

TOBB EKONOMİ VE TEKNOLOJİ ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

**İNSANSIZ HAVA ARAÇLARINDA KULLANILAN KANATÇIKLARIN
SAYISAL İNCELENMESİ**

YÜKSEK LİSANS TEZİ

Ahmet Buğra ÇOBAN

Makine Mühendisliği Anabilim Dalı

Tez Danışmanı: Prof. Dr. Ünver KAYNAK

AĞUSTOS 2016

Fen Bilimleri Enstitüsü Onayı

.....
Prof. Dr. Osman EROĞUL
Müdür

Bu tezin Yüksek Lisans derecesinin tüm gereksinimlerini sağladığını onaylarım.

.....
Doç. Dr. Murat Kadri AKTAŞ
Anabilimdalı Başkanı

TOBB ETÜ, Fen Bilimleri Enstitüsü'nün 121511137 numaralı Yüksek Lisans Öğrencisi **Ahmet Buğra ÇOBAN** 'ın ilgili yönetmeliklerin belirlediği gerekli tüm şartları yerine getirdikten sonra hazırladığı "**İNSANSIZ HAVA ARAÇLARINDA KULLANILAN KANATÇIKLARIN SAYISAL İNCELENMESİ**" başlıklı tezi **08.08.2016** tarihinde aşağıda imzaları olan jüri tarafından kabul edilmiştir.

Tez Danışmanı : **Prof. Dr. Ünver KAYNAK**

TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi

Jüri Üyeleri : **Doç. Dr. Murat Kadri AKTAŞ (Başkan)**

TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi

Yrd. Doç. Dr. Nilay SEZER UZOL

Orta Doğu Teknik Üniversitesi

TEZ BİLDİRİMİ

Tez içindeki bütün bilgilerin etik davranış ve akademik kurallar çerçevesinde elde edilerek sunulduğunu, alıntı yapılan kaynaklara eksiksiz atıf yapıldığını, referansların tam olarak belirtildiğini ve ayrıca bu tezin TOBB ETÜ Fen Bilimleri Enstitüsü tez yazım kurallarına uygun olarak hazırlandığını bildiririm.

Ahmet Buğra ÇOBAN

ÖZET

Yüksek Lisans Tezi

İNSANSIZ HAVA ARAÇLARINDA KULLANILAN KANATÇIKLARIN SAYISAL İNCELENMESİ

Ahmet Buğra ÇOBAN

TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi
Fen Bilimleri Enstitüsü
Makine Mühendisliği Anabilim Dalı

Danışman: Prof. Dr. Ünver KAYNAK

Tarih: Ağustos 2016

İnsansız hava araçlarında uçuş esnasında kanadın şeklinden kaynaklanan kanat ucu girdapları meydana gelmektedir. Bu girdaplar hem uçağın kendisinde hem de peşinden gelen uçaklarda aerodinamik performans kaybına sebep olabilir. Bilindiği gibi uçuş verimi kanadın şekliyle çok yakından alakalıdır. Kanadın yapısı gereği alt ve üst kısmında farklı hızlarda hava akımları oluşur. Aynı şekilde kanadın alt ve üst basıncı da birbirinden farklıdır. Kanadın uç kısımlarında hava alt taraftan üst tarafa doğru kaçmaya çalışır. Bu yüzden kanat ucu girdapları oluşmaktadır. Havacılıkta “Winglet” denilen kanat ucu kanatçıkları havanın yukarı kaçmasını engelleyerek bu girdapların oluşmasını engeller, böylece akımın akış enerjisi kaybı ve bunun neticesinde sürüklenme kuvvetindeki artış önlenir.

Bu tez çalışmasında kanat kesiti SD7062 profili olan kanatçıklı kanatlar üzerindeki aerodinamik kuvvetler, hız ve basınç dağılımları hesaplamalı akışkanlar dinamiği programı ANSYS Fluent ile analiz edilmiştir. Hesaplamalar sade kanat ve bunun ucuna eklenen Plaka tipi, Kıvrık tip ve Pala tipi 3 farklı kanatçık modeli için yapılmıştır. Her model -5 ile 17 hücum açısı değerleri arasında farklı açılar için analiz edilmiştir. Hesaplamalar sonucunda kanatçık eklenen kanatların sürüklenme

kuvveti azalmış, süzülme oranları ve taşıma kuvveti artmış ve neticesinde aerodinamik performansının arttığı görülmüştür.

Anahtar Kelimeler: Hesaplamalı akışkanlar dinamiği, İnsansız hava araçları, Kanatçık.



ABSTRACT

Master of Science Thesis

NUMERICAL ANALYSIS OF WINGLETS USED FOR UNMANNED AERIAL VEHICLES

Ahmet Buğra ÇOBAN

TOBB University of Economics and Technology
Institute of Natural and Applied Sciences
Mechanical Engineering Science Programme

Supervisor: Prof. Dr. Ünver KAYNAK

Date: August 2016

While planes fly in the air, rotating air occurs at the wing tip because of the wingshape. These vortices can cause loss of aerodynamic performance for the aircraft itself and the trailing aircraft coming after it. As it is known that the performance of the aircraft is very much dependent on the shape of the wing. Velocities of air flow under and top of wing are different. Likewise, pressures are different too. From the tip of the wing, air tries to go from under to top. This is the reason that rotating air flows occur. These rotating flows are named as vortices. Winglets are used to prevent the escape of air from below to top of the wing and thus, vortices are prevented to grow.

In this study, the aerodynamic forces, velocity and pressure distributions are analyzed for a wing with SD7062 airfoil with the commercial CFD program ANSYS Fluent. Calculations are made for one clean wing and 3 different winglets named End-Plate, Blended and Scimitar which are added on this clean wing. Each model is analyzed for different angle of attack degrees between -5 and 17. After the calculations, it is seen that drag forces decreased, soaring and lift forces are increased for wings with winglets. It means that aerodynamic performances are increased.

Keywords: Computational fluid dynamics, Unmanned aerial vehicle, Winglet.

TEŞEKKÜR

Yüksek lisans eğitimim ve tez çalışmalarım boyunca değerli yardım ve katkılarıyla beni yönlendiren hocam Prof. Dr. Ünver KAYNAK'a yine kıymetli tecrübelerinden faydalandığım TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi Makine Mühendisliği Bölümü öğretim üyelerine teşekkürü bir borç bilirim.

Tez jürisi hocalarım Doç. Dr. Murat Kadri AKTAŞ ve Yrd. Doç. Dr. Nilay SEZER UZOL' a zaman ayırıp jürimde buldukları ve tez çalışmamı değerlendirdikleri için teşekkürü bir borç bilirim.

Ayrıca hayatım boyunca dualarını ve desteklerini benden hiçbir zaman esirgemeyen ve her zaman yanımda olan annem Şükran ÇOBAN, babam Nadir Nusret ÇOBAN ve kardeşim Büşra ÇOBAN' a çok teşekkür ederim.

İÇİNDEKİLER

	<u>Sayfa</u>
ÖZET	iv
ABSTRACT	vi
TEŞEKKÜR	vii
İÇİNDEKİLER	viii
ŞEKİL LİSTESİ	x
ÇİZELGE LİSTESİ	xi
KISALTMALAR	xii
SEMBOL LİSTESİ	xiii
RESİM LİSTESİ	xiv
1. GİRİŞ	1
1.1 Literatür Araştırması	2
1.1.1 2-Boyutlu kanat profili için sayısal çalışmalar.....	3
1.1.2 3-Boyutlu kanat için sayısal çalışmalar.....	4
1.1.3 Kanatçık modelleri	4
1.1.4 Deneysel çalışmalar	10
1.2 Tezin Amacı ve Konusu	10
2. KANAT AERODİNAMİĞİ	13
2.1 Aerodinamik Bağıntılar	14
2.2 Aerodinamik Verimlilik	16
2.3 Kanatçık Tasarım Kriterleri.....	20
3. SAYISAL ANALİZ	23
3.1 Kontrol Hacmi	24
3.2 Çözüm Ağı Hazırlama.....	25
3.3 Hesaplama Akışkanlar Dinamiği (HAD)	33
3.3.1 RANS denklemleri	34
3.3.2 Türbülans modeli	36
4. SAYISAL BENZEŞİMLER	43
4.1 2-Boyutlu Kanat Profili Etrafındaki Akışın İncelenmesi	43

4.1.1	Çözüm ağı ve HAD analizlerinin özellikleri.....	43
4.1.2	HAD analizi sonuçları.....	45
4.1.3	Literatür ile çalışmaların kıyaslanması	46
4.2	3-Boyutlu Kanat Etrafındaki Akışın İncelenmesi	47
4.2.1	Çözüm ağı ve HAD analizlerinin özellikleri.....	48
4.2.2	HAD analizlerinin sonuçları.....	48
4.3	Kanatçık Modellerinin Sayısal İncelenmesi	49
4.3.1	Kıvrık tip (Blended) kanatçık.....	49
4.3.2	Pala tipi (Scimitar) kanatçık.....	51
4.3.3	Plaka tipi (End-Plate) kanatçık.....	53
4.4	Değerlendirme	54
5.	SONUÇ	71
	KAYNAKLAR.....	73
	ÖZGEÇMİŞ.....	77

ŞEKİL LİSTESİ

Sayfa

Şekil 1.1: Whitcomb kanatçık tasarımı	4
Şekil 2.1: Kanat üzerindeki havanın basınç ve hız dağılımı	13
Şekil 2.2: Veter uzunluğu boyunca basınç katsayısı değişimi	15
Şekil 2.3: Hücum açısına bağlı olarak akış değişimi	16
Şekil 2.4: Hücum açısına bağlı olarak C_L ve C_D katsayılarının değişimi	17
Şekil 2.5: Simetrik ve kamburluklu kanatların kaldırma kuvveti katsayısı	18
Şekil 2.6: Flap ve Slatlı kanadın hücum açısına göre kaldırma katsayısı değişimi ..	18
Şekil 2.7: Kanat ucu tipleri	20
Şekil 2.8: Kanatçık tasarım kriterleri	21
Şekil 3.1: SD7062 kanat profili	23
Şekil 3.2: SD7062 profilinin aerodinamik katsayıları.....	24
Şekil 3.3: Kontrol hacmi	25
Şekil 3.4: Kanat etrafındaki ağ yapısı	29
Şekil 3.5: Kenar ağ boyutlandırılması.....	30
Şekil 3.6: 3-Boyutlu gövde ağ yapısı	31
Şekil 3.7: Kanat üzerindeki ağ yapısı.....	32
Şekil 3.8: Kanat boyunca y^+ konturu.....	42
Şekil 4.1: 2-Boyutlu profil için hazırlanan O-Tip çözüm ağ yapısı.....	44
Şekil 4.2: 2-Boyutlu profil için hazırlanan ağ yapısı detayı	45
Şekil 4.3: SD7062 kanat profilinin $C_l - \alpha$ grafiği	46
Şekil 4.4: SD7062 kanat profilinin $C_d - \alpha$ grafiği.....	47
Şekil 4.5: 3B SD7062 yalın kanat katı modeli.....	48
Şekil 4.6: Kıvrık tip (Blended) kanatçık	49
Şekil 4.7: Kıvrık tip (Blended) kanatçık 3 görünüş ve perspektif görünüşü.....	50
Şekil 4.8: Pala tipi (Scimitar) kanatçık	51
Şekil 4.9: Pala tipi (Scimitar) kanatçık 3 görünüş ve perspektif görünüşü.....	52
Şekil 4.10: Plaka tipi (End-Plate) kanatçık	53
Şekil 4.11: Plaka tipi (End-Plate) kanatçık 3 görünüş ve perspektif görünüşü.....	53
Şekil 4.12: Taşıma katsayısının hücum açısına göre değişim grafiği	55
Şekil 4.13: Farklı hücum açılarında yalın kanat üzerindeki basınç dağılımları	57
Şekil 4.14: Sürükleme katsayısının hücum açısına göre değişim grafiği.....	57
Şekil 4.15: Moment katsayısının hücum açısına göre değişim grafiği	58
Şekil 4.16: Taşıma-Sürükleme katsayıları oranının hücum açısına göre değişimi	59
Şekil 4.17: Taşıma katsayısının sürükleme katsayısına göre değişimi	60
Şekil 4.18: Hücum açılarına göre elde edilen verim.....	61
Şekil 4.19: Kanat ve çeşitli kanatçıklar için yüzey basınç dağılımı	62
Şekil 4.20: Kıvrık tip (Blended) kanatçık için farklı kesitlerdeki basınç dağılımları	63
Şekil 4.21: Sade kanat ve çeşitli kanatçıklar için kanat ucu girdap dağılımları.....	65
Şekil 4.22: Kesitler üzerinde girdap dağılımlarını gösteren akım çizgileri..	67

ÇİZELGE LİSTESİ

Sayfa

Çizelge 3.1: Genel çözüm ağı ayarları.....	26
Çizelge 3.2: Sınır ağı ayarları.....	28
Çizelge 3.3: Yüzey ağı ayarları.....	29
Çizelge 3.4: Profil kenar ağı boyutu ayarları.....	30
Çizelge 3.5: Gövde ağı boyut ayarları.....	31
Çizelge 3.6: Çarpıklık değerine göre hücre kalitesi.....	32
Çizelge 3.7: Genel çözücü ayarları.....	33
Çizelge 3.8: Türbülans modeli ayarları.....	33
Çizelge 3.9: Referans değerleri.....	40
Çizelge 4.1: Ağı modeli 1'in özellikleri.....	43
Çizelge 4.2: Ağı modeli 2'nin özellikleri.....	44
Çizelge 4.3: Ağı modeli 3'ün özellikleri.....	44
Çizelge 4.4: 2-Boyutlu analiz sonuçları.....	45
Çizelge 4.5: Yalın kanat ağı özellikleri.....	48
Çizelge 4.6: Sade kanat HAD analizleri sonuçları.....	48
Çizelge 4.7: Kıvrık tip (Blended) kanatçıının ağı özellikleri.....	50
Çizelge 4.8: Kıvrık tip (Blended) kanatçıının HAD analiz sonuçları.....	50
Çizelge 4.9: Pala tipi (Scimitar) ağı özellikleri.....	52
Çizelge 4.10: Pala tipi (Scimitar) HAD analiz sonuçları.....	52
Çizelge 4.11: Plaka tipi (End-Plate) ağı özellikleri.....	53
Çizelge 4.12: Plaka tipi (End-Plate) HAD analiz sonuçları.....	54

KISALTMALAR

Kısaltmalar	Açıklama
2B	2-Boyutlu
3B	3-Boyutlu
AOA	Angle of Attack
CFD	Computational Fluid Dynamics
HAD	Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği
NACA	National Advisory Committee for Aeronautics
RANS	Reynolds-Ortalımalı Navier-Stokes (Reynolds-Averaged Navier-Stokes)
RNG	Re-Normalisation Group
S-A	Spalart-Allmaras
SD	Selig and Donovan
SIMPLE	Semi-Implicit Method for Pressure-Linked Equations
SST	Kayma Gerilmesi Taşınımı (Shear Stress Transport)

SEMBOL LİSTESİ

Simgeler	Açıklama
α	Hücum açısı
c	Ses Hızı
C_d	2-B Sürüklenme Katsayısı (Drag Coefficient)
C_l	2-B Taşıma Katsayısı (Lift Coefficient)
C_m	2-B Moment Katsayısı
C_D	3-B Sürüklenme Katsayısı (Drag Coefficient)
C_L	3-B Taşıma Katsayısı (Lift Coefficient)
C_M	3-B Moment Katsayısı
C_P	Basınç Katsayısı
δ	Sınır Tabakası Toplam Kalınlığı
k	Türbülans Kinetik Enerjisi
μ	Dinamik Viskozite
P	Statik Basınç
P_{ref}	Referans Basınç
Re	Reynolds Sayısı
ρ	Yoğunluk
t	Zaman
u	Yatay Hız Bileşeni
ω	Yayılm
v_{ref}	Referans Hız
y^+	Birinci Tabaka Kalınlığı (First Layer Thickness)

RESİM LİSTESİ

	<u>Sayfa</u>
Resim 1.1 : Rutan Varieze hava aracı	5
Resim 1.2 : Düşük hızlı insansız hava aracı ve planörlerde kullanılan kıvrık tip kanatçık (Sky-Sailor).....	6
Resim 1.3 : Yüksek hızlı jet ulaştırma uçaklarda kullanılan kıvrık tip kanatçık (Boeing-737)	6
Resim 1.4 : Pala tipi kanatçık (Boeing 737 MAX)	7
Resim 1.5 : Orta hız uçaklarda kullanılan plaka tipi kanatçık (Rutan Long-EZ)	8
Resim 1.6 : Yüksek hızlı uçaklarda kullanılan plaka tipi kanatçık (Airbus A320).....	8

1. GİRİŞ

Mühendislik çalışmalarında bir sistemin tasarımı yapılırken iki yol izlenir. Bunlardan birincisi hesaplama dayalı sayısal yöntem, diğeri ise teste dayalı deneysel yöntemdir. İçerisinde akışkan olan sistemlerde de aynı şekilde sistemin tasarımı ve analizi için bu iki yöntem uygulanır. Hesaplama; matematiksel denklemlerin analitik ya da sayısal olarak çözümlenmesi işlemidir. Analitik yöntemler; basit problemler için genellikle kapalı formda çözülen tam olarak doğru sonuçların elde edilebildiği yöntemlerdir. Sayısal yöntemler ise teorik çözümden farklı olarak gerçek hayatta karşılaşılan çok daha karmaşık problemlerin çeşitli kabuller yapılarak bilgisayarlı çözüm yöntemidir. Deneysel yöntem; problemi tanımlayan fiziksel bir model ortaya çıkararak, çeşitli veri toplama cihazları ile gerçek ölçümler yapılması işlemidir [1].

Sayısal yöntemler diğeri yöntemlere göre çok daha masrafsızdır. Sayısal yöntemlerin amacı problemlerin çözümü için doğruya en yakın özellikleri taşıyan matematiksel modeller üzerinde uygun sayısal teknikler geliştirmektir. Bunun için öncelikle çözümü istenen problemi fiziğe en yakın şekilde tanımlamak ve formüle etmek gerekmektedir. Hata analizleri problem çözümü ile eşzamanlı yapılarak kullanılan sayısal yöntemin hassasiyeti belirlenir [2].

Sayısal yöntemler algoritma adı verilen aritmetik ve mantıksal işlemlerden oluşur. Bu işlemler ardışık biçimde yapılarak istenilen problemin çözümüne yaklaşılr. Tekrarlanan işlemlerin çok olması problemin bilgisayar desteğine olan ihtiyacı ortaya çıkartmış ve çeşitli bilgisayar programlarının geliştirilmesine sebep olmuştur.

Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği (HAD); akışkanlar mekaniği problemlerinde sıvı veya gazların katı yüzeyler ile diğeri analitik ve deneysel yöntemlerle çözülmesi pratik olarak mümkün olmayan etkileşimlerini bilgisayar yardımıyla benzeşim (simülasyon) yapmak suretiyle çözümü için sayısal yöntemlerin kullanıldığı bir akışkanlar mekaniği dalıdır. HAD yöntemiyle viskoz, laminar akışlar nispeten daha kolay ve doğru bir şekilde analiz edilebilmektedir. Türbülanslı akışlarda ise sayısal analiz daha karmaşık olup farklı akış rejimleri için farklı türbülans modellerine ihtiyaç bulunmaktadır [3].

Havacılık sektörü diğer ulaşım sektörlerine göre maliyetli bir sektördür. Bir hava aracının tasarımından üretimine her aşaması yüksek bütçe gerektirir. Bununla birlikte üretilen bir uçağın uçuşu da yüksek yakıt maliyetleri ortaya çıkarmaktadır. Bu sebepten havacılık endüstrisinde en önemli konulardan birisi ekonomidir. Bazı büyük şirketlerde ve birçok üniversitede bu maliyetleri düşürmeye yönelik çalışmalar yapılmaktadır. Bir uçak ele alındığında uçak yapısından güç grubunun gücüne, otomatik uçuş kontrol mekanizmasından aerodinamiğine bir çok alanda araştırma ve geliştirme (Arge) çalışmaları yapılmaktadır. Amaç öncelikle yakıttan tasarruf sağlayarak aynı zamanda uçağın performansını arttırmaktır.

Aerodinamik performansı artırmaya yönelik çalışmalar bu sektörde çok önemli bir konumdadır. Aerodinamik performansın artırılması özetle daha az yakıtle azami mesafeyi katedebilme anlamına gelir. Bu da sürüklenme kuvvetinin azalmasıyla doğrudan alakalıdır. İleriki bölümlerde de bahsedilecek olan çeşitli tasarımlar ile sürüklenme kuvveti önemli ölçülerde azaltılabilmekte ve bunun yanı sıra taşıma kuvveti de artırılabilir. Performans artımı için istenen, bu iki durumun aynı anda gerçekleşmesidir. Sürüklenme kuvvetini azaltmaya ve taşıma kuvvetini artırmaya yani süzülme ya da L/D oranını artırmaya yönelik çalışmalar böylesine yüksek maliyetli bir sektörde hesaplamalı akışkanlar dinamiği ile neredeyse masrafsız bir şekilde yapılabilmektedir. Rüzgar tüneli testleri gibi yüksek maliyetli çalışmalar da HAD çalışmalarını doğrulamak adına sıklıkla uygulanmaktadır. Bunun sonucunda deneyle doğrulanmış, ya da kalibrasyonu yapılmış hesaplamalı akışkanlar dinamiği yöntemleri tasarım ve geliştirme çalışmalarında öncelikli olarak tercih edilen bir konuma kavuşmuştur. Bilgisayar teknolojisinin de sürekli gelişmesi ve dolayısıyla çok daha karmaşık ve gerçeğe daha yakın problemlerin benzeşimi yapılarak kısa sürelerde çözülebilir hale gelmesi sayesinde HAD yaklaşımı havacılık sektörünün gelişmesine önemli katkı sağlanmaktadır.

1.1 Literatür Araştırması

İnsansız hava araçları günümüzde birçok amaca hizmet etmek için kullanılmaktadır. Önceliği askeri ihtiyaçlar oluştursa da, yangın tespiti, arama kurtarma gibi keşif amaçlı olarak da ve sivil havacılıkta da çokça kullanılmaktadır. İHA'ların kullanımı yaygınlaştıkça havada kalma süreleri, uçuş mesafeleri gibi kriterler daha da önem

kazanmaktadır. Bu sebeple aerodinamik açıdan en iyi verimi sağlamak için çeşitli çalışmalar yapılmaktadır.

Literatürde insansız hava araçları için tasarlanmış olan kanat ve kanatçıklar için bir çok çalışma yapıldığı görülmüştür. Bu bölümde, çeşitli kanat profilleri için ve bu profillere uygun farklı tipteki kanatçıklar için literatürde bulunan bazı çalışmalar sunulmaktadır. Bu çalışmalarda kanat ve kanatçıklar için hesaplamalı akışkanlar dinamiği ile ilgili çalışmalar ve rüzgar tüneline yapılan deneysel çalışmalar bulunmaktadır. Ayrıca bu bölümde kanatçıkların tarihçesinden ve günümüzde en çok kullanılan kanatçıklardan bahsedilerek bu kanatçıklar hakkında yapılan çalışmalarda hedeflenen, bulunması amaçlanan ve incelemeye alınan unsurlar da özet halinde verilmektedir.

1.1.1 2-Boyutlu kanat profili için sayısal çalışmalar

2-Boyutlu kanat profilleri konusunda NACA0012 profile sahip bir kanat için hem 2 hem 3 boyutlu akış problemi Özcan [4] tarafından ticari HAD programı yaklaşımıyla ele alınmıştır..

Yilammi vd. [5] çalışmalarında SD7062 ve NACA 2412 profilere sahip iki farklı düz kanatlar için internet temelli programlarla analiz yapmıştır. Ayrıca insansız hava araçları için düşük Reynolds sayısı durumunda deneysel olarak da teste tabi tutulmuştur. Çalışmada amaçlanan düşük Reynolds sayılarının ve düz flap'lerin uçuşa etkisini bulmaktır.

Erişen ve Bakırcı [6] çalışmalarında havacılıktan farklı alanlarda ve amaçlarda da kullanılabilecek istenilen özelliğe göre daha verimli olabilecek standartlardan farklı yeni kanat profilleri geliştirmeyi amaçlamışlardır. NACA0012 ve NACA4412 kanat profilleri üzerinde değişiklikler yaparak yeni geometriler üretmişlerdir. Elde edilen bu geometrileri HAD bilgisayar programı ile hesaplamış ve orjinal halleri ile aerodinamik kuvvetleri kıyaslamışlardır. Yeni tasarımlar ile daha yüksek kaldırma kuvveti elde edildiği görülmüştür.

Langtry vd [7] yerel değişkenler üzerinde tam olarak üretilen yeni bir korelasyon tabanlı geçiş modeli geliştirmişlerdir. Bunun sonucunda geçiş modelinin modern CFD teknikleri ile uyumlu olduğunu görmüşlerdir. Çalışmada asıl amaçlanan rüzgar türbinlerinde geçişi tahmin edebilmek için geliştirilen bu modeli uygulamaktır. Tam türbülanslı ve geçiş durumları için hesaplamalar hem 2B hem 3B kanatlar için

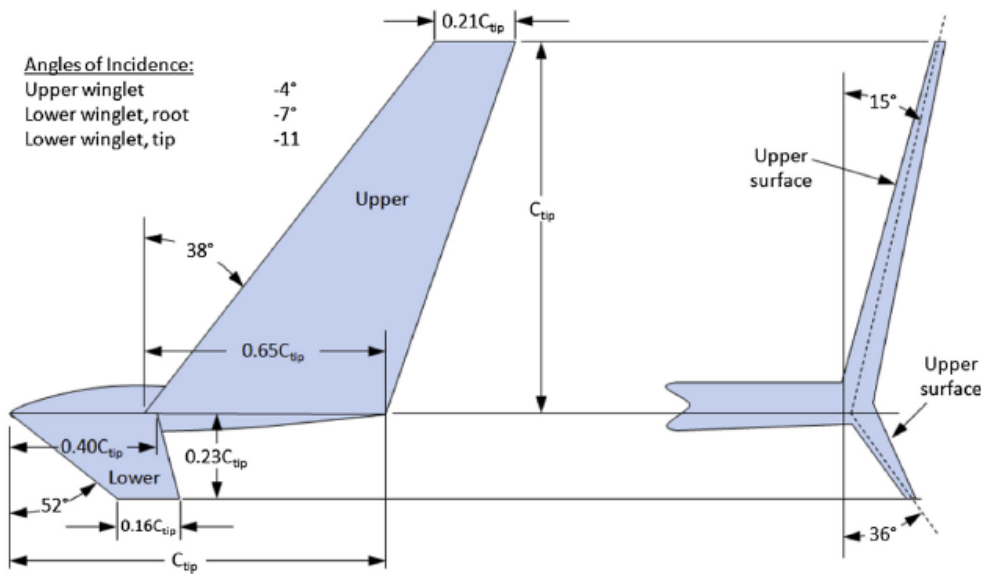
gerçekleştirilmiştir. Kanat profili olarak S809 hazır modeli kullanılmıştır. Geçiş durumu için elde edilen sonuçların deneysel verileri desteklediği görülmüştür. Ayrıca görülmüştür ki rüzgar türbini aerodinamiğinin tahminleri için bu geliştirilen geçiş modeli çok iyi uyum sağlamıştır.

1.1.2 3-Boyutlu kanat için sayısal çalışmalar

Genç vd [8] çalışmalarında Reynolds-Ortalama Navier-Stokes (RANS) tabanlı HAD yöntemleri için genellikle tahmini zor ayrılma kabarcıkları olan düşük Reynolds sayılarında akışların tahmini için geçiş ve türbülans modellerinin performansını değerlendirmiştir. İkinci olarak, tek kanat için emme veya üfleme kullanarak laminer ayrılma kabarcıklarını bastırmaya çalışmışlardır. Yalnız emme ya da üfleme durumlarında, ayrılma kabarcığı tamamen yok edilememiştir fakat ya hafiflemiş ya da aşağı doğru hareket etmiştir.

1.1.3 Kanatçık modelleri

İlk olarak kanatçık (winglet) fikri 1920’lerde Hemke [9] tarafından ortaya atılmıştır. Kanat ucu plakası (End-Plate) şeklinde kanatçıklar üzerine çalışma yapan Hemke kanatçıkların nasıl etkiler oluşturabileceğini incelemiştir. Fakat kanat uçlarına kanatçık eklenmesi ve bu çalışmaların önem kazanması 1976’da Whitcomb tarafından sağlanmıştır [10]. Şekil 1.1’de görülen kanatçık Whitcomb tarafından tasarlanan ilk kanatçık tipidir [11]. Whitcomb’un kanatçık tasarımının ilk olarak kullanıldığı Rutan Varieze isimli uçak Resim 1.1’de görülmektedir [12].



Şekil 1.1: Whitcomb kanatçık tasarımı [11]



Resim 1.1: Rutan Varieze hava aracı [12]

Günümüzde mevcut kullanılmakta olan Blended, Scimitar, End Plate, Spiroid, Sharklet gibi bir çok çeşit kanatçık modeli vardır. Hemen her kanatçık modelinin de farklı uçuş koşullarına göre ve kullanıldığı hava araçlarına göre değişen farklı tipte tasarımları da vardır. Bu tez çalışmasında incelemeye alınan kanatçıklara ait bilgiler ve bu kanatçıklar hakkında literatürde bulunan çalışmalara örnekler aşağıda verilmektedir. Bu örneklerde çalışmalar için hedeflenen, bulunması amaçlanan ve incelemeye alınan unsurlar yine özet halinde sunulmaktadır.

1.1.3.1 Kıvrık tip (Blended) kanatçık

Tez kapsamında incelemeye alınan ilk kanatçık tipi “Blended winglet” yani Kıvrık tip kanatçıktır. Literatürde en fazla çalışması bulunan kanatçık modellerindedir. Düşük seyir hızı olan güneş enerjili planör tipi uçaklarda ve yüksek seyir hızı olan nakliye uçaklarında kullanılmaktadır. Fakat bunlar için farklı tasarımlar mevcuttur. Örneğin; “Taper ratio” yani sivrilik oranı planör tipi uçaklarda fazla yani uç kısmı sivri iken, nakliye uçaklarında azdır. “Cant angle” yani eğrilik açısı planörlerde çok az iken nakliye uçaklarında 90 dereceye kadar çıkmaktadır. “Winglet span” yani kanatçık uzunluğu ise planörde kısa iken nakliye uçaklarında daha uzundur. Resim 1.2’ de Sky-Sailor isimli planör tipi hava aracı, Resim 1.3’ de jet yolcu uçağı için kıvrık kanatçık tipleri gösterilmektedir.



Resim 1.2: Düşük hızlı insansız hava aracı ve planörlerde kullanılan kıvrık tip kanatçık (Sky-Sailor) [13]



Resim 1.3: Yüksek hızlı jet ulaştırma uçaklarda kullanılan kıvrık tip kanatçık (Boeing-737) [14]

Kıvrık tip (Blended) kanatçık için yapılan bir çalışmada Rahman vd [15] kanatçıklı ve kanatçıksız kanadın aerodinamik olarak nasıl farklılıklar gösterdiğini incelemişlerdir. Bunun için geleneksel kanatçıklardan farklı özgün bir kıvrık tip kanatçık tasarlamışlardır. Bu kanatçığın yalın kanada göre C_L , C_D ve L/D değerlerini karşılaştırmışlardır. Sonuç olarak, sürüklenme kuvvetinde azalma gözlemleyerek daha verimli uçuş performansı sağlandığını göstermeyi başarmışlardır.

1.1.3.2 Pala tip (Scimitar) kanatçık

Tez kapsamında incelenen diğer bir kanatçık tipi “Scimitar winglet” yani Pala tipi kanatçıktır. Bu model kıvrık tip kanatçığın alt tarafına pala (eğri kılıç) şeklinde küçük bir kanatçık daha eklenmesiyle oluşmuş bir modeldir. Yalnızca yüksek hız

nakliye uçaklarında kullanılmaktadır ve tek tiptir. Resim 1.4' de Boeing uçaklarında kullanılan Pala tipi kanatçık gösterilmektedir.



Resim 1.4: Pala tipi kanatçık (Boeing 737 MAX) [16]

Reddy vd [17] var olan bir Kıvrık tip (Blended) kanatçık ile bölünmüş bir winglet yapılandırması oluşturmak için kıvrık kanatçığın alt tarafına ikincil bir eleman eklemiştir. Kanatçığın uç kısımlarında, akım yönünde sivri uçlu eğri kılıç şekli yaratmak için bir arka kenar uzantısı eklemiştir. Kanatçık geometrisi toplam sekiz adet değişken kullanılarak tanımlanmıştır. Sunulan tasarım metodolojisi olarak lokal analitik yüzey eklemeye dayalı ikinci dereceden sürekli 3 boyutlu geometri algoritması kullanmıştır. İstenilen değerleri elde etmek için sıkıştırılabilir, türbülanslı akış analizi Navier-Stokes çözücü ile 3 boyutlu olarak yapılmıştır. Serbest akım mach sayısı 0,25 ve hücum açısı olarak 11 derece alınmıştır.

1.1.3.3 Plaka tipi (End Plate, Wingtip Fence) kanatçık

Son olarak incelemeye alınan “End-Plate” diye adlandırılan kanatçık, adından da anlaşıldığı gibi kanadın uç kısmında düz bir plaka şeklindedir. Orta ve yüksek hız yapan insansız hava araçlarında ve uçaklarda kullanılmaktadır. Bunların her biri için farklı tasarımlar mevcuttur. İki tasarımda düz plaka yapıya sahiptir fakat orta hızlı insansız hava araçlarında kullanılan plaka tipi kanatçık kıvrık kanatçık tipinin eğrilik açısı 90 dereceli olanı gibidir. Yalnızca birleşme yerinde bir kıvrım yoktur. Yüksek hızlı uçaklardaki plaka tipi kanatçıkta ise yine düz plaka olmasına karşın daha küçük boyutlarda üçgenli farklı bir geometriye sahiptir. Ayrıca orta hız tipi gibi kanat veter uzunluğu boyunca değil kanadın arka kısmında küçük bir kısmını kapsayacak boyutlardadır. Resim 1.5' de Rutan Long-EZ isimli orta hız uçaklarda kullanılan ve Resim 1.6' da Airbus A320 tipi yüksek hızlı uçaklarda kullanılan Plaka tipi kanatçıklar gösterilmektedir.



Resim 1.5: Orta hız uçaklarda kullanılan plaka tipi kanatçık (Rutan Long-EZ) [18]



Resim 1.6: Yüksek hızlı uçaklarda kullanılan plaka tipi kanatçık (Airbus A320) [19]

Hemke [9] çalışmasında Plaka tipi (End-Plate) kanatçık ile sürüklenme kuvvetini azaltacak bir formül türetmeye çalışmıştır. Öncede bahsedildiği gibi bu çalışma kanatçık fikri için ilklere aittir. Görülmüştür ki Plaka tipi (End-Plate) kullanıldığı takdirde sürüklenme kuvveti azalarak kanadın verimliliği oldukça fazla artmıştır. Tek kanatlı ve çift kanatlı modeller için sürüklenme kuvvetinin azaldığını gösteren grafikler oluşturmuştur. Normal durum için boşluk-veter oranı (gap-chord), en-boy oranı (aspect ratio) ve uç plakasının (End-Plate) boyunun etkisi belirlemiştir. Sürüklemeyi azaltma metodu tanımlanmıştır. Hesaplanan ve rüzgar tüneli testleriyle elde edilen farklı en-boy oranındaki ve farklı çeşitli kanatçık boyutlarındaki kanatlar karşılaştırılmıştır. Birbiriyle uyumu iyi düzeyde çıkmıştır. Sonuç olarak bu çalışmadan plaka tipi kanatçığın şekli ve kesitinin uçuşu etkileyen önemli bir unsur olduğu sonucuna varılmıştır.

Park vd [20] plaka tipi kanatçığın tek kanat için aerodinamik karakteristiğini ve statik yükseklik kararlılığını sayısal analiz ile incelemişlerdir. İnceleme hücum açıları 0 ile 10 derece açılarında ve yerden yüksekliği arka kenardan itibaren veter uzunluğunun %5'inden %50'sine kadar gerçekleştirilmiştir. Analizler sonucunda görülmüştür ki yer etkisi alt yüzeylerdeki yüksek basınç ile taşıma kuvvetini artırmakta, sürüklenme kuvvetini azaltmaktadır ve üst yüzeylerdeki emme kuvvetini artırmaktadır. Sonuç olarak taşıma-sürüklenme oranı önemli ölçüde artmaktadır. Plaka tipi kanatçık yüksek basınçlı havanın kaçışını önleyerek kanat ucunda oluşan girdap oluşumunu da engeller. Bu sayede de taşıma-sürüklenme oranını artırır. Görülen bir başka durum da yere yakın iken kanatçık olan kanatta taşıma kuvvetinin arttığı kadar sürüklenme kuvveti enteresan bir şekilde artmamaktadır. Analizlerden ve elde edilen sonuçların görsellerinden bulunmuştur ki her bir kanat yüzeyinden iki kanat ucu girdabı meydana gelmiştir. Dışa doğru olan kanat ucu girdabı kanadın alt yüzeyinden meydana geldiği gözlemlenmiştir.

1.1.3.4 Bütün modeller üzerinde yapılan sayısal çalışmalar

Kaplankıran ve Ünal [21] İstanbul Teknik Üniversitesinde tasarlanan AVCI isimli insansız hava aracının sayısal analizlerini yapmışlardır. Öncelikle test amacıyla analitik çözümü bilindiği bazı akım alanları için çalışmalar yapılmış ve çözüm alanı ve ağ yapısı hazırlanan GRIDGEN ve sonlu hacimler yöntemi uygulayan Fluent programı kullanılmıştır. Sürtünmeli ve sürtünmesiz şartlarda yapısal ve yapısal olmayan ağlar ile test çalışmaları yapılmıştır. AVCI insansız hava aracı için ise sürtünmeli şartlarda 3 farklı türbülans modeli kullanılarak sayısal analizler yapılmıştır. Bu modeller S-A, k- ϵ ve k-w. Bu modellerden en uygun çözümü veren model k-w olmuştur ve bu model kullanılarak farklı hücum açılarında analizler yapılmıştır. Sonuç olarak tüm akışlar için aerodinamik kuvvetler hesaplanmıştır.

MARA Üniversitesinde geliştirilen blended wing body (BWB) tipi uçak baz alınarak Wisnoe vd [22] bir çalışma yapmıştır. Bu çalışmada uçağın aerodinamik davranışı incelemeye alınmıştır. HAD analizi ve rüzgar tüneli testleri yapılmıştır. HAD için Steady-State, mach sayısı 0.3 olan 3 boyutlu bir tasarım hazırlanmıştır. Bu tasarımın 1/6 ölçeğinde bir model mach sayısı 0.1 olarak rüzgar tüneli testine sokulmuştur. Her iki yöntemde de C_L , C_D , C_M katsayıları ölçülmüştür. Çeşitli hücum açıları için bu katsayılar bulunarak karşılaştırmaları yapılmıştır. HAD analizlerinden basınç

konturları ve Mach sayısı konturları çizilmiş ve türbülans alanı tahmini yapılmıştır. Bu çalışmada sunulan BWB İHA tasarımı, yüksek hücum açısında sürdürülebilir uçuş performansı, düşük sürükleme katsayısı ve maksimum kaldırma katsayısı açısından benzeri görülmemiş bir kapasiteyi elde etmiştir.

1.1.4 Deneysel çalışmalar

Yilemni vd [23] insansız hava araçları için kullanılan SD7062 ve NACA 2412 kanat modellerini düşük Reynolds sayılarında deneysel olarak test etmiştir. Ölçüm sonuçları literatürde bulunan el kitabı yöntemleriyle karşılaştırmıştır. Ayrıca HAD yöntemleri, XFOIL [24] ve FINFLO [25] ile de karşılaştırmıştır. Düşük Reynolds sayılarının ve düz flap'lerin uçuşa etkisini bulmayı amaçlamıştır.

Cavalieri vd [26] çalışmasında, uçağın kanadında, yatay ve dikey kuyruğunda kullanılmak üzere seçtiği profiller için aerodinamik karakteristik eğrilerini ($C_l \times \alpha$, $C_l \times C_m$, $C_l \times C_d$) elde etmeyi amaçlamıştır. Deneysel çalışmalar ITA'nın (Instituto Tecnológico de Aeronáutica) rüzgar tüneline yapılmıştır ve rüzgar tüneli duvarlarının etkileşimi düşünülmesi için sonuçlar doğrulanmıştır. Sayısal sonuçlar ile deneysel veriler belirli Reynolds sayılarında sayısal ekipmanların kalibrasyonu için karşılaştırılmıştır.

Gomes vd [27] ITA'nın insansız hava aracının kanadı için rüzgar tüneline test sonuçlarını doğrulamayı amaçlayan bir çalışma yapmıştır. Yaptıkları insansız hava aracı 80 m/s hızla hareket edecektir. Göreceli olarak düşük sayılabilecek bir hız olduğu için düşük Reynolds sayıları için bir veritabanı oluşturmaya çalışmıştır. ITA'da yapılan kanat testlerinde duvar etkilerini ortadan kaldırmak için düzeltmeler yapılmıştır. Rüzgar tüneline elde edilen tipik Reynolds sayılarını kullanarak panel yöntemi formülasyonuna dayalı bir kod hazırlanmış ve bu düzeltmeler gerçekleştirilmiştir.

1.2 Tezin Amacı ve Konusu

Bu tez çalışmasının amacı insansız hava araçlarında kullanılan kanatçıkların sayısal olarak incelenmesidir. Bu amaca yönelik olarak öncelikle iki boyutlu, birim uzunluklardaki bir kanat profili oluşturulmuş ve etrafındaki akış için HAD benzeşimleri hazırlanmıştır. Bu simülasyonlar ticari ANSYS FLUENT programı kullanılarak yapılmıştır [28]. Kanat profili farklı hücum açılarındaki durumlar için

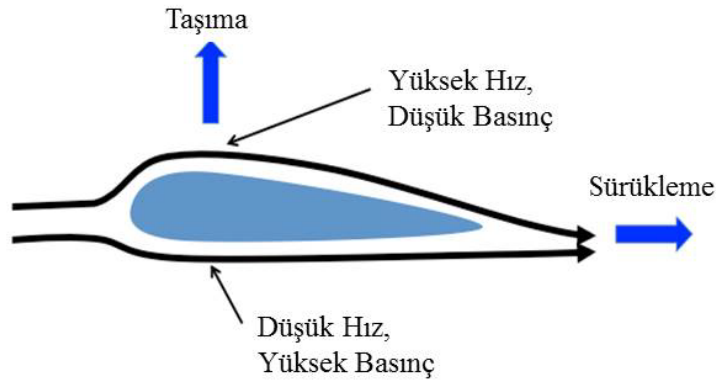
analiz edilmiştir. Bu analizler literatürde bulunan çalışmalar ile karşılaştırılmıştır. İkinci olarak iki boyutta analizi yapılan kanat profili ile üç boyutta kanatçık tasarımı yapılmış ve yine analize sokulmuştur. Bu analizler de yine farklı hücum açılarında yapılmıştır. Son olarak üç farklı kanatçık modeli tasarlanmıştır. Bu kanatçık modelleri günümüzde insansız hava araçlarında yaygın olarak kullanılan literatüre uygun fakat özgün tasarımlar olarak hazırlanmıştır. Üç boyutlu bu modeller de yine farklı hücum açıları için analiz edilmiştir. Bu modellerin öncelikle sade bir kanada göre ne tür farklılıklar meydana getirdiği ve ne tür faydalar sağladığı incelenmiştir. Sonra bu üç kanatçık modeli birbiri ile karşılaştırılarak hangisinin daha verimli olduğu belirlenmeye çalışılmıştır.





2. KANAT AERODİNAMIĞI

Hava araçlarının uçuş performansını belirleyen başlıca etkenler; üzerinde oluşan aerodinamik ve motorlarda üretilen itki kuvvetleridir. Bir cismin uçabilmesi için ya havadan daha hafif olması gerekir ya da bu cismi taşıyıcı bir kuvvetin bu cisme etki etmesi gerekmektedir. Taşıyıcı kuvvet; itici kuvvet sayesinde hız kazanan bir cismin üzerinde oluşan hava akımları ile oluşmaktadır. Her şekil, üzerine gelen hava akımları ile yeteri kadar taşıma kuvveti elde edemez. Bir uçak kanadı ise tam bu amaç için tasarlanmış bir geometriye sahiptir. Bir kanat hareket ederken üzerinde bir basınç dağılımı meydana gelir. Kanadın üst tarafında hava hızlı akarken alçak basınç meydana gelmektedir. Kanadın alt tarafında ise hava yavaş akar ve basınç yüksektir. Bu sebeple alt taraf basıncının üst taraf basıncından fazla olması kanadı yukarı kaldıracak bir kuvvete sebebiyet verir. Bir başka deyişle, yukarıdan kanadı çekecek bir kuvvet meydana gelir [29]. Şekil 2.1’de bir kanat üzerindeki havanın hız ve basınç durumu resimde gösterilmektedir [30].



Şekil 2.1: Kanat üzerindeki havanın basınç ve hız dağılımı [30]

2.1 Aerodinamik Bağıntılar

Bu tezde hesaplamalı akışkanlar dinamiği üzerine çalışmalar yapılmıştır. Bu sebeple öncelikle aerodinamik kavramları anlayarak çalışmalardan bahsedilmelidir.

Aerodinamik; Yunancadan gelen bir kelime olup havanın gücü anlamına gelmektedir. Hareket halinde olan cisimlerin ya da rüzgara maruz kalan hareketsiz cisimlerin hava ile etkileşimlerini inceleyen bir bilim dalıdır. Sürekli ortamlar baz alındığında akış hızına bağlı olarak bir akış sıkıştırılabilir veya sıkıştırılamaz akış olarak ikiye ayrılır. Sıkıştırılamaz akış; yoğunluğu zaman ve mekan değişse de sabit kalan akıştır. Bir akışın hızı arttıkça yoğunlukta değişimler meydana gelebilmektedir ve akışkan sıkıştırılabilmektedir. Aerodinamikde Mach sayısı 0,3'den küçük akışlar sıkıştırılamaz akış olarak kabul edilmektedir. Akım hızının ses hızına (deniz seviyesinde ve 21 °C sıcaklıkta 343.2 m/s) oranı Mach sayısı olarak adlandırılır. Akımın Mach sayısı 0,8' den küçükse ses altı, 0,8 – 1,2 aralığında ses-geçiş, 1,2 – 5 aralığında ise ses üstü ve 5'den büyük ise “hipersonik” olarak adlandırılır [31].

Bir akış hareketini çözümlenebilmek için 3 adet korunum denklemi çözmek gerekir. Bu denklemler; kütle korunumu, momentum korunumu ve enerji denklemleridir. Viskoz, sıkıştırılabilir akışkanlar için Navier-Stokes denklemleri olarak adlandırılan bu denklemler sırasıyla aşağıda verilmektedir.

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho u_i) = 0 \quad (2.1)$$

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho u_i) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho u_i u_j) = -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial t_{ji}}{\partial x_j} \quad (2.2)$$

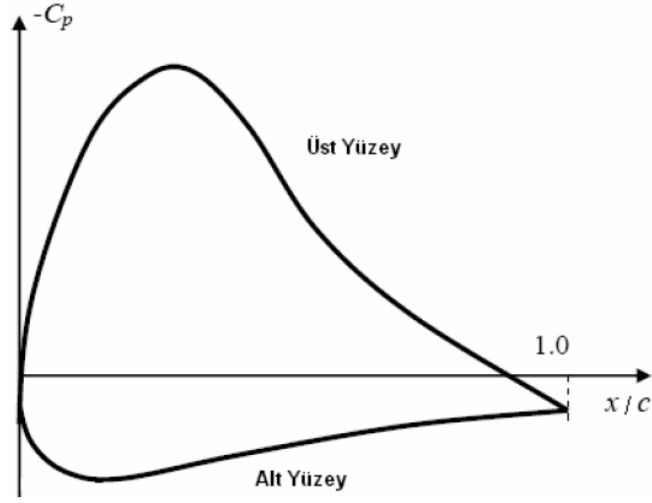
$$\frac{\partial}{\partial t} [\rho(e + 0.5u_i u_i)] + \frac{\partial}{\partial x_j} [\rho u_j (h + 0.5u_i u_i)] = -\frac{\partial}{\partial x_i} (u_i t_{ij}) + \frac{\partial q_j}{\partial x_j} \quad (2.3)$$

Navier-Stokes denklemlerinin çözümünde basınç da dolaylı biçimde elde edilmekte olup aerodinamikte sıkça kullanılan boyutsuz basınç katsayısı aşağıda verilmiştir.

$$C_p = \frac{P - P_{ref}}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v_{ref}^2} \quad (2.4)$$

Burada, P statik basıncı, P_{ref} referans basıncını ve v_{ref} ise referans hızını göstermektedir.

Örneğin, Şekil 2.2' de basınç katsayısı-veter uzunluğu grafiği verilmektedir. Burada x/c kanat üzerindeki bir noktanın veter uzunluğuna oranını belirtmektedir.



Şekil 2.2: Veter uzunluğu boyunca basınç katsayısı değişimi

Bir profilin akışkan içerisinde hareketi esnasında üzerinde iki kuvvet ve bir moment oluşur. Bu kuvvetlerin ve momentin formülleri aşağıdaki gibidir.

- a) Sürükleme (Drag) Kuvveti: İtme gücü ile harekete geçen hava aracının hareketine ters yönde oluşan direnç kuvvetidir.

$$D = C_D \cdot \frac{1}{2} \cdot \rho_{\infty} \cdot V_{\infty}^2 \cdot c \quad (2.5)$$

- b) Taşıma (Lift) Kuvveti: Kanadın geometrik yapısı sayesinde yerçekimine ters yönde oluşan, uçağı havalandıran kuvvettir.

$$L = C_L \cdot \frac{1}{2} \cdot \rho_{\infty} \cdot V_{\infty}^2 \cdot c \quad (2.6)$$

- c) Yunuslama (Pitching) Momenti: Taşıma – Sürükleme düzlemi içerisinde oluşan momenttir.

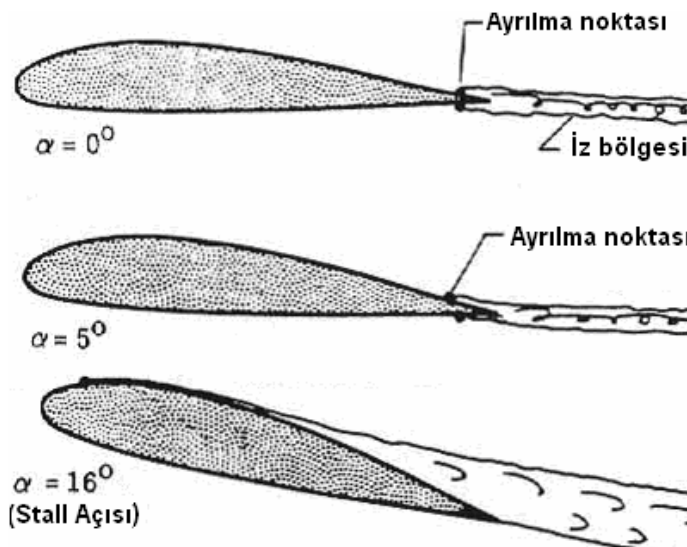
$$M = C_M \cdot \frac{1}{2} \cdot \rho_{\infty} \cdot V_{\infty}^2 \cdot S \quad (2.7)$$

Yukarıdaki denklemlerde C_D sürükleme katsayısını, C_L taşıma katsayısını, C_M moment katsayısını, ρ_{∞} havanın yoğunluğunu, c veter uzunluğunu ve S kesit alanını ifade etmektedir.

2.2 Aerodinamik Verimlilik

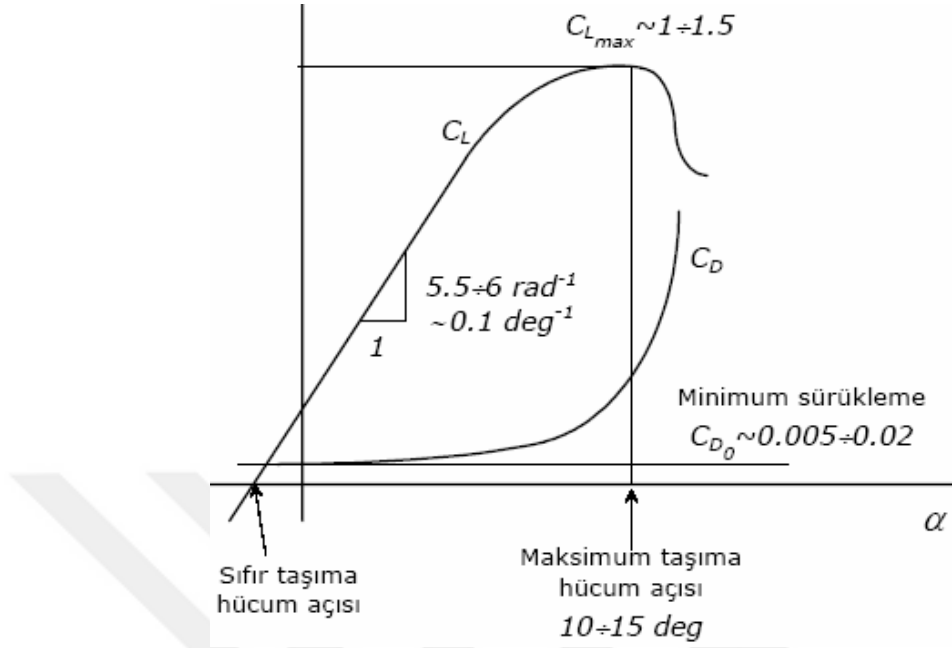
Bir hava aracının daha verimli uçmasını sağlamak aerodinamik verimliliği artırarak gerçekleştirilebilir. Aerodinamik verimlilik sürüklenme kuvveti azaltılıp kaldırma kuvveti artırılarak sağlanır. Sürüklenme kuvvetinin azaltılması için pürüzsüz bir kanat yüzeyine sahip olmak önemlidir. Kaldırma kuvvetinin artırılması iki yöntem ile sağlanır. Birincisi kanat profili etrafındaki basınç dağılımını artırmak, ikincisi ise kanat profili etrafındaki sınır tabaka kalınlığını azaltmaktır. Bu özellikleri sağlamak için çeşitli tasarımlar ve yöntemler geliştirilmiştir. Hücum açısı ve profilin kamburluk derecesi uçuş performansını etkileyen faktörlerdendir. Ayrıca flap, slat, slot ve kanatçık gibi tasarıma eklenen yeni parçalar ile de aerodinamik performansı iyileştirilme çalışmaları yapılmaktadır.

a) Hücum açısı: Bir hava aracının hareket doğrultusu ile serbest akım yönü arasında kalan açıdır. Hücum açısı belirli değerler arasında iken aerodinamik performansı artırıcı etki yapar. Örneğin bir hava aracı kalkış yaparken hücum açısı sıfırdan büyük bir açıya konumlanır ve kaldırma kuvveti artar. Fakat açı daha da büyüdükçe akım çizgileri normalde kanadın fırrar kenarından ayrılırken Şekil 2.3'de görüldüğü gibi daha ön taraflarda kopmalar meydana gelmeye başlar. Hücum açısı 16 derecelere ulaştığında ise türbülans başlar, sürüklenme kuvveti iyice artar, kaldırma kuvveti o açıya kadar artarken birden düşmeye başlar ve stall (irtifa kaybı) meydana gelir.



Şekil 2.3: Hücum açısına bağlı olarak akış değişimi [32].

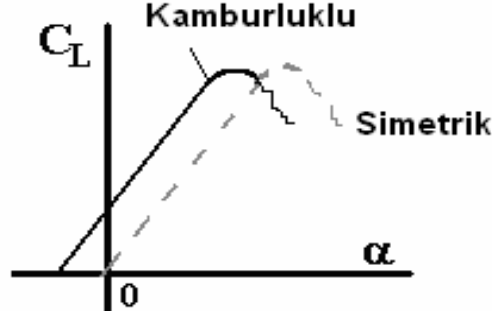
Şekil 2.4' deki grafikte de kaldırma kuvveti ve sürüklenme kuvveti katsayıları hücum açısına bağlı olarak gösterdiği değişim görülmektedir.



Şekil 2.4: Hücum açısına bağlı olarak C_L ve C_D katsayılarının değişimi [32].

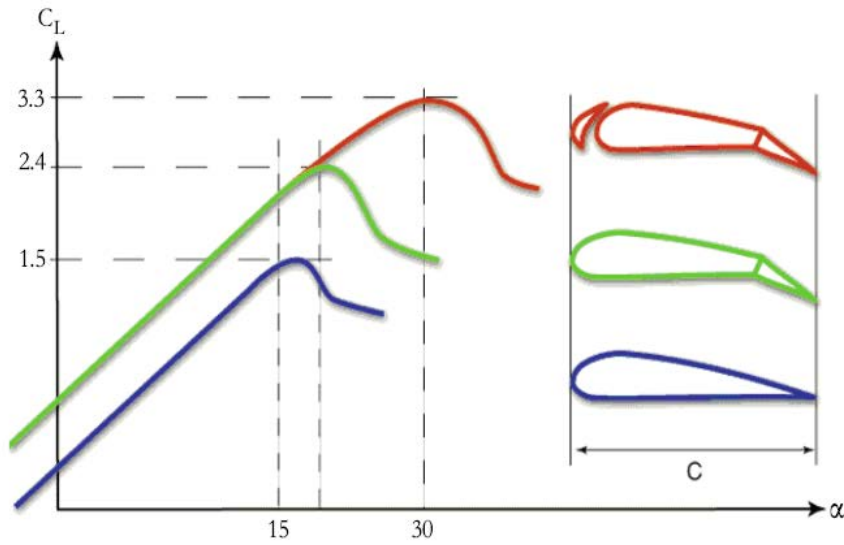
b) Kamburluk: Kamburluğun tarifinin yapılabilmesi için öncelikle kamburluk eğrisi ve veter uzunluğunun bilinmesi gereklidir. Kamburluk eğrisi; kanadın üst yüzeyi ile alt yüzeyinin orta noktalarının birleştirilmesiyle oluşan eğridir. Veter uzunluğu; kanadın hücum kenarı ile firar kenarını birleştiren doğrudur. Kamburluk ise kamburluk eğrisi ile veter uzunluğu arasındaki en büyük mesafedir. Yani en kalın yerin büyüklüğüdür de denilebilir. Kamburluk aerodinamik performansı artırıcı şekilde etki etmektedir. Kamburluk miktarı arttıkça kanadın üst yüzey alanı artar. Bunun sonucunda üst taraftan akan havanın hızı artar ve üst taraf basıncı azalır. Bu durum Bernoulli denklemiyle açıklanabilir. Bernoulli formülü denklemde verilmektedir. Formülden de görüldüğü gibi hız arttığı takdirde eşitliğin diğer tarafı sabit olduğu için basınç azalacaktır. Üst yüzeydeki basıncın azalması alt ile üst yüzeyler arasındaki farkı artıracığından kaldırma kuvvetini artıracaktır. Şekil 2.5' de kamburluğun kaldırma kuvvetine etkisi görülmektedir.

$$\frac{P}{\rho} + \frac{V^2}{2} + gz = \text{sabit} \quad (2.8)$$



Şekil 2.5: Simetrik ve kamburluklu kanatların kaldırma kuvveti katsayısı [32].

- c) Flap: Kanadın arka kısmında bulunan, kamburluktaki mantık gibi yüzey alanını artırmadan ama kanadın şeklini değiştirerek taşıma kuvvetini artırmaya yarayan yüzeylerdir. Fakat taşıma kuvveti artarken bir miktarda sürükleme kuvveti artmasına sebep olur. Bu yüzeyler kontrol edilerek çeşitli açılara hareket ettirilebilir. Özellikle kalkış ve iniş durumlarında yüksek kaldırma kuvvetine ihtiyaç duyulur. Bu durumlarda flaplere açı verilerek bu sağlanır [32].
- d) Slot ve Slat: Kanadın ön kısmında hareketli olan parçaya slat, hareketsiz olan parçaya ise slot denir. Bu parçalarında kullanılmasındaki en önemli neden kaldırma kuvvetini artırmaktır. Ayrıca hücum açısı arttıkça oluşabilecek stall olayını engeller. Slatların sınır tabaka boyunu azaltıcı etkisi vardır. Bunu sınır tabaka üzerine havayı hızlandırarak göndermek suretiyle sınır tabakayı kanadın arka tarafına doğru iterek sağlar. Bu sayede türbülans oluşumunda da azalma sağlanır [32]. Şekil 2.6' da flaplı ve slatlı kanatlar görülmektedir.



Şekil 2.6: Flap ve Slatlı kanadın hücum açısına göre kaldırma katsayısı değişimi. [32]

Grafikte bir kanat profili, flapli bir kanat ve slatli bir kanadın hücum açısına göre kaldırma katsayısındaki değişim grafiği verilmektedir. Bu grafik incelendiğinde flapin ve slatin normal bir kanada göre aerodinamik performansı ne derece artırdığı rahatça görülebilmektedir.

e) Kanatçık (Winglet): Kıvrık kanat olarak da adlandırılan insanlı veya insansız birçok hava aracında girdap oluşumlarını azaltmaya, aerodinamik performansı artırmaya yarayan kanat ucu tasarımlarıdır. Hava kanat üzerinde akıp giderken kanadın uç kısımlarında kanadın alt tarafından üst tarafına doğru hava kaçar. Bu hava döner hava akımları oluşturur. Bu hava akımlarına girdap (vortex) adı verilir. Girdaplar kanada üst taraftan ayrı bir basınç meydana getirdiği için hem hava aracının verimliliğini azaltır hem de arkasında girdaplar bırakır. Bu girdaplar da downwash adı verilen hava akımlarıdır. Bu da hem uçağın kendisine hemde arkasından aynı yolu izleyerek uçacak hava aracında etkilenmesine sebep olur. Kanatçıklar kanadın uç kısmında kıvrık yapısı sayesinde girdapların oluşmasına engel olarak sürtünme kuvvetinin azalmasını ve kaldırma kuvvetinin artmasını sağlar. Kanatçıklı hava araçlarında düşük hücum açısı yada düşük Reynolds sayılarında sade kanatlara oranla daha yüksek taşıma kuvveti elde edilebilmektedir. Bu durum uçuş performansının iyileşmesi anlamına gelir ve özellikle uzun mesafeli uçuşlarda çok büyük yakıt tasarrufu sağlar ve dolayısıyla büyük kar sağladığı anlamına gelmektedir.

Sürüklenme kuvveti indüklenmiş sürüklenme ve parazit sürüklenme olarak ikiye ayrılır. Parazit sürüklenme; hava aracının şeklinden, parçalarının birleşme noktalarından ve yüzey sürtünmesinden kaynaklanan sürüklenme kuvvetidir. İndüklenmiş sürüklenme yukarıda bahsedilen downwash hava akımının taşıma kuvvetinin yatay bileşenine etkisi sonucu oluşan sürüklenme kuvvetidir [32].

İndüklenmiş sürüklenme kuvveti formülü aşağıdaki gibidir:

$$D_i = 1/2 \rho_0 V_e^2 S C_{d,i} \quad (2.8)$$

$$C_{d,i} = k C_L^2 / \pi A \quad (2.9)$$

$$C_L = \frac{L}{0.5 \rho_0 V_e^2 S} \quad (2.10)$$

Öncelikle denklem 2.10 denklem 2.9' da yerine yazılır:

$$C_{d,i} = \frac{kL^2}{0.25 \rho_0^2 V_0^4 S^2 \pi A} \quad (2.11)$$

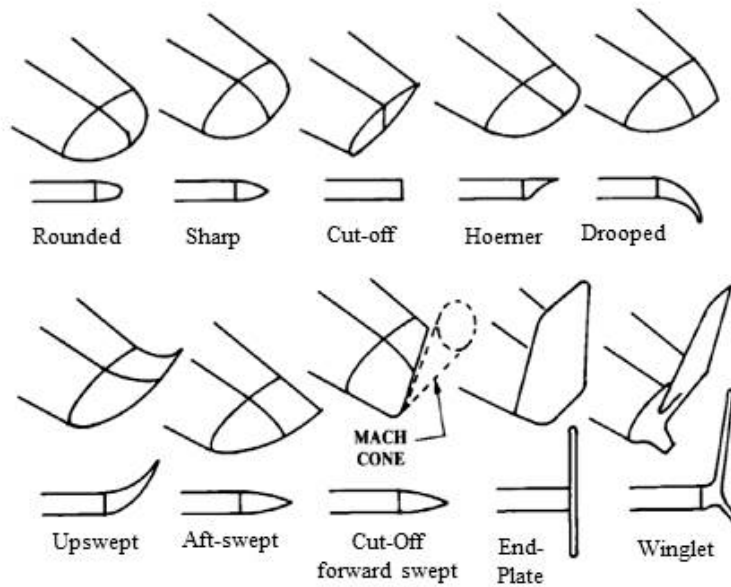
Denklem 2.9' da denklem 2.8' de yerine yazılırsa:

$$D_i = \frac{kL^2}{0.5 \rho_0 V_e^2 S \pi A} \quad (2.12)$$

İndüklenmiş sürüklenme kuvveti böylece elde edilir. İndüklenmiş sürüklenme kuvveti formülü incelendiğinde bu kuvvetin azaltılması için şu çıkarımlar yapılabilir. Alan teriminin formülde paydada olması yani sürüklenme kuvvetine ters orantılı olması, kanat alanının artırıldığı takdirde bu kuvvetin azalmasını sağlayacağı anlamına gelir. Kanadın uç kısmına kanatçık yerleştirilmesi hem kanadın alanını artıracak hem de girdap oluşmasını engelleyeceği için indüklenmiş sürüklenme kuvvetini önemli ölçüde azaltacaktır.

2.3 Kanatçık Tasarım Kriterleri

Çeşitli kanat ucu tipleri ile bu indüklenmiş sürüklenme kuvveti azaltılmaktadır. Kanat ucu tiplerine bazı örnekler Şekil 2.7 'de verilmektedir.

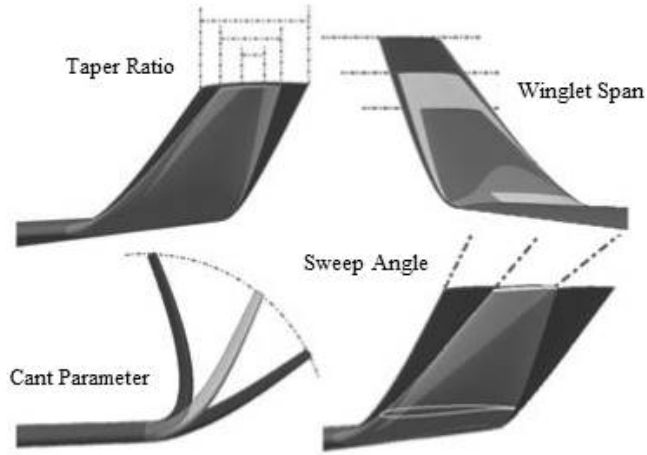


Şekil 2.7: Kanat ucu tipleri [33]

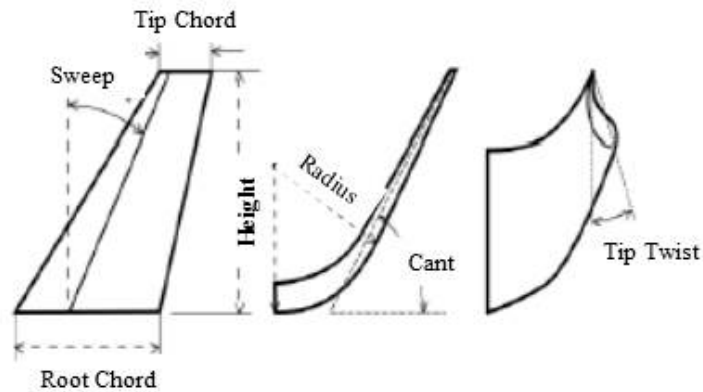
Kanat ve kanat ucu tasarımı yapılırken çeşitli kriterler baz alınır. Bu kriterler;

- ✓ Kanat açıklığı (Span)
- ✓ Veter Uzunluğu (Chord)
- ✓ Uç Veter (Tip Chord)
- ✓ Sivrilik oranı (Taper ratio)
- ✓ Eğrilik açısı (Cant angle)
- ✓ Ok açısı (Sweep angle)
- ✓ Kök açısı (Base angle)
- ✓ Uç açısı (Tip angle)
- ✓ Sivrilik açısı (Taper angle)

Şeklinde verilmektedir [34]. Şekil 2.8' de bu terimler gösterilmektedir [35].



(a) Kanatçık tasarım kriterleri 1



(b) Kanatçık tasarım kriterleri 2

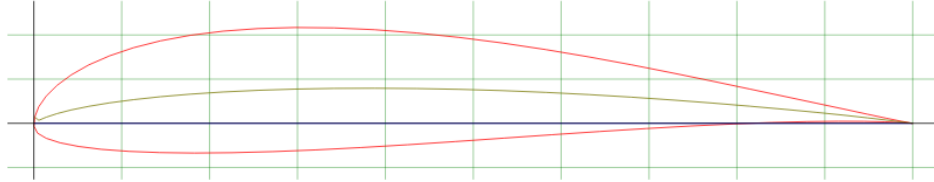
Şekil 2.8: Kanatçık tasarım kriterleri [35]

Buna göre,

- Sivrilik oranı “Taper ratio”; kanatlar için kanadın uç kısmının veter uzunluğunun baş kısmındaki veter uzunluğuna oranını ifade eder. Kanatçık içinde aynı şekilde kanatçığın uç kısmının başladığı kısımdaki veter uzunluğuna oranıdır.
- Kanat açıklığı “Span”; isminden de anlaşılacağı üzere kanadın uzunluğudur. “Winglet span” kanatçığın uzunluğunu ifade eder.
- Eğrilik açısı “Cant angle”; kanatçığın yatay düzlem ile yaptığı açıdır.
- Ok açısı “Sweep angle”; kanatçığın baş ve uç kısımlarındaki veter uzunluklarının orta noktaları birleştirilerek oluşturulan çizginin dikey düzlem ile yaptığı açıdır.
- Sivrilik açısı “Taper angle”; kanatçığın baş ve uç profillerinin ön ve arka noktalarının birleştirilmesi ile oluşturulan çizgiler arasında kalan açıdır.

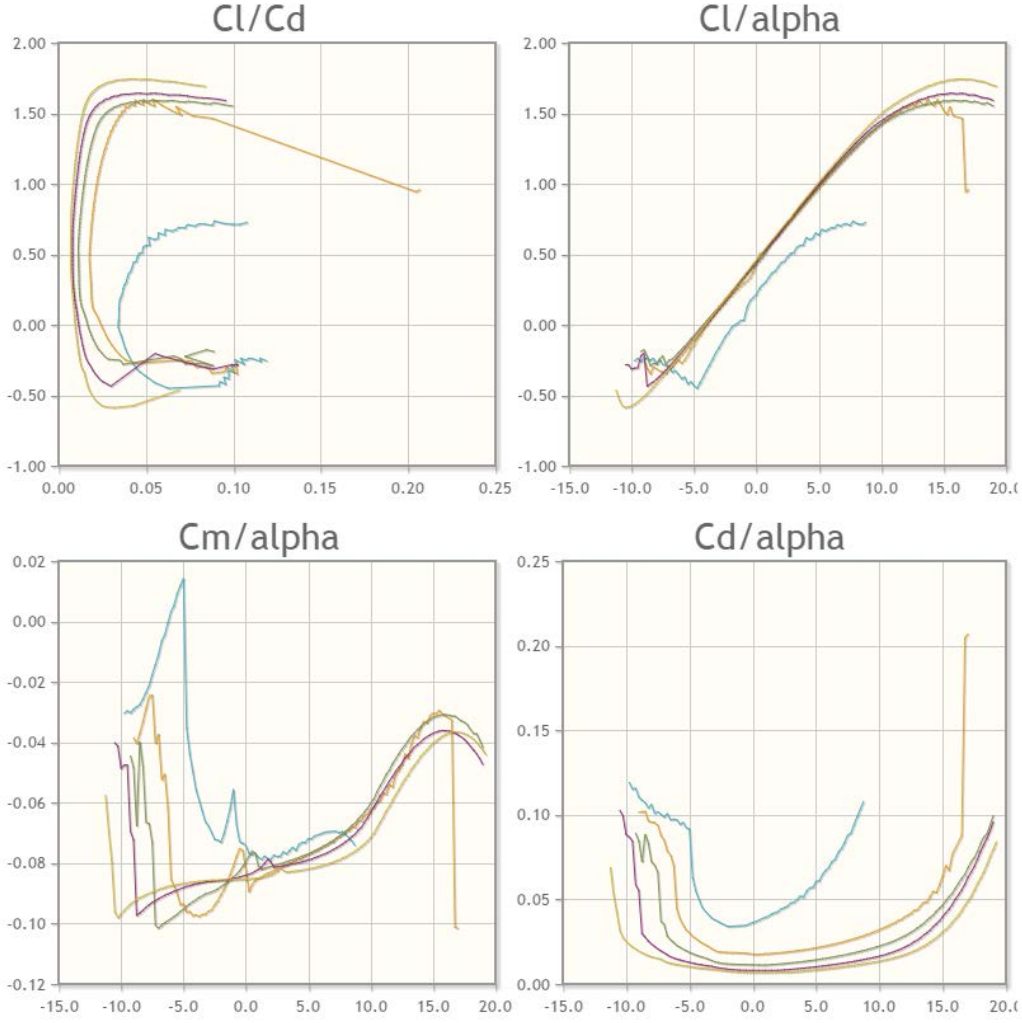
3. SAYISAL ANALİZ

Aerodinamik kuvvetler ile çalışan hava araçları ve rüzgar türbinleri gibi sistemlerde kullanılmak üzere çeşitli kanat profilleri geliştirilmiştir. Bu kanat kesitleri standart halini almış ve her çalışmada yeniden tasarlanmak yerine özelliğine göre standartlardan birisi seçilerek amacına uygun kullanılmaktadır. Bu tezde incelemeye alınan kanat profilinin modeli SD7062'dir. Bu kanat modeli Michael S. Selig tarafından 1997'de tasarlanmıştır [36]. Hem rüzgar türbinlerinde hem de insansız hava araçlarında kullanılmaktadır. Uygun koşullar altında, yüksek taşıma karakteristiği ve geniş kalınlığı nedeniyle tüm uçuş performansı iyi olarak bilinen bir modeldir. SD7062 profili Şekil 3.1'de görülmektedir. Profilin teknik özellikleri olarak, azami kalınlığı veter uzunluğunun %14'ü kadar (kalınlık oranı) ve hücum kenarından veter uzunluğunun %27,2'si mesafededir (azami kalınlık noktası). Profilin azami bombesi veter uzunluğunun %38,8'i kadar mesafede yer alır (azami kaburluk noktası) ve veter uzunluğunun % 3,97'si kadardır (azami kamburluk oranı).



Şekil 3.1: SD7062 kanat profili [36]

Şekil 3.2' de SD7062 kanat profili için farklı Reynolds sayılarında analiz edilerek elde edilmiş hücum açılarına göre değişen C_L , C_D , C_M ve C_L/C_D grafikleri verilmektedir. Reynolds sayıları 50.000 mavi, 100.000 turuncu, 200.000 yeşil, 500.000 mor ve 1.000.000 sarı ile gösterilmektedir [36].



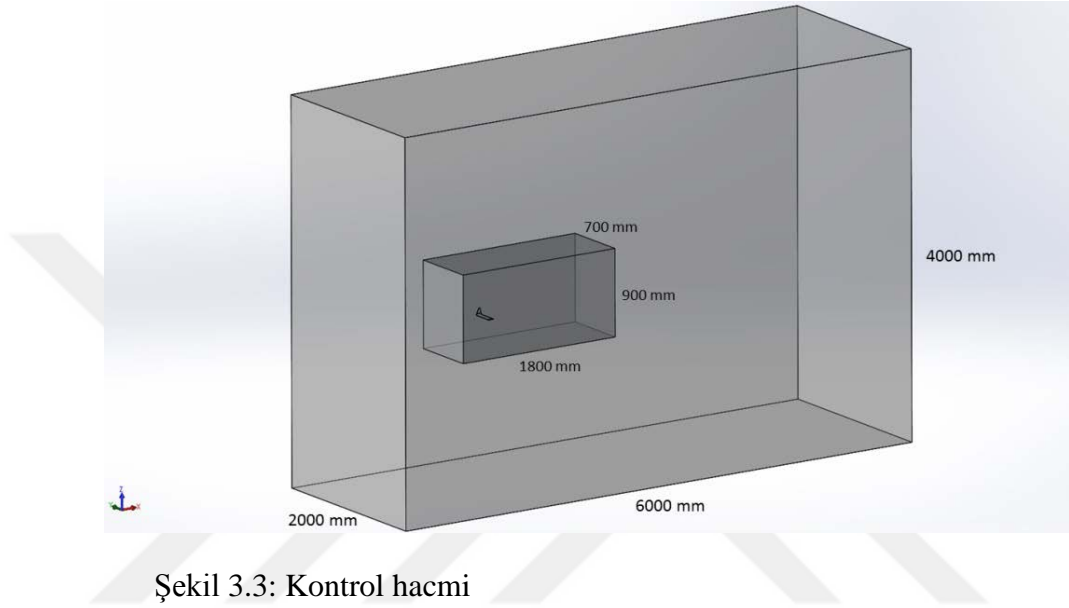
Şekil 3.2: SD7062 profilinin aerodinamik katsayıları [36]

Sayısal analiz çalışmaları 4 ana başlıkta toplanır. Bunlar; kontrol hacminin tasarlanması, ağ yapısının oluşturulması, analizin gerçekleştirilmesi ve son olarak “post process” (son-işlemler) yani analiz sonrası her türlü verinin toplanmasıdır. Bu bölümde sayılan bu başlıkların ilk üçü için yapılan çalışmalar anlatılacaktır. Son işlemler ise sonuç ve ekler bölümünde verilecektir.

3.1 Kontrol Hacmi

Kontrol hacmi, kanadı çevreleyen ve akışın gerçekleşeceği bölüm olarak belirlenen alandır. Kontrol hacmi ANSYS programında tasarlanabileceği gibi analizi yapılacak parçanın tasarlandığı herhangi bir çizim programında da tasarlanabilir. Bu çalışmada kanatların tasarlandığı CATIA programında kontrol hacmi de tasarlanmıştır. İç içe iki farklı hacim şeklinde tasarlanmıştır. İçteki küçük olan hacim kanat etrafında

küçük elemanlar oluşturarak gövde boyutlandırması yapmak için kullanılmıştır. Dıştaki hacimde ise daha büyük ağ yapıları oluşturulmuştur. Bu gövdelerden kanat ve kanatçık şekli çıkarılmıştır. Kontrol hacmi dikdörtgen şekilde tasarlanmıştır. Bu dikdörtgenin boyutları ise kanadın veter uzunluğu baz alınarak belirlenmiştir. Şekil 3.3' de boyutları ile birlikte hazırlanan hacim gösterilmektedir.



3.2 Çözüm Ağı Hazırlama

Bu bölümde 3 boyutlu kanat ve kanatçık modelleri için Fluent programında hazırlanan çözüm ağları anlatılmaktadır. Adım adım yapılan her ayar anlatılmakta ve oluşan ağ yapıları gösterilmektedir.

İlk önce bir tasarım programı aracılığıyla kanat modeli ve kanatçık modelleri hazırlanmıştır. Bu tez kapsamında kullanılan program CATIA'dır. Bu programda kanat ve kanatçık modelleri akışın gerçekleşeceği kontrol hacmi ile birlikte tasarlanmıştır. ANSYS Fluent programı açılarak daha önceden hazırlanan modeller bu programın içinde Geometri bölümüne aktarılır. Sonra Ağ bölümü açılarak çözüm yapılabilmesi için ağ yapısı bu bölümde oluşturulmaya başlanır. Ağ yapısı oluşturulurken sırasıyla şu adımlar izlenmiştir.

Akışın gerçekleştiği hacimdeki duvarlar tek tek isimlendirilmiştir. Havanın girdiği duvar "inlet", çıktığı duvar "outlet", tek kanat üzerinde analiz yapılacağı için kanadın

iç tarafındaki düzlem “symmetry” olarak ve diğer yan, üst ve alt düzlemler de “inlet2” olarak adlandırılmıştır. Dış bölgeler bu şekilde tanımlanmıştır. Bundan sonra duvarlar gizli hale getirilip içte bulunan kanat yüzeyleri tanımlanmıştır. Kanat yüzeyleri “wing”, kanatçıklar ise “winglet” olarak isimlendirilmiştir. Bu adlandırmaların yapılma amacı hem ağ hem de analizler hazırlanırken bir karışıklık yaşanmadan doğru ayarlar yapabilmek içindir. Ayrıca son işlemlerde (post-process) kolaylık sağlamaktadır.

Genel ağ ayarları şu şekilde yapılmıştır: Öncelikle varsayılan (default) ayarlar içindeki “Physics Preferences”, akış problemi çözüldüğü için Mechanical’dan CFD’ye çevrilmiştir. Genel boyut verme işlemlerine burada başlanılmıştır. “Use Advanced Size Function” parametresi “Proximity and Curvature” olarak ayarlanmıştır. Kanat geometrisi “Curvature” yani eğimli bir yapıdadır. Sade kanat (Clean wing) için bu uygundur. Fakat kanatçıklı modellerde en az iki parça olduğu için “proximity” de gereklidir ve “Proximity and Curvature” bu modellerle daha iyi ağ yapısı oluşturulmaktadır. Sade kanat da diğerleri ile aynı olması ve kıyas yapabilmek için bu şekilde ayarlanmıştır. En iyi ağ kalitesi oluşturmak için “Relevance Center” “Fine”, “Smoothing” “High” ve “Transition” “Slow” olarak ayarlanmıştır. Yine ağ kalitesini artırmak adına çeşitli denemeler sonucunda Eğim Normal Açısı 12 derece ve “Number of Cells Across Gap” 2 olarak ayarlanmıştır. Örnek olarak Pala tipi (Scimitar) kanatçık için alt ve üst kanatçıkların arasını 2 elemanla geçerek ağ yaptırarak daha iyi bir ağ yapısı oluşturulmuştur. “Proximity Size Function” “Faces and Edges” olarak ayarlanmıştır. Bunun sebebi hem yüzeyler hem de kenarlar farklı boyutlandırılarak daha verimli bir ağ yapısı oluşturmak istenmesidir. Dış bölgeler için minimum boyut 30 mm maksimum boyut ise 50 mm olarak ayarlanmıştır.

Sade kanatta genel ağ ayarları Çizelge 3.1’ deki gibidir. “Min Edge Length” hariç tüm değerler diğer kanatçıklı analizler içinde aynı alınarak ağ hazırlanmıştır.

Çizelge 3.1: Genel çözüm ağı ayarları.

Advanced Size Function	Proximity and Curvature
Relevance Center	Fine
Initial Size Seed	Active Assembly
Smoothing	High
Transition	Slow

Span Angle Center	Fine
Curvature Normal Angle	12,0°
Num Cells Across Gap	2
Proximity Size Function Sources	Faces and Edges
Min Size	3,e-002 m
Proximity Min Size	3,e-002 m
Max Face Size	5,e-002 m
Max Size	5,e-002 m
Growth Rate	1,2

Genel ağ ayarları yapıldıktan sonra “Inflation” yani kanat etrafında sınır tabaka ayarları yapılmıştır. “Inflation” seçeneği “First Layer Thickness” yani y^+ olarak seçilmiştir. Sınır tabaka, ağ oluşturma işlemlerinin en önemli unsurlarından birisidir. Sonuçları doğru bir şekilde elde etmek ve aerodinamik etkileri doğru bir şekilde gözlemleyebilmek için Birinci Tabaka Kalınlığı (y^+) ve Toplam Kalınlığı (δ) hesaplamak gereklidir. Türbülanslı sınır tabaka hesaplarında ayrıca The Schlichting yüzey sürtünme katsayısı da bu hesaplamalar için kullanılmaktadır [37].

Birinci tabaka kalınlığı, “inflation” uygularken kanat üzerinde oluşturulan ilk elemanın olması gereken kalınlıktır. Toplam sınır tabaka kalınlığı ise kanadın üzerinde oluşacak türbülanslı en iyi yakalayabilmek için olması gereken minimum toplam kalınlıktır. y^+ hesabı aşağıdaki adımlar takip edilerek yapılmaktadır:

Öncelikle boyutsuz sayılar hesaplanmalıdır. Bunlar sırasıyla,

- ✓ Reynolds Sayısı:

$$Re = \frac{\rho \cdot U \cdot L}{\mu} \quad (3.1)$$

- ✓ Schlichting Yüzey Sürtünme Katsayısı:

$$C_f = [2 \log_{10}(Re_x) - 0.65]^{(-2.3)} \quad @ \quad Re < 10^9 \quad (3.2)$$

- ✓ Duvar Kayma Gerilmesi:

$$\tau_w = C_f 0.5 \rho U_{freestream}^2 \quad (3.3)$$

✓ Sürtünme Hızı:

$$u_* = \sqrt{\frac{\tau_w}{\rho}} \quad (3.4)$$

✓ Duvar Mesafesi:

$$y = \frac{y^+ \mu}{\rho u_*} \quad (3.5)$$

Bu formüllere göre hesaplanan First Layer Thickness (y^+) değeri $4,1 \cdot 10^{-3}$ mm' dir. (Laminer) sınır tabaka kalınlığı için kullanılan formül [29]:

$$\delta = \frac{5x}{\sqrt{Re_x}} \quad (3.6)$$

şeklinde. Toplam sınır tabaka kalınlığı ayarlanırken 15, 18, 20 ve 22 layer değerleri denenmiştir ve 22 layerda iyi bir ağ elde edilmiştir. Normalde 18 seviyeli sınır tabakası yeterli olarak çıkmıştır ancak ANSYS programında bulunan “Last Aspect Ratio” olarak adlandırılan bir özellikten dolayı 22 seviye alınarak hazırlanmıştır. “Last Aspect Ratio” yani son en boy oranı özelliğine göre sınır tabakasındaki son eleman ile üstündeki ilk eleman arasında 1/5 ten büyük bir oran varsa ağ yapısı daha iyi olur ve çözüm daha kolay gerçekleşir [30]. Bu sebepten 22 layer alınmıştır. “Growth Rate” varsayılan değeri 1,2’ dir. Bu değer her adımda layer kalınlığının % 20 büyümesi anlamına gelmektedir. 22 layer alınarak oluşturulan toplam sınır tabakası kalınlığı 1,197326 mm çıkmıştır. Çizelge 3.2’ de Sınır tabaka ağ ayarlarının detayları verilmektedir.

Çizelge 3.2: Sınır ağ ayarları.

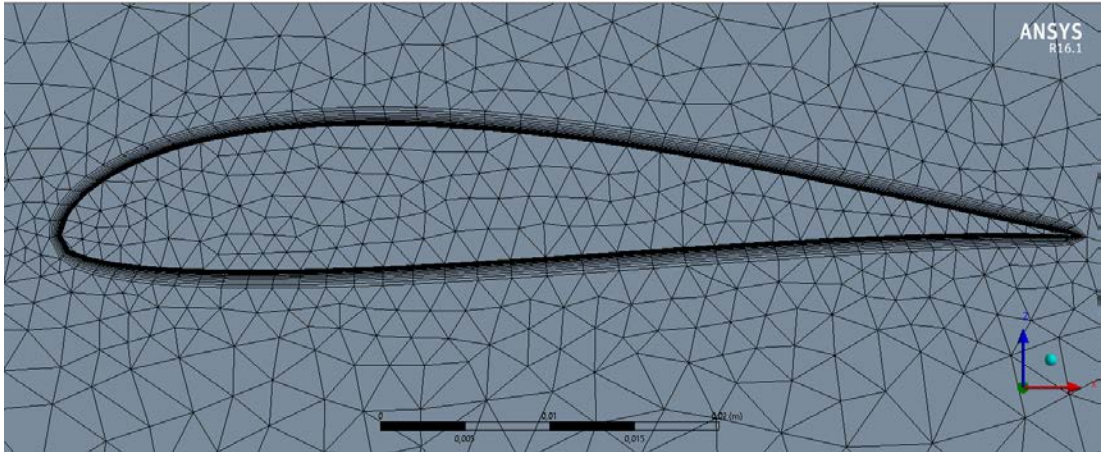
Scoping Method	Geometry Selection
Geometry	1 Body
Boundary Scoping Method	Named Selection
Boundary	wing
Inflation Option	First Layer Thickness
First Layer Height	4,1e-006 m
Maximum Layers	22
Growth Rate	1,2
Inflation Algorithm	Pre

Sınır tabaka boyutları ayarlandıktan sonra yüzey boyutlandırmaları yapılmıştır. Kanat yüzeyleri seçilerek ağ boyutları tanımlanmıştır. Element boyutu 2 mm, Yerel Minimum Boyutu 1mm ayarlanmış ve davranışı “Soft” seçilmiştir. Bu ayarlar; profilin ön tarafı gibi eğimli ve dönmekte zorlanılacak yerlerde 1 mm diğer yerlerde 2 mm boyutunda ağ atılması anlamına gelmektedir. Çizelge 3.3’ de Yüzey ağ boyut ayarlarının detayları verilmektedir.

Çizelge 3.3: Yüzey ağ ayarları

Yüzey Ağ Boyutlandırma Ayarları	
Scoping Method	Named Selection
Named Selection	Wing
Type	Element Size
Element Size	2,e-003 m
Behaviour	Soft
Curvature Normal Angle	Default
Growth Rate	Default
Local Min Size	1,e-003 m

Yüzey ağ boyutu ayarlanmış kanat etrafındaki ağ yapısı Şekil 3.4’ de gösterilmektedir. Ayrıca burada eklenen sınır tabaka da görülebilmektedir.



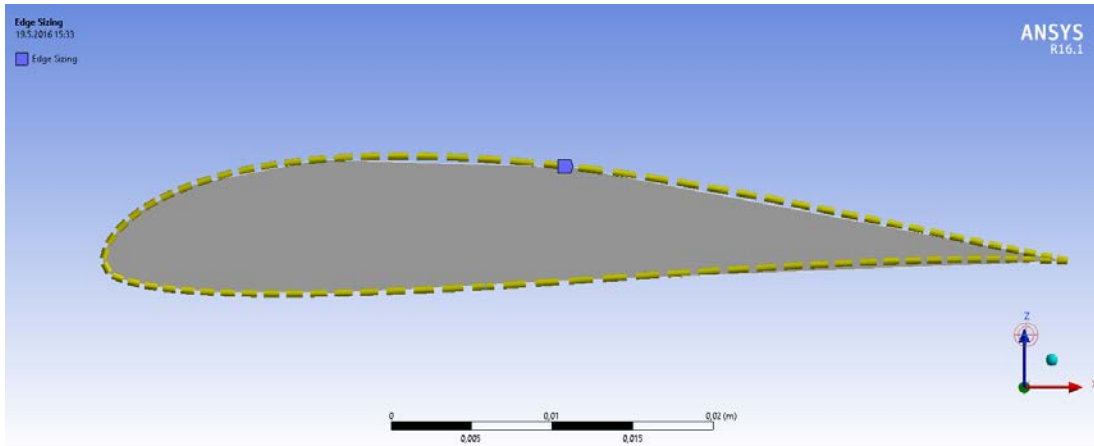
Şekil 3.4: Kanat etrafındaki ağ yapısı

Yüzey boyutları ayarlandıktan sonra kanadın kenarlarında ağ boyutları ve şekli ayarlanmıştır. “Element size” 1,5 mm, “Local Size” ise 1 mm ayarlanmıştır. Ağ böylece daha küçük çizgiler haline gelmiştir fakat her yerde bu çizgi boyutları eşittir. Burada önemli olan bir durum kanadın ön ve arkasında ağın sık atılmasıdır. Çünkü kanadın ön tarafı eğimli ve burada ayrılma gerçekleştiği için önemli, kanadın arka

kısmı ise girdap oluşan bir bölge olması sebebiyle önemlidir ve hassas analiz gerektirmektedir. Bunun yapılması içinde “Bias Faktör” kullanılmıştır. Ağ tipi olarak ön ve arkalar sık diğer yerler seyrek olan ağ tipi seçilmiştir. Bias seçeneği Smooth Transition olarak ayarlanmıştır. Ön ile orta ve orta ile arka ağ boyut farkları çok büyümesin diye büyüme oranı 1,04 olarak ayarlanmıştır. Çizelge 3.4’ de kenar boyut ayarlarının detayları sunulmaktadır. Şekil 3.5’de yeniden boyutlandırılmış kenar ağ yapısı görülmektedir.

Çizelge 3.4: Profil kenar ağ boyutu ayarları

Scoping Method	Geometry Selection
Geometry	4 Edges
Type	Element Size
Element Size	1,5e-003 m
Behaviour	Soft
Curvature Normal Angle	Default
Growth Rate	Default
Bias Type	"- - - - -"
Bias Option	Smooth Transition
Bias Growth Rate	1,04
Local Min Size	1,e-003 m



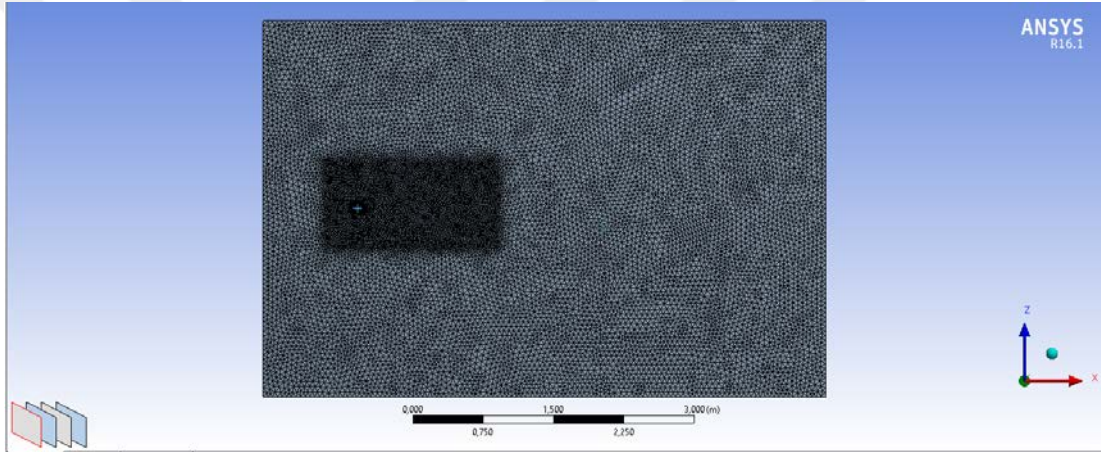
Şekil 3.5: Kenar ağ boyutlandırılması

Kenar boyutlandırmasından sonra gövde boyutlandırması yapılmıştır. Öncelikle kanat üzerinde çalıştığımız için baskılanan ve gizlenen kısımlar tekrar görünür hale getirilmiştir. “Type” “Body of Influence” olarak ayarlanmıştır. Minimum boyutu 1 mm seçilmiştir. Çünkü diğer iç kısımda da 1 mm olarak ayarlanılmıştı ve geçişin

yapılabilmesi için aynı olması gerekmektedir. Maksimum boyut ise 20 mm olarak ayarlanmıştır. Çizelge 3.5’ de gövde ağ boyut ayarları gösterilmektedir. Şekil 3.6’da dış body ağ yapısı gösterilmektedir.

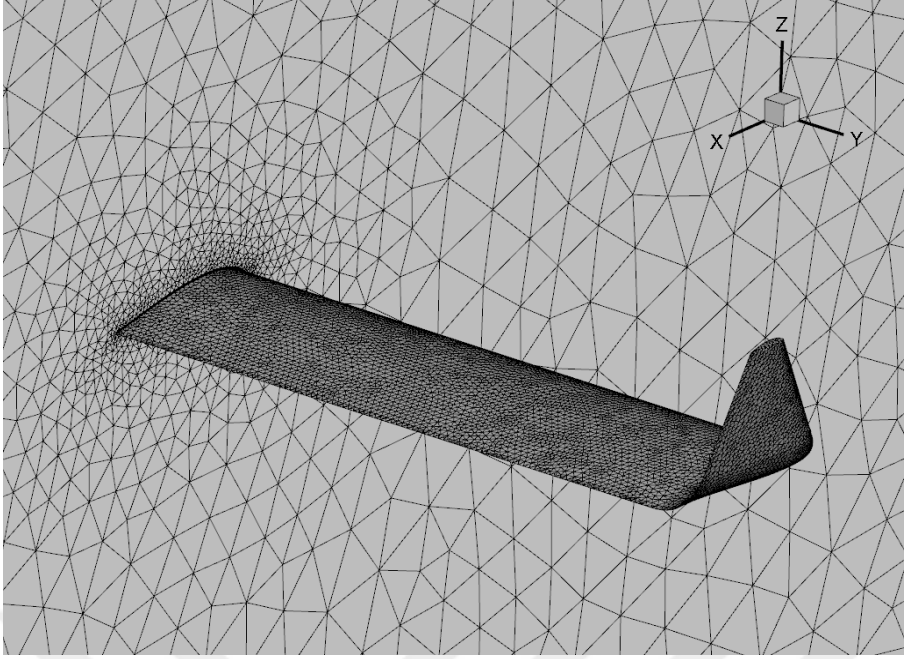
Çizelge 3.5: Gövde ağ boyut ayarları

Scoping Method	Geometry Selection
Geometry	1 Body
Type	Body of Influence
Bodies of Influence	1 Body
Element Size	2,e-002 m
Growth Rate	Default
Local Min Size	1,e-003 m



Şekil 3.6: 3-Boyutlu gövde ağ yapısı

Sonuç olarak yapılan tüm bu ayarlar ile oluşturulan 3-Boyutlu ağ yapısı şöyle özetlenebilir. En iç bölgede kanat yüzeylerinde ve kenarlarında 1 mm boyutlarında ağ oluşturulmuş buradan 1,2 büyüme oranı ile iç body de 20 mm boyutlara kadar ağ oluşturulmuş son olarak dış body için 30 mm’ den 50 mm boyutlara kadar büyüterek ağ oluşturulmuştur. Böylece hassas ve önemli olan bölgeler küçük boyutlu ve hassas ağ yapısına sahipken diğer bölgeler daha büyük ve hassas analize gerek olmayan ağ yapıları haline gelmiştir. Bu şekilde bilgisayar fazla çalıştırmaya gerek kalmadan analiz sürelerini oldukça kısaltacak ama önemli bölgelerde istenilen hassasiyette analiz yapacak bir ağ yapısı oluşturulmuştur. Kanat üzerinde oluşturulan ağ yapısı da Şekil 3.7’ de gösterilmektedir.



Şekil 3.7: Kanat üzerindeki ağ yapısı

Ağ yapısının kalitesinin onaylanması için son olarak bir kontrol daha yapılması gereklidir. Bu kontrol yakınsama kriterleriyle ilgili olan Çarpıklık değeri (Skewness)' dir. ANSYS programında denklem çözümler ağ yapısındaki her bir hücreyi nispeten eşkenar ya da eşit açılı olarak varsayar. Bu yüzden yüksek çarpıklığa sahip hücreler ve yüzeyler kabul edilemez çünkü çözülemeyecektir. Çizelge 3.6' dan görüldüğü gibi çarpıklık değeri sıfıra ne kadar yakınsa ağ kalitesi o kadar iyi 1'e ne kadar yakınsa da o kadar kötüdür. Fakat bu demek değildir ki 0 değerine yakın olmayan ağ yapıları çözülemeyecektir. 0.98 çarpıklık değerine kadar ANSYS programında çözüm yapılabilir [36]. Her bir kanat için hazırlanan ağ yapılarında çıkan çarpıklık değerleri sonraki bölümlerde verilecektir. Hiçbir ağ yapısında 0.98 değeri geçilmemiştir. Genellikle 0.96 civarında çarpıklık değerleri elde edilmiştir .

Çizelge 3.6: Çarpıklık değerine göre hücre kalitesi [38].

Çarpıklık Değeri	Hücre Kalitesi
1	Dejenere
0.9 - 1	Kötü
0.75 - 0.9	Zayıf
0.5 - 0.75	Uygun
0.25 - 0.5	İyi
0 - 0.25	Mükemmel
0	Eşkenar

3.3 Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği (HAD)

Çözüm için ağ yapısı hazırlandıktan sonra çözücü parametreleri belirlenerek Fluent programının “Setup” bölümü ayarları yapılmıştır.

İlk olarak Setup bölümünde Çizelge 3.7’ deki Genel ayarlar yapılmıştır. Çözücü Tipi olarak “Pressure Based” yani basınç tabanlı çözüm sistemi seçilmiştir. Hız Formülasyonu “Absolute” yani Mutlak ve Zaman “Steady” yani Sürekli olarak belirlenmiştir.

Çizelge 3.7: Genel çözücü ayarları

Çözücü Model	
Type	Pressure-Based
Velocity Formulation	Absolute
Time	Steady

Genel ayarlardan sonra Çizelge 3.8’ deki çözücü ayarları yapılmıştır. Türbülans Modeli olarak viskoz k-omega SST (2 Denklemlilik) seçilmiştir. Ayrıca kanat eğimli bir yapıda olduğu için “Curvature Correction” seçeneği de ayarlanmıştır.

Çizelge 3.8: Türbülans modeli ayarları

Türbülans Modeli	<i>k</i> -omega
Type	SST
Options	Curvature Correction

“k-omega SST” türbülans modeli 2 denklemlilik RANS tabanlı bir çözüm modelidir. RANS denklemlilik için türbülans modellerinin amacı Reynolds gerilmelerini çalkantı-zaman ölçütünden bağımsız bir şekilde hesaplamaktır [39]. K-omega SST modeli en çok kullanılan türbülans modellerinden birisi olup akışın türbülans özelliklerini gösteren fazladan iki adet taşıma denklemi içeren bir modeldir. İki denklemlilik model diye adlandırılmasının sebebi budur. Bu denklemlilik vasıtasıyla türbülans enerjisinin taşınması ve yayılması gibi geçmiş etkileri de hesaba katılması sağlanır. “k” olarak gösterilen ilk değişken türbülans kinetik enerjisi, “ ω ” ile gösterilen diğer değişken ise yayılmadır. Yani türbülans büyüklüğünün bir göstergesidir [40]. k- ω SST türbülans modelinde SST kısaltmasının anlamı “kayma gerilmesi taşınımıdır”. Sınır tabakasının iç kısımlarında k- ω formülasyonunun kullanılması viskoz alt tabaka boyunca duvardan aşağı tüm yolları kullanılabilir kılar.

Bu sayede k- ω SST modeli herhangi bir fazladan sönümlenme fonksiyonu olmaksızın düşük Reynolds türbülans modeli olarak da kullanılabilir [41].

3.3.1 Reynolds-Ortalama Navier-Stokes (RANS) denklemleri

Zamana bağlı, sıkıştırılabilir 3 boyutlu Navier-Stokes denklemi genelleştirilmiş koordinatlar cinsinden aşağıda verilmektedir [42].

$$\frac{\partial \widehat{Q}}{\partial t} + \frac{\partial (\widehat{F} - \widehat{F}_v)}{\partial \xi} + \frac{\partial (\widehat{G} - \widehat{G}_v)}{\partial \eta} + \frac{\partial (\widehat{H} - \widehat{H}_v)}{\partial \zeta} = 0 \quad (3.7)$$

Denklem 3.8’de verilen J terimi Jacobian dönüşümünü ifade etmektedir.

$$J = \frac{\partial(\xi, \eta, \zeta, t)}{\partial(x, y, z, t)} \quad (3.8)$$

Denklem 3.7’de bulunan Q terimi Denklem 3.9’daki gibi korunmuş değişkenler, yoğunluk, momentum ve birim hacimdeki toplam enerjinin vektörüdür.

$$\widehat{Q} = \frac{Q}{J} = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ e \end{bmatrix} \quad (3.9)$$

Sürtünmesiz akış terimleri aşağıdaki gibidir.

$$\widehat{F} = \frac{F}{J} = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} \rho U \\ \rho U u + \xi_x p \\ \rho U v + \xi_y p \\ \rho U w + \xi_z p \\ (e + p)U - \xi_t p \end{bmatrix} \quad (3.10)$$

$$\hat{G} = \frac{G}{J} = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} \rho V \\ \rho V u + \eta_x p \\ \rho V v + \eta_y p \\ \rho U w + \eta_z p \\ (e + p)V - \eta_t p \end{bmatrix} \quad (3.11)$$

$$\hat{H} = \frac{H}{J} = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} \rho W \\ \rho W u + \zeta_x p \\ \rho W v + \zeta_y p \\ \rho W w + \zeta_z p \\ (e + p)W - \zeta_t p \end{bmatrix} \quad (3.12)$$

Kontravaryant hız formülleri aşağıdaki gibidir.

$$U = \xi_x u + \xi_y v + \xi_z w + \xi_t \quad (3.13)$$

$$V = \eta_x u + \eta_y v + \eta_z w + \eta_t \quad (3.14)$$

$$W = \zeta_x u + \zeta_y v + \zeta_z w + \zeta_t \quad (3.15)$$

Viskoz akış terimleri aşağıdaki gibidir.

$$\hat{F}_v = \frac{\hat{F}_v}{J} = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} 0 \\ \xi_x \tau_{xx} + \xi_y \tau_{xy} + \xi_z \tau_{xz} \\ \xi_x \tau_{xy} + \xi_y \tau_{yy} + \xi_z \tau_{yz} \\ \xi_x \tau_{xz} + \xi_y \tau_{yz} + \xi_z \tau_{zz} \\ \xi_x b_x + \xi_y b_y + \xi_z b_z \end{bmatrix} \quad (3.16)$$

$$\hat{G}_v = \frac{\hat{G}_v}{J} = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} 0 \\ \eta_x \tau_{xx} + \eta_y \tau_{xy} + \eta_z \tau_{xz} \\ \eta_x \tau_{xy} + \eta_y \tau_{yy} + \eta_z \tau_{yz} \\ \eta_x \tau_{xz} + \eta_y \tau_{yz} + \eta_z \tau_{zz} \\ \eta_x b_x + \eta_y b_y + \eta_z b_z \end{bmatrix} \quad (3.17)$$

$$\hat{H}_v = \frac{\hat{H}_v}{J} = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} 0 \\ \zeta_x \tau_{xx} + \zeta_y \tau_{xy} + \zeta_z \tau_{xz} \\ \zeta_x \tau_{xy} + \zeta_y \tau_{yy} + \zeta_z \tau_{yz} \\ \zeta_x \tau_{xz} + \zeta_y \tau_{yz} + \zeta_z \tau_{zz} \\ \zeta_x b_x + \zeta_y b_y + \zeta_z b_z \end{bmatrix} \quad (3.18)$$

Kayma gerilmesi ve akış terimleri tansör notasyonu şeklinde tanınmış haliyle aşağıda verilmektedir.

$$\tau_{x_i x_j} = \frac{M_\infty}{Re_{LR}} \left[\mu \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) + \lambda \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \delta_{ij} \right] \quad (3.19)$$

$$b_{x_i} = u_j \tau_{x_i x_j} - \dot{q}_{x_i} \quad (3.20)$$

$$\dot{q}_{x_i} = - \left[\frac{M_\infty \mu}{Re_{LR} Pr(\gamma - 1)} \right] \frac{\partial a^2}{\partial x_i} \quad (3.21)$$

Mükemmel gaz için durum denkleminin basınç terimi aşağıdaki şekilde elde edilir.

$$p = (\gamma - 1) \left[e - \frac{\rho}{2} (u^2 + v^2 + w^2) \right] \quad (3.22)$$

3.3.2 Türbülans modeli

Aşağıdaki bölümlerde k- ω SST türbülans modelinin matematiksel olarak ifadesi sunulmaktadır [38].

3.3.2.1 Taşınım denklemleri

k- ω SST modeli için taşınım denklemleri aşağıda verilmektedir:

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho k u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\Gamma_k \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) + \tilde{G}_k - Y_k + S_k \quad (3.23)$$

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho \omega) + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho \omega u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\Gamma_\omega \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right) + G_\omega - Y_\omega + D_\omega + S_\omega \quad (3.24)$$

Denklem 3.23'de bulunan \tilde{G}_k ortalama hız gradyanları sebebiyle oluşan türbülans kinetik enerjisini gösterir. Denklem 3.24' de bulunan G_ω terimi ω üretimini gösterir. Γ_k ve Γ_ω terimleri ise k ve ω için Etkin Yayınımı ifade etmektedir. Y_k ve Y_ω terimleri türbülans sebebiyle oluşan k ve ω yitimini, S_k ve S_ω terimleri ise kullanıcı tanımlı kaynak terimleri ifade etmektedir. D_ω terimi ise çapraz yayınımları ifade etmektedir. Türbülans yayınımları, üretim, yitim ve çapraz yayınımları düzeltilmesi ve model sabitleri aşağıdaki alt paragraflarda açıklanmaktadır.

3.3.2.2 Etkin yayınımları modellenmesi

k- ω modeli için etkin yayınımları formülleri aşağıda verilmektedir:

$$\Gamma_k = \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \quad (3.25)$$

$$\Gamma_\omega = \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\omega} \quad (3.26)$$

Denklem 3.25' de bulunan σ_k terimi k için ve Denklem 3.26' daki σ_ω terimi ise ω için Prandtl sayılarını ifade eder. Aşağıda bu terimlerin formülleri verilmektedir:

$$\sigma_k = \frac{1}{F_1/\sigma_{k,1} + (1 - F_1)/\sigma_{k,2}} \quad (3.27)$$

$$\sigma_\omega = \frac{1}{F_1/\sigma_{\omega,1} + (1 - F_1)/\sigma_{\omega,2}} \quad (3.28)$$

Türbülans viskozitesi formülü aşağıdaki şekilde hesaplanmaktadır:

$$\mu_t = \frac{\rho k}{\omega} \frac{1}{\max[\frac{1}{\alpha^*}, \frac{SF_2}{\alpha_1 \omega}]} \quad (3.29)$$

Denklem 3.29' da S gerilme hızı büyüklüğünü ifade etmektedir. α^* terimi düşük Reynolds sayılarında türbülans viskozitesini sönmüleyen bir düzeltme katsayısıdır. Aşağıda karıştırma fonksiyonları olan F_1 ve F_2 terimlerinin formülleri verilmektedir:

$$F_1 = \tanh(\Phi_1^4) \quad (3.30)$$

$$\Phi_1 = \min \left[\max \left(\frac{\sqrt{k}}{0.09\omega y}, \frac{500\mu}{\rho y^2 \omega} \right), \frac{4\rho k}{\sigma_{\omega,2} D_{\omega}^+ y^2} \right] \quad (3.31)$$

$$D_{\omega}^+ = \max \left[2\rho \frac{1}{\sigma_{\omega,2}} \frac{1}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j}, 10^{-10} \right] \quad (3.32)$$

$$F_2 = \tanh(\Phi_2^2) \quad (3.33)$$

$$\Phi_2 = \max \left[2 \frac{\sqrt{k}}{0.09\omega y}, \frac{500\mu}{\rho y^2 \omega} \right] \quad (3.34)$$

Denklemlerde bulunan y sonraki yüzeye olan uzaklığı, D_{ω}^+ terimi ise çapraz yayılım teriminin pozitif kısmını ifade etmektedir.

3.3.2.3 Türbülans üretimi modellemesi

\tilde{G}_k türbülans kinetik enerji oluşumudur.

$$\tilde{G}_k = \min(G_k, 10\rho\beta^*k\omega) \quad (3.35)$$

$$G_k = -\rho \overline{u_i u_j} \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \quad (3.36)$$

$$G_{\omega} = \frac{\alpha}{v_t} \tilde{G}_k \quad (3.37)$$

G_{ω} terimi ω denklemindeki üretimi ifade etmektedir.

Yukarıdaki formül k - ω SST modelinde k - ω modelinden farklıdır. α ifadesinin içindeki α_{∞} sabit ve 0.52 değerinde iken SST modelde aşağıdaki formüller ile hesaplanmaktadır. κ terimi 0.41 değerindedir.

$$\alpha_{\infty} = F_1 \alpha_{\infty,1} + (1 - F_1) \alpha_{\infty,2} \quad (3.38)$$

$$\alpha_{\infty,1} = \frac{\beta_{i,1}}{\beta_{\infty}^*} - \frac{\kappa^2}{\sigma_{\omega,1} \sqrt{\beta_{\infty}^*}} \quad (3.39)$$

$$\alpha_{\infty,2} = \frac{\beta_{i,2}}{\beta_{\infty}^*} - \frac{\kappa^2}{\sigma_{\omega,2} \sqrt{\beta_{\infty}^*}} \quad (3.40)$$

3.3.2.4 Türbülans yitimi

Y_k terimi türbülans kinetik enerjisi yitimini ifade eder.

$$Y_k = \rho\beta^*k\omega \quad (3.41)$$

Y_ω terimi ise ω denklemindeki yitimi ifade eden terimdir. k- ω ile k- ω SST modellerinin buradaki farkı β_i değerinin hesaplanıyor olmasıdır.

$$Y_\omega = \rho\beta_i\omega^2 \quad (3.42)$$

$$\beta_i = F_i\beta_{i,1} + (1 - F_i)\beta_{i,2} \quad (3.43)$$

3.3.2.5 Çapraz yayılım düzeltmesi

k-epsilon ve k-omega modellerinin birarada kullanılabilmesi için bir düzeltme terimi kullanılmaktadır. Bu terim;

$$D_\omega = 2(1 - F_1)\rho\sigma_{\omega,2} \frac{1}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \quad (3.44)$$

3.3.2.6 Model sabitleri

k- ω SST modelinin sabitleri aşağıda verilmektedir. Buradakiler haricindeki değerler ise k- ω modeli ile aynıdır.

$$\sigma_{k,1} = 1.176$$

$$\sigma_{k,2} = 1$$

$$\sigma_{\omega,1} = 2$$

$$\sigma_{\omega,2} = 1.168$$

$$\alpha_1 = 0.31$$

$$\beta_{i,1} = 0.075$$

$$\beta_{i,2} = 0.0828$$

Malzeme tipi olarak, “material” kısmında mükemmel hava için veriler girilmiştir. Havanın deniz seviyesindeki yoğunluğu 1.225 kg/m^3 ve viskozitesi $1.81e^{-05} \text{ kg/m-s}$ ‘dir. Malzeme ayarından sonra “Cell Zone Condition” yani hücre bölümü koşulları ayarları yapılmıştır. Burada çalışma koşulları bölümünde basınç 101325 Pascal olarak ayarlanmıştır. Sonra sınır koşulları belirlenmiştir. İlk olarak “inlet1” olarak isimlendirilen havanın giriş yaptığı duvar için parametreler girilmiştir. Hız büyüklüğü 74 m/s , “Turbulence Intensity” yani türbülans şiddeti %1 olarak seçildi. “İnlet1” için yine hız belirleme metodu “Magnitude, Normal to Boundary” seçilmiştir. Bununla anlamı giriş duvarına dik bir şekilde havanın hareket etmesidir. Daha sonra “inlet2” olarak adlandırılan yan, üst ve alt duvarların parametreleri girilmiştir. Hız yine aynı verilmiştir fakat hız metodu bu sefer “Magnitude and Direction” seçilmiştir. Çünkü bu duvarlarda hava sınırlara paralel olarak akacaktır. Sonra “outlet” olarak adlandırılan çıkış duvarının sınır koşul parametreleri verilmiştir. Burada da yine “Normal to Boundary” yani çıkışa dik akış ayarlanmış ve yine “Intensity” 1 olarak ayarlanmıştır. Diğer “symmetry” ve “wing” için sınır koşulları parametreleri Varsayılan (Default) ayarlarda bırakılmıştır.

Sınır koşulları ayarlandıktan sonra Referans Değerleri girilmiştir. Bu değerler Çizelge 3.9’ da gösterilmektedir.

Çizelge 3.9: Referans değerleri

Area (m^2)	0,012
Density (kg/m^3)	1,225
Enthalpy (J/kg)	0
Length (m)	0,06
Pressure (Pa)	101325
Temperature (K)	288,16
Velocity (m/s)	74
Viscosity ($kg/m.s$)	1,81E-05
Reynolds	300000
Mach	0,218

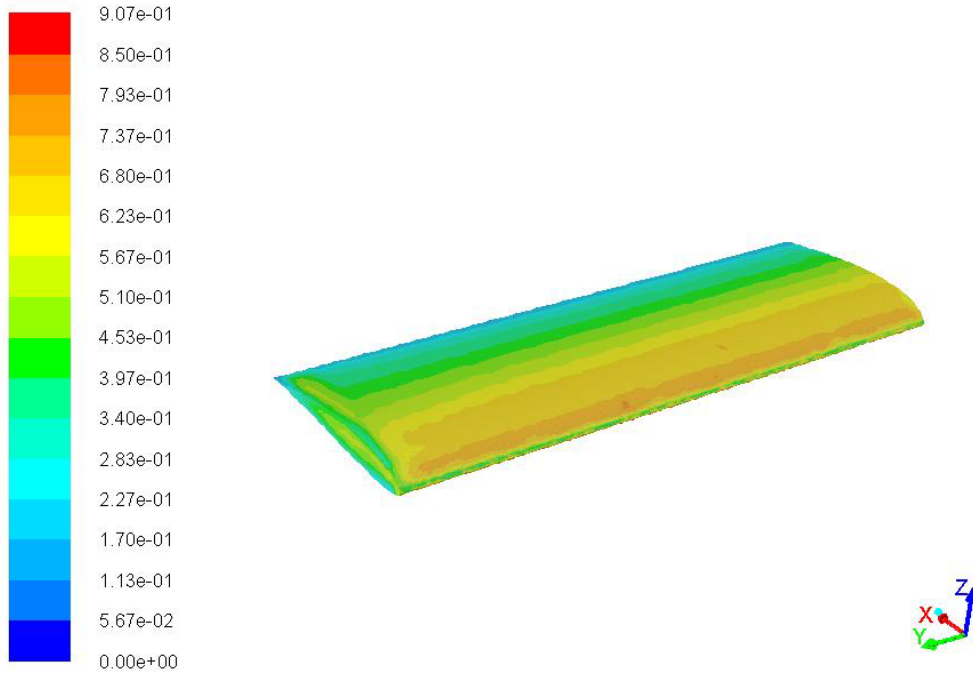
Burada “Area” kanadın izdüşüm alanını, “Density” havanın özgül ağırlığını, “Length” kanadın veter uzunluğunu, “Pressure” deniz seviyesindeki hava basıncını, “Temperature” yine deniz seviyesinde Kelvin cinsinden sıcaklığı, “Velocity” hızı “Viscosity” havanın deniz seviyesinde dinamik viskozitesini (μ) ifade etmektedir.

Mach sayısının 0.3' den küçük olması sebebiyle akış sıkıştırılmaz akışkandır. Bu yüzden ayarlarda bir değişiklik yapılmamış ve sıkıştırılmaz olarak bırakılmıştır. ANSYS Fluent programı yüksek Reynolds sayılarını daha iyi analiz edebilen ticari bir programdır. Ancak, literatürde bulunan çalışmalarda düşük Re sayılarında çoğu Navier Stokes programının da iyi sonuç vermediği görülmüştür. Genellikle, türbülans modeliyle bağlantılı olarak programlanan “transition” modellerinin daha anlamlı sonuçlar vermeye başladığı Re sayılarının 300.000 ve üzeri olduğu gözlemlenmektedir [8]. Bu sebepten analizlerin 300.000 Reynolds değerinde yapılmasına karar verilmiştir. Buna göre hız değeri de Reynolds sayısının tanımından 74 m/s olarak hesaplanmaktadır.

“Solution Method” olarak “SIMPLE” Metodu kullanılmıştır. Yöntem ikinci dereceden “Green-Gauss Node Based” seçilmiştir. Basınç, Momentum ve Türbülans kinetik enerjisi de ikinci dereceden seçilmiştir. Çözüme başlarken bir sorun yaşanmadığı ve bir yakınsama problemiyle karşılaşılmadığı için “Solution Control” bölümünde bir değişiklik yapılmamıştır ve varsayılan ayarlar sabit tutulmuştur.

“Monitör” bölümünde “Residual” kısmında yakınsama ayarı yapılmıştır. Yakınsama ölçütü (Convergence Criterium) iptal edilerek yapılan gözlemlerle yakınsama takip edilmiştir. Ayrıca burada C_L , C_D ve C_M katsayılarının iterasyon devam ettikçe değişen değerlerini grafik oluşturması için ayarları yapılmıştır.

Analizler tamamlandıktan sonra “Results” bölümünün “Graphics” kısmından y^+ değerleri hesaplatılır. “Contours of turbulence” kısmından Yplus denilip “Surfaces” olarak wing, “Types” olarak “wall” seçilip hesaplatılır. Analiz sonuçlarının doğru çıkması için y^+ değeri 1'e yakın çıkmalıdır. Nitekim, mevcut ağ yapısı kullanıldığında y^+ değeri sadece kanat için 0.907 çıkmıştır. Şekil 3.8' de kanat boyunca y^+ konturu gösterilmektedir.



Şekil 3.8: Kanat boyunca y^+ konturu

4. SAYISAL BENZEŞİMLER

4.1 2-Boyutlu Kanat Profili Etrafındaki Akışın İncelenmesi

Kanat modeli olarak daha önce de bahsedildiği gibi SD7062 kanat profili seçilmiştir. Bu model için 3 farklı ağ modeli hazırlanarak modelin 2 boyutlu analizleri yapılmıştır. Bu bölümde bu analizler için hazırlanan çözüm ağları, analiz özellikleri, sonuçları sunulmaktadır. Ayrıca literatürde bulunan daha önceden bu kanat profili için yapılmış deneysel test sonuçları verilmiş ve analiz sonuçları ile karşılaştırılmaları yapılmıştır.

4.1.1 Çözüm ağı ve HAD analizlerinin özellikleri

HAD analizlerine başlamak için öncelikle parçanın içinde bulunacağı bir kontrol alanı belirlenmelidir. Sonra bu alan ile birlikte parça için çözüm ağı yapısı oluşturulmalıdır. Ağ yapısının uygun olup olmadığı analiz sonucunda elde edilen veriler ile anlaşılabilirdiği gibi henüz analize başlamadan da bazı kriterlere uygun olup olmamasıyla da anlaşılabilir. Örneğin türbülans modelinin türüne göre y^+ değerinin olması gereken aralıklar vardır. Ağ yapısı hazırlandıktan sonra y^+ değeri bu aralıkta değilse ağ yapısında iyileştirmeye gidilmelidir. Aksi takdirde sonuçlar doğru çıkmayacaktır.

Analizler 3 farklı çözüm ağı geliştirilerek yapılmıştır. Bunun yapılmasındaki amaç ağ tipinden bağımsız olarak doğru sonuçlara ulaşıp ulaşılamadığının test edilmesidir. Yani, farklı ağlar ile yakın sonuçlar elde etmek analizin doğruluğuna bir gösterge olmaktadır. İleride hazırlanmış 3 farklı ağ modeli özellikleriyle verilmektedir.

a) Ağ modeli 1

Çizelge 4.1: Ağ modeli 1'in özellikleri

Çözüm Ağı	Üçgen Yüzeyle
Ağ Yapısı	Yapısal Olmayan
Düğüm Sayısı	64339
Eleman Sayısı	63914
Çarpıklık	0,84026

b) Ağ modeli 2

Çizelge 4.2: Ağ modeli 2'nin özellikleri

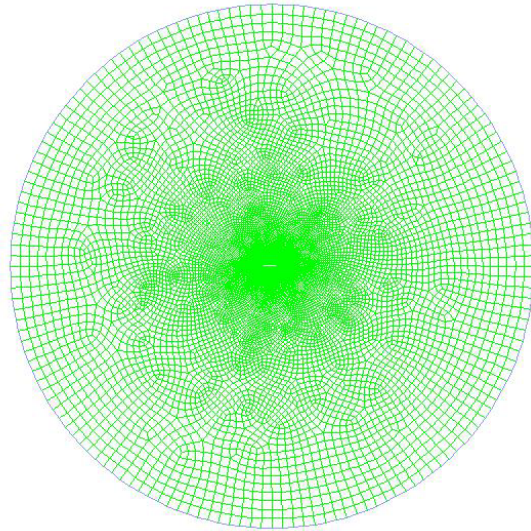
Çözüm Ağı	Üçgen Yüzeyle
Ağ Yapısı	Yapısal Olmayan
Düğüm Sayısı	87020
Eleman Sayısı	111374
Çarpıklık	0,83817

c) Ağ modeli 3

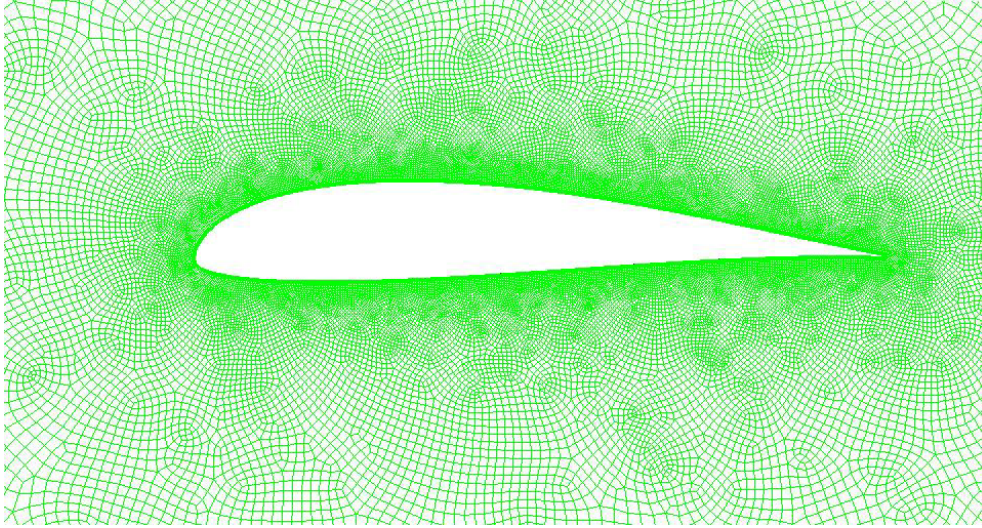
Çizelge 4.3: Ağ modeli 3'ün özellikleri

Çözüm Ağı	Üçgen Yüzeyle
Ağ Yapısı	Yapısal Olmayan
Düğüm Sayısı	88189
Eleman Sayısı	106843
Çarpıklık	0,83488

Ağ modeli O-tip çözüm ağı (O-type mesh) olarak hazırlanmıştır. Şekil 4.1 ve 4.2' de bütün halde ve detay olarak hazırlanan ağ modeli gösterilmektedir.



Şekil 4.1: 2-Boyutlu profil için hazırlanan O-Tip çözüm ağı yapısı



Şekil 4.2: 2-Boyutlu profil için hazırlanan ağ yapısı detayı

4.1.2 HAD analizi sonuçları

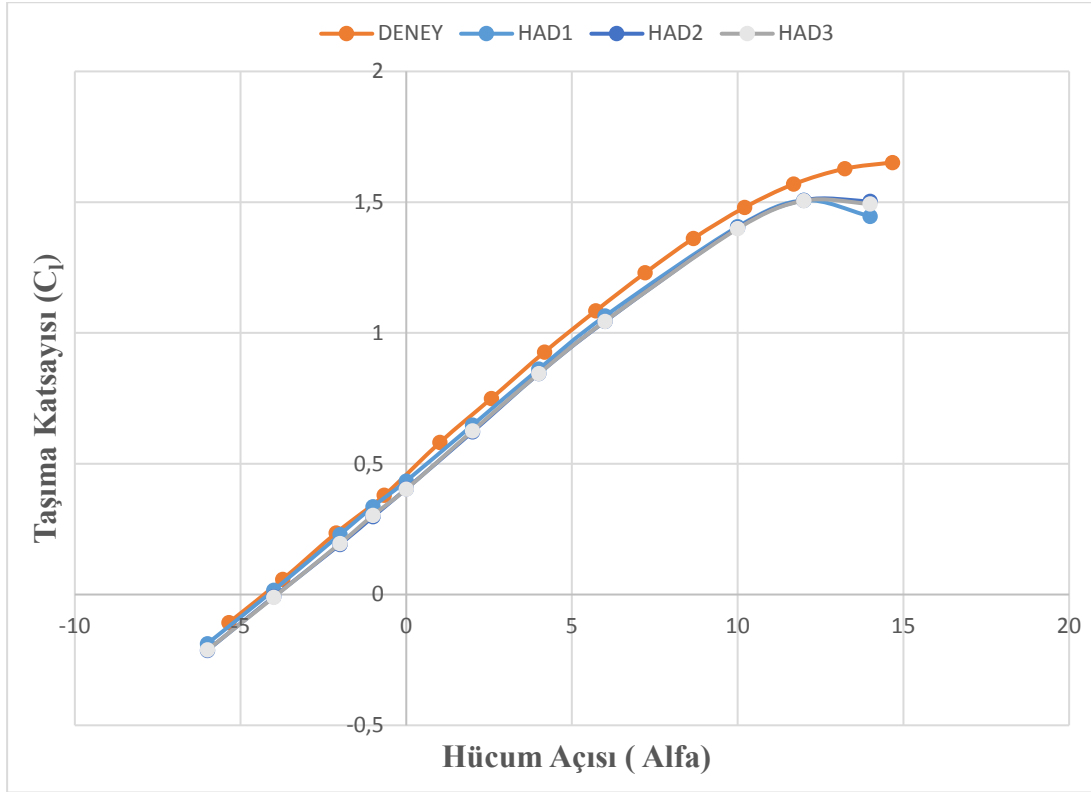
Çizelge 4.4' de analizler sonucu elde edilen taşıma ve sürüklenme katsayısı değerleri verilmektedir.

Çizelge 4.4: 2-Boyutlu analiz sonuçları

Hücum açısı	HAD-1		HAD-2		HAD-3	
	C_l	C_d	C_l	C_d	C_l	C_d
-6	-0,1876	0,0192	-0,2134	0,0185	-0,2118	0,0186
-4	0,0165	0,0141	-0,0084	0,0144	-0,0104	0,0149
-2	0,2293	0,0104	0,1914	0,0102	0,1952	0,0104
-1	0,3363	0,0102	0,2981	0,0099	0,3033	0,0107
0	0,4343	0,0101	0,4040	0,0099	0,4028	0,0095
2	0,6477	0,0105	0,6220	0,0106	0,6259	0,0110
4	0,8621	0,0120	0,8446	0,0123	0,8444	0,0124
6	1,0650	0,0143	1,0444	0,0146	1,0451	0,0145
10	1,4065	0,0238	1,4019	0,0230	1,3989	0,0230
12	1,5069	0,0338	1,5077	0,0319	1,5058	0,0317
14	1,4460	0,0583	1,5035	0,0502	1,4938	0,0491

4.1.3 Literatür ile çalışmaların kıyaslanması

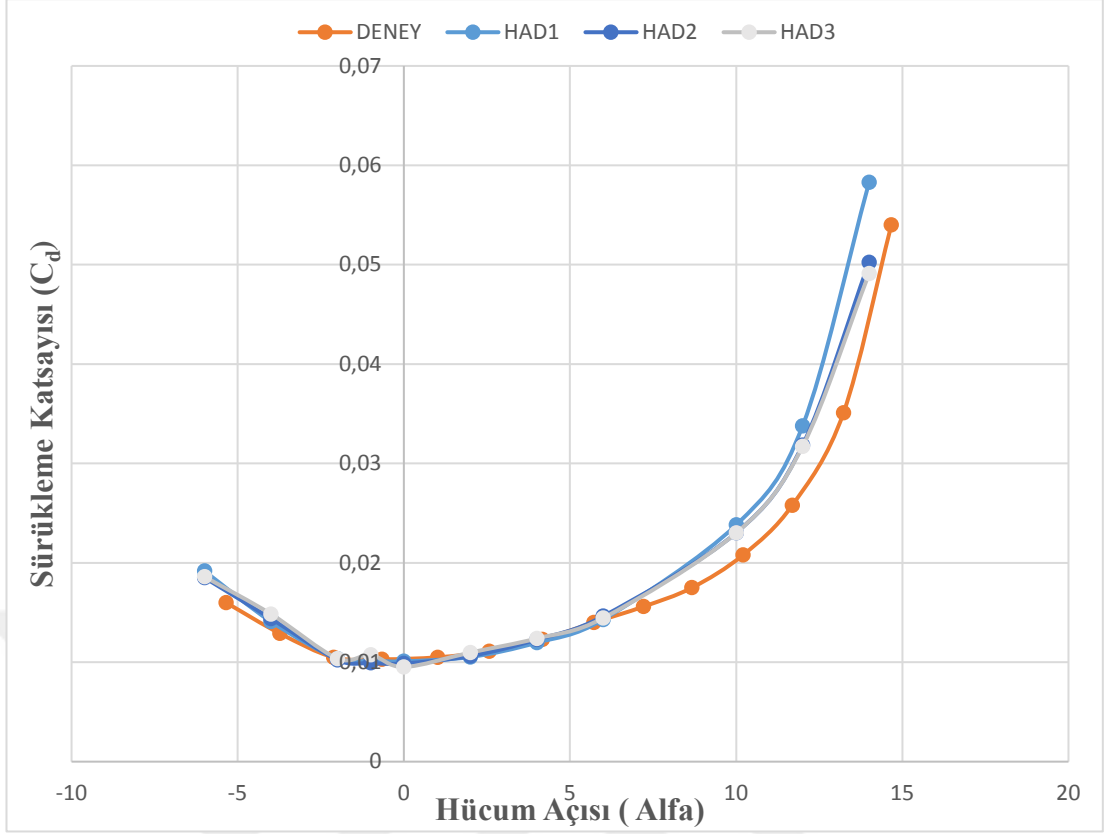
Şekil 4.3’ de rüzgar tüneli deneyi ile elde edilmiş literatürde bulunan çalışma sonuçları [41] ile analizi yapılan SD7062 kanat profilinin kaldırma kuvveti katsayısı sonuçları grafik üzerinden karşılaştırılmaktadır.



Şekil 4.3: SD7062 kanat profilinin $C_1 - \alpha$ grafiği

Şekil 4.4’ de rüzgar tüneli deneyi ile elde edilmiş literatürde bulunan çalışma sonuçları [41] ile analizi yapılan SD7062 kanat profilinin sürüklenme kuvveti katsayısı sonuçları grafik üzerinden karşılaştırılmaktadır.

2-Boyutlu analizlerin 3 farklı ağ yapısı oluşturularak yapılmasıyla ağdan bağımsız olarak sonuçların mantıklı çıkıp çıkmadığını test etmek amaçlanmıştır. Ayrıca deneysel sonuçlar ile analiz sonuçları kıyaslanarak doğru ağ yapısını bulabilmek amaçlanmıştır. Bu çalışmada öncelikli olan 3-Boyutlu yapıları incelemek olduğu için 2-Boyutlu analizler çalışmanın doğruluğunu göstermek adına kabul edilebilir düzeyde hassas ağ yapıları hazırlanarak yapılmıştır.



Şekil 4.4: SD7062 kanat profilinin $C_d - \alpha$ grafiği

4.2 3-Boyutlu Kanat Etrafındaki Akışın İncelenmesi

Kanat profili olarak seçilen SD7062 modeli 3 boyutlu hale getirilmiştir ve tam bir kanat geometrisi oluşturulmuştur. Tez çalışmalarına başlanırken zaman kalması durumunda CFD analizlerinin yanı sıra TOBB ETÜ Teknoloji Merkezi Akışkan Laboratuvarında bulunan rüzgar tüneline test çalışmaları da yapılması düşünülmektedir. Bu sebepten analizleri yapılacak olan kanat ve kanatçıklı kanatlar bu rüzgar tüneline sığacak boyutlarda tasarlanmıştır. Kanat için ağ yapısı oluşturulmuş ve 3 boyutlu akış analizleri gerçekleştirilmiştir. Bu bölümde kanadın ölçüleri, hazırlanan ağ yapısı, analiz özellikleri ve sonuçları verilmektedir.

- ✓ Kanat açıklığı (Span) : 200 mm (Tek kanat)
- ✓ Veter uzunluğu : 60 mm
- ✓ Sivrilik oranı (Taper ratio) : $60 / 60 = 1$
- ✓ Açıklık Oranı (Aspect ratio): 3,33
- ✓ Kalınlık : 8 mm

Kanadın 3 boyutlu tasarımı Şekil 4.5' de gösterilmektedir.



Şekil 4.5: 3B SD7062 yalın kanat katı modeli

4.2.1 Çözüm ağı ve HAD analizlerinin özellikleri

Çizelge 3.14 'de sade kanat için çözüm ağı özellikleri sunulmaktadır.

Çizelge 4.5: Yalın kanat ağı özellikleri

Çözüm Ağı	Tetrahedral Ağ (Üçgen Yüzeyle)
Ağ Yapısı	Unstructured (Yapısal Olmayan)
Düğüm Sayısı	1029049
Eleman Sayısı	5324892
Çarpıklık	0,95832
y+ Değeri	0,906563

4.2.2 HAD analizlerinin sonuçları

Çizelge 4.6: Sade kanat HAD analizleri sonuçları

	AOA	C_L	C_D	C_M	L/D
Sade Kanat	-5	-0,0934	0,0509	-0,0748	-1,84
	0	0,3179	0,0235	-0,0793	13,55
	5	0,7193	0,0456	-0,0834	15,77
	8	0,9470	0,0685	-0,0855	13,83
	10	1,0660	0,0872	-0,0851	12,22
	11	1,0963	0,0982	-0,0843	11,17
	12	1,1243	0,1095	-0,0841	10,26
	13	1,1027	0,1254	-0,0872	8,80
	14	1,0281	0,1458	-0,0914	7,05
	15	1,0805	0,1814	-0,1063	5,96
	17	1,0029	0,2280	-0,1182	4,40

4.3 Kanatçık Modellerinin Sayısal İncelenmesi

Tezin en başında her kanatçık modelinin yüksek ve alçak hıza göre farklı tasarımlarının bulunduğu bahsedilmişti. Önceki bölümlerde bahsedilen kanat tasarımının rüzgar tüneli baz alınarak hazırlanması ve analizlerin $Re = 300.000$ değerinde yapılmasına karar verilmesi sebebiyle akış hızı 74 m/s olarak hesaplanmaktadır. Bu bölümde tasarlanmış olan kanatçık modelleri, bu modellerin çözüm ağı özellikleri ve HAD analizleri sonuçları sunulmaktadır.

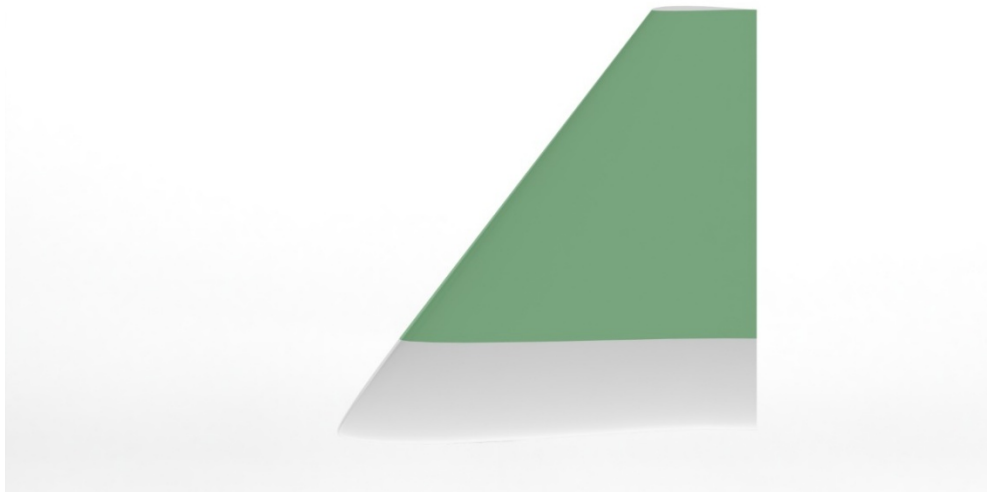
4.3.1 Kıvrık tip (Blended) kanatçık

a) Kanatçık tasarımı ve özellikleri

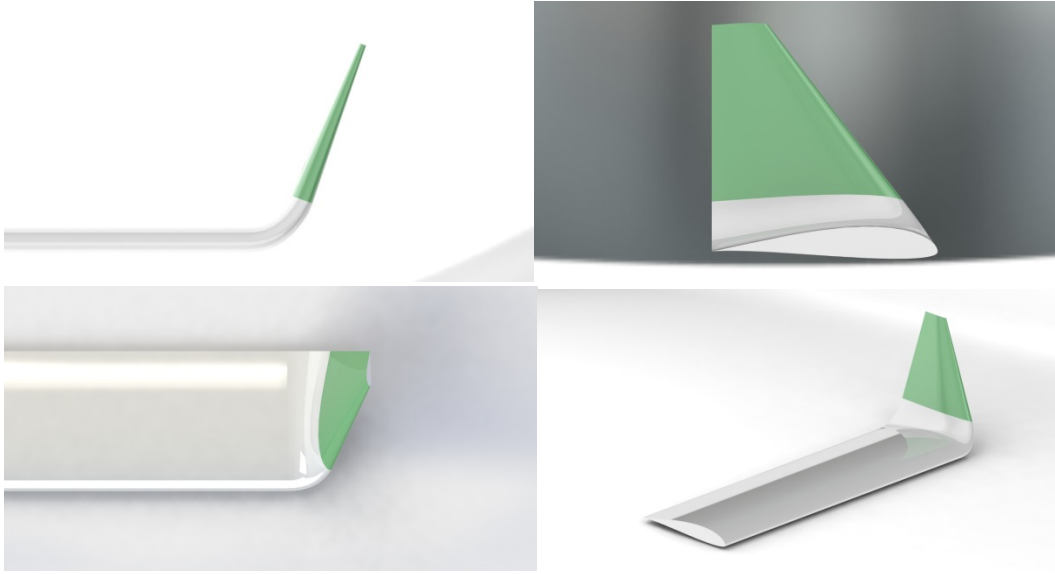
Öncelikle Kıvrık tip (Blended) kanatçık modeli CATIA programında tasarlanmıştır. Blended kanatçık tipi tasarlanırken önceki bölümlerde bahsedilen tasarım kriterleri kullanılmıştır. Literatürde ve gerçek hayatta sıkça kullanılan tiplere benzer bir şekil tasarlanmaya çalışılmış ancak yine de özgün bir çalışma yapılmıştır.

Şekil 4.6 ve 4.7’ de Kıvrık tip (Blended) kanatçığın Solidworks programı ile işlenmiş (render) ön ve 4 görünüş resimleri sunulmaktadır:

- ✓ Eğrilik açısı (Cant angle) : 70°
- ✓ Uç Veter (Tip Chord) : 15 mm
- ✓ Sivrilik Oranı (Taper Ratio) : 0.25
- ✓ Ok açısı (Sweep angle) : 20°
- ✓ Sivrilik açısı (Taper angle) : 37.5°



Şekil 4.6: Kıvrık tip (Blended) kanatçık



Şekil 4.7: Kıvrık tip (Blended) kanatçık 3 görünüş ve perspektif görünüşü

b) Çözüm ağı ve HAD özellikleri

Çizelge 4.7: Kıvrık tip (Blended) kanatçığın ağı özellikleri

Çözüm Ağı	Tetrahedral Ağı (Üçgen Yüzeyle)
Ağı Yapısı	Unstructured (Yapısal Olmayan)
Düğüm Sayısı	1063282
Eleman Sayısı	5443428
Çarpıklık	0,96462
y+ Değeri	0,875668

c) HAD analizleri sonuçları

Çizelge 4.8: Kıvrık tip (Blended) kanatçığın HAD analiz sonuçları

	AOA	C_L	C_D	C_M	L/D
Kıvrık Tip (Blended)	-5	-0,0568	0,0475	-0,0739	-1,20
	0	0,3745	0,0253	-0,0904	14,78
	5	0,8040	0,0456	-0,1033	17,64
	8	1,1148	0,0712	-0,1169	15,67
	10	1,1492	0,0828	-0,1080	13,87
	11	1,2733	0,1001	-0,1160	12,72
	12	1,2873	0,1112	-0,1144	11,58
	13	1,2734	0,1245	-0,1138	10,22
	14	1,2054	0,1459	-0,1173	8,26
	15	1,1985	0,1597	-0,1178	7,50
	17	1,0707	0,1993	-0,1226	5,37

4.3.2 Pala tipi (Scimitar) kanatçık

a) Kanatçık tasarımı ve özellikleri

Şekil 4.8 ve 4.9’ da Pala tipi (Scimitar) kanatçığın Solidworks programı ile işlenmiş ön ve 4 görünüş resimleri sunulmaktadır.

Üst kanatçık

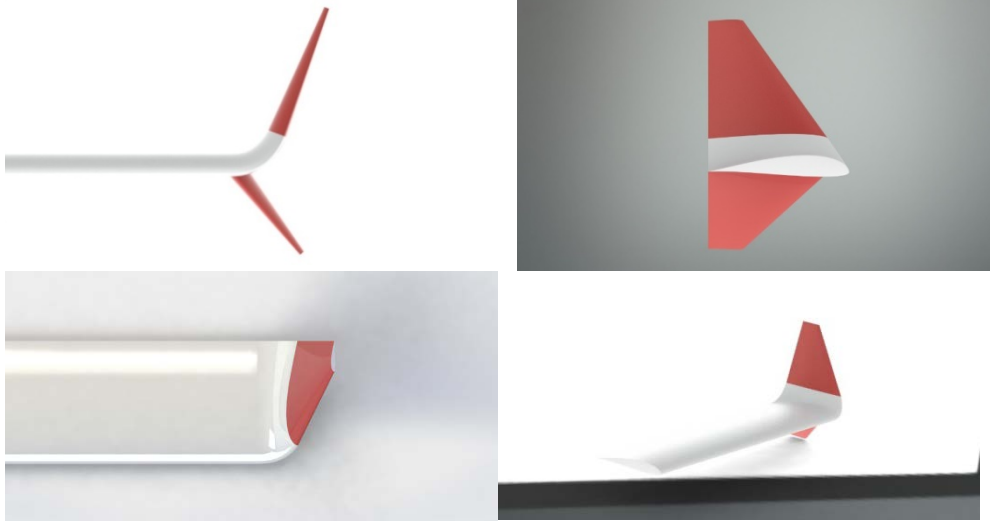
- ✓ Eğrilik açısı (Cant angle) : 70°
- ✓ Uç Veter (Tip Chord) : 15 mm
- ✓ Sivrilik Oranı (Taper Ratio) : 0.25
- ✓ Ok açısı (Sweep angle) : 20°
- ✓ Sivrilik açısı (Taper angle) : 37.5°

Alt kanatçık

- ✓ Eğrilik açısı (Cant angle) : 61.5°
- ✓ Uç Veter (Tip Chord) : 15 mm
- ✓ Sivrilik Oranı (Taper Ratio) : 0.3
- ✓ Ok açısı (Sweep angle) : 30°
- ✓ Sivrilik açısı (Taper angle) : 45°



Şekil 4.8: Pala tipi (Scimitar) kanatçık



Şekil 4.9: Pala tipi (Scimitar) kanatçık 3 görünüş ve perspektif görünüşü

b) Çözüm ağı ve HAD özellikleri

Çizelge 4.9: Pala tipi (Scimitar) ağı özellikleri

Çözüm Ağı	Tetrahedral Ağ (Üçgen Yüzeyle)
Ağ Yapısı	Unstructured (Yapısal Olmayan)
Düğüm Sayısı	1112765
Eleman Sayısı	5567148
Çarpıklık	0,96371
y+ Değeri	0,859955

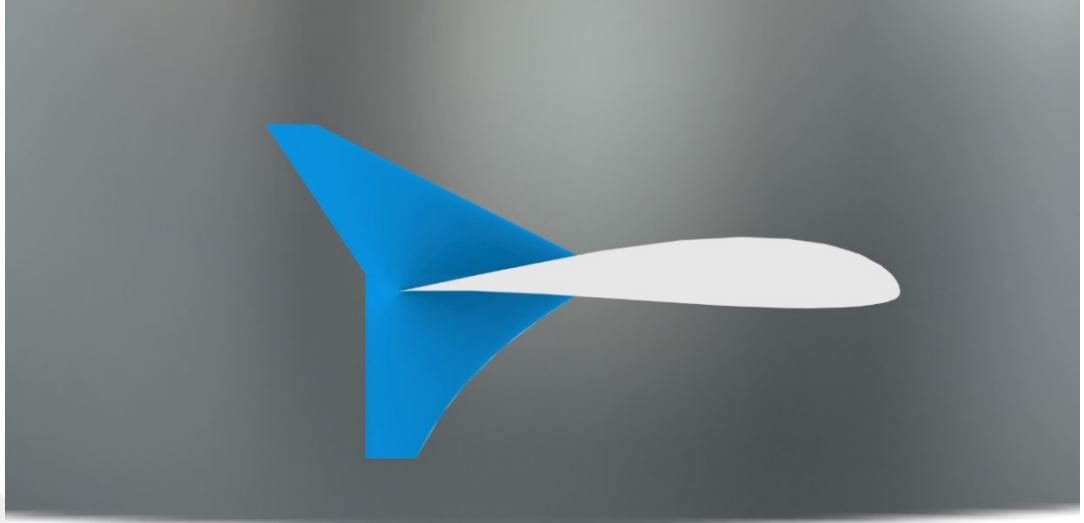
c) HAD analizleri sonuçları

Çizelge 4.10: Pala tipi (Scimitar) HAD analiz sonuçları

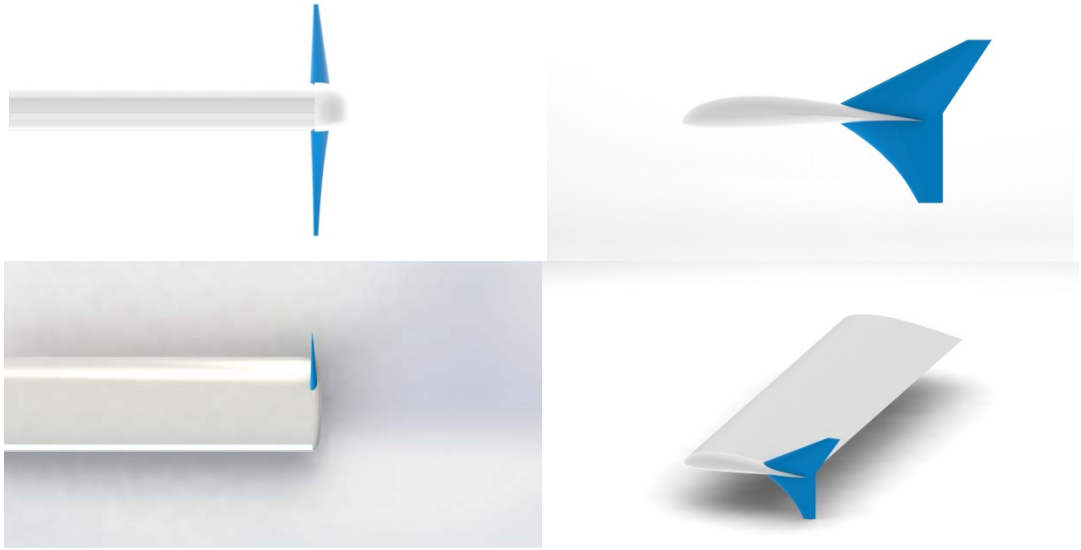
	AOA	C_L	C_D	C_M	L/D
Pala Tipi (Scimitar)	-5	-0,0969	0,0622	-0,0744	-1,56
	0	0,3571	0,0266	-0,0842	13,44
	5	0,7745	0,0442	-0,0928	17,51
	8	1,0740	0,0675	-0,1036	15,91
	10	1,2462	0,0832	-0,1142	14,97
	11	1,2071	0,0951	-0,1021	12,69
	12	1,1976	0,1071	-0,1009	11,18
	13	1,1779	0,1235	-0,1041	9,54
	14	1,0998	0,1421	-0,1051	7,74
	15	1,0655	0,1601	-0,1090	6,66
	17	0,9635	0,2067	-0,1203	4,66

4.3.3 Plaka tipi (End-Plate) kanatçık

a) Kanatçık tasarımı



Şekil 4.10: Plaka tipi (End-Plate) kanatçık



Şekil 4.11: Plaka tipi (End-Plate) kanatçık 3 görünüş ve perspektif görünüşü

b) Çözüm ağı ve HAD özellikleri

Çizelge 4.11: Plaka tipi (End-Plate) ağı özellikleri

Çözüm Ağı	Tetrahedral Ağ (Üçgen Yüzeyle)
Ağ Yapısı	Unstructured (Yapısal Olmayan)
Düğüm Sayısı	1104746
Eleman Sayısı	5553898
Çarpıklık	0,95902
y+ Değeri	0,961046

c) HAD analizleri sonuçları

Çizelge 4.12: Plaka tipi (End-Plate) HAD analiz sonuçları

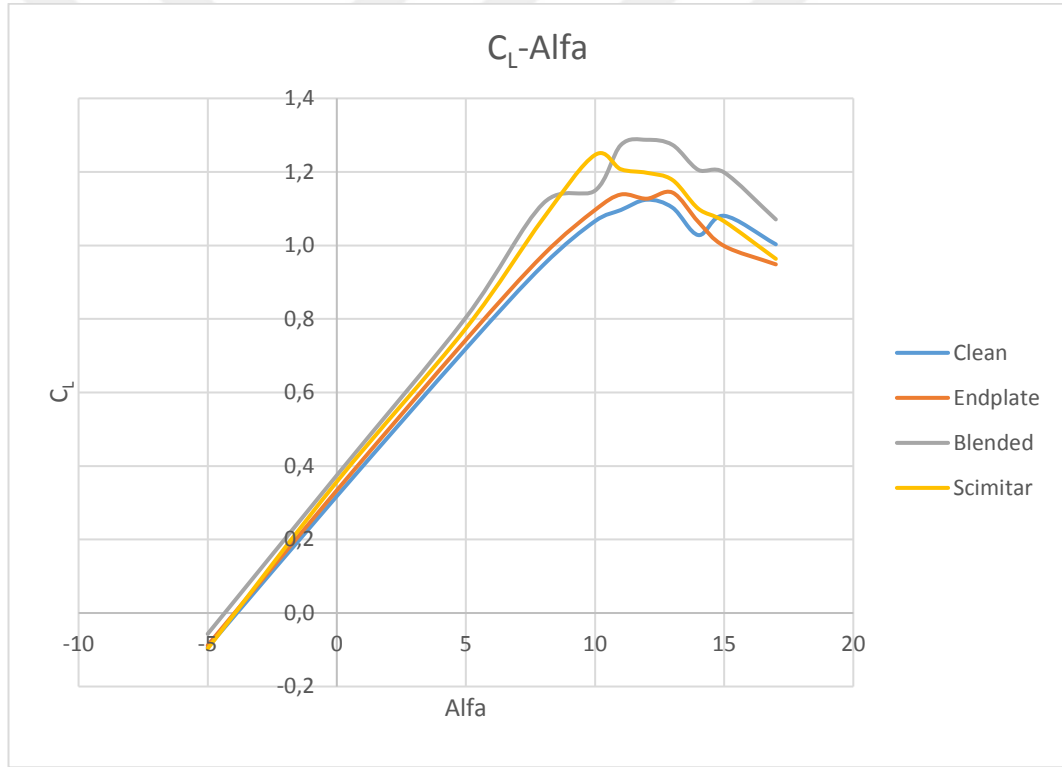
	AOA	C_L	C_D	C_M	L/D
Plaka Tipi (Endplate)	-5	-0,0880	0,0492	-0,0688	-1,79
	0	0,3336	0,0239	-0,0826	13,95
	5	0,7432	0,0465	-0,0864	16,00
	8	0,9746	0,0696	-0,0889	14,00
	10	1,0965	0,0886	-0,0888	12,38
	11	1,1385	0,0988	-0,0878	11,52
	12	1,1271	0,1117	-0,0873	10,09
	13	1,1437	0,1232	-0,0864	9,28
	14	1,0639	0,1471	-0,0931	7,23
	15	0,9985	0,1684	-0,0995	5,93
	17	0,9484	0,2094	-0,1088	4,53

4.4 Değerlendirme

Bu yüksek lisans tezi kapsamında amaçlanan, insansız hava araçlarında kullanılan kanatçıkların uçuş performansına etkisinin incelenmesidir. Bu doğrultuda incelenmek üzere öncelikle kanatçık modelleri araştırılmıştır. Kanatçıkların bir çok çeşidi olduğu görülmüştür ve havacılıkta en çok kullanılan 3 kanatçık tipi seçilmiştir. Sade kanat modeli ile Plaka tipi (End-Plate), Pala tipi (Scimitar) ve Kıvrık tip (Blended) kanatçık olarak adlandırılan 3 farklı tipteki kanatçık modeli CATIA programında tasarlanmıştır. Hücüm açısının -5 ile 17 derece değiştiği aralıkta HAD analizleri yapılarak taşıma, sürükleme ve moment katsayıları, C_L , C_D ve C_M , elde edilmiştir. Bu değerlerden C_L -alfa, C_D -alfa, C_M -alfa C_L/C_D -alfa ve C_L-C_D grafikleri oluşturulmuştur. Ayrıca aerodinamik verimi görebilmek için C_L^3/C_D^2 -alfa grafiği oluşturulmuştur. Analizler gözle takip edilerek herhangi bir iterasyon sayısı değerine bağlı kalınmaksızın yapılmıştır. C_L , C_D ve C_M değerleri kararlı hale gelene kadar iterasyonlar devam ettirilmiştir.

Önce 2-boyutlu analizler yapılmış, kullanılan SD7062 kanat profili için literatürde bulunan deneysel ve sayısal çalışmalarla bu tez kapsamında yapılan sayısal analizler kıyaslanmıştır. Bulunan değerlerin literatürdeki çalışmalar ile örtüştüğü görülmüştür. 2B için yapılan çalışmanın doğruluğuna kanaat getirilerek 3B için kanatçıklı kanat tasarımları aynı referans değerler kullanılarak analiz edilmiştir. Sade bir kanat ve bu

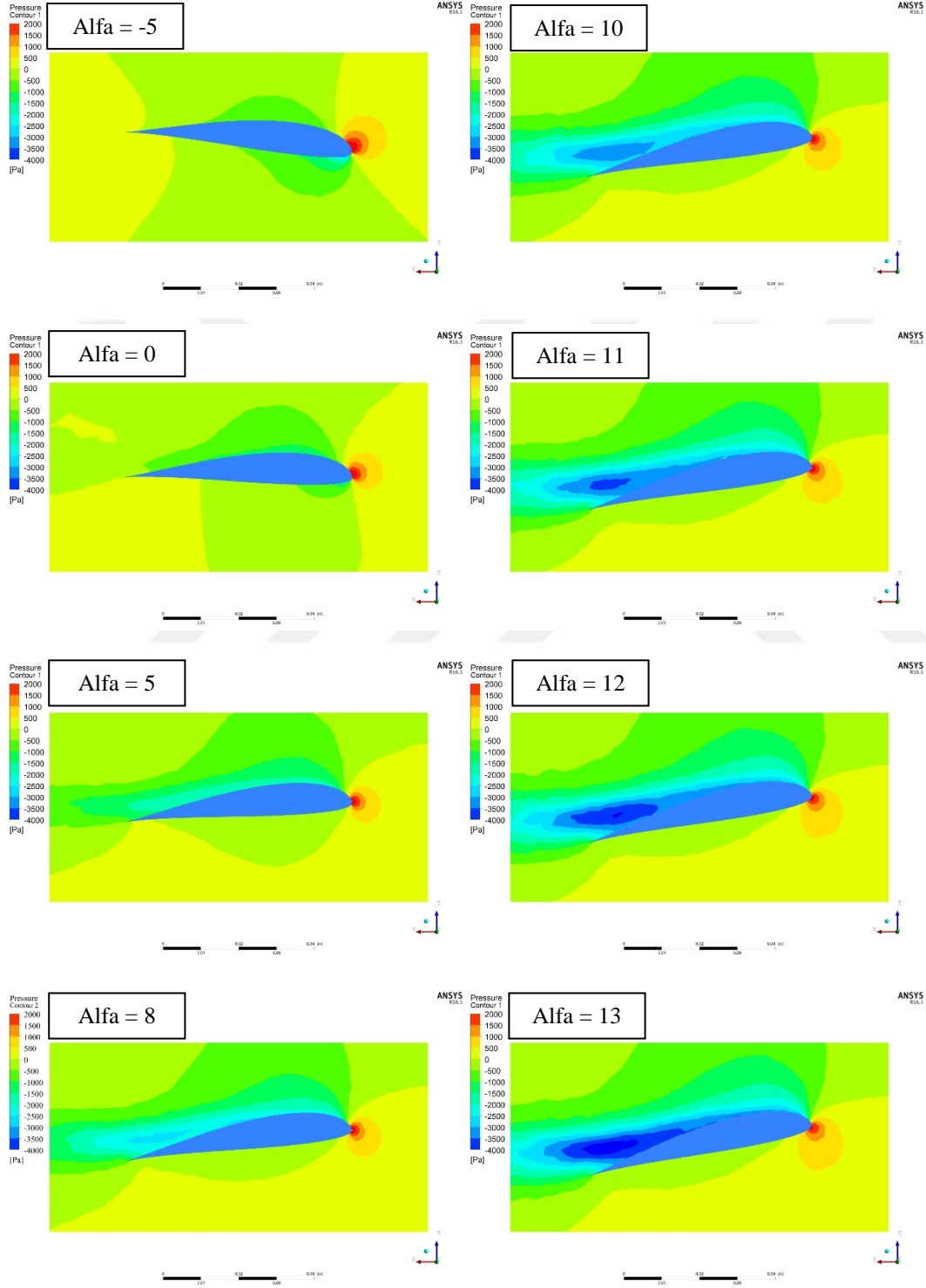
kanada eklenmiş 3 farklı kanatçıklı model ANSYS Fluent programı kullanılarak analiz edilmiştir. Burada görülmek istenen şey her bir kanatçık modelinin kanat aerodinamik performansına nasıl etki ettiğidir. Uçuş boyunca kanadın aldığı her açı için yine olumlu ya da olumsuz etki edip etmediği incelenmiştir. Ayrıca her bir model birbiriyle de kıyaslanarak yakın boyutlardaki farklı kanatçıkların hangisinin daha fazla verim sağlayacağı görülmeye çalışılmıştır. Kanat uçlarına eklenen kanatçıklar sayesinde girdap oluşumlarında değişimler meydana gelmiştir. Görülmüştür ki; hava akımlarının hızlarında ve girdap şekillerinde farklılıklar meydana gelmektedir. Bu değişimler sayesinde de kanat üzerindeki girdap etkisi azalmaktadır ve uçuşu olumsuz etkileyen durumlar buna paralel olarak kaybolmaktadır. Şekil 4.12' de taşıma kuvveti katsayısının hücum açısına göre değişim grafiği verilmektedir.



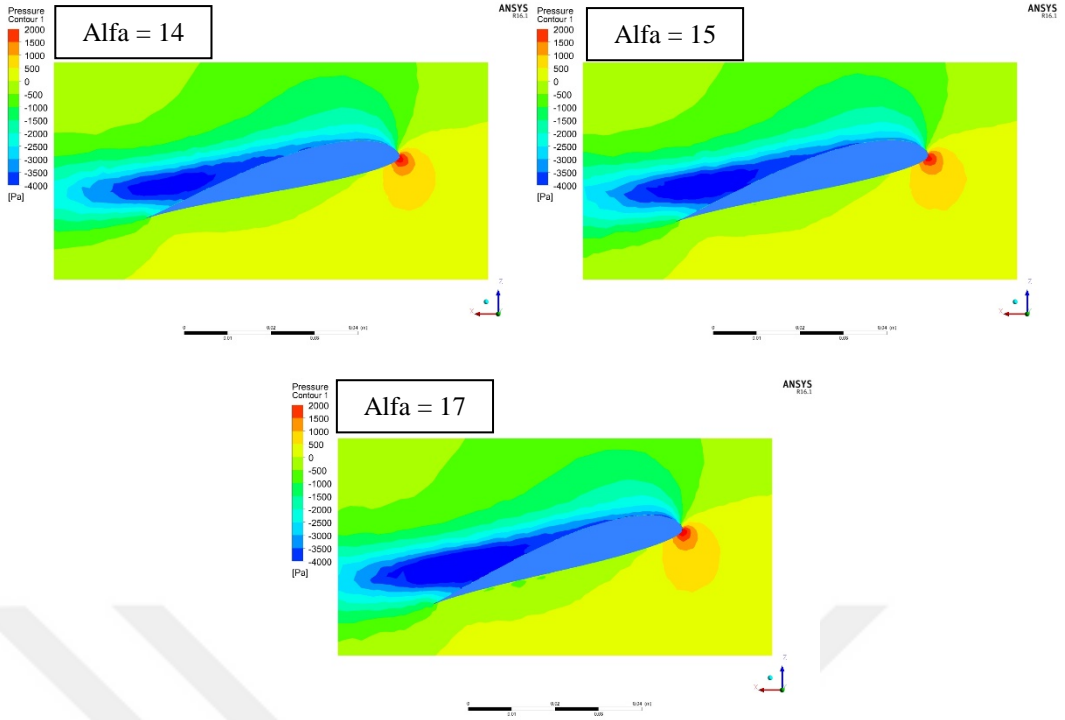
Şekil 4.12: Taşıma katsayısının hücum açısına göre değişim grafiği

Şekilde görüldüğü gibi 0-5 derece hücum açılarında tüm kanatlar birbirine yakın sonuçlar vermektedir. Bu dereceden itibaren Kırık tip (Blended) ve Pala tipi (Scimitar) tipi kanatçıkların yalın kanat ve buna yakın sonuç veren Plaka tipi (End-Plate) tipi kanada göre taşıma kuvvetini daha çok artırdığı farkedilmeye başlamaktadır. Kanatçıkların kendi içinde bakıldığında taşıma kuvvetini en çok artıran kanatçık tipinin Kırık tip (Blended) kanatçık olduğu görülmektedir.

Şekil 4.13’ de yalın kanat için kanat ucuna çok yakın bir kesitte ($y = 0.198$ m) basınç alanının hücum açısına göre değişimi gösterilmektedir. Şekillerden de görüleceği üzere, $\alpha = -5, 0, 5, 8$ der. arasında akım yapışık iken, $\alpha = 10$ derece için akım ayrılması başlamakta ve hücum açısı arttıkça akım ayrılması da büyümektedir.

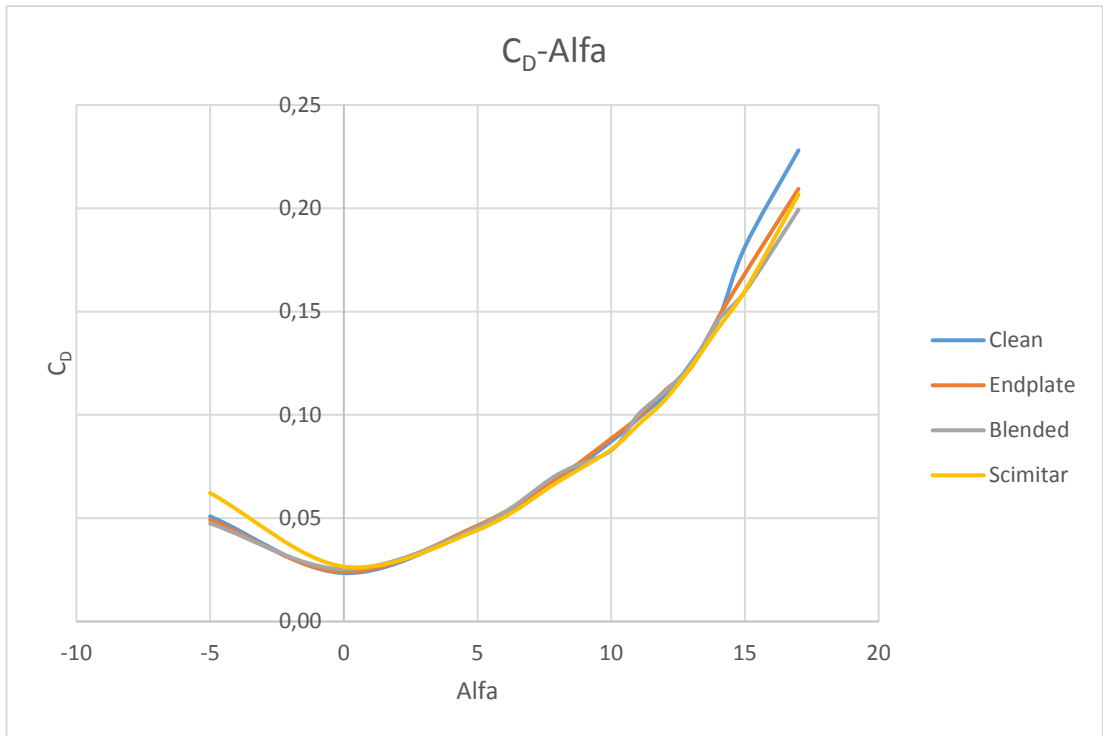


Şekil 4.13: Farklı hücum açılarında ($\alpha = -5, 0, 5, 8, 10, 11, 12, 13, 14, 15, 17$) yalın kanat üzerindeki basınç dağılımları. (Devam)



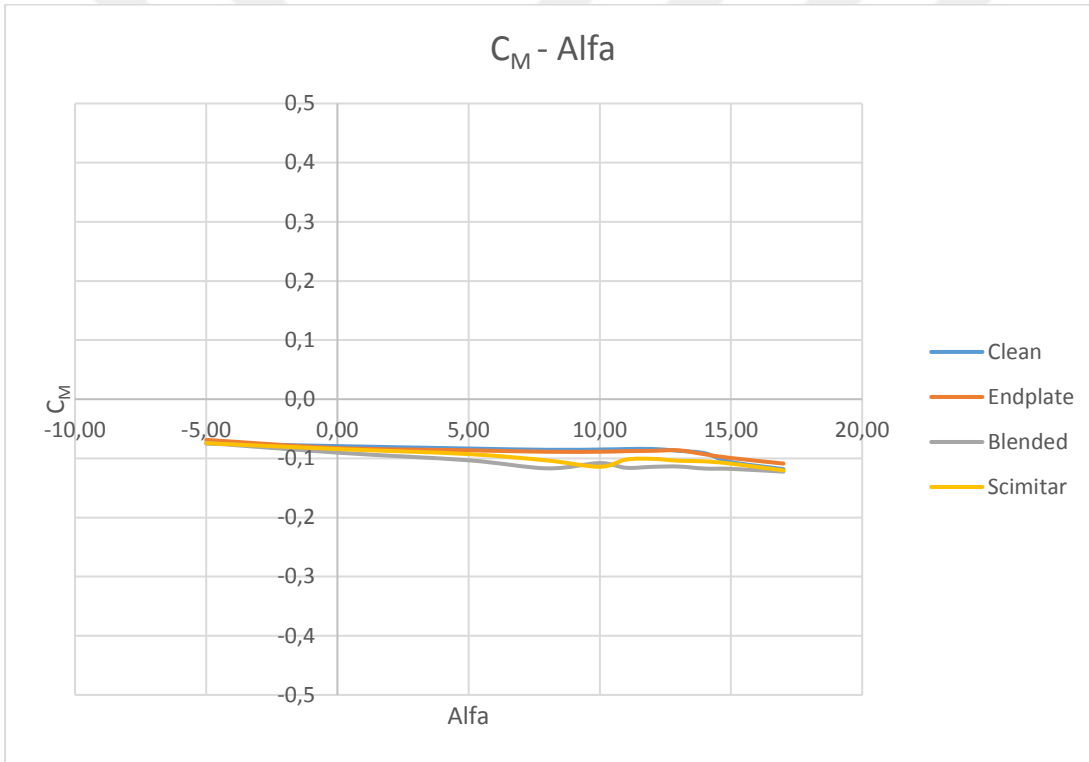
Şekil 4.13: Farklı hücum açılarında (alfa=-5,0,5,8,10,11,12,13,14,15,17) yalın kanat üzerindeki basınç dağılımları.

Kopan akımın oluşturduğu girdabın büyüklüğü açık mavi renkli bölgede, ve girdap çekirdeği koyu mavi bölgede daha iyi seçilmektedir. Şekil 4.14' de farklı hücum açılarında oluşan sürüklenme kuvveti katsayıları verilmektedir.



Şekil 4.14: Sürüklenme katsayısının hücum açısına göre değişim grafiği

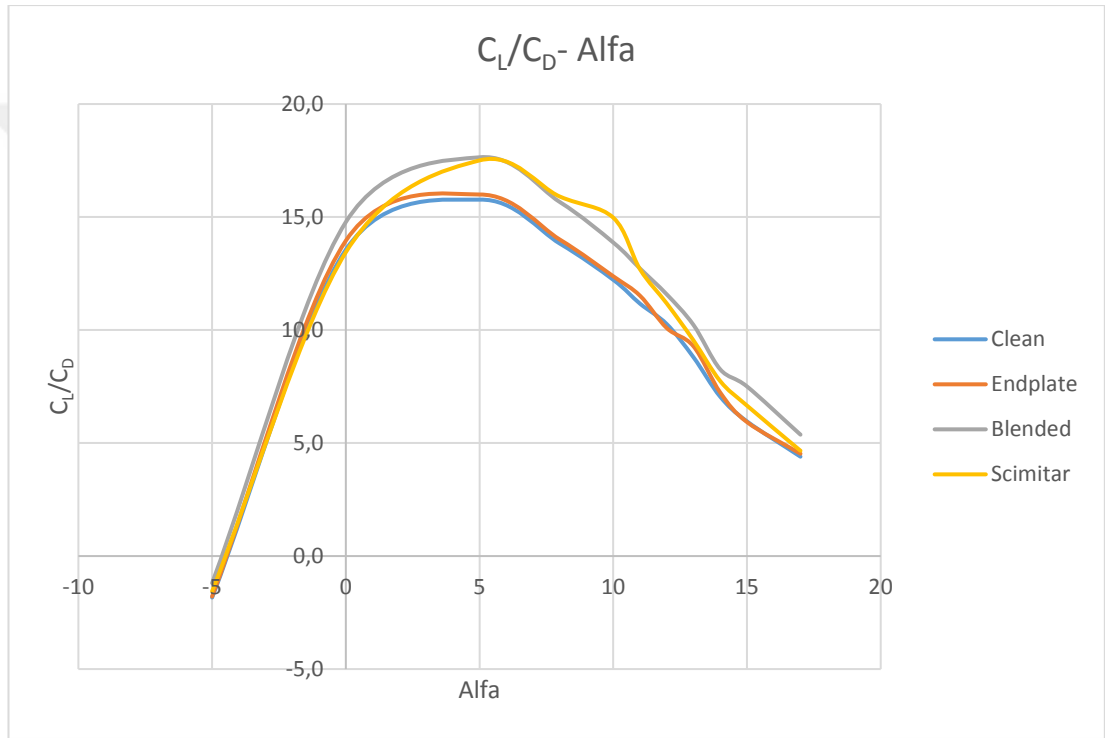
Şekil 4.14’ deki Yalın kanat, Plaka tipi (End-Plate) kanatçık takılmış kanat, Kıvrık tip (Blended) kanatçıklı kanat ve Pala tipi (Scimitar) kanatçıklı kanat için farklı hücum açıları arasında oluşan sürüklenme kuvveti katsayıları incelendiğinde 0-13 derece açılar arasında tüm tasarımlar yakın değerlerde sürüklenme kuvveti katsayısı verdiği görülmektedir. Buna karşılık hücum açısı 15 dereceden itibaren gözle görülür farklılıklar meydana gelmektedir. Sade kanat bu dereceden itibaren açık bir şekilde fazla sürüklenme kuvveti oluşturduğu görülmektedir. Üç kanatçık içinde ise sürüklenme kuvvetini en çok azaltan Kıvrık tip (Blended) kanatçıklı kanattır. Yani istenilen durumlardan ilki olan sürüklenme kuvvetinin azaltılması durumuna bakılarak Kıvrık tip (Blended) kanatçığın bu alanda en iyi kanatçık olduğu görülmektedir. Şekil 4.15’ de farklı hücum açıları arasında oluşan moment katsayıları verilmektedir.



Şekil 4.15: Moment katsayısının hücum açısına göre değişim grafiği

Şekil 4.15’ de sade kanat, Plaka tipi (End-Plate) kanatçık takılmış kanat, Kıvrık tip (Blended) kanatçıklı kanat ve Pala tipi (Scimitar) kanatçıklı kanat için farklı hücum açıları arasında oluşan moment katsayıları incelendiğinde -5-0 derece açılar arasında tüm tasarımlar yakın değerlerde moment katsayısı verdiği görülmektedir. Buna karşılık, yalın kanat ve Plaka tipi (End-Plate) kanatçık için moment değerleri en düşük değerler alırken, Kıvrık tip (Blended) ve Pala tipi (Scimitar) kanatçıklar negatif yönde daha fazla moment katsayısı üretmektedir. Böylece, her ne kadar taşıma ve

sürüklenme katsayıları için en iyi sonucu Kıvrık tip (Blended) ve Pala tipi (Scimitar) vermekte iseler de, bu iyileştirmenin bedeli negatif yönde moment katsayılarının artması neticesini doğurmaktadır. Moment katsayısının artması ise çok istenen bir şey değildir, zira bu sefer de hava aracının toplam “trim” sürüklenmesi artmaktadır. Bu sebepten ötürü son tahlilde Kıvrık tip (Blended) ve Pala tipi (Scimitar) tipi kanatçıkları kullanırken azalan indüklenmiş sürükleden gelen kazancın artan yönde gelişen “trim” sürüklenmesi tarafından ne derece yok edileceği değerlendirilmelidir. Şekil 4.16’ da farklı hücum açılarında oluşan süzülme oranları (L/D) verilmektedir.

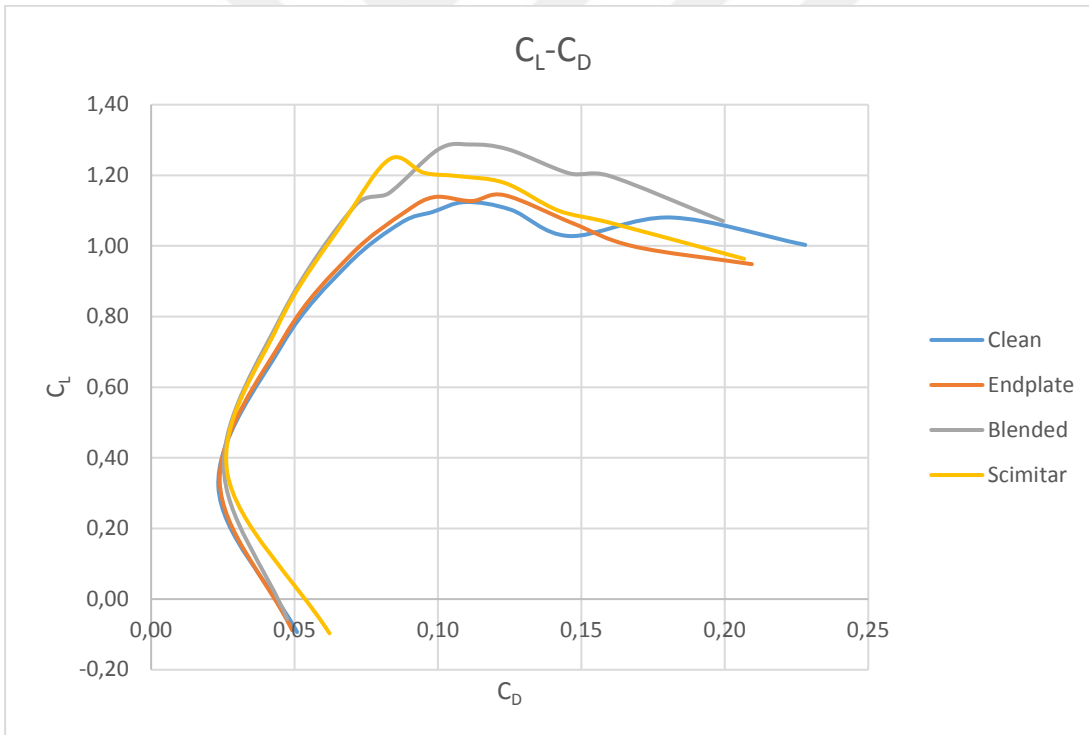


Şekil 4.16: Taşıma-Sürüklenme katsayıları oranının hücum açısına göre değişimi

Şekil 4.16’ daki yalın kanat, Plaka tipi (End-Plate) kanatçık takılmış kanat, Kıvrık tip (Blended) kanatçıklı kanat ve Pala tipi (Scimitar) kanatçıklı kanat için farklı hücum açılarında oluşan süzülme oranları (L/D) incelendiğinde yalın kanat ve Plaka tipi (End-Plate) için birbirine çok yakın L/D oranları elde edilirken, Kıvrık tip (Blended) ve Pala tipi (Scimitar) tipi kanatçıklarla daha yüksek L/D oranları elde edildiği görülmektedir. Buna karşılık, sade kanat ve Plaka tipi (End-Plate) için moment değerleri en düşük değerler alırken, Kıvrık tip (Blended) ve Pala tipi (Scimitar) tipi kanatçıklar negatif yönde daha fazla moment katsayısı üretmektedir. Sonuç olarak, verilen tüm kanatçık şekilleri arasında 0-5 derece hücum açısı aralığında, yani

normal seyir halinde ve hücum açısının artırıldığı kalkış halinde en verimli model Kıvrık tip (Blended) kanatçıklı model olmuştur. Pala tipi (Scimitar) kanatçıklı model de genel olarak verim sağlamış olup 5-15 derece aralığında Kıvrık tip (Blended) kanatçıklı modelle daha yakın uyum içerisindedir.

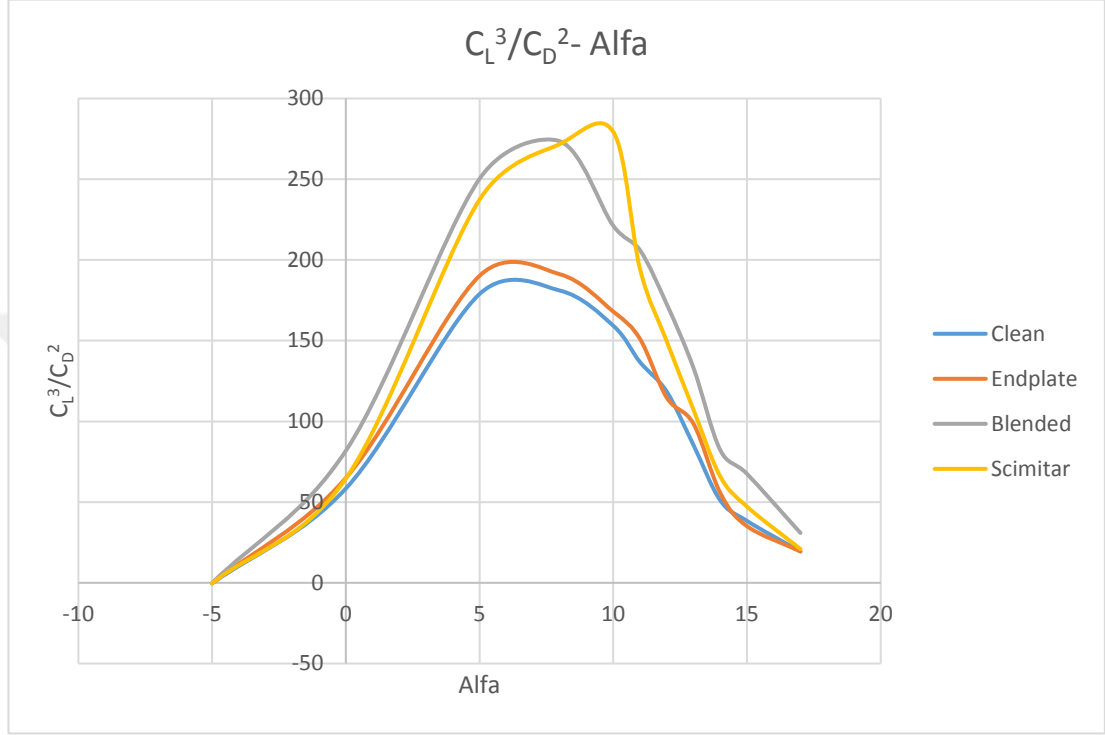
Şekil 4.17’ de sade kanat, Plaka tipi (End-Plate) kanatçık takılmış kanat, Kıvrık tip (Blended) kanatçıklı kanat ve Pala tipi (Scimitar) kanatçıklı kanat için farklı hücum açılarında oluşan sürüklenme-taşıma kuvveti katsayıları (sürüklenme poleri, “drag polar”) verilmektedir. Görülmektedir ki sade kanat ve buna çok yakın sonuç veren Plaka tipi (End-Plate) aynı C_L katsayısı için daha yüksek C_D vermekte, buna karşılık Kıvrık tip (Blended) ve Pala tipi (Scimitar) kanatçık tasarımları sürüklenme kuvvetini açık biçimde azaltmaktadır. Üç kanatçık içinde sürüklenme kuvvetini en çok azaltan Kıvrık tip (Blended) kanatçıklı kanattır.



Şekil 4.17: Taşıma katsayısının sürüklenme katsayısına göre değişimi

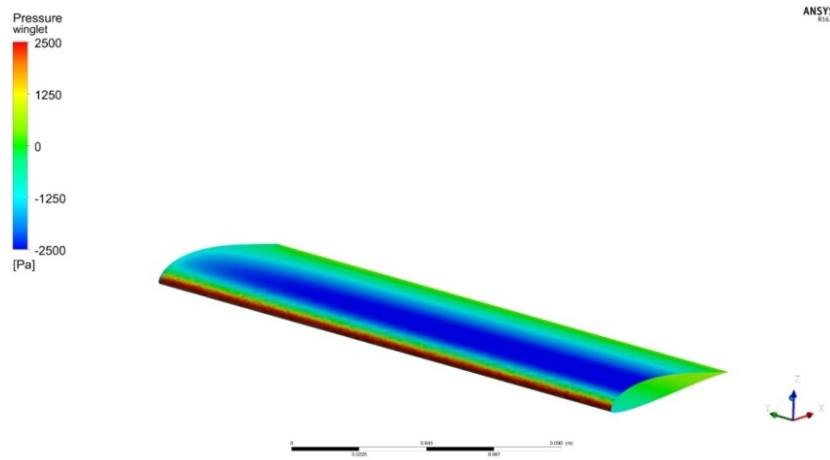
Grafiklerdeki dalgalanmalar FLUENT programının yüksek hücum açılarında oluşan ayrılmalı akımları mevcut Re değerlerinde tam olarak iyi analiz yapamamasından kaynaklanmaktadır. Ayrılmalı akımların daha doğru analizi için çok daha sıkı ağ yapısı ve daha ileri türbülans ve türbülansa-geçiş modelleri gerekmektedir. Bununla beraber, Reynolds sayısı artırıldıkça FLUENT benzeri ticari programlar daha doğru

sonuçlar vereceği ve salınımların azalacağı beklenir [8]. Kanatçıklar ile elde edilen aerodinamik verim C_L^3/C_D^2 oranından görülebilmektedir. Şekil 4.18 'de bu oranın hücum açılarına göre değişim grafiği verilmektedir. Yine diğer Şekillerden de görüleceği gibi aerodinamik verim Kivrık tip (Blended) ve Pala tipi (Scimitar) kanatçıklar için daha yüksek olmaktadır.



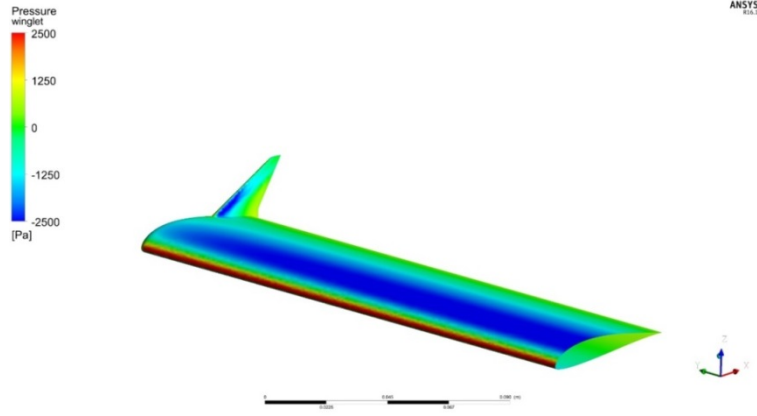
Şekil 4.18: Hücum açılarına göre elde edilen verim

Kanat yüzeyleri üzerindeki basınc dağılımlı Şekil 4.19' da, Kivrık tip (Blended) kanatçık üzerinde çeşitli kesitler için basınc detayı Şekil 4.20' de gösterilmektedir.

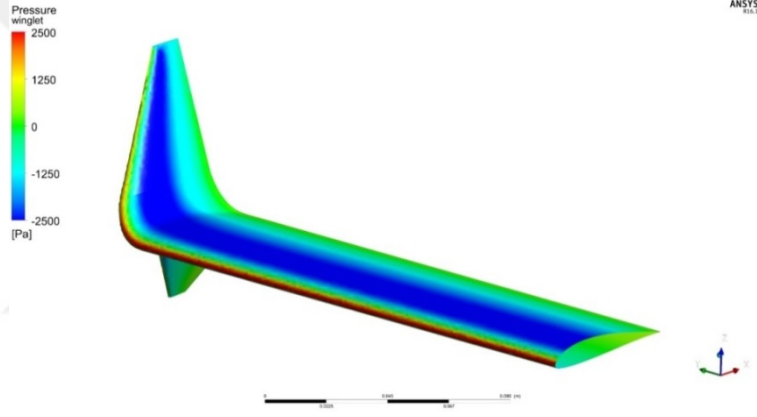


(a) Yalın kanat

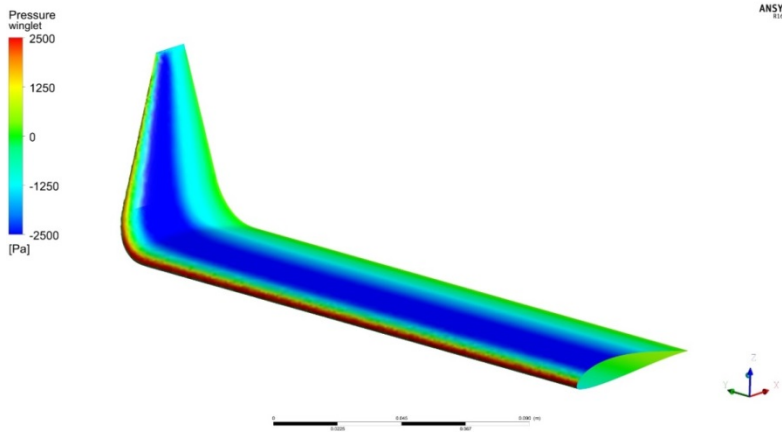
Şekil 4.19: Kanat ve çeşitli kanatçıklar için yüzey basınc dağılımlı. (Devam)



(b) End – Plate kanatçık



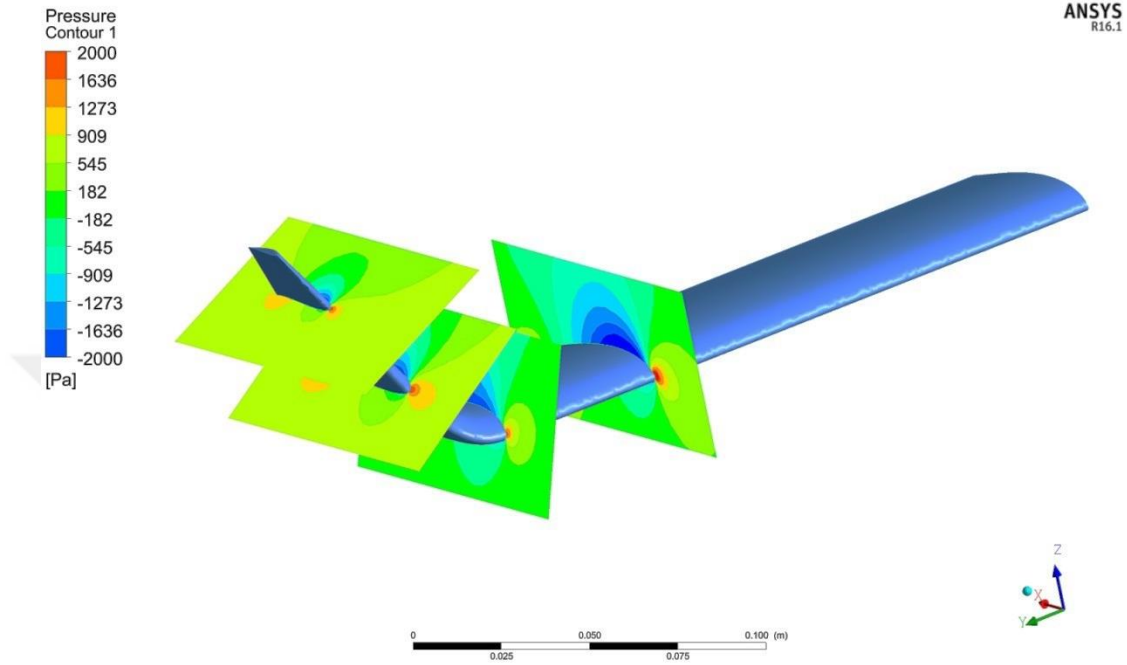
(c) Pala tipi (Scimitar) kanatçık



(d) Kıvrık tip (Blended) kanatçık

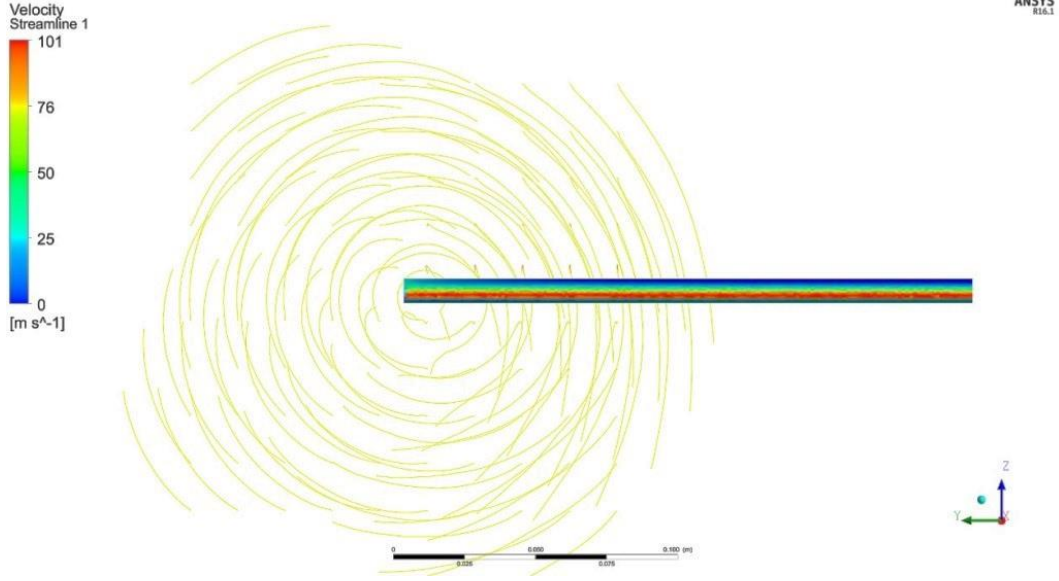
Şekil 4.19: Kanat ve çeşitli kanatçıklar için yüzey basınç dağılımı.

Kıvrık tip (Blended) detaylı bir şekilde incelemek adına kanat ve kanatçığın farklı yerlerinde kesitler alınmış ve 2-Boyutta basınç dağılımları Şekil 4.20’ de incelenmiştir. Basıncın sadece kanat üzerinde değil kanatçık üzerinde de düzgün olarak dağıldığı gözlemlenmiştir.

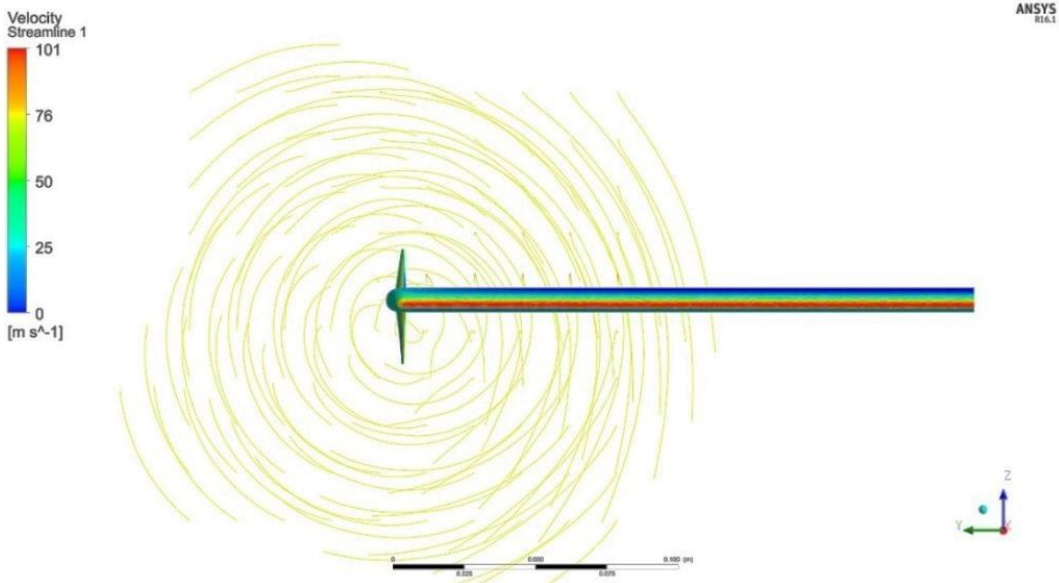


Şekil 4.20: Kıvrık tip (Blended) kanatçık için farklı kesitlerdeki basınç dağılımları

Girdap şiddetinin kırılması olayına daha yakından bakmak üzere Şekil 4.21 ’de sırasıyla sade kanat (a), Plaka tipi (End-Plate) (b), Pala tipi (Scimitar) (c) ve Kıvrık tip (Blended) (d) kanatçıklar için girdap büyüklükleri verilmektedir. Bunlara bakıldığında, gerçekten, girdap şiddetini en çok kesen tasarımların Pala tipi (Scimitar) ve Kıvrık tip (Blended) olduğu, bu durumun Pala tipi (Scimitar) ve Kıvrık tip (Blended) tasarımların en düşük sürüklenme ve en yüksek süzülme oranları (L/D) vermesine zemin hazırladığı açığa çıkmaktadır.

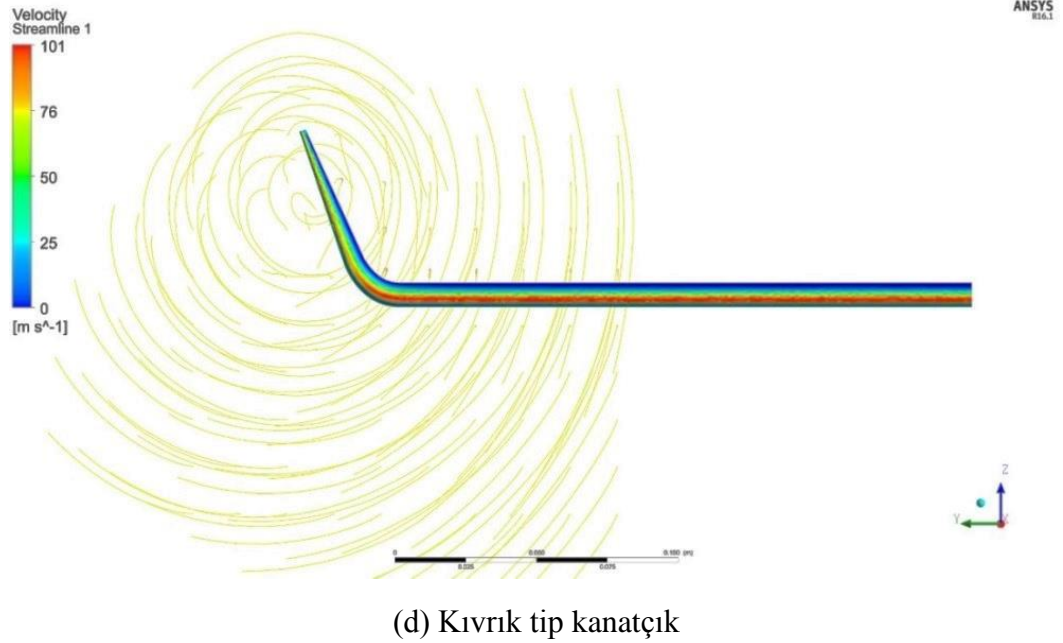
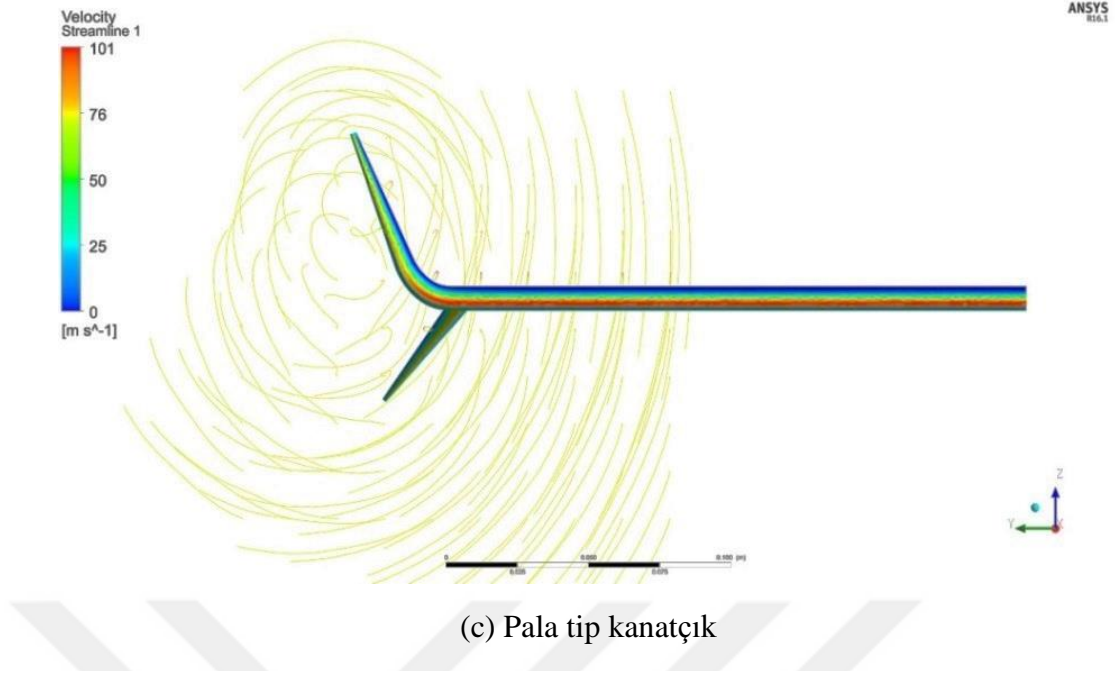


(a) Yalın kanat



(b) Plaka tip kanatçık

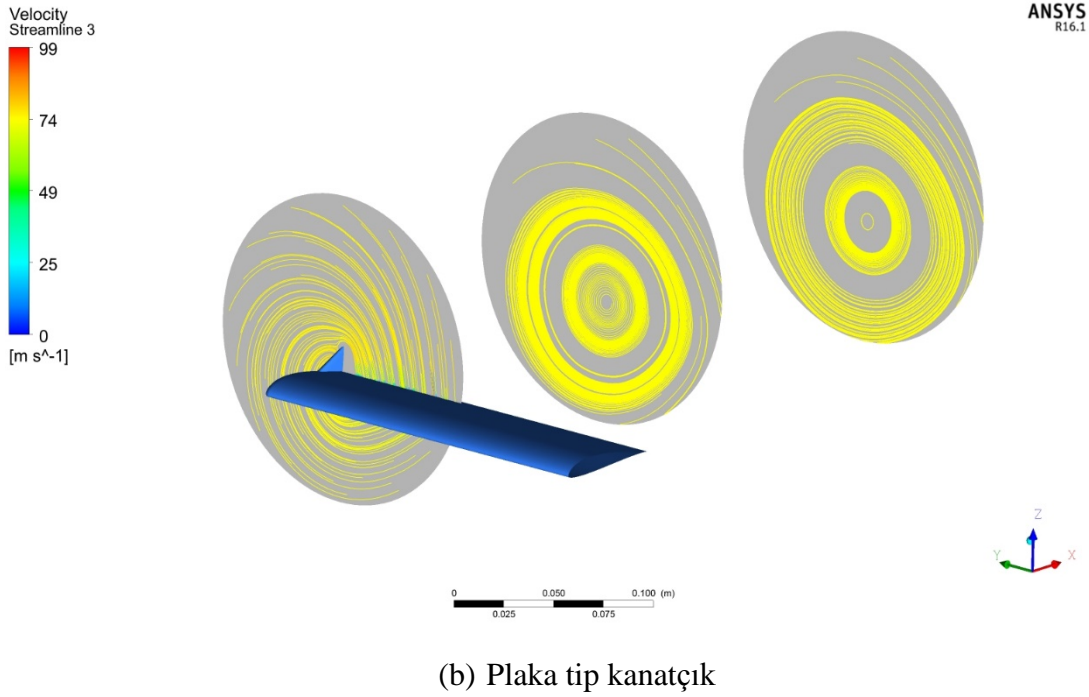
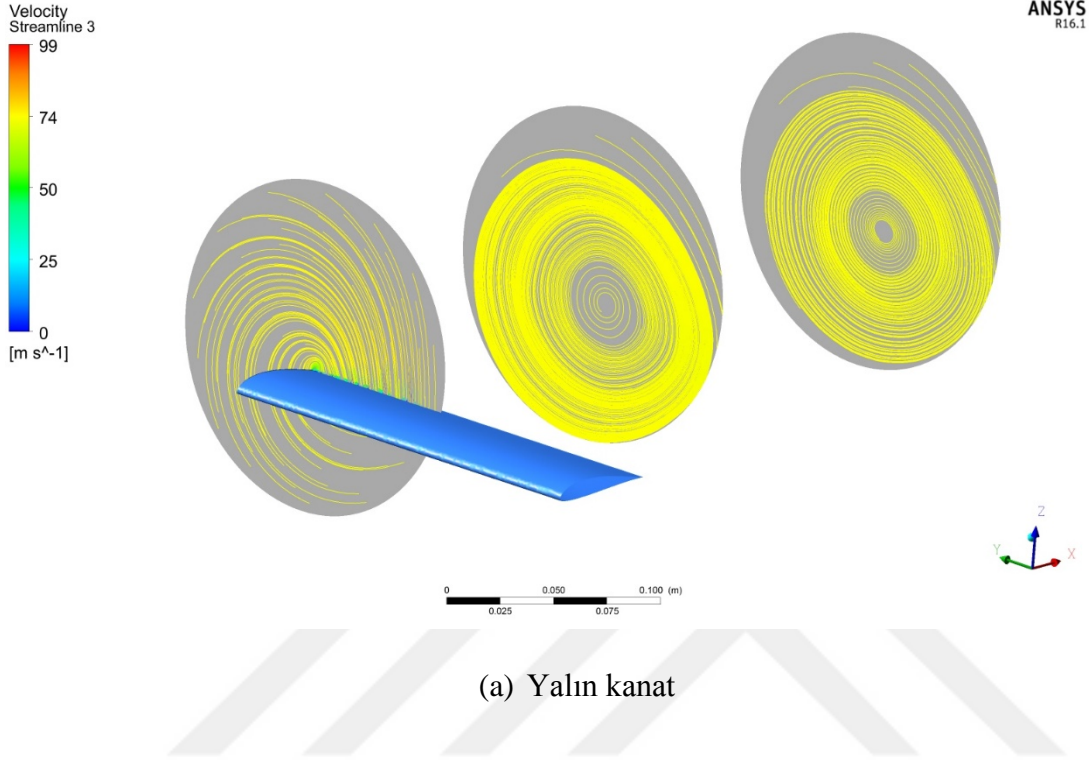
Şekil 4.21: Sade kanat ve çeşitli kanatçıklar için kanat ucu girdap dağılımları. (Devam)



Şekil 4.21: Sade kanat ve çeşitli kanatçıklar için kanat ucu girdap dağılımları.

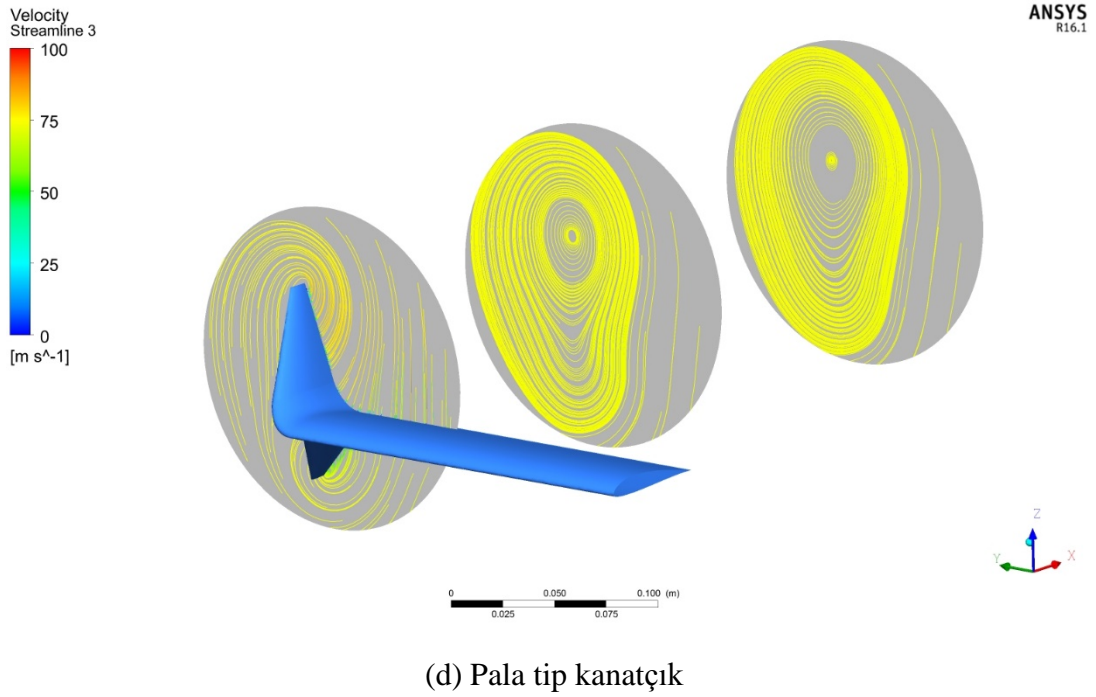
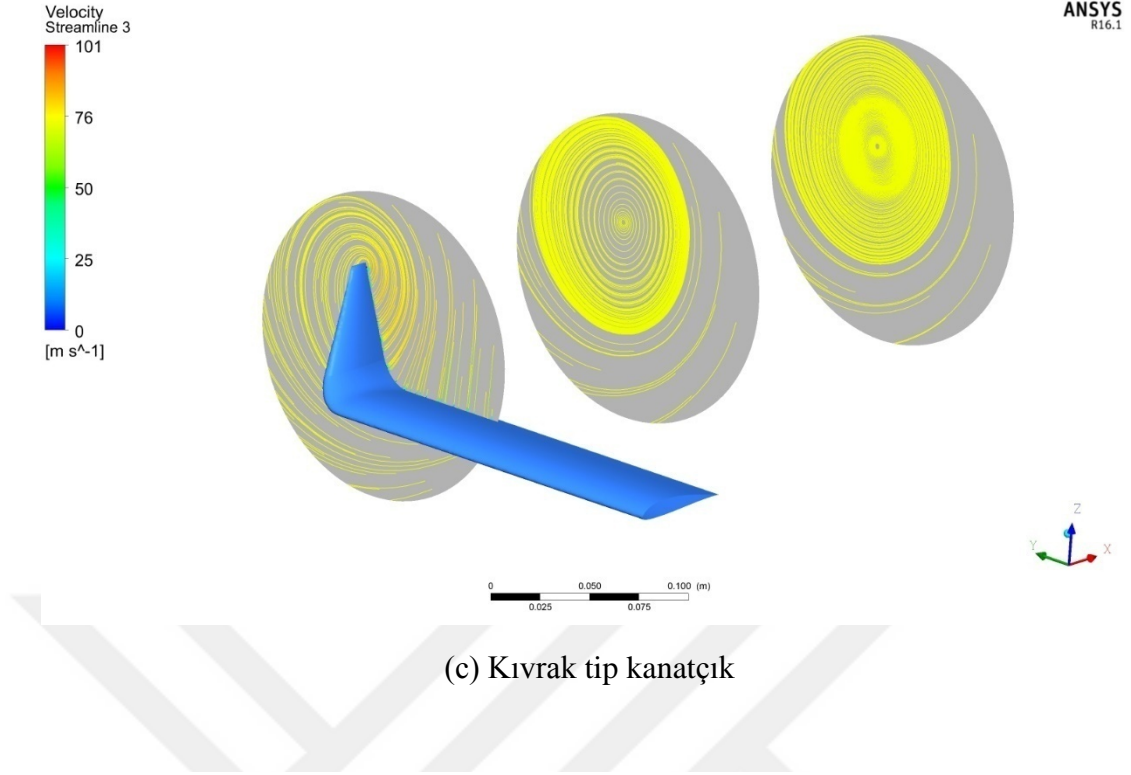
Kanadın arkasında ve merkezinden sırasıyla 4c ve 8c uzaklıkta kesitler alınarak bu konumlardaki akım çizgileri incelendiğinde oluşan girdap şiddetleri daha net bir şekilde Şekil 4.22’ de görülebilmektedir. Ayrıca girdap çekirdeklerinin de arkaya gittikçe sağa doğru kaydığı bu şekillerden görülebilmektedir. Kıvrık tip (Blended) kanatçık kanada eklendiğinde girdap merkezini kanatçığın uç tarafına yani yukarı doğru çektiği görülmektedir. Ayrıca girdap alanını da küçülterek etkisini azalttığı

görülmektedir. Pala tipi kanatçık ise yukarıda belirgin bir üst girdap çekirdeği, buna karşılık aşağıda oluşmaya çalışan daha zayıf bir girdap çekirdeği oluşturmaktadır.



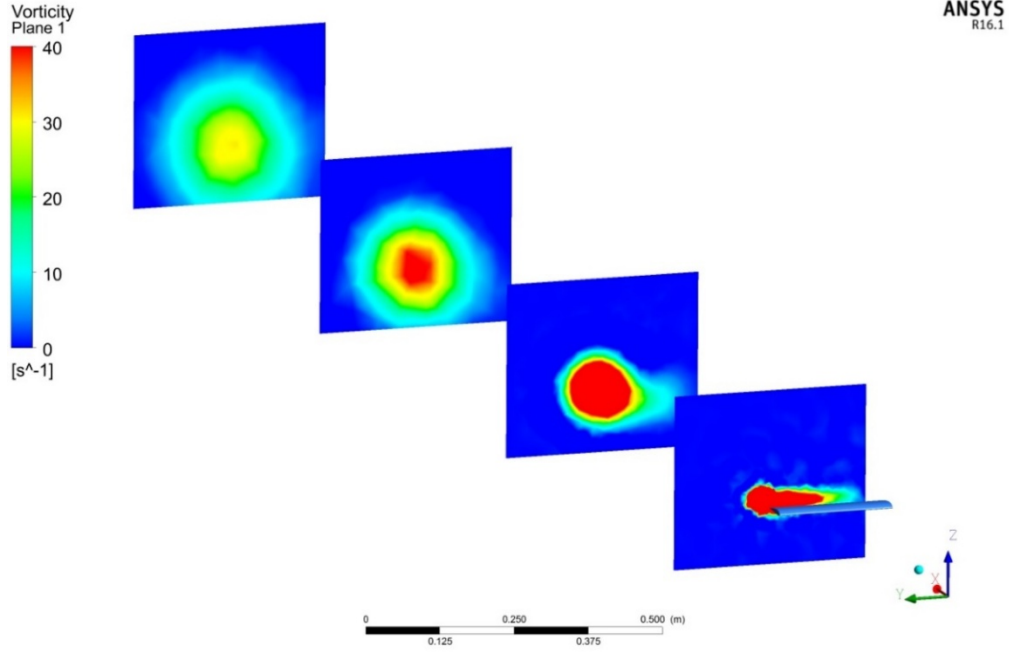
Şekil 4.22: Kesitler üzerinde girdap dağılımlarını gösteren akım çizgileri.

(Devam)

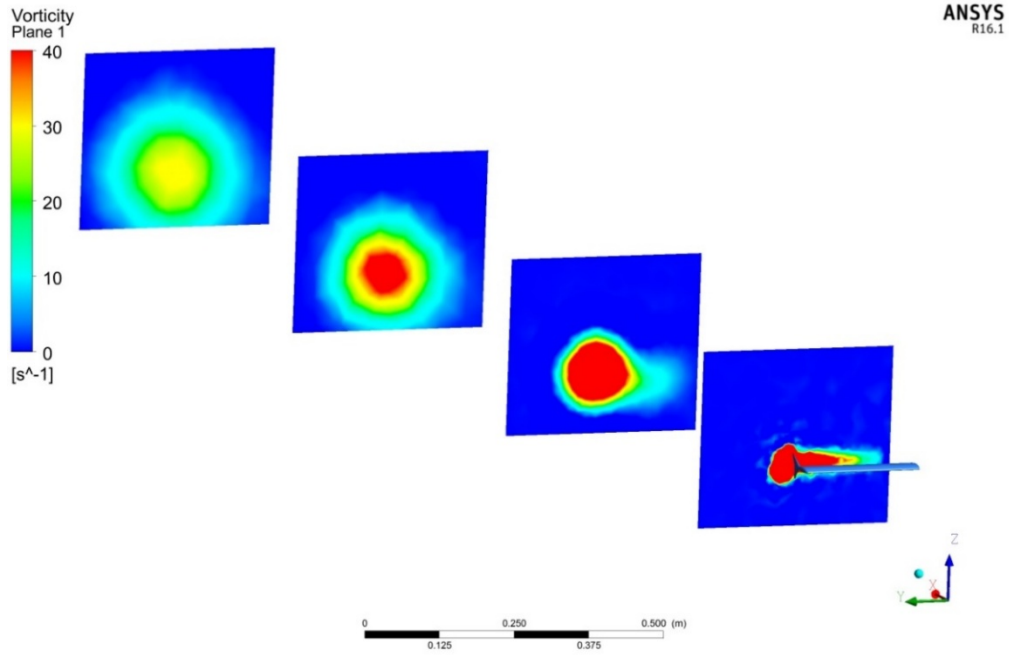


Şekil 4.22: Kesitler üzerinde girdap dağılımlarını gösteren akım çizgileri.

Şekil 4.23 'de görüleceği gibi kanadın arkasında ve merkezinden sırasıyla 1m, 2m ve 3m uzaklıkta kesitler alınarak "Vorticity" yani girdap şiddeti incelendiğinde girdap şiddetinin gittikçe azaldığı ve 3m mesafeye geldiğinde etkisinin kaybolmaya başladığı görülmektedir.



(a) Yalın kanat

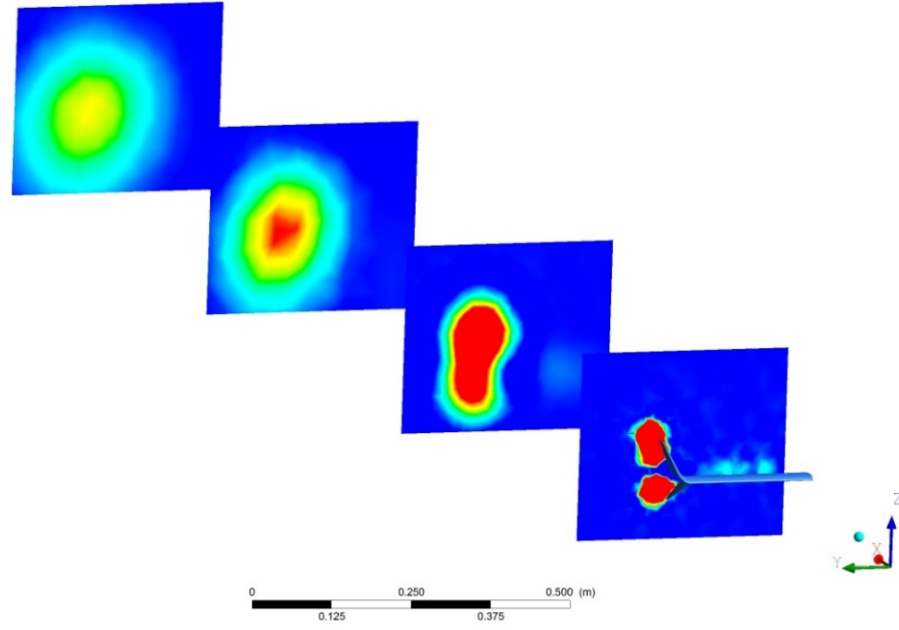


(b) Plaka tip kanatçık

Şekil 4.23: Kesitler üzerinde girdap şiddeti dağılımları. (Devam)

Vorticity
Plane 1
40
30
20
10
0
[s⁻¹]

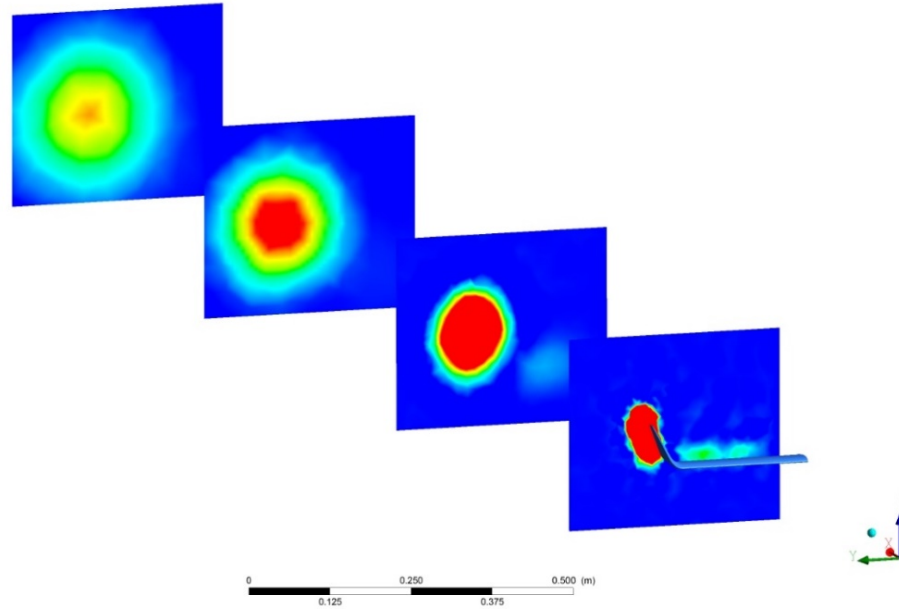
ANSYS
R16.1



(c) Pala tip kanatçık

vorticity
Plane 1
40
30
20
10
0
[s⁻¹]

ANSYS
R16.1



(d) Kıvrık tip kanatçık

Şekil 4.23: Kesitler üzerinde girdap şiddeti dağılımları.

Yalın kanatta girdap şiddetinin kanadın üst tarafına yayılarak etki ettiği görülmektedir. Plaka tipi (End-Plate) kanatçık eklendiğinde bu yayılmanın bir miktar azaldığı görülmektedir. Pala tipi (Scimitar) kanatçıklı kanatta çift çekirdekli bir girdap yapısı oluştuğu görülmektedir, buna karşılık yalın kanada ve diğer kanatçıklara göre oluşan girdap şiddetinin daha kısa sürede sönümlendiği görülmektedir. Kıvrık tip (Blended) ve Pala tipi (Scimitar) kanatçıkların girdap şiddetini kanadın üzerinden dışarı doğru çekerek kanada olumsuz etkilerini azalttığı da görülebilmektedir.



5. SONUÇ

Sonuç olarak 3 farklı modelden hücum açısı değerlerinin çok büyük bir kısmında en yüksek verim sağlayan kanatçık, Kıvrık tip (Blended) kanatçıklı kanat modeli olduğu görülmüştür. Bu modelin analizleri sonucunda elde edilen süzülme (C_L/C_D) oranı da diğerlerine kıyasla daha yüksek çıkmıştır. Pala tipi (Scimitar) kanatçığın da genel olarak yüksek verim sağladığı görülmüştür. Ayrıca görülmüştür ki çeşidi ne olursa olsun kanatçık kullanılan her durumda yalın kanada göre uçuş performansı daha iyi çıkmaktadır. Plaka tipi (End-Plate) kanatçığın diğerlerine kıyasla biraz etkisiz kalmasının sebebi boyut olarak gerçekte kullanılan kanatçıkların Kıvrık tip (Blended) ve Pala tipi (Scimitar) kanatçıklara göre daha küçük kalması ve dolayısıyla girdapları diğerleri kadar kesememesi olabilir. Ayrıca düz bir plaka olması sebebiyle kanat kesit alanını diğerleri gibi artıramaması kaldırma kuvvetini de diğerleri kadar artıramamasına sebep oluyor olabilir. Nitekim Şekil 4.19' da kanatçıklar için verilen yüzey basınç alanları gözlemlendiğinde, Plaka tipi (End-Plate) kanatçık tasarımında seçilen yüzey alanı ve açıklık oranı vb. tasarım büyüklüklerinin yetersiz kaldığı görülmekte olup, bu tasarımın değiştirilmesi ve biraz daha büyütülmesi halinde girdap şiddetini daha fazla azaltarak aerodinamik verimin bu kanatçıkla da artabileceği beklenmelidir.

Analiz sonuçlarında elde edilen verilere göre genel olarak en verimli kanatçık tipinin Kıvrık tip (Blended) çıkması sebebiyle ileriki çalışmalarda bu kanatçık üzerine yoğunlaşılması düşünülmektedir. Kıvrık tip (Blended) kanatçığın tasarım kriterlerinde (Taper Ratio, Cant angle, Sweep angle, Base angle, Tip angle and taper angle gibi) değişiklikler yapılarak bu kanat modeli için en verimli tasarım hazırlanabilir. Ayrıca bu çalışmadaki mevcut sonuçlar tam türbülanslı akış koşulları altında gerçekleştirilen analizler ile elde edilmiştir. Düşük Reynolds sayılı akımlar için uygun bir türbülansa-geçiş (transition) modeli kullanılarak ileride daha hassas düzeyde çalışmalar yapılabilir. Son olarak, giderek artan yüksek bilgisayar hız ve kapasitelerine paralel olarak, kanat ucu girdaplarının daha iyi modellendiği “Detached Eddy Simulation” (DES) [44] gibi ileri sayısal yöntemler düşünülmelidir.



KAYNAKLAR

- [1]**Url-1**<<http://analizsimulasyon.com/2014/12/29/muhendislik-problemleri-cozum-yontemleri/>> alındığı tarih:12.10.2015.
- [2]**Url-2**<http://www.academia.edu/9897924/numerik_sayisal_yontemler> alındığı tarih:28.10.2015.
- [3]**Tagun, E.** (2016). *Klima santrallerinde Kullanılan V Profil Delikli Difüzörlü Hücresinin Akış Performansının Sayısal ve Deneysel Olarak İncelenmesi* (yüksek lisans tezi). İnönü Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Malatya.
- [4]**Özcan, O. A.** (2004). *Uçak Kanatlarının CFD Analizi*(yüksek lisans tezi). İstanbul Teknik Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, İstanbul.
- [5]**Yilammi N., Cavalieri A.V.G., Soenne E.,** (2010). Experimental and Computational Study of Two Flapped Airfoils at Low Reynolds Numbers. *27th International Congress of the Aeronautical Sciences*, Nice, France.
- [6]**Erişen A., Bakırcı M.,** (2014). NACA 0012 ve NACA 4412 Kanat Kesitlerinin Yeniden Tasarlanarak HAD ile Analiz Edilmesi, Kırıkkale Üniversitesi, Mühendislik Fakültesi, Makine Mühendisliği Bölümü, Kırıkkale.
- [7]**Langtry R.B., Gola J., Menter F.R.,** (2006). Predicting 2D Airfoil and 3D Wind Turbine Rotor Performance using a Transition Model for General CFD Codes, *44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, 9-12 January, Reno, Nevada.
- [8]**Genç M.S., Kaynak Ü., Yapıcı H.,** (2011). Performance of transition model for predicting low Re aerofoil flows without/with single and simultaneous blowing and suction, *European Journal of Mechanics, B/Fluids*, 30, 218–235.
- [9]**Hemke, P. E.** “Drag of Wings with End Plates”, NACA Report 267, Jan. 1927.
- [10]**Whitcomb, R. T.** “A Design approach and Selected Wind Tunnel Results at High Subsonic Speeds for Wing-Tip Mounted Winglets”, NASA TN D-8260, 1976.
- [11]**Gudmundsson, S.** (2014). *General Aviation Aircraft Design: Applied Methods and Procedures*, First Edition, USA, Sf: 451.
- [12]**Linehan, D.** Burt Rutan's Race to Space: The Magician of Mojave and His Flying Innovations, (2011), sf 44.
- [13]**Noth A., Engel W., Siegwart R.** Long Endurance Solar Airplanes– The Scaling Problems of Solar, Autonomous Systems Lab, Swiss Federal Institute of Technology of Zürich, Switzerland.

- [14]Url-3<<http://www.goklerdeyiz.net/ucaklar-ve-kanat-uclari/>>
- [15]Salahuddin M., Rahman M., Jaleel S., (2013). A Report on Numerical Investigation of Wings: With and Without Winglet, *International Journal of Research in Aeronautical and Mechanical Engineering*, vol. 1, Issue 1, Pg 7-25, India.
- [16]Url-4<<http://flight-report.com/>>
- [17]Reddy S.R., Sobieczky H., Abdolia A., Dulikravich G.S., Winglets – Multiobjective Optimization Of Aerodynamic Shapes, *11th World Congress on Computational Mechanics (WCCM XI)*, Department of Mechanical and Materials Engineering, Maidroc Laboratory, Florida International University, Miami, USA.
- [18]Url-5<<http://www.vg-photo.com/airshow/2013/Camarillo/longez.html>>
- [19]Nokhandan M., Hashemi A., Sedaghat A., (2013). Design and simulation of an efficient winglet to enhance aerodynamic performance of a MAV, *21st Annual International Conference on Mechanical Engineering*.
- [20]Park K., Lee J., (2008). Influence of endplate on aerodynamic characteristics of low-aspect-ratio wing in ground effect, *Journal of Mechanical Science and Technology*, Volume 22, Issue 12, pp 2578-2589.
- [21]Kaplankıran Ö., Ünal F., (2009) Mini İnsansız Hava Aracı Etrafındaki Akışın Sayısal Olarak İncelenmesi, *Havacılık ve Uzay Teknolojileri Dergisi*, Temmuz, Cilt 3 Sayı 4 (1-8).
- [22]Wisnoe W., Mamat A.M.I., Mohd Nasir R.E., Kuntjoro W., Ramly R., (2009). Wind Tunnel Experiments and CFD Analysis of Blended Wing Body (BWB) Unmanned Aerial Vehicle (UAV) at Mach 0.1 and Mach 0.3”, *13th International Conference on Aerospace Sciences & Aviation Technology*, ASAT- 13, Military Technical College, Kobry Elkobbah, Cairo, Egypt, May 26 – 28.
- [23]Yilammi N., Cavalieri A.V.G., Soinne E., (2010). Experimental and Computational Study of Two Flapped Airfoils at Low Reynolds Numbers. *27th International Congress of the Aeronautical Sciences*, Nice France.
- [24]Url-6 <<http://web.mit.edu/drela/Public/web/xfoil/>>
- [25]Url-7 <<http://www.finfo.fi/>>
- [26]Cavalieri A.V.G., Girardi R.M., Araújo T.B., (2007). Experimental Determination of the Aerodynamic Characteristics and Flap Hinge Moment of the Wing Airfoil used at ITA’s Unmanned Aerial Vehicle (UAV), *19th International Congress of Mechanical Engineering*, Brasília, DF, November 5-9.
- [27]Gomes C., Cavalieri A.V.G., Girardi R.M., Araújo T.B., (2007). Correction of Wind Tunnel Results for the Airfoils of ITA’s Unmanned Aerial Vehicle, *19th International Congress of Mechanical Engineering*, Brasília, DF, November 5-9.
- [28]“ANSYS FLUENT 16.0, User’s Guide.” Kasım 2013..

- [29]**Genç M.S., Özışık G. , Kahraman N.**, Düz Flaplı NACA0012 Kanat Profilinin Aerodinamik Performansının İncelenmesi, Isı Bilimi ve Tekniği Dergisi, 28, 1, 1-8, 2008J. of Thermal Science and Technology, Turkey.
- [30]**Url-8**<<http://www.skybrary.aero/images/Aerofoil2.png>>
Alındığı tarih: 01.08.2016
- [31]**Yükselen, A.** Aerodinamik ders notları, İTÜ Uçak Mühendisliği Bölümü, İstanbul, erişim adresi: [www2:itu.edu:tr= » yuksele=](http://www2.itu.edu.tr/~yuksele/), 2007.
- [32]**Genç, M.S.** (2009). Kanat Profilleri Etrafındaki Düşük Reynolds Sayılı Akışın Kontrolü ve Aerodinamik Performansın İncelenmesi(Doktora Tezi). Erciyes Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Kayseri.
- [33]**Chklovski, T.** “Pointed-Tip Wings at Low Reynolds Numbers”,2005 Erişim adresi:http://www.wfis.uni.lodz.pl/edu/Proposal.htm#_Toc110650467.
- [34]**Maughmer, M. D.** (2006). The Design of Winglets for Low-Speed Aircraft.
- [35]**Weierman J. and Jacob J.D.**, Winglet Design and Optimization for UAVs, *28th AIAA Applied Aerodynamics Conference*, 28 June-1 July, 2010.
- [36]**Url-9**<<http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=sd7062-il>>
Alındığı tarih: 20.02.2016.
- [37]**Url-10**<http://www.cfd-online.com/Wiki/Y_plus_wall_distance_estimation>
Alındığı tarih: 12.04.2016.
- [38]A. Inc., “ANSYS FLUENT 16.0, Theory Guide.” Kasım 2013.
- [39]**Url-11**<http://www.cfd-online.com/Wiki/RANS-based_turbulence_models>
Alındığı tarih: 16.04.2016
- [40]**Url-12**<http://www.cfd-online.com/Wiki/K-omega_models>
Alındığı tarih: 16.04.2016
- [41]**Url-13** <http://www.cfd-online.com/Wiki/SST_k-omega_model>
Alındığı tarih:16.04.2016
- [42]“CFL3D User’s Manual (Version 5.0)” Haziran 1998
- [43]**Lyon C.A., Broeren A.P., Giguere P., Gopalarathnam A., Selig M.S.**, (1997). Summary of Low-Speed Airfoil Data, Soartech Publications, Virginia, USA.
- [44] **Spalart, P. R., Jou, W-H., Strelets, M., and Allmaras, S. R.**, “Comments on the Feasibility of LES for Wings and on the Hybrid RANS/LES Approach,” *Advances in DNS/LES, 1st AFOSR International Conference on DNS/LES*, Greyden Press, Columbus, OH, 1997, pp. 137–147.



ÖZGEÇMİŞ

Ad-Soyad : Ahmet Buğra ÇOBAN
Uyruğu : T.C.
Doğum Tarihi ve Yeri : 25/11/1988 - ANKARA
E-posta : ahmetbugra88@gmail.com

ÖĞRENİM DURUMU:

- **Lisans** : 2012, TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi, Mühendislik Fakültesi, Makine Mühendisliği
- **Yüksek Lisans** : 2016, TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Makine Mühendisliği

MESLEKİ DENEYİM VE ÖDÜLLER:

Yıl	Yer	Görev
2015	Başbakanlık	Mühendis
Mayıs 2012 – Ağustos 2012	TUSAŞ TAI	Stajyer
Ocak 2012 – Nisan 2012	Sevinç Mühendislik	Stajyer
Eylül 2011 – Aralık 2011	Genel Makina Tasarım	Stajyer

YABANCI DİL:

İngilizce (İleri Düzeyde) , İtalyanca (Temel Düzeyde)

TEZDEN TÜRETİLEN YAYINLAR, SUNUMLAR VE PATENTLER:

- Kaynak, Ü., **Çoban, A. B.**, 2016. Numerical Analysis of Winglets Used for Unmanned Aerial Vehicles, 9th International Conference on Computational Fluid Dynamics (ICCFD), July 11-15, İstanbul, Turkey.