım gereklilikleri için uygun kanat profilinin seçilmesinde maksimum ağırlık değerini bulmak için kullanılmıştır. Veri tabanı olarak 29 kanat profili ele alınarak taşıma, sürükleme, moment katsayısı ve hücum açısı değerleri karşılaştırıldığında en yüksek skoru TL54 kanat profili almıştır.

Jony, H. (2014) [42], NACA6409 ve NACA4412 profillerinin sürükleme, kaldırma kuvveti ve profillere etkiyen toplam basınç dağılımları da ele alınarak akış analizleri incelenmiştir. Hücum açısının değişimi ile farklı değişkenler elde edilmiştir.

Araştırma da ANSYS Workbench 14,5 yazılımı sonlu elemanlar yöntemi ve hesaplamalı akışkanlar dinamiği kullanılarak (CFD) karşılaştırmalar yapılmıştır. NACA4412 airfoilinın üst yüzeyinde, NACA6409 airfoilinın üst yüzeyinden daha az negatif basınç oluştuğu bulunmuştur. Taşıma/sürüklenme oranları NACA4412 için 0-derece ve 5-derece için sırasıyla 3,365 ve 5,382'dir. Diğer yandan taşıma/sürüklenme oranları NACA6409 profili için 0-derece ve 5-derece hücum açısında sırasıyla 0,39 ve 0,66'dır. En iyi profil her zaman yüksek taşıma/sürüklenme oranına sahip olmalıdır. Veriler kıyaslandığında NACA4412 profili aerodinamik uygulamalar için daha uygundur.

Bu tez çalışmasında literatür çalışmalarından elde edilen bilgilerin yardımıyla, belirlediğimiz kanat profilleri, yer etkisini hesaba katarak bilgisayar destekli programlar yardımı ile analiz edilmiş ve bu 4 profil kendi aralarında karşılaştırılarak, en verimli profilin üretimi gerçekleştirildi. Literatürde yapılan çalışmalarda, 2D üzerine odaklanılmıştır.

Bu tez çalışmasında kullanım yaygınlığına göre 4 farklı benzer kamburluğa sahip kanat profili seçilerek önce 2D olarak XFLR5 ve ANSYS CFD bilgisayar destekli programları ile analiz edilmiş akabinde 3D analiz sonrası üretim aşamasına geçilmiştir. 2-boyut ve 3-boyut çalışmalarında sonra belirlenen en verimli profilin üretilmesi ile tezin daha önceki çalışmalara göre özgünlüğü ortaya koyulmaktadır.

## **2.7. Kanat Profillerinin Aerodinamik Analizi**

Analizimizde 4 adet kanat profili kullanıldı. Bunlar sırasıyla GOE387, LS(1)-0417, NACA4412 ve USA-35B profilleridir. İlerleyen bölümlerde bu airfoil yapıların karakteristikleri hakkında detaylı bilgiye yer verilmiştir.

GOE387 ya da diğer adıyla Göttingen 387 kanat profili, yüksek taşıma katsayısına ve yüksek hücum açılara ulaşabilen, değişken ya da sabit chordlu yapılarda kullanıma uygun ikinci dünya savaşı yıllarının popüler uçaklarından bir profildir. En belirgin örneği Schmeidler SN.2 adlı 1930 yılında inşa edilen minimum uçuş hızında minimum sürüklemeye sahip tek koltuklu Almanya üretimi bir uçaktır [43].

Kandil, M. A. F., Okasha Elnady, A. (2017), yaptıkları çalışmada GOE-387 kanat profilinin, hesaplamalı akışkanlar dinamiği kullanarak basınç karakteristiklerini, hücum açısına bağlı moment, taşıma ve sürüklenme katsayılarının değişimini incelemişlerdir. Buna göre basınç katsayısındaki değişimin profilin ön kenarında daha büyük ve arka kenarda daha düşük olduğunu, belirledikleri chord üzerinden %25'lik bir noktadan sonra hücum açısı değişse bile aerodinamik momentin sabit kaldığı görülmüştür [44].

NACA kanat profilleri, Ulusal Havacılık Danışma Komitesi (NACA) tarafından geliştirilen uçak kanatları için türetilmiş kanat profilleridir. NACA kanat profillerinin şekli, "NACA" sözcüğünü izleyen bir dizi rakam kullanılarak açıklanmaktadır. Sayısal kodlardaki parametreler, kanat profilinin enine kesitini tam olarak oluşturmak ve özelliklerini belirlemektedir [45].

NACA 4412 kanat profili havacılığın hemen her alanında kullanılabilen, %4 kamburluğa sahip değişken hücum açılarında ve hızlarda yüksek taşıma ve düşük sürüklenme üreten bir profildir.

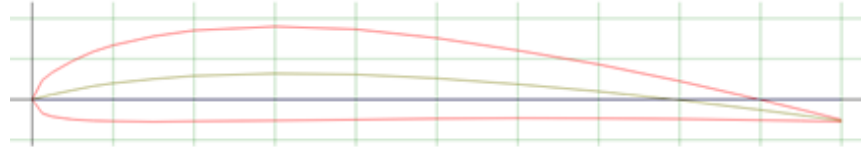
NASA/LANGLEY LS(1)-0417 profili, düşük-hız aerodinamiğine sahip, genel havacılık uygulamaları için NASA tarafından 1972'de tasarlanmış düşük-orta-hız kanat profilidir. Tasarım amacı pitching-moment katsayısını düşürerek profil üzerine binen ileri yükün artması ve tırmanma sırasında taşıma-sürüklenme oranı yani aerodinamik verimliliği artırmaktır [46].

USA-35B profili sıklıkla sabit kanat adını verdiğimiz sabit chord'lu pervaneli, deniz, tarım vs. düşük hız gerektiren uçaklarda kullanılmaktadır. NASA233 numaralı raporda mühendisler, değişken yoğunluğa sahip rüzgâr tüneline USA-35B profilini test ederek, değişen Reynolds sayılarında maksimum taşıma katsayısında artış ve sürüklenme katsayısında azalma hedeflemişlerdir [47].

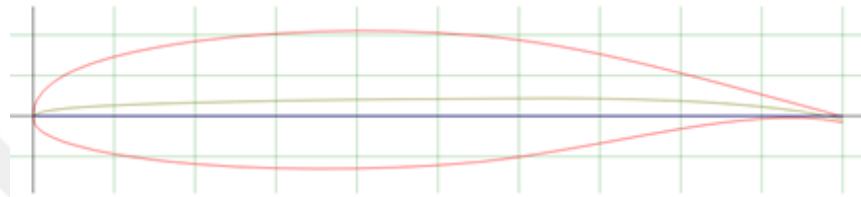
Şekil 2.9'da literatür çalışmalarından elde edilen bilgilerin ışığında analizde kullanılacak kanat eğrileri yer almaktadır. Yukarıdan aşağıya sırasıyla USA-35B, NASA/LANGLEY LS(1)-0417, Göttingen 387, NACA 4412 profilleridir. Kanat profillerinin derinlemesine incelemesine ve detaylı analizlerine ilerleyen bölümlerde değinilmiştir.

Profillerin maksimum kamburluk ve kalınlık değerleri ihtiyacımız olan taşıma, sürükleme katsayısı ve aerodinamik verimlilik gibi parametrelerin elde edilmesinde yardımcı olacaktır.

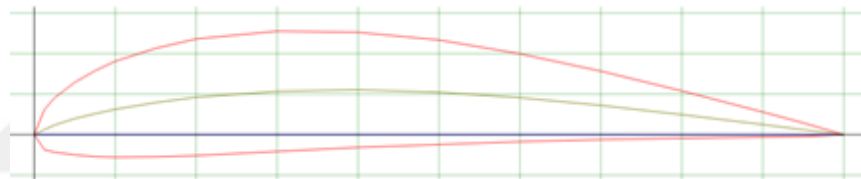
USA-35B AIRFOIL - USA-35B airfoil



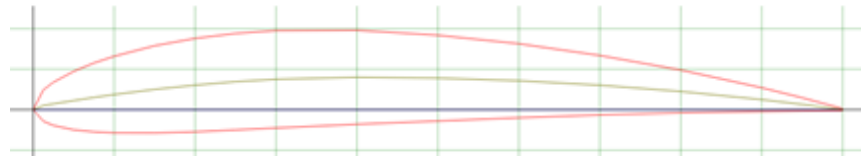
NASA/LANGLEY LS(1)-0417 (GA(W)-1) AIRFOIL - NASA/Langley/Whitcomb LS(1)-0417 (GA(W)-1) general aviation airfoil



GOE 387 AIRFOIL - Gottingen 387 airfoil



NACA 4412 - NACA 4412 airfoil



Şekil 2.9. Profil geometrileri

Tablo 2.2’de aerodinamik analizi yapacağımız kanat profillerinin spesifik özelliklerinden bahsedilmektedir.

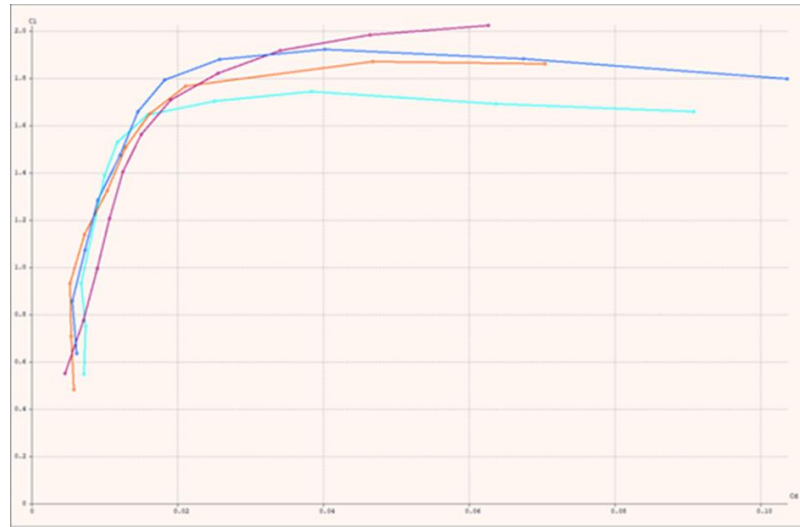
Tablo 2.2. Airfoil karakteristikleri [48]

Airfoil	Max Camber (%)	At Chord (%)	Max. Thickness	At chord (%)
GOE 387	5,5	40	14,9	30
NACA 4412	4	40	12	30
NASA/LANGLEY LS (1)-0417	2,4	65	17	40
USA-35B	4,1	40	11,6	30

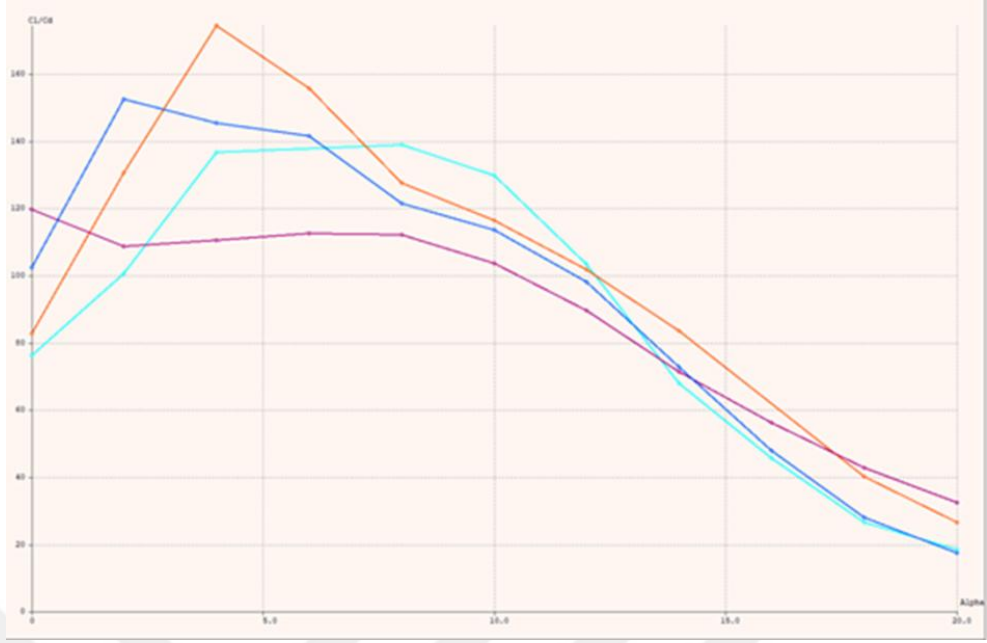
Öncelikle tüm kanat profilleri 2D olarak XFLR5 ve ANSYS CFD ara yüzünde çizilerek analiz edilmiştir. XFLR5, ANSYS'e kıyasla çok daha hızlı sonuçlar vermektedir. Her iki programdan elde edilen değerlerin kıyaslaması yapılmıştır.

## 2.8. XFLR5 Yardımıyla Kanat Profillerinin Analizi

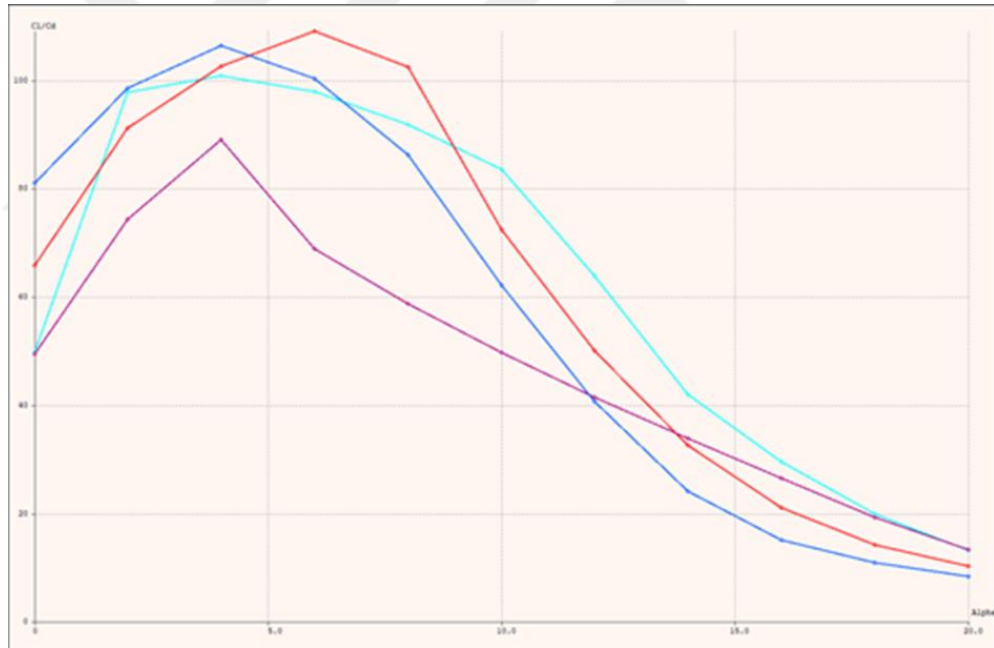
XFLR5, hesaplamalı akışkanlar dinamiğini profiller üzerinde simüle etmek için kullanılan, basit, hızlı ve güvenilir bir sonuçlar veren ücretsiz bir yazılımdır [49]. Kanat etrafındaki akış analizi ( $C_L$ ), ( $C_D$ ) ve ( $C_L/C_D$ ) vb. gibi değerler program yardımıyla elde edilir. Program içinden “Xfoil Direct Analysis” (Ctrl+5) hanesi seçilerek analizi yapacağımız GOE387, NACA 4412, NASA/LANGLEY LS(1)-0417, USA-35B profilleri sırasıyla “.dat” dosyası olarak girildi. “.dat” dosyası noktasal koordinatları programa tanıttığımız biçimi belirtir. Her bir profil 100 adet nokta olarak tanımlandı. Noktaların seçiminde yaygın olarak kullanılan “Illinois Üniversitesi airfoil arama motoru (UIUC Airfoil Coordinates Database)” kullanıldı [50]. “.Dat” dosyası koordinatları Ek-(B-E) bölümünde ayrıca belirtilmiştir. “Batchfoil Analysis” hanesine çalışacağımız hücum açıları 0-20 derece arası 2-derece artışla, Reynolds sayısı değerleri minimum 100,000, maksimum 4,000,000 Aralığında 500,000 artışla 1000 iterasyon girilerek “Polar view” hanesinden ( $C_L$ ), ( $C_D$ ) ve ( $C_L/C_D$ ) grafikleri elde edildi. Grafiklerde kırmızı=GOE387, mavi=NACA4412, yeşil=NASA/LANGLEY LS(1)-0417, turuncu=USA-35B profilini ifade etmektedir.



Şekil 2.10.  $Re=4e+06$  Taşıma ve sürüklenme katsayısı kıyası



Şekil 2.11.  $Re=4e+06$  Aerodinamik verimlilik vs. hücum açısı

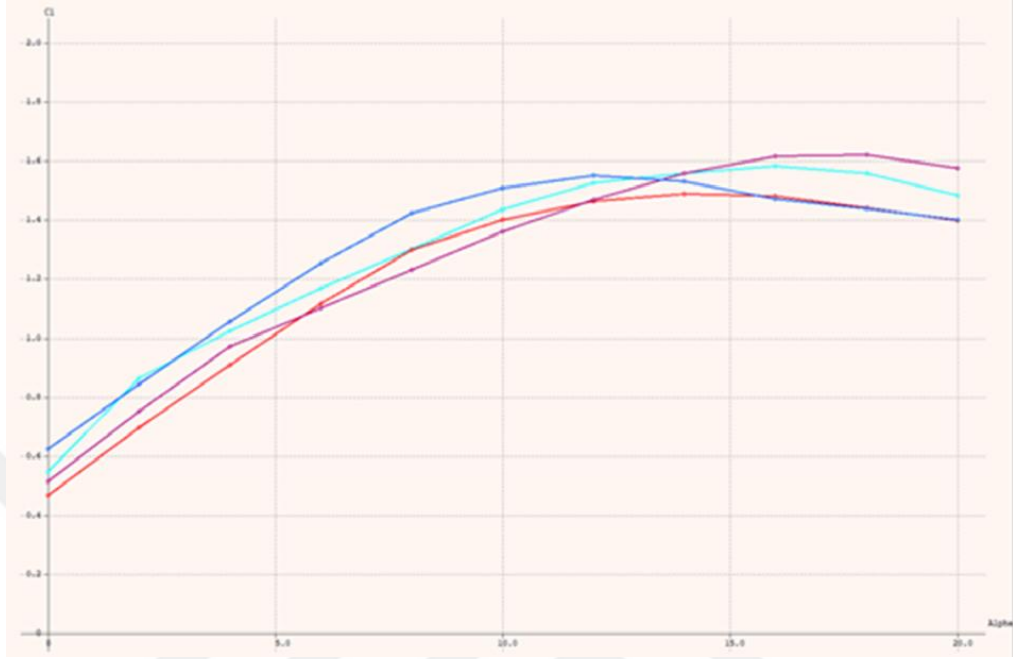


Şekil 2.12.  $Re=5e+05$  Aerodinamik verimlilik vs. hücum açısı

Grafiklerden anlaşılacağı üzere test edilen kanat profillerinde Reynolds sayısı ve hücum açısı arttıkça taşıma katsayısında artış, aerodinamik verimlilikte düşüş görüldü. Aynı zamanda elde edilen grafiklerin ANSYS CFD programı ile karşılaştırılmasına ilerleyen bölümlerde değinilmiştir.

Şekil 2.13'te görüleceği üzere 500,000 Reynolds sayısında taşıma katsayısı, hücum açısının artmasına bağlı olarak artış göstermektedir. 16-dereceden sonra ise profiller

Stall'a girmeye başladıkları için taşıma katsayısı azalmakta veya sabit olarak devam etmektedir.



Şekil 2.13.  $Re=5e+05$  Taşıma katsayısı vs. hücum açısı

## 2.9. (Ground Effect) Yer Etkisinde İken ANSYS Paket Programı Yardımıyla Kanat Profili Analizi

CFD, 20. yüzyılın ikinci yarısında geliştirilmiştir ve ANSYS Fluent ve ANSYS CFX gibi ticari CFD yazılımlarının ortaya çıkmasıyla 90'lı yıllarda tek fazlı akış hesaplamaları için yerleşik bir analiz aracı haline gelmiştir. Bilgisayar kaynaklarının gelişmesi, daha karmaşık analizlerin mümkün kılınması, ticari kodlara çok fazlı akış modellerinin dâhil edilmesi ile CFD artık bu alanda da daha fazla önem kazanmıştır [51].

Sayısal simülasyonlar için birkaç hata kaynağı mevcuttur. Sayısal yaklaşım hataları her zaman ortaya çıkabilir, ancak genellikle tespit edilmesi zor olan başka bir hata kaynağı kullanım bağılı hatadır. Modellerin, kötü seçilmiş parametrelerin veya yanlış uygulanan sınır koşullarının kasıtsız uygulanması fiziksel olmayan ve hatalı sonuçlara yol açabilir.

Mühendislik çalışmalarında CFD simülasyonlarının geniş kullanımıyla birlikte, model seçiminin doğru yapılması önem arz etmektedir. Bu hem fiziksel kanunların



hem de sayısal işlemin karmaşıklığının, genel modellerin geliştirilmesini zorlaştırdığı, çok fazlı akışlar için öneme sahiptir [52].

CFD simülasyonu, RANS denklemleri kullanılarak ANSYS FLUENT programı ve Spalart-Allmaras (S-A) türbülans modeli yardımıyla çözülmüştür [53]. Spalart-Allmaras modeli, yerel kesme tabakası kalınlığıyla ilgili bir uzunluk ölçeğinin hesaplanmasını gerektirmeyen nispeten basit bir tek denklemlidir. Spalart-Allmaras modeli, duvarla sınırlı akışları içeren havacılık uygulamaları için özel olarak tasarlanmıştır ve ters basınç gradyanlarına maruz kalan sınır katmanları için iyi sonuçlar vermektedir.

Taşıma, sürüklenme ve moment katsayıları ve taşıma-sürüklenme oranı (aerodinamik verimlilik), çeşitli hücum açıları (0-16 arası 2 derece artış) için 20 m/s serbest akışta çözüldü [54].

Yer etkisi analizi için, kanadın operasyon yüksekliği yerden yükseklik ve chord'un oranıdır (h/c). H/c oranının düşük olması demek kanadın yere daha yakın olduğu anlamına gelir. Operasyon aralığı h/c oranı için 0,2-0,5-1 seçilmiştir. Yer etkisi h/c>1 olduğu zamanlarda ihmal edilebilir ve kanat akışlı hava içerisinde değerlendirilir.

## 2.10. Korunum Denklemleri (Governing equations)

Çoğu CFD durumuna benzer şekilde, ANSYS FLUENT, uygulamaya bağlı olan çeşitli türbülans modellerine sahip Reynolds ortalama Navier-Stokes (RANS) denklemleri tarafından çözülür.

Süreklilik denklemi genel olarak şu şekilde yazılır:

$$\frac{\partial u_i}{\partial x_i} = 0 \quad (2.6)$$

Ve momentum denklemi şu şekilde yazılır:

$$\rho \bar{u}_j \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_i} = \rho \bar{f}_i + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ -\bar{p} \delta_{ij} + \mu \left( \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_i} \right) - \rho \overline{u_i u_j} \right] \quad (2.7)$$

Türbülans model seçimi açısından, çeşitli araştırmalar, sonuç doğruluğu ve bütünlüğü nedeniyle WIG etkisi problemlerinin üstesinden gelmek için Spalart-Allmaras türbülans modelinin en uygun model olacağını ortaya çıkarmıştır [55,56].

Tek denklem modeli aşağıdaki gibi ifade edilir:

$$\frac{\partial \tilde{v}}{\partial t} + u_j \frac{\partial \tilde{v}}{\partial x_j} = C_{b1} [1 - f_{t2}] \tilde{S} \tilde{v} + \frac{1}{\sigma} \left\{ \nabla [(\nu + \tilde{\nu}) \nabla \tilde{v}] + C_{b2} |\nabla \tilde{v}|^2 \right\} \quad (2.8)$$

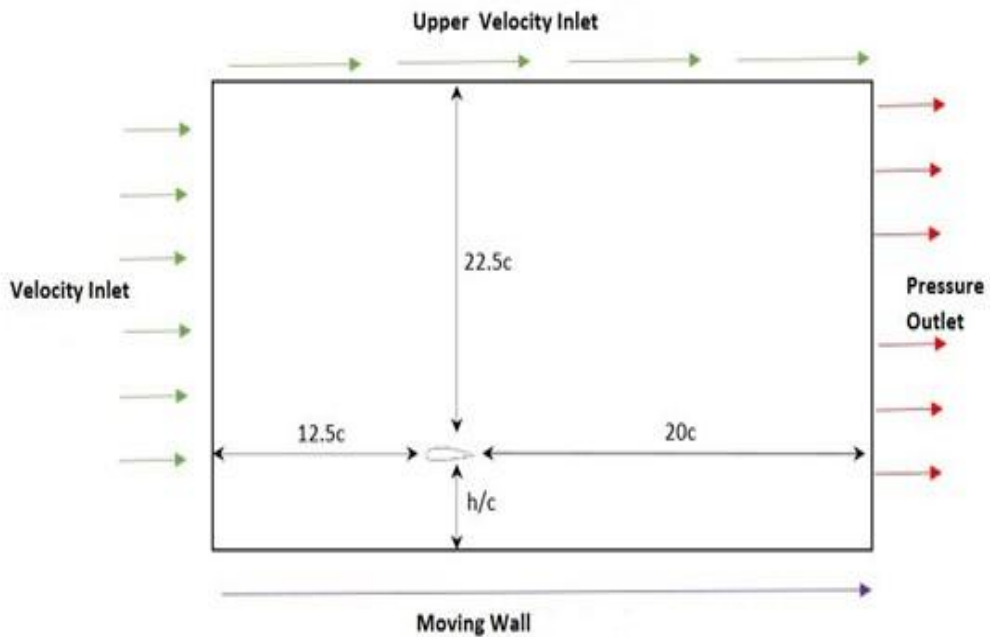
$$- \left[ C_{w1} f_w - \frac{C_{b1}}{K^2} f_{t2} \right] \left( \frac{\tilde{v}}{d} \right)^2 + f_{t1} \Delta U^2$$

Analiz içerisinde kullanılan sabitler:

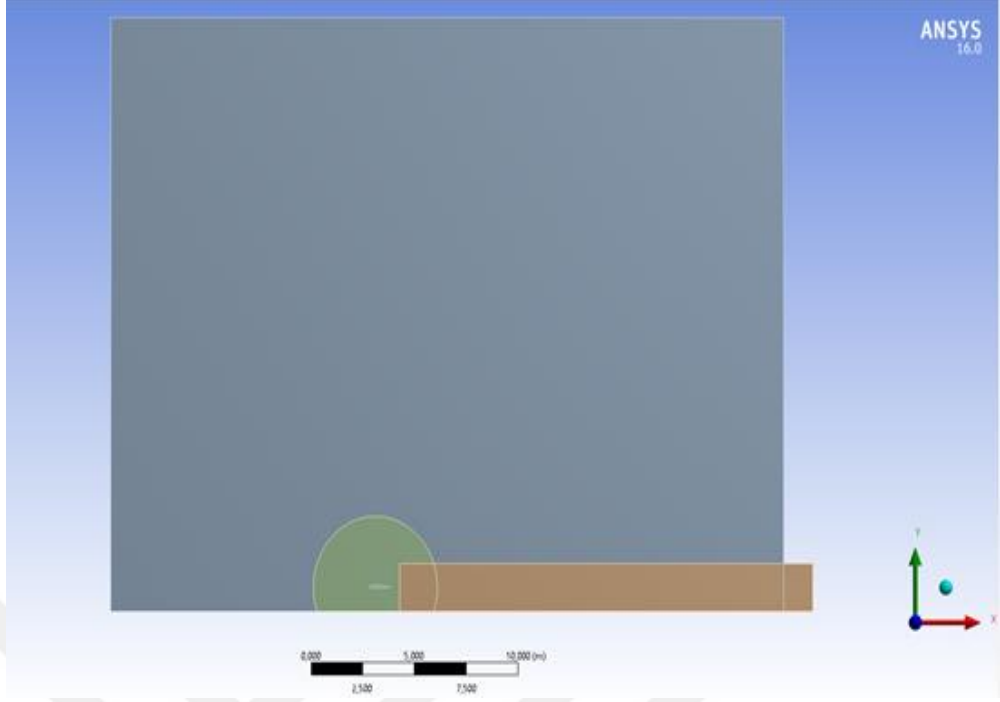
$$\sigma = \frac{2}{3}; C_{b1} = 0,1355; C_{b2} = 0,622; \kappa = 0,41; C_{w1} = \frac{C_{b1}}{\kappa^2} + \frac{1 + C_{b2}}{\sigma^2} \quad (2.9)$$

### 3. KONSEPT HOVERWING İÇİN 3D KANAT ANALİZİ

Kanat profillerinin analizinde ANSYS Workbench 16,0 programı, 3,50 GHz AMD Ryzen 5 1500X 4 çekirdekli işlemci, 16 GB RAM, Windows 10 Pro işletim sistemine sahip bilgisayar kullanılmıştır. Kanat profilleri Microsoft Excel ofis programı içerisinde bir noktadan başlayarak aynı noktaya ulaşan sayıların x-y kolonlarına işlenerek “.txt” biçimine çevrilmiştir. Kanat profillerine ait x-y-z eğrilerine ekler bölümünde ayrıca yer verilmiştir. Her bir profil ANSYS Workbench programı içerisine “3D curve” sekmesi ile eklendi. Mesh yaparken karmaşık ve boyut olarak büyük profiller kullanıldığı için “Tetrahedral” methodu kullanılarak “patch independent” algoritması uygulanmıştır. Daha iyi bir mesh çalışması için dikdörtgen prizma alanına “body of influence” türünde “sizing” ataması yapılmıştır. Karşıdan gelen hava hızı (velocity inlet) ve kafesin üst kısmı (upper velocity inlet) 20 m/s yani 72 km/s’tir. Yer etkisinin simüle edilebilmesi için “No slip” ve “moving wall” fonksiyonları girilmiştir. Profiller ön, arka, üst ve yere olan mesafe sırasıyla  $12,5c$ ,  $20c$ ,  $22,5c$  ve  $h/c$  olarak boyutsuz yani girilen chord değeri kadar mesafeye yerleştirildi.

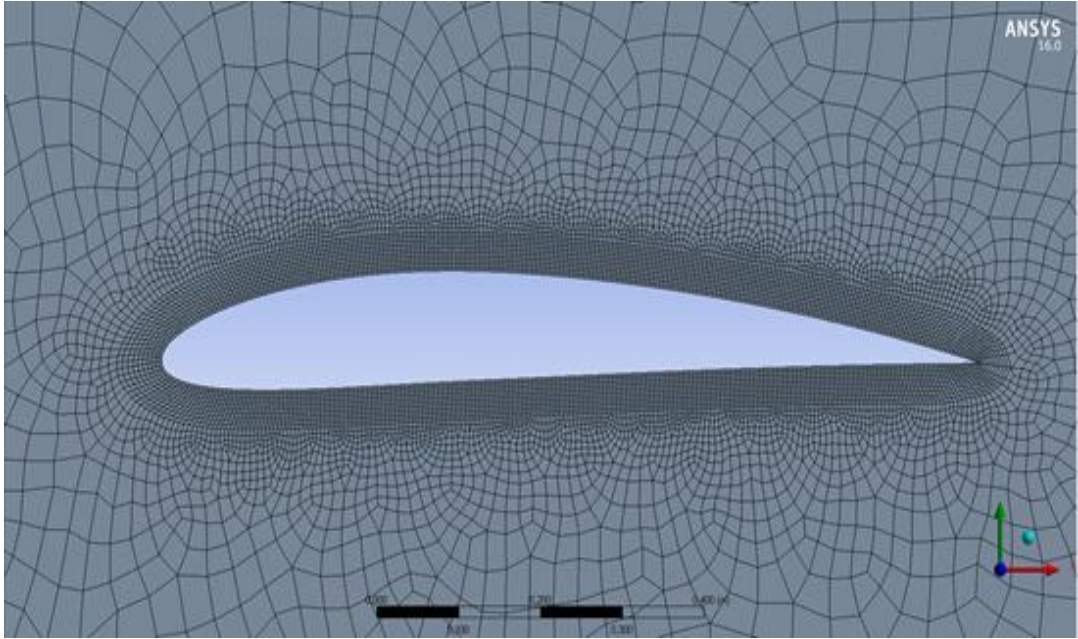


Şekil 3.1. Yer etkisi koşulunun kurulması [57]

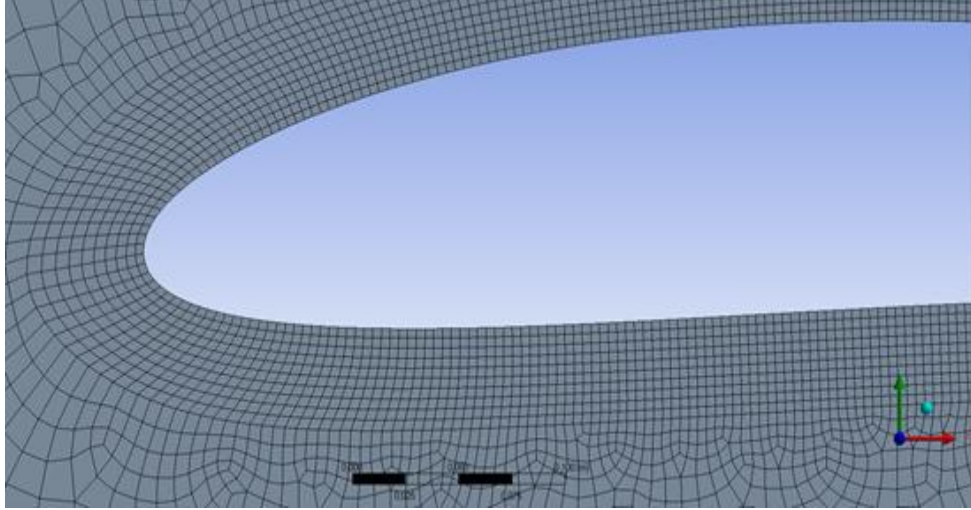


Şekil 3.2. Operasyon koşulları

“Body sizing” ve “Body of influence” metodu airfoil etrafındaki ağ örgüsünü iyileştirmek için kullanılmıştır. Kanat profili etrafına daire ve akışın devam ettiği bölge için ek olarak dikdörtgen profil çizilmiştir. Mesh yoğunluğunu artırmak için airfoil’in etrafına “Edge Sizing” uygulanmıştır.



Şekil 3.3. Yoğun mesh örgüsü



Şekil 3.4. Ağ örgüsü yakın görünüm

Kanat profili üzerindeki mesh yoğunluğu analizde daha hassas sonuçlar vereceği için, profil üzerine 250 noktalık “Number of Divisions” yöntemi uygulanmıştır. Analizin yakınsaması ve daha kesin sonuçlar verebilmesi için “Second Order Upwind” çözüm metodu kullanıldı. İterasyon değeri olarak 3000 girilerek çözüme başlanmıştır.

### 3.1. ANSYS CFD (3D) Yardımıyla Analiz

CFD simülasyonları daha küçük uzunluklu (~10cm – 100 m) ve zaman ölçekli (~1 dakika – 1 saat) modelleme kategorisini tanımlamak için kullanılır. Akışkanlar dinamiğindeki korunum denklemlerinin çoğu atmosferik akışlara uygulanabilir. Ana korunum denklemleri, kütle korunumu (denklem 1) ve momentum (denklem 2) ile ilgilidir. İkincisi, sıvının hareketi için Navier-Stokes denklemi olarak da bilinir.

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_i)}{\partial x_i} = 0 \quad (3.1)$$

$$\frac{\partial \rho u_i}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_i u_j)}{\partial x_j} = \frac{\partial P}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \mu \left( \frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) \right] \quad (3.2)$$

Burada  $u_i$  ve  $u_j$  hız bileşenleri,  $\rho$  hava yoğunluğu,  $P$  hava basıncı,  $\mu$  dinamik viskozite ve  $t$  zamandır. Bu denklemde coriolis ve batmazlık (buoyance) kuvveti mikro ölçekli CFD simülasyonları için geçerli olduğu için dikkate alınmamıştır.

K-epsilon modeli, en yaygın türbülans modellerinden biridir. İki denklemlilik bir modeldir, yani akışın türbülans özelliklerini temsil etmek için iki ekstra taşıma denklemi içerir. Bu, iki denklemlilik bir modelin türbülanslı enerjinin konveksiyon ve difüzyonu gibi geçmiş etkilerini hesaba katmasına izin verir. İlk taşınan değişken, türbülans kinetik enerjidir,  $k$ . Bu durumda ikinci taşınan değişken, türbülanslı yayılımdır,  $\varepsilon$ . Türbülansın ölçeğini belirleyen değişkendir, birinci değişken olan  $k$  ise türbülanstaki enerjiyi belirler [58].

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho k u_j) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \left( \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + G_k + G_b - \rho \varepsilon - Y_M + S_k, \quad (3.3)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t}(\rho \varepsilon) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho \varepsilon u_j) &= \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \left( \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \right) \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} \right] + \rho C_1 S \varepsilon - \rho C_2 \frac{\varepsilon^2}{k + \sqrt{\nu \varepsilon}} \\ &+ C_{1\varepsilon} \frac{\varepsilon}{k} C_{3\varepsilon} G_b + S_\varepsilon, \end{aligned} \quad (3.4)$$

$$C_1 = \max \left[ 0, 43, \frac{\eta}{\eta + 5} \right], \quad \eta = S \frac{k}{\varepsilon}, \quad S = \sqrt{2 S_{ij} S_{ij}} \quad (3.5)$$

Bu denklemlerde,  $G_k$  ortalama hız gradyanlarından dolayı türbülans kinetik enerjisinin oluşumunu,  $G_b$  buoyancy kuvveti nedeniyle türbülans kinetik enerjinin üretimini,  $Y_M$  sıkıştırılabilir türbülanstaki dalgalı genişlemenin genel dağılım oranına katkısını temsil eder.  $C_2$  ve  $C_{1\varepsilon}$  sabittir.  $\sigma_k$  ve  $\sigma_\varepsilon$  türbülanslı Prandtl sayılarıdır [59].

Türbülans modeli akışın karakteristiğini programa tanıtan bir unsurdur. DNS, LES ve RANS türbülans modellemenin 3 farklı yaklaşımı olup, maliyeti diğerlerine göre daha düşük ve tüm türbülans modellerini çözebildiği için RANS yaklaşımı model olarak seçilmiştir. Bu yaklaşım modelinde k-epsilon türbülans modeli sınır tabaka akışı ve gelişmiş yakınsama modeline göre geliştirildiği için tercih edilmiştir. Aerodinamik bir analiz ve mesh sayısının fazla olması nedeniyle k-epsilon realize türbülans modeli daha elverişlidir. Bu türbülans modelinde “coupled” teorisi daha verimli çalıştığı için metot olarak seçilmiştir.

## 4. BULGULAR VE TARTIŞMA

### 4.1. XFRL5 Analiz Sonuçları

Tablo 4.1-4.4'te belirli hücum açıları seçilerek kanat profillerinin taşıma, sürüklenme katsayıları ve aerodinamik verimlilik karşılaştırılmıştır.

Tablo 4.1.14-derece AoA profil kıyaslaması

Airfoil	Re=4e+06		
	CL	CD	CL/CD
GOE387	1,7018	0,0251	67,7
LS (1)-0417	1,8207	0,0256	71,1
NACA4412	1,7653	0,0212	83,4
USA-35B	1,8011	0,0325	55,4

Tablo 4.1'de görüleceği üzere 4.000.000 reynolds sayısı için en yüksek aerodinamik verimlilik NACA4412 profilinde, en yüksek taşıma katsayısı LS(1)-0417 profilinde, en düşük sürüklenme katsayısı NACA4412 profilinde elde edilmiştir.

Tablo 4.2. 10-derece AoA profil kıyaslaması

Airfoil	Re=5e+05		
	CL	CD	CL/CD
GOE387	1,432	0,017	83,5
LS (1)-0417	1,3570	0,0273	49,7
NACA4412	1,397	0,019	72,4
USA-35B	1,505	0,024	62,0

Tablo 4.2'de görüleceği üzere 500.000 reynolds sayısı için en yüksek aerodinamik verimlilik GOE387 profilinde, en yüksek taşıma katsayısı USA-35B profilinde, en düşük sürüklenme katsayısı GOE387 profilinde elde edilmiştir.

Tablo 4.3'de görüleceği üzere 1.000.000 reynolds sayısı için en yüksek aerodinamik verimlilik NACA4412 profilinde, en yüksek taşıma katsayısı USA-35B profilinde, en düşük sürüklenme katsayısı NACA4412 profilinde elde edilmiştir.

Tablo 4.3. 6-derece AoA profil kıyaslaması

Airfoil	Re=1e+06		
	CL	CD	CL/CD
GOE387	1,2072	0,0099	121,4
LS (1)-0417	1,1501	0,0137	83,9
NACA4412	1,1256	0,0084	133,7
USA-35B	1,262	0,011	112,8

Tablo 4.4. 4-derece AoA profil kıyaslaması

Airfoil	Re=2e+06		
	CL	CD	CL/CD
GOE387	1,0775	0,0075	144,2
LS (1)-0417	0,9820	0,0098	100,3
NACA4412	0,9242	0,0060	154,0
USA-35B	1,0688	0,0077	139,5

Tablo 4.4’de görüleceği üzere 2.000.000 Reynolds sayısı için en yüksek aerodinamik verimlilik NACA4412 profilinde, en yüksek taşıma katsayısı GOE387 profilinde, en düşük sürüklenme katsayısı GOE387 profilinde elde edilmiştir.

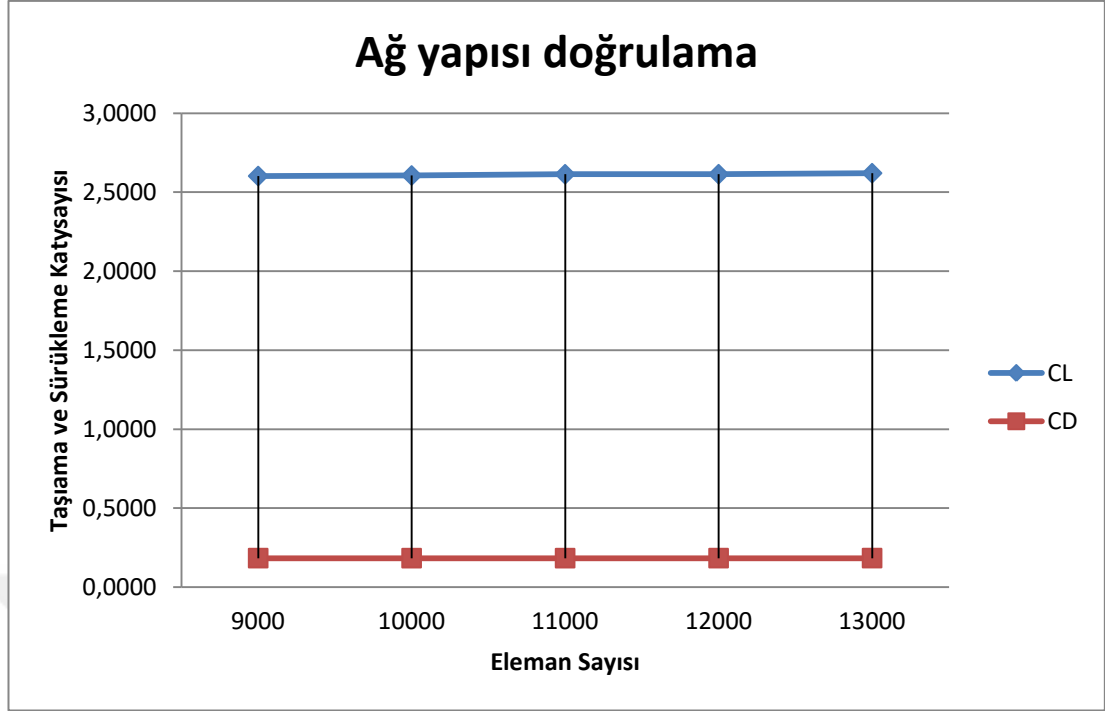
Tablolardan çıkarılacağı üzere değişken Reynolds sayılarında NACA4412 profili baskın gelmektedir. Ek olarak bir istisna GOE387 profili 6-8-10 derece hücum açılarında birinciliği almıştır.

#### 4.2. 2D ANSYS Analiz Sonuçları

Tüm kanat profilleri 2 boyutlu çizilerek analiz edildi. Mesh sayısının doğruluğundan emin olmak için önce ağ yapısı doğrulaması yapmamız gerekmektedir. Doğrulama yapılmasının amacı:

- Ağ yapısının doğruluğunu teyit etmek
- En uygun eleman sayısını tespit edebilmek
- Yüksek sayıda elemandan kaçınarak işlem süresini kısaltmak
- Daha kesin sonuçlar elde etmek
- Daha yüksek hassasiyet elde etmek

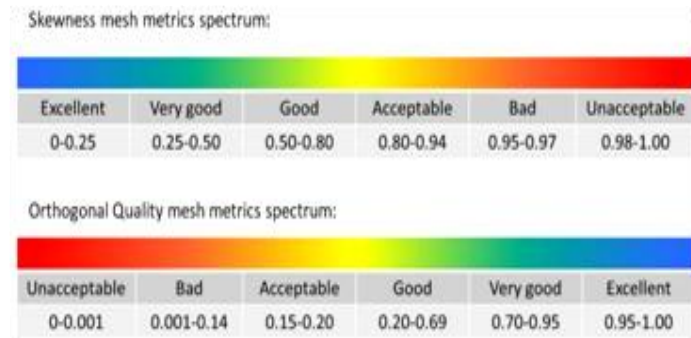




Şekil 4.1. Mesh sayısına bağlı olarak ağ yapısı doğrulaması

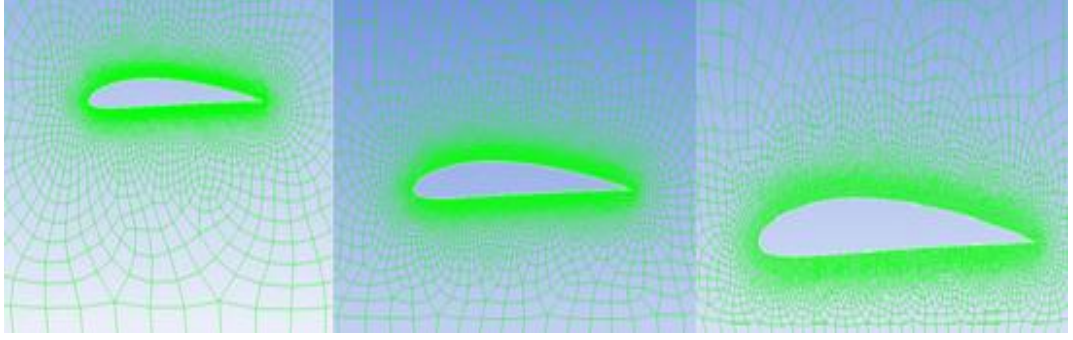
Ortalama 12300 düğüm 11914 mesh element sayısına ulaşıldı. Mesh sayıları profilden profile, h/c oranına bağlı olarak artmış veya azalmıştır bu sebeple ortalama sayıya yer verilmiştir. 0,17 skewness, 0,89 orthogonal quality elde edildi.

Mesh metrik kartelâsından görüleceği üzere skewness değerinin 0-0,25 arasından 0,17 olması ve orthogonal quality değerinin 0,70-0,95 arasından 0,89 olarak elde edilmesi analizimin meshlemesinin doğru yapıldığı anlamına gelmektedir.



Şekil 4.2. Mesh metrik

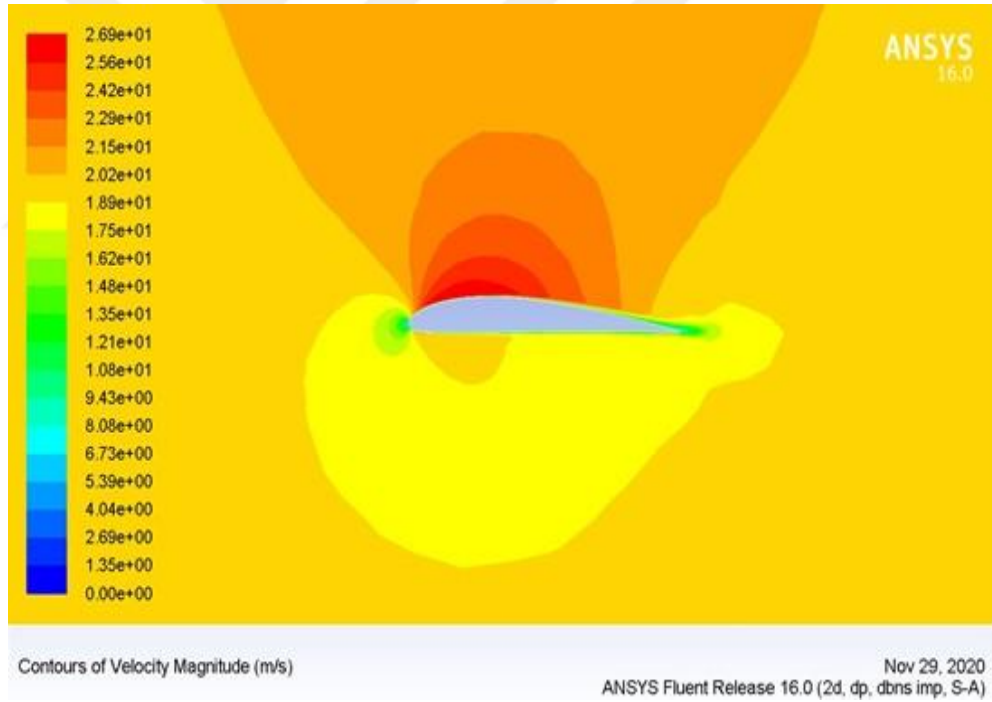
Her bir kanat profili 1h/c, 0,5h/c ve 0,2h/c mesafelerinde 0-dereceden başlayarak optimum stall açısı olan 16-dereceye kadar 2-derecelik artışla analiz edildi.



Şekil 4.3. NACA4412 profilinin 1h/c, 0,5h/c ve 0,2h/c'de yere olan mesafesi

Şekil 4.4-8 arasında seçtiğimiz GOE387, LS(1)-0417, NACA4412, USA-35B kanat profillerinin değişen h/c oranında ve açılarda hıza bağlı tavırlarına yer verilmiştir.

Bu profillerin geri kalan 0-16 derece ve 0,2-1h/c oranlarına bağlı tavır görsellerine Ek-E kısmında değinilmiştir.

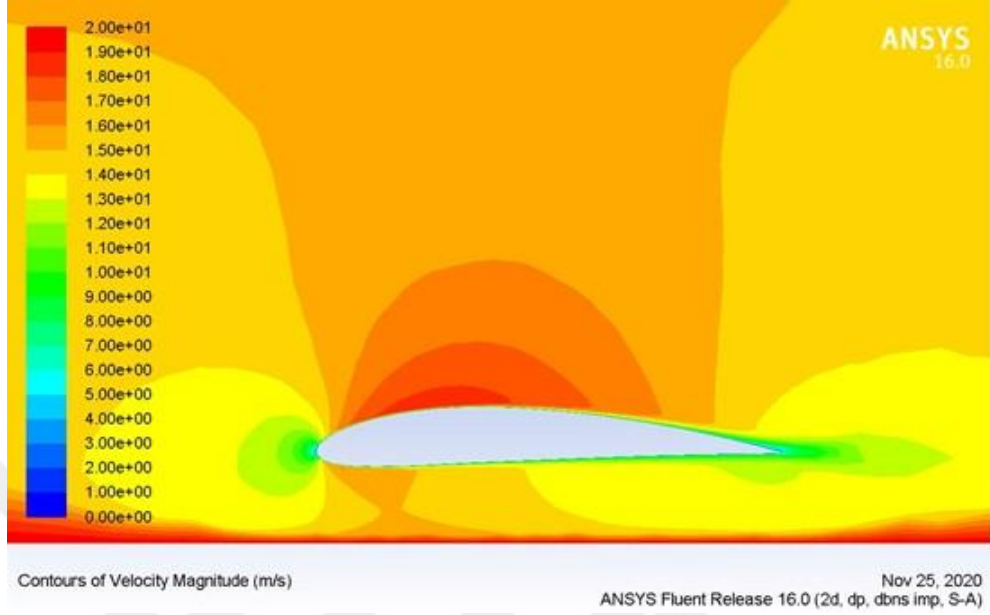


Şekil 4.4. USA-35B profilinin 1h/c 0-derecede hıza bağlı tavır

Şekil 4.4'te USA-35 profilinin set edilmiş 0-derecede karşıdan gelen hava hızına bağlı olarak velocity-magnitude değişimlerine yer verilmiştir.

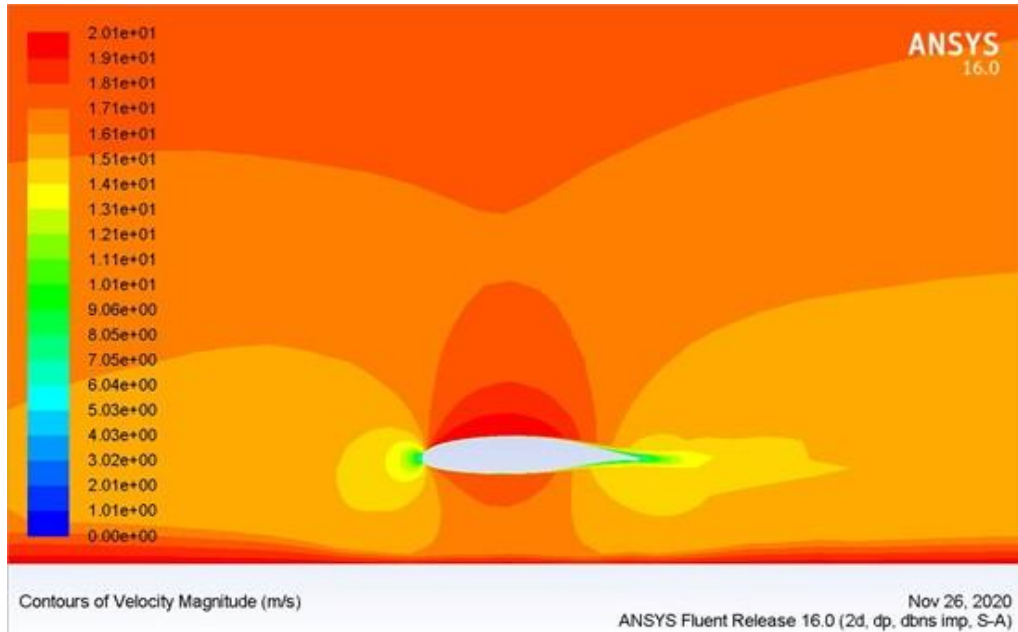
Sol sütundaki renk kartelâsından anlaşılacağı üzere kırmızı renkten maviye doğru gidildikçe hız düşmektedir. İnlet hızı olarak 20 m/s girilmesine rağmen hücum

kenarında hız 13,5 m/s ye kadar düşmektedir. Ek olarak firar kenarında hız düşerek hava filelerinin laminar akışında bir bozulmaya yol açmaktadır.

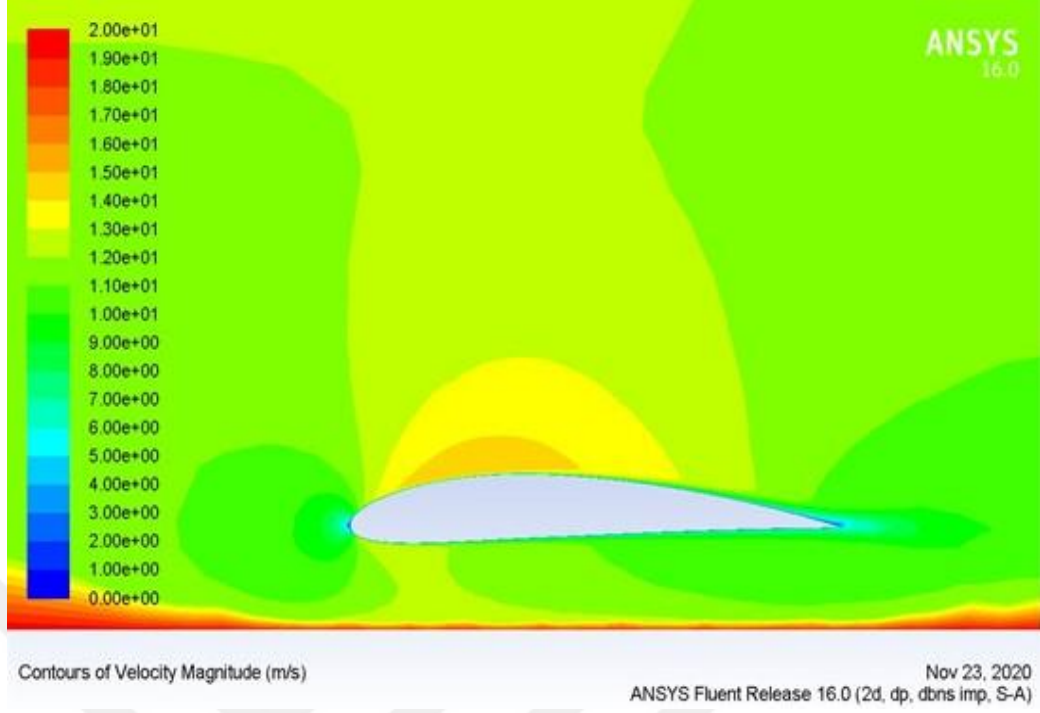


Şekil 4.5. GOE387 profilinin 0,2h/c 8-derecede hıza bağlı tavrı

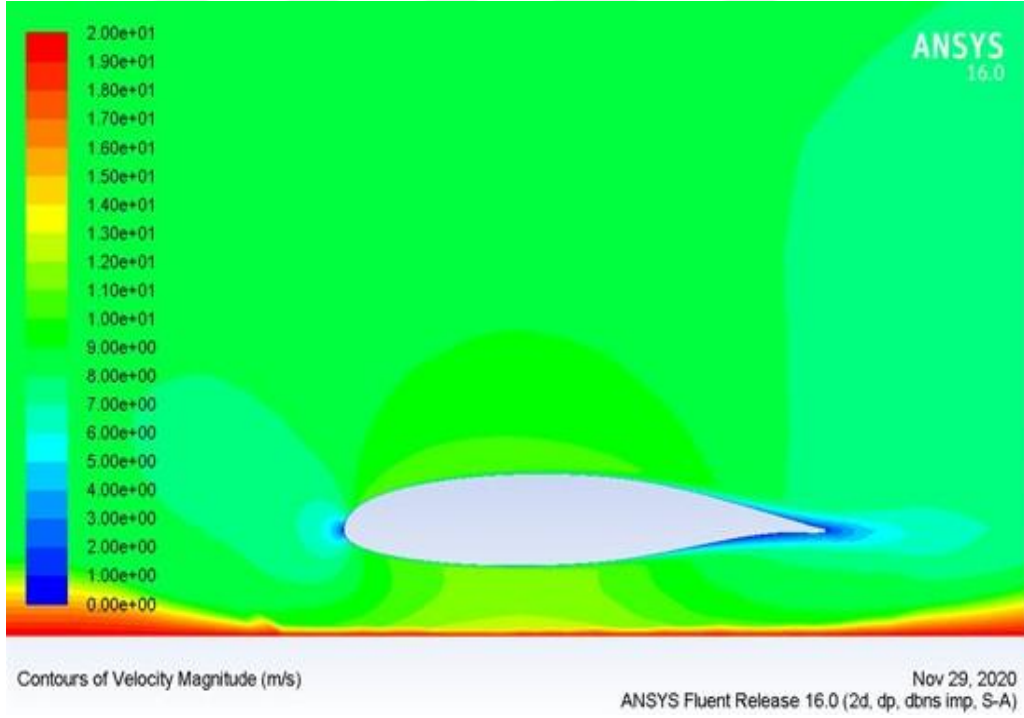
Şekil 4.5'te GOE387 profilinin set edilmiş 8-derecede karşıdan gelen hava hızına bağlı olarak velocity-magnitude değişimlerine yer verilmiştir. Profil 0,2 h/c de yani yere daha yakın olarak test edilmiştir. Profil yere yakın olduğu için zeminde akan hava hızının maksimumda olmasıyla birlikte yer etkisi daha ayırt edici olmaktadır.



Şekil 4.6. LS(1)-0417 profilinin 0,5h/c 6-derecede hıza bağlı tavrı

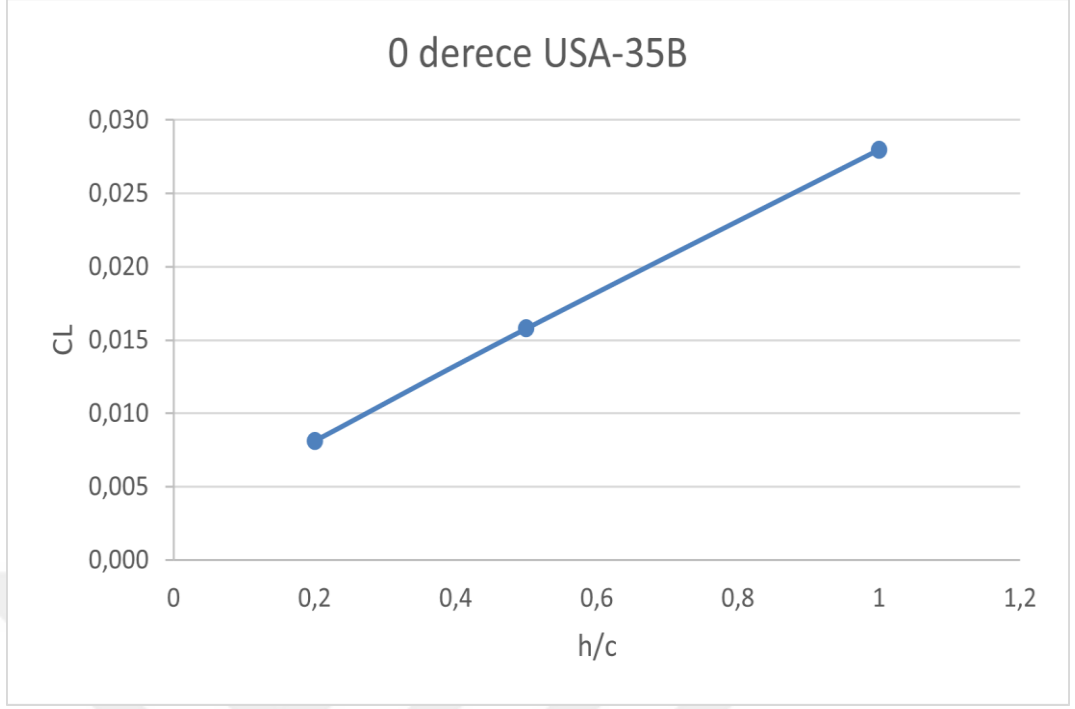


Şekil 4.7. NACA4412 profilinin 0,2h/c 12-derecede hıza bağlı tavrı



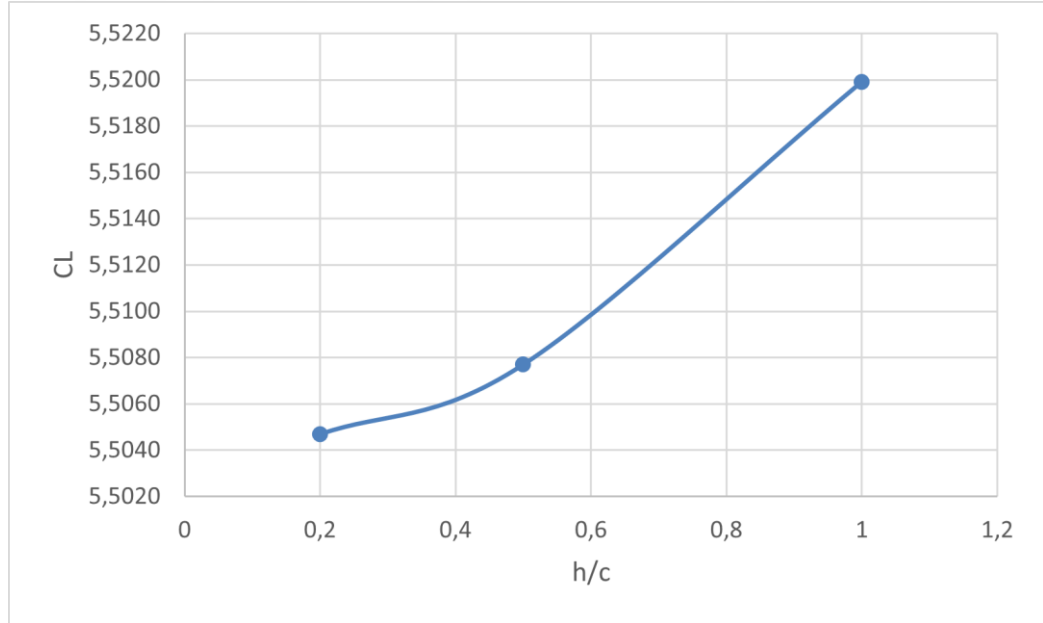
Şekil 4.8. LS(1)-0417 0,2 h/c 16-derecede hız dağılımı

Şekil 4.8'te görüleceği üzere, hücum açısı 16 dereceye set edildiğinde, LS(1)-0417 profili için, firar kenarında hız neredeyse 0 m/s ye kadar düşmektedir. 16 derece stall açısından kritik bir açı olduğu için firar kenarının büyük bir kısmında hız durma noktasına gelmektedir.



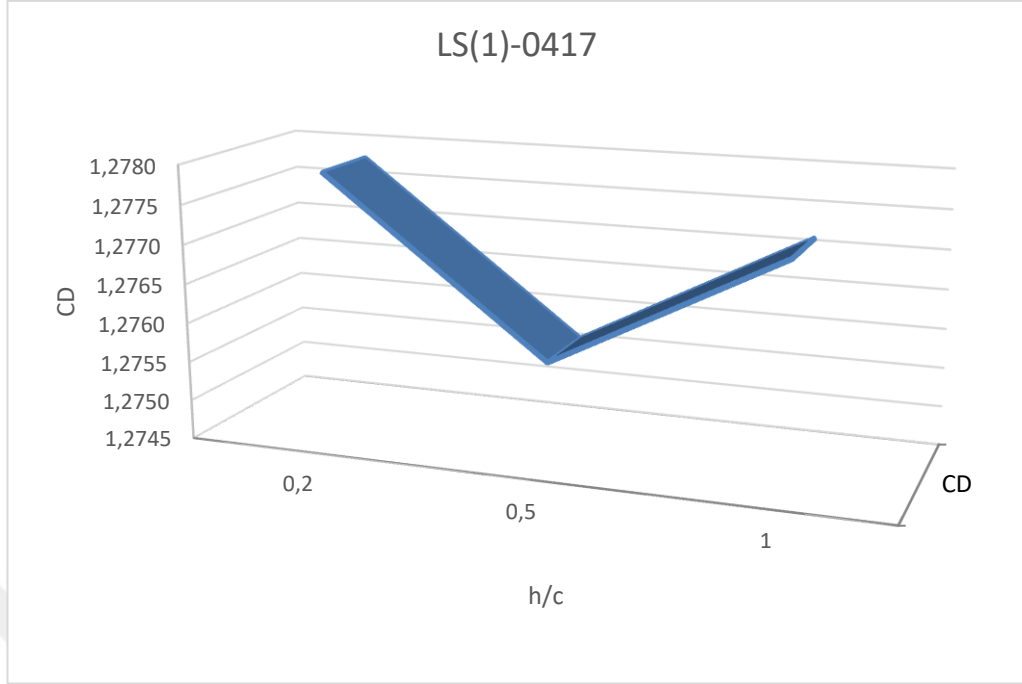
Şekil 4.9. USA-35B Profilinin h/c oranına bağlı taşıma katsayısı

Şekil 4.9’da görüleceği üzere USA-35B profili, 0,2 h/c den 1’e doğru gittikçe taşıma katsayısı artış göstermektedir.



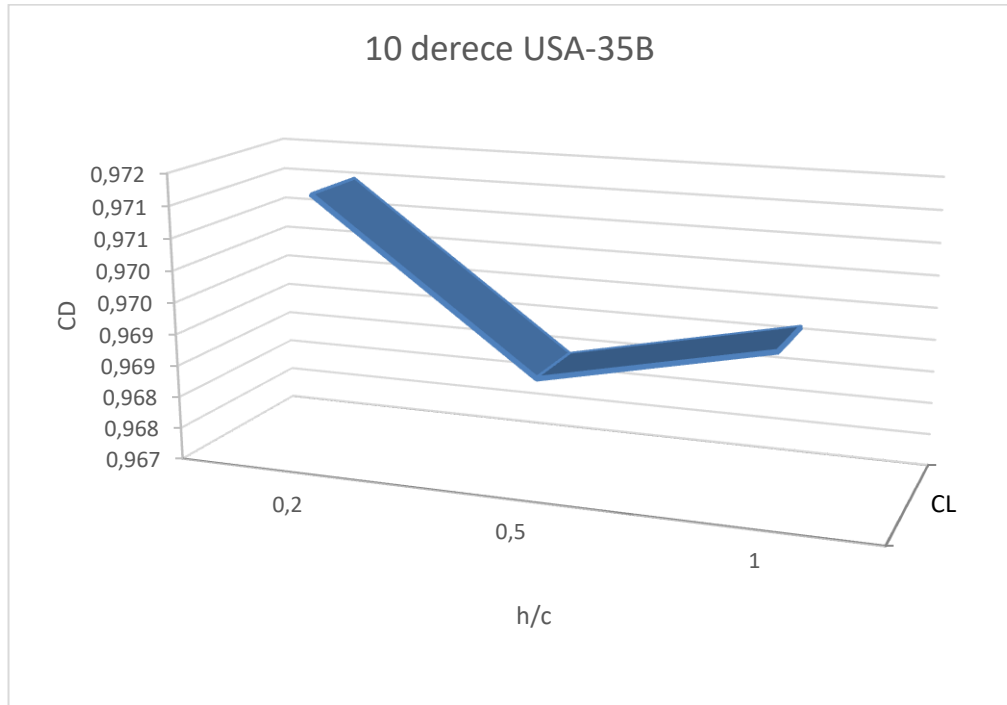
Şekil 4.10. NACA4412 10-derecede h/c ve taşıma katsayısı kıyası

Şekil 4.10’da NACA4412 kanat profilinin h/c ve CL’ ye bağlı tavrı tasvir edilmektedir. Taşıma katsayısı en yüksek değerine 1 h/c’de ulaşmıştır.



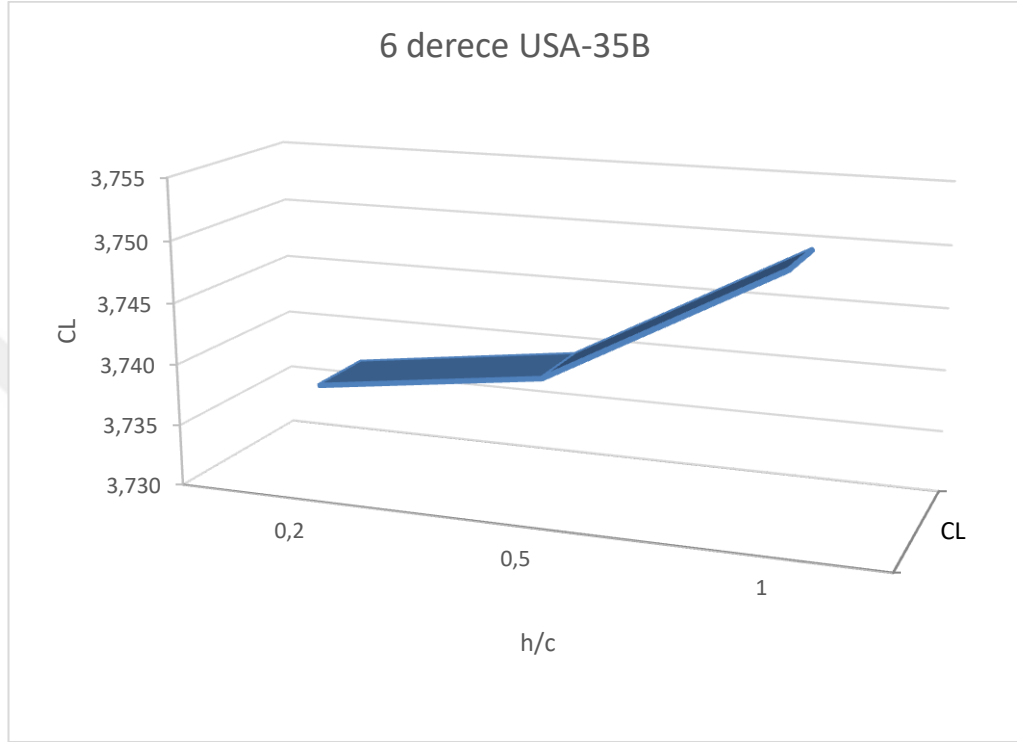
Şekil 4.11. LS(1)-0417 için 12-derecede h/c ve cd karşılaştırması

Şekil 4.11'de görüleceği üzere LS(1)-0417 kanat profili için 12 derece hücum açısında, h/c oranının artmasıyla sürüklenme katsayısı düşmekte sonrasında ise artış göstermektedir.

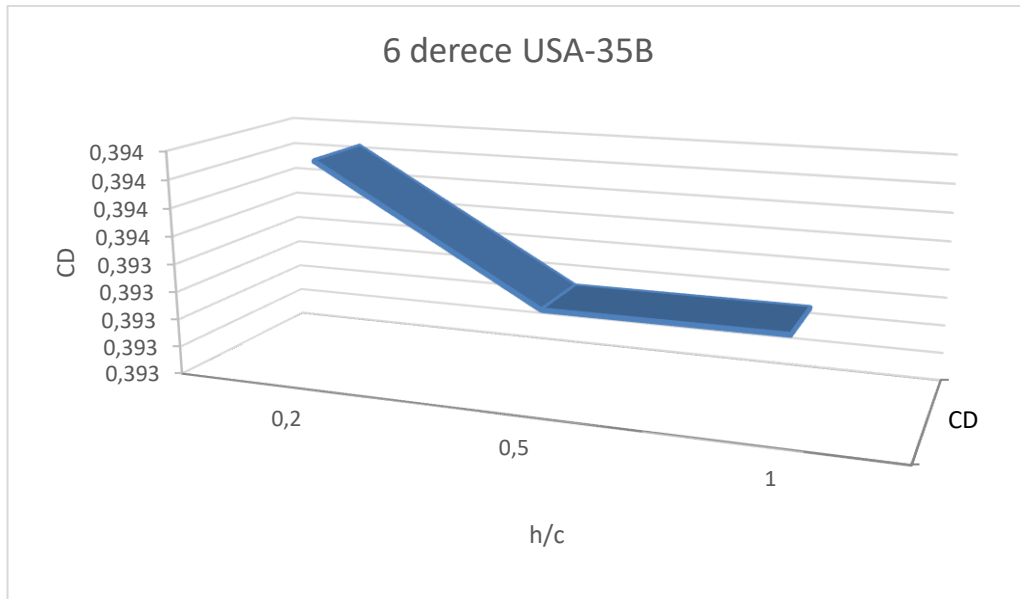


Şekil 4.12. USA-35B profilinin 10-derece sürüklenme katsayısına göre tavrı

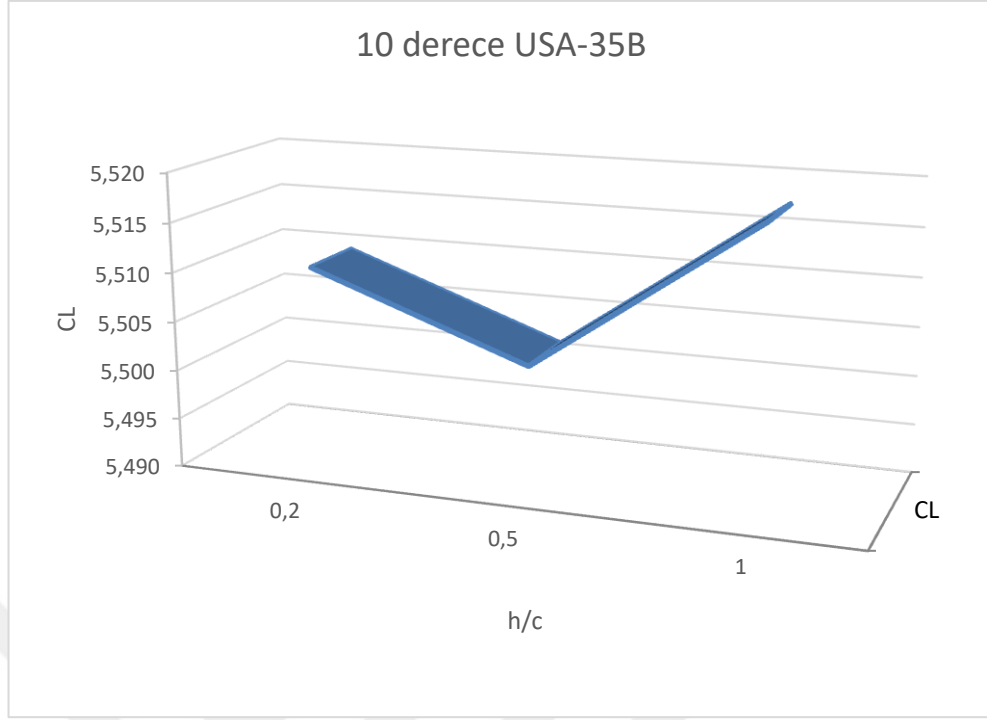
Şekil 4.12'te USA-35B kanat profili  $h/c$ - $c_d$  ye bağlı değişimi görsellenmiştir. En yüksek sürüklenme katsayısı 0,2  $h/c$  değerinde iken en düşük sürüklenme katsayısı 0,5  $h/c$ 'de elde edilmiştir. USA-35B kanat profili için en ideal çalışma aralığı 0,5  $h/c$  zemin etkisinde iken gözlemlenmiştir.



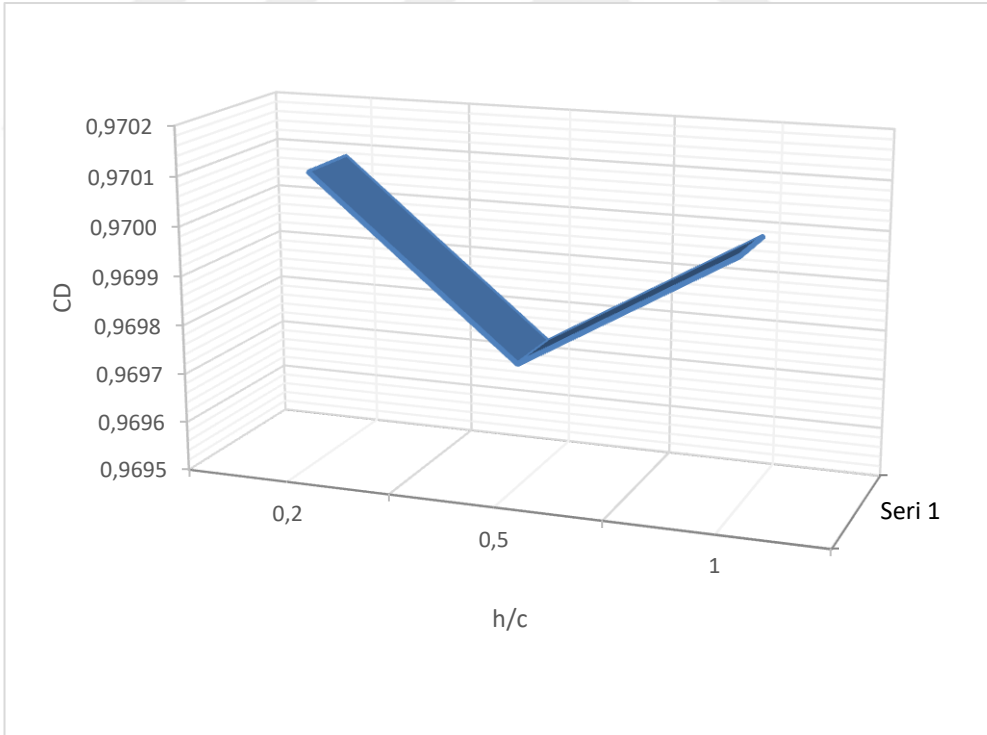
Şekil 4.13. USA-35B profilinin 6-derece taşıma katsayısına göre tavrı



Şekil 4.14. USA-35B profilinin 6-derece sürüklenme katsayısına göre tavrı



Şekil 4.15. USA-35B profilinin 10-derece taşıma katsayısına bağlı tavrı



Şekil 4.16. NACA4412 10-derece de h/c

Hız kontür (contour)leri airfoil üzerine gelen maksimum ve minimum hızları göstermektedir. İnlet hızı 20 m/s olarak girildi. Hücum kenarına gelen hava hızı çok düşüktür ve bu nokta ayrılma noktası olarak adlandırılır. Düşük basınç alanı yüksek



hız göstergesidir. Profilin altındaki alanda yüksek basınç, üstündeki alanda hıza bağlı olarak düşük basınç oluşarak taşıma üretilir. CL-h/c oranının artmasıyla tüm profillerde artış eğilimi, CD' de ise önce azalma sonrasında tekrar artma eğilimindedir. CL/CD oranı 2-derece pik yapıp sonrasında azalmaktadır. 8-dereceden sonra CL/CD oranları sabit devam etti. Bu sebepten tabloda aerodinamik verimlilikte en büyük değişimin olduğu 2-dereceye yer verildi.

Tablo 4.5. Kanat profillerinin kıyası

H/c	2-derece CL/CD			
	NACA4412	USA-35B	LS (1)-0417	GOE387
1	27,6	27,5	27,1	26,9
0,5	27,5	27,4	26,9	26,5
0,2	27,4	27,3	25,9	25,8

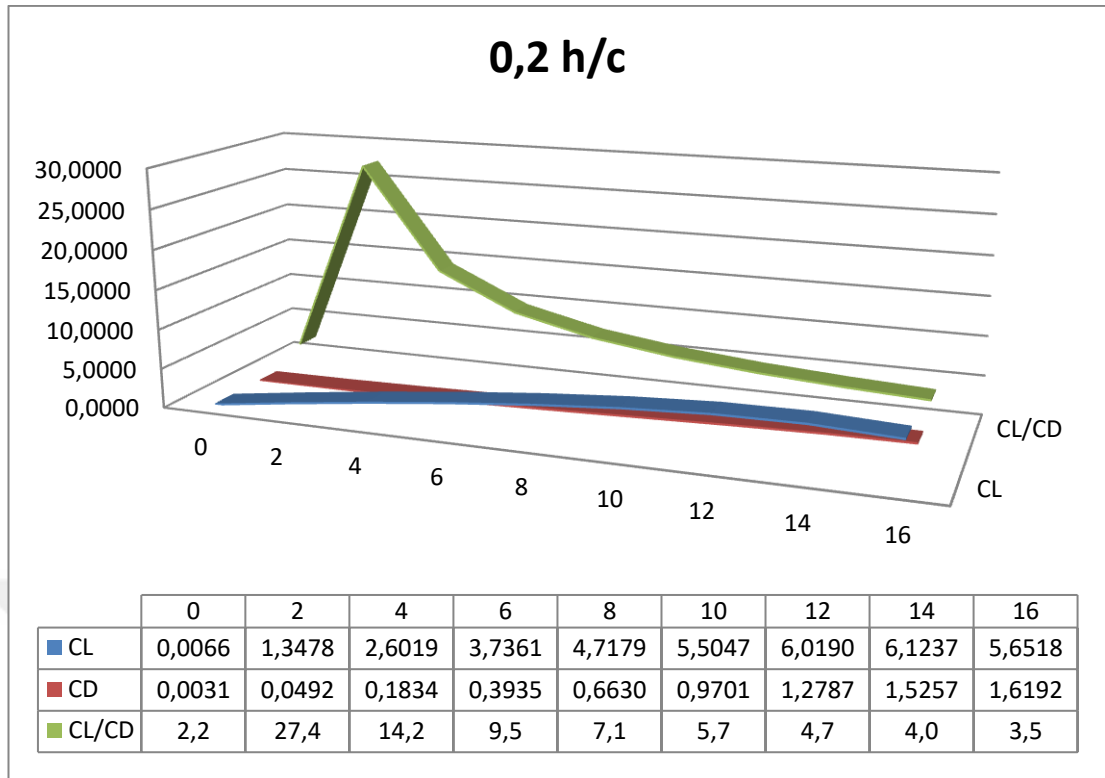
Tablo 4.5'te 2-derece hücum açısında tüm profiller için aerodinamik verimlilik karşılaştırması yapılmıştır. Sırasıyla 1-0,5-0,2 h/c değerlerinin tamamında NACA4412 kanat profili en yüksek değerlere ve en düşük değerlere ise GOE387 kanat profili ulaşmıştır.

### 4.3. 2D ANSYS CFD NACA 4412 Analiz Sonuçları

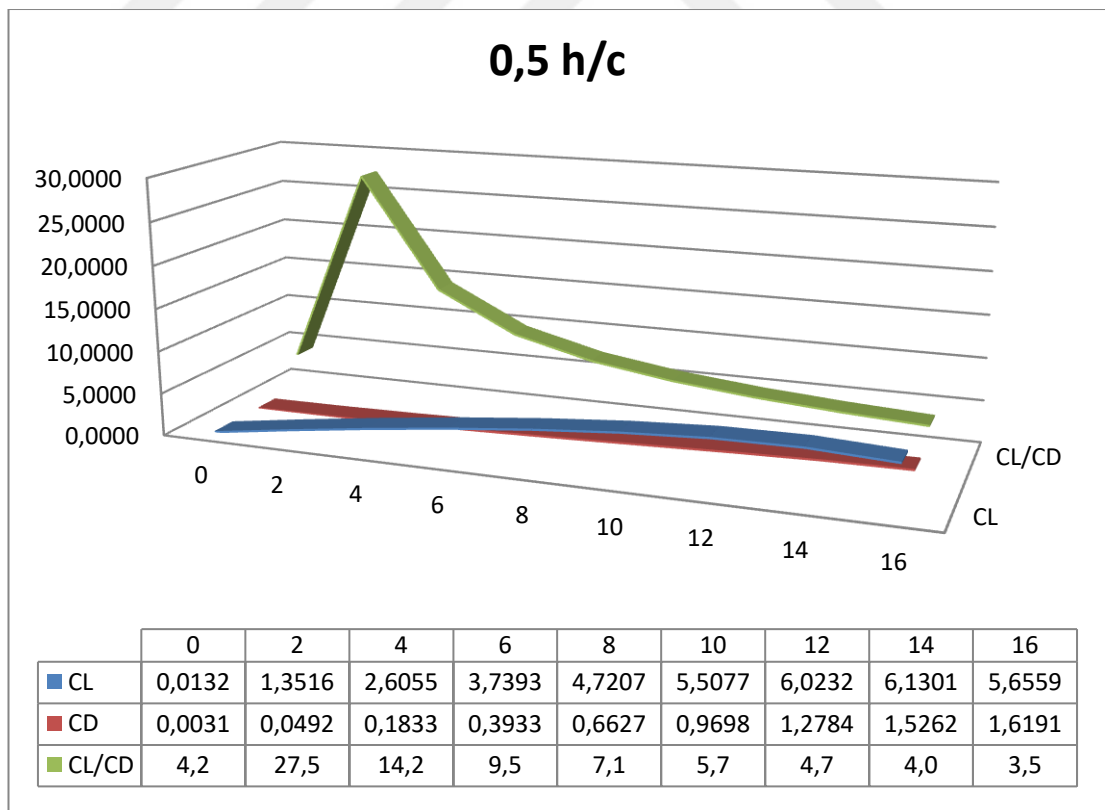
Şekil 4.17-19'te NACA4412 Profilinın 0 dereceden başlayarak 2-derecelik artışlar ile 16-derece stall açısına kadar olan hücum açılarında CL-CD-CL/CD değişkenlerinin hücum açısı ile değişen tavırlarına yer verilmiştir.

Şekil 4.17'de NACA4412 profilinın 0,2h/c de taşıma katsayısı, sürüklenme katsayısı ve aerodinamik verimlilik sayılarının hücum açılarına bağlı olarak değişimleri gösterilmektedir. 2-derecede pik yaparak 27,4 ile en yüksek aerodinamik verimlilik elde edilmiştir. 4-derece hücum açısı ile birlikte aerodinamik verimlilik düşmesine rağmen taşıma katsayısı ve sürüklenme katsayısı artışa devam etmektedir.

Aerodinamik verimlilik (CL/CD), 0,2 ve 0,5 h/c için 2-dereceye kadar artış göstermekte, 2-16 derece arasında ise her iki h/c değeri içinde sabit olarak devam etmektedir. 1 h/c de ise 4-derecede en yüksek değerini alarak sonrasında 0,2-0,5 h/c de olduğu gibi sabit kalmaktadır.

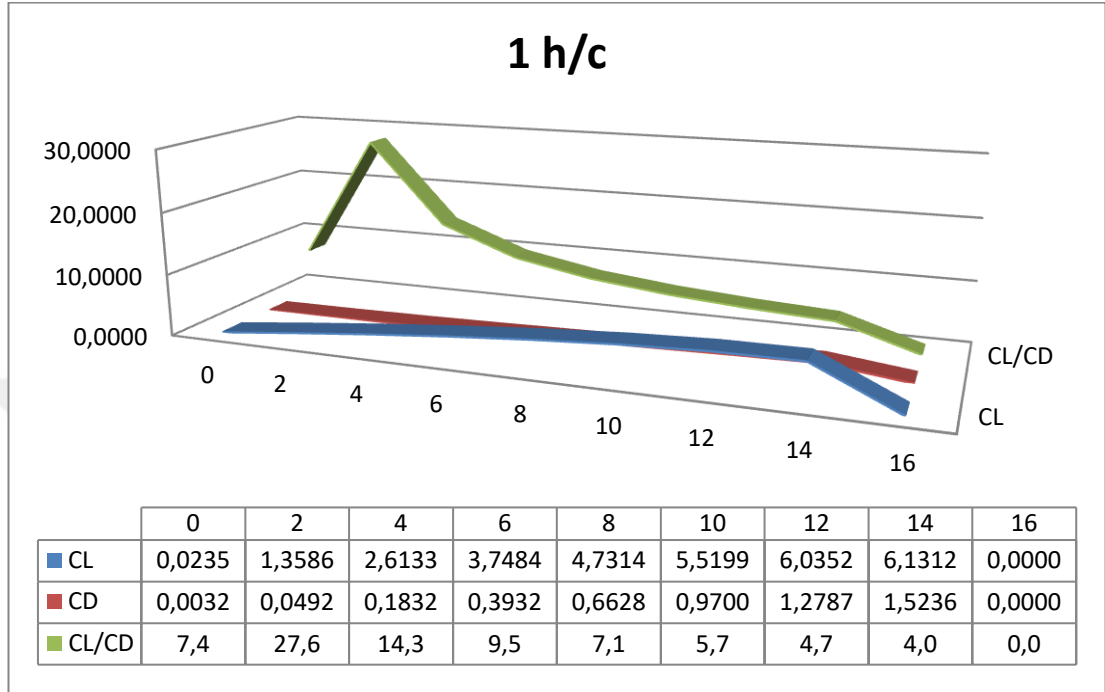


Şekil 4.17. NACA4412 0,2 h/c vs CL-CD-CL/CD



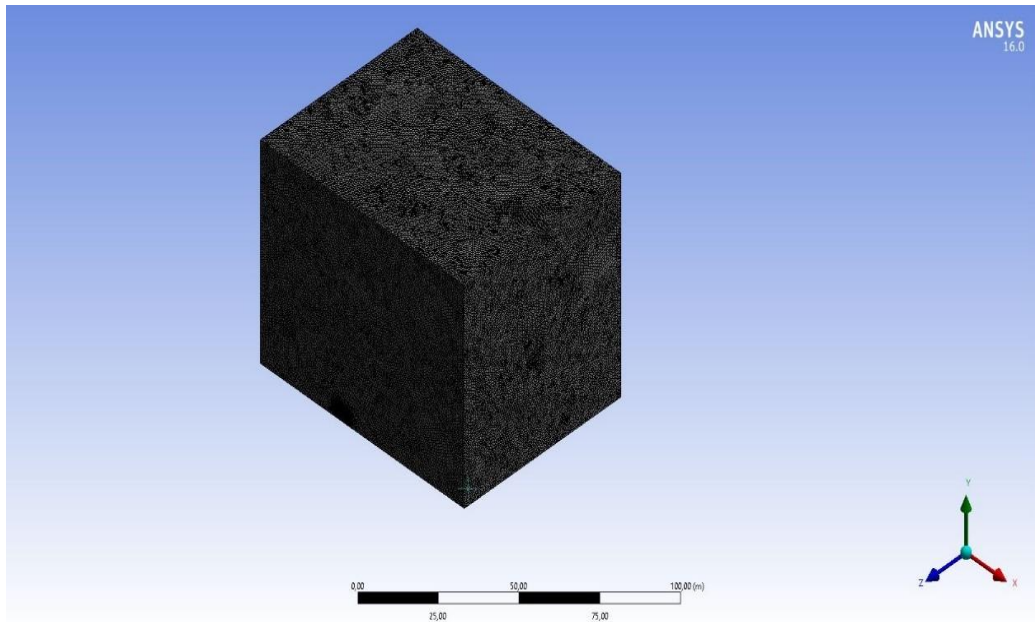
Şekil 4.18. NACA4412 0,5 h/c vs CL-CD-CL/CD

Şekil 4.17-19'ten çıkarılacak sonuç ideal hücum açısını profil yakalayana kadar CL/CD artmakta ve devam eden hücum açılarında azalma eğilimindedir. Tüm h/c değerlerinde CL ve CD artış göstermektedir.



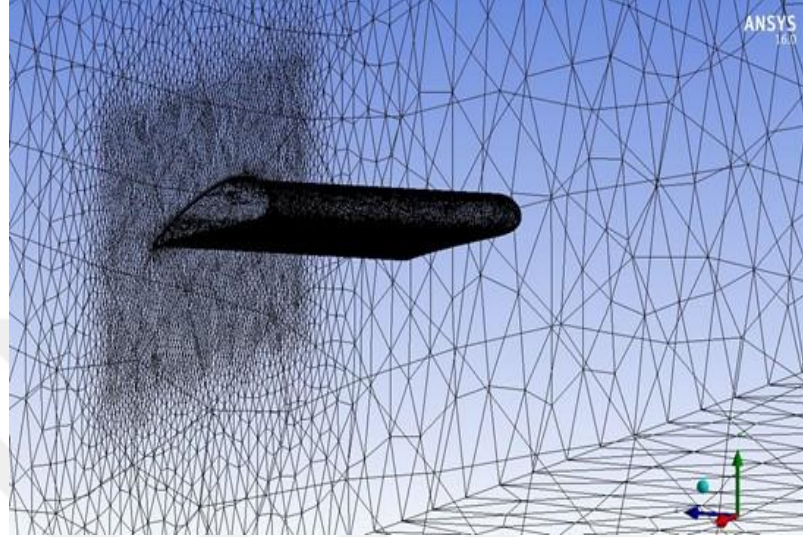
Şekil 4.19. NACA4412 1 h/c vs CL-CD-CL/CD

#### 4.4. 3D ANSYS NACA 4412 Analiz Sonuçları



Şekil 4.20. Profilin 1 h/c kapalı mesh geometrisi

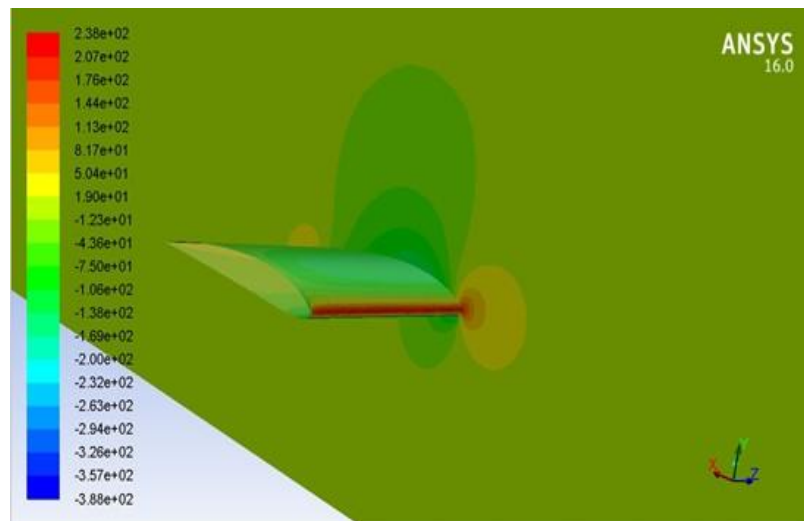
10000 iterasyon ile analiz ortalama 8900 seviyelerinde convergence oldu. 234 saatte tamamlandı. ANSYS ICEM CFD ile meshleme sonucu 1618421 node, 9047306 element, 0,2 skewness, 0,87 orthogonal quality elde edildi. Şekil 4.20’de kapalı hacim tasvir edilmiştir.



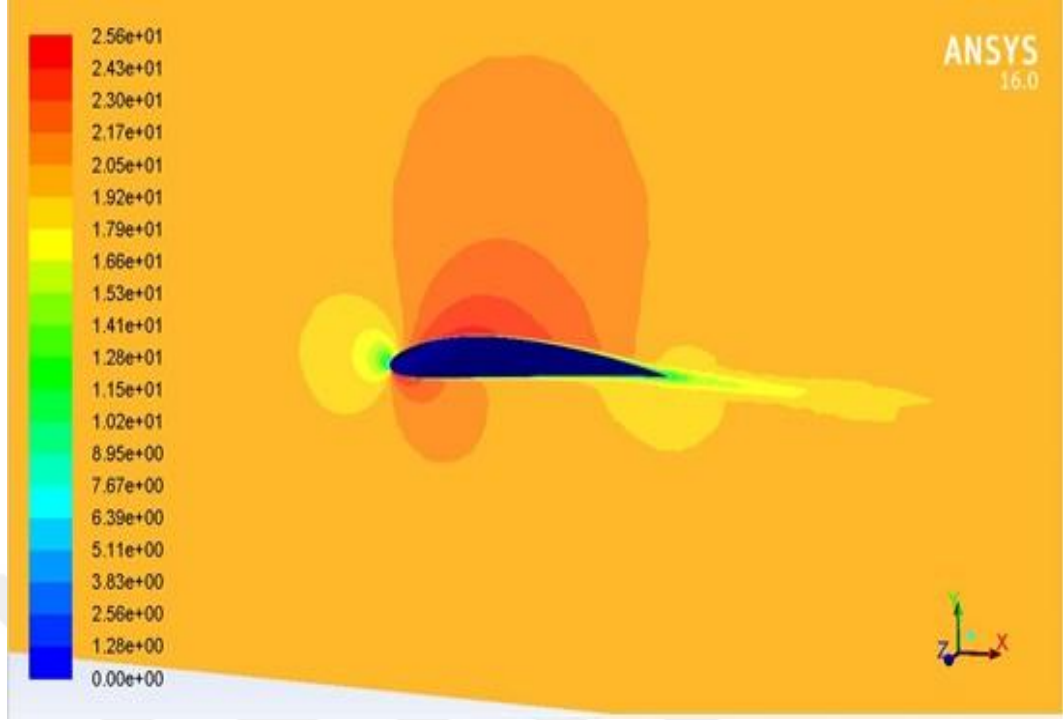
Şekil 4.21. Yakından görünüm mesh 1 h/c

Şekil 4.20 ve şekil 4.21’ kanat profilinin kapalı hacimdeki ve yakından meshleme yapılmış görüntüsüne yer verilmiştir. Kanat üzerinde ekstra yoğun meshleme yapılmıştır.

Daha hassas veriler elde edebilmek için havanın ilk karşılaştığı hücum kenarı ve havanın terk edildiğini firar kenarı kesit halinde meshlenmiştir.

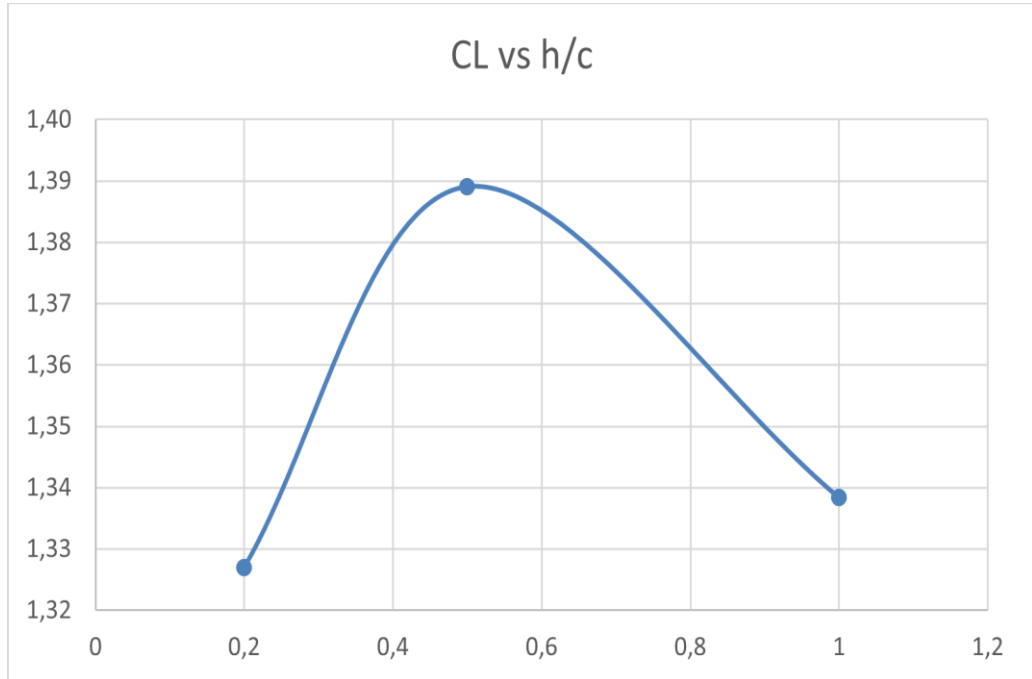


Şekil 4.22. Statik basınç 1 h/c



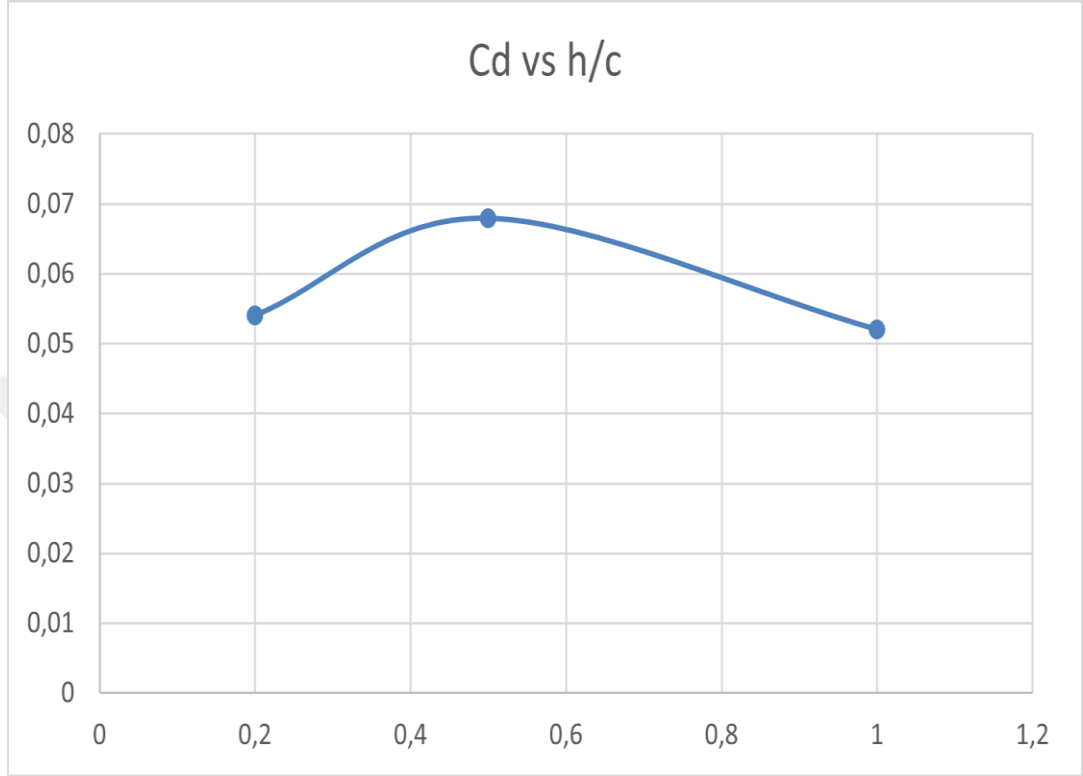
Şekil 4.23. Hız  $1h/c$

Profil üzerinde hava hızının bölgesel olarak artıp azaldığı görülmektedir. Şekil 4.23'teki renk kartelâsından anlaşılacağı üzere mavi renklere doğru hız düşmekte ve koyu kırmızıya yaklaştıkça hız yükselmektedir.



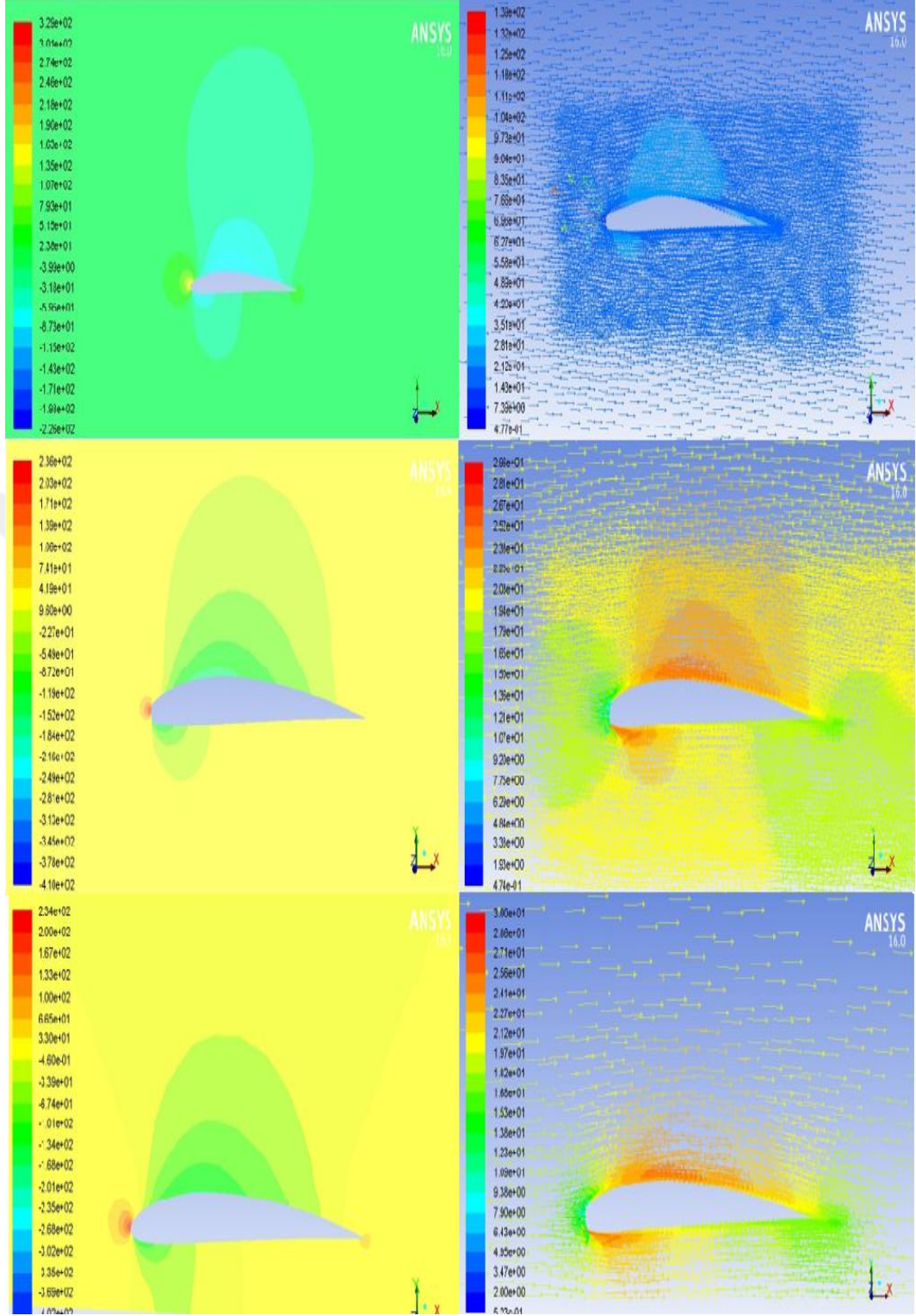
Şekil 4.24. Taşıma katsayının değışimi

Taşıma katsayısının  $h/c$  ye bağlı değişimi şekil 4.24’da görsellenmiştir. En yüksek taşıma katsayısı değeri 1,39 seviyelerinde 0,5  $h/c$  değerinde elde edilmiştir. Birçok grafikte olduğu gibi taşıma katsayısı eğrisi önce artarak sonrasında azalmıştır.



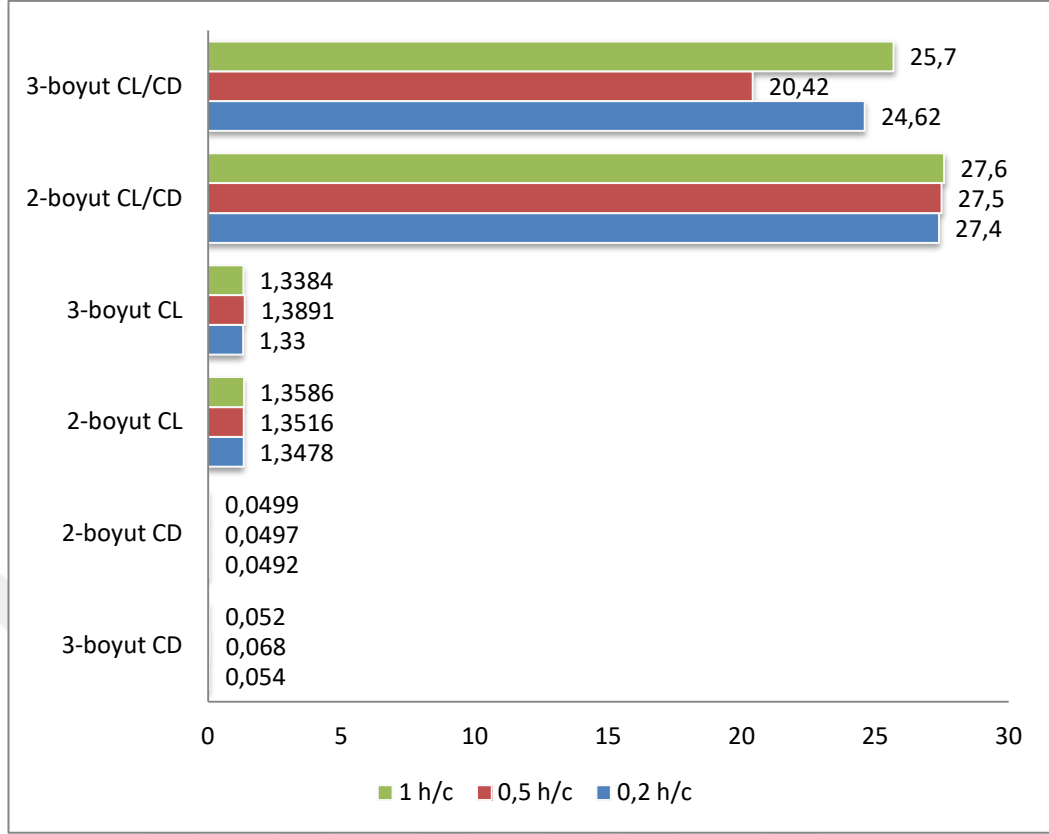
Şekil 4.25. Sürüklenme katsayısının değişimi

Şekil 4.25’de sürüklenme katsayısı ve  $h/c$  arasındaki ilişkiye yer verilmiştir. Taşıma katsayısında olduğu gibi sürüklenme katsayısı da en yüksek değeri 0,5 $h/c$ ’de elde etmiştir. Sürüklenme katsayısının mümkün olduğunca minimum tutulması gerekmektedir. Sürüklenme katsayısı yükseldikçe profil hava içerisinde laminar akış sağlayamayarak aerodinamik verimliliğin düşmesine sebebiyet verecektir. Aerodinamik verimliliğin düşmesi kanatın havayolu firmaları açısından bakacak olursak yakıt tüketiminin fazla olacağı anlamına gelmektedir. Bu sebepten her iki grafik kıyaslanacak olursa, taşıma katsayısının maksimum olduğu fakat sürüklenme katsayısının nispeten daha düşük olduğu değerler tercih edilmelidir. 0,5  $h/c$  oranı taşıma katsayısı için yaklaşık 1,39 sürüklenme katsayısı için yaklaşık 0,07 değere ulaşmıştır. Bu sebepten NACA4412 kanat profili için en verimli uçuş operasyon aralığı  $h/c$  oranının 0,5 seviyelerinde olduğunu söyleyebiliriz.



Şekil 4.26. NACA4412 Profilinin 1h/c, 0,5h/c ve 0,2h/c de (sol) basınç ve (sağ) hız değişimleri

Şekil 4.26’de NACA4412 Profilinin 1h/c, 0,5h/c ve 0,2h/c de (sol) basınç ve (sağ) hız değişimleri görsellenmiştir. 1 h/c’de hız 45 m/s’ye kadar çıkmaktadır. Neredeyse girilen inlet hızının 2 katından fazla değere ulaşılmıştır.



Şekil 4.27. NACA4412 Kanat profilinin 2D ve 3D boyuta bağlı değişimleri

Şekil 4.27’de NACA4412 Kanat profilinin 2-boyutlu ve 3-boyutlu ortamlarda Aerodinamik verimlilik, taşıma katsayısı, sürüklenme katsayısının 1 h/c-0,5 h/c-0,2 h/c’ye bağlı değişimleri yer almaktadır.

Aerodinamik verimlilikte en yüksek değer 27,6 ile iki boyutta elde edilmiştir. 2 ve 3-boyutta değerler hemen hemen yakın seyretmektedir. En düşük sürüklenme katsayısına 2-boyutta, en düşük taşıma katsayısına 3-boyut 0,2 h/c’de ulaşılmıştır.



## 5. ÜRETİM

Kompozit malzemeler günümüzde hem ticari hem de ticari olmayan hovercraft yapımında kullanılan en yaygın malzemelerdir. Kompozit malzemelerin mukavemet/ağırlık oranı, onları hovercraft yapısı için cazip hale getirir. Bu malzemeler, nispeten daha düşük maliyetlerle kolayca karmaşık, organik şekillere dönüştürülerek aracın şekline daha az kısıtlama getirir. Çerçeve ve panel yapımı, kompozit malzemelerde bir zorunluluk değildir ve bu tür bir tasarımda sıklıkla bulunan gerilim yoğunlaşmalarını ortadan kaldırır. Kompozit malzemeler aynı zamanda hovercraft yapımı için uygun diğer malzemelerle karşılaştırıldığında en iyi korozyon direnci özelliklerini sergiler. Kompozit malzemelerin en büyük dezavantajı maliyettir. Yüksek kaliteli kompozit malzemeler, hovercraft tasarımında kullanım için uygun olan diğer tüm malzemelere kıyasla çok daha pahalıdır. Kompozit malzemeler aynı zamanda imalat hatalarına eğilimlidir. Yüksek maliyete rağmen, birçok ticari şirket, kompozit malzemelerin baskın özellikleri doğrultusunda kompozit kullanımına yönelmiştir. Kompozit malzemeler hem ticari hem de gezi teknelerinde kullanılan en yaygın malzeme türü haline gelmiştir [60].

Havacılık sektöründe kompozitlerin kullanıldığı son 40 yılda, tasarımcılar ve imalat mühendisleri, nispeten küçük, hafif yüklü bileşenler, kanatçıklar gibi yapı bölümlerinden, ana kanat ve gövdesi gibi ağır gerilimli kritik öğelere doğru kompozit kullanımını ilerlettiler. Boeing 787, Airbus A400M ve yakında çıkacak olan Airbus A350 uçağı, %50'ye kadar karbon fiber takviyeli polimer kompozitten (uçak ağırlığına göre) yapılmıştır.

Hafif gerilimli bileşenler için önceki üretim süreçleri küçük ölçekliydi. Gerekli performansı sağlamak için hammaddelerin düşük yoğunluğuna, yüksek sertliğine ve mukavemeti üzerine yoğunlaşmıştır. Parçaların boyutu, gerilme değerleri ve kritikliği arttıkça, insan müdahalesi önemli ölçüde azalmış ve yerini karmaşık, robotik makineler almıştır.

Geçmişte, uçak bileşenlerinde kompozit kullanımının başlıca etmenleri:

- Düşük ağırlık
- Maliyeti azaltma
- Geliştirilmiş performans

Şimdi başı çeken en önemli etmenler ise:

- Daha az yakıt tüketimi
- Düşük kirlilik
- Azaltılmış gürültü

Bu amaçlara ulaşmak için, daha küçük, daha verimli motorlar kullanılır, daha az itme kuvveti ve dolayısıyla kuvvet dengesi için, uçağın daha az direnç üretmesi gerekir. Performans özelliklerinin değişmeden kalması için kaldırma/sürüklenme (L/D) aynı olmalıdır ve bu nedenle daha az kaldırma üretilir. Yine kuvvet dengesi için, daha az kaldırma ve azaltılmış sürüklenme ile uçağın yapısal ağırlığı azaltılmalıdır [61].

### **5.1. Kompozit Malzemelerin Avantajları**

Ağırlığa Bağlı Mukavemet- Mukavemet/ağırlık oranı, bir malzemenin ağırlığına göre taşıyabileceği mukavemetidir. Çelik gibi bazı malzemeler çok güçlü ve ağır olmasına karşın bambu gibi diğer malzemeler güçlü ve hafif olabilir. Kompozit malzemeler hem güçlü hem de hafif olacak şekilde tasarlanabilir. Bu özellik, uçak yapımında mümkün olan en düşük ağırlıkta çok yüksek mukavemetli bir malzemeye ihtiyaç duyulan kompozitlerin kullanılmasının nedenidir. Örneğin, tek yönde bükülmeye karşı koymak için bir kompozit yapılabilir. Metalden bir malzeme yapıldığında ve bir yönde daha fazla mukavemet gerektiğinde, malzeme genellikle daha kalın hale getirilmelidir, bu da ağırlığın artması anlamına gelir.

Kompozitler, ağır olmadan da güçlü olabilir. Kompozitler, günümüzde kullanılan yapılarda en yüksek mukavemet-ağırlık oranlarına sahiptir.

Dayanıklılık- Kompozitlerden yapılan yapılar uzun ömürlüdür ve çok az bakım gerektirir. Dayanımları oldukça yüksektir.

Düşük Ağırlık- Kompozitler çoğu ahşap ve metale kıyasla hafiftir. Hafiflik, daha az ağırlığın daha iyi yakıt verimliliği anlamına geldiği otomobillerde ve uçaklarda önemlidir. Bir uçağın ağırlığını azaltmak, ihtiyaç duyduğu yakıt miktarını azalttığı ve ulaşabileceği hızları artırdığı için, tasarımcılar ağırlıkla büyük ölçüde ilgilenirler. Bazı modern uçaklar, yeni Boeing 787 Dreamliner dâhil olmak üzere metalden daha fazla kompozit ile üretilmiştir.

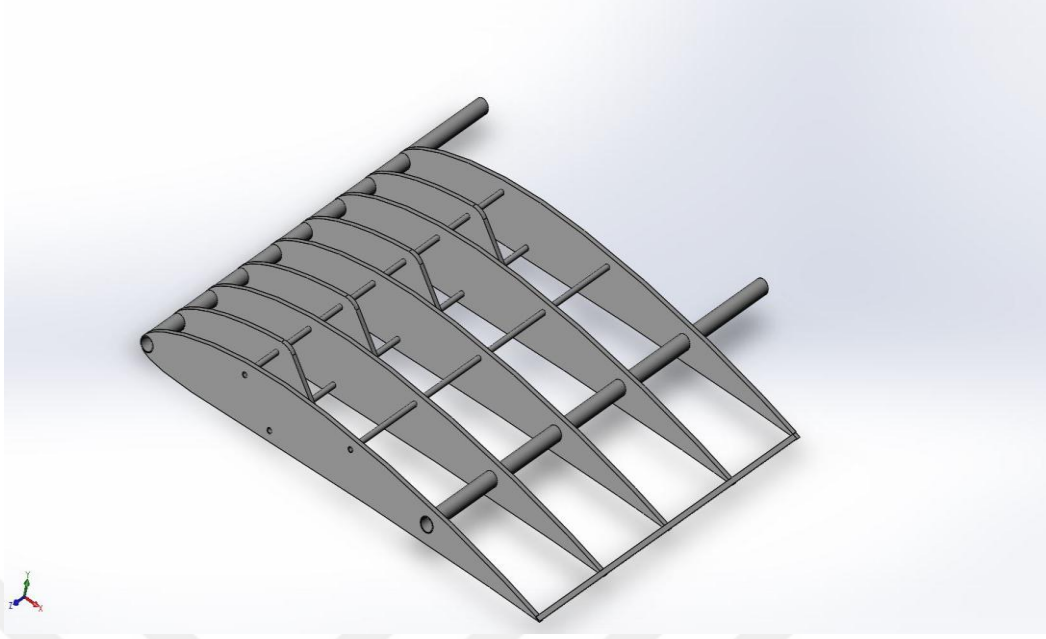
Düşük Isı İletkenliği- Kompozitler iyi yalıtkanlardır, kolayca ısıyı veya soğuğu iletmezler. Şiddetli hava koşullarından ekstra korumanın gerekli olduğu binalarda kapılar, paneller ve pencereler için kullanılırlar.

Korozyon Direnci- Kompozitler, iklim koşullarına ve diğer materyalleri zamanla tüketebilecek sert kimyasallardan kaynaklanan hasara karşı dirençlidir. Kompozitler, kimyasalların işlendiği veya depolandığı yerlerde iyi birer seçimdir. Dış ortamda, şiddetli hava koşullarına ve sıcaklıktaki büyük değişikliklere karşı dayanımları yüksektir.

Manyetiklik- Kompozitler metal içermez; bu nedenle manyetik değildirler. Hassas elektronik ekipmanların çevresinde kullanılabilirler. Manyetik girişimin olmaması, MRI (manyetik rezonans görüntüleme) ekipmanında kullanılan büyük mıknatısların daha iyi performans göstermesine izin verir. Binaların inşasında, hastanelerdeki beton duvarları ve zeminleri güçlendirmek için kompozit inşaat demiri kullanılır.

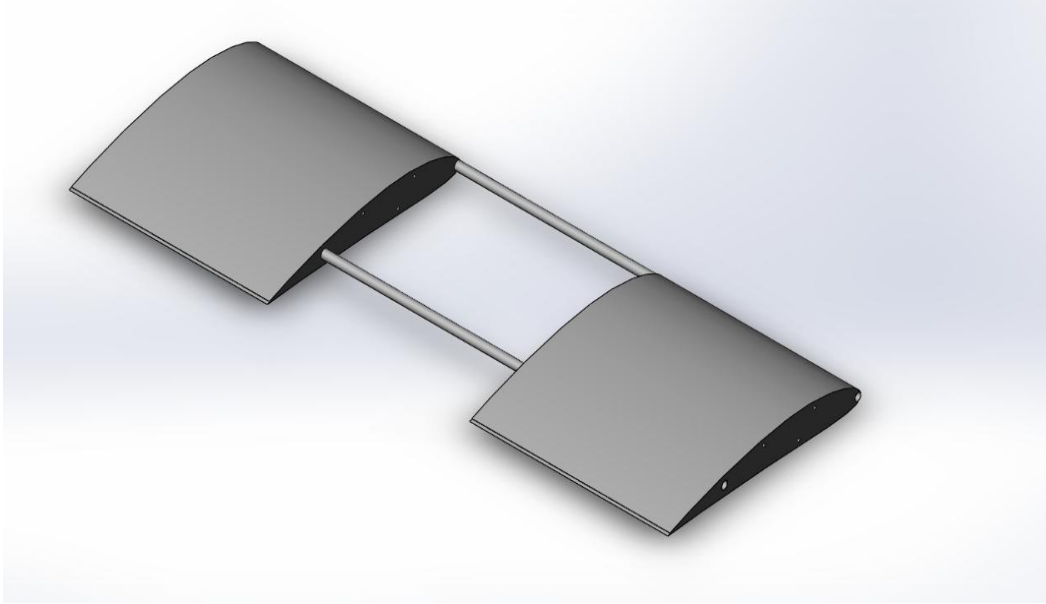
Yüksek Darbe Dayanımı- Bir merminin ani kuvveti veya bir patlama gibi darbe emilimine ihtiyaç duyulan yerlerde darbeleri emmek için kompozitler kullanılabilir. Bu özellikleri sebebiyle, kompozitler malzemeler kurşungeçirmez yeleklerde, uçak, araç vb. panellerde ve binaları, askeri araçları yüksek şiddetli patlamalardan korumak için kullanılır. Bu gibi özellikleri sebebiyle tercih sebebidirler.

Yüksek Mukavemet- Kompozitler, hafiflikleri sebebiyle alüminyum veya çelikten çok daha güçlü olacak şekilde tasarlanabilir. Metaller malzemeler ise mukavemet dağılımında her yönden eşit derecede güçlüdür. Ancak kompozitler, örgü biçimleri sebebiyle farklı açılarda örülerek istenilen, spesifik bir yönde güçlü olacak şekilde tasarlanabilir [62].



Şekil 5.1. Kanat iskelet yapısı

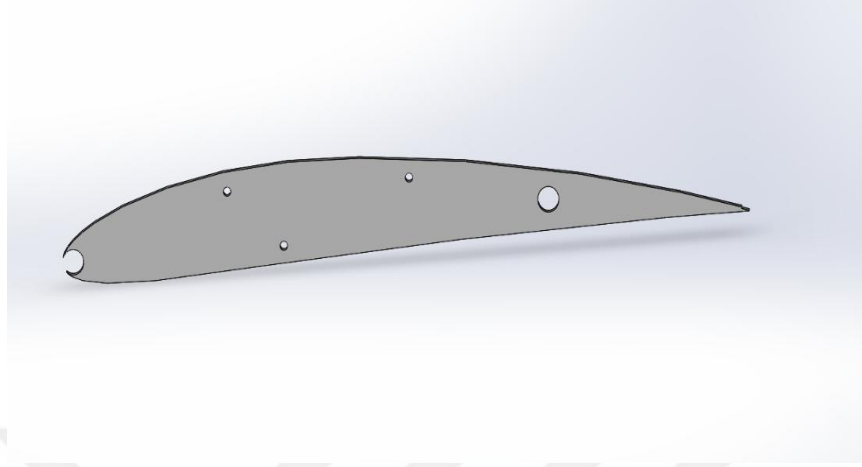
Analizden sonra, NACA 4412 kanat profili en yüksek aerodinamik verimlilik ve taşıma katsayılarına ulaştığı için bu profilin gerçek bir modelinin üretimine karar verilmiştir.



Şekil 5.2. NACA4412 Kanat geometrisi

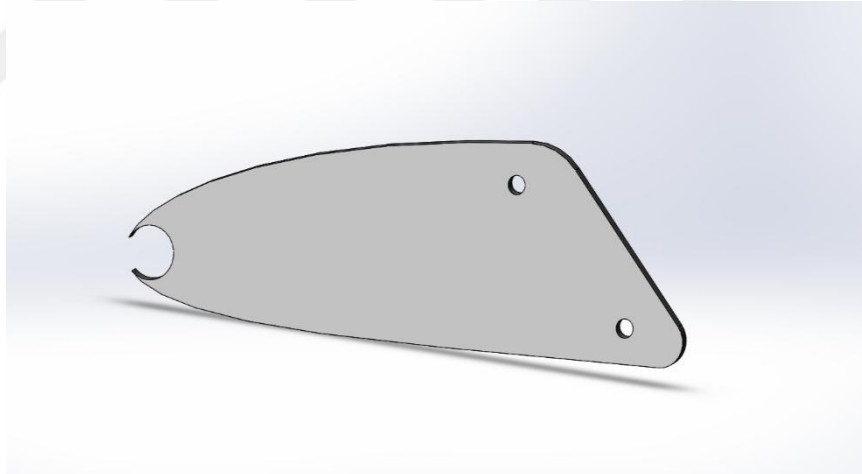
NACA4412 kanat profili “SolidWorks” programında tasarlandı ve “.step” formatında kaydedildi. Kullanılacak profilin (rib ve stringer) yapısal özellikleri, ANSYS

Mechanical'da çalıştırılarak atanmıştır. Daha sonrasında da üretim aşamasına geçilmiştir.



Şekil 5.3. Solidworks çizimi

Şekil 5.3 ve 5.4'te NACA4412 kanat profilinin üretime geçilmeden önce SOLIDWORKS programı yardımıyla 3D katı modellemesine yer verilmiştir.



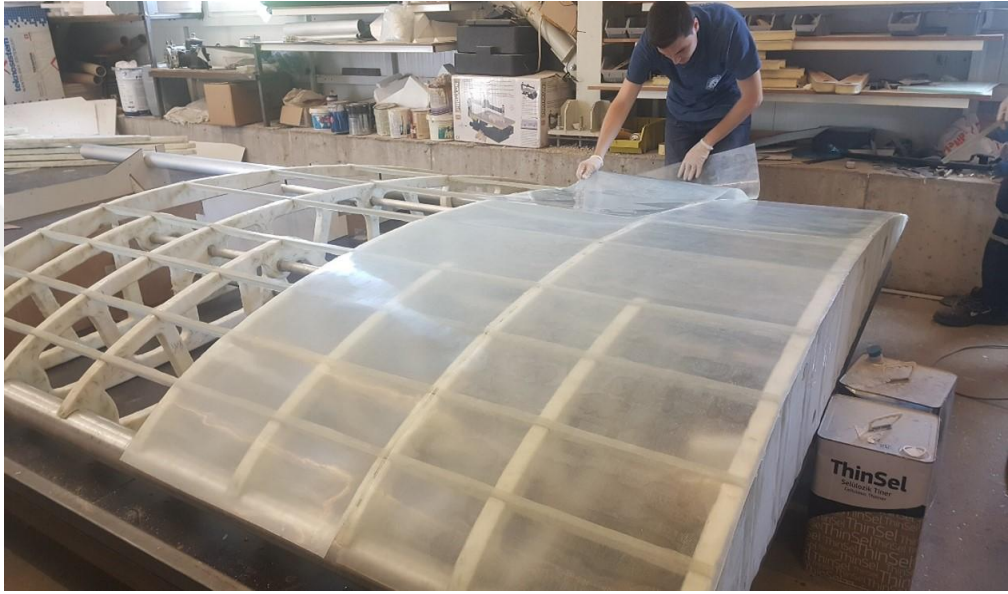
Şekil 5.4. Kullanılan riblerden biri

Çalışmamızda havacılık ve model uçaklarda kullanılan, mekanik ve termal özellikleri iyi derecede olan EPIKOTETM MGS® L285 [63] marka reçine kullanıldı. Kalıp için polistiren malzeme (beyaz köpük) kullanılmıştır. Polistiren işlenmesi kolay bir malzeme olduğundan kanat profili modellemesinde yardımcı olacaktır.

Kompozit bileşenleri imal etmek için çok sayıda yöntem vardır. Belirli bir parça için bir yöntemin seçimi, malzemelere, parça tasarımına ve uygulamaya bağlı olacaktır. Kompozit üretim süreçleri, reçineyi ve takviyeyi şekillendirmek için bir tür

kalıplama içerir. Biçimlendirilmemiş reçine/elyaf kombinasyonuna sertleşme öncesinde ve sırasında şeklini vermek için bir kalıp aleti gereklidir.

Termoset kompozitler için en temel üretim yöntemi, tipik olarak kuru kumaş katmanlarının veya "katların" veya önceden hazırlanmış katların bir laminant istifini oluşturmak için bir alete elle yerleştirilmesinden (hand lay-up) oluşan elle yerleştirilmedir. Reçine, dökme tamamlandıktan sonra kuru katlara uygulanır [64].



Şekil 5.5. Üretim aşamaları



Şekil 5.6. Elyaf kaplanmış görünüm

Kanat yapısı 9 adet rib ve 5 adet kirişten (stringer) oluşmaktadır. 2750 mm chord ve 2300 mm açıklık genişliğine sahiptir.



Şekil 5.7. Kompozit yapısı



Şekil 5.8. Kiriş bağlantıları

Kanadın iskelet yapısında polistiren köpük kullanılmıştır. Oluşturulan nervürler (rib) ve sparlar epoksi reçine ile birleştirildi. Reçine ile yapıları birleştirme işleminden sonra yaklaşık 24-48 saat kurumaya bırakılmıştır.

İskelet yapısı tamamlandıktan sonra, yüzey için ıslak serpme yöntemi ile cam elyaf kompozit [65] ağ katmanlar halinde örülmüştür.



Şekil 5.9. Profilin elyaf ile kaplanması



Şekil 5.10. Kanat boyama işlemi

NACA4412 kanat profilimiz elyaf ile kaplandıktan sonra, ısı, ışık vb. ortam koşullarından etkilenmemesi için beyaz akrilik boya ile boyanmıştır.



## 6. SONUÇLAR VE ÖNERİLER

WIG araçlarının pratik uygulamaları 1960'ların başından beri aktif olarak araştırılmış ve geliştirilmiştir, ancak bu dönemde bu araçlar ne sivil ne de askeri uygulamalarda ana ulaşım araçları olarak kabul görmemiştir. WIG araçları, eşdeğer uçaklara göre daha verimli ve eşdeğer deniz gemilerinden daha hızlı oldukları temelinde savunulmuştur.

Bu tezin amacı üç yönlüdür. İlki, zemin etkisinin ve geleneksel olmayan hovercraft'ların geliştirilmesinin teorik ve deneysel çalışmalarının tarihsel araştırmalarıdır. İkincisi, aerodinamik zemin etkisini daha iyi anlayabilmek için yaygın kullanılan kanat profillerinin kıyaslanarak verimli olanı seçebilmek, üçüncüsü, bilgisayar destekli testlerden elde edilen verilere dayanarak seçilen profilin üretimini gerçekleştirmektir. İlk bölümde, zemin etkisi araştırmasının ve onu kullanan Hovercraft araçlarının kapsamlı bir incelemesine yer verildi. Farklı ülkelerin bu araştırma alanına olan verileri tartışıldı. İkinci ve üçüncü bölümde 2D ve 3D olarak seçilen kanat profillerinin hem ANSYS hem de XFLR5 programları ile analizi incelendi. Dördüncü bölümde ise kanat profili üretimine yer verildi.

Bu tez çalışmasında açıklık oranı yüksek kanatların aerodinamik analizleri yapıp seçilen profilin üretiminin yapılması konusunda bir deneyim kazanılması amaçlanmıştır. Bu bakımdan önce profiller hakkında genel literatür çalışmalarına yer verilerek bilgi kazanılması amaçlanmıştır, sonrasında ise analiz kısmına geçilmiştir. Geçmiş kullanım verilerinde kullanım sıklığına göre 4 farklı kanat seçilmiştir. Önce XFLR5 programı yardımıyla iki boyutlu analiz incelenmiş daha sonra bunun kesit profili olarak kullanıldığı üç boyutlu, kapalı hacimde kanat etrafındaki akım ele alınmıştır. Kanat tasarımının ilk olarak "SolidWorks" programında ön tasarımı yapılmıştır. Ön tasarımdan elde edilen veriler ".Step" formatında "ANSYS Workbench R16-Fluent" programına aktarılmış, akış analizi yapmak için çözüm ağı oluşturma adımları izlenmiştir. Bu geometri oluşumu için "ANSYS Workbench R16" programı içerisindeki "Design Modeler" komutu kullanılmıştır.

FLUENT yazılımı içinde iki boyutlu akışın incelenmesinde tek denklemlilik Spalart Allmaras ve iki denklemlilik RNG k-Epsilon Realizable türbülans akış modelleri kullanılmıştır. Geometrinin oluşturulması, sınır şartlarının verilmesi, Fluent yazılımında uygulanması ve çıkan sonuçlardan elde edildiği üzere Fluent yazılımı hakkında bilgi sahibi olunmuş, yapılan uygulamalarla bu kanat geometrileri etrafındaki akış anlaşılmıştır.

Yer etkisi akış olgusunun daha fazla aydınlatılmaya ihtiyaç duyulması halinde yer düzlemini ve sınır katmanını uygun şekilde modellemek için hareketli model yaklaşımı, yani rüzgâr tüneli deneyi yapılmalıdır. Bu çalışma hovercraft uçak kanadının ön tasarımıdır. Kanat üzerindeki kontrol yüzeyleri, bağlantı parçaları bu çalışmada yer almamaktadır. Kanadın gövde ile bağlantısı tam olarak modellenmemiş ve bağlantı elemanları tasarlanmamıştır. Gelecek çalışmalarda yukarıda bahsi geçen ve benzeri elemanlar tasarlanmalıdır. Analiz sonuçları deneysel olarak doğrulanmadığı için farklı tasarımlarda sonuçlar değişkenlik gösterebilir. Yer etkisi, yüksek miktarda taşıma ve düşük indüklemeye sürüklemesi ile yüksek faydalı araçlar oluşturmak için kullanılır. Yer etkisi özellikleri kanatların kanat profiline eklenmesiyle ve ayrıca kanatların yerleştirildiği hücum açısının değiştirilmesiyle daha da iyileştirilebilir. Kanat ucu girdaplarının azaltılması ve kanat profilinin derinlemesine analizi ile taşımada (lift) daha fazla iyileştirme yapılabilir.

## KAYNAKLAR

- [1] Nebylov A., Wing-in-ground Vehicles: Modern Concepts of Design, Automatic Control, Applications, State University of Aerospace Instrumentation, <https://www.scribd.com/doc/169390939/prof-nebylov/>, (Ziyaret tarihi: 25 Aralık 2020).
- [2] Chitte P., Jadhav P. K., Bansode S. S., Statistic and Dynamic Analysis of Typical Wing Structure of Aircraft Using Nastran, *International Journal of Application or Innovation in Engineering & Management*, ISSN: 2319-4847.
- [3] Kumara S. M., Raghavendra K., Venkataswamy A. M., Ramachandra H. V., Fractographic Analysis of Tensile Failures of Aerospace Grade Composites, *Material Research*, 2012, **15**(6), 990-997.
- [4] Davies P., Choqueuse D., Devaux H., Failure of Polymer Matrix Composites in Marine and Off-shore Applications, Editors: Robinson P., Greenhalgh E., Pinho S., *Failure Mechanisms in Polymer Matrix Composites*, 1st ed., Woodhead Publishing, Cambridge, 300-336, 2012.
- [5] <https://www.compositesworld.com/articles/aviation-outlook-fuel-pricing-ignites-demand-for-composites-in-commercial-transport/>, (Ziyaret tarihi: 16 Aralık 2020).
- [6] Shama R. N., Simha, T. G. A., Rao K. P., Kumar R. G. V. V., Carbon Composites Are Becoming Competitive and Cost Effective, Infosys Limited, <https://www.infosys.com/engineering-services/white-papers/Documents/carbon-composites-cost-effective.pdf/>, (Ziyaret tarihi: 10 Aralık 2020).
- [7] Choubey G., Suneetha L., K.M. Pandey., Composite Materials Used in Scramjet-A Review, *Materials Today: Proceedings*, 2016, **5**(2018), 1321-1326.
- [8] Lee J. Y., Yan J. A., Chua C. K., Fundamentals, and applications of 3D printing for novel materials, *Applied Materials Today*, 2017, **7**(2017), 120-133.
- [9] Delogu M., Zanchi L., Dattilo C.A., Pierini M., Innovative Composites and Hybrid Materials for Electric Vehicles Lightweight Design in a Sustainability Perspective, *Materials Today Communications*, 2017, **13**(2017), 192-209.
- [10] Karthigeyan P., Raja M. S., Hariharan R., Karthikeyan R., Prakash S., Performance Evaluation of Composite Material for Aircraft Industries, *Materials Today: Proceedings*, 2016, **4**(2017), 3263-3269.
- [11] Yadav S., Gangwar S., Singh S., Micro/Nano Reinforced Filled Metal Alloy Composites: A Review Over Current Development in Aerospace and Automobile Applications, *Materials Today: Proceedings*, 2018, **4**(2017), 5571-5582.

- [12] Schwartz M., *Composite Materials Handbook*, 2nd ed., McGraw-Hill, New York, 1992.
- [13] Lavis D. R., Forty-Plus Years of Hovercraft Development, *25th Canadian Air Cushion Technology Society: CACTS '98*, Montreal, Canada, 1998.
- [14] <https://en.wikipedia.org/w/index.php?title=SR.N4&oldid=971112725/>, (Ziyaret tarihi: 04 Ağustos 2020).
- [15] Alexander H. D., Lawrence J. D., A Study of the Efficiency of the Wing-In-Ground-Effect Concept: Proceedings of Workshop on Twenty-First Century Flying Ships, *Institute of Marine Engineers Sydney Branch*, 1-21, 2002.
- [16] Amyot J. R., *Hovercraft Technology, Economics and Applications*, 1st ed., Elsevier Science Publishers, New York, 1989.
- [17] Advance Research Projects Agency, Wingship Investigation Volume 1-Final Report, *ARPA Report*, 110-112, 1994.
- [18] [https://en.wikipedia.org/w/index.php?title=Boeing\\_Pelican&oldid=979056529/](https://en.wikipedia.org/w/index.php?title=Boeing_Pelican&oldid=979056529/), (Ziyaret tarihi: 18 Eylül 2020).
- [19] Paek C. S., The Viability of Commercializing Wing-In-Ground (WIG) Craft in Connection With Technical, Economic and Safety, Master Thesis, World Maritime University, Maritime Affairs, Malmo, 2006.
- [20] Kenefick R.W., Managing LCAC in the Evolving Acquisition Environment, *CACTS*, Maryland, USA, September 1985.
- [21] Wilkins D. L., Plackett M.J., Development of the U.S. Army's Pontoon Air Cushion Kit (PACK), *Hovercraft Symposium*, Maryland, USA, September 1988.
- [22] Wilkins D. L., Development of Pack for the Causeway Emplacement Mission, *Hovercraft Symposium*, USA, February 1990.
- [23] Wilkins D. L., Dowty M. B., The Integration of Modular Pontoon Systems and Air Cushion Technology for Application to U.S. Army Logistics-Over-The-Shore Missions, *Chesapeake Section of SNAME*, Maryland, USA, October 1989.
- [24] Chaplin J. B., A Rational Approach to an SES Design, *AIAA/SNAME Advanced Marine Vehicle Conference*, 1979, **79**(16), 2022-2032,
- [25] <http://www.toxel.com/tech/2010/03/06/cool-homemade-flying-hovercraft/>, (Ziyaret tarihi: 16 Kasım 2020).
- [26] <https://sites.google.com/site/hoverwingwigcraft/publications/>, (Ziyaret tarihi: 16 Kasım 2020).

- [27] <http://www.atk-invest.com/Eng/product/Aq-5.htm/>, (Ziyaret tarihi: 16 Kasım 2020).
- [28] Halloran M., O'Meara S., Wing in Ground Effect Craft Review, *DSTO Aeronautical and Maritime Research Laboratory*, DSTO-GD-0201, 19-28, 1999.
- [29] Hooker S., Twenty First Century Shipping at Aircraft Speeds, *Proceedings of Workshop on Twenty-First Century Flying Ships*, The University of New South Wales, 178-232, 1995.
- [30] Greene W. J., The Imminent Future of Ultra-Fast Ferries is Off The Water – Breakthrough Design Offers Better Efficiency & Maneuverability, *International Conference on Air Cushion Vehicles and Wing in Ground Effect Craft*, London, England, 3-5 December 1997.
- [31] Bright G., Broughton K., Williams D., Wunderlin N., Martin D., Multipurpose Off-road Flying Vehicle, Design and Research Project 2, University of Kwazulu-Natal, Discipline of Mechanical Engineering, Durban, 2016.
- [32] <http://4wings.com.phtemp.com/tip/finger.html/>, (Ziyaret tarihi: 16 Kasım 2020).
- [33] Halloran M., O'Meara S., Wing in Ground Effect Craft Review, *The Sir Lawrence Centre for Aerospace Design Technology Royal Melbourne Institute of Technology*, CR-9802, 3-9, 1999.
- [34] <https://surjeetyadav.wordpress.com/2014/02/14/wing-in-ground-effect/>, (Ziyaret tarihi: 12 Kasım 2020).
- [35] Sinitsyn D., Maskalik A., The Ekranoplan is a New Type of High Speed Water Transport Which Can be Used in All Seasons, *Proceedings of Ekranoplans and Very Fast Craft*, Sidney, Australia, 1996.
- [36] Rozhdestvensky, K.V., Ekranoplans: Flying Ships of the Next Century, *Proceedings of International Symposium for Twenty-First Century Flying Ships*, Sydney, Australia, November 1995.
- [37] Anderson D. F., Eberhardt S., *Understanding Flight*, 2nd ed., McGraw-Hill, New York, 2001.
- [38] Sadraey M., *Aircraft Design A Systems Engineering Approach*, 1st ed., Wiley, New Hampshire, 2013.
- [39] Onour H. K., Jahangiri M., Sedaghat A., Theoretical Aerodynamic Analysis of Six Airfoils for Use on Small Wind Turbines, *Proceedings of the 1st International Conference on Emerging Trends in Energy Conservation – ETEC*, Tehran, Iran, 20-21 November 2011.

- [40] Parashar H., Calculation of Aerodynamic Characteristics of NACA 2415, 23012, 23015 Airfoils Using Computational Fluid Dynamics (CFD), *International Journal of Science, Engineering and Technology Research*, 2015, **4**(3), 610–614.
- [41] Syamsuar S., Djatmiko E. B., Erwandi E., Mujahid A. S., Subchan S., The Hydroplaning Simulation of Flying Boat Remote Control Model, *Jurnal Teknologi*, 2016, **78**(6), 191–197, DOI:10.11113/jt.v78.4267.
- [42] Jony H. N., Hossain S., Raiyan F. M., Akanda U. N. M., A Comparative Flow Analysis of Naca 6409 and Naca 4412 Aerofoil, *International Journal of Research in Engineering and Technology*, 2014, **03**(10), 342–350.
- [43] [https://en.wikipedia.org/w/index.php?title=Schmeidler\\_SN.2&oldid=941770085/](https://en.wikipedia.org/w/index.php?title=Schmeidler_SN.2&oldid=941770085/), (Ziyaret tarihi: 20 Şubat 2020).
- [44] Kandil M. A. F., Elnady A. O., Performance of GOE-387 Airfoil Using CFD, *International Journal of Aerospace Sciences*, 2017, **5**(1), 1–7, DOI:10.5923/j.aerospace.20170501.01.
- [45] [https://en.wikipedia.org/w/index.php?title=NACA\\_airfoil&oldid=981335998/](https://en.wikipedia.org/w/index.php?title=NACA_airfoil&oldid=981335998/), (Ziyaret tarihi: 01 Ekim 2020).
- [46] Mcghee R. J., Beasley W. D., Whitcomb R. T., NASA Low- and Medium-Speed Airfoil Development, *National Aeronautics and Space Administration Langley Research Center*, N80-21294, 1-19, 1979.
- [47] Munk M. M., Miller E. W., The Aerodynamic Characteristics of Seven Frequently Used Wing Sections at Full Reynolds Number, *National Aeronautics and Space Administration*, Report No:233, 1-16, 1927.
- [48] <http://airfoiltools.com/airfoil/>, (Ziyaret tarihi: 17 Kasım 2020).
- [49] <http://www.xflr5.tech/xflr5.htm/>, (Ziyaret tarihi: 18 Kasım 2020).
- [50] [https://m-selig.ae.illinois.edu/ads/coord\\_database.html/](https://m-selig.ae.illinois.edu/ads/coord_database.html/), (Ziyaret tarihi: 21 Kasım 2020).
- [51] Crowe C.T., Schwarzkopf J.D., Sommerfeld M., Tsuji Y., *Multiphase Flows with Droplet and Particles*, 2nd ed., CRC Press Taylor & Francis Group, Florida, 2011.
- [52] Wachem B. G. M. V., Almstedt A. E., Methods for Multiphase Computational Fluid Dynamics, *Chemical Engineering Journal*, 2003, **96**(1), 81-98.
- [53] ANSYS Inc., *ANSYS Fluent Theory Guide*, 1st ed., Pennsylvania, 2013.
- [54] Lao C. T., Wong T. T. E., CFD Simulation of a Wing-In-Ground-Effect UAV, *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*, 2018, **370**(1), 1-8.

- [55] Genua E., A CFD Investigation into Ground Effect Aerodynamics, Master Thesis, Delft University of Technology, Master of Science in Aerospace Engineering, Delft, 2009.
- [56] Qu Q., Lu Z., Liu P., Agarwal R. K., Numerical Study of Aerodynamics of a Wing-in-Ground-Effect Craft, *Journal of Aircraft*, 2014, **51**(3), 913-924.
- [57] <https://www.researchgate.net/publication/284027599/>, (Ziyaret tarihi: 21 Kasım 2020).
- [58] Soe T. M., Khaing S. Y., Comparison of Turbulence Models for Computational Fluid Dynamics Simulation of Wind Flow on Cluster of Buildings in Mandalay, *International Journal of Scientific and Research Publications*, 2017, **7**(8), 337-350.
- [59] Shih T. H., Liou W.W., Shabbir A., Yang Z., Zhu J., A New k-e Eddy-Viscosity Model for High Reynolds Number Turbulent Flows- Model Development and Validation, *Computers&Fluids*, 1994, **24**(3), 227-238.
- [60] <https://airlifthovercraft.com/hovercraft-information/comparisons-of-hulls/>, (Ziyaret tarihi: Erişim 16 Kasım 2020).
- [61] Irving P. E., Soutis C., Manufacturing Processes for Composite Materials and Components for Aerospace Applications, Editors: McIlhagger A., Archer E., McIlhagger R., *Polymer Composites in the Aerospace Industry*, 1st ed., Woodhead Publishing, Sawston, 53-75, 2014.
- [62] Nagavally R. R., Composite Materials- History, Types, Fabrication Techniques, Advantages, And Applications, *Proceedings of 29th IRF International Conference*, Bengaluru, India, 24 July 2016.
- [63] <https://www.dostkimya.com/tr/urunler/epoksi-sistemler//laminasyon-epoksi-hexion-mgs-l285-sistemi/>, (Ziyaret tarihi: 05 Mart 2021).
- [64] <https://www.compositesworld.com/articles/fabrication-methods/>, (Ziyaret tarihi: 03 Mart 2021).
- [65] <https://www.kompozit.net/cam-fiber-kumas-200-gr-m2-plain-1m2/>, (Ziyaret tarihi: 02 Mart 2021).



**EKLER**



**Ek-A**

Tablo A.1. Mevcut hovercraft patentleri

Patent Tarihi	İsim ve Lokasyon	Konusu
1716	Swedenborg, E., İsveç	Plenum Craft Illustration
1876	Ward, J., San Francisco, USA	Plenum Machine Idea
1882	De Laval, G., Sweden	Air Lubricated Hull
1888	Walker, J. Texas, USA	Air Lubricated Hull Idea
1897	Culbertson, USA	Sidewall Craft Idea
1906	Schroeder, F.W., Germany	Air Lubricated Hull Design
1907	Clark, J., USA	Craft With Annular Ducts
1908	Worthington, C. USA	Rail Car With Flexible Seals
1908	Porter, J.R., UK	Annular Jet Craft With Flexible Skirt
1909	Wunderlich, A., Germany	Plenum Craft
1912	Alcock, A.U., Perth, Australia	Levypad Craft
1916	VonThomamhul, D.M., Austria	Air Lubricated Torpedo Boat
1921	Gambin, M.A., France	Sidewall Craft
1922	Breguet, L., Paris, France	Plenum Craft With Flexible Seals
1925	Casey, V.F., Minneapolis, USA	Air Lubricated Hull With Air Recirculation
1928	Nicin, V., Dresden, Germany	Plenum Car Giving Reduced Wheel Load
1928	Warner, D.K., Sarasota, USA	Sidewall Craft
1935	Birrard, J., France	Sidewall Craft Design
1935	Kaario, T.J., Finland	Plenum/Ram Wing Craft
1942	Cristadoro, C.C., Ventre, CA, USA	Sidewall Craft With Flexible Seals
1944	Brian, W.S. & Birk, F.J., Owensboro, KY, USA	Sidewall Craft
1952	Bondat, A.J., France	Snow Skis With Multi-Plenum Air Cushions
1955	Cockerell, C., UK	Peripheral Jet and Sidewall Craft
1957	Bertin, M., France	Craft With Multi-Cell Plenum
1958	Jay, D.J. & Pelthman, H.W., USA	Craft With Multi-Plenum
1958	Latimer, C.H., Needham, UK	Craft With Flexible Skirt
1959	Gaska, C.W., Michigan, USA	Craft With Flexible Skirt
1960	Ford, A., USA	Sidewall SES
1960	Hurley, R.T. & Agni, E.S., USA	Sidewall Craft

Tablo A.1. (Devam). Mevcut hovercraft patentleri

Patent Tarihi	İsim ve Lokasyon	Konusu
1960	Mackie, H.A. &Veryzer, R.W., USA	Wheel Barrow With Flexible Skirt
1960	Mc Creary, N.B., Arkansas, USA	Plenum Craft With Flexible Skirt
1962	Lewis, N.W., USA	Craft With Finger Skirt- Vertical
1962	Bliss, D.S., UK	Craft With Finger Skirt- Inclined

Tablo A.2. NACA4412 dat dosyası koordinatları

Group	Point	X_cord	Y_cord	Z_cord
1	1	1,000000	0	0
1	2	0,999032	0,00027	0
1	3	0,996132	0,00109	0
1	4	0,99131	0,00244	0
1	5	0,984583	0,00431	0
1	6	0,975972	0,00667	0
1	7	0,96551	0,0095	0
1	8	0,953231	0,01275	0
1	9	0,93918	0,0164	0
1	10	0,923405	0,0204	0
1	11	0,905965	0,02471	0
1	12	0,886921	0,02927	0
1	13	0,866343	0,03404	0
1	14	0,844308	0,03896	0
1	15	0,820896	0,04399	0
1	16	0,796195	0,04907	0
1	17	0,770299	0,05414	0
1	18	0,743307	0,05917	0
1	19	0,715321	0,06409	0
1	20	0,68645	0,06886	0
1	21	0,656806	0,07342	0
1	22	0,626506	0,07775	0
1	23	0,595668	0,08178	0
1	24	0,564417	0,08548	0
1	25	0,532877	0,08881	0
1	26	0,501174	0,09174	0
1	27	0,469439	0,09422	0
1	28	0,437801	0,09623	0
1	29	0,40639	0,09775	0

Tablo A.2. (Devam) NACA4412 dat dosyası koordinatları

Group	Point	X_cord	Y_cord	Z_cord
1	30	0,374939	0,098666	0
1	31	0,343869	0,098792	0
1	32	0,31342	0,098128	0
1	33	0,283731	0,09669	0
1	34	0,254934	0,094505	0
1	35	0,227162	0,091608	0
1	36	0,200539	0,088044	0
1	37	0,175183	0,083867	0
1	38	0,151208	0,079139	0
1	39	0,128717	0,073926	0
1	40	0,107805	0,068302	0
1	41	0,08856	0,062343	0
1	42	0,071059	0,056125	0
1	43	0,055369	0,049728	0
1	44	0,041547	0,043226	0
1	45	0,029642	0,036692	0
1	46	0,019693	0,030193	0
1	47	0,011729	0,023789	0
1	48	0,00577	0,017531	0
1	49	0,001828	0,011461	0
1	50	-0,000093	0,005611	0
1	51	0	0	0
1	52	0,002067	-0,005217	0
1	53	0,006057	-0,009892	0
1	54	0,011942	-0,014028	0
1	55	0,019688	-0,017629	0
1	56	0,02925	-0,020704	0
1	57	0,040581	-0,023264	0
1	58	0,053626	-0,025324	0
1	59	0,068325	-0,026902	0
1	60	0,084613	-0,02802	0
1	61	0,102423	-0,028706	0
1	62	0,121682	-0,028988	0
1	63	0,142315	-0,028902	0
1	64	0,164245	-0,028487	0
1	65	0,187393	-0,027785	0
1	66	0,211676	-0,026841	0
1	67	0,237011	-0,025705	0
1	68	0,263312	-0,024428	0
1	69	0,29049	-0,023062	0
1	70	0,318455	-0,021661	0
1	71	0,347114	-0,020277	0
1	72	0,376371	-0,018962	0
1	73	0,406228	-0,017759	0
1	74	0,436866	-0,016543	0
1	75	0,46777	-0,015266	0

Tablo A.2. (Devam) NACA4412 dat dosyası koordinatları

Group	Point	X_cord	Y_cord	Z_cord
1	76	0,498826	-0,01396	0
1	77	0,529914	-0,012651	0
1	78	0,560916	-0,011363	0
1	79	0,591713	-0,010118	0
1	80	0,622184	-0,008932	0
1	81	0,652211	-0,007818	0
1	82	0,681675	-0,006786	0
1	83	0,710459	-0,005841	0
1	84	0,738447	-0,004987	0
1	85	0,765528	-0,004221	0
1	86	0,79159	-0,003543	0
1	87	0,816528	-0,002948	0
1	88	0,84024	-0,002429	0
1	89	0,862625	-0,001982	0
1	90	0,883592	-0,001598	0
1	91	0,903052	-0,001271	0
1	92	0,920923	-0,000994	0
1	93	0,937127	-0,000761	0
1	94	0,951596	-0,000566	0
1	95	0,964267	-0,000406	0
1	96	0,975084	-0,000277	0
1	97	0,984001	-0,000174	0
1	98	0,990977	-0,000097	0
1	99	0,995982	-0,000043	0
1	100	0,998994	-0,000011	0
1	0	1	0	0

Tablo A.3. GOE387 dat dosyası koordinatları

Group	Point	X_cord	Y_cord	Z_cord
1	1	1	0	0
1	2	0,95	0,01447	0
1	3	0,9	0,02795	0
1	4	0,8	0,0539	0
1	5	0,7	0,07835	0
1	6	0,6	0,0998	0
1	7	0,5	0,11675	0
1	8	0,4	0,1262	0
1	9	0,3	0,12765	0
1	10	0,2	0,1181	0
1	11	0,15	0,10658	0
1	12	0,1	0,09055	0
1	13	0,075	0,07879	0
1	14	0,05	0,06452	0
1	15	0,025	0,04526	0

Tablo A.3. (Devam) GOE387 dat dosyası koordinatları

Group	Point	X_cord	Y_cord	Z_cord
1	16	0,0125	0,03088	0
1	17	0	0	0
1	18	0,0125	-0,0186	0
1	19	0,025	-0,0217	0
1	20	0,05	-0,025	0
1	21	0,075	-0,0272	0
1	22	0,1	-0,028	0
1	23	0,15	-0,0274	0
1	24	0,2	-0,0259	0
1	25	0,3	-0,0209	0
1	26	0,4	-0,0158	0
1	27	0,5	-0,0123	0
1	28	0,6	-0,0087	0
1	29	0,7	-0,0062	0
1	30	0,8	-0,0046	0
1	31	0,9	-0,0031	0
1	32	0,95	-0,0025	0
1	0	1	0	0

Tablo A.4. LS (1)-0417 dat dosyası koordinatları

Group	Point	X_cord	Y_cord	Z_cord
1	1	1	-0,0007	0
1	2	0,975	0,00604	0
1	3	0,95	0,01287	0
1	4	0,925	0,01965	0
1	5	0,9	0,02639	0
1	6	0,875	0,03313	0
1	7	0,85	0,03983	0
1	8	0,825	0,04644	0
1	9	0,8	0,05291	0
1	10	0,775	0,05913	0
1	11	0,75	0,06517	0
1	12	0,725	0,07096	0
1	13	0,7	0,07639	0
1	14	0,675	0,08144	0
1	15	0,65	0,08604	0
1	16	0,625	0,09013	0
1	17	0,6	0,09374	0
1	18	0,575	0,09674	0
1	19	0,55	0,09917	0
1	20	0,5	0,10269	0
1	21	0,45	0,10456	0
1	22	0,4	0,105	0
1	23	0,35	0,10409	0

Tablo A.4. (Devam) LS (1)-0417 dat dosyası koordinatları

Group	Point	X_cord	Y_cord	Z_cord
1	24	0,3	0,10169	0
1	25	0,25	0,09778	0
1	26	0,2	0,09209	0
1	27	0,175	0,08848	0
1	28	0,15	0,08413	0
1	29	0,125	0,07909	0
1	30	0,1	0,07309	0
1	31	0,075	0,06561	0
1	32	0,05	0,056	0
1	33	0,0375	0,04974	0
1	34	0,025	0,04165	0
1	35	0,0125	0,03069	0
1	36	0,005	0,02035	0
1	37	0,002	0,013	0
1	38	0	0	0
1	39	0,002	-0,0097	0
1	40	0,005	-0,0144	0
1	41	0,0125	-0,0205	0
1	42	0,025	-0,0269	0
1	43	0,0375	-0,0319	0
1	44	0,05	-0,0357	0
1	45	0,075	-0,0421	0
1	46	0,1	-0,047	0
1	47	0,125	-0,0509	0
1	48	0,15	-0,0543	0
1	49	0,175	-0,057	0
1	50	0,2	-0,0593	0
1	51	0,25	-0,0627	0
1	52	0,3	-0,0645	0
1	53	0,35	-0,0652	0
1	54	0,4	-0,0648	0
1	55	0,45	-0,0634	0
1	56	0,5	-0,0609	0
1	57	0,55	-0,0568	0
1	58	0,575	-0,054	0
1	59	0,6	-0,0506	0
1	60	0,625	-0,0468	0
1	61	0,65	-0,0427	0
1	62	0,675	-0,0383	0
1	63	0,7	-0,0338	0
1	64	0,725	-0,0293	0
1	65	0,75	-0,0246	0
1	66	0,775	-0,0203	0
1	67	0,8	-0,0159	0
1	68	0,825	-0,0119	0
1	69	0,85	-0,0085	0
1	70	0,875	-0,0057	0

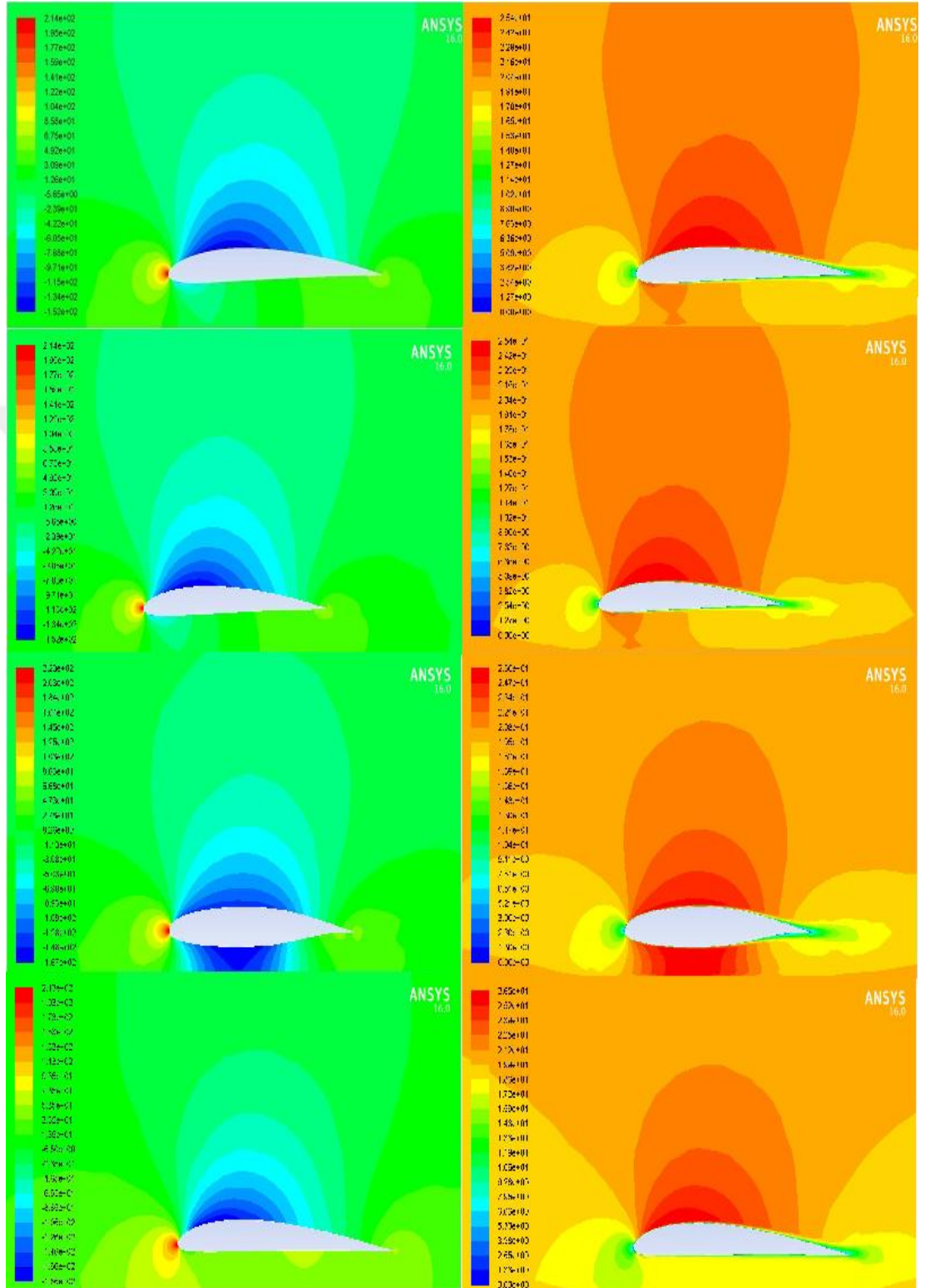
Tablo A.4. (Devam) LS (1)-0417 dat dosyası koordinatları

Group	Point	X_cord	Y_cord	Z_cord
1	71	0,9	-0,0035	0
1	72	0,925	-0,0025	0
1	73	0,95	-0,0026	0
1	74	0,975	-0,004	0
1	0	1	-0,0078	0

Tablo A.5. USA-35B dat dosyası koordinatları

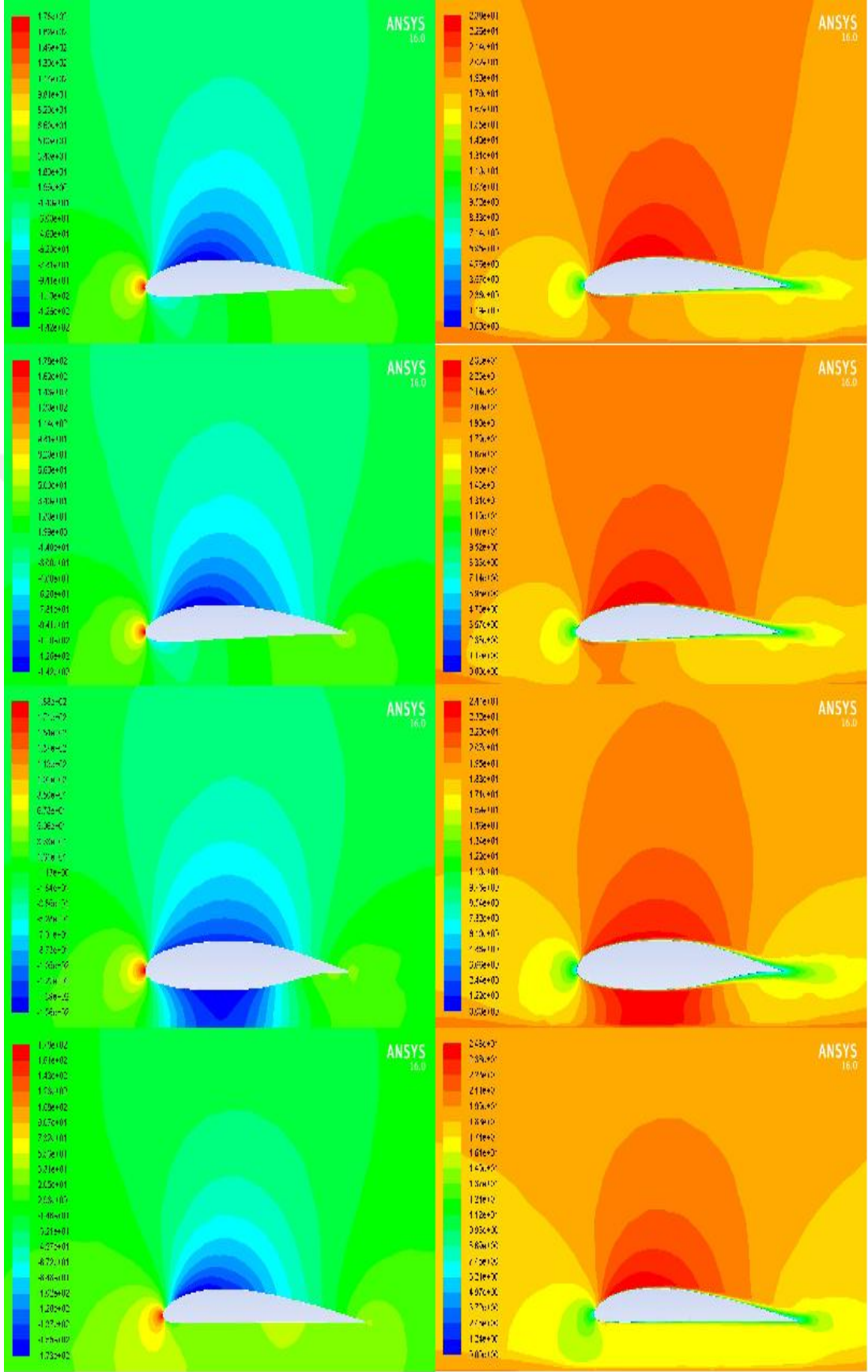
Group	Point	X_cord	Y_cord	Z_cord
1	1	1	-0,0251	0
1	2	0,95	-0,0126	0
1	3	0,9	-0,0004	0
1	4	0,8	0,0226	0
1	5	0,7	0,0432	0
1	6	0,6	0,0605	0
1	7	0,5	0,0757	0
1	8	0,4	0,0866	0
1	9	0,3	0,09	0
1	10	0,2	0,0852	0
1	11	0,15	0,078	0
1	12	0,1	0,0669	0
1	13	0,075	0,0589	0
1	14	0,05	0,0476	0
1	15	0,025	0,0335	0
1	16	0,0125	0,0239	0
1	17	0	0	0
1	18	0,0125	-0,0173	0
1	19	0,025	-0,0213	0
1	20	0,05	-0,0248	0
1	21	0,075	-0,0262	0
1	22	0,1	-0,0269	0
1	23	0,15	-0,0276	0
1	24	0,2	-0,027	0
1	25	0,3	-0,0261	0
1	26	0,4	-0,025	0
1	27	0,5	-0,0237	0
1	28	0,6	-0,0231	0
1	29	0,7	-0,0234	0
1	30	0,8	-0,0241	0
1	31	0,9	-0,0256	0
1	32	0,95	-0,0264	0
1	0	1	-0,0276	0

## Ek-B

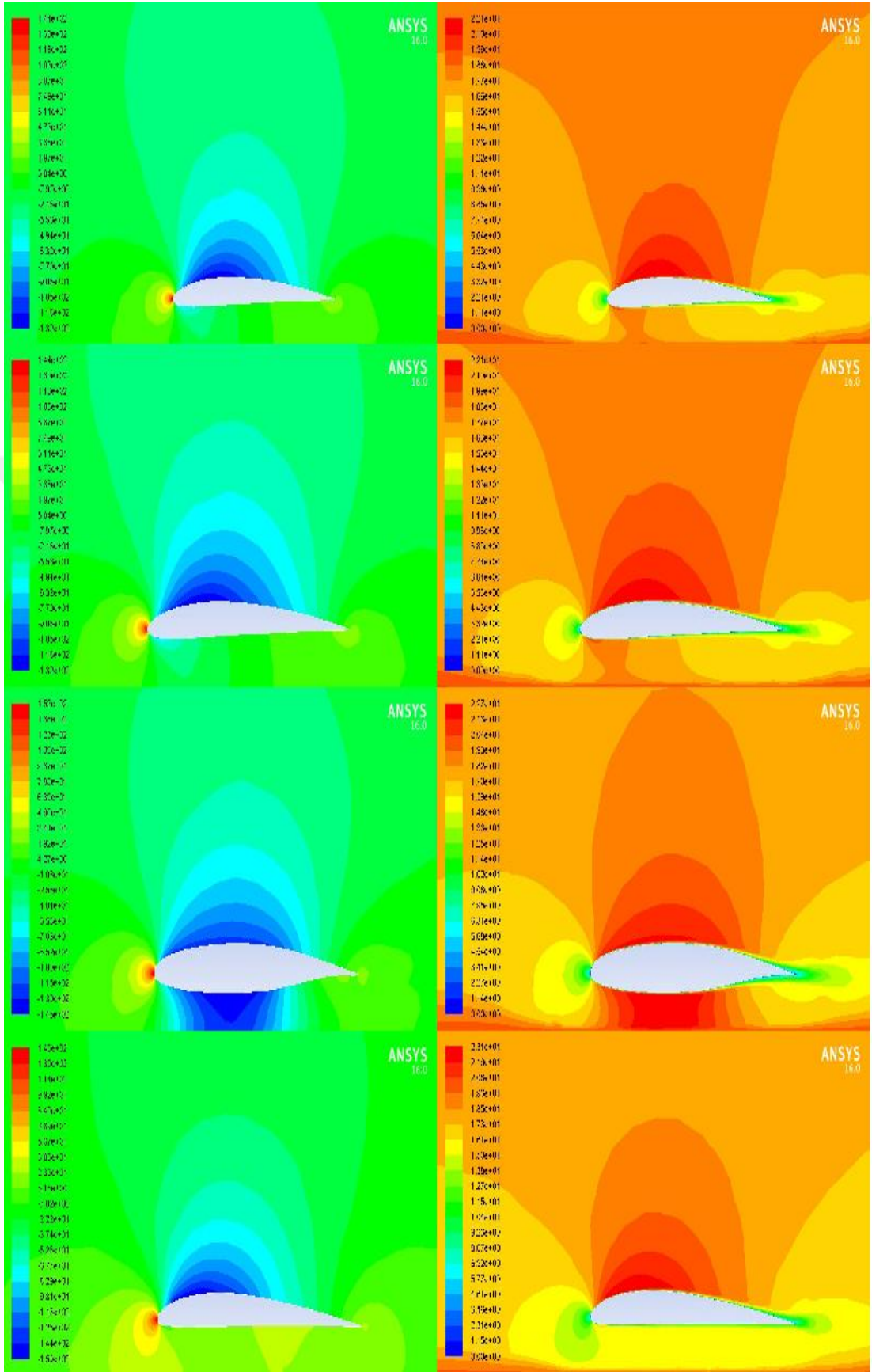


Şekil B.1. Yukarıdan aşağıya NACA4412, GÖE387, LS(1)-0417, USA-35B kanat profillerinin 0-derece 0,2h/c’de basınç (sol) ve hız (sağ) tavırları

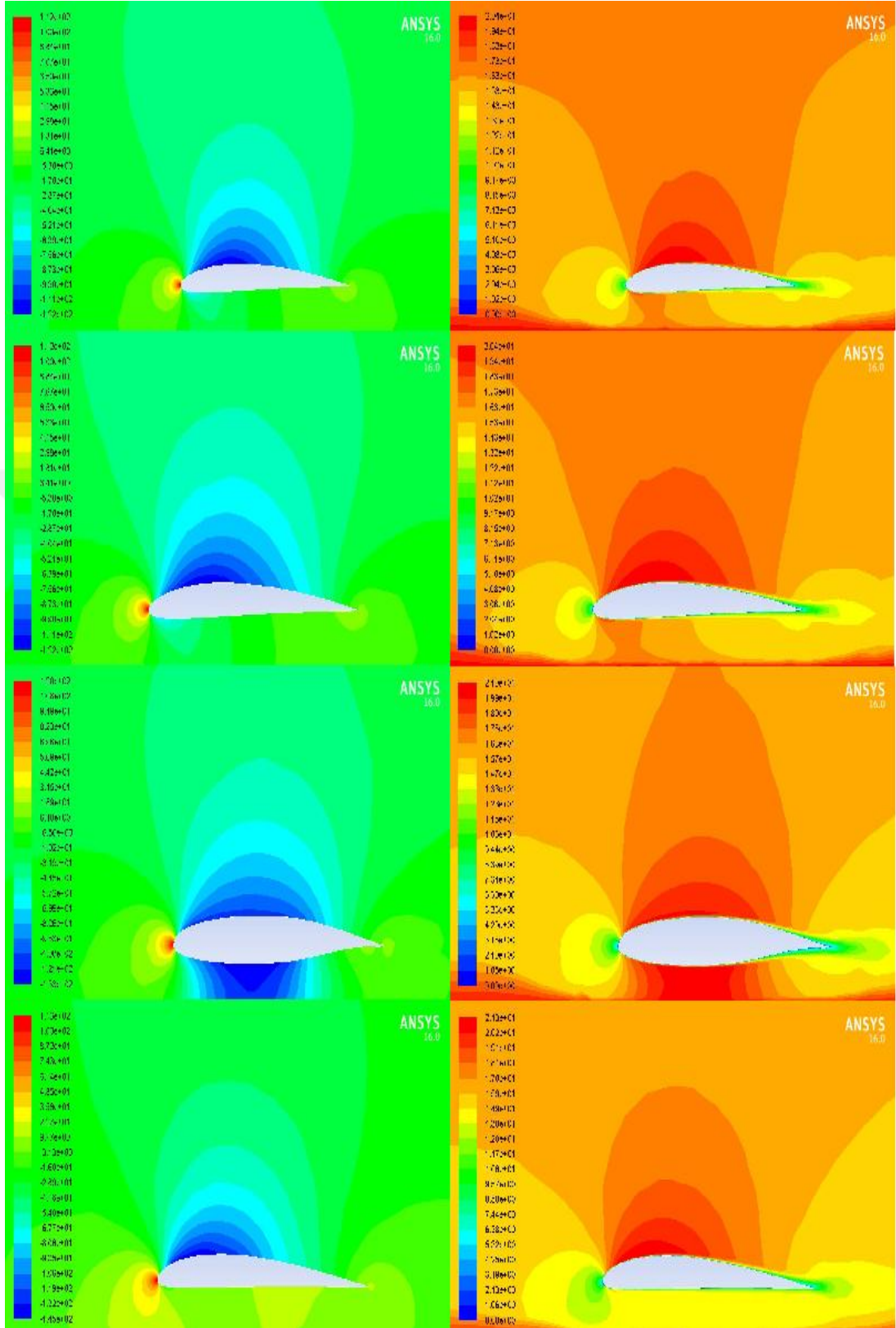




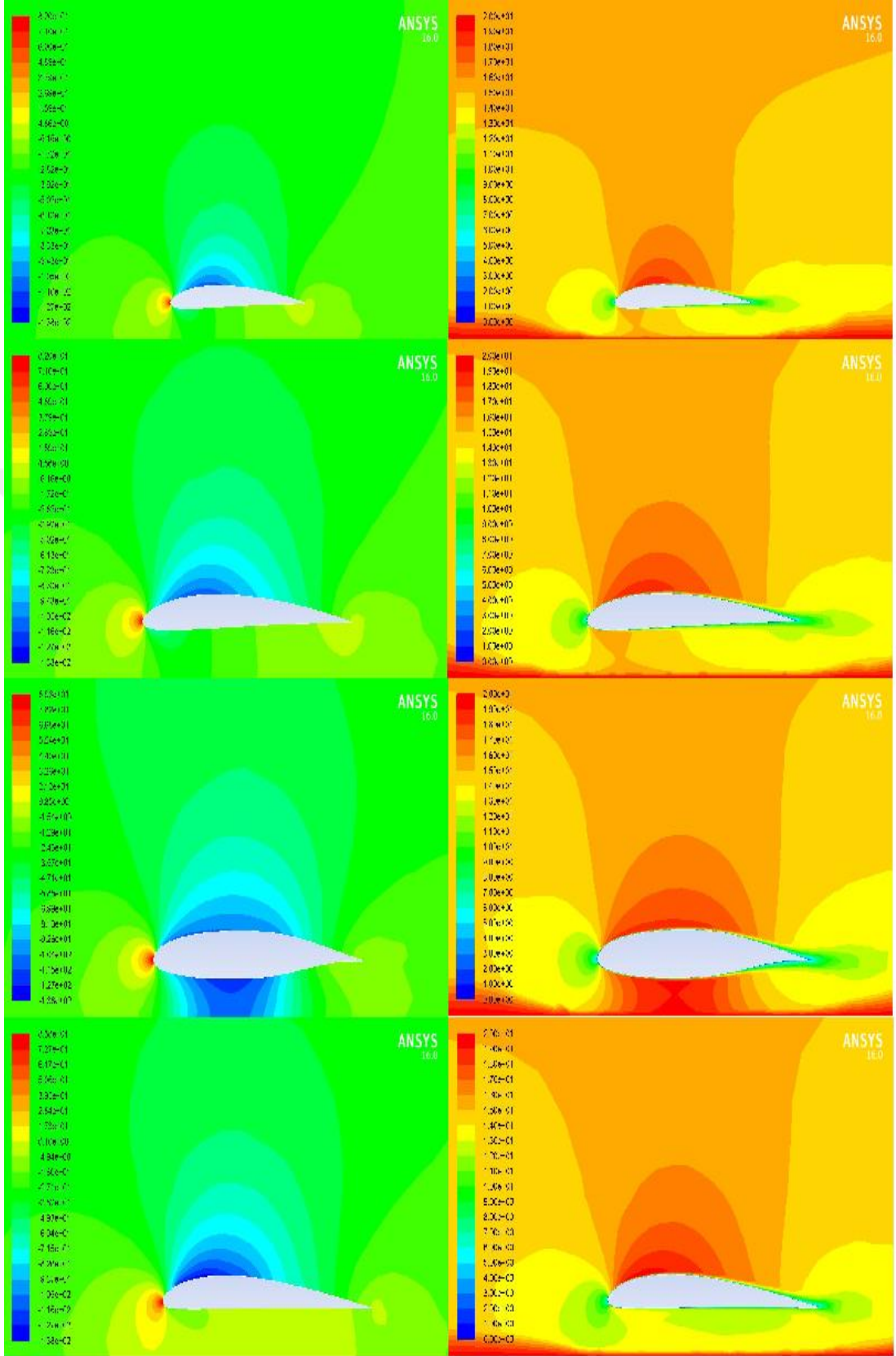
Şekil B.2. Yukarıdan aşağıya NACA4412, GÖE387, LS(1)-0417, USA-35B kanat profillerinin 2-derece 0,2h/c'de basınç (sol) ve hız (sağ) tavırları



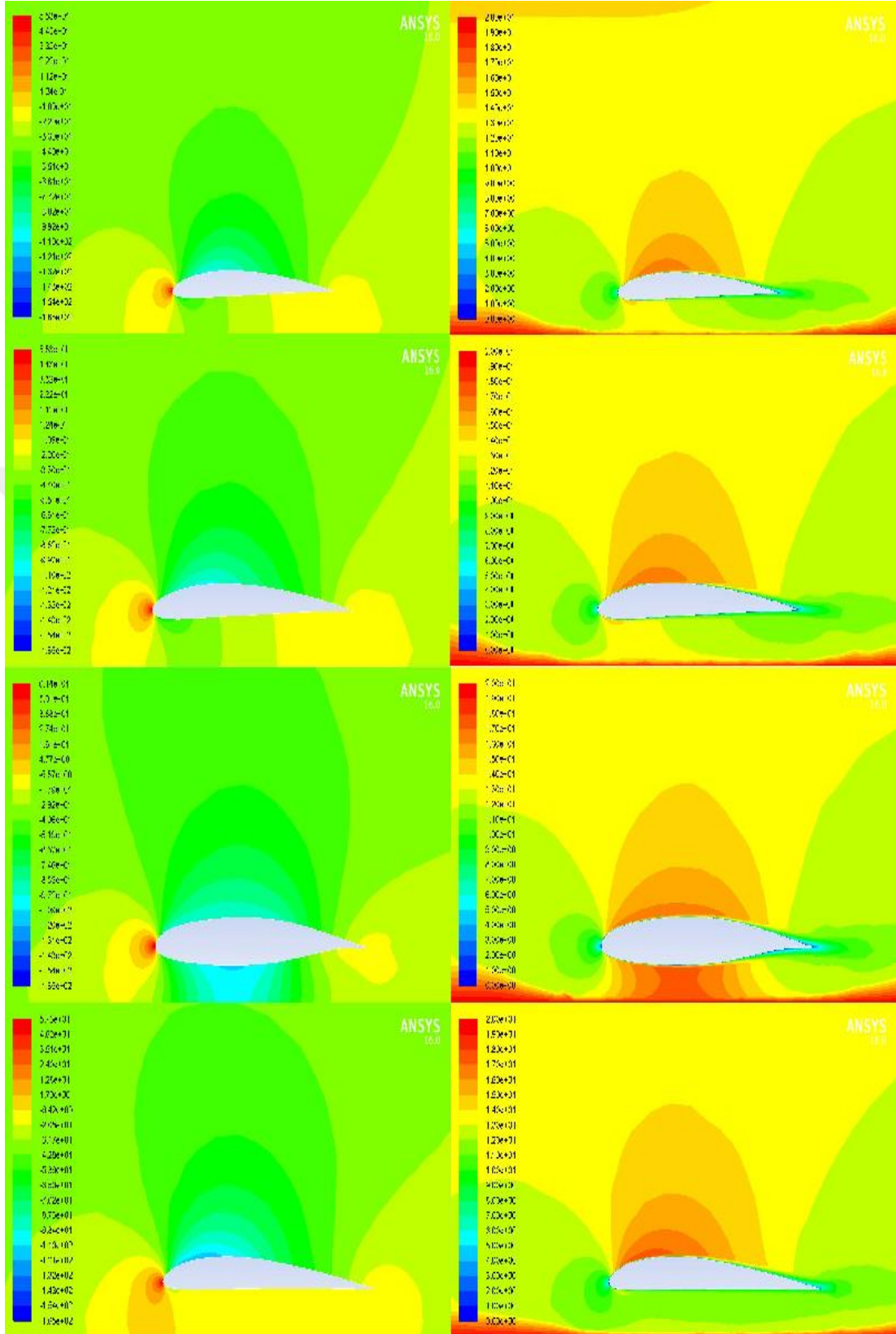
Şekil B.3. Yukarıdan aşağıya NACA4412, GÖE387, LS(1)-0417, USA-35B kanat profillerinin 4-derece  $0,2h/c$ 'de basınç (sol) ve hız (sağ) tavırları



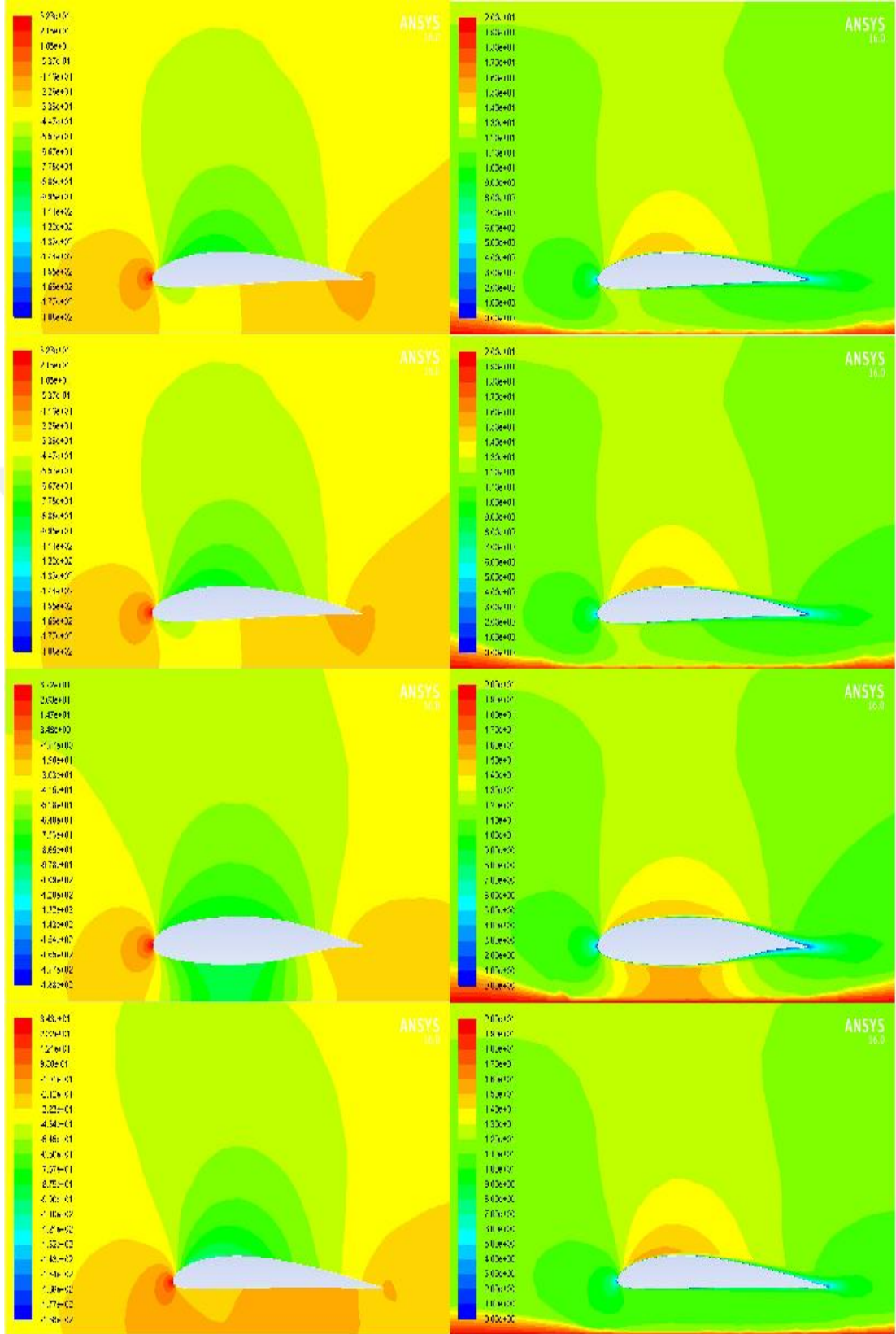
Şekil B.4. Yukarıdan aşağıya NACA4412, GOE387, LS(1)-0417, USA-35B kanat profillerinin 6-derece 0,2h/c'de basınç (sol) ve hız (sağ) tavırları



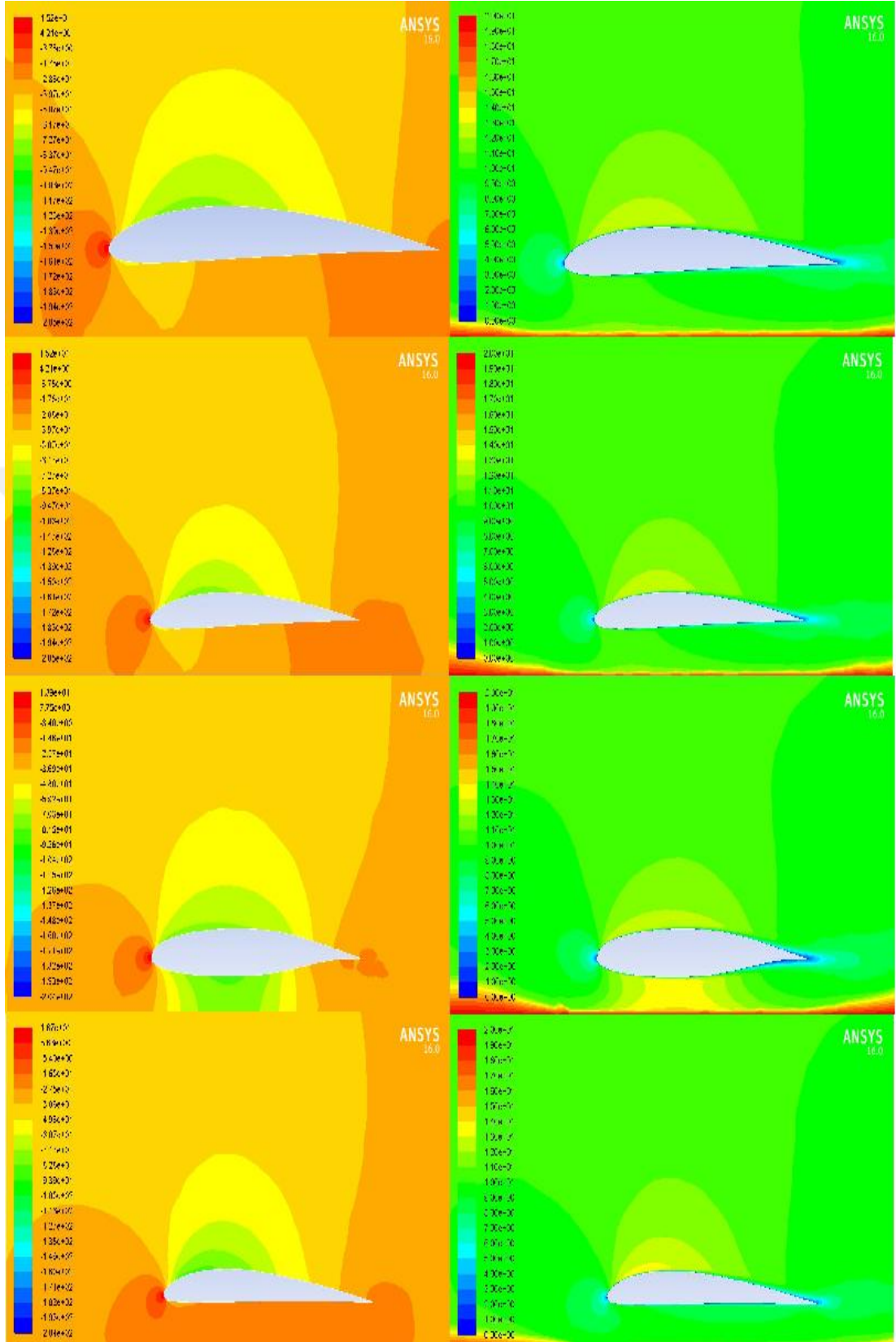
Şekil B.5. Yukarıdan aşağıya NACA4412, GÖE387, LS(1)-0417, USA-35B kanat profillerinin 8-derece  $0,2h/c$ 'de basınç (sol) ve hız (sağ) tavırları



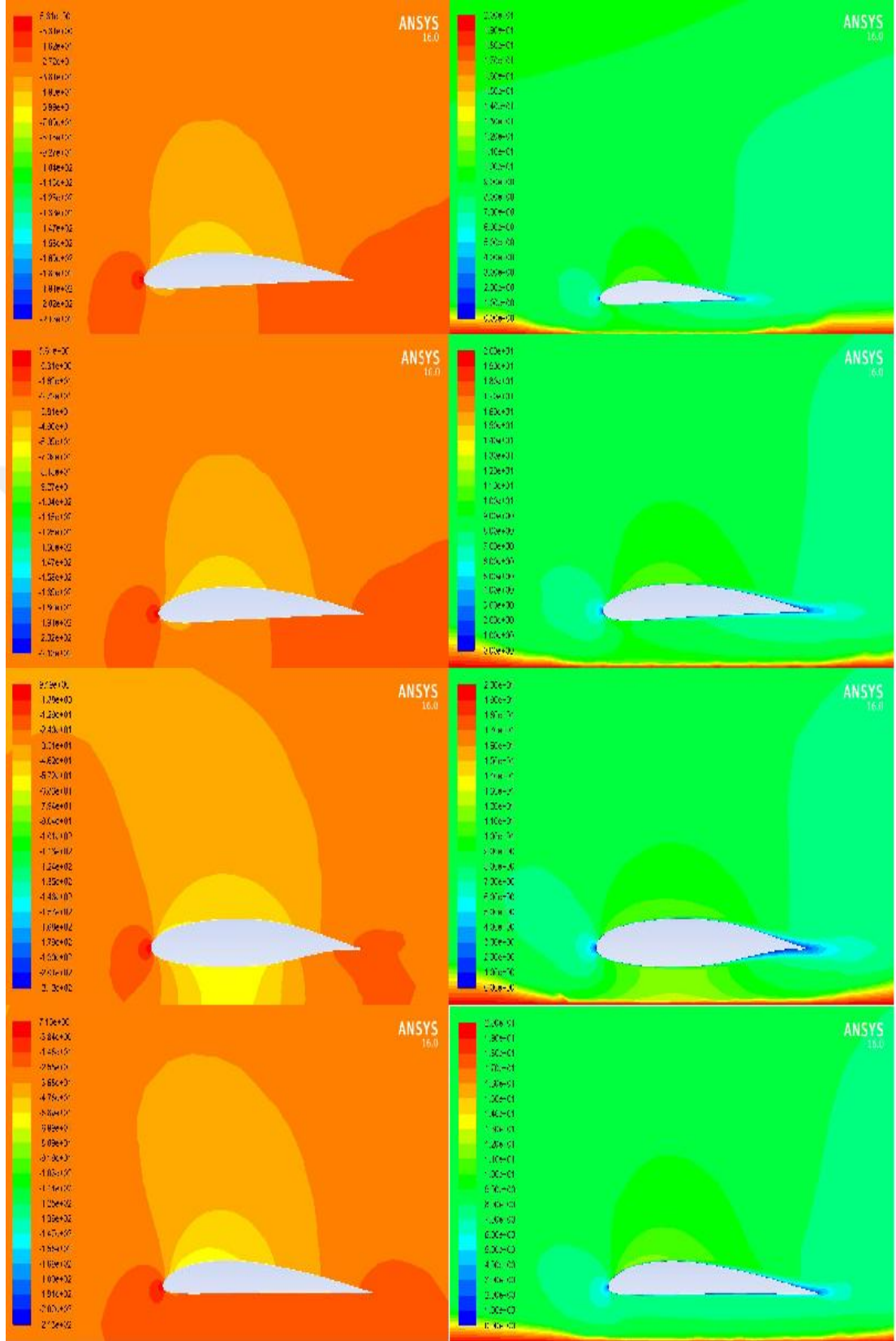
Şekil B.6. Yukarıdan aşağıya NACA4412, GÖE387, LS(1)-0417, USA-35B kanat profillerinin 10-derece 0,2h/c’de basınç (sol) ve hız (sağ) tavırları



Şekil B.7. Yukarıdan aşağıya NACA4412, GOE387, LS(1)-0417, USA-35B kanat profillerinin 12-derece  $0,2h/c$ 'de basınç (sol) ve hız (sağ) tavırları

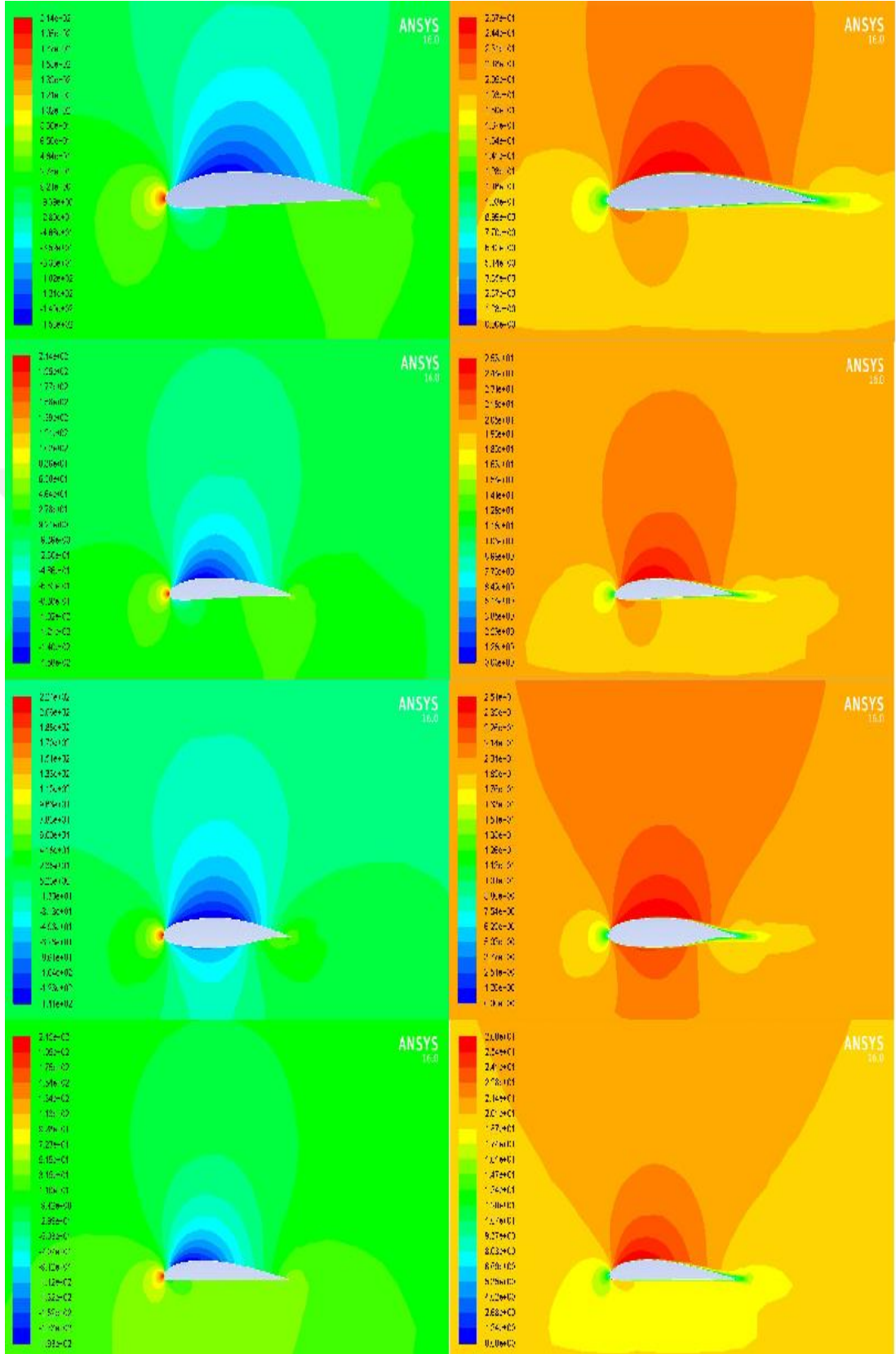


Şekil B.8. Yukarıdan aşağıya NACA4412, GÖE387, LS(1)-0417, USA-35B kanat profillerinin 14-derece 0,2h/c’de basınç (sol) ve hız (sağ) tavırları

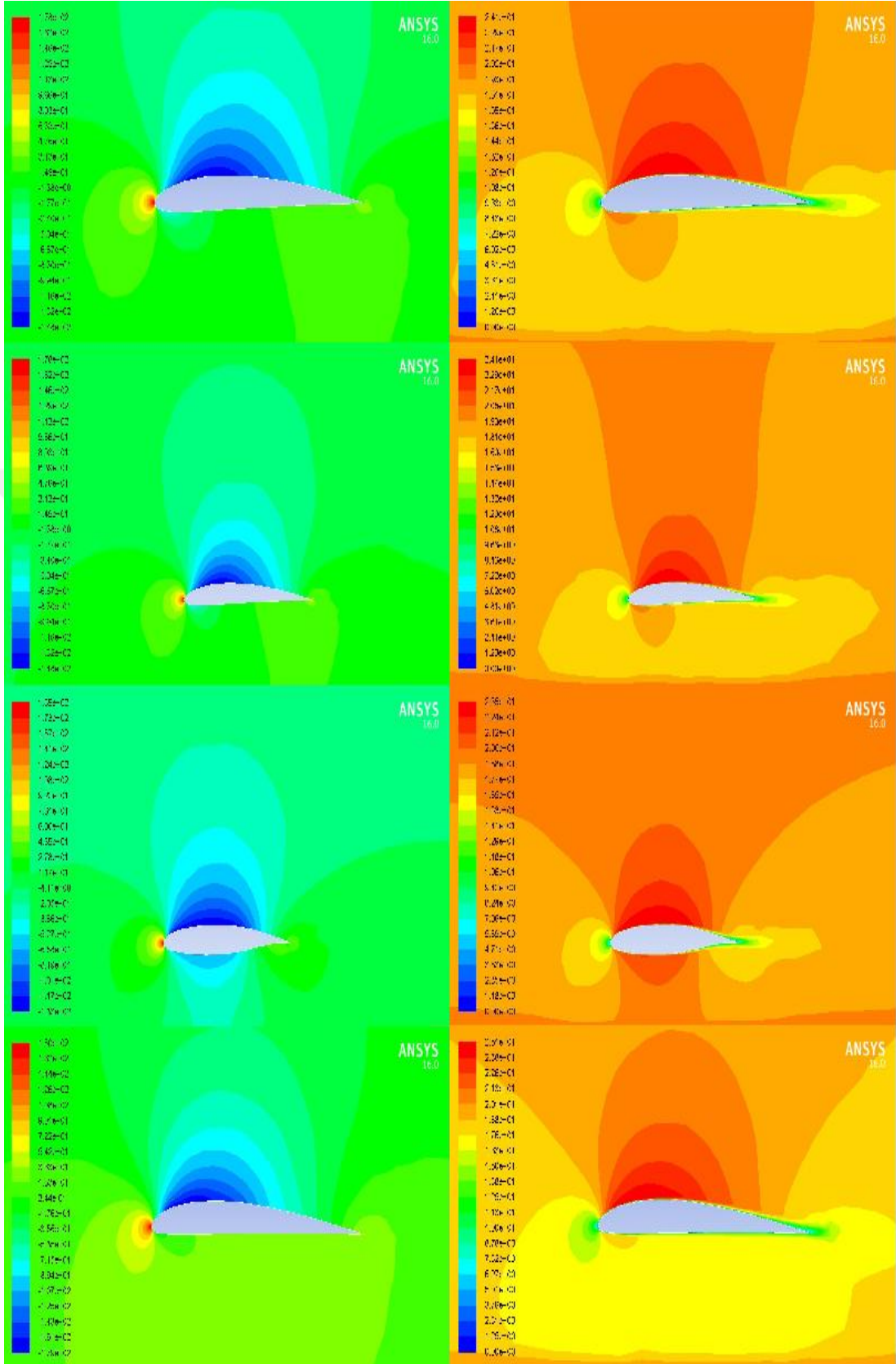


Şekil B.9. Yukarıdan aşağıya NACA4412, GÖE387, LS(1)-0417, USA-35B kanat profillerinin 16-derece 0,2h/c’de basınç (sol) ve hız (sağ) tavırları

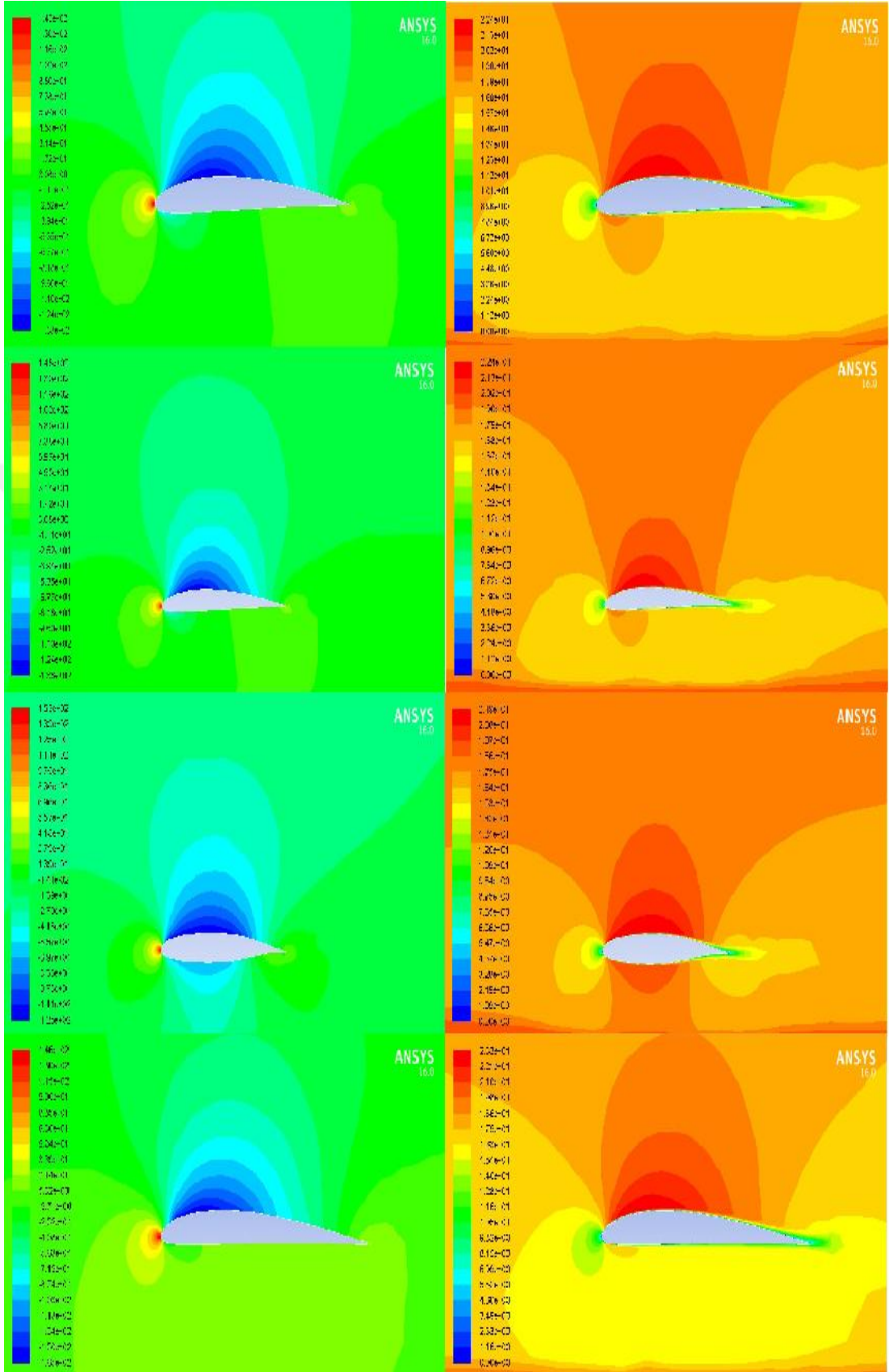




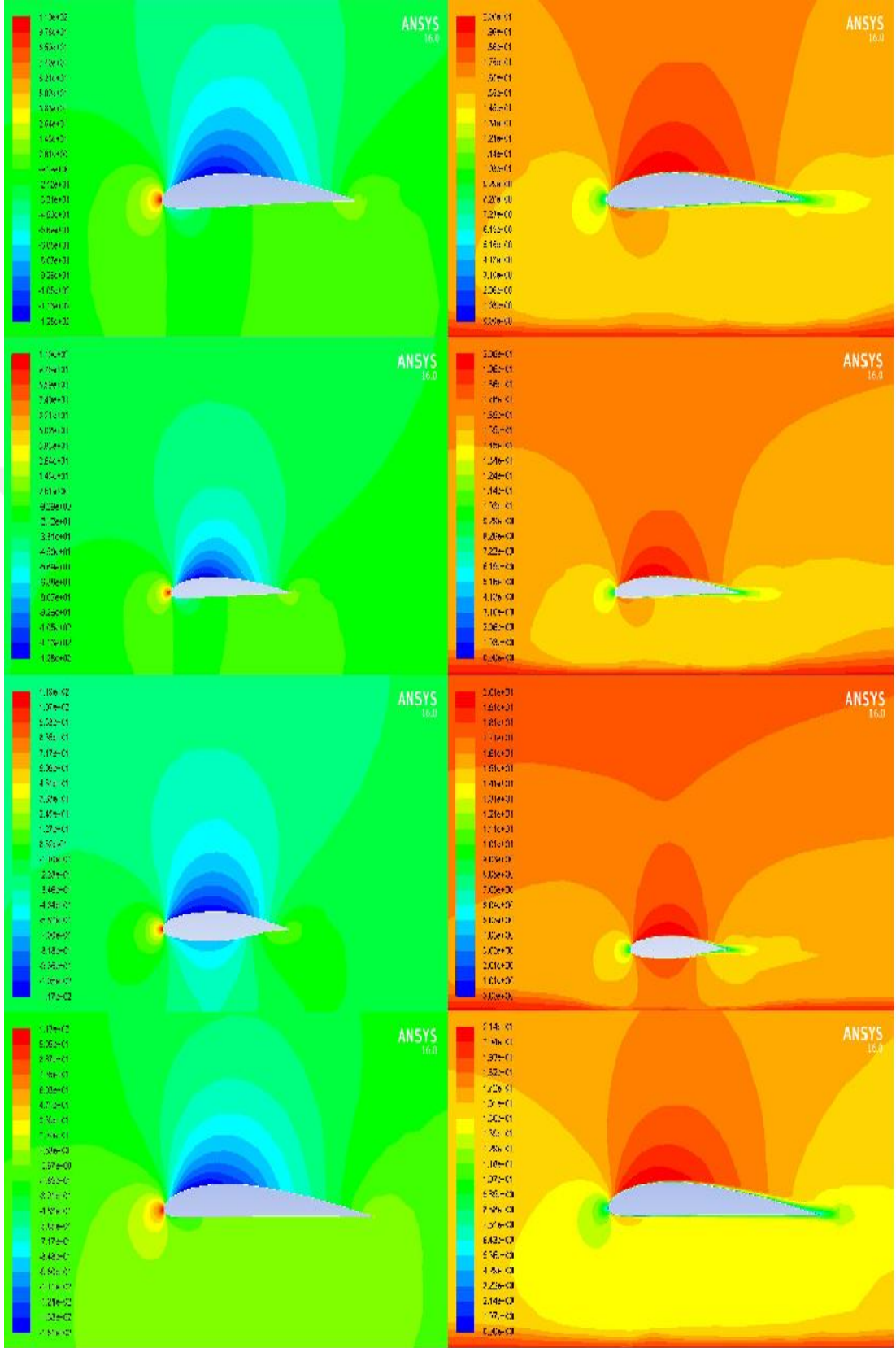
Şekil B.10. Yukarıdan aşağıya NACA4412, GÖE387, LS(1)-0417, USA-35B kanat profillerinin 0-derece 0,5h/c'de basınç (sol) ve hız (sağ) tavırları



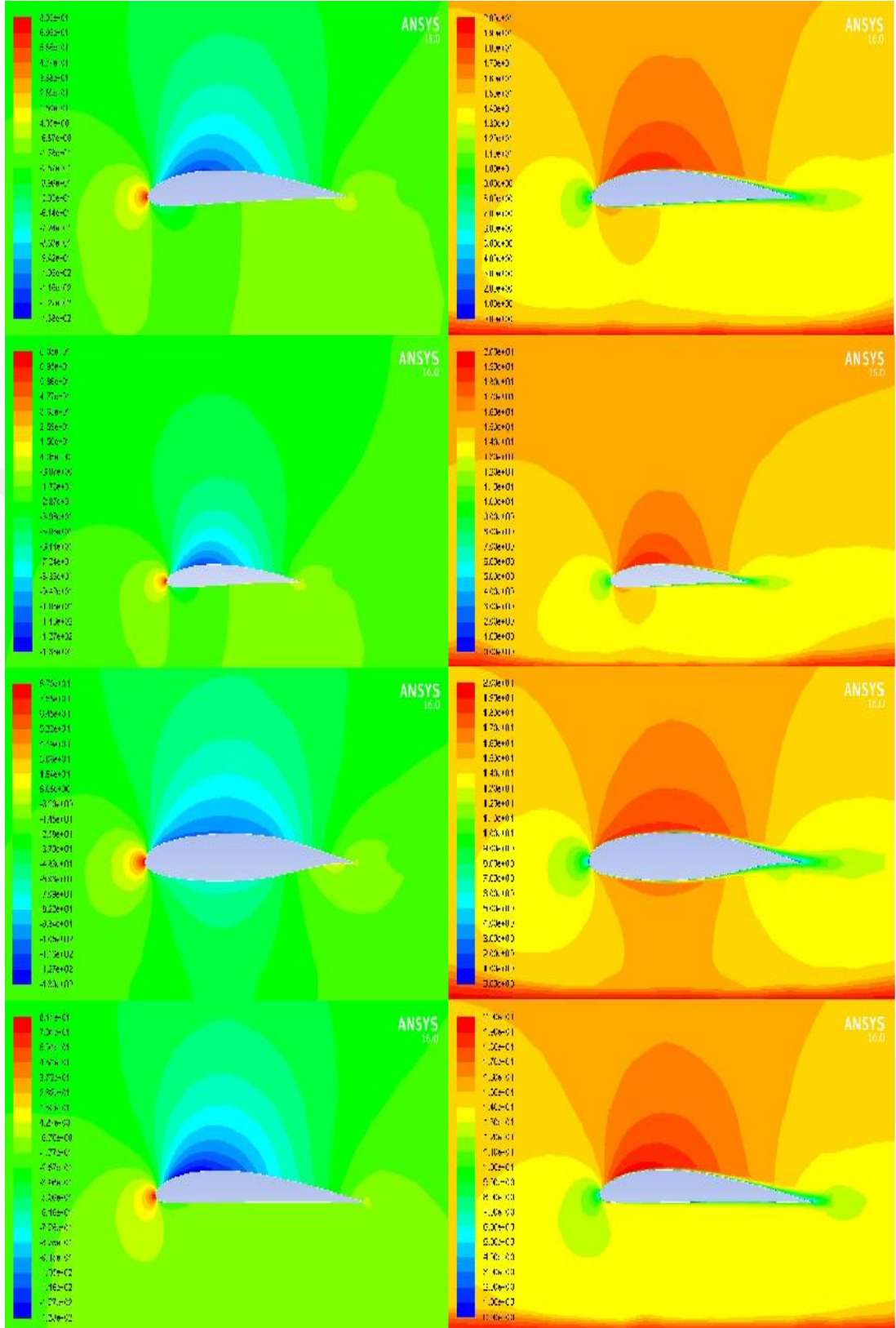
Şekil B.11. Yukarıdan aşağıya NACA4412, GOE387, LS(1)-0417, USA-35B kanat profillerinin 2-derece 0,5h/c'de basınç (sol) ve hız (sağ) tavırları



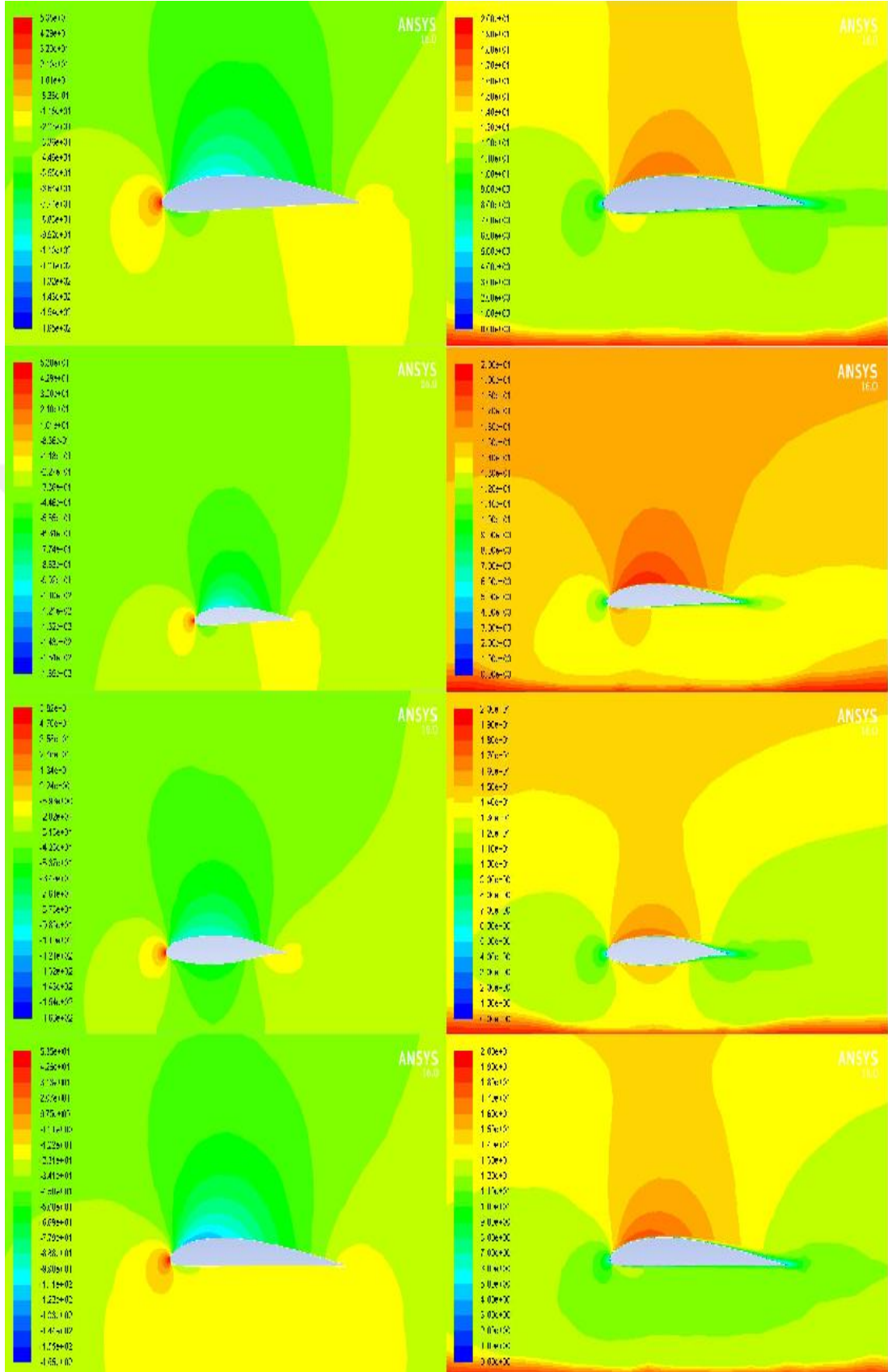
Şekil B.12. Yukarıdan aşağıya NACA4412, GOE387, LS(1)-0417, USA-35B kanat profillerinin 4-derece 0,5h/c’de basınç (sol) ve hız (sağ) tavırları



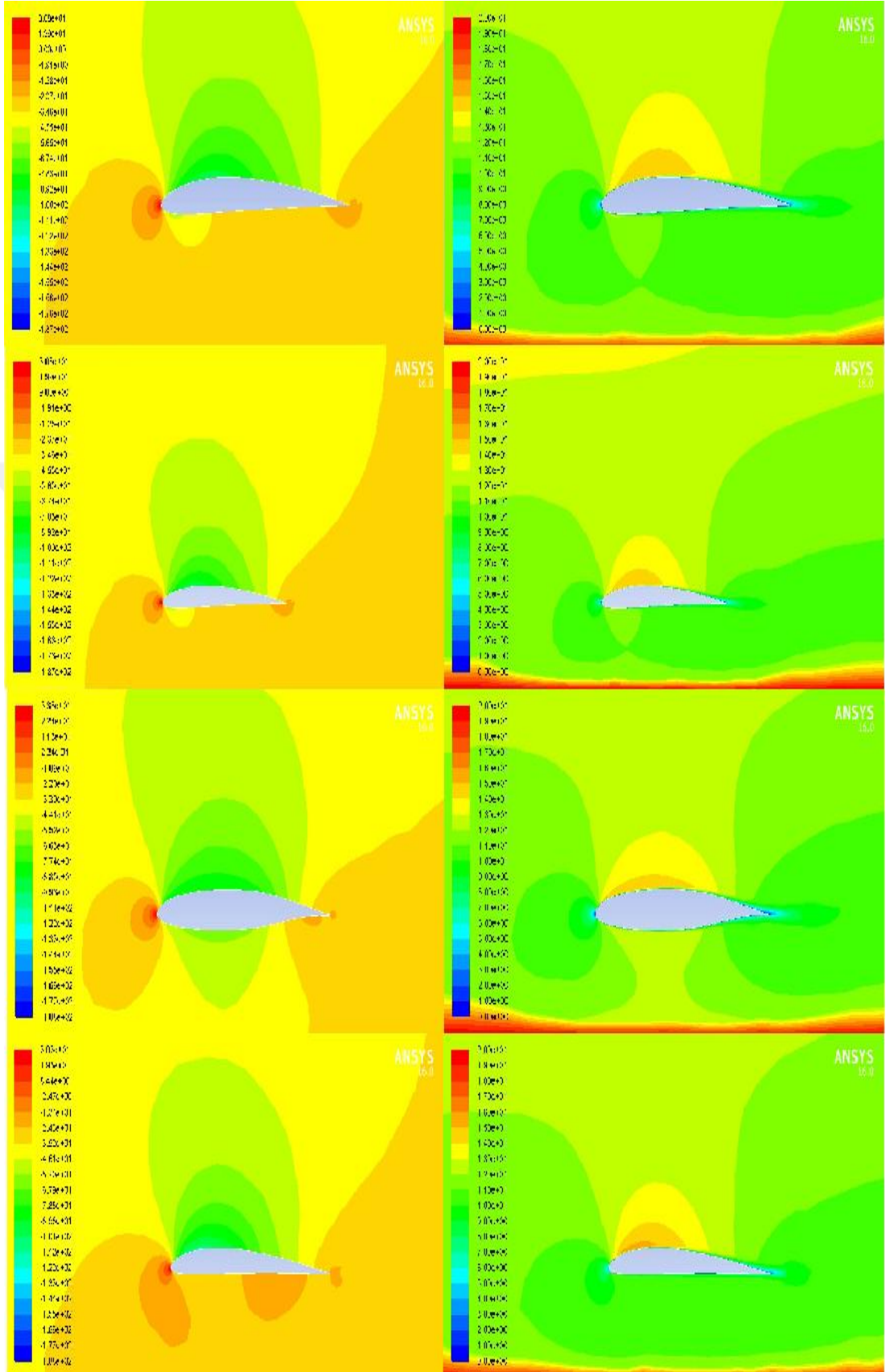
Şekil B.13. Yukarıdan aşağıya NACA4412, GOE387, LS(1)-0417, USA-35B kanat profillerinin 6-derece  $0,5h/c$ 'de basınç (sol) ve hız (sağ) tavırları



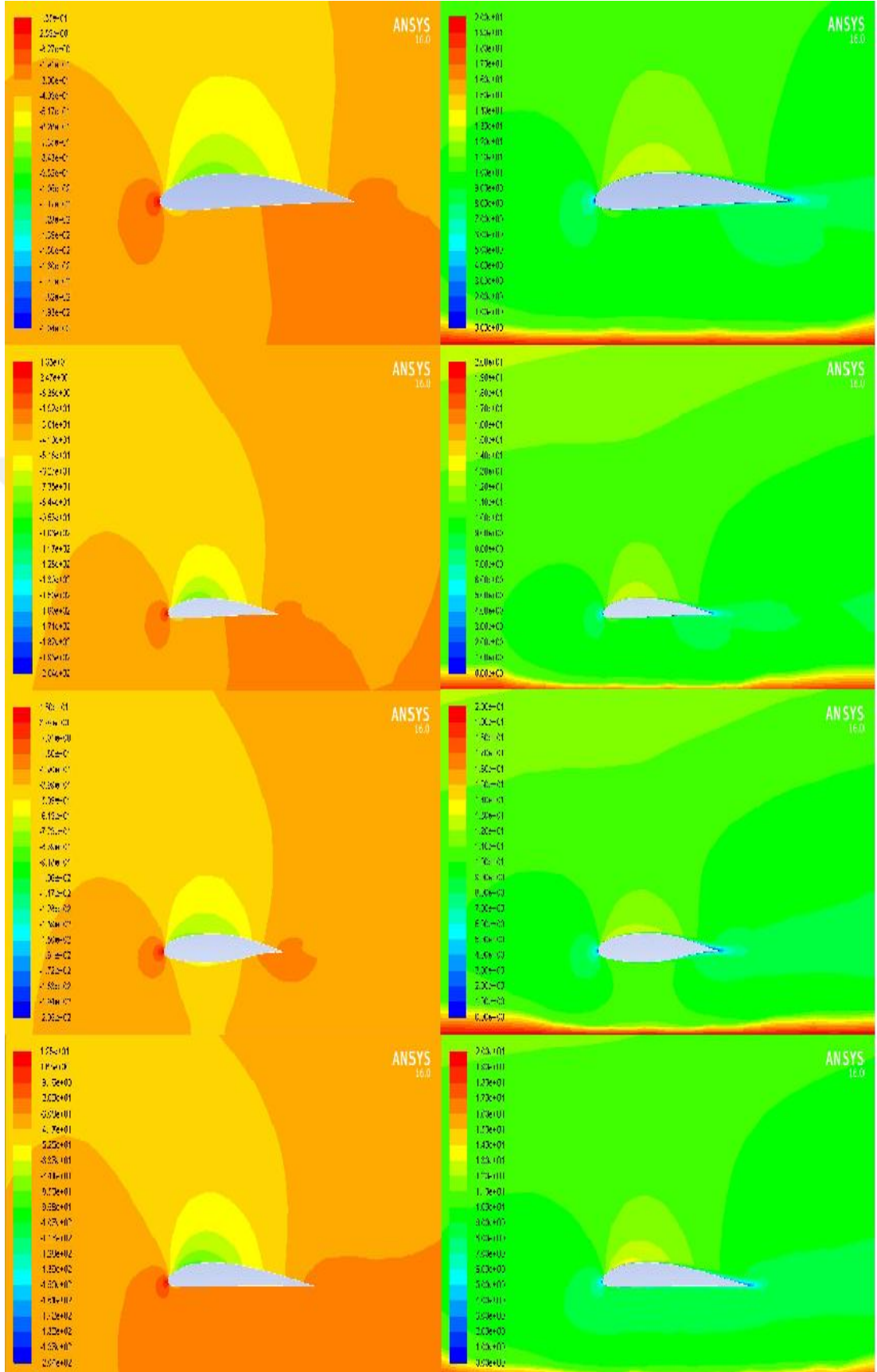
Şekil B.14. Yukarıdan aşağıya NACA4412, GÖE387, LS(1)-0417, USA-35B kanat profillerinin 8-derece  $0,5h/c$ 'de basınç (sol) ve hız (sağ) tavırları



Şekil B.15. Yukarıdan aşağıya NACA4412, GOE387, LS(1)-0417, USA-35B kanat profillerinin 10-derece 0,5h/c’de basınç (sol) ve hız (sağ) tavırları

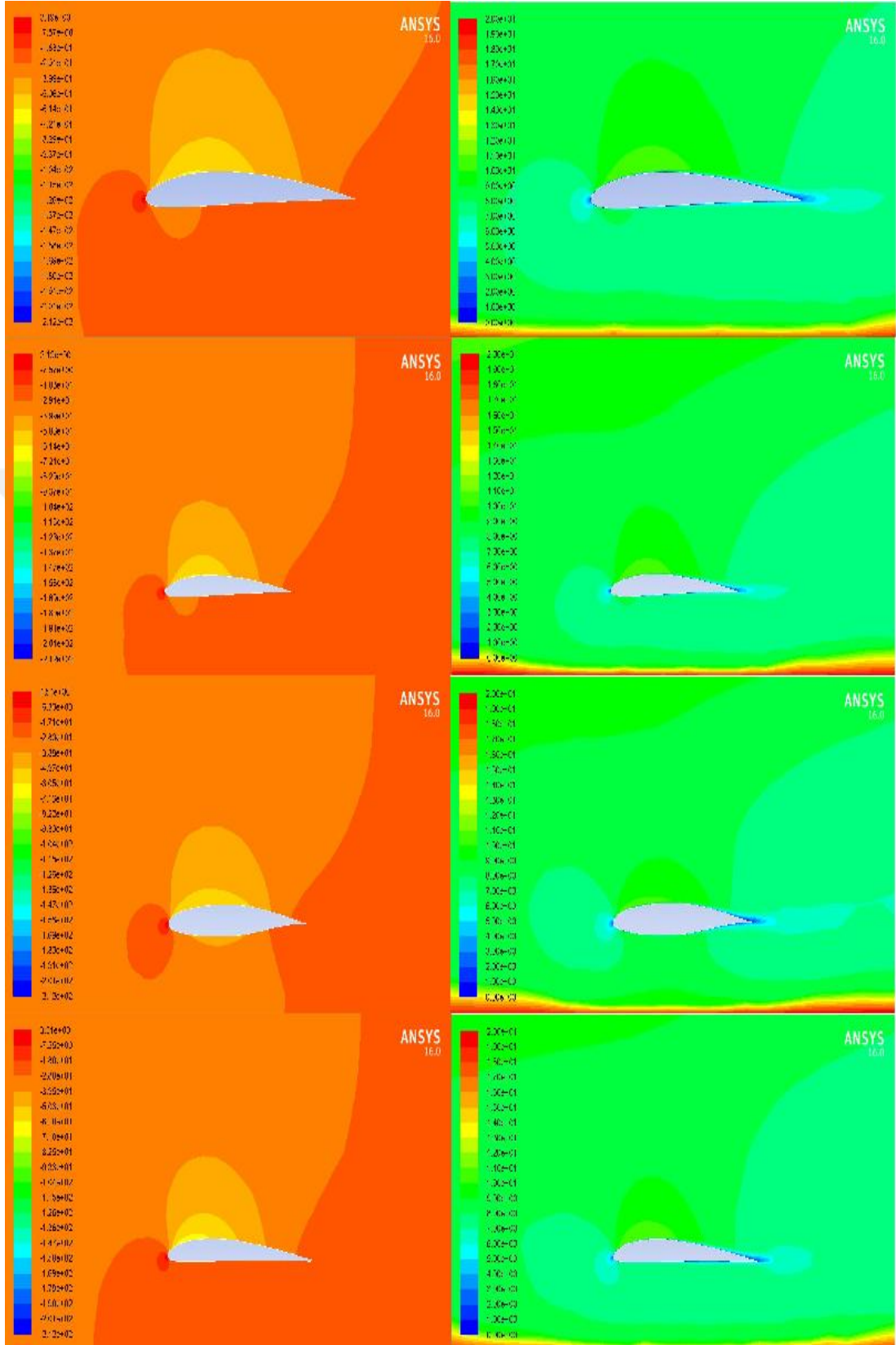


Şekil B.16. Yukarıdan aşağıya NACA4412, GOE387, LS(1)-0417, USA-35B kanat profillerinin 12-derece 0,5h/c’de basınç (sol) ve hız (sağ) tavırları

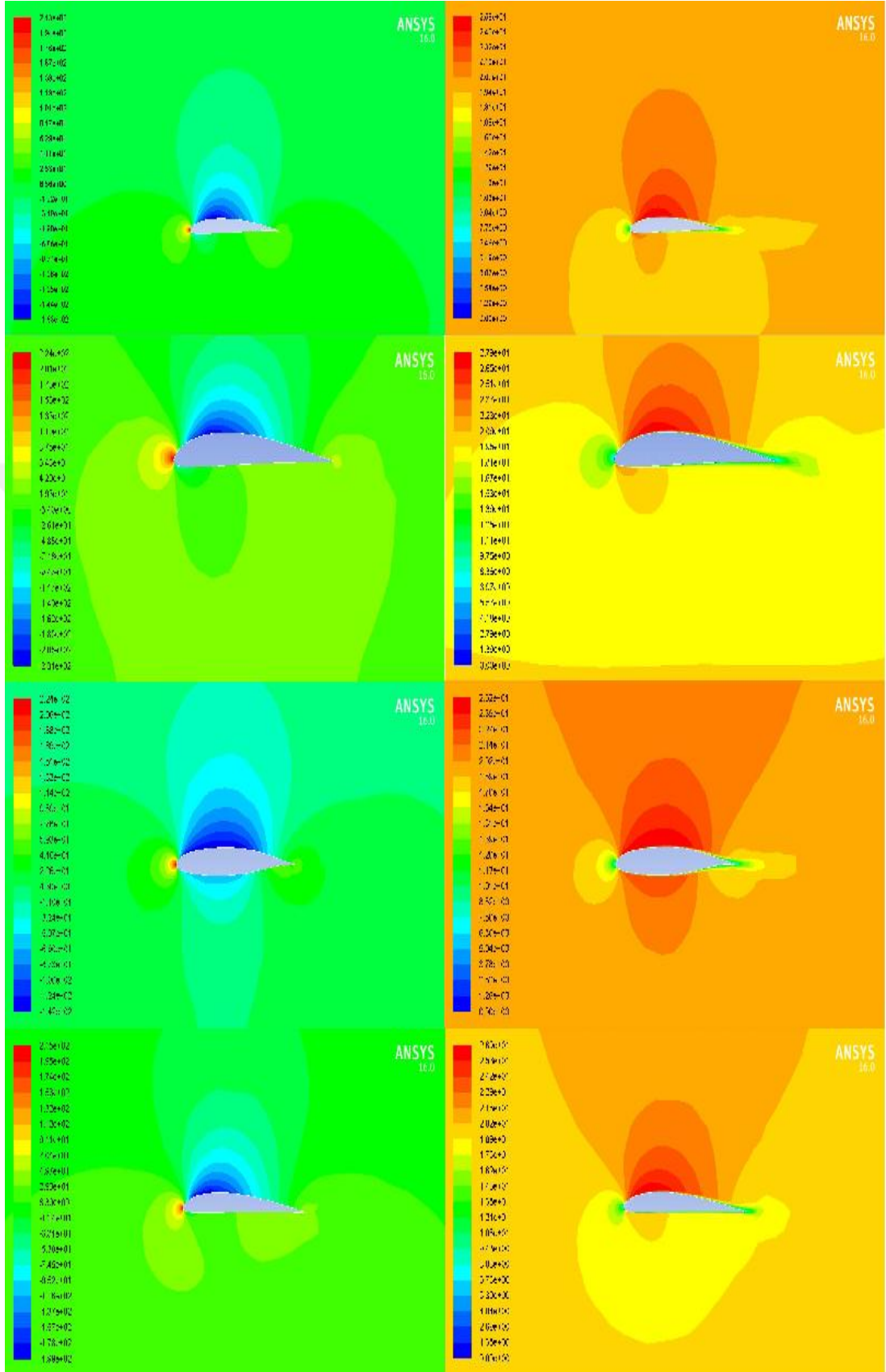


Şekil B.17. Yukarıdan aşağıya NACA4412, GÖE387, LS(1)-0417, USA-35B kanat profillerinin 14-derece 0,5h/c’de basınç (sol) ve hız (sağ) tavırları

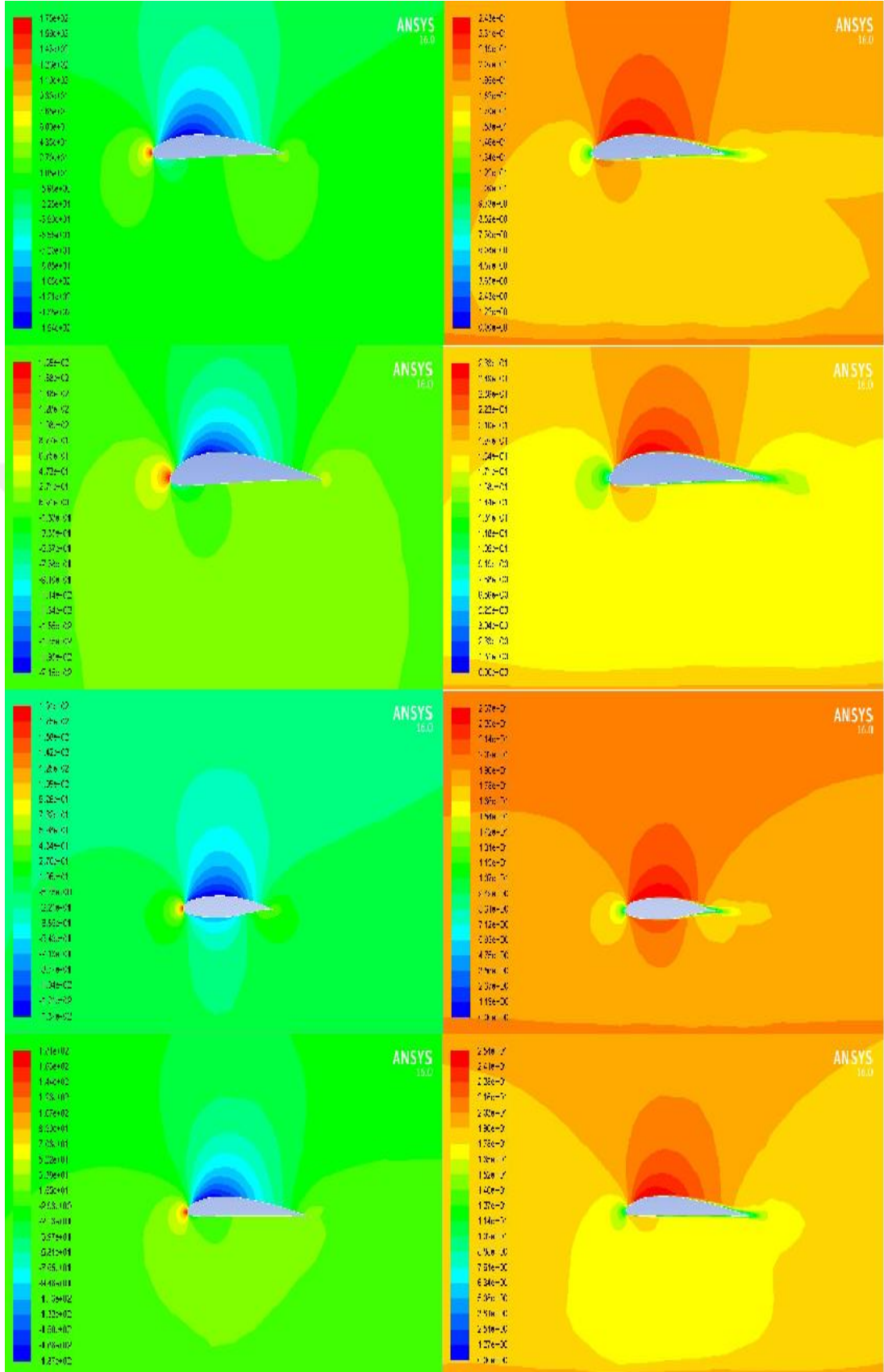




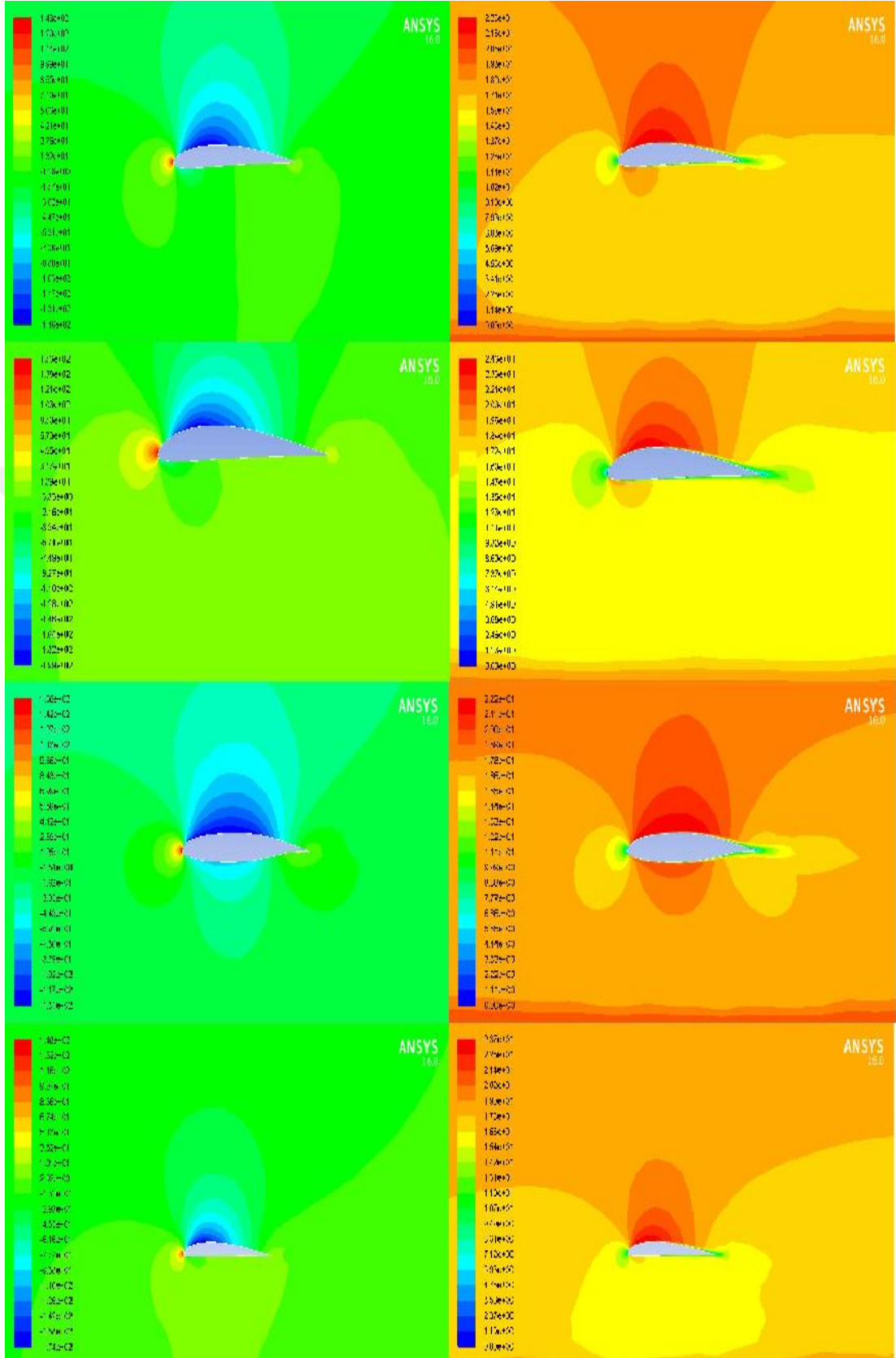
Şekil B.18. Yukarıdan aşağıya NACA4412, GÖE387, LS(1)-0417, USA-35B kanat profillerinin 16-derece 0,5h/c'de basınç (sol) ve hız (sağ) tavırları



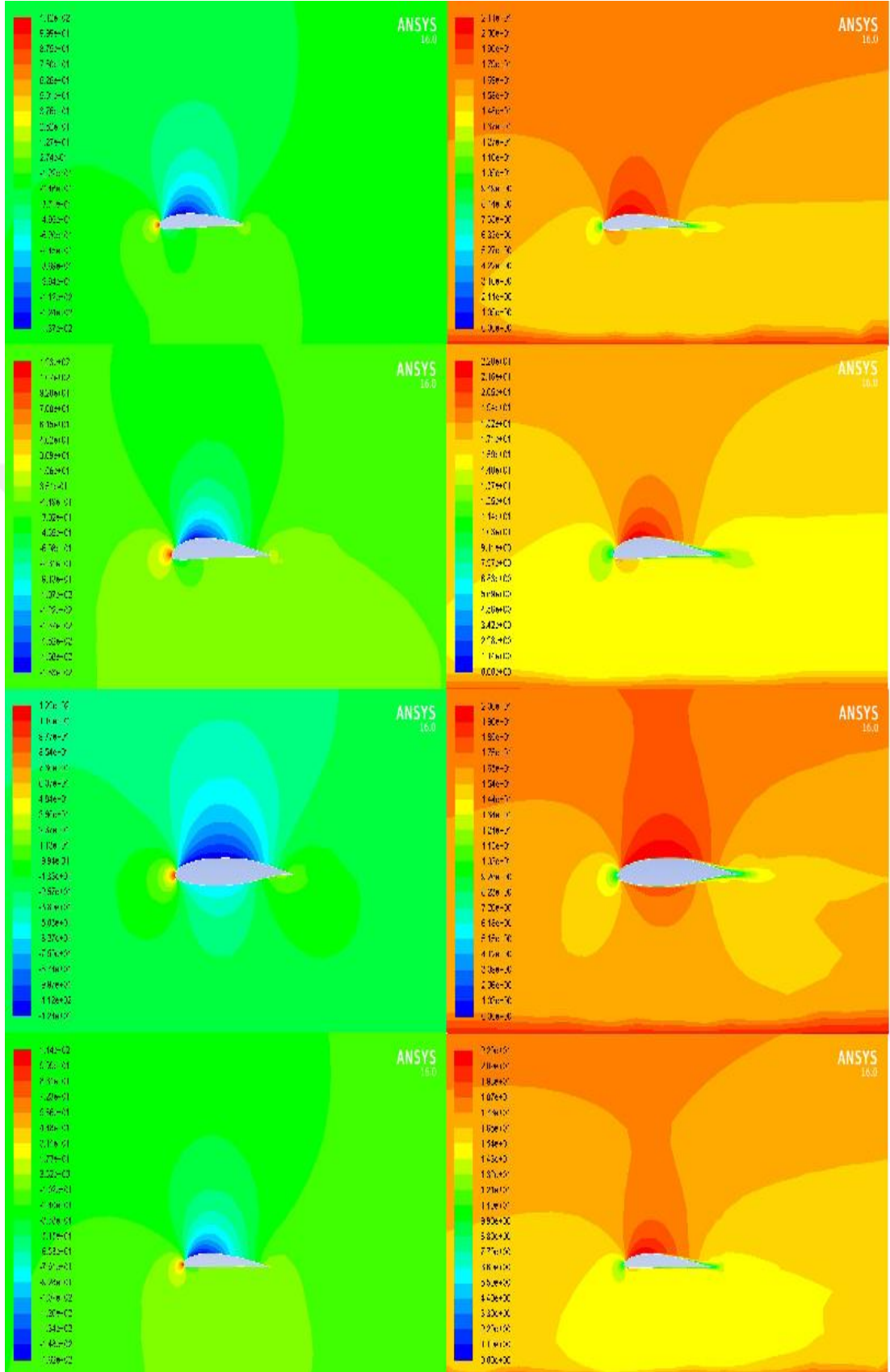
Şekil B.19. Yukarıdan aşağıya NACA4412, GÖE387, LS(1)-0417, USA-35B kanat profillerinin 0-derece  $1h/c$ 'de basınç (sol) ve hız (sağ) tavırları



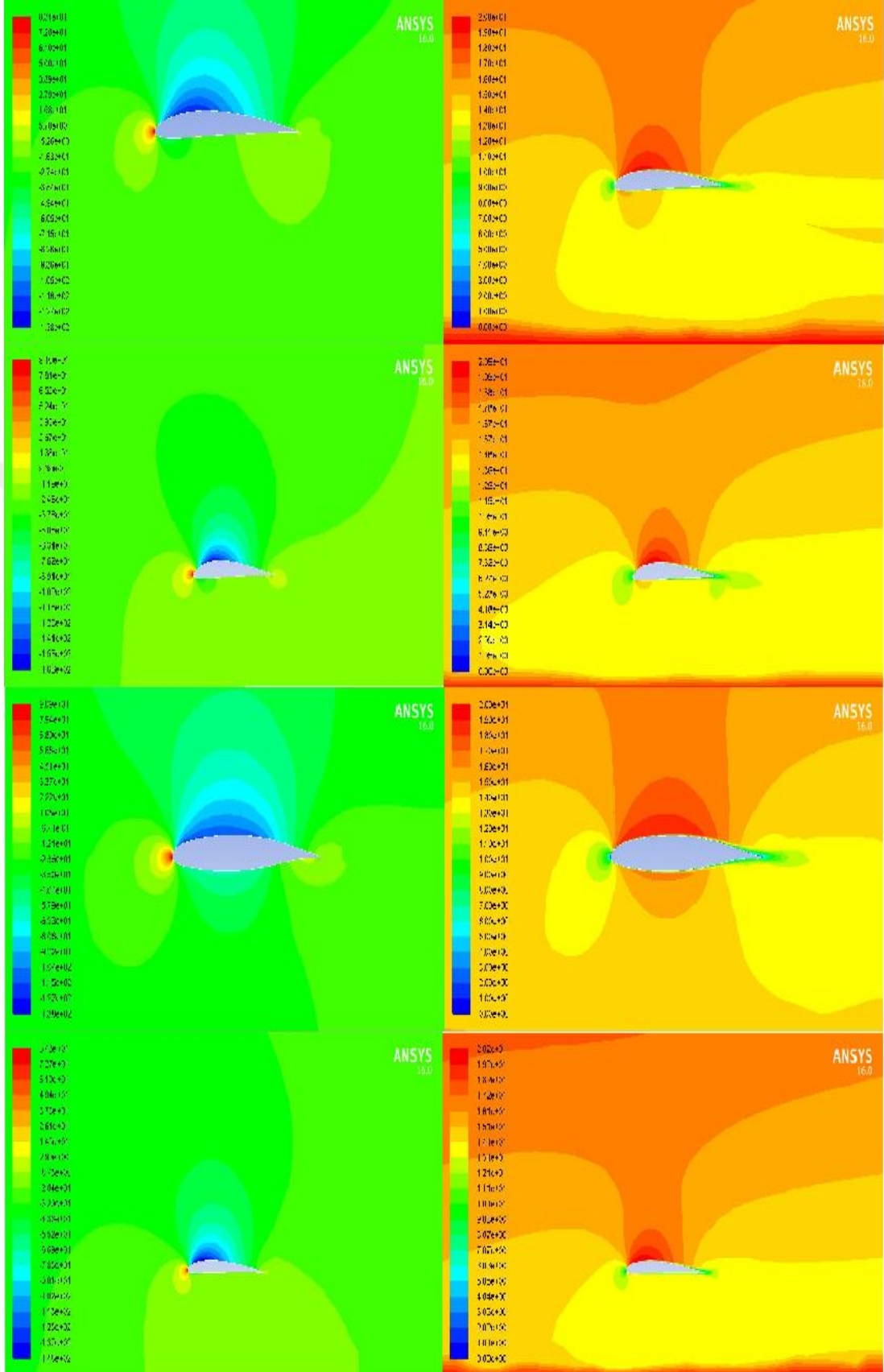
Şekil B.20. Yukarıdan aşağıya NACA4412, GOE387, LS(1)-0417, USA-35B kanat profillerinin 2-derece 1h/c'de basınç (sol) ve hız (sağ) tavırları



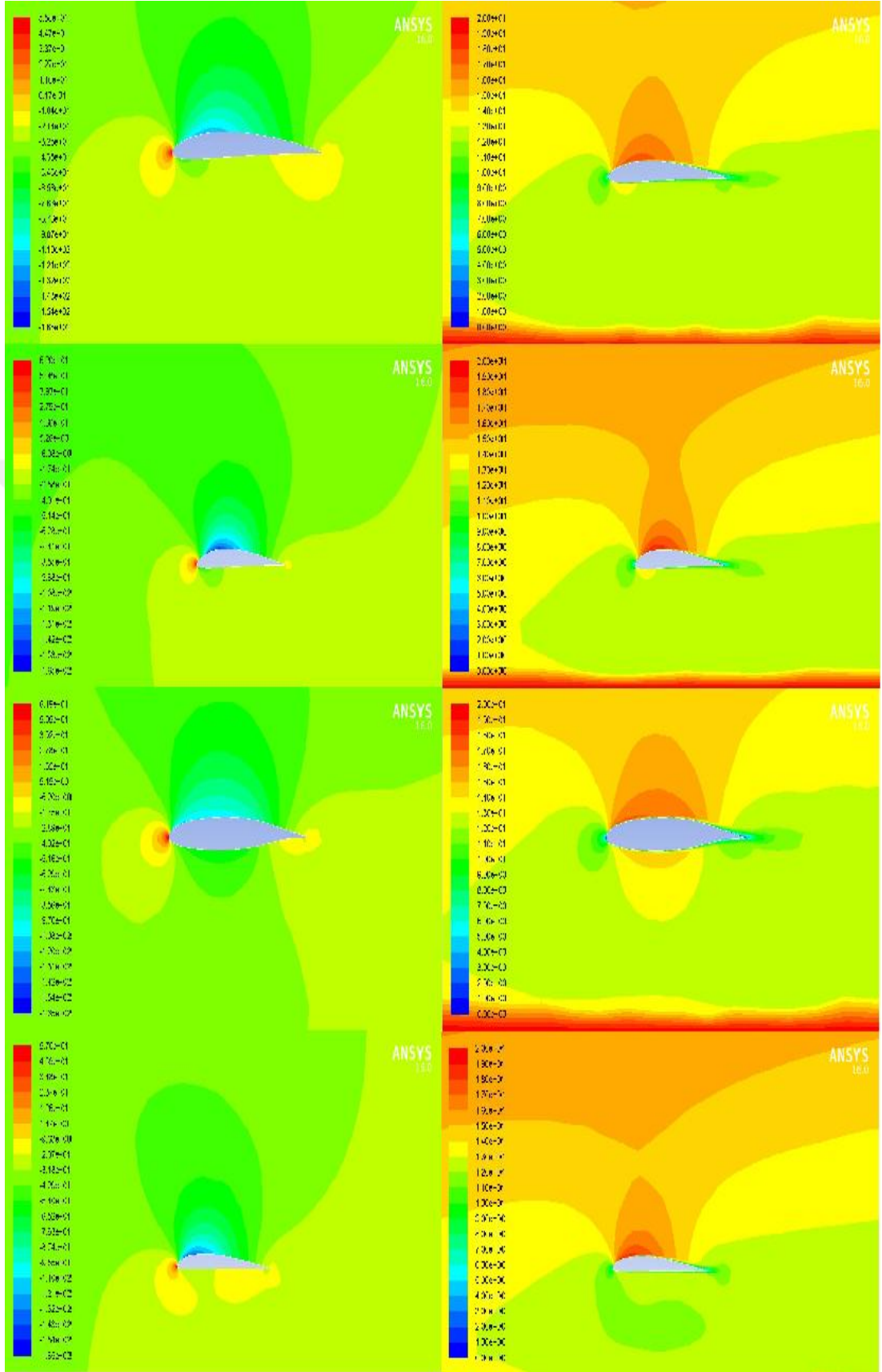
Şekil B.21. Yukarıdan aşağıya NACA4412, GOE387, LS(1)-0417, USA-35B kanat profillerinin 4-derece 1h/c'de basınç (sol) ve hız (sağ) tavırları



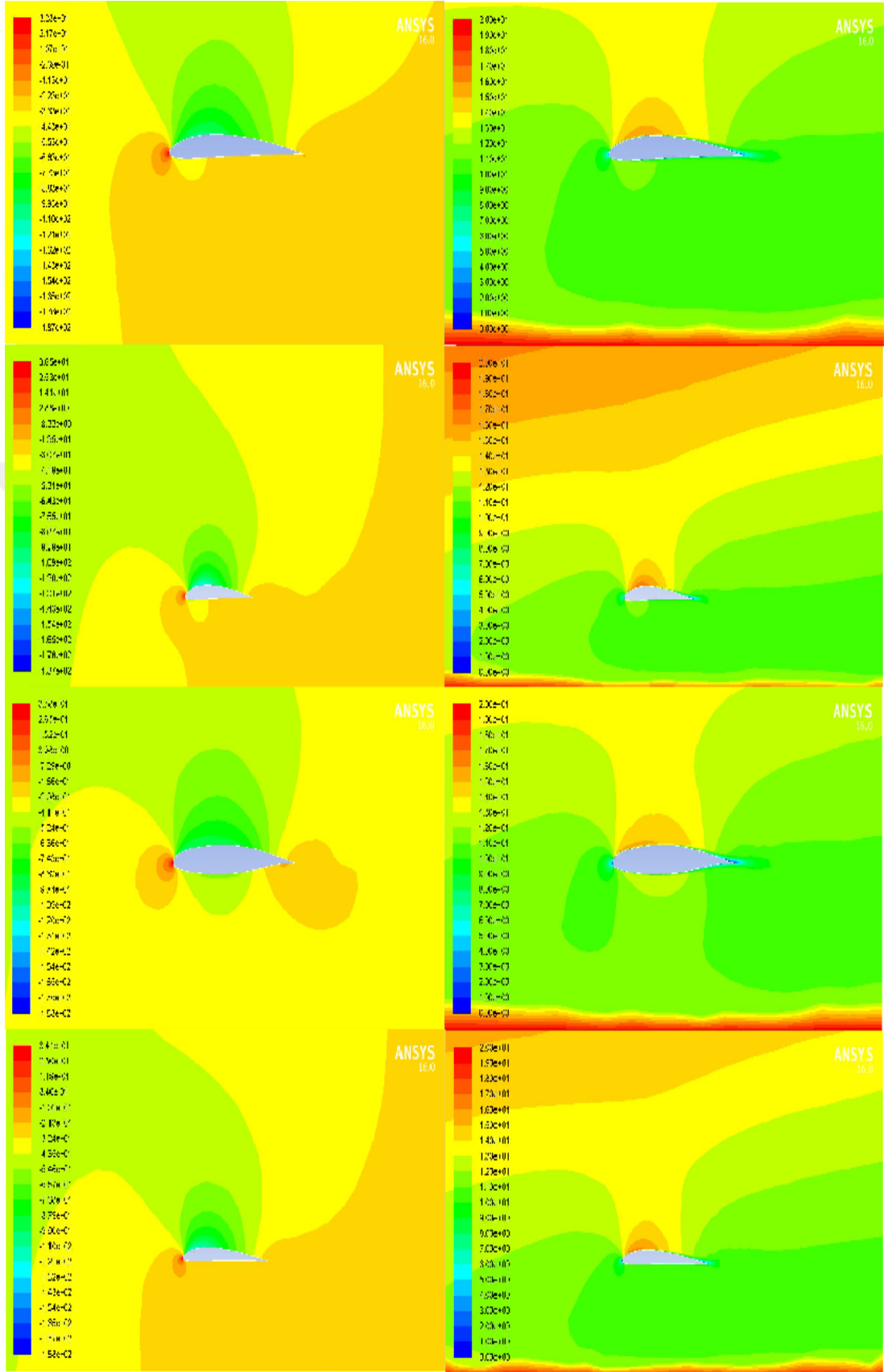
Şekil B.22. Yukarıdan aşağıya NACA4412, GOE387, LS(1)-0417, USA-35B kanat profillerinin 6-derece 1h/c'de basınç (sol) ve hız (sağ) tavırları



Şekil B.23. Yukarıdan aşağıya NACA4412, GOE387, LS(1)-0417, USA-35B kanat profillerinin 8-derece  $1h/c'$ 'de basınç (sol) ve hız (sağ) tavırları

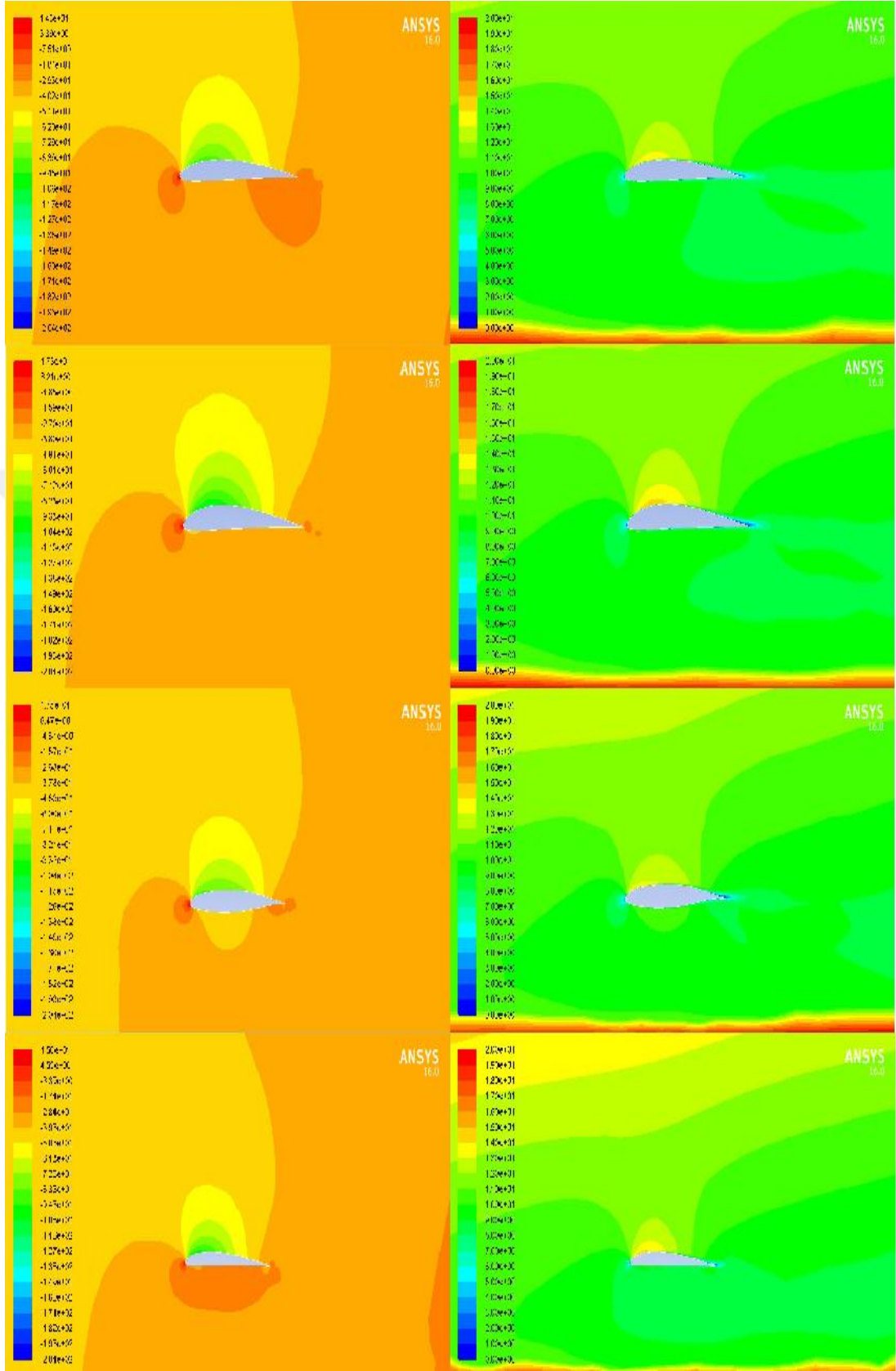


Şekil B.24. Yukarıdan aşağıya NACA4412, GOE387, LS(1)-0417, USA-35B kanat profillerinin 10-derece  $1h/c$ 'de basınç (sol) ve hız (sağ) tavırları

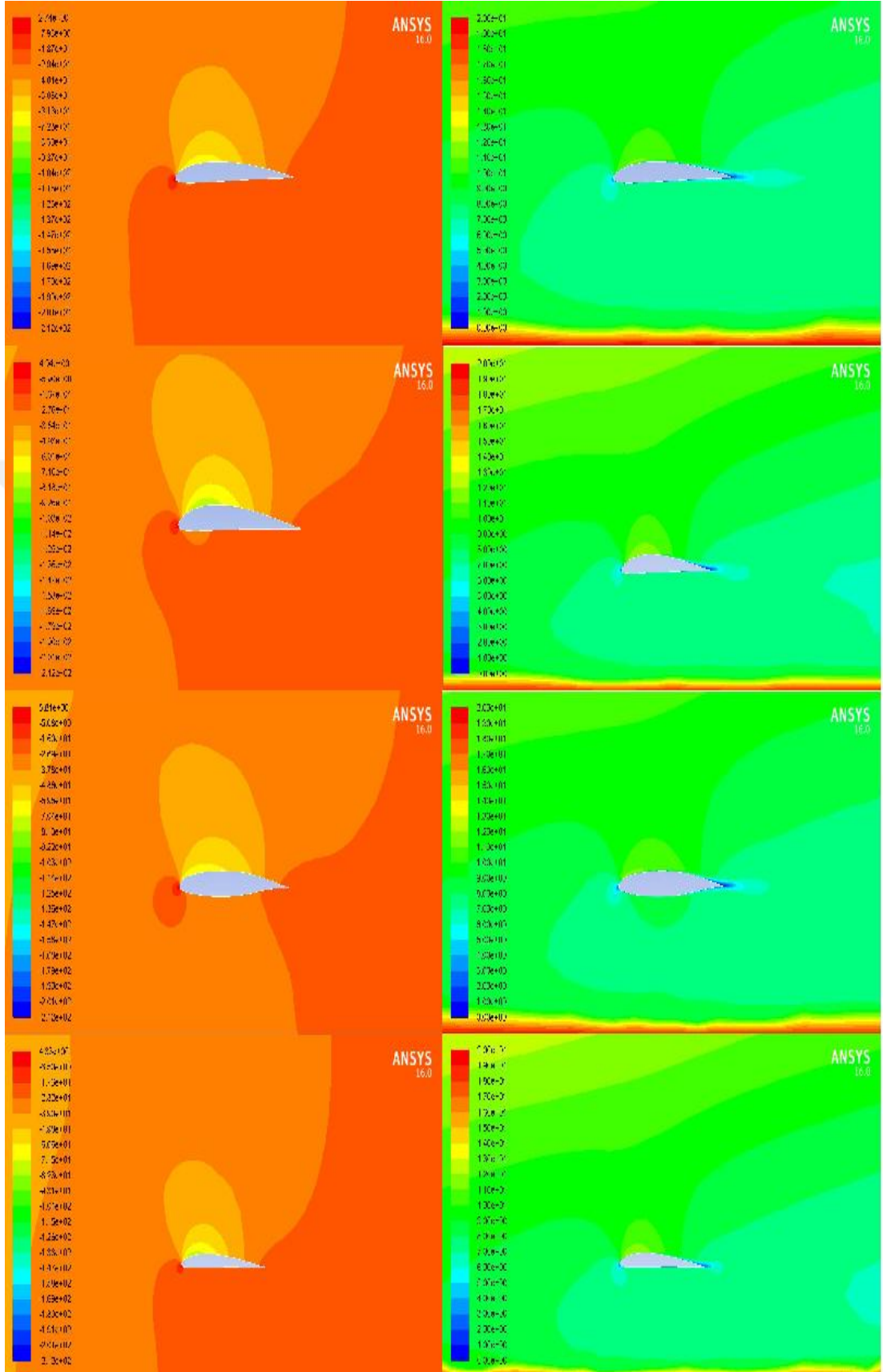


Şekil B.25. Yukarıdan aşağıya NACA4412, GOE387, LS(1)-0417, USA-35B kanat profillerinin 12-derece 1h/c'de basınç (sol) ve hız (sağ) tavırları





Şekil B.26. Yukarıdan aşağıya NACA4412, GOE387, LS(1)-0417, USA-35B kanat profillerinin 14-derece 1h/c'de basınç (sol) ve hız (sağ) tavırları



Şekil B.27. Yukarıdan aşağıya NACA4412, GOE387, LS(1)-0417, USA-35B kanat profillerinin 16-derece 1h/c'de basınç (sol) ve hız (sağ) tavırları

**Ek-C**

Tablo C.1. Taşıma katsayısının 1 h/c ye göre profillere etkisi

1 h/c CL				
Alpha	NACA4412	USA-35B	LS(1)-0417	GOE387
0	0,0235	0,028	0,0199	0,0283
2	1,3586	1,361	1,3561	1,3615
4	2,6133	2,616	2,6105	2,6161
6	3,7484	3,750	3,7450	3,7509
8	4,7314	4,732	4,7268	4,7335
10	5,5199	5,518	5,5128	5,5215
12	6,0352	6,029	6,0242	6,0368
14	6,1312	6,124	6,1193	6,1362
16	xxxxx	5,631	5,6254	5,6276

Tablo C.2. Sürükleme katsayısının 1 h/c ye göre profillere etkisi

1 h/c CD				
Alpha	NACA4412	USA-35B	LS(1)-0417	GOE387
0	0,0032	0,004	0,0042	0,0049
2	0,0492	0,049	0,0501	0,0507
4	0,1832	0,183	0,1840	0,1844
6	0,3932	0,393	0,3938	0,3942
8	0,6628	0,663	0,6631	0,6635
10	0,9700	0,969	0,9697	0,9704
12	1,2787	1,277	1,2772	1,2789
14	1,5236	1,521	1,5215	1,5246
16	xxxxx	1,608	1,6080	1,6075

Tablo C.3. Taşıma katsayısının 0,5 h/c ye göre profillere etkisi

0,5 h/c CL				
Alpha	NACA4412	USA-35B	LS(1)-0417	GOE387
0	0,0132	0,016	0,0123	0,0133
2	1,3516	1,353	1,3511	1,3517
4	2,6055	2,607	2,6048	2,6056
6	3,7393	3,740	3,7383	3,7393
8	4,7207	4,720	4,7188	4,7208
10	5,5077	5,502	5,5025	5,5078
12	6,0232	6,003	6,0082	6,0232
14	6,1301	6,071	6,0876	6,1302
16	5,6559	5,530	5,5439	5,6560

Tablo C.4. Sürüklenme katsayısının 0,5 h/c ye göre profillere etkisi

0,5 h/c CD				
Alpha	NACA4412	USA-35B	LS(1)-0417	GOE387
0	0,0031	0,003	0,0044	0,0031
2	0,0492	0,049	0,0503	0,0492
4	0,1833	0,183	0,1842	0,1833
6	0,3933	0,393	0,3940	0,3933
8	0,6627	0,662	0,6631	0,6627
10	0,9698	0,969	0,9693	0,9698
12	1,2784	1,274	1,2757	1,2785
14	1,5262	1,511	1,5158	1,5261
16	1,6191	1,583	1,5873	1,6192

Tablo C.5. Taşıma katsayısının 0,2 h/c ye göre profillere etkisi

0,2 h/c CL				
Alpha	NACA4412	USA-35B	LS(1)-0417	GOE387
0	0,0066	0,008	0,0057	0,0066
2	1,3478	1,349	1,3471	1,3474
4	2,6019	2,603	2,6007	2,6012
6	3,7361	3,738	3,7343	3,7359
8	4,7179	4,721	4,7150	4,7160
10	5,5047	5,510	5,5003	5,5046
12	6,0190	6,031	6,0102	6,0192
14	6,1237	6,150	6,1037	6,1237
16	5,6518	5,700	5,6032	5,6518

Tablo C.6. Sürüklenme katsayısının 0,2 h/c ye göre profillere etkisi

0,2 h/c CD				
Alpha	NACA4412	USA-35B	LS(1)-0417	GOE387
0	0,0031	0,003	0,0062	0,0031
2	0,0492	0,049	0,0521	0,0492
4	0,1834	0,184	0,1857	0,1834
6	0,3935	0,394	0,3954	0,3935
8	0,6630	0,663	0,6644	0,6631
10	0,9701	0,971	0,9707	0,9701
12	1,2787	1,281	1,2779	1,2787
14	1,5257	1,532	1,5215	1,5258
16	1,6192	1,633	1,6059	1,6193

## KİŞİSEL YAYINLAR VE ESERLER

- [1] **Gökdemir M.**, ve **Ürgün S.**, Benzer Kamburluğa Sahip Kanat Profillerinin Aerodinamik Analizi, *Journal of Aviation*, DOI:10.30518/jav.780570.



## ÖZGEÇMİŞ

İlk, orta ve lise öğrenimini Adana'da tamamladı. 2012 yılında Kocaeli Üniversitesi Sivil Havacılık Yüksekokulu Uçak Elektrik-Elektronik Bölümü ve 2013 yılında Çift Anadal programı ile girdiği Kocaeli Üniversitesi Sivil Havacılık Yüksekokulu Uçak Gövde-Motor-Bakım Bölümü'nden 2016 yılında mezun oldu. 2017 yılından beri Kocaeli Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü, Havacılık Bilimi ve Teknolojileri Anabilim Dalı'nda tez aşamasına devam etmektedir. 2017 yılından beri Türk Hava Yolları Teknik AŞ'de Lisanslı Uçak Bakım Teknisyeni olarak görev yapmaktadır.

