



T.C.
NECMETTİN ERBAKAN
ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ



MOTORLU ÇOK HAFİF HAVA ARACININ
PROTOTİPİNİN TASARIMI VE
GELİŞTİRİLMESİ

Kamil ÖZPINAR

YÜKSEK LİSANS TEZİ

Makine Mühendisliği Anabilim Dalı

Haziran-2022
KONYA
Her Hakkı Saklıdır

TEZ KABUL VE ONAYI

Kamil Özpınar tarafından hazırlanan “Motorlu Çok Hafif Hava Aracının Prototipinin Tasarımı ve Geliştirilmesi” adlı tez çalışması 10/06/2022 tarihinde aşağıdaki jüri tarafından oy birliği ile Necmettin Erbakan Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Makine Mühendisliği Bölümü Anabilim Dalı’nda YÜKSEK LİSANS TEZİ olarak kabul edilmiştir.

Jüri Üyeleri

İmza

Başkan

Prof. Dr. Ali KAHRAMAN

.....

Danışman

Prof. Dr. Hüseyin ARIKAN

.....

Üye

Prof. Dr. Ali KAHRAMAN

.....

Üye

Prof. Dr. Faruk ÜNSAÇAR

.....

Üye

Doç .Dr. Murat DİLMEÇ

.....

Üye

Dr. Öğr. Üyesi Hüseyin ALP

.....

Fen Bilimleri Enstitüsü Yönetim Kurulu’nun/.../20.. gün ve sayılı kararıyla onaylanmıştır.

Prof. Dr. İbrahim KALAYCI
FBE Müdürü

TEZ BİLDİRİMİ

Bu tezdeki bütün bilgilerin etik davranış ve akademik kurallar çerçevesinde elde edildiğini ve tez yazım kurallarına uygun olarak hazırlanan bu çalışmada bana ait olmayan her türlü ifade ve bilginin kaynağına eksiksiz atıf yapıldığını bildiririm.

DECLARATION PAGE

I hereby declare that all information in this document has been obtained and presented in accordance with academic rules and ethical conduct. I also declare that, as required by these rules and conduct, I have fully cited and referenced all material and results that are not original to this work.

Kamil ÖZPINAR

Tarih: 10.06.2022

ÖZET

YÜKSEK LİSANS TEZİ

MOTORLU ÇOK HAFİF HAVA ARACININ PROTOTİPİNİN TASARIMI VE GELİŞTİRİLMESİ

Kamil ÖZPINAR

**Necmettin Erbakan Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü
Makine Mühendisliği Anabilim Dalı**

**Danışman: Prof. Dr. Hüseyin ARIKAN
İkinci Danışman: Prof. Dr. Faruk ÜNSAÇAR**

2022, 120 Sayfa

Jüri

**Prof. Dr. Hüseyin ARIKAN
Prof. Dr. Faruk ÜNSAÇAR
Prof. Dr. Ali KAHRAMAN
Doç. Dr. Murat DİLMEÇ
Dr. Öğr. Üyesi Hüseyin ALP**

Bu çalışmada motorlu çok hafif hava aracının tasarımı ve analizleri yapılmıştır. Uçak tasarımı, kavramsal tasarım, ön tasarım, detaylı tasarım ve analiz bölümlerine bölünerek incelenmiştir. Kavramsal tasarım bölümünde standartlar, pazar araştırması ve tasarım kısıtları belirlenmiştir. Ön tasarım aşamasında hedefler belirlenmiş ve bu hedefler doğrultusunda hesaplamalar yapılmıştır. Detaylı tasarım aşamasında ön tasarım aşamasında belirlenen durumlar detaylandırılmış ve nihai tasarım elde edilmiştir. Detaylı tasarım aşamasında SOLİDWORKS 2021 programı kullanılarak uçağın tasarımları yapılmıştır. JAVAFOIL programı kullanarak kanat profilinin analizleri yapılmıştır. Detaylı tasarım aşamasında maksimum 1,6 kaldırma katsayısı, minimum 0,02 sürtünme katsayısı elde edilmiştir. Analiz kısmında ANSYS 2020 R2 programı kullanılarak hesaplamalı akışkanlar dinamiği analizleri yapılmıştır. Tasarım doğrulama ve en iyileme çalışmaları yapılmıştır. Çalışmanın sonucunda pistonlu motorlu, alttan kanat, 2 kişilik, Avrupa standartlarına uygun bir uçak tasarımı yapılmıştır.

Anahtar Kelimeler: Uçak tasarımı, hafif hava aracı, tasarım adımları, HAD analizi, yapısal tasarım

ABSTRACT

MS THESIS

VERY LIGHT AIRCRAFT PROTOTYPE DESIGN AND DEVELOPMENT

Kamil ÖZPINAR

**THE GRADUATE SCHOOL OF NATURAL AND APPLIED SCIENCE OF
NECMETTİN ERBAKAN UNIVERSITY
THE DEGREE OF MASTER OF SCIENCE
IN MECHANICAL ENGINEERING**

**Advisor: Prof. Dr. Hüseyin ARIKAN
Second Advisor: Prof. Dr. Faruk ÜNSAÇAR**

2022, 120 Pages

Jury

**Prof. Dr. Hüseyin ARIKAN
Prof. Dr. Faruk ÜNSAÇAR
Prof. Dr. Ali KAHRAMAN
Assoc. Prof. Dr. Murat DİLMEÇ
Assist. Prof. Dr. Hüseyin ALP**

In this study, the design and analysis of a motorized very light aircraft has been made. Aircraft design is studied by dividing it into conceptual design, preliminary design, detailed design and analysis sections. In the conceptual design section, standards, market research and design constraints are determined. During the preliminary design phase, targets were determined and calculations were made in line with these targets. In the detailed design phase, the situations determined in the preliminary design phase were detailed and the final design was obtained. During the detailed design phase, the aircraft was designed using the SOLIDWORKS 2021 program. Airfoil analysis was performed using the JAVAFOIL program. During the detailed design phase, a maximum lift coefficient of 1.6 and a minimum friction coefficient of 0.02 were obtained. In the analysis part, computational fluid dynamics analyzes were made using the ANSYS 2020 R2 program. Design validation and optimization studies have been carried out. As a result of the study, a piston engine, bottom wing, 2-seater aircraft was designed in accordance with European standards.

Keywords: Aircraft design, very light aircraft, design steps, CFD analysis, structural design

ÖNSÖZ

Akademik olarak beni yönlendiren, çalışmalarına ışık tutan danışmanlarım Prof. Dr. Faruk ÜNSAÇAR ve Prof. Dr. Hüseyin ARIKAN hocalarıma teşekkür ederim.

Her zor anımda yanımda olan, her düştüğümde kalkmam için elinden geleni yapan, hem teknik hem de manevi olarak desteğini hiç esirgemeyen, yol arkadaşım, en büyük destekçim Büşra YILDIZ'a teşekkür ederim.

Buralara gelmemde en büyük emeği olan babam Rafet ÖZPINAR'a, annem Serpil ÖZPINAR'a sonsuz şükranlarımı sunarım. Benden desteğini hiç esirgemeyen kardeşlerim Emre ve Şebnem ÖZPINAR'a teşekkürü borç bilirim.

İlgi ile başlayıp bu çalışmayla somutlaşan havacılık sevgimin artarak devam etmesi ve bu alanda birçok çalışmaya ışık tutmak dileğiyle..

Kamil ÖZPINAR
KONYA-2022

İÇİNDEKİLER

ÖZET	iv
ABSTRACT.....	v
ÖNSÖZ	vi
İÇİNDEKİLER	vii
ŞEKİLLER LİSTESİ	ix
ÇİZELGELER.....	xi
SİMGELER VE KISALTMALAR.....	xii
1 GİRİŞ.....	1
1.1. Uçak Tipleri	2
1.2. Uçak Tasarımı	4
1.2.1 Gövde.....	4
1.2.2. Kanat.....	5
1.2.3. Kuyruk	6
1.2.4. İniş Takımları.....	7
1.2.5. Motor	7
1.3. Uçakların Analizleri	7
1.3.1. HAD Analizleri.....	8
2 KAYNAK ARAŞTIRMASI	10
3 MATERYAL VE YÖNTEM.....	24
3.1. Kavramsal Tasarım	24
3.1.1. Hava Aracı Standartları	25
3.1.2. Pazar Araştırması	25
3.1.3. Uçak Bileşenlerinin Seçimi	26
3.2. Ön Tasarım	33
3.2.1. Kütle Hesaplamaları	34
3.2.2. Performans Hesaplamaları	37
3.3. Detaylı Tasarım.....	47
3.3.1. Motor Seçimi	47
3.3.2. Kanat Tasarımı.....	48
3.3.3. Kuyruk Tasarımı	53
3.3.4. Gövde Tasarımı.....	57
3.3.5. İniş Takımları Tasarımı	57
3.4. Aerodinamik Analizler	58
3.4.1. HAD Analizleri.....	58
3.4.2. Türbülans Modelleri	59
4 ARAŞTIRMA SONUÇLARI VE TARTIŞMA.....	63
4.1. Kavramsal Tasarım Sonuçları.....	63

4.1.1. Standartların İncelenmesi	63
4.1.2. Pazar İncelenmesi	64
4.1.3. Uçağın Yapısı ve Hedefler.....	64
4.2. Ön Tasarım Sonuçları	65
4.2.1. Ağırlık Hesaplamaları.....	66
4.2.2. Performans Hesaplamaları	68
4.3. Detaylı Tasarım Sonuçları	76
4.3.1. Motor Seçimi	77
4.3.2. Kanat Tasarımı.....	78
4.3.3. Kuyruk Tasarımı	83
4.3.4. Gövde Tasarımı.....	85
4.3.5. İniş Takımları Tasarımı	87
4.4. Analiz Sonuçları	88
4.4.1. HAD Analizleri.....	89
5 SONUÇLAR VE ÖNERİLER.....	100
5.1 Sonuçlar.....	100
5.2 Öneriler	101
6 KAYNAKLAR	102
ÖZGEÇMİŞ	107

ŞEKİLLER LİSTESİ

Şekil 1.1. George Cayley'in 1853'te tasarladığı hava aracı (Boyne,2022)	1
Şekil 1.2. Uçak tiplerinin sınıflandırılması.....	2
Şekil 1.3. Motorlu uçakların sınıflandırılması.....	3
Şekil 1.4. Kafes yapısı örneği (Marzari, 2017).....	5
Şekil 1.5. Kanat için kullanılan terimler.....	6
Şekil 2.1. RANS ve IDDES modelinin karşılaştırılması (Wenbo,2020).....	11
Şekil 2.2. Dikdörtgen ve Altıgen Çerçeve Yapısı (Maher,2018)	13
Şekil 2.3. Farklı açıklık oranlarında hücum açısı taşıma katsayısı değişimi – $Re = 40 \times 10^3$ (Paloma,2021).....	14
Şekil 2.4. (a) lonjeronlu kanat çerçevesi (b) hareketli düğümlü kanat çerçevesi (Alexey,2019)	16
Şekil 2.5. Kanadın üst yüzeyinde akışın CFD ve Deneysel ile karşılaştırılması (Neves, 2020)	19
Şekil 2.6. David ve arkadaşlarının tasarladıkları hava aracı (David,2020)	20
Şekil 2.7. Stol koşullarında kanat üzerine gelen kuvvetler (Piedra,2018).....	22
Şekil 2.8. Üzerinde çalışılan tasarım konseptler (Panagiotu, 2016).....	23
Şekil 3.1. Uçak Tasarımı Tasarım Döngüsü.....	24
Şekil 3.2. Kanat sayılarına göre uçaklar. (a) bir kanatlı (b) iki kanatlı (c) üç kanatlı (Sadraey,2013).....	29
Şekil 3.3. Kanat Pozisyonların Temsili Gösterimi (a) Üstten Kanat (b) Alttan Kanat (c) Orta Kanat (d) Kirişli Kanat	29
Şekil 3.4. Kuyruk Tipleri (a) H Tipi Kuyruk (b) Geleneksel Kuyruk (c) V Tipi Kuyruk (d) T Tipi Kuyruk	32
Şekil 3.5. Ağırlık Hesaplama Adımları	34
Şekil 3.6. Performans hesaplamaları adımları	34
Şekil 3.7. Uçağın Görev Profili	35
Şekil 3.8. Örnek hücum açısı – kaldırma katsayısı grafiği (Sadraey,2013)	49
Şekil 3.9. Örnek bir kaldırma katsayısı – sürüklenme katsayısı grafiği (Sadraey,2013) 50	
Şekil 3.10. Örnek hücum açısı – yunuslama momenti katsayısı grafiği (Sadraey, 2013)	51
Şekil 3.11. Örnek hücum açısı – aerodinamik verimlilik grafiği (Sadraey,2013).....	51
Şekil 3.12. Kanat montaj açısının gösterimi (Sadraey, 2013)	52
Şekil 3.13. Türbülans Modellerinin Dağılımı.....	60
Şekil 4.1. Görev Profili.....	67
Şekil 4.2. Stol hızı ve W/S	69
Şekil 4.3. V_{maks} W/S – W/P grafiği.....	70
Şekil 4.4. STO W/S – W/P grafiği.....	72
Şekil 4.5. ROC W/S – W/P grafiği.....	73
Şekil 4.6. hc W/S – W/P grafiği	74
Şekil 4.7. W/S – W/P grafiği	75
Şekil 4.8. Uçağın ön tasarım sonucu ve ilk model	76
Şekil 4.9. Jabiru 3300 Motor Boyutları (inç).....	78
Şekil 4.10. Uçak için uygun yaklaşık α – CL grafiği	80
Şekil 4.11. Kanat profili α – CL grafiği.....	81
Şekil 4.12. 3° açıda akış dağılımı	82
Şekil 4.13. Stol durumunda akış dağılımı.....	82
Şekil 4.14. Kanadın 3 boyutlu görseli	83

Şekil 4.15. Kuyruğun detaylı tasarımı	85
Şekil 4.16. Gövde tasarım konfigürasyonları (a) Büyük kargo uçakları (b) Savaş uçakları (c) Hafif hava araçları (d) Planör (Sadraey,2013)	86
Şekil 4.17. FAA standartlarına göre insan boyutları(cm), (FAA,2018)	86
Şekil 4.18. Gövde tasarımının son hali	87
Şekil 4.19. İniş takımlarının tasarımı	88
Şekil 4.20. Detaylı tasarımı tamamlanmış uçağın son tasarımı	88
Şekil 4.21. Analiz adımları	89
Şekil 4.22. Analiz için hazırlanan geometrik model	90
Şekil 4.23. Uçağın ağ yapısı	91
Şekil 4.24. Akış alanının ağ yapısı	91
Şekil 4.25. Süzülüş hızında hız dağılımı	92
Şekil 4.26. 100 iterasyonda kaldırma katsayısı yakınsama grafiği	92
Şekil 4.27. Uçak üzerine gelen basınç dağılımı	93
Şekil 4.28. Uçak üzerindeki dinamik basınç dağılımı	94
Şekil 4.29. Duvar kayma gerilmesi	94
Şekil 4.30. Türbülans vizkozitesi akış dağılımı	95
Şekil 4.31. Akış göstergesi	95
Şekil 4.32. Stol durumu için hız koşulları	96
Şekil 4.33. Stol durumunda hız dağılımı	96
Şekil 4.34. Stol durumunda uçak statik basınç dağılımı	97
Şekil 4.35. Stol durumunda duvar kayma gerilmesi	97
Şekil 4.36. Stol durumunda türbülans viskozitesi dağılımı	98
Şekil 4.37. ANSYS Fluent programından elde edilen hücum açısı-kaldırma katsayısı grafiği	99

ÇİZELGELER

Çizelge 3.1. Uçak bileşenleri ve seçenekler (Sadraey,2013).....	26
Çizelge 3.2. Kuyruk Tipleri.....	32
Çizelge 3.3. Ortalama Ağırlık Kesirleri (Sadraey,2013).....	36
Çizelge 3.4. Bazı Uçaklar için (L/D)maks değerleri (Sadraey,2013).....	38
Çizelge 3.5. Farklı uçak tiplerine göre ortalama Vs ve CLmax (Sadraey,2013).....	40
Çizelge 3.6. Belirli yollara göre sürtünme faktörü	44
Çizelge 4.1. SHGM'nin belirlediği kısıtlar	63
Çizelge 4.2. Sektörde bulunan bazı uçakların boyutsal özellikleri.....	64
Çizelge 4.3. Sektörde bulunan bazı uçakların performans özellikleri.....	64
Çizelge 4.4. Tasarlanacak uçak için seçilen parametreler	65
Çizelge 4.5. Belirlenen hedefler	65
Çizelge 4.6. Yapılan kabuller ve seçim aralığı.....	66
Çizelge 4.7. Optimize edilmiş değerler ve nihai sonuçlar	75
Çizelge 4.8. Motor Çeşitleri ve Özellikleri.....	77
Çizelge 4.9. Jabiru 3300 Motorun teknik özellikleri	77
Çizelge 4.10. Kanat profili seçimi için yapılacak olan hesaplamalar ve kullanılacak denklemler	79
Çizelge 4.11. Hesaplanan Parametreler	79
Çizelge 4.12. $\alpha - C_L$ için literatürden belirlenen parametreler	80
Çizelge 4.13. Kanat parametreleri	83
Çizelge 4.14. Yatay kuyruk tasarımı hesaplanan değerler	84
Çizelge 4.15. Dikey kuyruk için hesaplanan parametreler	85
Çizelge 5.1. Ön tasarım aşamasında elde edilen performans değerleri.....	100
Çizelge 5.2. Hedefler, teorik ve nümerik sonuçların karşılaştırılması	101

SİMGELER VE KISALTMALAR

Simgeler

W_{MKA} :	Maksimum kalkış ağırlığı
W_B :	Uçağın boş ağırlığı
W_Y :	Uçağın yakıt ağırlığı
W_M :	Mürettebat ağırlığı
W_{PYA} :	Paralı yük ağırlığı
L :	Taşıma kuvveti
D :	Sürüklenme kuvveti
S :	Kanat alanı
P :	Motor gücü
CL :	Taşıma katsayısı
C_D :	Sürüklenme katsayısı
k :	Kinetik enerji taşınım denklemleri
ω :	Taşınım denklemleri
α :	Hücum açısı
t :	Kalınlık
R :	Menzil
C :	Kaldırma parametreleri
i :	Montaj açıları
STO :	Kalkış mesafesi
ROC :	Tırmanma hızı
AR :	Açıklık Oranı
Re :	Reynolds sayısı
E :	Havada kalma süresi
V_S :	Stol hızı
V_{maks} :	Maksimum hız
V_C :	Süzülüş hızı
$C_{D,0}$:	Uçağın tasarım sürüklenme katsayısı
h_c :	Maksimum irtifa
W/S :	Kanat yükü
W/P :	Motor - Ağırlık oranı
η_p :	Pervane verimliliği
SFC :	Özgül yakıt tüketimi
W_i :	Görev katsayısı
L/D :	Aerodinamik verimlilik
T :	İtke kuvveti
$C_{D,i}$:	İndüklenmiş sürüklenme kuvveti
K :	İndüklenmiş sürüklenme faktörü
e :	Oswald Sabiti
P :	Motor Gücü
P_{irtifa} :	Belirli yükseklikteki motor gücü
P_{mevcut} :	Mevcut motor gücü
$P_{gerekli}$:	Gerekli motor gücü
P_{DS} :	Deniz seviyesindeki motor gücü
$C_{D,G}$:	Kalkış koşusu sürüklenme katsayısı
μ :	Sürüklenme faktörü
CL,R :	Dönüş kaldırma kuvveti

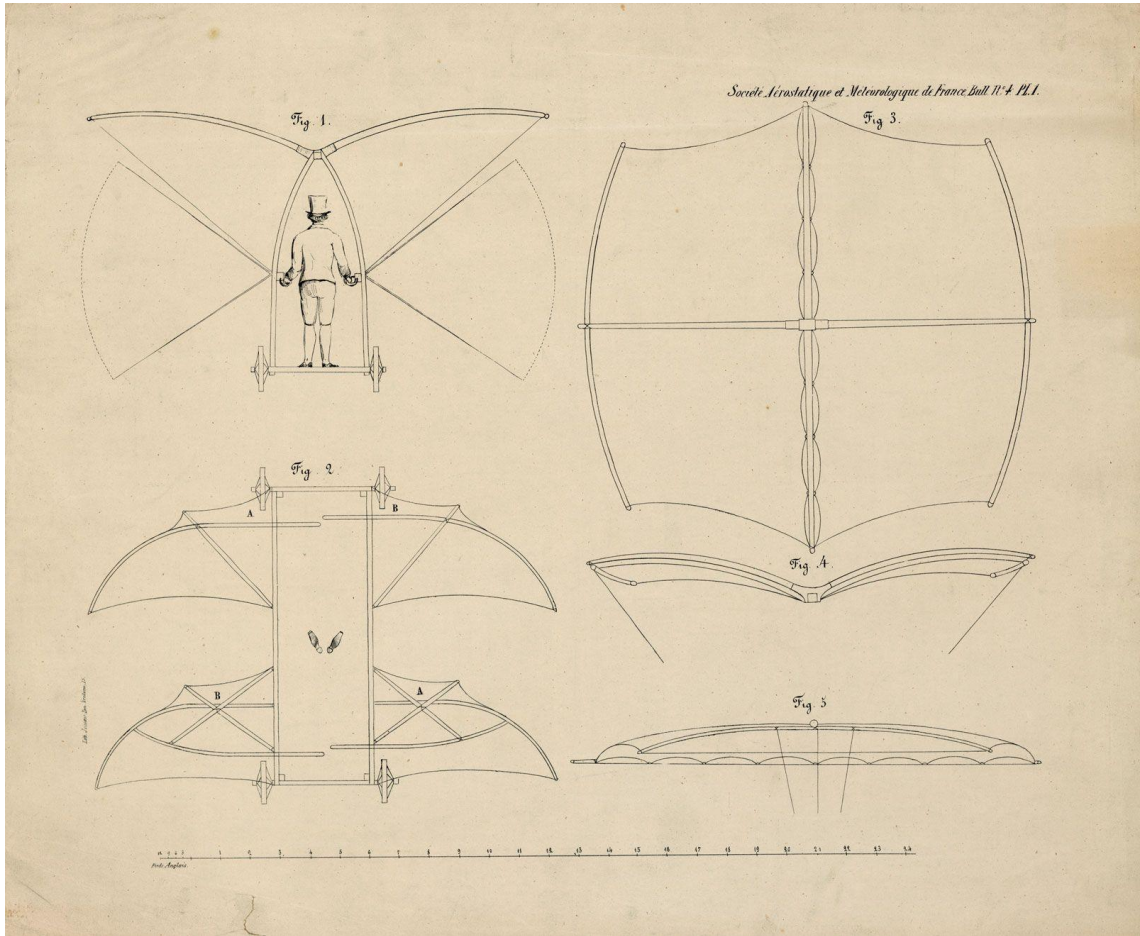
S_R :	Dönüş mesafesi
V_{TO} :	Kalkış hızı
Θ_H :	Kalkış için gerekli açı
t :	Kalınlık
t_{maks} :	Maksimum kalınlık
λ :	Sivrilme oranı
C_t :	Kanat ucu veter uzunluğu
C_R :	Kanat kökü veter uzunluğu
V_H :	Kanat hacimsel katsayısı
ε :	Bastırma etkisi
$C_{L,\alpha}$:	Kaldırma eğrisi eğimi
C_M :	Momentleme katsayısı
$C_{M,wf}$:	Kanat-gövde moment katsayısı
Λ :	Ok açısı
α :	Bükülme açısı
K_C :	Düzeltilme faktörü
$C_{L,C}$:	Süzülüş kaldırma kuvveti katsayısı
q :	Dinamik basınç
b :	Genişlik

Kısaltmalar

ASTM:	Uluslararası Amerikan Test ve Materyalleri Topluluğu
CAD:	Bilgisayar Destekli Tasarım (Computer Aided Design)
HAD:	Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği
İHA:	İnsansız Hava Aracı
MKA:	Maksimum Kalkış Ağırlığı
NACA:	National Advisory Committee for Aeronautics
RANS:	Reynolds Ortalamalı Navier-Stokes
SEY:	Sonlu elemanlar yöntemi
SST:	Kayma Gerilmesinde Taşınım (Shear Stress Transport)
IDDES:	Geliştirilmiş Ayrık Girdap Simülasyonu
SGHM:	Sivil Havacılık Genel Müdürlüğü
FAA:	Federal Havacılık İdaresi
EASA:	Avrupa Birliği Havacılık Güvenliği Ajansı
LES:	Büyük Eddy Simülasyonu
DNS:	Direkt Sayısal Çözüm
SHT:	Sivil Havacılık Topluluğu
HHA:	Hafif Hava Aracı
ÇHHA:	Çok Hafif Hava Aracı

1 GİRİŞ

İnsanlar tarih boyunca uçan makinelere ilgi duymuşlardır. 1903 yılında Orville ve Wilbur Wright kardeşler ile sivil havacılık sektöründe bir dönüm noktası olmuş ve gündün güne büyüme göstermektedir. 17 Aralık 1907 tarihinde 12 saniye olarak gerçekleşen ilk uçuş öncesinde de insanlar uçmaya ve havacılığa ilgi duymuşlardır. Leonarda Da Vinci, Galileo Galilei, Christiaan Huygens ve Isaac Newton hava içerisinde cisimlerin kaldırma ve sürüklenme kuvvetlerini 15, 16, 17 ve 18. yüzyıllarda incelemişler ve bu alanda çalışmalar yapmışlardır. Havacılık tarihi bu çalışmalar ile başladı denilebilmektedir. İnsanlara kanat takma, kuş modelleri referans alınarak tasarımlar ile uçan makineler üretilmeye çalışılmıştır. Bernoulli'nin ürettiği akışkanlar denklemi ile Newton'un ürettiği kaldırma prensibine dayanarak kaldırma prensibi sağlanmış ve uçuş mekaniği üzerine atılan bu adım günümüze kadar devam etmektedir (Boyne, 2022).

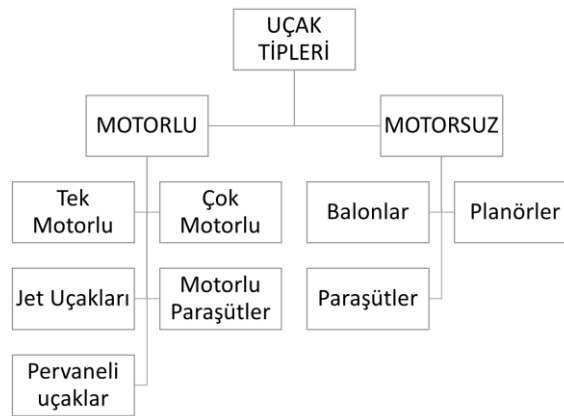


Şekil 1.1. George Cayley'in 1853'te tasarladığı hava aracı (Boyne,2022)

Türkiye’de sivil havacılık 1912 yılında başlamıştır. Türkiye’de sivil havacılığın önemli isimlerinden biri de Nuri Demirağ’dır. 1925 yılında Türk Hava Kurumu kurulmuştur. 1933 yılında 5 uçaklık bir filo ile hava taşımacılığı başlamıştır. Hava kuvvetleri ve sivil havacılık sektöründe uçak sayıları günden güne artmaktadır. Bu sektör ülkemizde de önemli ölçüde büyümüştür. Özellikle 2003 – 2018 yılları arasında, Türkiye’de sivil havacılık sektöründe uçak sayısı %218 oranında artış göstermiştir (Yılmaz, 2020). Ülkemizde de uçak imalatı artmaktadır ama sivil havacılık üzerine yapılan uçak tipleri üzerine somut çalışmalar bulunmamaktadır. Bu çalışmada özellikle sivil havacılıkta kullanılan çok hafif hava aracı tasarımı ve analizleri yapılacaktır. Bölüm 1.1.’de uçak tipleri, 1.2.’de uçak tasarımı ve uçak bileşenlerinin özellikleri, 1.3.’de ise analizler incelenecektir. Bu çalışmanın sonucunda tasarımı ve analizleri tamamlanmış bir çok hafif uçak ortaya çıkması hedeflenmektedir.

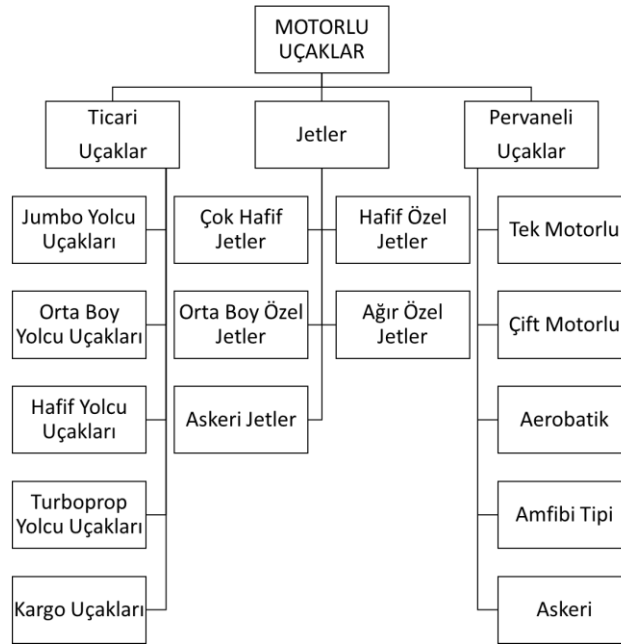
1.1. Uçak Tipleri

Kullanım amaçlarına göre birçok farklı uçak çeşidi bulunmaktadır. Teknolojinin gelişmesi ve farklı ihtiyaçların doğmasından dolayı farklı tiplerde uçaklar tasarlanmış ve üretilmiştir. Havacılığın gelişmesi çok uzun yıllara dayanmaktadır. Ülkelerin havacılık kuruluşları uçakların tiplerini belirlemede standartlar yayınlamaktadır. Havacılık uluslararası bir durum olduğu için standartlar birbirlerine benzerlik göstermektedir. Ağırlık, hız, yolcu kapasitesi gibi parametreler göz önüne alınarak uçaklar sınıflandırılmaktadır. Hava araçları, motorlu ve motorsuz olmak üzere 2 farklı kategoride incelenebilir. Bu kategoriler kendi içinde ayrılmaktadır. Bu çalışmada helikopterler kategoriler içine alınmayacaktır. Şekil 1.2.’de uçak çeşitlerinin sınıflandırılması gösterilmiştir.



Şekil 1.2. Uçak tiplerinin sınıflandırılması

Motorlu uçaklar ticari uçaklar, jetler ve pervaneli uçaklar olmak üzere üç farklı kategoride incelenebilir.



Şekil 1.3. Motorlu uçakların sınıflandırılması

Yukarıda sınıfları verilen uçaklara örnekler verilebilir. Jumbo yolcu uçakları için Airbus A380-900, Airbus A340-600, McDonnell Douglas MD-11 uçakları örnek verilebilir. Orta boy yolcu uçakları için Boeing 737-800, Airbus A318, McDonnell Douglas MD-90 uçakları örnek verilebilir. Hafif yolcu uçakları için British Aero BAe-46, Sukhoi Superjet 100-95 SSJ uçakları örnek verilebilir. Turboprop yolcu uçaklarına Bristol Britannia, Sukhoi Su-80, Cessna Grand Caravan uçakları örnek verilebilir. Kargo uçaklarına Antonov An-124 Ruslan, Airbus A380 Cargo, Antonov An-74 uçakları örnek verilebilir.

Çok hafif jetlerde Epic Victory, Eclipse 400 ECJ markaları vardır. Hafif özel jetlere Grob G180 Spn, Cessna Citation Encore jetleri, orta boy özel jetlere Cessna Citation Columbus, Hawker 4000 jetleri ağır özel jetlere Airbus A340 Private Jet, Boeing 777 VIP jetleri, askeri jetlere Sukhoi Su-47 Martin B-57 Canberra jetleri örnek olarak verilebilir.

Pervaneli uçaklar kategorisinde, tek motorlu uçaklara Cessna 150, Diamond DA-40 uçakları örnek olarak gösterilebilir. Çift motorlu uçaklara, Nextant G90XT, Beechcraft King Air 350 uçakları örnek gösterilebilir. Aerobatik uçaklarda Grob G-115 ve Aviat Eagle 2 uçakları göz önüne çıkmaktadır. Amfibi uçakları, denize iniş yapan

uçaklar olarak tanımlanmaktadır. Bazı pervaneli uçakların iniş takımları değiştirilerek amfibi uçak şekline dönüştürülebilmektedir. Nort American P-51 Mustang ve Hürkuş uçakları ise askeri pervaneli uçaklara gösterilebilir.

Bu çalışmada pervaneli uçak kategorisinde bulunan tek motorlu uçak için çalışmalar yapılacaktır. Aynı zamanda akrobatik özellikleri de göz önüne alınacak ve çalışmalar bu şekilde yürütülecektir.

1.2. Uçak Tasarımı

Uçak tasarımına geçmeden önce tasarım kavramını iyi anlamak gerekmektedir. Tasarım birçok kişi tarafından farklı tanımlanabilmektedir. Bazı kişiler çizimini yaptığı her şeyi tasarım olarak düşünmektedir. Tasarım, bir problem için fikir olarak düşünülmüş çözümün nesnel hale getirilmesi olarak tanımlanabilmektedir. Tasarıma başlamadan önce tasarlanması istenen şeyin hangi problemi çözdüğü detaylıca incelenmelidir. Probleme odaklanarak problemin çerçevesi genişletilmelidir. Problem tanımı yapıldıktan sonra, problem ile ilgili literatür, daha önceki tasarım çalışmaları incelenmeli ve problem üzerinde derinleşme sağlanmalıdır. Daha sonra ortaya atılacak çözüm nicelik ve nitelik olarak incelenmeli ve uygun çözüme karar verilmelidir.

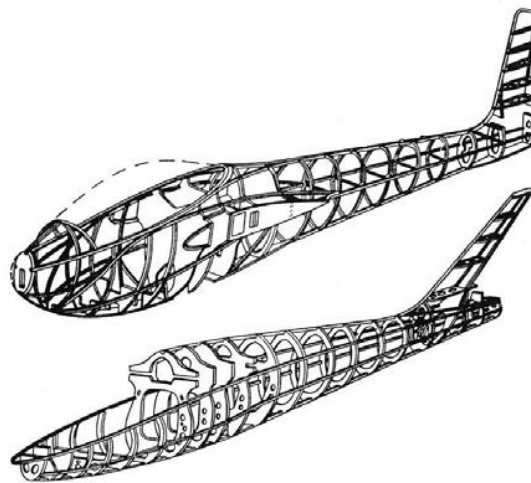
Uçak tasarımı birçok süreçten geçen, çoklu disiplin çalışması içeren, farklı adımları olan uzun bir süreçtir. Birbirini takip eden ve birbirine bağlı olan birçok adımı vardır. Uçak tasarımlarında güvenlik ve kontrol edilebilirliği sağlamak için standartlar ortaya çıkmıştır. Tasarlamak istediğiniz uçağın kategorisi iyi belirlenmeli ve standartlara uygun olmalıdır. Can sağlığı ve güvenlik için tasarımı yapılan uçak analizler, testler ve deneyler ile doğrulanmalıdır. Bu çalışmada çok hafif, motorlu bir uçağın sıfırdan gövde tasarımları yapılacaktır. Standartlar, hesaplamalar ve analizleri incelenecektir.

Uçak tasarımı yapmak için uçakta bulunan bileşenlerin görevlerini iyi bilmek gereklidir. Aşağıdaki bölümlerde uçaklarda bulunan mekanik bileşenlerin görevleri açıklanmıştır.

1.2.1 Gövde

Gövde, yolcu, pilot, mürettebat, kargonun taşındığı bölüm olarak tanımlanabilmektedir. Taşındığı şeyleri iklime, hava değişikliğine ve tehlikelere karşı koruma görevi de bulunmaktadır. Kanat, kuyruk gibi bileşenler de gövdenin üzerine montajlanmaktadır. Gövde yapıları, monokok, yarı monokok ve kafesli olmak üzere üç

farklı kategoride incelenebilmektedir. Monokok yapılar soba borusu tarzında tek parça şeklinde olarak örneklenebilir. Gerilmelerin farklı bölgelere geldiği ve farklı bölgelere müdahaleler gerektiği için günümüzde monokok yapılar çok kullanılmamaktadır. Yarı-monokok yapılar monokok yapılara alternatif olarak çıkmış yapılardır. Hareketlerin artırılma gereksinimi, müdahale ve üretim kolaylığı avantajlarından dolayı kafes yapılar sıklıkla kullanılmaktadır. Kafes yapısına sahip gövde örneği şekil 1.4.'de verilmiştir. Görüldüğü üzere gövde parçalara bölünmüş ve gerektiği zaman müdahale etmesi kolaylaştırılmıştır.



Şekil 1.4. Kafes yapısı örneği (Marzari, 2017)

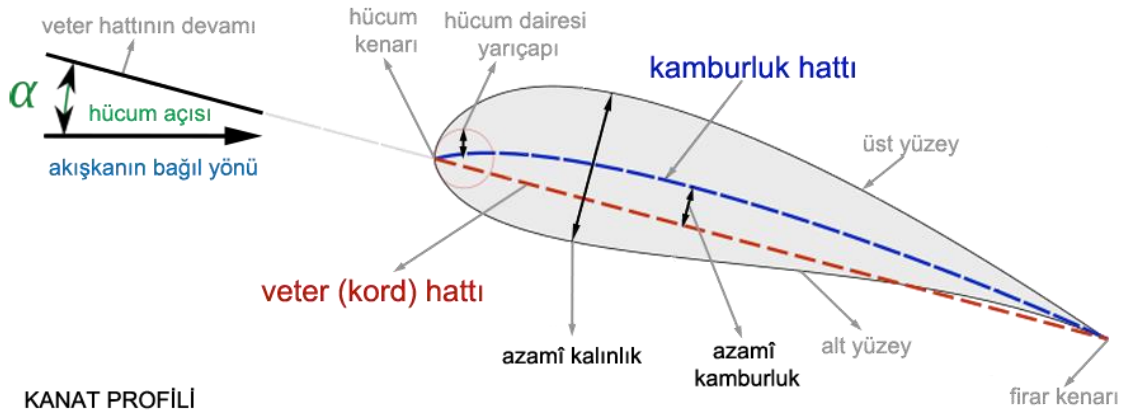
Gövde tasarımında belirli standartlar sağlanmak zorundadır. Bu standartlar uçağın kategorisine göre değişmektedir. Gövde sürüklenme kuvvetini en çok etkileyen yapılardan biridir. Tasarımı yaparken buna dikkat edilmeli ve optimum tasarım elde edilmelidir. Akışın geçeceği yüzey akıcı olarak sağlanmalıdır. Gövde tasarımı ile ilgili detaylar materyal ve yöntem bölümünde verilecektir.

1.2.2. Kanat

Kanatlar uçaklarda kaldırmanın sağlandığı ana bileşenlerdir. Kaldırma kuvvetini en iyi şekilde sağlayacak şekilde tasarlanmalıdır. Kanatların ana görevi kaldırmayı sağlamakla birlikte bazı uçaklarda motorlar, yakıt tankı gibi bileşenlerde kanatlara eklenmektedir.

Kanatların kaldırma kuvveti Bernoulli prensibi ve Newton prensibine dayanmaktadır. Hava, kanadın üzerinden hızlı bir şekilde, kanadın altından yavaş bir şekilde akmaktadır. Bunun sayesinde basınç farkı oluşur ve kaldırma sağlanır. Bu

prensibin en iyi şekilde çalışması için kanat profili doğru seçilmelidir ya da doğru tasarlanmalıdır. Kanat profili seçimi veya tasarımında birçok optimizasyon yapılarak en optimum şekil yakalanmalıdır. Materyal ve yöntem bölümünde bunlar detaylı bir şekilde açıklanacaktır. Kanat ile ilgili önemli terimler şekil 1.5.'de verilmiştir.



Şekil 1.5. Kanat için kullanılan terimler

Hücum kenarı akışkanın ilk temas ettiği noktadır. Firar kenarı ise akışkanın kanat üzerinden ayrıldığı noktadır. Veter hattı, hücum ve firar kenarından geçen doğrusal hatta denmektedir. Kamburluk hattı kanat profilinin eğriliğini gösteren hat olarak tanımlanmaktadır. Kanat profilinin ortasından geçecek şekilde konumlandırılmaktadır. Hücum açısı, uçuş yönü ve akışkanın bağli yönü arasındaki açı olarak tanımlanmaktadır. Hücum açısı kanat profilleri ve uçağın güvenliği için önemli parametrelerden biridir. Uçakların, uçabileceği maksimum hücum açısı bulunmaktadır. Bu açının üzerinde uçuşlarda kırımlar meydana gelebilmektedir. Bundan dolayı hücum açıları iyi bir şekilde belirlenmelidir. Kanat profili için, aerodinamik ve basınç merkezi de önemlidir. Uçağın stabilitesini doğru bir şekilde sağlamak için bu iki merkezin doğru konumlandırılması gerekmektedir.

Kanatların birçok fazla şekli ve türü bulunmaktadır. Uçağa en uygun şekil, konum, tür belirlenmelidir. Uçağın kategorisini, amaçlarına ve tasarım şekline göre seçimler yapılabilmektedir. Bu çalışmada kanat seçimi için detaylar ve hesaplamalar yapılmış ve kanat profili seçimi yapılmıştır.

1.2.3. Kuyruk

Uçaklarda yön ve stabilite kuyruklar tarafından sağlanmaktadır. Kuyruklar dikey ve yatay olmak üzere ikiye ayrılmaktadır. Uçaktaki konumu tasarıma göre değişkenlik

göstermektedir. Kuyrukta da kanatta olduğu gibi profil belirlemek önemli kriterlerden biridir. Kuyruğun, kanat basınç merkezine olan mesafesi moment dengesini etkilediği için optimum bir değerde olması gerekmektedir. Dikey kuyruk yönlenmeyi sağladığı için dönüşler için gerekli alanlar, büyüklük iyi belirlenmelidir. Kuyruklar uçakların yalpalama, sapma ve yunuslama momentini dengeleyen önemli bileşenlerdir.

1.2.4. İniş Takımları

İniş takımları, uçağın güvenli bir şekilde inmesini ve kalkmasını sağlayan yapılardır. Ayrıca uçak sabit bir şekilde dururken düzgün bir şekilde durmasını sağlamaktadır. Bunun için iniş takımları ağırlık merkezine uygun şekilde konumlandırılmalıdır.

1.2.5. Motor

Motorlar uçaklara itki kuvvetini sağlayan bileşenlerdir. Uçakların ivmelenmesini, hareketini motorlar sağlamaktadır. Uçak motorları pistonlu ve jet motorlar olarak iki kategoride incelenebilir. Jet motorları, turboprop, turbojet, turboşaft, turbofan ve termojet olmak üzere 5 farklı kategoride incelenebilir. Motorun seçimi için gerekli itki kuvveti hesaplanması gerekmektedir. Bu çalışmada hafif hava araçlarında pistonlu motor kullanıldığı için, gerekli hesaplamalar yapıldıktan sonra pistonlu motor seçimi yapılacaktır.

1.3. Uçakların Analizleri

Tasarlanan veya üretilen uçakların performanslarını ölçmek, artırmak havacılık sektöründe oldukça önemlidir. Günümüzde artan maliyetlerden dolayı fiyat-performans ürünleri oldukça önem kazanmaktadır. Uçaklarda da performansı artırmak ve daha verimli tasarımlar yapmak için sonlu elemanlar yöntemi (SEY) gibi analizler geliştirilmiştir. Tasarlanan her uçağı test etme imkanı her tasarımcı için bulunmamaktadır. Ayrıca yapılan her test maliyetli olabilmektedir. Her tasarlanan uçak için deneysel çalışma yapmak oldukça zordur. Bu durum ve maliyetlerden kurtulmak için analiz programları ortaya çıkmıştır. Bu analiz programları sayesinde, uçağı test etmeden önce durumu incelenebilmektedir. Bu sayede tasarım hakkında öngörü ve fikir sahibi olunabilmektedir. Uçaklarda hem yapısal hem de hesaplamalı akışkanlar dinamiği (HAD) analizleri yapılmaktadır. Aşağıdaki bölümlerde bunlar ile ilgili bilgiler verilmiştir.

1.3.1. HAD Analizleri

HAD, hava ve sıvı akışları, ısı transferi, kimyasal reaksiyonlar gibi olayların çözümlendiği, bilgisayar destekli bir metottur. Endüstriyel ve endüstriyel olmayan birçok uygulaması mevcuttur. Akışın olduğu her durumda kullanılabilir. HAD analizlerinin kullanıldığı bazı alanlar şunlardır;

- Aerodinamik: Bileşenlerin kaldırma ve sürüklenmelerinin hesaplanması
- Gemilerin hidrodinamiğinin kontrol edilmesi
- Turbo makinelerde: Dönen elemanlarda ki akışlar ve ısı transferi
- Kimyasal reaksiyonlar: Bileşenlerin karıştırılması, ayrıştırılması gibi uygulamalar
- Çevresel uygulamalar: Kirletici ve atıkların dağılımı
- Okyanus, nehir, akarsu gibi şeylerin akışlarının incelenmesi
- Elektronik bir devrede yongaların yaydığı ısının ölçülmesi
- İçten yanmalı motorların çalışma esnasında yaydığı ısı
- Hava tahminlerinin yapılması

Yukarıda verilenlere göre HAD analizleri birçok farklı alanda birçok farklı amaçla kullanılmaktadır. Bu tez kapsamında HAD analizleri uçağın aerodinamik olarak özelliklerini belirlemek için kullanılacaktır.

HAD analizleri günümüze kadar birçok gelişim kaydetmiştir. Deney maliyetlerinin yüksek olması ve her zaman uygulanabilir olmamasından dolayı HAD analizlerine olan ilgi artmıştır. Bu ilgiden dolayı günümüze kadar gelişerek gelmiş ve belli başlı uygulama metotları bulunmuştur. Hem sayısal olarak hem de bilgisayar destekli çözümleri vardır. (Malalasekerra, 2007)

HAD analizleri bilgisayar programları genellikle 3 ana aşamadan oluşur;

1. Ön işlemci
2. Çözücü
3. Son işlemci

Ön işlemci aşamasına geometrinin tanımı ile başlanır. Bu aşamada analizi yapılacak olan 2 veya 3 boyutlu geometri programa tanıtılır. Geometri tanımlaması tamamlandıktan sonra, geometrinin ağ yapısı oluşturulur. Bu ağ yapısı yapılacak olan analize uygun olmalıdır. Ağ yapısının kalitesi kontrol edilmeli ve en uygun değer elde edilene kadar çalışılmalıdır. Örneğin bir sınır tabakası ayrılması incelenecekse, sınır

tabakasında bulunan ağ yapısının daha sık ve düzgün olması gerekmektedir. Ağ atma işlemi bittikten sonra, türbülans, ısı transferi, karışımın ayrılması gibi incelenecek olan gerekli fiziksel veya kimyasal olayların seçimi yapılır. İncelenecek olan olaya göre akışkanın özelliği belirlenir ve sınır şartlarının tanımlanması aşamasına geçilir. Bu aşamada incelenecek olan olayın hangi sınırlarda gerçekleşeceği, üst limitin neresi olduğu gibi tanımlar yapılır. Ön işlemci adımları sonucu doğrudan etkileyeceği için dikkatlice yapılmalıdır. Bu aşamalar tamamlandıktan sonra çözme bölümüne geçilir.

Çözücü aşamasında, program içerisinde bulunan fonksiyonlar ile akış modeli çözülür. Sonlu elemanlar, sonlu farklar, sınır elemanları ve sonlu hacim yöntemlerinden uygun olan çözüme göre tanımlanan problem çözümlenir. Uçak analizlerinde ağırlıklı olarak sonlu hacim yöntemleri kullanılmaktadır. Bu aşama sisteme denklemlerin entegrasyonu ile başlar. Entegrasyondan sonra elde edilen denklemler cebirsel ifadelere dönüştürülür. Son olarak, elde edilen cebirsel denklemler tekrarlı bir şekilde çözülür ve değerlerin birbirlerine yakınsaması beklenir. Yakınsama işlemi tamamlandıktan sonra bu aşama tamamlanır.

Son işlem aşamasında sonuçların değerlendirilmesi yapılmaktadır. Bu aşamada grafikler, değerler, basınç dağılımları, kuvvet dağılımları gibi durumlar elde edilir. Bir uçak analizinde bu aşamada, kaldırma ve sürüklenme kuvveti ve katsayıları, uçak bileşenleri üzerinde oluşan basınçlar ve kuvvetler gibi parametreler elde edilir.

2 KAYNAK ARAŞTIRMASI

Kaynak araştırması uçağın farklı bileşenlerine göre ayrı olarak yapılmıştır. Gövde, kanat ve diğer tasarım parametreleri olmak üzere üçe bölünerek yazılmıştır. Öncelikle gövde bileşeni ile başlanmış daha sonra kanat bileşeni ve en son da tasarım parametreleri ile ilgili kaynak araştırması verilmiştir.

Gövde için yapılan kaynak araştırmaları;

Haolei ve arkadaşları (2020), uçakların çarpışmaya dayanıklı olması için gerekli tasarım kriterleri, tasarım adımları üzerine araştırma çalışması yapmışlardır. Uçağın gövdesinde bulunan bileşenleri ayrı ayrı incelemişler ve gelecek teknoloji hakkında yorum yapmışlardır. Bileşenlerin malzemesi ve tasarımını değiştirmenin etkilerini ortaya koymuşlardır. Son zamanlarda SEY yöntemlerinin tasarımda büyük bir kolaylık sağladığını ve kullanılması gerektiğini söylemişlerdir.

Riccio ve arkadaşları (2020), kompozit bir gövdede dikey düşme sonucunda oluşan hasarın oluşması ve ilerlemesini tespit etmek için teorik ve deneysel bir çalışma yapmışlardır. Deneysel metotlarda elde edilen sonuçları, SEY yöntemine entegre ederek sonuçları karşılaştırmışlar ve SEY yönteminin doğruluğunu incelemişlerdir. Düşme testi sonucunda diğer bileşenlere gelen yükleri tespit etmişler ve tasarım için dikkat edilmesi gereken hususlara değinmişlerdir. Elde ettikleri sonuçlara göre gövdenin çerçeve yapısında iyileştirmeler yapmışlar ve bu iyileştirmelerin gerekliliğini ispatlamışlardır.

Wesley ve arkadaşları (2020), kanatlara uygulanan değişebilir geometriyi gövdeye uygulamışlar, sayısal ve deneysel bir çalışma yapmışlardır. Çalışmalarında kompozit ve metal alaşımlı hafif malzemeleri denemişlerdir. Marlowe sıkıştırılmaz hiperelastik metoduyla gövdelerinin sınır şartlarını belirlemişlerdir ve CAD programı ile tasarım yapmışlardır. Çalışmaların sonucunda iyi malzeme seçimi ve doğru analiz ile bu teknolojinin gövdeye uygulanabileceğini söylemişlerdir.

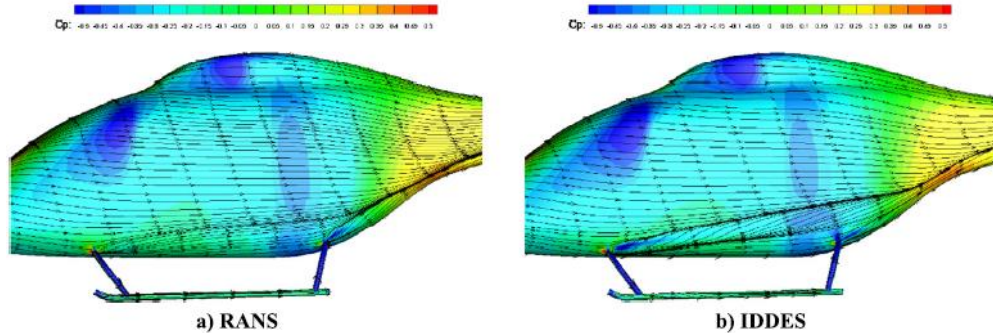
Yajun ve arkadaşları (2020), uçakların gövdesinde bulunan deliklerin boyutları ve bu deliklerin gövdenin ömrüne etkisi üzerine çalışmalar yapmışlardır. AA2198-T8 alüminyum alaşımı üzerinde SEY analizleri ve dijital görüntü korelasyonu ile testler yapmışlardır. SEY analizleri için ABAQUS programında Paris kanunu kullanmışlardır. Yaptıkları çalışmalar sonucunda sayısal ve deneysel verilerin birbirine yakın olduğunu tespit etmişlerdir.

Al-Mukhtar (2020), yaptığı çalışmada alüminyum uçak gövdesinin çatlaması ve çatlağın simülasyonu üzerine çalışma yapmışlardır. Çalışmasında çatlağın oluşması ve

ilerlemesinin takibinin önemli olduğu ve gövdelere düzenli bakım yapılması gerektiğini vurgulamıştır. FRANC2D programı ile çatlağın yönünü ve büyümesini tahmin etmeye çalışmıştır. Gerilmelerin özellikle perçin bağlantı olan bölgelerde yoğunlaştığı ve çatlakların bu noktalardan meydana gelip büyüdüğünü tespit etmiştir.

Haloei ve arkadaşları (2020), sivil hava taşıtının kargo bölmesinin darbe testi ve sayısal simülasyonu üzerine çalışmalar yapmıştır. 3 çerçeve ve 2 lonjerondan oluşan bir gövde üretmişler ve bu gövde üzerinde 3,95 m/s hızda darbe testleri yapmışlardır. LS-DYNA programı ile SEY yöntemlerini denemişler ve deney verileri ile karşılaştırmışlardır. Karşılaştırma sonucunda birbirlerine yakın sonuçlar elde ettiklerini vurgulamışlardır. Çalışmaların sonucunda gövdenin ana direğinde en çok hasarın meydana geldiğini tespit etmişlerdir ve bu direğin tasarımına dikkat edilmesine değinmişlerdir.

Wenbo ve arkadaşları (2020), hafif bir helikopterin gövdesinde meydana gelen sürüklenmenin azaltılması için Reynolds Ortalamalı Navier Stokes (RANS) modeli kullanarak, geliştirilmiş ayrık girdap simülasyonu ile sayısal araştırmalar yapmışlardır. Sonuçların birbirine yakın çıktığını ama geliştirilmiş ayrık girdap simülasyonun daha verimli olduğunu söylemişlerdir. Yaptıkları analizler sonucunda gövdenin tasarımını revize etmişler ve sürüklenmeyi azaltmışlardır.



Şekil 2.1. RANS ve IDDES modelinin karşılaştırılması (Wenbo,2020)

Antonio ve arkadaşı (2020), bir A320 uçağının boyut, menzil ve seyir hızının gövdeye etkilerini farklı noktalardan akış kuvveti vererek sayısal olarak incelemişlerdir. Aynı zamanda yalpalama, yunuslama ve sapma momentlerini incelemişler ve iyileştirmeler yapmışlardır. Çalışmalarında ANSYS programında kayan ağ yöntemi ve sınır tabakası konfigürasyonu ile gövde üzerine gelen akış ve statik kuvvetlerin tespitini ve bu kuvvetlerin oluşturduğu etkileri incelemişlerdir. Teorik hesaplamalar ile

çalışmalarını desteklemişlerdir. Çalışmanın sonucunda itici tarafından oluşan statik basıncı tasarımı revize ederek düşürmüşler ve gövdeyi aerodinamik olarak daha kullanışlı hale getirmişlerdir.

Evegeny (2019), alüminyum 7075 malzemesinden oluşan uçak gövdesinin üretimi için matematiksel bir çalışma yapmıştır. Gövde şekillendirilmede sıcaklık parametresinin önemli olduğu ve alüminyum parçaları delik delme işlemlerinde dikkatli olunması gerektiğini vurgulamıştır.

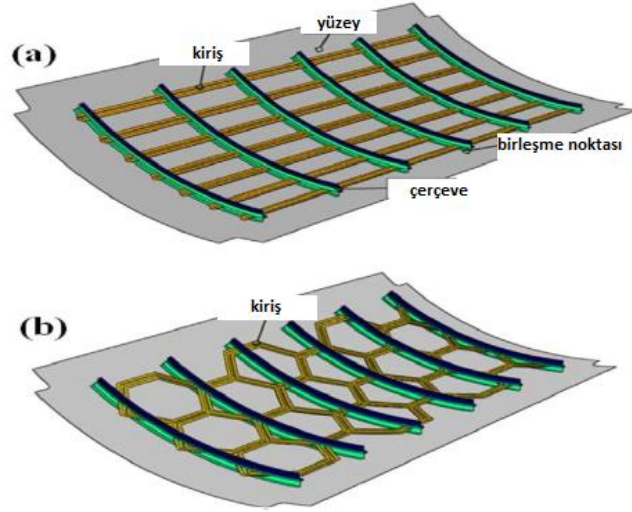
Angelo ve arkadaşları (2019), uçak gövdelerinde son gelişmeleri değerlendirmişlerdir. Değerlendirmelerini teorik, deneysel ve nümerik olmak üzere 3 başlığa ayırmışlardır. Kafes yapısı, jeodezik yapı, monokok ve yarı monokok olmak üzere 4 farklı gövde tipinin yaygın olarak kullanıldığını söylemişlerdir. Bunlardan yarı monokok gövde yapısının tasarım ve üretim açısından daha elverişli olduğunu belirtmişlerdir. Ses hızı üstü uçuşlarda hafif ve dayanıklı kompozitleri, ses hızı altı uçuşlar için alüminyum alaşımlı metalleri kullanmanın daha iyi olduğunu tespit etmişlerdir. Çalışmaların sonucu olarak eliptik gövde yapılarının daha verimli olduğunu, yapılan tasarımların HAD analizleri ve teorik olarak doğrulandıktan sonra mutlaka deneysel testler ile doğrulanması gerektiğini vurgulamışlardır.

Thiago ve arkadaşları (2019), bir uçak gövdesinin yorulma ömrü üzerine çalışmalar yapmışlardır. BemCracker2D programı kullanarak modelledikleri plaka üzerine doğrusal kırılma mekaniği teorisi ve çift katmanlı eleman yöntemi ile analizler yapmışlardır. Daha sonra Monte Carlo simülasyonu ile gövdenin bütünü modellemişlerdir. Çalışmanın sonucunda çift katmanlı eleman yöntemi ile Monte Carlo yönteminin birleştirilmesinin olumlu sonuçlar verdiğini tespit etmişlerdir.

Viken ve arkadaşı (2018), SEY kullanarak gövdenin titreşim akustiğini tespit etmek için kullanılan bir modelleme yapmışlar ve yaptıkları çalışmayı farklı kalınlıklardaki saclar üzerinde ASTM standartlarında göre yapılan testler ile karşılaştırmışlardır. 20 Hz ve 20 kHz frekans aralığında çalışmalar yapmışlardır. Testlerden elde ettikleri verilere göre modellemelerini düzenlemişlerdir. Yaptıkları çalışma sonucunda yeni bir tasarım için uygulanabilecek bir modelleme geliştirmişlerdir.

Maher ve arkadaşları (2018), dik ve altıgen şeklinde yerleştirilen gövde çerçevesinin doğal frekansını, gerilmesini ve yer değiştirmesi SEY metoduyla incelemişlerdir. Elde ettikleri sonuçları literatürden buldukları deneysel sonuçlarla karşılaştırmışlardır. Çalışmaların sonucunda altıgen yapının daha çok hafiflik

sağladığını ama daha fazla gerilme kuvvetine maruz kaldığını tespit etmişlerdir. Altıgen yapıların burkulma performansları incelendikten sonra karar vermenin daha doğru olacağını söylemişlerdir.



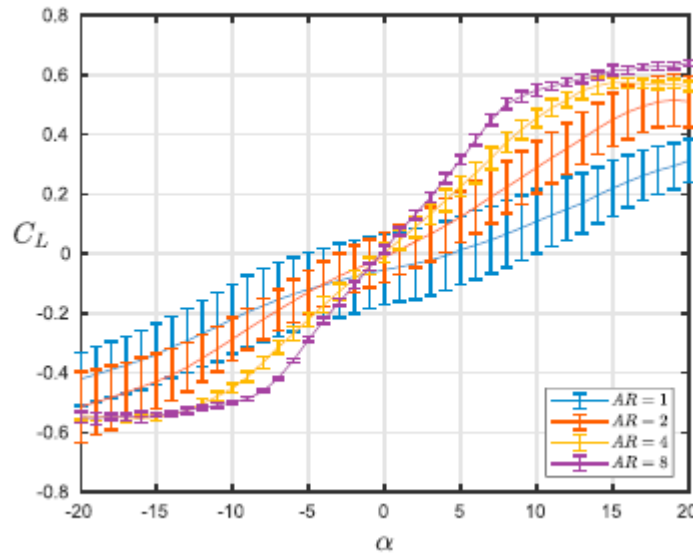
Şekil 2.2. Dikdörtgen ve Altıgen Çerçeve Yapısı (Maher,2018)

Yuan ve arkadaşları (2017), uçak gövdesinin birleştirilmesinde mühendislik sınır şartlarını ve kısıtlamaları incelemişler ve montaj için optimum koordinatları sağlayan bir modelleme çalışması yapmışlardır. Çalışmalarında gövde montajının ve montaj esnasında yapılan döndürme, yerleştirme işlemlerinin çok önemli olduğunu ve bunların dikkatle yapılması gerektiğini sayısal olarak incelemişlerdir. Çalışmalarında Gauss-Newton metodu ve CAD programı kullanmışlardır. 6 serbestlik dereceli bir sistem için çok amaçlı optimizasyon yapmaya çalışmışlardır. Çalışmaların sonucunda gövdenin montaj için konumu ve montaj bileşenlerin koordinatları ile optimizasyon modeli elde etmişlerdir ve bunun kullanılabilir olduğunu söylemişlerdir.

Nicolosi ve arkadaşları (2016), uçak gövdesinin sürüklenme, yalpalama ve yunuslama momenti katsayılarını HAD analizleri ile tahmin etmeye çalışmışlardır. Uçağın sıfır sürüklemeye yaklaşmasının ve denge, uçuş kararlılığı durumlarının gövdeye bağlı olduğunu belirtmişlerdir. Bu katsayıların belirlenmesi ve tespiti için HAD analizleri yapılması önerisinde bulunmuşlardır. Özellikle ön tasarım aşamasında HAD analizleri ve teorik hesaplamalar ile birçok parametrenin belirlenebileceğini vurgulamışlardır.

Kanat için yapılan kaynak araştırmaları;

Paloma ve arkadaşları (2021), düşük hücum açılarında düz dikdörtgen bir plaka için, kanat açıklık oranı ve Reynolds sayısı değişkenleri ile kaldırma katsayısını elde etmeye çalışmışlardır. Çalışmalarını Prandtl sonlu kanat teorisine göre yapmışlardır ve diğer literatür çalışmaları ile karşılaştırarak bir modelleme elde etmeye çalışmışlardır. Yaptıkları modellemeyi diğer çalışmalarda denemişler ve aynı sonuçlara ulaşmışlardır. Çalışmanın sonucu olarak kaldırma katsayısı (C_L) tahmini doğru yaptıklarını ve diğer açıklık oranları ve plakalar içinde kullanılabileceğini söylemişlerdir.



Şekil 2.3. Farklı açıklık oranlarında hücum açısı taşıma katsayısı değişimi – Re = 40x10³ (Paloma,2021)

Zixuan ve arkadaşı (2021), düşük kaldırma-sürüklenme oranına (L/D) sahip uçaklarda açı verme kararlılığını ve bunun tahmini üzerine çalışmalar yapmışlardır. Belirledikleri transfer katsayısı ile kararlılık durumunu teorik olarak incelemişler ve yeni bir metot geliştirmişlerdir. Daha sonra bu metodu bir CAV-H üzerinde ve yüksek L/D oranı için denemişlerdir. Denemeler sonucunda modelin doğru bir şekilde çalıştığını tespit etmişlerdir. Çalışmanın sonucunda transfer katsayısının önemli bir parametre olduğunu ve açı kontrolü için transfer katsayısı ile kontroller yapılabileceğini söylemişlerdir.

Esteban ve arkadaşları (2021), herhangi bir CAD programı kullanmadan, açık kaynaklı, kanat tasarımı yapmak için bir yöntem geliştirmeye çalışmışlardır. Nurbs modelleme tekniği ile geometriyi, Diverjans teorisi ile kanadın hacmini belirlemişlerdir. Yaptıkları modellemeyi Python programı üzerinde kodlamışlardır. Çalışmanın

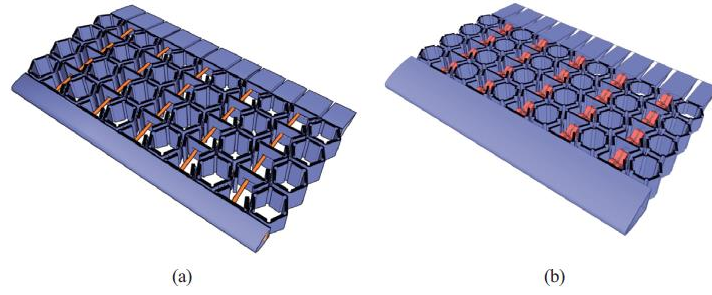
sonucunda CAD programlarına kıyasla %0,3-0,5 arasında bir hata miktarı tespit etmişlerdir. Yaptıkları modellemenin tasarım için kullanılabilir olduğunu doğrulamışlardır.

Yifei ve arkadaşları (2021), pervanenin aerodinamik tasarıma etkileri üzerine çalışmalar yapmışlardır. Çalışmalarında HAD analizleri yapmışlar ve HAD analizlerinde aktüatör disk yöntemi ile kanat tasarımına optimizasyon yapmışlardır. Kullandıkları yöntemin sürüklenme katsayılarını hesaplama, sürüklenme katsayılarında iyileştirme için uygun olduğu sonucuna varmışlardır. Yaptıkları yöntemle kanat yükü dağılımını, hücum açılarını ve sürüklenme kuvvetini optimize edip, en uygun sonuca ulaştıklarını söylemişlerdir.

Khrishman ve arkadaşları (2020), kanatlarda daha iyi kaldırma ve daha az sürtünme elde etmek için tasarım optimizasyonu üzerine çalışma yapmışlardır. Hücum açısının, C_L ve sürüklenme katsayısı (C_D) üzerindeki etkilerini incelemişlerdir. Ana profil olarak NACA-6415 profilini almışlardır ve JAVAFOIL programı ile bu profilde iyileştirmeler yapmışlardır. Çalışmalarının sonucunda iyileştirmeler elde etmişler ve bunu teorik olarak ispatlamışlardır. JAVAFOIL programının bu tarzda çalışmalar için uygun olduğunu ve doğru sonuçlar verdiğini söylemişlerdir.

Anmin ve arkadaşları (2020), yeni bir kanatçık tasarımı için çalışmışlardır. Üst, alt ve orta olmak üzere 3 farklı konfigürasyon üzerinde teorik hesaplamalar yapmışlar ve bu hesaplamalara göre kavramsal tasarım yapmışlardır. Kanatçık çeşitlerini incelemişler ve tasarladıkları yeni yöntemi, aerodinamik özellikleri, yapısal ağırlığı ve manevra kabiliyeti açısından geleneksel yöntemler ile karşılaştırmışlardır. Çalışmalarının sonunda geleneksel menteşeli kanat yerine sabit kanatlı uçaklar için bölünmüş kanatçıkları tavsiye etmişlerdir.

Alexey ve arkadaşları (2019), hareketli bir kanat için çerçevesinin tasarımını ve analizlerini yapmışlardır. İlk çerçeve bal peteği şeklinde lonjeronlarla birleştirilmiş bir yapı, diğeri ise hareketli düğümle birleştirilmiş çerçevedir. Çalışmalarında çerçeve için topolojik optimizasyon yapmışlar ve en uygun durumu belirlemişlerdir. Buldukları çerçeve yapısının verimli olduğunu söylemişlerdir.



Şekil 2.4. (a) lonjeronlu kanat çerçevesi (b) hareketli düğümlü kanat çerçevesi (Alexey,2019)

Abdelkader ve arkadaşları (2019), bir yolcu uçağının kanadının tasarımını ve analizlerini farklı programlar kullanarak yapmışlardır. SIEMENS NX programında geometrik modelleme, ICEM CFD programında ağ oluşturma, ANSYS Fluent programında HAD analizleri, MSC PATRAN programında yapısal analizler ve MSC NASTRAN programında yapısal modelleme işlemlerini yapmışlardır. Kanat tasarımının optimizasyonu vekil tabanlı ve Breguet denklemlerine göre yapmışlardır. Çalışmaların sonucunda %8,9'luk bir iyileşme elde etmişlerdir.

Aleksandar ve arkadaşları (2019), UTVA 75 çok hafif hava aracının kanat lonjeronu tasarımı ve yorulma ömrü üzerine çalışma yapmışlardır. Üç farklı kanat lonjeronu üzerinde meydana gelen çatlakların yorulmaya bağlı olup olmadığını tespit etmek amacıyla, öncelikle deneysel olarak elde edilen verilerden sayısal yöntem daha sonra SEY yöntemini kullanmışlardır. SEY yönteminde Abaqus programının Morfeo/Crack modelini kullanmışlardır. Çalışmanın sonucunda yaptıkları yöntemle optimize edilen lonjeronların kullanılmasını tavsiye etmişlerdir.

Corrado ve arkadaşları (2018), gerçekçi bir uçak kanadının yapısal doğrulanması üzerine çalışmalar yapmışlardır. Çalışmalarında SEY yöntemi ve rüzgar tüneli testlerini kullanmışlardır. Kanat tasarımında gerilmelerin tespiti, kanat lonjeronlarının yerleşimi ve ağırlık tahmini için SEY yönteminin ve HAD analizlerinin önemine vurgulamıştır. Çalışmaların sonucunda SEY yöntemini ve deney sonuçlarını karşılaştırmışlar ve SEY yöntemlerinin doğruluğunu göstermişlerdir.

Khalid ve arkadaşları (2018), alüminyum 2024-T3 malzemesi kullanarak tasarladıkları bir hafif uçak kanadının ağırlığını, üzerine gelen gerilmeleri ve ömrünü genişletilmiş SEY yöntemi ile incelemişlerdir ve kanadı tekrar optimize etmişlerdir. 2 tane I ve 3 tane U profil olmak üzere 5 farklı lonjeron yapısını incelemişlerdir. Çalışmalarında kanat ömründe, kanat lonjeronunun yerleşimlerinin ve malzemesinin önemli olduğu ve I profil yapısının daha uzun ömürlü olduğu sonucuna varmışlardır.

Kandasamy ve arkadaşları (2018), aerodinamik verimliliği (L/D) artırmak için çalışmalar yapmışlardır. Çalışmalarında NACA 65 kanat profili ana model olacak şekilde, kanat açıklığı, veter uzunluğu, sivrilme oranı ve ok açısı parametrelerini, deney sonuçları, vekil model, evrimsel optimizasyon ve gradyan tabanlı optimizasyon kullanarak MATLAB programında optimize etmişlerdir. Minimum taşıma kuvveti sınırı ile yüksek aerodinamik verimlilik ve yüksek kanat açıklık oranı elde etmeye çalışmışlardır. Çalışmaların sonucunda ana modelden %26 daha verimli bir kanat profili elde etmişler ve 3 boyutlu modelini çıkarmışlardır.

Odeh ve arkadaşları (2018), kanat kütlelerinin tahmini ve uçak tasarımının aşamaları üzerine yapılan araştırmaları incelemişler ve son durumu değerlendirmişlerdir. Çalışmalarda ampirik denklemler, SEY yöntemleri ve deney yöntemleri ile kütle tahmini metotlarını incelemişlerdir. Çalışmaların sonucunda ampirik denklemlerin tasarımın ilk aşamasında faydalı olduğu ama ilerleyen safhalarda yetersiz kaldığını söylemişlerdir. Gelişen SEY yöntemlerinin tasarımı kolaylaştırdığı ve faydalı olduğunu, doğru bir şekilde uygulanarak kullanılması gerektiğini vurgulamışlardır. Kütle tahmini ve tasarım için geleneksel deney yöntemleri ile yapılan çalışmaların referans olarak alınabileceğini söylemişlerdir.

Yin ve arkadaşları (2018), kanat tasarımında şekil optimizasyonu ve kanadın ilk tasarımı üzerine çalışmalar yapmışlardır. HAD analizleri tabanlı optimizasyon problemi için 6 gradyan tabanlı ve 3 gradyan içermeyen tabanlı şekil optimizasyon algoritmasını karşılaştırmışlardır. Aerodinamik model için RANS denklemleri ve Spalart-Allmaras türbülans modelini kullanmışlardır. Ana model NACA0012 kanat profilini kullanmışlardır ve bu kanat profili üzerinde iyileştirmeler yapmışlardır. Çalışmalarının sonucunda, daha az sayıda HAD değerlendirmesi, diğer metotla aynı sonuç vermesi ve daha ucuz olmasından dolayı gradyan tabanlı optimizasyonu tavsiye etmişlerdir.

Bharathidasan ve arkadaşları (2016), kanat sarsıntısı etkisini incelemişler ve tasarım kısıtları içerisinde belirli bir kanadın tasarımını yeniden yapmışlardır. Kanadın ağırlığını aynı tutmak için yeni bileşen eklememişler, mevcut bileşenlerin konumlarını değiştirmişlerdir. Çalışmalarında ZODIAC CH601 HD uçak modelini kullanmışlardır. Modal analiz, doğal frekansların bulunması, katı cisim dinamiği analizleri üzerine çalışmalar yapmışlardır. Çalışmaların sonucunda inceledikleri uçağın elemanlarının zayıf olduğu ve sarsıntıların bundan dolayı ömrü çok etkilediği sonucuna varmışlardır.

Tasarım parametreleri için yapılan kaynak araştırmaları;

Mohsen ve arkadaşı (2021), karşılıklı iki pervane kullanılan bir insansız hava aracının aerodinamik performansı üzerine çalışmalar yapmışlardır. Pervanenin hücüm açısı, kaldırma ve sürüklenme kuvveti üzerine etkilerini incelemişler ve farklı hücüm açılarında kaldırma ve sürüklenme kuvvetini HAD analizleri ile elde etmişlerdir. alışmalarında HAD analizleri ve literatürden elde ettikleri deneysel sonuçları karşılaştırmışlardır. Çalışmaların sonucunda arka ve önde olmak üzere iki motor kullanımı ve hava kanalı kullanımının performansı iyi yönde etkilediği sonucuna varmışlardır.

Viraj ve arkadaşları (2021), daha hızlı tasarım yapmak için uçaklarda ağırlık optimizasyonu ve ilk tasarım hatlarını çıkaran bir model geliştirmeye çalışmışlardır. Aynı zamanda yapmış oldukları programda NASTRAN alt yapısını kullanarak otomatik ağ oluşturma ve analize ön hazırlığı da sağlamışlardır. Program için temel ağırlık tahmini denklemleri ve SEY yöntemlerini kullanmışlardır. Çalışmaların sonucunda etkili bir program elde etmişler ve zaman tasarrufu için bu programın kullanılabilir olduğunu söylemişlerdir.

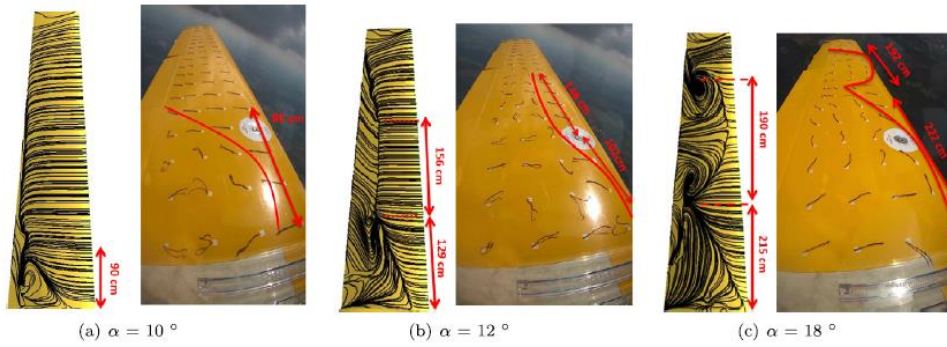
Pagani ve arkadaşları (2021), tamamen kompozit malzemedен yapılan bir hafif hava aracına statik ve dinamik testler yapmışlar ve sertifikasyona uygunluğunu kontrol etmişlerdir. alışmalarında dijital görüntü korelasyonu, modal ve titreşim testleri yapmışlardır. Elde ettikleri deneysel sonuçları SEY yöntemi ile karşılaştırmışlardır. Çalışmaların sonucunda uçağın testleri için modal testlerin çok önemli olduğunu ve birçok parametrenin tahmin edilebildiği sonucuna varmışlardır.

Chen ve arkadaşı (2020), pervanenin aerodinamik verimlilik (L/D) üzerine olan etkisini ve bu etkinin kanat tasarımını değiştirmeden pervane ile giderilmesi üzerine çalışma yapmışlardır. alışmalarında sayısal hesaplamalar, Kriging vekil model ve bir ana modele bağlı optimizasyon algoritması yöntemini kullanmışlardır. Çalışmaların sonucunda pervaneye yaptıkları iyileştirme ve konum değişimi ile sürüklenme kuvveti %30,48 azalmış ve L/D oranı %51,93 artmıştır. Kullandıkları metotların verimli olduğunu ve doğru sonuçlar verdiğini söylemişlerdir.

Agostino ve arkadaşları (2020), uçak dış geometrisini otomatik olarak belirleyen bir program üzerine çalışmalar yapmışlardır. alışmalarında JPAD programını kullanmışlardır. Öncelikli olarak geometrik parametreleri belirlemişler ve gövde tasarımından başlamışlardır. Daha sonra kanat parametrelerini belirlemişler ve uygun kanat için çalışmalar yapmışlardır. Program sayesinde birkaç farklı konfigürasyon elde

etmeyi başarmışlardır. Yaptıkları çalışmanın uçak tasarımı için vakit kazandırdığı ve HAD analizlerine destek olduğu, bir çok parametre içerdiği için kullanışlı olduğunu söylemişlerdir.

Neves ve arkadaşları (2020) yaptıkları çalışmada, bir Slingsby T67M260 hafif hava aracının, $k-\omega$ SST (kayma gerilmesi taşınım denklemi) türbülans modelini kullanarak stol durumunu incelemiş ve hücum açısı, taşıma katsayısı parametreleri üzerindeki etkisine bakmışlardır. Deneysel sonuçlarını HAD analizleri ile karşılaştırarak sonuçların doğruluğunu kontrol etmişlerdir. Kanat üzerine bağlanan ivme ölçerler ile stola girilen hücum açısını deneysel olarak elde etmişlerdir. HAD analizlerini 2 boyutlu ve 3 boyutlu olarak yapmışlardır. Çalışmaların sonucunda, $\alpha=14^\circ$ ye kadar HAD ve deneysel sonuçlar paralellik göstermiştir, C_L birbirine yakın çıkmıştır. Fakat $\alpha=15^\circ - 20^\circ$ arasında deneysel verilerde stol daha farklı olmuştur.

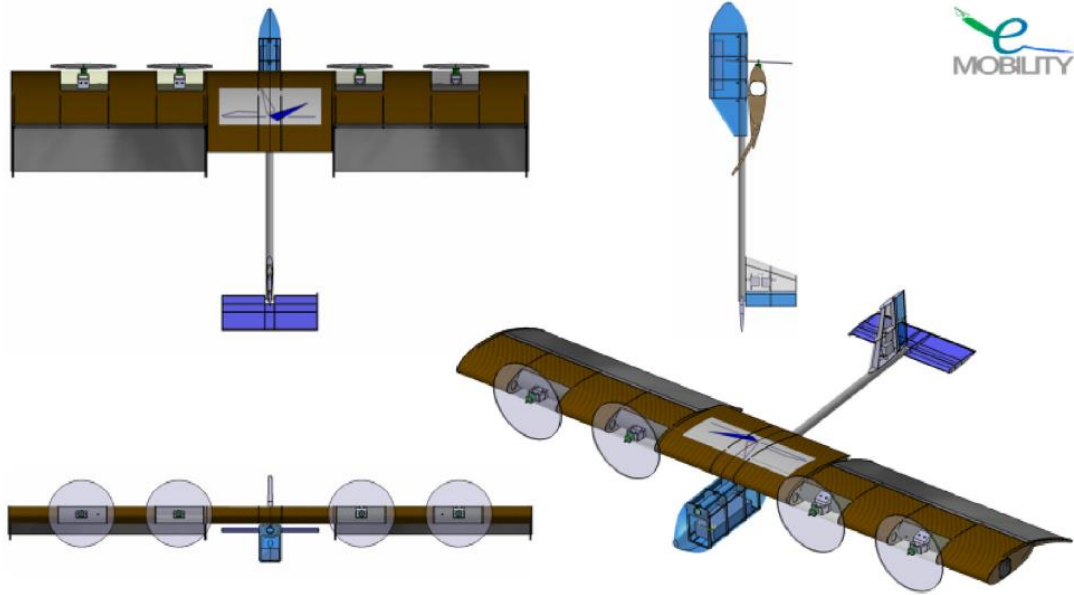


Şekil 2.5. Kanadın üst yüzeyinde akışın CFD ve Deneysel ile karşılaştırılması (Neves, 2020)

Falk ve arkadaşları (2020), üç tekerlekli sabit iniş takımına sahip bir insansız hava aracının iniş takımlarının sürüklenmeye olan etkileri üzerine çalışmalar yapmışlardır. Çalışmalarında 3 boyutlu yazıcıdan ürettikleri farklı kalınlıklardaki bileşenlere rüzgar tüneli testleri, RANS denklemleri ile sayısal yaklaşım ve HAD analizleri yapmışlardır. Çalışmaların sonucunda iniş takımlarının doğru tasarım ile sürüklenmenin çok aza indirilebileceğini elde etmişlerdir.

Rui (2020), uçak yapıları için yeni bir kiriş elemanı üzerine çalışma yapmıştır. Çalışmasında Euler-Bernoulli denklemi ile kesme ve akış kuvvetlerini harmanlayarak yeni bir kiriş elemanı formülü elde etmeye çalışmıştır. Yaptığı teorik çalışmaları SEY yöntemleri ile doğrulamış ve teorik ile SEY yöntemlerini karşılaştırmıştır. Çalışmanın sonucunda, elde ettiği formül ve kiriş eleman yapısının günümüzde kullanılanlardan daha hafif, daha verimli ve daha ucuz hesaplama maliyeti ile çalıştığını belirtmiştir.

David ve arkadaşları (2020), gelişen tasarım teknolojisini kullanarak yeni bileşenler ile hibrit-elektrikli bir hafif hava aracı tasarlamışlardır. Hava aracının hareketleri için gerekli olan güçler ve kavramsal tasarımı sırasında geleneksel metotlardan farklı metotlar deneyerek yeni bir metodoloji sunmaya çalışmışlardır. Yaptıkları çalışmaları teorik olarak doğrulamışlardır ve kullanılabilir olduğunu söylemişlerdir.



Şekil 2.6. David ve arkadaşlarının tasarladıkları hava aracı (David,2020)

Basha ve arkadaşı (2020), yaptıkları çalışmada gövde ve kanat birleştirmesinde kullanılan yapısal elemanı incelemişlerdir. CREO programından tasarladıkları elemana ANSYS programı üzerinden kevlar, AL6061, AL6061/ %6 TiC/ %3 SiO₂ alaşımı, AL2024, AL2024/%6 TiB₂ alaşımı malzemelerini bileşen üzerine tanımlayarak analizler yapmışlardır. Çalışmalarında AL6061/ %6 TiC/ %3 SiO₂ malzemesinin diğerlerinden daha üstün özellik gösterdiği sonucuna ulaşmışlardır.

Abdelwahid ve arkadaşları (2019), bir insansız hava aracının yapay sinir ağları ve tasarım algoritması kullanarak kavramsal tasarımını, ön tasarımını ve panel metoduyla aerodinamik tasarımlarını yapmışlardır. Tasarımını yaptıkları hava aracı için HAD analizleri ve rüzgâr tüneli testleri yapmışlardır. Tasarımlarında kaldırma ve sürüklenme kuvveti, yunuslama momenti gibi parametreleri baz almışlar ve bunlar üzerinde iyileştirmeler yapmışlardır. Çalışmalarında, tasarım algoritması ile ön tasarımın yapılabileceği, tasarım aşamasında kuyruk yapısı, sürüklenme kuvveti parametrelerine dikkat edilmesi gerektiğinin sonucuna varmışlardır.

Pierluigi ve arkadaşları (2018), çalışmalarında pervanenin kanatın üzerine olan aerodinamik etkileri ve sürüklenme ile pervane ilişkisini incelemişlerdir. Çalışmalarında disk yöntemi ile HAD analizleri yapmışlar ve bu analizlerin sonuçlarını literatürden elde ettikleri deneysel sonuçlar ile karşılaştırmışlardır. Daha sonra uyguladıkları metodu yüksek taşıma kuvveti elemanlarına uygulamışlardır. Çalışmaların sonucunda sürüklenme kuvvetini optimum seviyede tutmak için pervane çapının iyi belirlenmesi ve pervane etkisinin iyi analiz edilmesini önermişlerdir.

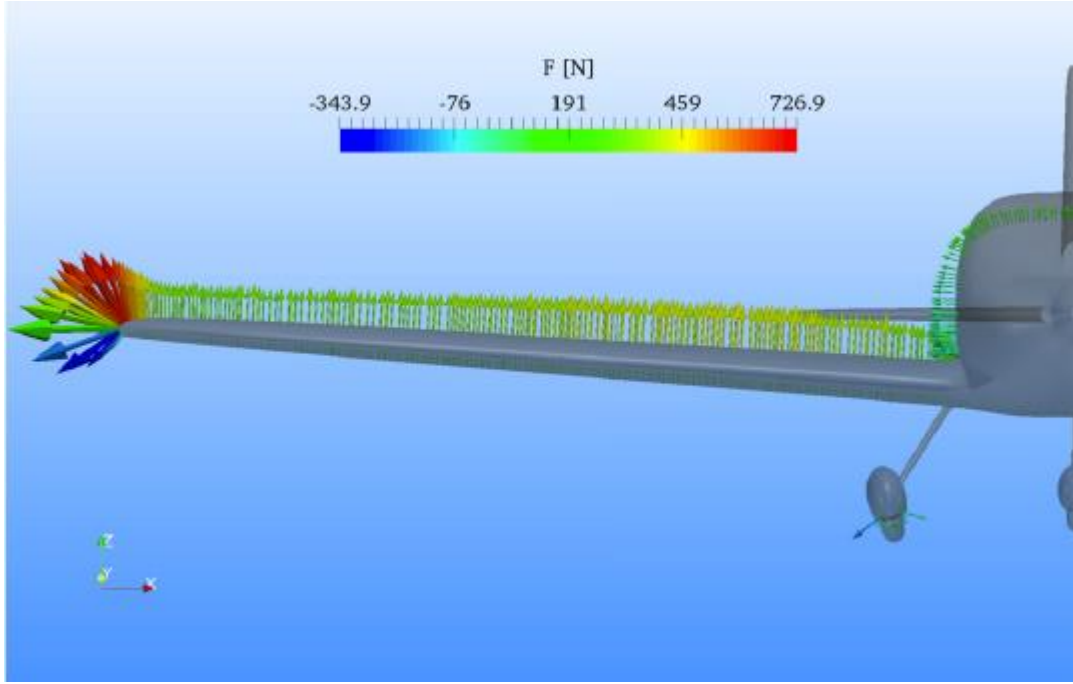
Innokentiy ve arkadaşları (2018), Çin havacılık kurumu sertifikasyonuna göre HAD analizleri yapmışlar ve bir jet uçağına aerodinamik doğrulama yapmışlardır. Kanatlara gelen kuvvetleri ve deformasyon etkilerini tespit etmeye çalışmışlardır. Elde ettikleri HAD analizi sonuçları ile deneysel verileri karşılaştırmışlardır. Çalışmaların sonucunda HAD analizlerinde etki eden kuvvetlerin ayrı birer kaynak olarak alınması ve ayrı ayrı olarak incelenmesi, yaptıkları HAD analiz modelinin deneysel veriler ile tutarlı olduğunu elde etmişlerdir.

Nicolosi ve arkadaşları (2018), çok hafif hava aracı TecnamP92 üzerinde uçuş testleri ve uçuş simülasyonu ile yalpalama performansını ve yalpalamayı etkileyen aerodinamik etkilerin tahmini üzerine çalışmalar yapmışlardır. Uçuştan aldıkları verileri simülasyon ile karşılaştırmışlar ve tahmin için yeni bir metot önermişlerdir. Uçuş simülasyonu için altı serbestlik dereceli bir sistem kullanmışlardır. 300 yalpalama hareketinin verilerini toplamışlar ve matriks haline getirerek formüle etmişlerdir. Çalışmanın sonucunda aerodinamikleri doğru tahmin eden bir simülasyon yapmışlardır.

Bravo-Mosquera ve arkadaşları (2018), bir tarım uçağının kavramsal tasarımı ve HAD analizi üzerine çalışma yapmışlardır. Pazarın ihtiyaçları ve ergonomik bir tasarım için kısıtları, gereklilikleri belirlemişler ve bunlara göre taşıma katsayısı, maksimum kalkış ağırlığı, menzil, mürettebat ve taşıma ağırlığı gibi parametreleri belirlemişlerdir. Bu parametreler belirlendikten sonra kanat seçimi, gövde boyutları gibi çalışmalar yapmışlardır. Farklı konfigürasyonlarda kanat açılarını ve durumlarını denemişler ve optimum için karar vermişlerdir. Daha sonra seçimleri ve tasarımları tamamlanan hafif uçak için, $k-\omega$ türbülans modelini kullanarak HAD analizleri yapmışlardır. Çalışmanın sonucunda yakıt verimliliği, uçuş ağırlığı ve uygun kanat konfigürasyonu ile ilaçlama için optimum seviyeyi elde etmişlerdir.

Piedra ve arkadaşları (2018), hafif bir spor uçağın HAD analizlerini yapmışlardır. Çalışmalarını uçağın durma hızı ve uzunlamasına stabilitesi için ASTM F2245 ve CO AV-27/12 standart gerekliliklerine göre yapmışlardır. Kavramsal tasarımı

tamamlandıktan sonra girdap kafes yöntemi ile HAD analizini karşılaştırmışlar ve HAD analizinin doğruluğunu tespit etmişlerdir. HAD analizi için RANS denklemlerini ve OpenFoam programını kullanmışlardır. Çalışmaların sonucunda HAD analizini doğrulamışlar ve uçağın kararlı bir yapıda olduğunu tespit etmişlerdir.



Şekil 2.7. Stol koşullarında kanat üzerine gelen kuvvetler (Piedra,2018)

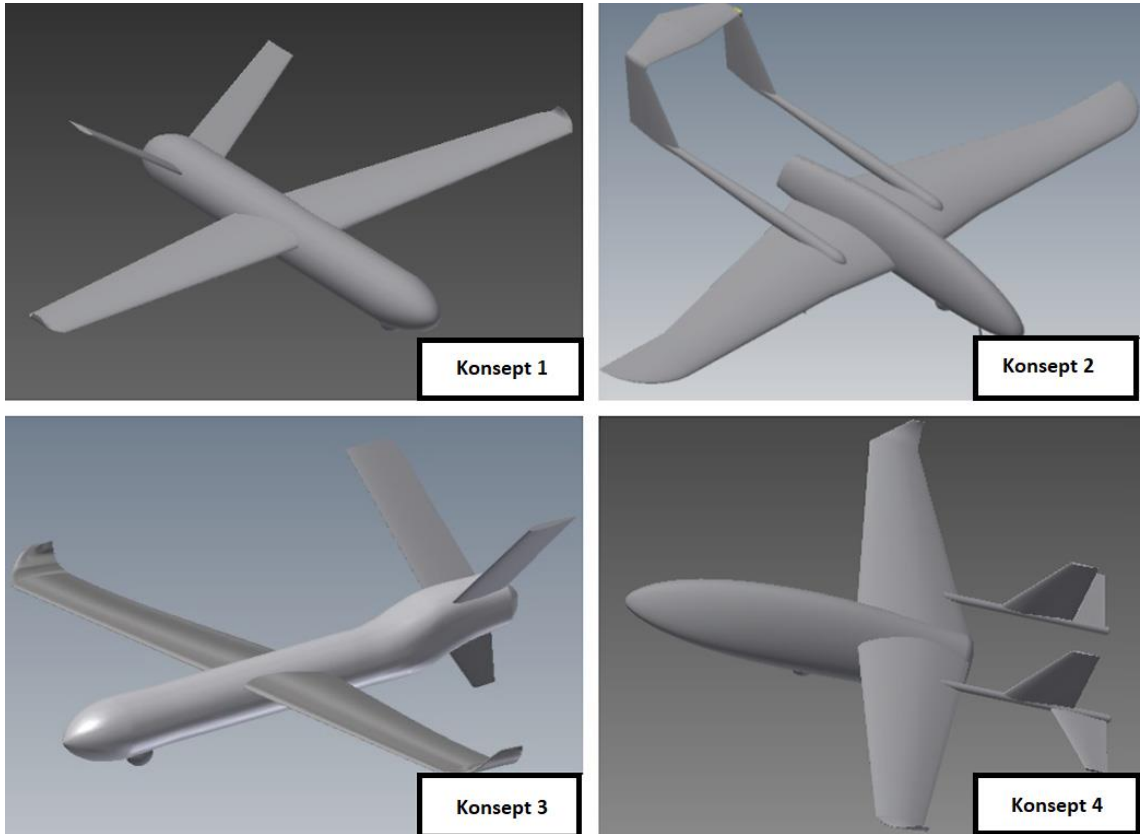
Armendariz ve arkadaşları (2018), pervane kanadının oluşturduğu kayıp yükleri azaltmak için motor montaj sistemi üzerine çalışmalar yapmışlardır. Farklı pervane kanadı çapları, açıları, frekansları ve malzemesi parametrelerini kullanarak, emniyet katsayısı yüksek yeni bir tasarım geliştirmişlerdir. Çalışmalarında SEY yöntemleri ve Monte Carlo formüllerini kullanmışlardır. Herhangi bir kırım durumunda pervane, kanatlardan önce kırım olması gerektiğini söylemişlerdir. Kullandıkları modelin doğru bir şekilde çalıştığı ve diğer modellerde de kullanılabilir olduğu, pervane konumunun kayıplara önemli bir etki yaptığı ve doğru konumlanması gerektiği sonucuna varmışlardır.

Juhee (2018), çok hafif hava aracının yer etkisi altında kanat, gövde ve kuyruğun statik kararlılığını ve HAD analizlerini incelemiştir. Çalışmasında Pareto optimizasyon tekniğini ve farklı kanat profillerini kullanmıştır. Yüksek aerodinamik verimlilik, düşük sürtünme kuvveti, daha küçük kuyruk kullanımını ve yüksek kararlılık elde etmeyi hedeflemiştir. Çalışmanın sonucunda gövde kanat alanının kuyruk kanadı alanından en

az 4 kat büyük olması gerektiğini, kuyruk kanatlarının gövde kanatlarından daha yükseğe konumlanması gerektiği ve yapılan tasarımların optimize edilerek daha yüksek verimliliğe ulaşıldığını bundan dolayı HAD analizleri ve optimizasyon yöntemlerinin önemli olduğunu elde etmiştir.

Xu ve arkadaşları (2017), gövde ve kanat birleştirmesinde kullanmak için CAD tabanlı bir optimizasyon programı geliştirmişlerdir. B eğrisi kullanarak modelleme yapmışlardır. Yaptıkları modellemeyi DLR F-6 gövde ve kanat birleşiminin tekrar optimizasyonu için kullanmışlardır ve olumlu sonuçlar elde etmişlerdir.

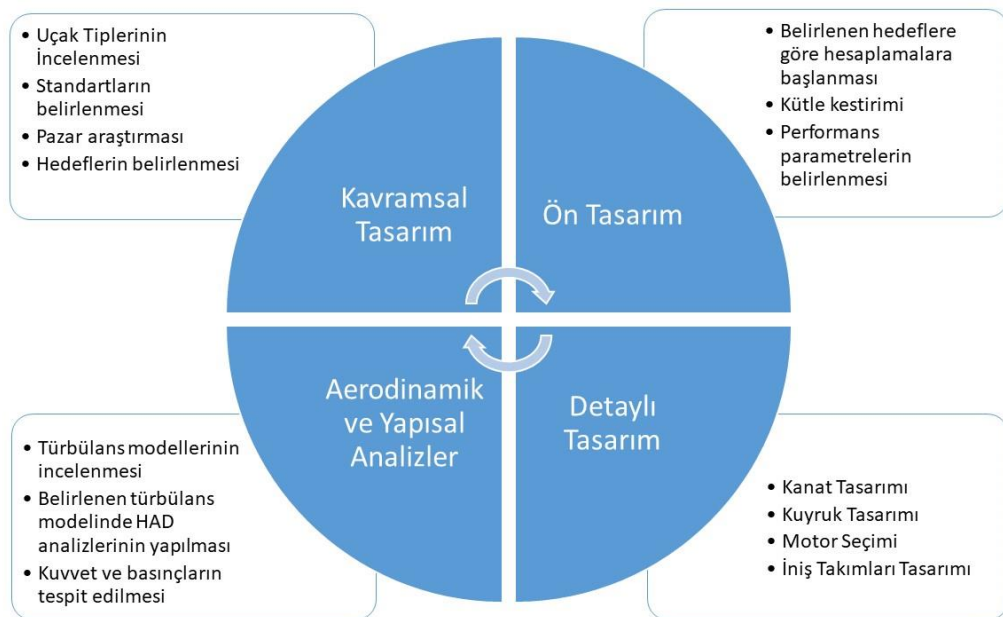
Panagiotou ve arkadaşları (2016), orta irtifada uçuş yapacak olan bir insansız hava aracının aerodinamik tasarımlarını yapmışlardır. Şekil 2.3'de belirtilen 4 farklı konsept tasarımı yapmışlar ve bunları karşılaştırarak en uygun modeli seçmişlerdir. Karşılaştırmaları hücum açısı - taşıma kuvveti katsayısı ve hücum açısı - taşıma sürüklenme oranına göre yapmışlardır. Yapılan HAD analizleri ve karşılaştırmalar sonucunda, en uygun konseptin 4 numara olduğuna karar vermişlerdir.



Şekil 2.8. Üzerinde çalışılan tasarım konseptler (Panagiotou, 2016)

3 MATERYAL VE YÖNTEM

Uçak tasarımı birçok farklı disiplinin bir arada olduğu bir süreçtir. Bu sürecin yönetiminde farklı disiplinler bir araya gelerek değerlendirmeler yapar ve optimum tasarımı yakalamaya çalışırlar. En iyi uçak tasarımı birçok yorum ve analizden geçmiş tasarımıdır. Bu tez kapsamında, bir uçağın tasarımı için kavramsal tasarım, ön tasarım, detaylı tasarım ve aerodinamik analizler aşamaları incelenecektir. Kavramsal tasarım aşamasında, Şekil 3.1’de görüldüğü gibi, problemin tanımı ve hedeflerin belirlenmesi, standartların incelenmesi, pazar araştırması ve olabilecek tasarımlar üzerine çalışmalar yapılacaktır. Ön tasarım aşamasında belirlenen hedefler ve standartlar doğrultusunda kütle tahminleri, aerodinamik katsayıların belirlenmesi, kanat profili seçimi, motor seçimi ve diğer hesaplamalar yapılarak 3 boyutlu model ortaya konulacaktır. Aerodinamik analizler adımı HAD analizleri yapılacaktır. Detaylı tasarım aşamasında HAD analiz sonuçları ve teorik hesaplamaların karşılaştırılması yapılarak tasarımda iyileştirmeler yapılacak ve tasarım tamamlanacaktır.



Şekil 3.1. Uçak Tasarımı Tasarım Döngüsü

3.1. Kavramsal Tasarım

Kavramsal tasarım, istenen uçak sisteminin işlevini, biçimini, maliyetini ve geliştirme programını oluşturma, taahhüt etme ve başka bir şekilde önceden belirleme potansiyeline sahip, erken ve üst düzey bir yaşam döngüsü etkinliğidir. Kavramsal

tasarım aşamasında problemin tanımı, bu problemle ilgili ihtiyaç bağlantıları incelenerek uygun bir başlangıç noktası belirlenecektir.

Bu aşamada, uçakların hangi sınıflara ayrıldığı da incelenecektir. Koltuk yerleşimi, kanat sayısı ve pozisyonu, iniş takımları, kuyruk tipleri gibi parametrelerin tanımı yapılacaktır. Tasarlayacağımız uçak Türkiye şartlarında kullanılacağı için SGHM'nin belirlediği çok hafif hava aracı standartları incelenecek ve tasarım kısıtları belirlenecektir. Ayrıca Avrupa ve Amerika standartları da incelenecektir. Daha sonra pazar araştırması yapılarak, tasarım hedefleri belirlenecektir. Belirlenen tasarım kısıtları ve hedefler parametrelerine göre ön tasarım adımı hesaplamalara başlanacaktır.

3.1.1. Hava Aracı Standartları

Havacılık sektöründe standartlar çok önemlidir. Uçağın kalkış ağırlığı, maksimum hızı, stol hızı, boyutları, yolcu sayısı gibi parametreler standartlar ile belirlenir. Bu standartlar sayesinde uçaklar kategorilere ayrılır. Tasarıma başlamadan önce standartların incelenmesi gereklidir, çünkü tasarımın sınırları standartlar sayesinde çizilebilir. Ayrıca standartlar kalitenin ve güvenliğin artırılmasında da önemli bir yere sahiptir. Havacılıkta tüm kurallar kanla yazılmıştır bundan dolayı standartlar ihtiyaçlardan doğmuştur ve uygulanmalıdır.

Sivil havacılık sektöründe ülkelerin kendilerine göre standartları olabilir. Avrupa Birliği Havacılık Güvenliği Kurumu (EASA) tarafından hazırlanan, EASA-LSA ve EASA-CS23 standartları çok hafif hava aracı standartlarıdır. Federal Havacılık İdaresi (FAA) tarafından hazırlanan CFR 91 standardı küçük uçakların standardıdır. Avustralya Sivil Havacılık Güvenlik Kurumu tarafından hazırlanan AC 21-42 standardı hafif spor uçaklar için hazırlanmıştır. Kanada Havacılık Kurumu (CAR) tarafından hazırlanan CAR 523 standardı çok hafif hava araçları için tasarlanmıştır. Amerika Test ve Malzeme Kurumu (ASTM) tarafından hazırlanan ASTM F2245-20 standardı hafif spor uçaklar için hazırlanmıştır. Ülkemizde de Sivil Havacılık Genel Müdürlüğü (SGHM) tarafından havacılık üzerine standartlar belirlenmektedir.

Tasarlanan uçağa uçuş izni verilmesi için bu standartları sağlaması ve hangi kurum tarafından standart alınıyorsa oranın yetkilileri tarafından onaylanması gerekmektedir. Sertifikası olmayan uçaklar uçuş izni alamaz ve yasal olarak uçuş yapamazlar. Bu çalışmada da standartlara göre tasarım yapılacaktır.

3.1.2. Pazar Araştırması

Kavramsal tasarımının en önemli adımlarından bir tanesi de pazar araştırmasıdır. Pazar araştırmasında tasarlanacak olan uçak sınıfında hangi rakipler var, uçakların teknik özellikleri neler gibi bilgilere ulaşılarak pazara girmenin yolları belirlenir. Müşteri talepleri ve istekleri değerlendirilerek bunlara uygun hedefler koyulmaya çalışılır. Ayrıca pazar araştırması sonucunda tasarım noktası belirlenir. Tasarım noktası uçağın özelliklerinin belirlendiği, pazara göre konumunu gösteren noktadır. W/S – W/P grafiğinde belirlenen nokta ile pazardaki uçakların bulunduğu nokta belirlenecek ve uçağın pazardaki konumu belirlenecektir.

3.1.3. Uçak Bileşenlerinin Seçimi

Uçaklarda kullanılan bileşenlerin birçok farklı çeşidi bulunmaktadır. Bu parametreler tasarıma ve standartlara uygun şekilde seçilmelidir. Çizelge 3.1.'de bileşenler ve hangi çeşitlerin olduğu gösterilmiştir.

Çizelge 3.1. Uçak bileşenleri ve seçenekler (Sadraey,2013)

No	Bileşen	Seçenekler
1	Geleneksellik	i) geleneksel tip ii) farklı tasarım
2	Güç Ünitesi	i) motor var ii) motor yok
3	Tahrik Sistemi	i) turbojet ii) turbofan iii) turboprop iv) pistonlu v) roket
4	Motor Sayısı	i) Tek motorlu ii) İki motorlu iii) Üç motorlu iv) Çok motorlu
5	Motor Tipi	i) Çekici ii) İtici
6	Motor Montajı	i) Sabit ii) Pervane tipi değişen
7	Motor Konumu	i) Kanadın altında ii) Kanadın içinde iii) Kanadın üstünde iv) Gövdenin üstünde v) Gövdenin yanında

Çizelge 3.1.'in devamı

No	Bileşen	Seçenekler
8	Kanat Sayısı	i) Tek kanatlı ii) İki kanatlı iii) Üç kanatlı
9	Kanat Tipi	i) Sabit kanat ii) Döner kanat (helikopter)
10	Kanat Geometrisi	i) Dikdörtgen ii) Konik iii) Açılı iv) Delta
11	Kanat Açısı	i) Sabit açılı ii) Değişken açılı
12	Kanat Ayar Açısı	i) Sabit ayarlı ii) Değiştirilebilir
13	Kanat Konumu	i) Üst ii) Alt iii) Orta iv) Kirişli
14	Kanat Montajı	i) Gövdeye montajlı ii) Destekli
15	Kuyruk veya Kanart	i) Yatay kuyruk (arkada) ii) Kanart (önde) iii) 3 yüzeyli
16	Yatay Kuyruk Tipi	i) Geleneksel ii) T tipi iii) H tipi iv) V tipi v) Diğer (üçlü ve benzeri)
17	Dikey Kuyruk	i) Dikey kuyruksuz ii) Tek dikey kuyruk iii) İki dikey kuyruk iv) Kanat uçlarında dikey kuyruk
18	İniş Takımları	i) Sabit iniş takımı ii) Katlanır iniş takımı
19	İniş Takımı Tipi	i) Burunda ii) Kuyrukta iii) Dört tekerli iv) Çoklu teker
20	Gövde	i) Tek kısa gövde ii) Tek uzun gövde iii) İkili gövde
21a	Koltuk (iki kişilik)	i) Yan yana koltuk ii) Arka arkaya koltuk
21b	Koltuk (çoklu)	3 ve fazlası

Çizelge 3.1.'in devamı

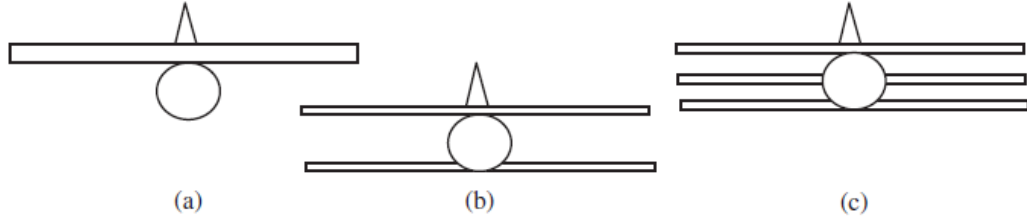
No	Bileşen	Seçenekler
22	Bagaj	Standartlara göre belirlenir
23	Kabin veya Kokpit	i) Kabin ii) Kokpit
24	Yatay Kuyruk Kontrol Yüzeyleri	i) Yatay kuyruk ve elevator ii) Tamamen hareketli yatay kuyruk
25	Dikey Kuyruk Kontrol Yüzeyleri	i) Dikey kuyruk ve dümen ii) Tamamen hareketli dikey kuyruk
26	Kanat Kontrol Yüzeyleri	i) Kanatçık ve flap ii) Tamamen flap
27	Kanat – Kuyruk Kontrol Yüzeyleri	i) Geleneksel (elevator, kanatçık ve dümen) ii) V şeklinde kuyruk iii) Kanatçık kontrollü iv) Ayrılmış dümen v) İtke bağlantılı
28	Kontrol Yüzeyleri Güç Sistemleri	i) Mekanik ii) Hidrolik iii) Pnömatik iv) Elektrikli
29	Uçağın Malzemesi	i) Tamamen metal ii) Tamamen kompozit iii) Metal – Kompozit karışık
30	İkincil Kontrol Yüzeyleri	i) Firar kenarı flapli ii) Hücum kenarı flapli iii) Hücum kenarı slatli

Aşağıda bazı parametrelerin seçiminde göz önüne alınan avantajlar ve dezavantajlar detaylandırılmıştır. Bu parametreler çok hafif hava araçları için önemli olduğundan dolayı seçilmiştir.

Kanat sayısı tasarıma başlamadan önce verilmesi gereken kararlardan biridir. Kanat sayısı belirlendikten sonra kanadın pozisyonu nerede olacak bunun kararı verilmesi gerekmektedir. Bu aşamada kanat sayısının ve pozisyonunun avantajları ve dezavantajları verilecektir.

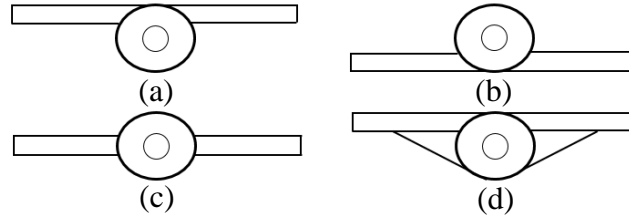
Şekil 3.2.'de görüldüğü gibi uçak kanadı sayıları bir, iki ve üç olmak üzere üçe ayrılır. Geçmiş yıllarda üretim kısıtlamaları ve kanat açıklığı sınırlamalarından dolayı üç kanatlı uçaklar imal edilmekteydi. Kanadın gövdeye bağlantısında yeterli teknoloji olmadığı için, uzun ve alanı geniş kanatlar imal edilemediğinden dolayı üç kanatlı

yapılar kullanılmaktaydı. Birden fazla kanat kullanılmasının tercih edilmesinin nedenlerinden biri de kontrol edilebilirliğin artırılmak istenmesidir. Daha yüksek yalpa ve yuvarlanma karakteristiğine sahip olmak istenen uçaklarda birden fazla kanat tercih edilmektedir. Günümüzde gelişen teknoloji ve malzeme seçeneklerinden dolayı tek kanat sayısı tercih edilmektedir. Tek kanadın dezavantajlarından birisi daha az kaldırma kuvveti elde etmesidir. (Sadraey,2013)



Şekil 3.2. Kanat sayılarına göre uçaklar. (a) bir kanatlı (b) iki kanatlı (c) üç kanatlı (Sadraey,2013)

Kanat pozisyonunu belirlemede birçok avantaj ve dezavantaj göz önünde bulundurulmalıdır. Kanat pozisyonları üst, alt, orta ve kirişli kanat olmak üzere dörde ayrılır. Kanat pozisyonlarının temsili görüntüleri Şekil 3.3’de gösterilmiştir.



Şekil 3.3. Kanat Pozisyonlarının Temsili Gösterimi (a) Üstten Kanat (b) Alttan Kanat (c) Orta Kanat (d) Kirişli Kanat

Üstten kanatlı uçakların birçok avantajı ve dezavantajı bulunmaktadır. Bu kanat pozisyonu seçmeden bunlar iyi değerlendirilmelidir.

Üstten kanat kullanımının avantajları;

- Kargo uçaklarına yük yüklenmesini ve indirilmesini kolaylaştırır. Yük taşınması yapılırken kanada çarpma riski azdır.
- Motorun kanat üzerinde olduğu tasarımlar için alttan kanatlara göre daha uygundur.
- Dikey kalkış sistemlerinde oluşan sıcaklıktan daha az etkilendiği için diğer kanat pozisyonlarına göre idealdir.

- Kanat montajında kullanılan destekler ile uçak daha hafif hale getirilebilir.
- Deniz uçaklarında iniş ve kalkış esnasında su sıçramalarından dolayı motorda veya kanatlarda problem olabilir. Yüksek kanatlarda bu risk diğer kanat pozisyonlarına göre daha azdır.
- Uçağın ağırlık merkezi kanadın aşağısında kalacağı için uçağın kontrolü daha kolay olacaktır.
- Uçağı yanal olarak daha kararlı hale getirir.
- Kanatlar üst kısımda olduğu için alt ve orta kanat pozisyonlarına göre daha fazla kaldırma kuvveti üretmektedir. Ayrıca bu sebepten dolayı daha düşük stol hızına sahiptir.
- Savaş pilotları uçağın altını daha net bir şekilde görebilecektir.
- Kanat altına takılan motorlarda insan kazaları daha az risklidir.

Üstten kanatlı uçakların dezavantajları;

- Uçağın uçuş doğrultusunda ön alanı artacağı için sürüklenme artar.
- Kalkış koşusu diğer kanat pozisyonlarına göre daha uzundur.
- Pilotun ufuk görüşünü kısıtlar.
- Daha yüksek kaldırma kuvvetinden dolayı indüklenmiş sürüklenme artacaktır.
- Kuyruk kanadının alanı alttan kanatlara göre daha fazladır.
- Diğer kanat yapılarına göre daha ağırdır.
- İniş takımlarının kanadın içine kapanması opsiyonu, iniş takımını daha da büyüteceği için kullanılamaz.
- Uçağın yanal kontrolü diğer kanat pozisyonlarına göre daha zordur.

Görüldüğü üzere üstten kanadın birçok avantajı ve dezavantajı vardır. Seçim yapmak için diğer kanat pozisyonlarının da avantaj ve dezavantajları incelenmelidir.

Alttan kanat pozisyonunun avantajları şu şekilde sıralanabilir;

- Yer etkisi nedeniyle alttan kanadın kalkış performansı diğer kanat pozisyonlarına göre daha iyidir.
- Pilotun ufuk görüşü daha iyidir.
- İniş takımları kanadın içine katlanabilir şekilde kullanılabilir.
- İniş takımları kanada montajlanacak ise daha kısa olacaktır ve bu yüzden dolayı daha hafif ve daha dayanıklı olacaktır.

- Uçağa binişlerde kanat kullanılabilir.
- Uçak yüksek kanat yapısına göre daha hafiftir.
- Uçuş doğrultusunda ön alanı daha azdır.
- Kanatlarda ayrıca bir destek noktası oluşturma ihtiyacı yoktur. Bu yüzden dolayı uçak daha hafif ve sürüklenme katsayısı daha düşük olacaktır.
- İndüklenmiş sürüklenme kuvveti daha azdır.
- Endüstriyel tasarım için daha uygundur. Görsel zevke daha çok hitap eder.
- Daha yüksek yanal kontrole sahiptir. Bundan dolayı akrobasi için uygun bir kanat yerleşimidir.
- Kuyruk daha etkili kullanılabilir.
- Yüksek kanat yapısına göre kuyruk daha hafiftir.
- Kanat, burun aşağı bir yunuslama momenti ürettiği için uzunlamasına daha dengeli hareket eder.

Altan kanadın dezavantajları;

- Üstten kanat pozisyonuna kıyasla daha az kaldırma kuvveti üretir.
- Daha az kaldırma kuvveti daha düşük kaldırma katsayısı demektir, bundan dolayı daha yüksek stol hızı vardır.
- Düşük kaldırma katsayısı ve yüksek stol hızından dolayı kalkış koşusu daha uzundur.
- Uçuş elverişliliği yüksek stol hızından dolayı daha düşüktür.
- Uçak yanal dinamik kontrolde daha az kararlıdır.
- İniş performansı daha düşüktür.

Altan kanat pozisyonunda daha az dezavantaja sahip olsa da tasarıma başlamadan önce kriterler iyi belirlenerek ona göre seçim yapılmalıdır.

Orta kanat pozisyonunda avantajlar ve dezavantajlar üstten ve alttan kanat pozisyonlarının ortasında yer alır. Orta kanadı diğerlerinden ayıran bazı özellikler şunlardır;

- Diğer kanat pozisyonlarına göre daha aerodinamik yapıya sahiptir.
- Kanat yapısını desteklemek için ekstra bir desteğe ihtiyaç yoktur.
- Uçağa binişlerde kanat kullanılabilir.
- Altan ve yüksek kanada göre daha az parazit sürüklenmeye sahiptir.

- Gövde ve kanat birleşiminde ek bileşen kullanılacağı için daha ağırdır.
- Altan ve üstten kanat pozisyonlarına göre maliyeti daha yüksektir.

Kirişli kanatlar, üstten kanat pozisyonundaki kanatlar ile aynı özelliklere sahiptir. Üstten kanat pozisyonunda olan uçaklara göre daha ağırdır. Kanat yükünün fazla olduğu uçaklarda kullanılır. Mecbur kalmadıkça çok tercih edilmez.

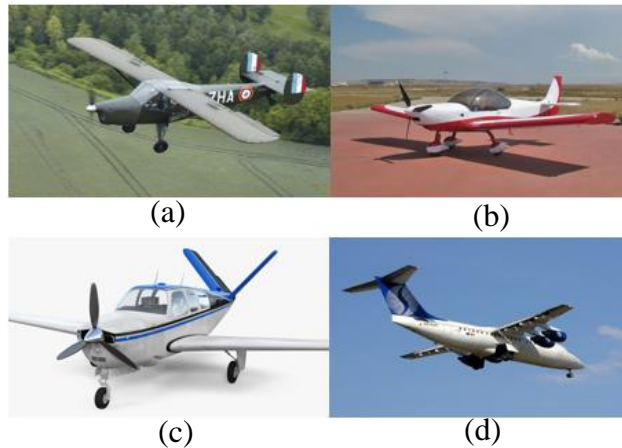
Kuyruk tipi, uçağın tasarım ve amacına göre değişkenlik gösterir. Kuyruk uçağın stabil bir şekilde hareket etmesini ve kontrolünü sağlar. Kuyruklar dikey kuyruk ve yatay kuyruk olmak üzere ikiye ayrılır. Yatay kuyruk uçağın dengede kalmasını sağlar. Dikey kuyruk ise uçağı yönlendirmek için kullanılır. Kuyruk tipleri T Kuyruk, V kuyruk, H kuyruk ve geleneksel kuyruk olmak üzere dörde ayrılmaktadır. Bu tipler kendi aralarında da çeşitlendirilebilir. Çizelge 3.2.'de kuyruk tipleri gösterilmiştir.

Çizelge 3.2. Kuyruk Tipleri

T Kuyruk	V Kuyruk	H Kuyruk	Diğer Kuyruk Tipleri
Haç Şeklinde Kuyruk	Ters V Kuyruk	Normal H Kuyruk	Üçlü Kuyruk
Normal T Kuyruk	Normal V Kuyruk	Kirişli H Kuyruk	İki Dikey Kuyruklu
Kirişli T Kuyruk	Kirişli Ters V Kuyruk		Y Kuyruk

Kuyruk tipleri isimlerini oluşturdukları şekilden almaktadır. Şekil 3.4'te kuyruk tipleri gösterilmektedir.

Her kuyruk tipinin avantaj ve dezavantajları bulunmaktadır. Bunlar değerlendirilerek kuyruk tipi seçimi yapılır. Geleneksel kuyruk tipi en yaygın olarak kullanılan kuyruk tiplerinden bir tanesidir. Yolcu, savaş, hafif hava aracı gibi birçok uçak tipine kolaylıkla uygulanabilir. Hızlı ve kolay bir tasarım için tercih edilebilir bir kuyruk tipidir. (Raymer,2018)



Şekil 3.4. Kuyruk Tipleri (a) H Tipi Kuyruk (b) Geleneksel Kuyruk (c) V Tipi Kuyruk (d) T Tipi Kuyruk

İniş takımları toplanabilir ve sabit olmak üzere ikiye ayrılır. Toplanabilir iniş takımları gövde içine ve kanat içine olmak üzere ikiye ayrılır. Sabit iniş takımları burunda, kuyrukta, kanatlarda olmak üzere üçe ayrılır. İniş takımlarının toplanabilir olması uçağa ekstra ağırlık ve maliyet getirmektedir. Aerodinamik parametrelerinin çok kritik olduğu tasarımlarda toplanabilir iniş takımları tercih edilir. Sabit iniş takımlarının kuyrukta bulunması kontrolü zorlaştırır ve güvenlik açısından daha tehlikelidir. Burun konumunda bulunan sabit iniş takımlarının kontrolü daha kolaydır. Kalkış ve inişlerde daha kolaylık sağlar. İniş takımlarının uçağın maksimum kalkış ağırlığının %90'ını taşıma dayanımına sahip olması istenir. (Sadraey,2013)

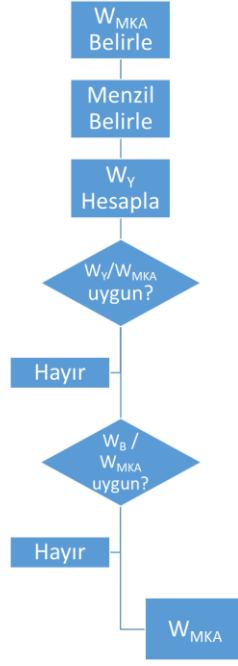
Suya ve karlı zemine inişlerde botlu ve kızaklı iniş takımları kullanılabilir. Bunlar mevcut sabit iniş takımlarına montajlanabilir ve bu şekilde kullanılabilir. Bu tarz takımların ekstra ağırlık yaratacağı unutulmamalıdır.

Motor, uçağın gövde, kanat ve kuyruk bölümüne montajlanabilir. Gövdenin burun ve arka kısmına olmak üzere montaj seçenekleri vardır. Kanadın altı, ortası ve üstü olmak üzere üç farklı montaj şekli vardır. Kuyruğun ucuna olmak üzere de kuyruğa montaj yapılabilir. Gövdeye montajlanan motorlar çekici görev yaparlar. Kanat ve kuyruklara montajlanan motorlar itici görevi yapmaktadırlar. Motor konumu belirlenirken aerodinamik şekle, uçağın dengesine, motorun ağırlığına, çekme ve itme durumlarına ve standartlara göre karar verilir. Standartlarda kullanılacak olan motor tipi belirlenmiştir. (Sadraey, 2013)

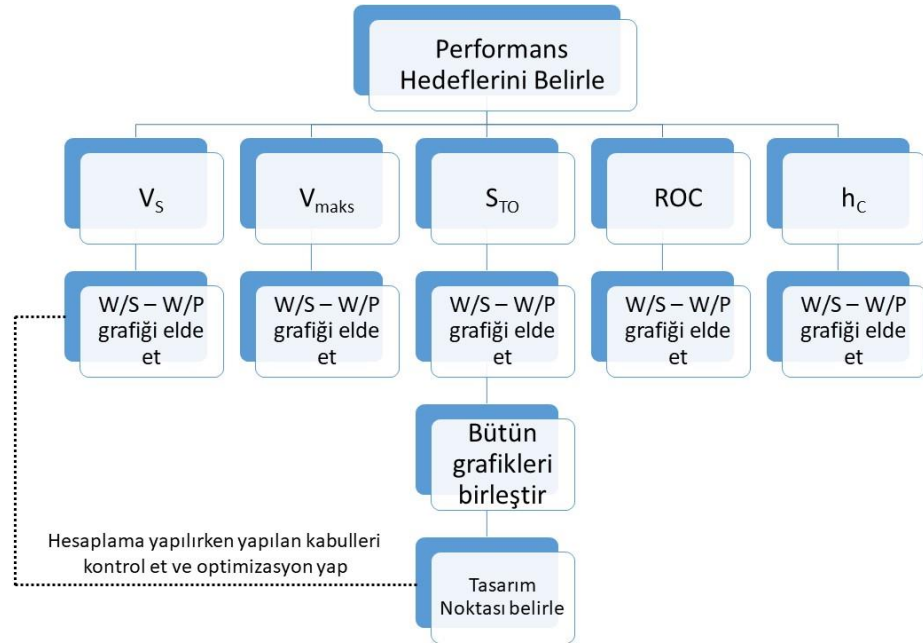
3.2. Ön Tasarım

Uçak tasarımında kütle, aerodinamik, hız parametreleri sürekli optimizasyonlara tabii tutularak en iyi değer elde edilmeye çalışılır. Hesaplamalara kütle hesaplamaları ile başlanarak ne kadar kaldırma kuvveti gerekli, ne kadar hız gerekli, kanat açıklığı ne kadar olmalı gibi sorular için öngörülebilir bulunur. Daha sonra aerodinamik katsayılar ile kanat profili seçimleri yapılır. Bu aşama da tamamlandıktan sonra performans parametrelerine geçiş yapılır.

Ön tasarım ve detaylı tasarım aşamasında Mohammed Sadraey'in yazdığı kitaplardan yararlanılmıştır. Ön tasarım aşaması şekil 3.5'de kütle hesaplamaları için ve şekil 3.6'da performans parametreleri için bölünerek gösterilmiştir. Aşamalar şekilde gösterildiği gibi takip edilecektir. Bu aşamalar bu üç kitabın birleştirilmesi sonucunda elde edilmiştir.



Şekil 3.5. Ağırlık Hesaplama Adımları



Şekil 3.6. Performans hesaplamaları adımları

3.2.1. Kütle Hesaplamaları

Kütle hesaplamalarına uçağın sınıfının bulunduğu standartlardaki maksimum kalkış ağırlığına bakılarak başlanır. Buradaki değer bulunduktan sonra diğer ağırlıklara geçilir. Mürettebat ağırlığı ve paralı yük ağırlığı gibi parametrelerde standartlara göre belirlenir. Bu durumda uçağın toplam ağırlığı 3.1. denklemi ile ifade edilir.

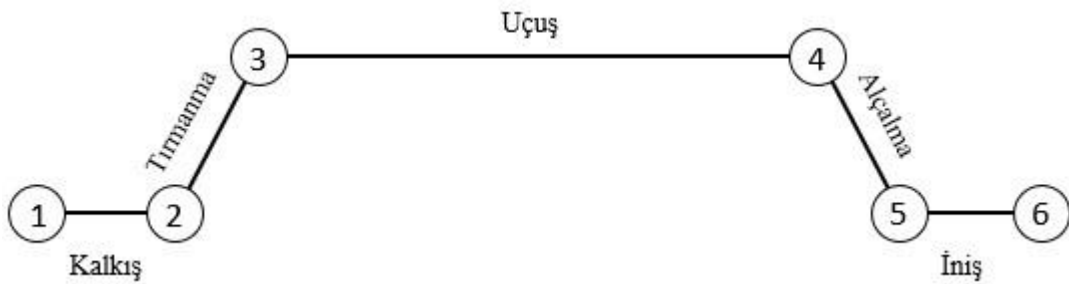
$$W_{MKA} = W_B + W_Y + W_M + W_{PYA} \quad (3.1)$$

1 numaralı denklemde W_{MKA} maksimum kalkış ağırlığını, W_B uçağın boş ağırlığını, W_M mürettebat ağırlığını, W_Y yakıt ağırlığını, W_{PYA} paralı yük ağırlığını temsil etmektedir. Görüldüğü üzere W_Y ve W_B ağırlıkları hariç diğerleri standartlardan elde edilebilir. W_Y ve W_B ağırlıkları maksimum kalkış ağırlığının parametresi olarak verilebilir ve bu sayede mevcut uçaklar ile karşılaştırma yapılabilir. Bunların oransal olarak ifade edilmesi uçağın tasarımında da etkili olacaktır. Bundan dolayı Denklem 3.1 düzenlenirse, aşağıda belirtilen Denklem 3.2 elde edilir.

$$W_{MKA} = W_{PYA} + W_M + \left(\frac{W_B}{W_{MKA}}\right)W_{MKA} + \left(\frac{W_Y}{W_{MKA}}\right)W_{MKA} \quad (3.2)$$

Uçağın yakıt ağırlığını belirlemek için bazı parametreleri bilmek veya kabuller yapmak gereklidir. Bu parametreler izlenecek uçuş görevi, uçağın aerodinamik özellikleri ve motora özgü yakıt tüketimidir (SFC). Görev profili genel havacılık kurallarına veya belirlenen amaca göre çizilebilir. Aerodinamik verimlilik ve SFC pazar araştırması, standartlar, motor özelliklerine göre belirlenebilir. Hesaplamalar yapılarak da optimum değer elde edilir.

Şekil 3.5’de bir görev profili örneği verilmiştir. Burada numaralar ile gösterilen bölgeler iki görev arasında göstermektedir. Örneğin 1 numara kalkış için gerekli koşunun başlangıcını, 2 numara kalkışa hazır olduğunu ve kalkışın başladığını göstermektedir. Burada her görev adımı için ayrı yakıt hesaplaması yapılması gerekmektedir.



Şekil 3.7. Uçağın Görev Profili

İniş görevi tamamlandıktan sonra uçağın belli bir ağırlığı olacaktır. Buradan anlaşıldığı üzere W_Y ağırlığı Denklem 3.3 ile ifade edilebilir;

$$W_Y = W_{MKA} - W_{İNİŞ} \quad (3.3)$$

Burada verilen $W_{İNİŞ}$ ağırlığı, uçağın tanımlanan görevi yaptıktan sonra kalan ağırlığıdır. Bu durumda uçağın görevi tamamladığında ağırlığının kalkış ağırlığına oranı Denklem 3.4 ile ifade edilir.

$$\frac{W_{İNİŞ}}{W_{MKA}} = \frac{W_{MKA} - W_Y}{W_{MKA}} \quad (3.4)$$

Bu durumda Şekil 3.5’de gibi gösterilen bir görev tanımı için yakıt ağırlığı kestirim oranı aşağıda verilen Denklem 3.5’e göre hesaplanır;

$$\frac{W_Y}{W_{MKA}} = 1 - \frac{W_6}{W_1} \quad (3.5)$$

Denklem 3.5’de belirtilen W_6/W_1 oranı Denklem 3.6’ya göre hesaplanır. Burada belirtilen indisler görev numarasını göstermektedir. Çizelge 3.3.’de bununla ilgili yapılan ortalama değerler gösterilmiştir. Bu değerlerin hesaplanması mümkündür. Bunun için uçağın hangi uçuş planlarını yapacağı, menzili ve uçuş süresi ile belirlenebilir. Maksimum ulaşılacak menzil, süre, maksimum aerodinamik verimlilik $((L/D)_{max})$ rakip uçakların karşılaştırılması ve standartlar ile optimum bir hedef belirlenebilir.

$$\frac{W_6}{W_1} = \frac{W_2}{W_1} \frac{W_3}{W_2} \frac{W_4}{W_3} \frac{W_5}{W_4} \frac{W_6}{W_5} \quad (3.6)$$

Çizelge 3.3. Ortalama Ağırlık Kesirleri (Sadraey,2013)

Görev No	Görev Tanımı	W_{i+1} / W_i
1	Taksi ve kalkış	0,98
2	Tırmanma	0,97
3	Uçuş	0,99
4	Yaklaşma ve İniş	0,997

Bu parametre de hesaplandıktan sonra uçağın boş ağırlığı belirlenmelidir. Uçağın boş ağırlığı, uçakta bulunan bütün sistemler, gövde, kanatlar, kuyruklar gibi tüm bileşenlerin ağırlığının toplamıdır. Uçağın boyutlandırılması için boş ağırlık önemli bir

parametredir. Boyutlandırma ve boş ağırlık birbiri ile uyuşana kadar optimizasyon çalışması yapılmalıdır. W_B/W_{MKA} ağırlık kestirimi, pazar araştırması ve standartlara göre belirlenecektir ve bu hedefe ulaşmak için gerekli optimizasyonlar yapılacaktır.

3.2.2. Performans Hesaplamaları

Bu aşamada uçağın boyutlarının belirlenmesi için performans parametreleri ele alınacaktır. Burada hesaplanan değerler aşamalı olarak devam etmektedir. Bu aşamalar birbirine bağlıdır ve optimizasyonlar ile en uygun değerler elde edilir. Bu aşamada uçağın kanat alanı (S) belirleme ve pervaneli motor kullanıldığı için uçağın gücünü (P) belirlemeye çalışılır. Bu parametreler için uçuş mekaniği teorilerine dayanarak hesaplamalar yapılacaktır. S ve P parametreleri ve uçağın boyutunu belirlemek için aşağıda belirtilen performans parametrelerinin kabulleri veya hesaplamaları yapılmalıdır. Bu parametreler;

- Menzil (R)
- Havada kalma süresi (E)
- Stol hızı (V_s)
- Maksimum hız (V_{max})
- Sürüklenme katsayısı tahmini ($C_{D,0}$)
- Kalkış mesafesi (S_{TO})
- Tırmanma oranı (ROC)
- Maksimum irtifa (h_c)

Uçak için kritik parametrelerden biri kanat yüküdür (W/S). Kanat yükü kanadın birim alanına gelen kütle miktarını temsil eder. Diğer kritik parametrelerden biri de güç yüklemesi ya da ağırlık-güç oranıdır (W/P). W/P oranı, uçağın motor gücüne göre ne kadar ağır olduğunu gösterir. S ve P parametrelerinin belirlenmesi için bu iki parametrenin belirlenmesi gerekmektedir. Bu parametreler de yukarıda belirtilen performans gereklilikleri hesaplanırken ayrı ayrı hesaplanır ve uygun bir tasarım noktası belirlenerek bütün performans parametreleri optimize edilir. Performans parametrelerinin hesaplamaları için adım adım ilerlenecektir.

Menzil (R), bir uçağın yakıt deposu tamamen doluyken yakıt eklemesi yapmadan uçabileceği maksimum mesafe olarak tanımlanır. Bu mesafe içerisinde belirlenen görev tanımlarının hepsi bulunmaktadır. Menzil hesaplamalarında Breguet menzil denklemleri kullanılabilir. Menzil hesaplamaları jet ve pervane tahrikli

uçaklarda farklılık göstermektedir. Pervaneli uçaklarda motor güç üretir, pervane döner ve itki oluşturur. Bundan dolayı pervane veriminin etkisi önemlidir. Pervaneli bir uçak için menzil minimum sürüklenmenin olduğu duruma göre ifade edilir. Bu durumda menzil hesabı için Denklem 3.7 kullanılır.

$$R_{maks} = \frac{\eta_P(L/D)_{maks}}{SFC} \ln\left(\frac{W_i}{W_{i+1}}\right) \quad (3.7)$$

Burada η_P değeri pervane verimliliği, $(L/D)_{maks}$ değeri maksimum aerodinamik verimlilik, SFC ise motora özgü yakıt tüketim değerini temsil etmektedir. η_P değeri seçilen pervaneye göre, $(L/D)_{maks}$ değeri ise standartlardan belirlenebilir. Ortalama $(L/D)_{maks}$ değerleri için çizelge 3.4'e bakılabilir. SFC değeri, yakıtın ne kadar verimli yakıldığı ve itmeye dönüştürüldüğünü gösteren değerdir. Bir motorun yakıt verimliliğini göstermek için kullanılır.

Çizelge 3.4. Bazı Uçaklar için $(L/D)_{maks}$ değerleri (Sadraey,2013)

Uçak Tipi	Ortalama $(L/D)_{maks}$
Deniz Uçağı	20-35
Jet Uçağı	12-20
Genel Havacılık	10-15
Ses Altı Askeri Uçak	8-11
Süpersonik Savaş Uçağı	5-8
Helikopter	2-4
Ev Yapımı Uçak	6-14
Ultraligt Uçak	8-15

Havada kalma süresi (E), bu kavrama aynı zamanda dayanıklılık denilmektedir. E bir uçağın, belirlenen görev koşullarında maksimum yakıtı kullanarak havada kaldığı süre olarak tanımlanır. Menzil hesaplamasından farklı olarak, uçağın ne kadar uzağa uçabileceği değil ne kadar süre uçabileceği düşünülmektedir. Menzil hesaplamasında olduğu gibi, burada da pervaneli uçakların dayanıklılık hesabı farklıdır. Dayanıklılık hesabı için Denklem 3.8 kullanılır;

$$E_{maks} = \frac{(L/D)_{E_{maks}} \eta_P}{CV_{E_{maks}}} \ln\left(\frac{W_i}{W_{i+1}}\right) \quad (3.8)$$

Denklem 3.8' de bulunan $(L/D)_{E_{maks}}$ değeri maksimum uçuş süresi için maksimum aerodinamik verimliliği ifade etmektedir. $V_{E_{maks}}$ değeri ise maksimum uçuş süresi için gerekli olan hızı göstermektedir. Maksimum dayanıklılık hızı olarak

tanımlanmaktadır. Pervaneli uçaklar için V_{Emaks} değeri minimum güç hızıyla uçarken gerçekleşir. Ön tasarım aşamasında minimum güç hızını bulmak zordur. Bundan dolayı yaklaşık bir değer olarak alınır ve bu da literatürde stol hızının %20-%40 arasında olmaktadır. Bu durum Denklem 3.9'da belirtilmiştir. Diğer parametreler menzih hesabı bölümünde tanımlanmıştır. Pervaneli uçaklarda E katsayısını maksimum yapmak için $(C_L^{3/2} / C_D)$ oranı maksimum olmalıdır. Bunun denklem ile gösterimi;

$$V_{Emaks} = V_{Pmin} \approx 1,2 V_S - 1,4 V_S \quad (3.9)$$

$$(L/D)_{Emaks} = 0,866 (L/D)_{maks} \quad (3.10)$$

Denklem 3.8' de bulunan $(L/D)_{Emax}$ yerine Denklem 3.9 yazılırsa E_{maks} değerinin hesaplanması için Denklem 3.11 kullanılacaktır;

$$E_{maks} = \frac{0,866 (L/D)_{maks} \eta_P}{C V_{Emaks}} \ln \left(\frac{W_i}{W_{i+1}} \right) \quad (3.11)$$

Stol hızı (V_s), bir uçağın uçabileceği minimum hız olarak tanımlanır. Uçuş esnasında bu hızın altına inilmesi istenmez. Çünkü bu hızın altından uçağın kaldırma kuvveti azalacaktır ve uçak titremeye başlayacaktır. Düşük stol hızı her zaman tercih edilen bir durumdur. Uçak kazalarının önlenmesi, iniş ve kalkış hızlarının daha kontrol edilebilir olması için stol hızı olabilecek en minimum değerde tutulması istenmektedir.

Uçaklar, her uçuş görevinde dengeli olmalıdır. Bundan dolayı uçağın ağırlığı her zaman taşıma kuvveti ile dengelenmelidir. Bu durumda taşıma kuvveti denklemi Denklem 3.12 ile ifade edilebilir;

$$L = W = \frac{1}{2} \rho V_S^2 S C_{Lmaks} \quad (3.12)$$

Denklem 3.12 de kullanılan ρ değeri o irtifada bulunan hava yoğunluğunu belirtmektedir. C_{Lmaks} değeri ise maksimum kaldırma kuvveti katsayısını belirtmektedir. Bu durumda Denklem 3.12' den W/S oranı elde edilmek istenirse;

$$\left(\frac{W}{S} \right)_{V_S} = \frac{1}{2} \rho V_S^2 C_{Lmaks} \quad (3.13)$$

Denklemleri elde edilir ve stol hızı için W/S değeri bulunmuş olur. Bu değer $W/S - W/P$ grafiğinin ilk değerini oluşturmaktadır. W/P değerinin bir etkisi olmayacağı için dikey bir çizgi şeklinde grafikte gösterimi olacaktır. Bu grafikte stol hızının solunda kalan bölge kabul edilebilir bölge, sağında kalan bölge ise kabul edilemez bölge olarak kabul edilmektedir.

Bu hesaplamaların yanı sıra stol hızı ve C_{Lmaks} değerleri için standartlara da bakılabilir. Standartlardan yaklaşık değerler atanır ve daha sonra yapılacak olan hesaplamalar ile seçilen değer kontrol edilir. Çizelge 3.5. uçak tiplerine göre bu değerlerin aralıklarını vermektedir.

Çizelge 3.5. Farklı uçak tiplerine göre ortalama V_s ve C_{Lmaks} (Sadraey,2013)

Uçak Tipleri	C_{Lmaks}	V_s (km/h)
Planör	2,5 – 3,5	18 - 28
Deniz uçağı	1,8 – 2,5	25 - 45
Mikro Hafif Uçak	1,8 – 2,4	35 - 55
Çok Hafif Uçak	1,6 – 2,2	55 – 85
Genel Havacılık Uçağı	1,6 – 2,2	75 - 113
Tarım Uçağı	1,5 – 2	83 – 113
Ev Yapımı Uçak	1,2 – 1,8	74 – 130
Business Jeti	1,6 – 2,6	130 - 222
Jet Uçağı	2,2 – 3,2	175 - 240
Süpersonik Uçak	1,8 – 3,2	185 - 222

Maksimum hız (V_{maks}), uçağın ulaşabileceği maksimum hızdır. Ağırlığa ve motor gücüne bağlı olarak değişkenlik gösterir. Bu parametre hem hesaplama hem de varsayım ile bulunabilir. Hesaplama ile bulunulursa $W/S - W/P$ grafiğinde gösterilir ve kabul edilebilir bölge gösterilir. Pervaneli uçaklar için maksimum hız hesaplama adımları aşağıda gösterilmiştir.

Uçaklarda dengenin sağlanması ve hareketin olması için itki gücü (T_{maks}), sürüklenme kuvvetine eşit veya yüksek olmalıdır. Bu durumda maksimum sürüklenme kuvvetinde (D_{maks}) maksimum hız meydana gelecektir. Aynı zamanda stol hızı hesaplarında bahsedildiği gibi dengenin sağlanması için $W = L$ eşitliği de sağlanmalıdır.

$$T_{maks} = D_{maks} \quad (3.14)$$

Bu durumda uçaklar için iki önemli aerodinamik parametre ortaya çıkmaktadır ve bunların formülleri Denklem 3.15 ve 3.16'da verilmiştir.

$$D = \frac{1}{2} \rho V_{maks}^2 S C_D \quad (3.15)$$

$$L = \frac{1}{2} \rho V_{maks}^2 S C_L \quad (3.16)$$

Bu durumda bizim için kritik parametrelerden biri de sürüklenme katsayısı (C_D) olmuştur. Sürüklenme katsayısı 0 kaldırma kuvvetinde sürüklenme katsayısı ($C_{D,0}$) ve indüklenmiş sürüklenme katsayısı ($C_{D,i}$) olmak üzere ikiye ayrılır. ($C_{D,0}$) uçağın tasarımından kaynaklı olan sürüklenmeyi, ($C_{D,i}$) ise kaldırma kuvvetinden dolayı oluşan sürüklenmeyi temsil etmektedir. Toplam sürüklenme katsayısı (C_D) bu ikisinin toplanması ile elde edilir.

$$C_D = C_{D,0} + C_{D,i} = C_{D,0} + K C_L^2 \quad (3.17)$$

Bu denklemde belirtilen K katsayısı indüklenmiş sürüklenme faktörüdür ve Denklem 3.18 ile hesaplanır;

$$K = \frac{1}{\pi e AR} \quad (3.18)$$

Denklem 3.18'de belirtilen e sayısı Oswald sabitidir. Bir uçağın kaldırma ve sürüklenme arasındaki ilişkiyi temsil eden faktördür. Yaklaşık olarak 0,7 ve 0,95 arasında kabul edilir. AR oranı ise kanat açıklık oranını temsil etmektedir. Kanat uzunluğu ve kanat veter uzunluğu arasındaki ilişkiyi temsil eder.

Motorların üretebileceği maksimum bir güç (P_{maks}) vardır. Pervaneli motorlarda üretilen maksimum güç tam olarak kullanılamaz çünkü pervane verimliliği önemli bir etkidir. Pervane verimliliği ve P_{maks} çarpılarak mevcut güç (P_{mevcut}) belirlenir. Uçağın belirli bir irtifada maksimum bir hızda uçması için ise gerekli bir güç ($P_{gerekli}$) vardır. Bu durumda P_{mevcut} , $P_{gerekli}$ güce eşit olmalıdır.

$$P_{mevcut} = P_{gerekli} = \eta_P P_{maks} = T V_{maks} \quad (3.19)$$

Bilindiği üzere deniz seviyesinde yükseldikçe havanın yoğunluğu azalır. Bu durumda motor gücü de azalacaktır. Belirtilen yükseklik (P_{irtifa}) ve deniz seviyesindeki (P_D) motor gücü arasındaki ilişki Denklem 3.20'de verilmiştir.

$$P_{irtifa} = P_{DS} \left(\frac{\rho}{\rho_{DS}} \right) = P_{DS} \sigma \quad (3.20)$$

Bu durumda Denklem 3.15 ve 3.20'de elde edilen parametreler 3.19'da yerine yazılırsa Denklem 3.21 elde edilir;

$$\eta_P P_{DS} \sigma = \frac{1}{2} \rho V_{maks}^2 S C_D V_{maks} = \frac{1}{2} \rho V_{maks}^3 S C_D \quad (3.21)$$

C_L ve C_D parametreleri Denklem 3.21'de yerine yazılırsa, Denklem 3.22 elde edilecektir;

$$\eta_P P_{DS} \sigma = \frac{1}{2} \rho V_{maks}^3 S C_{D,0} + \frac{2 K W^2}{\rho S V_{maks}} \quad (3.22)$$

Denklemin her iki tarafı da W ile bölünerek W/S ve W/P arasındaki ilişki elde edilebilir. Bu durumda;

$$\left(\frac{W}{P_{DS}} \right)_{V_{maks}} = \frac{\eta_P}{\frac{1}{2} \rho_0 V_{maks}^3 C_{D,0} \left(\frac{W}{S} \right) + \frac{2K}{\rho \sigma V_{maks}} \left(\frac{W}{S} \right)} \quad (3.23)$$

Denklemden de görüldüğü üzere W/P , maksimum hız açısından W/S değerinin doğrusal olmayan bir fonksiyonudur ve Denklem 3.24 gibi sadeleştirilebilir;

$$\left(\frac{W}{P} \right) = \frac{\eta_P}{\frac{a V_{maks}^3}{\left(\frac{W}{S} \right)} + \frac{b}{V_{maks}} \left(\frac{W}{S} \right)} \quad (3.24)$$

Denklem 3.23 kullanılarak $W/S - W/P$ grafiğinde kabul bölgeleri belirlenebilir ve V_{maks} değişkenli grafik oluşturulabilir.

$C_{D,0}$ katsayısının bu aşamada tam olarak belirlenmesi mümkün değildir. Bu aşamada mevcut ürünlere ve standartlara göre tahmin edilir. Bu tahminler hesaplamalar ile kontrol edilir. Yukarıda belirtilen denklemlerde $C_{D,0}$ parametresi kullanılmıştır. Bu denklemlerden bu parametre hesaplanmak istenilirse;

$$C_{D,0} = \frac{2 \frac{P_{SL,maks} \eta_P}{V_{maks}} - \frac{4 K W^2}{\rho \sigma V_{maks}^2}}{\rho \sigma V_{maks}^2} \quad (3.25)$$

$C_{D,0}$ parametresinin tahmin yöntemlerinden biri de rakip uçakların ortalamasını almaktır. Bu aşamada bu yöntem de yeterli olabilmektedir.

$$C_{D,0} = \frac{C_{D,1} + C_{D,2} + C_{D,3} + C_{D,4} + C_{D,5}}{5} \quad (3.26)$$

Denklem 3.26'da belirtilen $C_{D,1}$, $C_{D,2}$, $C_{D,3}$, $C_{D,4}$ ve $C_{D,5}$ katsayıları uçakların sürüklenme katsayılarını temsil etmektedir. Bu katsayıların sayısı artırılabilir ve o sayıya göre ortalama alınabilir.

Kalkış mesafesi (STO), uçağın kalkış öncesinde geçmesi gereken bir engel ile kalkış başlangıcının mesafesidir. Uçak hayali bir yüksekliği aşması gerekmektedir. Engelin yüksekliği standartlar tarafından belirlenmektedir. STO kritik parametrelerden bir tanesidir çünkü her havalimanı için kısıtlı koşu mesafeleri bulunmaktadır.

Kalkış esnasında hız sabit değildir. 0'dan başlayan hız kalkış açısı için gerekli olan hıza kadar artarak devam eder. Kalkış hızı stol hızından belli bir miktarda fazla olması gerekmektedir. Standartlarda şöyle belirtilmektedir;

$$V_{TO} = 1,1 V_S - 1,3 V_S \quad (3.27)$$

Kalkış esnasında pervane verimliliği maksimum değerinde olmaz. Bundan dolayı hesaplama yapılırken bu durum göz önüne alınmalıdır. Pervaneler sabit hatveli ve değişken hatveli pervaneler olmak üzere ikiye ayrılır. Bu iki çeşitte motor itkisinde değişiklik göstermektedir. Sabit hatveli pervaneler için motor itkisi hesaplaması denklem 3.28, değişken hatveli pervaneler için ise Denklem 3.29'a göre yapılır;

$$T_{TO} = \frac{0,5 P_{maks}}{V_{TO}} \quad (3.28)$$

$$T_{TO} = \frac{0,6 P_{maks}}{V_{TO}} \quad (3.29)$$

Elde edilen denklemlerde parametreler birbirleri yerine yazılarak Denklem 3.30 elde edilir. Bu denklem ile W/P 'nin değişimi, STO 'ya bağlı W/S 'nin bir fonksiyonu

olarak elde edilebilir ve grafik üzerinde gösterilebilir. Böylece kalkış mesafesi için kabul edilebilir bölge elde edilir.

$$\left(\frac{W}{P}\right)_{S_{TO}} = \frac{1 - \exp\left(0,6 \rho g C_{D,G} S_{TO} \frac{1}{W/S}\right)}{\mu - \left(\mu + \frac{C_{D,G}}{C_{L,R}}\right) \left[\exp\left(0,6 \rho g C_{D,G} S_{TO} \frac{1}{W/S}\right)\right]} \frac{\eta_P}{V_{TO}} \quad (3.30)$$

Denklem 3.30'da belirtilen $C_{D,G}$ katsayısı, kalkış koşusu esnasındaki sürüklenme katsayısını temsil etmektedir. μ katsayısı ise yer ile teker arasındaki sürtünme faktörünü temsil etmektedir. Bu katsayı literatürden seçilebilir. Literatürde bulunan değerler çizelge 3.6.'da verilmiştir. $C_{D,G}$ katsayısı pazar araştırmasında bulunan uçaklara göre seçilecektir. $C_{L,R}$ katsayısı uçağın kalkış esnasında yaptığı dönme çapındaki kaldırma katsayısını temsil etmektedir. $C_{L,R}$ katsayısı önce tahmin edilecek ve W/S oranı belirlendikten sonra kontrolü yapılacaktır.

Çizelge 3.6. Belirli yollara göre sürtünme faktörü

Yüzey	Sürtünme Faktörü
Kuru Beton / Asfalt	0,03 – 0,05
Islak Beton / Asfalt	0,05
Buzlu Beton / Asfalt	0,02
Yumuşak Zemin	0,1 – 0,3
Çimen	0,04 – 0,07

Kalkış için gerekli hız, ortalama itki gücü, W/S ve W/P parametreleri bulunduktan sonra kalkış için bir görev tanımı yapılır. Çok hafif hava araçları için bunlar sırası ile kalkış koşu, kalkış açısı verme ve standartlarda belirtilen yüksekliği aşma mesafeleridir. Bu görevlerin mesafelerinin toplamı toplam kalkış mesafesini vermektedir. Kalkış koşusu için gerekli mesafe Denklem 3.31'e göre hesaplanır;

$$S_K = \frac{1,44 (W/S)}{g \rho C_{Lmaks} (P_{TO}/W)} \quad (3.31)$$

Bu hesaplama yapıldıktan sonra uçağın kalkış açısı verme mesafesi hesaplanır. Bu mesafe kalkış koşusunun sonu ve ilk kalkış açısının verildiği ara mesafedir ve Denklem 3.32'e göre hesaplanır;

$$S_R = V_{TO} t_R \quad (3.32)$$

3.32 denkleminde bulunan t_r ifadesi çok hafif hava araçlarında bir derecelik bir açıyı dönmesi için gerekli süreyi ifade etmektedir. Standartlardan seçilebilir. Bu hesaplar tamamlandıktan sonra, standartlardan belirlenen kalkış için gerekli olan yüksekliğe ulaşmak için uçağın alması gereken mesafe hesaplanır. Bu mesafe için belli bazı parametrelerin hesaplanması gerekmektedir. Bu hesaplamalara öncelikle kalkış başlangıcında uçağın izleyeceği eğrilik yarıçapı (R) hesaplaması ile başlanır;

$$R = \frac{6,96 V_S^2}{g} \quad (3.33)$$

Bu hesaplama tamamlandıktan sonra, Denklem 3.34 ile kalkış için gerekli olan yer ile açı miktarı (θ_H) hesaplanır.

$$\theta_H = \cos^{-1} (1 - (H/R)) \quad (3.34)$$

Gerekli olan açı miktarı da hesaplandıktan sonra, standartlardan belirlenen yüksekliğe ulaşmak için gerekli olan mesafe S_H bulunur ve görev profilinde bulunan her bir görev için gerekli olan mesafe miktarı tamamlanır.

$$S_H = R \sin(\theta_H) \quad (3.35)$$

Bu durumda kalkış için gerekli olan toplam mesafe Denklem 3.36'ya göre hesaplanır.

$$S_{TO} = S_K + S_R + S_H \quad (3.36)$$

Tırmanma oranı, bir uçağın dikey eksenindeki hızının zamana göre değişimini ifade eden tanımdır. Uçağın yükselme ve alçalma durumlarına göre pozitif veya negatif olarak değişkenlik gösterebilir. Bu oran standartlarda belirtilmiştir. Performans gereklilikleri ve uçağın boyutlandırılması için bu oran incelenmelidir. Maksimum tırmanma oranı deniz seviyesine göre hesaplanmaktadır. Motorun gücü ve uçağın ağırlığı önemli bir etkidir.

$$ROC = \frac{P_{uygun} - P_{gerekli}}{W} = \frac{\eta_P P_{maks} - DV}{W} \quad (3.37)$$

Maksimum tırmanma oranı belirlemek için öncelikle maksimum tırmanma hızını ($V_{ROC,maks}$) belirlememiz gerekmektedir. Bunun için Denklem 3.38 kullanılmaktadır.

$$V_{ROC,maks} = \sqrt{\frac{2W}{\rho S \sqrt{\frac{3 C_{D,0}}{K}}}} \quad (3.38)$$

Denklem 3.37'de bulunan hız parametresi yerine Denklem 3.38'de hesaplanan maksimum tırmanma hızı koyulursa maksimum tırmanma oranı bulunmuş olacaktır.

$$ROC_{maks} = \frac{\eta_P P_{maks} - D}{W} \sqrt{\frac{2W}{\rho S \sqrt{\frac{3 C_{D,0}}{K}}}} \quad (3.39)$$

Denklem 3.15'de bulunan D parametresi ve diğer parametreler Denklem 3.39'da yerine koyularak denklem sadeleştirilir ve W/P'nin değişimi, ROC'ye bağlı W/S'nin bir fonksiyonu olarak elde edilir ve bu fonksiyonun grafiği çizdirilir. Bu grafik ile tasarım kısıtları ve kabul bölgesi elde edilir. Bu durum Denklem 3.40 ile belirtilmiştir ve ROC'nin optimizasyonu için bu denklem kullanılabilir.

$$\left(\frac{W}{P}\right)_{ROC} = \frac{1}{\frac{ROC}{\eta_P} + \sqrt{\frac{2}{\rho \sqrt{\frac{3 C_{D,0}}{K}}} \left(\frac{W}{S}\right) \left(\frac{1,155}{(L/D)_{maks} \eta_P}\right)}} \quad (3.40)$$

Tırmanma oranı belirlendikten sonra tırmanma açısı ve en iyi tırmanma açısı parametreleri belirlenir. Tırmanma açısı, tırmanma oranının, yatay eksendeki hıza oranı olarak tanımlanabilir. En iyi tırmanma açısı minimum yatay eksende maksimum dikey eksenin elde edildiği açıdır. Tırmanma açısını (θ) belirlemek için;

$$\theta = \tan^{-1}\left(\frac{ROC}{V}\right) \quad (3.41)$$

Bu durumda en iyi tırmanma açısı Denklem 3.42'ye göre hesaplanabilir;

$$\theta_{maks} = \frac{\sin^{-1}(ROC)}{V} \quad (3.42)$$

Maksimum irtifa (h_c), bir uçağın düz uçuş yapabileceği en yüksek irtifa olarak tanımlanır. Performans parametreleri için kritik bir gereksinim değildir. Görev profilinde yüksekliğin kritik olduğu durumlarda bu parametre incelenmelidir. Maksimum irtifa, tırmanma oranı ve o irtifada elde edilebilen motor gücüne göre değişkenlik göstermektedir. Tırmanma oranında elde edilen denklemde motor gücü parametresinin değişimi eklendiğinde, W/P'nin değişimi, h_c 'ye bağlı W/S'nin bir fonksiyonu olarak elde edilir. Bu durumda Denklem 3.41 kullanılabilir.

$$\left(\frac{W}{P_{DS}}\right)_c = \frac{\sigma_c}{\frac{ROC}{\eta_P} + \sqrt{\frac{2}{\rho_c \sqrt{\frac{3 C_{D,0}}{K}}}} \left(\frac{W}{S}\right) \left(\frac{1,155}{(L/D)_{maks} \eta_P}\right)} \quad (3.43)$$

3.3. Detaylı Tasarım

Detaylı tasarım aşamasında hedefler belirlenmiş, bu hedeflere uygun hesaplamalar yapılmıştır. Bu aşamada uçağın bileşenlerinin tasarımı veya seçimleri yapılacaktır. Bu aşamanın sonunda, ön tasarım aşamasında ilk 3 boyutlu tasarımı yapılan uçağın, detaylı 3 boyutlu tasarımı yapılacaktır. Bir sonraki aşamada yapılan analizler sonucunda tasarım tamamlanacaktır. Bu aşama, kanat tasarımı, kuyruk tasarımı, gövde tasarımı, motor seçimi ve iniş takımları tasarımı başlıklarını içermektedir.

3.3.1. Motor Seçimi

Motor seçiminin en kritik parametrelerinden biri olan W/P oranı ön tasarım aşamasında belirlenmiştir. Bu orana göre gerekli motor gücü belirlenir. Motorun tasarım içerisinde adımları aşağıda verilmiştir.

- 1- Motor için gereklilikler belirlenir.
- 2- Motor tipi seçilir.
- 3- Motor sayısı belirlenir.

- 4- W/P oranına göre motor katalogları incelenir.
- 5- Pervane seçimi veya tasarımı yapılır.
- 6- Motor montaj tasarımı yapılır.
- 7- Motor gereklilikleri ve seçilen motorun karşılaştırması yapılır.
- 8- Karşılaştırma sonucunda uygun değilse hesaplamalar tekrar yapılır.
- 9- Tasarım optimize edilir ve tamamlanır.

3.3.2. Kanat Tasarımı

Giriş bölümünde kanadın görevinin tanımı yapılmıştır. Kavramsal tasarım aşamasında standartlara ve pazar araştırmasına göre kanat sayısı ve kanat pozisyonu belirlenecektir. Ön tasarım aşamasında, kütle ve W/S – W/P grafiğini kullanarak tasarım noktası belirlenecektir. Bu tasarım noktası sayesinde motor gücü ve kanat alanları hesaplanacaktır. Sıfırdan kanat tasarımı yapmak oldukça zordur ve uzun süren test aşamaları gerekmektedir. Her firma veya tasarımcıda test imkanı bulunmamaktadır. Gelişen teknoloji ile kanat profili seçimi için programlar ve standart kanat profilinin verileri vardır. Kanat seçimi bu programlara göre veya standart kanat profillerine göre yapılabilmektedir. Kanat seçimine öncelikle Denklem 3.44 ve 3.45’de görüldüğü gibi süzülme uçuşunda C_L ve C_D parametreleri hesaplanmaktadır.

$$L = W = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L \quad (3.44)$$

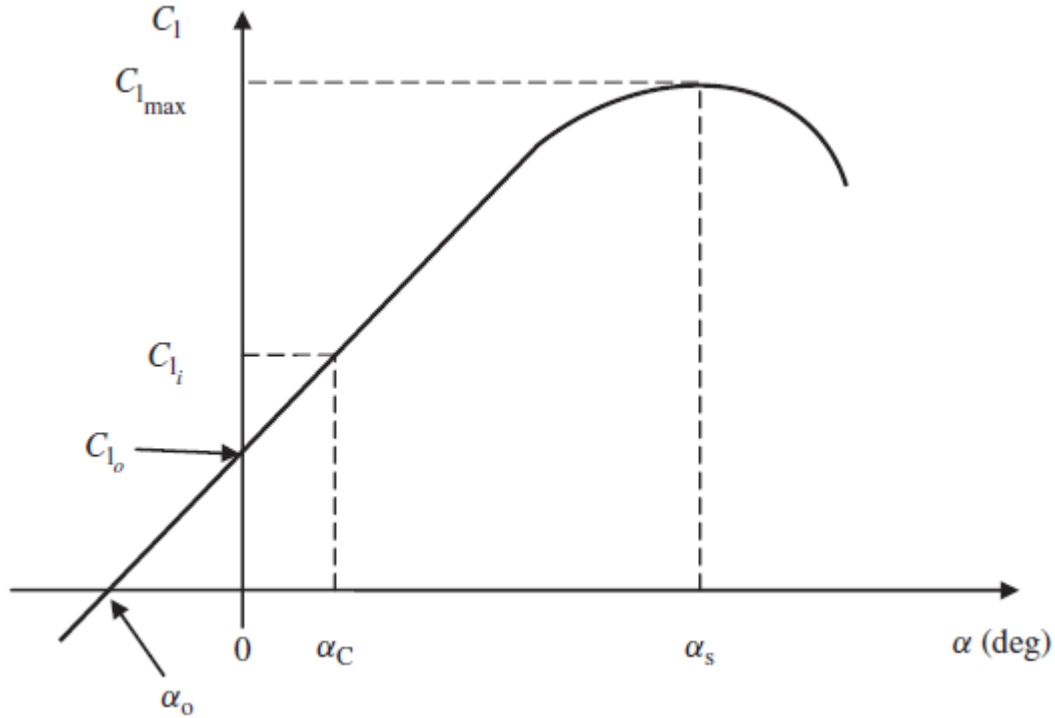
$$D = T = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_D = \frac{n \eta_P P_{maks}}{V_C} \quad (3.45)$$

Hesaplanan bu parametrelerden sonra kanat profili seçiminde dikkat edilmesi gereken durumlar şunlardır;

- 1- Hücüm açısı (α) – Kaldırma katsayısı (C_L) grafiği
- 2- Hücüm açısı (α) – Sürüklenme katsayısı (C_D) grafiği
- 3- Hücüm açısı (α) – Yunuslama momenti katsayısı (C_M) grafiği
- 4- Hücüm açısı (α) – Aerodinamik verimlilik katsayısı (L/D) grafiği

$\alpha - C_L$ grafiği, kanadın hangi hücüm açılarında ne kadar kaldırma sağladığı bilgisini vermektedir. Kanat profili seçimi yapmak için bu grafikte $C_{L,maks}$, $C_{L,0}$ ve $C_{L,i}$ katsayılarının meydana geldiği açılara bakılmaktadır. $C_{L,maks}$ katsayısı maksimum kaldırmanın olduğu açıdır. $C_{L,0}$ kaldırma kuvvetinin sıfır olduğu açıdaki katsayıyı temsil

etmektedir. $C_{L,i}$ katsayısı minimum C_D elde edilen açıyı temsil etmektedir. Bu üç katsayı hesaplanarak veya standartlara uygun bir şekilde seçilerek kanat profili seçimi yapılmaktadır. Şekil 3.8’de örnek bir $\alpha - C_L$ grafiği verilmiştir.



Şekil 3.8. Örnek hücum açısı – kaldırma katsayısı grafiği (Sadraey,2013)

Uçaklarda belli hücum açısından daha yükseğe çıkmak mümkün değildir. $\alpha - C_L$ grafiğinde, α yükseldikçe C_L katsayısında da yükselme meydana gelmektedir. Ama bu belli bir hücum açısına kadar devam etmektedir. Maksimum hücum açısından sonra ki açılar risk oluşturmaktadır ve kazalara neden olabilmektedir. Maksimum hücum açısı genellikle 12° ile 16° arasında olmaktadır. Ön tasarım aşamasından bilindiği üzere $C_{L,max}$ değeri en yüksek, stol hızında olmalıdır.

Uçaklarla ağırlıklı olarak süzülüş uçuşu yapmaktadır. Süzülüş esnasında konforu ve güvenliği sağlamak için sıfır taşıma katsayısında olması gereken açı önemlidir. Yüksek taşıma bileşenleri eklenmeden maksimum -2° , yüksek taşıma bileşenleri ile -12° değerleri elde edilebilmektedir.

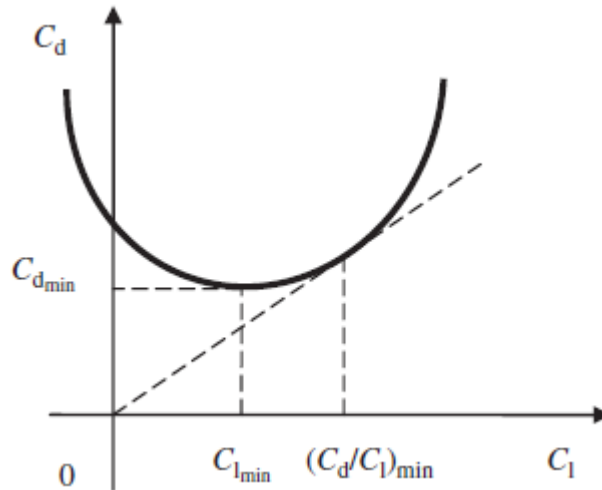
Bu parametreler belirlendikten sonra grafiğin eğimi hesaplanmalıdır. Bu eğime göre profiller kontrol edilecektir. Belirlenen parametrelere göre, Denklem 3.46’ya göre bir eğim hesabı yapılabilmektedir. Bu hesaba göre mevcut profillerin eğimlerine bakılabilir ve buna göre seçim yapılabilmektedir.

$$C_{L,\alpha} = \frac{dC_L}{d\alpha} = 1,8\pi \left(1 + 0,8 \frac{t_{maks}}{c} \right) \quad (3.46)$$

Denklem 3.46’da belirtilen t_{maks}/c oranı, maksimum kalınlık – veter uzunluğu oranı göstermektedir. Maksimum kalınlık kanadın kesiti alındığında (kanat profiline karşıdan bakıldığında) alt veter çizgisi ile üst veter çizgisi arasındaki mesafenin maksimum olduğu bölgedir.

Sürüklenme uçaklarda istenmeyen bir durumdur çünkü hem uçuş güvenliğini hem de yakıtı etkilemektedir. Sürüklenmenin yüksek olduğu tasarımlarda ağırlıklar ve yakıt miktarlarında artmalar meydana gelecektir. Bundan dolayı, süzülüş uçuşlarında minimum sürüklenme katsayısının olduğu açıdaki kaldırma katsayısı önemlidir.

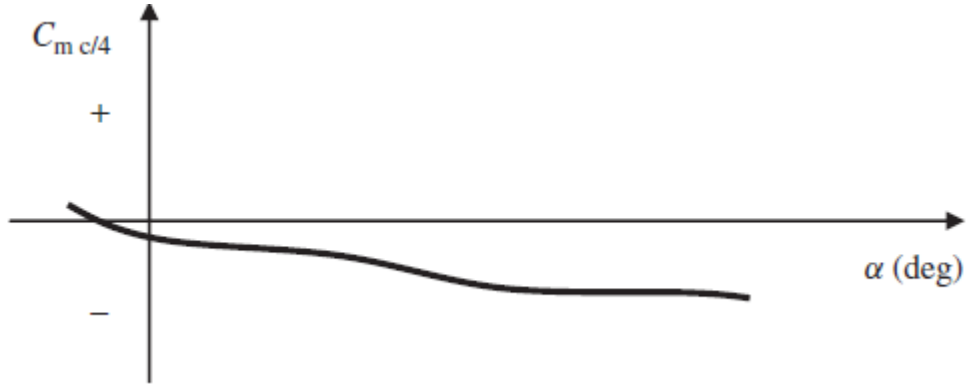
$C_L - C_D$ grafiği, kanadın hangi hücum açılarında ne kadar sürüklenme katsayısı oluşturduğunu gösteren grafikdir. C_D katsayısı üzerinde uçağın tasarımının önemli bir payı vardır. Uygun katsayı elde edilene kadar uçak tasarımında değişiklikler yapılmalıdır. Bu katsayının yakıt, uçuş maliyeti, güvenli uçuş gibi birçok parametrede etkisi bulunmaktadır. Ön tasarım aşamasında C_D hesaplamaları yapılmıştır. Bu hesaplamalara göre kanat profilleri kontrol edilebilir. Şekil 3.9.’da örnek bir $C_L - C_D$ grafiği verilmiştir. Grafik üzerinde minimum ve maksimum değerler gösterilmiştir.



Şekil 3.9. Örnek bir kaldırma katsayısı – sürüklenme katsayısı grafiği (Sadraey,2013)

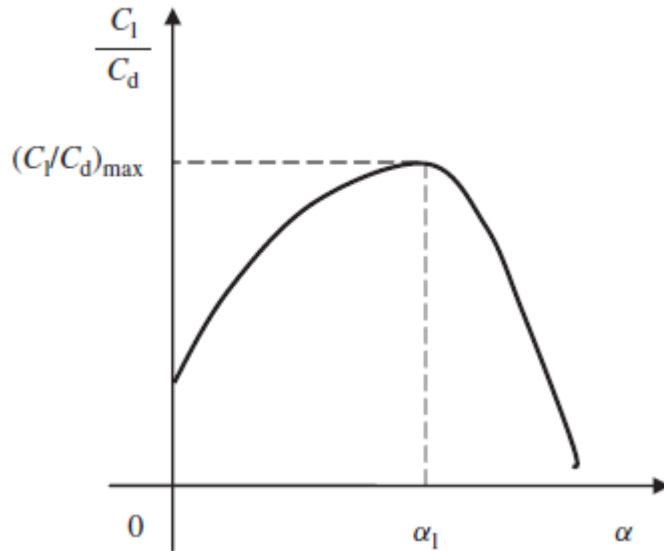
$\alpha - C_M$ grafiği, dengede olup olmadığının kontrolü bu grafik ile sağlanır. Bu grafiğin eğimi her zaman negatif olmalıdır. Negatif olduğunda uçak stabil hareket edebilir anlamına gelmektedir. Uçağın basınç ve aerodinamik merkezlerine göre

değişkenlik göstermektedir. Grafik çıkarılırken de bu iki merkeze göre grafikler çıkarılmaktadır. Hücüm açısının çalışma aralığı ve kanat boyutu belirlendikten sonra bu grafiğe bakılarak kanat profili seçimi yapılabilir. Şekil 3.10.'da örnek bir grafik gösterilmiştir. Bu grafikte eğimin negatif olmasına dikkat edilmelidir. Eğim negatif ise uçak stabil bir şekilde uçuyor demektir.



Şekil 3.10. Örnek hücüm açısı – yunuslama momenti katsayısı grafiği (Sadraey, 2013)

α - C_L / C_D grafiği, hücüm açılarında meydana gelen aerodinamik verimlilik katsayısını göstermektedir. Bu grafikte verimliliğin maksimum olduğu nokta bulunmaktadır. Bu nokta ile salınım uçuşu açısı belirlenir ve uygunluğu kontrol edilir. Şekil 3.11'de geleneksel olarak karşılaşılan grafik örneği verilmiştir.

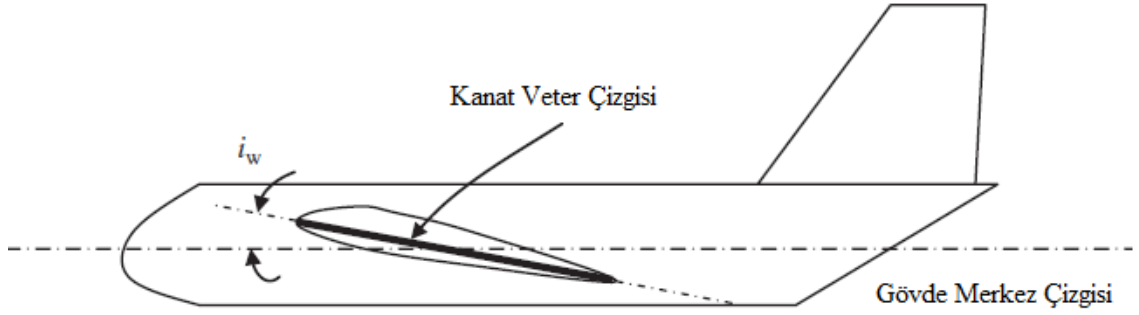


Şekil 3.11. Örnek hücüm açısı – aerodinamik verimlilik grafiği (Sadraey,2013)

Kanat profili seçimi tamamlandıktan sonra, kanadın gövdeye montajlanma açısı hesaplanmalıdır. **Montaj açısı (i_w)**, gövdenin merkez çizgisi ile kanadın veter çizgisinin

arasındaki açıdır. Şekil 3.6.'da açının konumu gösterilmiştir. Uçuş durumlarına göre değiştirilebilir ya da sabit bir durumda her uçuş koşulunda kullanılabilir. İki seçenek için de izlenecek yol farklıdır. Değiştirilebilir açı çok tercih edilmemektedir çünkü her uçuş koşulu için hesaplaması ve optimum değerinin hesaplanması zor olacaktır. Ayrıca pilot kontrollü olduğu için uzun uçuşlarda güvenlik problemi ortaya çıkaracaktır. Sabit açının belirlenmesinde 3 önemli durum vardır. Bunlara göre en uygun açı seçilir ve montaj gerçekleştirilir. Bu 3 durum;

- 1- Süzülüş uçuşunda kanat yeterince kaldırma kuvveti üretmelidir.
- 2- Süzülüş uçuşunda kanatlarda ve gövdede, minimum sürüklenme kuvveti olmalıdır.
- 3- İniş esnasında güvenli olmalıdır.



Şekil 3.12. Kanat montaj açısının gösterimi (Sadraey, 2013)

Kanat açıklık oranı (AR), uçaklarda kanat genişliğinin (b) veter çizgisine (C) oranı olarak tanımlanmaktadır. Kanadın boyutlandırılması için bu parametrenin bulunması gerekmektedir. Dikdörtgen ve konik şekle sahip kanatlarda AR, Denklem 3.47'ye göre hesaplanmaktadır.

$$AR = \frac{b^2}{S} \quad (3.47)$$

AR birçok aerodinamik katsayıyı etkilemektedir. Ondan dolayı optimum değeri iyi sağlanmalıdır. AR'nin artması sürüklenme katsayısını düşürmektedir ama yüksek oranda artması dayanım problemleri ortaya çıkarmaktadır. AR'nin artması ile süzülüş uçuluşlarında daha çok verim elde edilmektedir ve stol açısı da düşmektedir. Aynı zamanda AR'nin yükselmesi maksimum kaldırma katsayısını etkilemektedir. AR'nin yükselmesi ile maksimum kaldırma katsayısı da artmaktadır. Görüldüğü üzere birçok

parametre etkilendiği için AR standartlara en uygun şekilde veya hesaplamalara en uygun şekilde seçilmelidir.

Kanat sivrilme oranı (λ), kanadın uç veter noktasının uzunluğunun (C_t), kök veter noktasının uzunluğuna (C_r) oranıdır. Genellikle 0 ile 1 arasında bir değerdir ama kanat geometrisine göre 0 veya 1 değeri de olabilir. Kanat sivrilme oranı aşağıdaki 5 parametreyi etkilemektedir. Uçağın durumuna göre ve bu parametrelere göre optimum değerinde olmalıdır.

- 1- Kanatlardaki kaldırma dağılımını etkiler. Kanat uçlarında kaldırma kuvveti daha az olmaktadır. Buralarda küçülmeler yapılarak daha stabil yük dağılımı sağlar.
- 2- λ üretim maliyetlerini artırmaktadır çünkü kanat içlerine kullanılan kirişlerin, farklı boyutlarda üretilmesine neden olmaktadır.
- 3- Kanadın ağırlığında azalma meydana gelmektedir. Kanadın boyutları ve içinde kullanılan iskelet yapıların küçülmesinden dolayı kanat ağırlığı azalmaktadır.
- 4- Yanal kontrolün daha iyi olmasını sağlar.
- 5- Yanal stabiliteyi etkiler.

Kanat kaldırma dağılımı, kanadın birim boyu başına düşen C_L katsayısını temsil etmektedir. Kanadın uç ve kök noktalarında kaldırma kuvveti sıfırdır. Yük dağılımı bu iki nokta arasında gerçekleştirilmektedir. Kanatlarda kaldırma dağılımı olabildiğince eşit olmalıdır ama çok mümkün olan bir durum değildir. Kaldırma dağılımı, uçağın stabil bir şekilde uçmasını etkileyen önemli faktörlerden biridir. Ağırlık merkezi, gövde merkezi ve kanadın basınç merkezine göre uygun ağırlık dağılımı yapılmalıdır.

Kanat için diğer parametreler, ok açısı (Λ), bükülme açısı (α_t), dihedral açısı ve yüksek kaldırma kuvveti elemanlarıdır. Bunlar standartlara ve üretim kabiliyetlerine göre seçilecektir. Bu durumların seçimlerinde pazar araştırması ve örnek uçaklar önemli rol oynamaktadır.

3.3.3. Kuyruk Tasarımı

Kuyruk tasarımının, kanat tasarımından bazı farklılıkları vardır. Bu farklılıklar görev farklılığından kaynaklı olmaktadır. Kanadın ana görevi en yüksek kaldırmayı sağlamaya çalışırken, kuyruk kaldırmaya az bir şekilde katkı yapmaktadır. Kuyruğun önemli görevleri, hem yatay ekseninde hem de dikey ekseninde, stabiliteyi sağlamak, uçağı

kontrol etmek ve uçağın uçuşunu ayarlamaktır. Kuyruk tasarımı yaparken bu önemli parametreler göz önüne alınmalıdır.

Uçaklarda yatay ve dikey kuyruk olmak üzere iki çeşit kuyruk vardır. Bu iki kuyruk tipinin tasarımı ayrı ayrı ele alınacaktır. Yatay kuyruk tasarımı aşamaları aşağıdaki gibi gerçekleşmektedir.

- 1- Tasarıma uygun kuyruk tipi belirlenir. (Çizelge 3.2.)
- 2- Kuyruğun konumu belirlenir.
- 3- Boylamsal stabilite ve boylamsal kontrolün kalitesini gösteren kuyruğun hacimsel katsayısı (V_H), standartlara uygun şekilde seçilir.
- 4- Denklem 3.48'e göre kuyruğun oluşturacağı optimum moment noktası belirlenir.

$$l_{opt} = K_C \sqrt{\frac{4 C S V_H}{\pi D_f}} \quad (3.48)$$

Bu denklemde, D_f maksimum gövde çapıdır. K_C düzeltme faktörüdür ve 1 ve 1.4 arasında değer almaktadır. Tek motorlu sivil havacılık uçaklarında genellikle 1.1 değeri alınmaktadır.

- 5- Yatay kuyruğun alanı (S_H), Denklem 3.49'a göre belirlenir.

$$S_H = \frac{V_H C S}{l_{opt}} \quad (3.49)$$

- 6- Kanat-gövdenin yunuslama momenti katsayısı ($C_{M,wf}$) hesaplanır.

$$C_{M,wf} = C_{M,w} \frac{AR \cos^2(\Lambda)}{AR + 2 \cos(\Lambda)} + 0,01 \alpha_t \quad (3.50)$$

- 7- Denklem 3.51'e göre süzülüş uçuşu kaldırma katsayısı hesaplanır. ($C_{L,c}$)

$$C_{L,c} = \frac{2 W_{ort}}{\rho V_C^2 S} \quad (3.51)$$

Bu denklemde bulunan ortalama ağırlık kalkış ve iniş ağırlığının toplamının yarısını temsil etmektedir.

8- Kuyruğun kaldırma katsayısı ($C_{L,h}$) hesaplanır.

$$C_{M,wf} + C_L (h - h_0) - \eta_h V_H C_{L,h} = 0 \quad (3.52)$$

Bu denklemde h , ağırlık merkezinin çizgisinin yüksekliğini, h_0 ise kuyruğun konumunu göstermektedir. η_h kuyruğun verimliliğini göstermektedir ve kanadın dinamik basıncının (q_h), uçağın dinamik basıncına oranıdır. Uçağın hızının, kuyruk bölgesindeki etkin hava hızına oranının karesi (V / V_h)² ile hesaplanır.

9- Kuyruk kanat profili seçilir.

10- Kuyruk ok açısı ve diedral açısı standartlara göre seçilir.

11- Kuyruk açıklık oranı ve sivrilme oranı standartlara göre seçilir.

12- Kuyruk hücum açısı – kaldırma katsayısı grafiği incelenir ve kaldırma eğrisi belirlenir ($C_{L,\alpha,h}$).

13- Süzülüş uçuşunda kuyruğun hücum açısı hesaplanır.

$$\alpha_h = \frac{C_{L,h}}{C_{L,\alpha,h}} \quad (3.53)$$

14- Kanatlardan gelen hava akışının kuyruk üzerindeki bastırma etkisi (ε) hesaplanır.

$$\varepsilon = \varepsilon_0 + \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} \alpha_w \quad (3.54)$$

Bu denklemde ε_0 , sıfır hücum açısındaki bastırma etkisini temsil etmektedir. α_w ise kanadın hücum açısını temsil etmektedir. $\partial \varepsilon / \partial \alpha$ ise bastırma etkisi eğrisinin eğimini vermektedir. Bu parametreler Denklem 3.55 ve 3.56'ya göre hesaplanmaktadır.

$$\varepsilon_0 = \frac{2 C_{L,w}}{\pi AR} \quad (3.55)$$

$$\frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} = \frac{2 C_{L,\alpha,w}}{\pi AR} \quad (3.56)$$

15- Kuyruk montaj açısı (i_h) hesaplanır.

$$i_h = \alpha_h - \alpha_f + \varepsilon \quad (3.57)$$

16- Kuyruk genişliği (b_h), kuyruk uç ve kök veter uzunluğu ($C_{h,u}$ ve $C_{h,k}$) ve ortalama veter uzunluğu (C_h) parametreleri hesaplanır.

$$AR_h = \frac{b_h}{c_h} \quad (3.58)$$

$$\lambda_h = \frac{C_{h,u}}{C_{h,k}} \quad (3.59)$$

$$C_h = \frac{2}{3} C_{h,k} \left(\frac{1 + \lambda_h + \lambda_h^2}{1 + \lambda_h} \right) \quad (3.60)$$

17- Kaldırma katsayıları seçilen profile göre kontrol edilir ve montaj açısı uygulanır.

18- Kuyruğun stol durumu kontrol edilir.

19- Stabilite kontrolleri yapılır ve uygunsa tasarım tamamlanır, uygun değilse tekrar tasarım yapılır.

20- Kuyruk tasarımı optimize edilir ve tasarım tamamlanır.

Dikey kuyruk tasarım aşamaları aşağıdaki gibidir;

- 1- Tasarıma uygun dikey kuyruk tipi belirlenir. (Çizelge 3.2.)
- 2- Dikey kuyruk hacimsel katsayısı (V_v) standartlara uygun seçilir.
- 3- Optimum momentum uzunluğu yatay kuyruk ile aynı olduğu varsayılır.
- 4- Kuyruk alanı (S_v) hesaplanır.

$$S_v = \frac{b S V_v}{l_{opt}} \quad (3.61)$$

5- Dikey kuyruk kanat profili seçilir.

6- Kuyruk açıklık oranı (AR_v) seçilir.

7- Sivrilik oranı (λ_v) seçilir.

8- Kuyruk montaj açısı tanımlanır.

9- Ok açısı tanımlanır.

10- Dihedral açısı tanımlanır.

- 11- Dikey kuyruk boyutları belirlenir.
- 12- Yön kararlılığı ve stabilite kontrolleri yapılır.
- 13- Uygunluklar kontrol edilir ve uygunsuz tasarım tamamlanır.
- 14- Tasarım optimize edilir ve tasarım tamamlanır.

3.3.4. Gövde Tasarımı

Uçaklarda gövde sınıfına göre değişkenlik göstermektedir. Gövde, aerodinamik olarak verimli olmalıdır. Ayrıca içinde taşıyacağı bileşenler optimum şekilde yerleştirmelidir. Gövde tasarım aşamaları aşağıda adım adım verilmiştir.

- 1- Gövde için gereklilikler belirlenir.
- 2- Mürettebat ve yolcu sayısı belirlenir.
- 3- Uçağa binecek olan insan boyutu belirlenir.
- 4- Gövde görünüşleri seçilir. (Yandan, önden ve üstten)
- 5- Kokpit için gereklilikler belirlenir.
- 6- Kokpit tasarlanır.
- 7- Gövde uzunluğu ve gövde çapı oranı hesaplanır. Aerodinamik verimlilik için bu parametre gereklidir.
- 8- İçinde bulunacak bileşenler için gerekli hacimler hesaplanır.
- 9- Maksimum gövde çapı hesaplanır.
- 10- Burun kısmı tasarlanır.
- 11- Arka kısmı tasarlanır.
- 12- Burun ve arka kısımların daralma açıları hesaplanır.
- 13- Optimum gövde uzunluğu belirlenir.
- 14- Dış geometri belirlenir. Bu aşama dikkatle yapılmalıdır çünkü sürüklenme katsayılarını etkiler.
- 15- Gövde tasarımının gereklilikleri karşılayıp karşılamadığı kontrol edilir.
- 16- Eğer karşılamıyorsa tasarım yeniden düzenlenir.
- 17- Tasarım optimize edilir ve tamamlanır.

3.3.5. İniş Takımları Tasarımı

İniş takımları yerde kalma, koşu yapma ve iniş görevlerini yerine getirmek için kullanılmaktadır. İniş takımları sürüklenme katsayısını ve uçağın yapısal durumunu etkilememektedir. İniş takımlarının tasarım aşamaları aşağıda verilmiştir;

- 1- İniş takımı gereklilikleri belirlenir.

- 2- İniş takımı tipi seçilir.
- 3- Katlanabilir, yarı katlanabilir veya sabit iniş takımı kullanılacağını karar verilir.
- 4- Uçağın maksimum ve minimum ağırlık merkezi noktası belirlenir.
- 5- İniş takımının yerden yüksekliği hesaplanır.
- 6- İniş takımının maksimum ağırlık merkezinden olan uzaklığı hesaplanır.
- 7- İniş takımının minimum ağırlık merkezinden olan uzaklığı hesaplanır.
- 8- Uygun tekerler seçilir.
- 9- Uçağın stabilitesi kontrol edilir.
- 10- İniş takımının dayanım hesaplamaları yapılır.
- 11- Tasarım ve gereklilikler karşılaştırılır.
- 12- Tasarım optimize edilir ve tamamlanır.

3.4. Aerodinamik Analizler

Bu aşamada, tasarımı tamamlanan uçağın HAD analizleri yapılır. Tasarlanan uçağın üretime girmeden önce kontrolleri bu analizler ile yapılabilmektedir. Bu analizler sonucunda kaldırma, sürüklenme ve yunuslama momenti katsayısı elde edilir. Yapılan hesaplamalar, seçilen parametrelerin analizler ile karşılaştırılması yapılır. Uçağın aerodinamik olarak uygun olması kritiktir. Aerodinamik kalitesi bu analizler sonucunda ortaya çıkacaktır.

Bu analizler ANSYS 2020 R2 programı kullanılarak yapılacaktır. Bu programın kullanılmasının nedeni çözümlenme ve türbülans modelleri çeşitlerinin fazla olmasıdır. 3.4.1. kısmında HAD analizlerinin kullanım amacı ve izlenecek yol açıklanacaktır. 3.4.2. kısmında ANSYS programı, sınır şartları ve türbülans modelleri hakkında bilgi verilecektir.

3.4.1. HAD Analizleri

Bu tez kapsamında HAD analizleri ANSYS 2020 R2 programında yapılacaktır. Ön tasarım aşamasında oluşturulan 3 boyutlu model bu programa aktarılacaktır ve analizlere başlanacaktır. Uçağın HAD analizlerinde kritik parametrelerden biri türbülans modelinin seçilmesidir. Türbülans modeli, fiziksel problemin tanımlandığı durum olarak tanımlanabilir. Sonuçların doğru bir şekilde elde edilebilmesi için türbülans modeli doğru seçilmelidir.

Türbülans modelleri, akış içerisinde bulunan hareketleri modeller. Büyük ve küçük girdap hareketlerini modelleyerek, girdapların birbirlerine aktardığı enerjiyi, bu hareketin sonucunda oluşacak durumları inceler. Birçok farklı türbülans modeli bulunmaktadır. 3.4.2. aşamasında türbülans modelleri detaylandırılacaktır.

Türbülans modeli belirlendikten sonra, kavramsal tasarım aşamasında belirlenen hedef hızlar, ön tasarım aşamasında belirlenen performans parametreleri ve detaylı tasarım aşamasında belirlenen açılara göre analizler gerçekleştirilecektir. Bu analizlerin sonucunda uçağın stol durumundaki tepkileri, akış ayrılma bölgeleri tespit edilecektir. HAD analizlerinin sonucunda elde edilen kuvvet ve basınçlar daha sonra yapısal analizlerde kullanılabilir.

3.4.2. Türbülans Modelleri

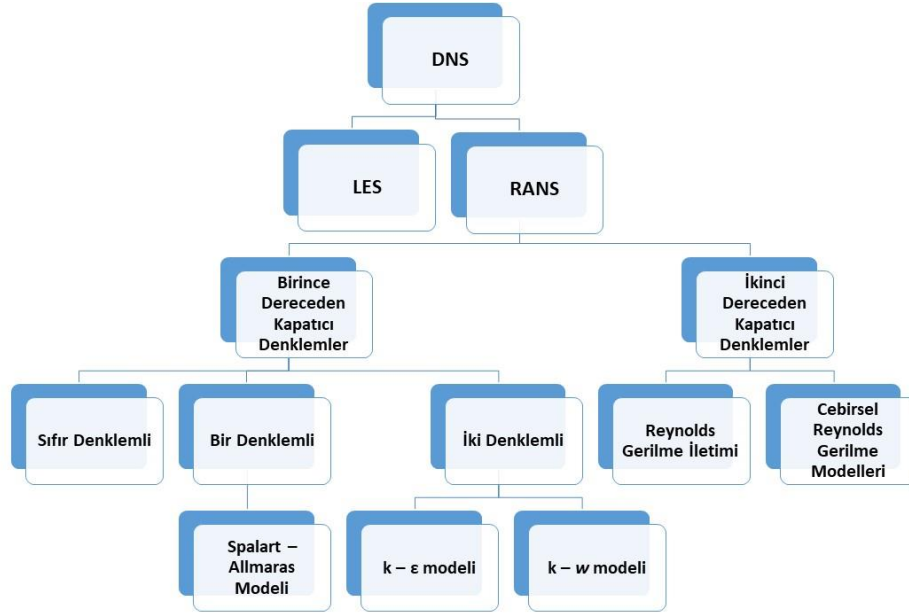
Reynolds sayısı (Re), bir akışkanın farklı akış hızlarında, atalet kuvvetlerinin viskoz kuvvetlerine oranı olarak tanımlanır. Denklem 3.62'de nasıl hesaplandığı gösterilmiştir. Reynolds sayısı bir akışın türbülanslı mı yoksa laminar mi olduğuna karar vermemizi sağlamaktadır. Kritik Reynolds sayısının altında gerçekleşen, akışın düzgün olduğu ve bitişik akış katmanlarının düzenli bir şekilde kaydığı akışlara laminar akış denilmektedir. Kritik Reynolds sayısının üstünde gerçekleşen ve karmaşık akış yapısı meydana getiren akışlara ise türbülanslı akış denilmektedir. Bu karmaşık yapıların çözülmesi için farklı yöntemler uygulanmaktadır. Bu yöntemler türbülans modellerini oluşturmuştur.

$$Re = \frac{\rho V L}{\mu} \quad (3.62)$$

Bu denklemde p havanın yoğunluğunu, V akış hızının, L akışın gerçekleştiği karakteristik uzunluğu, μ ise havanın dinamik viskozitesini temsil etmektedir. p ve μ katsayıları hesaplamanın yapılacağı yükseklik ve sıcaklığa bağlı olarak değişmektedir. Bunlar belirlendikten sonra ve hesaplama tamamlandıktan sonra akışın laminar mi türbülanslı mı olduğuna karar verilir.

Türbülans esnasında, akıştan elde edilen enerji en büyük girdap hareketinden en küçük girdap hareketine aktarılır. En küçük girdap hareketleri ise bu enerjiyi ısı enerjisine dönüştürür. Türbülans modelleri, bu hareketlerin incelenmesi ve modellenmesine göre farklılıklar göstermektedir. Türbülans modelleri, doğrudan sayısal

çözüm (DNS), büyük Eddy simülasyonu (LES) ve Reynolds ortalamalı Navier-Stokes denklemleri (RANS) olmak üzere ayrılabilir. Bu modeller de kendi içinde de farklı modellere ayrılmaktadır. Şekil 3.13.'de türbülans modellerinin çeşitleri gösterilmiştir.



Şekil 3.13. Türbülans Modellerinin Dağılımı

Türbülansın hem küçük hem de büyük dalgalarının çözümlendiği, enerji dağılımlarının her aşamada incelendiği yöntem **DNS** yöntemi denir. Düşük frekans ve yüksek dalga boyuna sahip büyük ölçekli dalga boyları ve yüksek frekans ve düşük dalga boyuna sahip küçük ölçekli dalga boylarını sayısal modeller ile çözer. Bundan dolayı çözüm süresi uzundur ve yüksek kapasiteli bilgisayar gerekmektedir.

DNS yönteminin uzun sürmesi ve maliyetli olmasından dolayı **LES** yöntemi ortaya çıkmıştır. Büyük dalga boyları genellikle anizotropik davranmaktadır, küçük dalga boyları ise genellikle izotropik davranış göstermektedir. Küçük dalga boyları geometriye daha az bağımlıdır ve daha genel geçer durumları mevcuttur. Büyük dalga boyları, akışın içerdiği sınır koşulları, akışın durumu ve geometriye bağlı olduğundan dolayı probleme doğrudan bağlıdır. Bu hipotezlere göre LES yöntemi, büyük dalga boylarını sayısal olarak çözerken, küçük dalga boylarını ise modeller. LES yöntemi DNS yöntemine göre daha az zaman ve maliyetle yapılmaktadır. LES yöntemi genel olarak aşağıdaki durumlarda kullanılabilir;

- Kararsız akışların olduğu yapılar; girdap yayanlar gibi
- Hortum benzeri akışların olduğu durumlar

- RANS yönteminin sonuca ulaşmadığı akışlar
- Kaldırma kuvvetinin ve alttan ısıtma etkisinin etkili olduğu akışlar
- Sesin hesaplanması gerektiği akışlar
- Çalkantılı akışkanın tespit edilmesi gereken akışlar (boru içerisinde sıvının geçtiği)

LES yöntemi RANS modellerine göre daha çok zaman ve maliyet alacağından dolayı gerçekten gerekli olduğu durumlarda kullanılmalıdır.

RANS denklemleri türbülansın ortalama akış hızına ve bu akış hızının türbülansa olan etkilerine dayanır. Türbülans viskozitesini hesaplamaya çalışır. LES yönteminden daha az zaman ve maliyet içermektedir. Türbülansın birçok farklı uygulamada meydana gelmesinden dolayı RANS denklemleri kendi içinde özelleşmiştir. Bundan dolayı RANS modelleri, birinci kapatacılı denklemler ve ikinci kapatacılı denklemler olmak üzere ikiye ayrılır.

Birinci dereceden kapatacılı denklemler Boussinesq hipotezine dayanırlar. Bu modellerde amaç türbülans viskozitesini modelleyerek Reynolds gerilmelerini hesaplamaktır. Kendi içinde **sıfır, bir ve iki denklemlili** olmak üzere üçe ayrılır.

Sıfır denklemlili modeller en basit ve hızlı çözüm üreten denklemlerdir. Sabit bir türbülans viskozitesinde çalışırlar. Bu modelde son sonuç elde etmek çok doğru değildir. Genellikle başlangıç olarak kullanılır ve genel tahminler yapılmaktadır.

Bir denklemlili modeller, tek iletim denklemi kullanan modellerdir. Spalart-Allmaras modeli olarak da adlandırılır. Duvar sınırlı akışları içeren havacılık uygulamaları için geliştirilmiştir. Özellikle havacılık uygulamalarında, HAD analizlerin başlangıcında kullanarak tahminler yapılabilir. Genel olarak kullanım alanları aşağıdaki gibi sıralanabilir;

- Duvar sınırlı akış uygulamaları
- Turbo makineler
- Düşük Reynolds sayılı uygulamalar
- Zıt basınç gradyanına sahip sınır tabakları

İki denklemlili modeller, iki ayrı iletim denklemi içeren denklemlere denir. Hesaplama doğruluğu ve sayısal yöntemlerin uyuşmasından dolayı çok yaygın olarak kullanılmaktadır. Boussinesq hipotezine ve Navier-Stokes denklemlerine bağlı olarak çalışırlar. **k-ε** ve **k-ω** olmak üzere iki farklı modeli vardır.

k - ϵ modeli, duvar sınırlı akışlarda duvarın modellenmesi için kullanılmaktadır. k türbülans kinetik enerjisini, ϵ ise türbülans dalgasının yayılma oranını temsil etmektedir. Duvar içerisinde olan akışlarda iyi sonuçlar vermektedir. Bu akışlarda iyi sonuçlar almak için, boyutsuz duvar mesafesinin (y^+) 300'den küçük olması gerekmektedir. Sınır tabakasında meydana gelen akış ayrılmalarını da duvar denklemleri ile çözdüğü için, bu ayrılmaların meydana geldiği uygulamalar için uygun değildir.

k - ω modeli, türbülans viskozitesini, türbülans kinetik enerjisi (k) ve türbülans frekansı (ω) ile ilişkilendiren denklemlerdir. k ve ω iki ayrı iletim denklemi ile hesaplanır. Sınır tabakasından akış ayrılmaları bu modelde çözümlenebilir. Karışık sönümleme fonksiyonları içermediği için, k - ϵ modeline göre daha doğru sonuçlar vermektedir. Akış ayrılmasının doğru bir şekilde incelenmesi için y^+ değerinin ikiden küçük olması gerekmektedir. Ayrıca çözüm esnasında duvar bölgelerinde duvar denklemleri çalıştırdığı için hem duvar hem de sınır tabakası için doğru sonuçlar üretmektedir. Baseline (BSL) k - ω ve kayma gerilmesi taşınım (SST) k - ω olmak üzere iki çeşidi vardır.

SST k - ω , akış ayrılmalarının yerini ve miktarını doğru bir şekilde tahmin edebilmek için, dalga viskozitelerine iletim etkileri denklemleri eklenmiştir. Yüksek doğruluk gerektiren sınır tabakası uygulamaları için uygun bir çözüm yöntemidir. Sınır tabakasından ayrılmalar ve dış akışın modellenmesi birlikte önemli olduğu için havacılık uygulamalarında sıklıkla kullanılmaktadır. Özellikle hücum açısına bağılı ayrılma değişimleri için uygundur.

BSL k - ω , duvar şartları için duvar denklemleri, sınır şartları için sınır denklemlerinin kullanıldığı modeldir. Sınır tabakasından ayrılmaları SST k - ω kadar doğru hesaplayamaz.

İkinci dereceden kapatıcı denklemlere Reynolds gerilme modeli de denilmektedir. Boussinesq hipotezini kullanmazlar. Reynolds gerilmelerinin her bir bileşeni için ayrı bir iletim denklemi yazarak doğrudan Reynolds gerilmelerini çözmektedir. Bu nedenle bilgisayarda çözümleri oldukça zaman almaktadır ve karmaşık matematiksel denklemler içermektedir. İki denklemlilerde göre daha iyi değildir ondan dolayı çok karmaşık akış yapılarında kullanılırlar.

4 ARAŞTIRMA SONUÇLARI VE TARTIŞMA

Bu aşamada yapılan araştırmaların sonucu verilecektir. Materyal ve yöntem bölümünde izlenecek yollar, kullanılacak denklemler, tasarım ve analiz adımları verilmiştir. Bu aşamada yapılan hesaplamaların sonucu ve bu sonuçların karşılaştırılması yapılacaktır. 4.1. bölümünde kavramsal tasarım sonuçları, 4.2. bölümünde ön tasarım sonuçları, 4.3. bölümünde detaylı tasarım sonuçları, 4.4. bölümünde ise HAD analizleri sonucu verilecektir.

4.1. Kavramsal Tasarım Sonuçları

Kavramsal tasarım aşaması, uçağın tasarımının çerçevesinin çizildiği aşamadır. Bu aşamada hedefler, kısıtlar ve nihai olarak nasıl bir ürün çıkacağı belirlenir ve tasarımın kritik aşamalarından biridir. Bu bölümünde SHGM'nin belirlediği standartlar, tasarlanacak olan uçak için tasarım çerçevesi, pazar araştırması tablosu ve hedefler verilecektir.

4.1.1. Standartların İncelenmesi

Tasarlanacak olan uçak, Türkiye şartlarında inceleneceği için öncelikli olarak SHGM'nin çok hafif hava aracı standardı incelenecektir. SHGM bu konuda, 27 Kasım 2014 tarihinde "SHT-HHA-S Hafif Hava Araçlarının Sertifikasyonu" yayınlamıştır. Ayrıca SHGM, EASA'nın standartlarını ve güncellemelerini takip etmektedir ve bunları uygulamaktadır. Bu çalışmada bu sertifikasyon ele alınacaktır. Standart içerisinde birçok parametrenin durumu verilmiştir, bu tez kapsamında kullanılacak olan kısıtlar Çizelge 4.1.'de verilmiştir ve bu parametreler baz alınarak tasarım yapılacaktır. Bu tez kapsamında bu kısıtların incelenmesi yeterli olacaktır.

Çizelge 4.1. SHGM'nin belirlediği kısıtlar

Özellik	Değer
W_{MKA}	750 kg
$V_{s,maks}$	83 km/h
Maksimum İrtifa	3048 m
Maksimum S_{TO}	500 m
Kalkış İçin Engel Yükseliği	15 m
Maksimum V_{TO}	$1,3V_s$
Minimum ROC	2 m/s
Yapısal Tasarım Minimum Emniyet Katsayısı	1,5
Maksimum V_C	$0,9 V_{maks}$

4.1.2. Pazar İncelenmesi

Bu aşamada sertifikasyon almış, pazarda bulunan uçakların boyutsal ve performans özellikleri incelenecektir. Boyutsal özellikleri Çizelge 4.2.'de, performans özellikler Çizelge 4.3.'de verilmiştir. Bu parametreler hedef belirlenmesi ve pazara uygun uçak tasarımı için incelenmiştir.

Çizelge 4.2. Sektörde bulunan bazı uçakların boyutsal özellikleri

Model	W_{MKA} (kg)	W_B/W_{MKA}	S (m ²)	AR	b (m)
CESSNA 150	726	0,7	15	6,7	10,11
Diamond DA20	800	0,66	11,61	10	10,87
Symphony SA-160	975	0,67	11,9	9,5	10,67
Grumman American AA-1	680	0,68	9,11	6,1	7,46
Beechcraft Skipper	750	0,61	12,1	6,9	9,14
Europa XS	623	0,57	9,48	7,1	8,28
Pipistrell Alpha	550	0,51	9,51	11,3	10,5
Pitts S2C	771	0,68	11,845	3,14	6,1
Blackshape Gabriel	850	0,62	10,31	7,85	9
SILA 750 C	472,5	0,61	11,94	7,4	9,4
Ortalama	719,75	0,631	11,28	7,6	9,15

Çizelge 4.3.'da verilen parametreler ön tasarım aşamasında verilen denklemler için önemli parametrelerdir.

Çizelge 4.3. Sektörde bulunan bazı uçakların performans özellikleri

Model	V_s (km/h)	V_{maks} (km/h)	ROC (m/s)	S_{ro} (m)	Menzil (km)	W/S (N/m ²)	W/P (N/kW)
CESSNA 150	78	202	3,4	422	780	480	60,5
Diamond DA20	83	256	5,1	500	1302	688	66,9
Symphony SA-160	93	240	3,6	300	660	801	80,3
Grumman American AA-1	97	222	3,89	350	785	713,68	82,6
Beechcraft Skipper	87	210	3,65	307	764	620	92
Europa XS	96	320	5,1	183	1100	655,31	97
Pipistrell Alpha	79,6	222,2	6,1	140	600	567,35	90,44
Pitts S2C	103	248	14,7	262	457	636,8	67
Blackshape Gabriel	83,34	303,72	7,87	360	1200	808	70,85
SILA 750 C	65	220	5,6	250	100	388,2	60
Ortalama	86,5	244,4	5,9	307,4	774,8	635,8	76,76

4.1.3. Uçağın Yapısı ve Hedefler

Uçakların bileşenlerinin çeşitleri Çizelge 3.1.'de verilmiştir. Bazı parametrelerin avantajları ve dezavantajları Kavramsal tasarım aşamasında verilmiştir. Çizelge 4.3.'de uçağın tasarım hedefleri, seçilen bileşen konfigürasyonları verilmiştir.

Çizelge 4.4. Tasarlanacak uçak için seçilen parametreler

No	Bileşen	Seçilen Konfigurasyon
1	Geleneksellik	Geleneksel Tip
2	Güç Ünitesi	Motorlu
3	Tahrik Sistemi	Pistonlu Motor
4	Motor Sayısı	Tek Motorlu
5	Motor Tipi	Çekici Tip
6	Motor Montajı	Sabit
7	Motor Konumu	Gövdenin önünde
8	Kanat Sayısı	Tek Kanatlı
9	Kanat Tipi	Tek kanat
10	Kanat Geometrisi	Açılı
11	Kanat Açısı	Sabit açılı
12	Kanat Ayar Açısı	Sabit ayarlı
13	Kanat Konumu	Alt
14	Kanat Montajı	Gövdeye montajlı
15	Kuyruk veya Kanat	Arkada yatay kuyruk
16	Yatay Kuyruk Tipi	Geleneksel
17	Dikey Kuyruk	Arkada tek dikey kuyruk
18	İniş Takımları	Sabit iniş takımlı
19	İniş Takımı Tipi	Üç tekerli gövdede
20	Gövde	Tek kısa gövde
21	Koltuk (iki kişilik)	Yan yana iki koltuk
22	Bagaj	Koltukların arkasında
23	Kabin veya Kokpit	Tek kokpit, camlı
24	Yatay Kuyruk Kontrol Yüzeyleri	Yatay kuyruk ve elevator
25	Dikey Kuyruk Kontrol Yüzeyleri	Dikey kuyruk ve dümen
26	Kanat Kontrol Yüzeyleri	Kanatçık ve flap
27	Kanat – Kuyruk Kontrol Yüzeyleri	Geleneksel (elevator, kanatçık ve dümen)
28	Kontrol Yüzeyleri Güç Sistemleri	Elektrikli ve mekanik
29	Uçağın Malzemesi	Tamamen metal (AL 6061 serisi)
30	İkincil Kontrol Yüzeyleri	Fırar kenarı flapli

Uçağın bileşenleri, pazar araştırması ve standartlara göre hedefler belirlenmiştir. Bu hedefler uçağın pazarda yer edinebilmesi için önemlidir. Uçağın hedefleri tasarım kısıtları ve yapısal durumlar da göz önüne alınarak belirlenmiştir. Ulaşılmak istenen hedefler çizelge 4.5.'te verilmiştir. Bu hedefler daha sonra ön tasarım aşamasında hesaplamalar için kullanılacaktır.

Çizelge 4.5. Belirlenen hedefler

W_{MKA} (kg)	R (km)	E (saat)	V_s (km/h)	V_{maks} (km/h)	V_c (km/h)	S_{to} (m)	ROC (m/s)
600	1000	5	80	260	200	150	6

4.2. Ön Tasarım Sonuçları

Bu bölümde kütle hesaplamaları yapılacaktır. Hedef olarak belirlenen maksimum kalkış ağırlığına uygun diğer ağırlıklar hesaplanacaktır. Yakıt ağırlığı için

görev tanımı yapılacaktır. Daha sonra yakıt ağırlığı hesaplanacaktır. Çizelge 4.5.'te verilen hedefler doğrultusunda, performans hesaplamaları yapılacaktır ve W/S – W/P grafiği elde edilerek tasarım noktası belirlenecektir. Tasarım noktası uçağı boyutlandırmak için önemli bir parametredir.

Bu aşamada bazı parametreler için kabuller yapılacaktır. Materyal ve yöntem bölümünde verilen denklemlerin hesaplanabilmesi için bu parametrelerde kabuller yapılacak ve elde edilen sonuçlara göre bu değerlerin kabullerinde değişiklik yapılacaktır. Çizelge 4.6.'da bu parametreler ve seçim aralığı verilmiştir. Bu kabuller standartlara göre ve literatür taramasına göre yapılmıştır.

Çizelge 4.6. Yapılan kabuller ve seçim aralığı

Parametre	Değer Aralığı	Belirlenen Değer
Pervane Verimliliği	0,6 – 0,85	0,6
$C_{D,0}$	0,025 – 0,04	0,03
Oswald Sabiti	0,7 – 0,95	0,8
AR	5 – 8	5,4
$C_{L,maks}$	1,6 – 2,2	1,8
$(L/D)_{maks}$	10 – 20	16
C (lb/h hp)	0,4 – 0,8	0,5

Standartlar ve literatüre göre, kabul yaparken ortalama değerler seçilmeye çalışılmıştır. Hesaplama yaparken optimizasyonlar yapılacak ve uygun değerler bulunmaya çalışılacaktır. W/S ve W/P değerleri belirlendikten sonra tekrar kontrol edilecek ve nihai sonuçları verilecektir. Bu parametrelerin kabul yapıldığı yerler aşağıdaki bölümlerde açıklanacaktır.

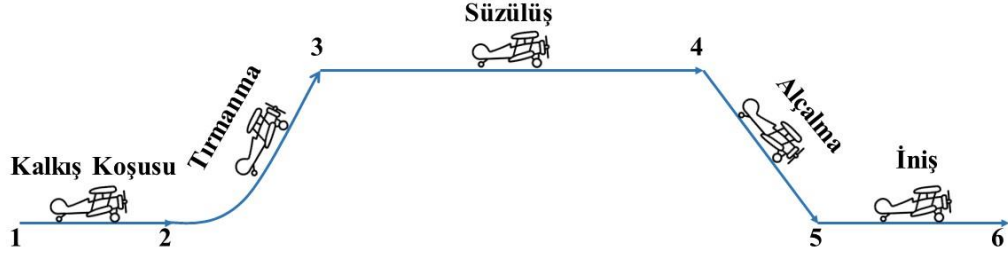
4.2.1. Ağırlık Hesaplamaları

Bu bölümde belirlenen maksimum kalkış ağırlığı hedefine göre diğer parametreler hesaplanacaktır. Denklem 3.1'de toplam kalkış ağırlığının denklemi verilmiştir. Bu durumda belirlenmesi gereken parametreler, W_B , W_Y , W_M ve W_{PYA} parametreleridir. W_M ve W_{PYA} standartlara göre belirlenebilir. Tasarlanacak olan uçak iki kişilik bir uçaktır. Bu durumda;

$$W_M = 86 \times 2 = 172 \text{ kg} \quad (4.1)$$

$$W_{PYA} = 14 \times 2 = 28 \text{ kg} \quad (4.2)$$

W_Y ağırlığı belirlenen görevi karşılamalıdır. EASA CS-23 standardına göre çok hafif hava araçları için görev profili, kalkış koşusu, tırmanma, yükselme, alçalma ve iniş olmaktadır. Bu durumda görev profili Şekil 4.1’de gibi olacaktır.



Şekil 4.1. Görev Profili

Şekil 4.1.’de belirtilen görevlerde, W_2/W_1 , W_3/W_2 , W_5/W_4 ve W_6/W_5 değerleri çizelge 3.3.’de verilmiştir. W_4/W_3 değeri menzil ve özgül yakıt tüketimi (C)’ye göre hesaplanacaktır. Menzil hesapları ve bu değerin hesaplanması için Breguet denklemi kullanılabilir. Menzil, W_4/W_3 , $(L/D)_{maks}$ arasındaki ilişkiyi gösteren Denklem 3.7’de verilmiştir. Bu denklemde bulunan katsayıların kabulleri yapılarak W_4/W_3 oranı hesaplanabilir. Menzil için hedef 1000 km olarak belirlenmiştir, bu durumda denklem şu şekilde olmaktadır;

$$\frac{W_4}{W_3} = e^{\frac{-RC}{\eta_p(L/D)_{maks}}} \quad (4.3)$$

C katsayısı lb/hhp olarak gösterilmiştir. SI sisteminde çalışıldığı için bu değer N/sW birimine çevirerek kullanılması gerekmektedir. Diğer katsayılar da yerine koyulduğu zaman W_4/W_3 katsayısı 0,923 olarak hesaplanmıştır. Çizelge 3.3.’de bulunan değerler ve bu değeri, Denklem 3.6’da yerine koyarsak, W_6/W_1 oranı 0,866 olarak hesaplanmaktadır. Bu durumda yakıt/maksimum kalkış ağırlığı oranını Denklem 3.5’den elde edilebilir. Bu denkleme %5 güvenlik faktörü eklenerek hesaplandığında yakıt/maksimum oranı aşağıdaki gibi olmaktadır.

$$\frac{W_Y}{W_{MKA}} = 1,05 \left(1 - \frac{W_6}{W_1} \right) = 0,14$$

Yakıt/Ağırlık oranından yakıt ağırlığı hesaplanabilir. Maksimum kalkış ağırlığı için hedef 600 kg olarak belirlenmişti. Bu durumda yakıt ağırlığı aşağıdaki gibi hesaplanır;

$$W_Y = \frac{W_Y}{W_{MKA}} \times W_{MKA} = 0,14 \times 600 \cong 85 \text{ kg} \quad (4.4)$$

Yakıt ağırlığı da hesaplandığına göre Denklem 3.1'den boş ağırlık hesaplanabilir. Hesaplama yapıldıktan sonra boş ağırlık/maksimum kalkış ağırlık oranı bulunabilir ve pazar da bulunan ürünlerle karşılaştırılabilir.

$$W_B = W_{MKA} - W_Y - W_M - W_{PYA} = 600 - 85 - 172 - 28 = 315 \text{ kg}$$

$$\frac{W_B}{W_{MKA}} = \frac{315}{600} = 0,525$$

4.2.2. Performans Hesaplamaları

Bu aşamada W/S – W/P grafiği elde edilecektir. Uçağın performansını belirlemek için W/S ve W/P değerlerini elde etmek gereklidir. W/S – W/P değerini elde etmek için gerekli performans parametreleri, stol hızı (V_s), maksimum hız (V_{maks}), sürüklenme katsayısı ($C_{D,0}$), kalkış mesafesi (S_{TO}), tırmanma oranı (ROC) ve maksimum irtifa değeridir (h_c). Bu performans parametrelerinin hesaplanması için gerekli olan bilgiler materyal ve yöntem bölümünün, ön tasarım başlığında verilmiştir. Bu parametreler pazar araştırması ve standartlara göre hedef olarak çizelge 4.5.'de verilmiştir. W/S değeri, grafikte 5 - 500 N/m² arasında, W/P değeri ise 5 – 500 N/kW arasında gösterilecektir. Bu durumda verilen denklemlere göre W/S ve W/P arasındaki ilişkinin elde edilmesi için aşağıdaki denklemler elde edilecektir.

Menzil (R), için hedef 1000 km olarak belirlenmiştir. Menzilin doğrulanması ve bu parametreye göre yakıt ağırlığının hesaplanması 4.2.1 bölümünde yapılmıştır. W/S – W/P grafiğinde menzil parametresi bulunmamaktadır. Motor seçimi yapıldıktan sonra bu parametrenin doğruluğu kontrol edilecektir.

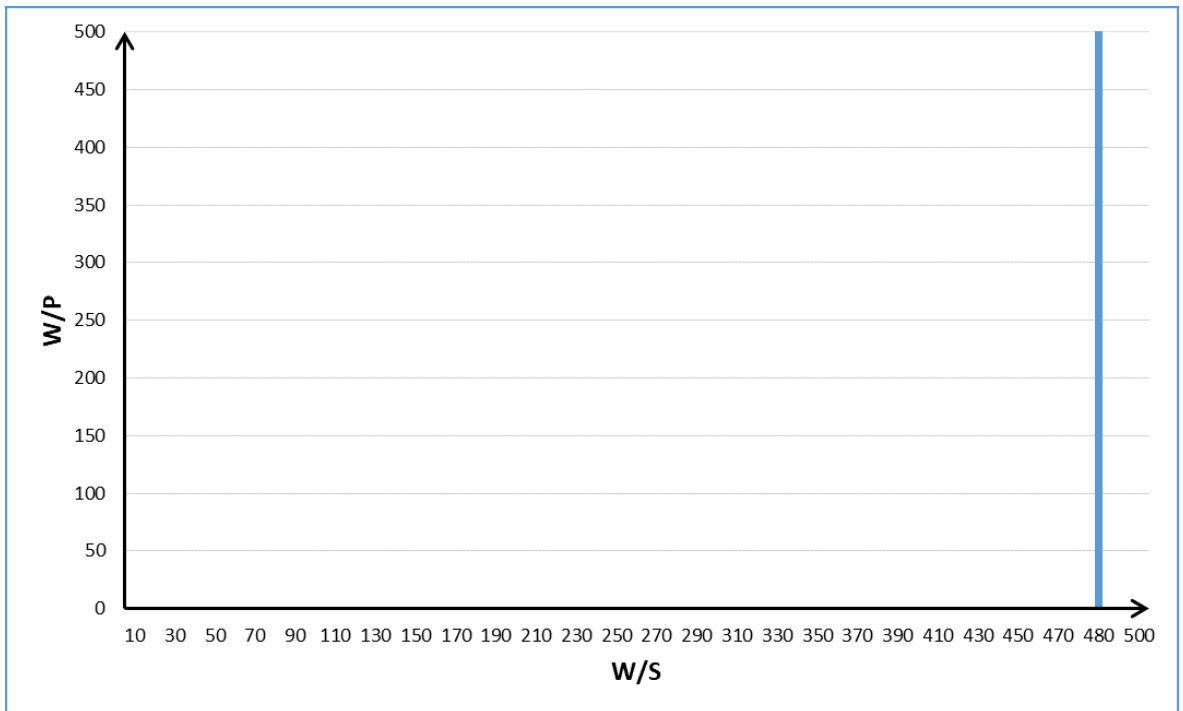
Havada kalma süresi (E), uçağın pazarda yer edebilmesi için önemli parametrelerden biridir. Bu değer için hedef 5 saat olarak belirlenmiştir. Bu hedefin doğruluğu ve havada kalma süresi Denklem 3.8'e göre hesaplanabilmektedir. Bu

denklemden bulunan W_4/W_3 katsayısı yakıt ağırlığı hesaplanırken bulunmuştur. Denklemden bulunan $V_{E,maks}$ değeri ise Denklem 3.9'a göre hesaplanabilir. Bu denklemden $V_{E,maks}$ değeri 31,1 m/s olarak hesaplanmıştır. $(L/D)_{E,maks}$ değeri ise Denklem 3.10'a göre hesaplanabilmektedir. Bu denklemden $(L/D)_{E,maks}$ değeri 13,86 olarak hesaplanmıştır. Dayanım için 1,5 emniyet faktörü alınmalıdır. E değeri, denklem 3.11'e göre aşağıdaki gibi hesaplanmıştır.

$$E_{maks} = \left[\left(\frac{13,86 \times 0,6}{7,37 \times 10^{-3} \times 31,1} \right) \ln(0,923) \right] \div 1,5 = 5,07$$

Görüldüğü üzere belirlenen hedef doğrulanmıştır ve belirlenen yakıt ağırlığında havada kalma süresi belirlenmiştir.

Stol hızı, 80 km/h olarak belirlenmiştir. Stol hızının hesaplanma denklemi 3.12'de verilmiştir. Denklem 3.13'de W/S ve stol hızı verilmiştir. W/S değeri belirlendikten sonra $C_{L,maks}$ değeri diğer hesaplamalar için belirlenen değer ile karşılaştırılacak ve uygunluğuna göre hesaplamalar yapılacaktır. Şekil 4.2.'de W/S – W/P grafiğinde stol hızı gösterilmiştir. Bu grafikte stol hızının sol tarafında kalan alan kabul edilebilir bölge olarak alınmaktadır.

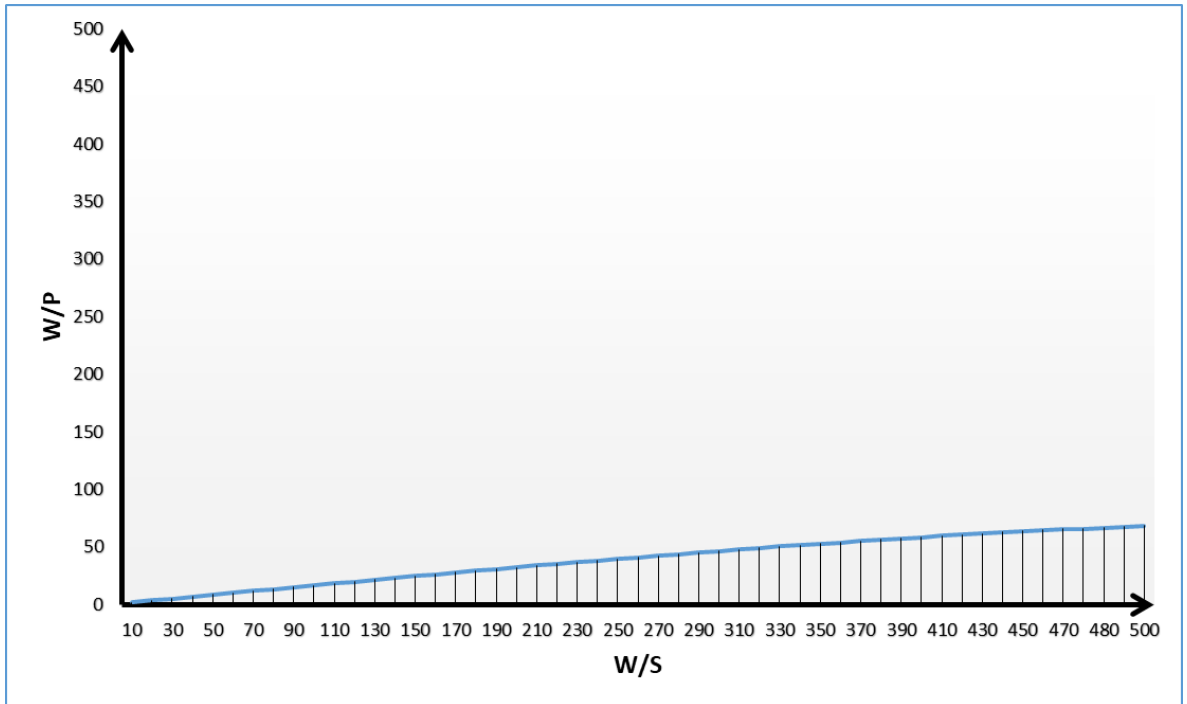


Şekil 4.2. Stol hızı ve W/S

Maksimum hız (V_{maks}), önemli performans parametrelerinden biridir. Bu parametre motor gücünün maksimumda olduğu andaki hızı temsil etmektedir. Uçak için sürekli maksimum hızda gitme pek mümkün değildir. Bu parametre hız için limiti göstermektedir. V_{maks} değeri için hedef 220 km/h (61,1 m/s) olarak belirlenmiştir. Bu durumda $W/S - W/P$ grafiği için Denklem 3.23 kullanılacaktır. Buradaki $C_{D,0}$ parametresi için 0,04 alınmıştır. K faktörünün hesaplanması için, Denklem 3.18'e göre, kanat verimliliğini gösteren Oswald sabiti 0,8, kanat açıklığı oranı (AR) ise 5,4 olarak seçilmiştir. Pervane verimliliği ise 0,6 olarak belirlenmiştir. Bu durumda, belirlenen ve kabulleri yapılan bu parametreler Denklem 3.23'de yerine koyulursa W/S ve W/P değerleri arasındaki ilişkiyi gösteren denklem aşağıdaki gibi olacaktır.

$$\frac{W}{P} = \frac{0,6}{\left(\frac{3596,68}{W/S}\right) + (3,21 \times 10^{-3} \times (W/S))}$$

W/S değeri 5 – 100 N/m^2 arasında değer verilecektir. Bu değer aralığı çok hafif hava araçları için EASA tarafından belirtilen standartlardan alınmıştır. Bu durumda V_{maks} için $W/S - W/P$ grafiği şekil 4.2.'deki gibi olacaktır. Bu grafiğin altında gösterilen taralı alan kabul bölgesini göstermektedir.



Şekil 4.3. V_{maks} $W/S - W/P$ grafiği

Sürüklenme katsayısı, uçağın tasarımını etkileyen diğer parametrelerden bir tanesidir. Sürüklenme katsayısının yüksek olması uçağın performansını kötü etkilemektedir. Sürüklenme katsayısı arttıkça gerekli motor gücü artacaktır. Bu çalışmada literatüre ve pazar araştırması baz alınarak sürüklenme katsayısı değeri 0,04 olarak alınmıştır. Motor gücü belirlendikten sonra bu değer kontrolü yapılacaktır.

Kalkış mesafesi (S_{TO}), hem uçağın performansını hem de kullanılabilirliğini etkilemektedir. Her havaalanı veya kalkış yapılacak her bölge yeterli koşu mesafesine sahip olmayabilir. Özellikle pazar içerisinde yer edinmek için bu parametre kritiktir. Kalkış mesafesi için standartlarda 15 metre bir engeli aşmak için gerekli olan mesafe denmektedir. S_{TO} için hedef 150 m olarak belirlenmiştir. Tasarım noktası belirlemede bu parametre de kullanılacaktır. Kalkış mesafesi için 15 metrelik bir engeli aşma mesafesi 150 m olarak hedef alınmıştır. Kalkış mesafesine bağlı W/S – W/P grafiği için materyal ve yöntem bölümünde Denklem 3.30 verilmiştir.

Denklem 3.30’da belirtilen $C_{D,G}$ parametresi aşağıdaki gibi hesaplanacaktır. μ parametresi için 0,05 ve $C_{L,R}$ parametresi için 1,3 kabulleri yapılmıştır. Standartlarda V_{TO} hızı $1,1V_S$ olarak belirtilmiştir. Bu standarda göre V_{TO} 88 km/h (24,4 m/s) olarak hesaplanmıştır.

$$C_{D,G} = C_{D,TO} - \mu C_{L,TO} \quad (4.5)$$

$$C_{D,TO} = C_{D0,TO} + K C_{L,TO}^2 \quad (4.6)$$

$$C_{D0,TO} = C_{D0} + C_{D0,LG} + C_{D0,HLD} \quad (4.7)$$

Bu denklemlerde belirtilen $C_{D,0}$ değeri daha önce 0,03 olarak seçilmiştir. $C_{D0,LG}$ katsayısı iniş takımlarının sürüklenme katsayısıdır. Literatürde 0,006 – 0,012 arasında olmaktadır. Bu değer 0,006 olarak seçilmiştir. $C_{D0,HLD}$ değeri ise yüksek kaldırma ekipmanlarının sürüklenme katsayısını temsil etmektedir. Literatürde 0,003 – 0,008 arasında olmaktadır. Bu değer 0,003 olarak seçilmiştir. $C_{L,TO}$ parametresi ise kalkış esnasındaki kaldırma katsayısını temsil etmektedir. $C_{L,TO}$ Denklem 4.8’e göre hesaplanabilir.

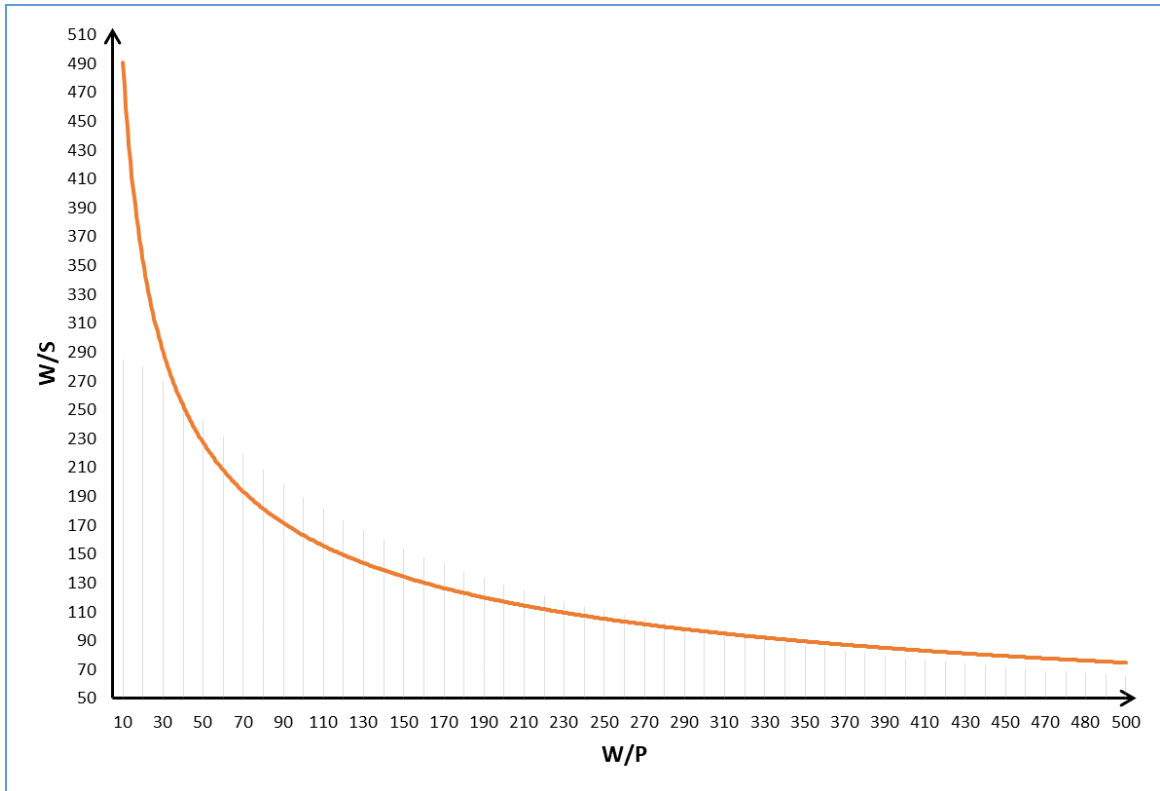
$$C_{L,TO} = C_{L,C} + C_{L,flap} \quad (4.8)$$

Bu denklemdeki $C_{L,C}$ katsayısı süzülüş esnasındaki kaldırma katsayısını temsil etmektedir ve 0,25 olarak hesaplanmıştır. $C_{L,flap}$ ise flaplerin kaldırma katsayısını temsil etmektedir ve literatürden 0,8 olarak seçilmiştir.

Yapılan hesaplamalar sonucunda $C_{D,G}$ katsayısı 0,06 olarak hesaplanmıştır. Bu durumda $W/S - W/P$ ilişkisini gösteren denklem aşağıdaki gibi olmuştur.

$$\left(\frac{W}{P}\right)_{STO} = \frac{1 - \exp(96,36/(W/S))}{0,05 - (0,67 \times \exp(96,36/(W/S)))}$$

Bu hesaplamadan elde edilen grafik, şekil 4.2.'da gösterilmiştir. Grafiğin altında bulunan taralı alan kabul bölgesi olarak kabul edilmektedir. Belirlenecek olan W/P değeri bu alanın içinde olacaktır.



Şekil 4.4. STO W/S – W/P grafiği

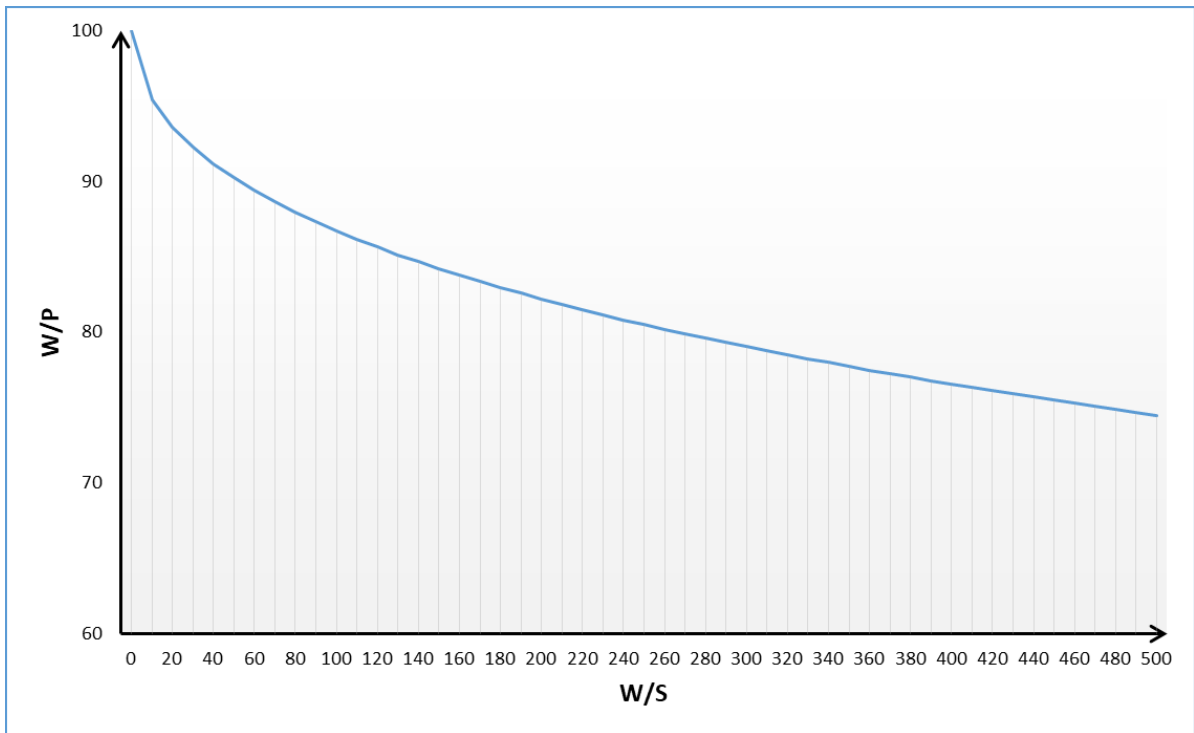
Tırmanma oranı (ROC), uçağın performansını değerlendirmede kullanılan parametrelerden bir tanesidir. FAR 23 bölüm 23.65 standardına göre, 2700 kg maksimum kalkış ağırlığına sahip uçaklarda, ROC eğimi minimum %8,3 olmalıdır. Bu aşamada $W/S - W/P$ grafiğini ROC değişkenine göre elde edilecektir. ROC değeri için

çizelge 4.5.'de hedef 6 m/s olarak belirlenmiştir. Denklem 3.40'da W/P'nin değişimi ROC'ye bağlı W/S fonksiyonu olarak verilmiştir.

Denklem 3.40'da bulunan katsayılar yerine koyulursa, W/P'nin W/S'ye göre değişimi aşağıdaki denklemden elde edilir. Burada bulunan $(L/D)_{\text{Maks}}$ daha önce 16 olarak seçilmiştir. Denklem 3.40.'da 16 olarak kullanılacaktır. Bu durumda ilişkiyi gösteren denklem;

$$\left(\frac{W}{P}\right)_{\text{ROC}} = \frac{1}{10 + \sqrt{1,62 (W/S) \times 0,12}}$$

Elde edilen değerler şekil 4.3.'de verilmiştir. Bu grafiğin altında bulunan taralı alan kabul bölgesi olarak kabul edilmektedir. W/P değeri bu alan içerisinde olmalıdır. Grafikten, ROC'ye bağlı W/S değeri arttıkça W/P değerinin azaldığı anlaşılır.



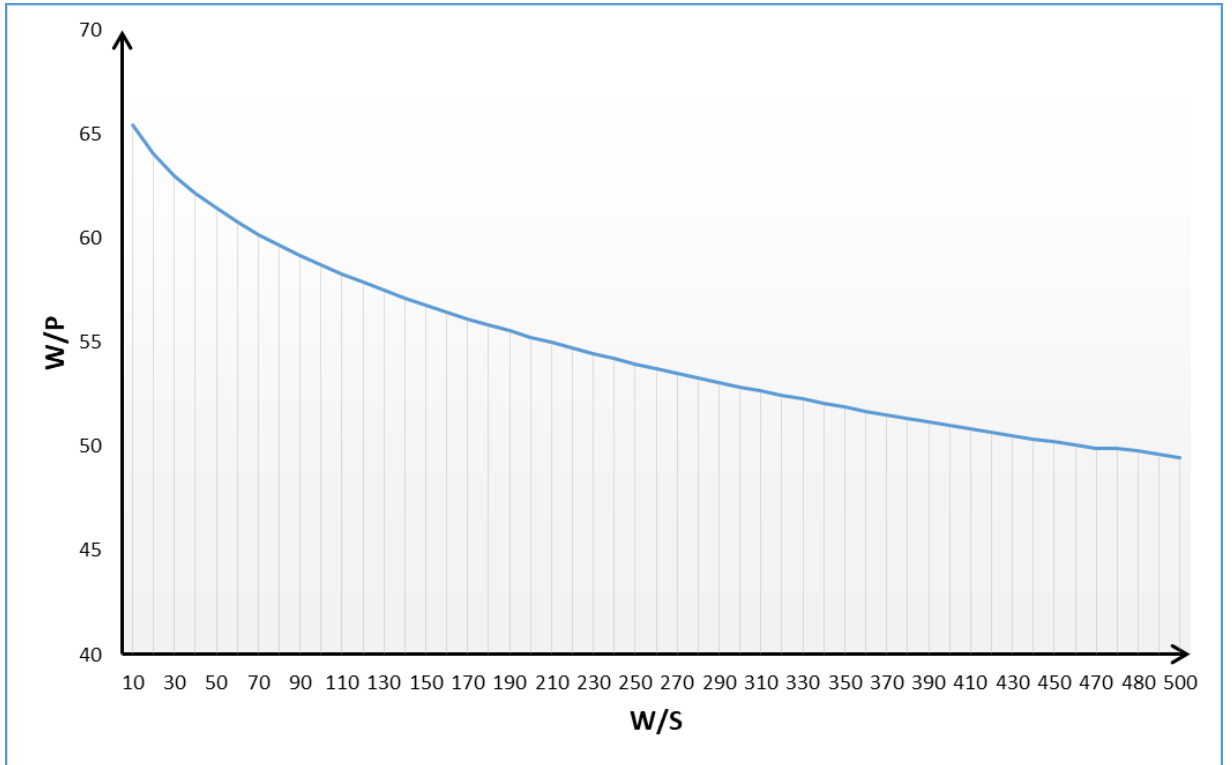
Şekil 4.5. ROC W/S – W/P grafiği

ROC hedefi 6 m/s ve kalkış hızı 24,4 m/s olarak belirlenmiştir. Bu durumda Denklem 3.41 kullanılarak tırmanma açısı 16° olarak bulunur. Bu açıda bu hızla tırmanma gerçekleşebileceği anlaşılmıştır.

Maksimum irtifa değeri (h_c), uçağın uçabileceği maksimum yüksekliği temsil etmektedir. Bu değer standartlara bakılarak 3000 metre olarak belirlenmiştir. W/P 'nin, h_c 'ye bağlı olarak W/S 'ye göre değişim denklemi 3.43'de verilmiştir. Bu denklemde belirtilen σ ve ρ_c değerleri ISA standartlarına göre sırasıyla 0,6916 ve 0,9093 olarak alınmıştır. Diğer katsayılar için daha önce çizelge 4.5.'de kabuller yapılmıştır. Tüm parametreler Denklem 3.43'de yerine koyulursa aşağıdaki denklem elde edilir.

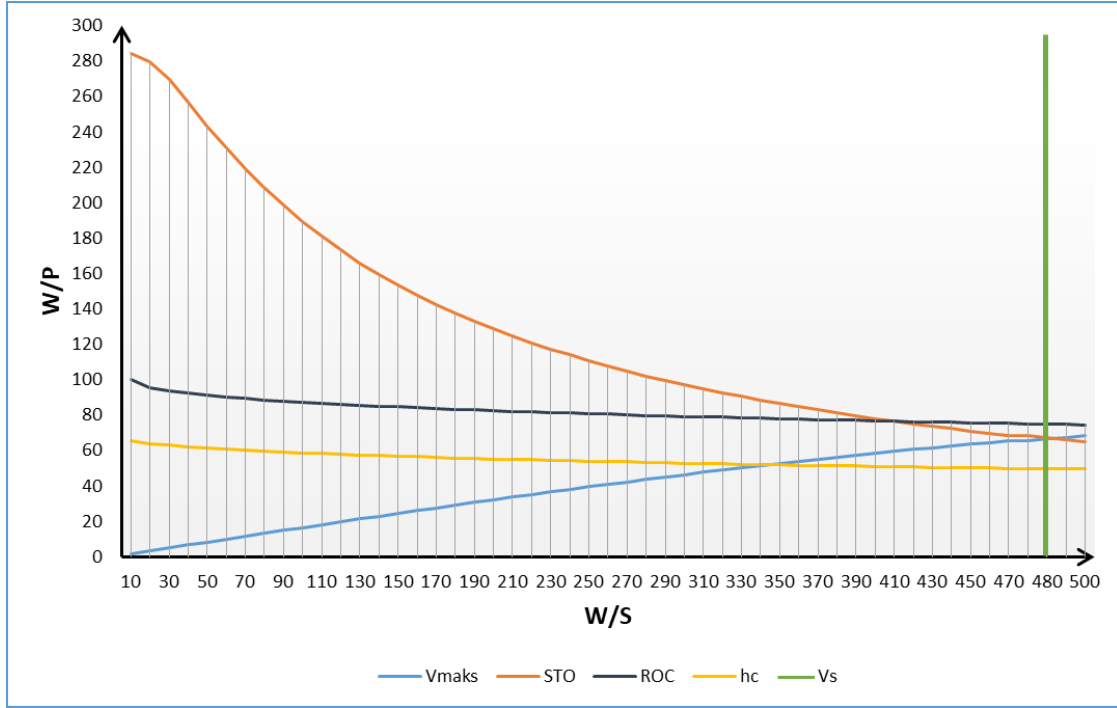
$$\left(\frac{W}{P}\right)_c = \frac{0,6916}{10 + \sqrt{1,62 (W/S) \times 0,12}}$$

Bu denklemden elde edilen grafik şekil 4.4.'de verilmiştir. Grafiğin altında bulunan taralı alan kabul bölgesi olarak kabul edilmektedir. Görüldüğü üzere, h_c değerine bağlı olan W/S oranı arttıkça W/P oranı azalmaktadır.



Şekil 4.6. h_c W/S – W/P grafiği

V_s , V_{maks} , S_{TO} , ROC ve h_c parametreleri için W/S – W/P grafiği çıkarılmıştır. Şekil 4.5.'de bu parametrelerin hepsinin olduğu W/S – W/P grafiği gösterilmiştir. Bu grafik üzerinden uygun W/S ve W/P değeri seçilecektir.



Şekil 4.7. W/S – W/P grafiği

Grafikte gösterilen taralı alan kabul bölgesi olarak kabul edilmektedir. W/S ve W/P değeri bu alanda olmak zorundadır. Bu alan, literatür taraması ve pazar araştırması değerlerine göre, W/S değeri 470 N/m^2 ve W/P değeri ise $72,75 \text{ N/kW}$ olarak seçilmiştir. Seçilen bu değerlere göre yapılan kabuller ve hesaplamalarda optimizasyon yapılmıştır. Yapılan kabullerin ve ön tasarım aşamasında yapılan hesaplamaların sonuçlarının değerleri çizelge 4.6.'da verilmiştir.

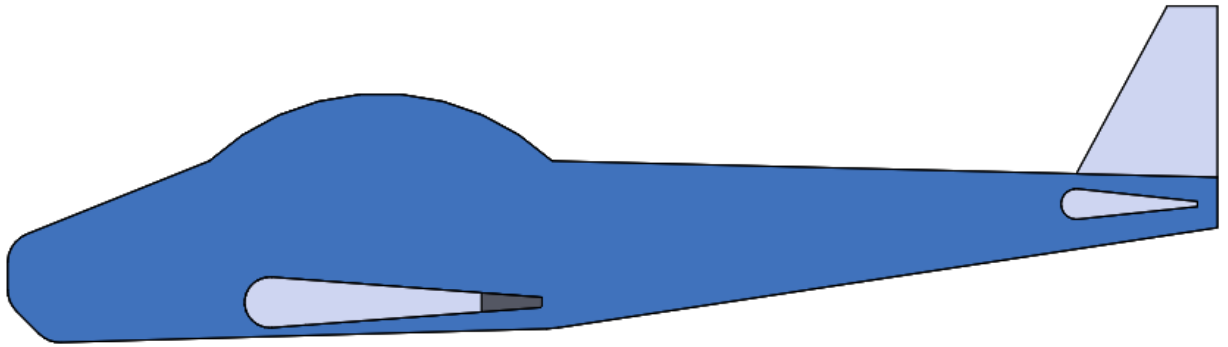
Çizelge 4.7. Optimize edilmiş değerler ve nihai sonuçlar

Parametreler	Değer
W_{MKA} (kg)	600
W_M (kg)	172
W_{PYA} (kg)	28
W_Y (kg)	85
W_B (kg)	315
C (lb/hhp)	0,46
η_p	0,6
$(L/D)_{maks}$	16
$C_{L,maks}$	1,6
R (km)	1000
E (saat)	5
V_S (m/s)	22,22
e	0,85
AR	5,4
$C_{D,0}$	0,025
V_{maks} (m/s)	61,1
V_{TO} (m/s)	21,4
$C_{D0,LG}$	0,006

Çizelge 4.7.'nin devamı

Parametreler	Değer
$C_{D0,HLD}$	0,003
$C_{L,flap}$	0,8
$C_{L,R}$	1,3
S_{TO} (m)	150
ROC (m/s)	6
$V_{ROC,maks}$	27,6 m/s
Θ_H	16°
R (m)	3,5
h_c	3000 m
W/S (N/m ²)	470
S (m ²)	12,5
W/P (N/kW)	72,75
P_{maks} (hp)	120

W/S ve W/P değerinin elde edilmesi ve diğer parametrelerin optimizasyonlarının yapılması ile ön tasarım aşaması tamamlanmıştır. Bu aşamanın sonucunda tasarlanacak olan uçağın ilk tasarımı şekil 4.8.'de gösterilmiştir.



Şekil 4.8. Uçağın ön tasarım sonucu ve ilk model

Ön tasarım aşaması tamamlanan uçağın detaylı tasarımı ve nihai tasarımı detaylı tasarım aşamasında tamamlanacaktır. Burada verilen ölçüler detaylı tasarım aşamasında netleştirilecektir.

4.3. Detaylı Tasarım Sonuçları

Bu aşamada uçak bileşenlerinin detaylı tasarım sonuçları ortaya konulacaktır. Bu aşamada kanat, kuyruk, gövde, iniş takımları tasarımları tamamlanacak ve ayrıca motor seçimi yapılacaktır. Detaylı tasarım aşaması tasarımın sonuçlandığı aşamadır. Bu aşama tamamlandıktan sonra aerodinamik analizler ile tasarım doğrulanacak ve tasarım tamamlanacaktır.

4.3.1. Motor Seçimi

Motor seçiminin adımlarını materyal yöntem bölümünde verilmiştir. Tasarlanacak olan uçakta tek motor kullanılacaktır. Motor çekici tipte olacaktır. Gerekli güç oranı W/P oranından bulunabilir. Ayrıca özgül yakıtım tüketimi (C) içinde varsayım yapıldığı için, motorun bu özelliği de kontrol edilebilir.

W/P oranı ve pervane verimliliği hesaplarından yaklaşık olarak 110 hp gücünde bir motora ihtiyaç vardır. Bu güç aralığında bulunan motorlar ve özellikleri aşağıda verilmiştir. Bu çizelgeden uygun motor seçimi yapılacaktır.

Çizelge 4.8. Motor Çeşitleri ve Özellikleri

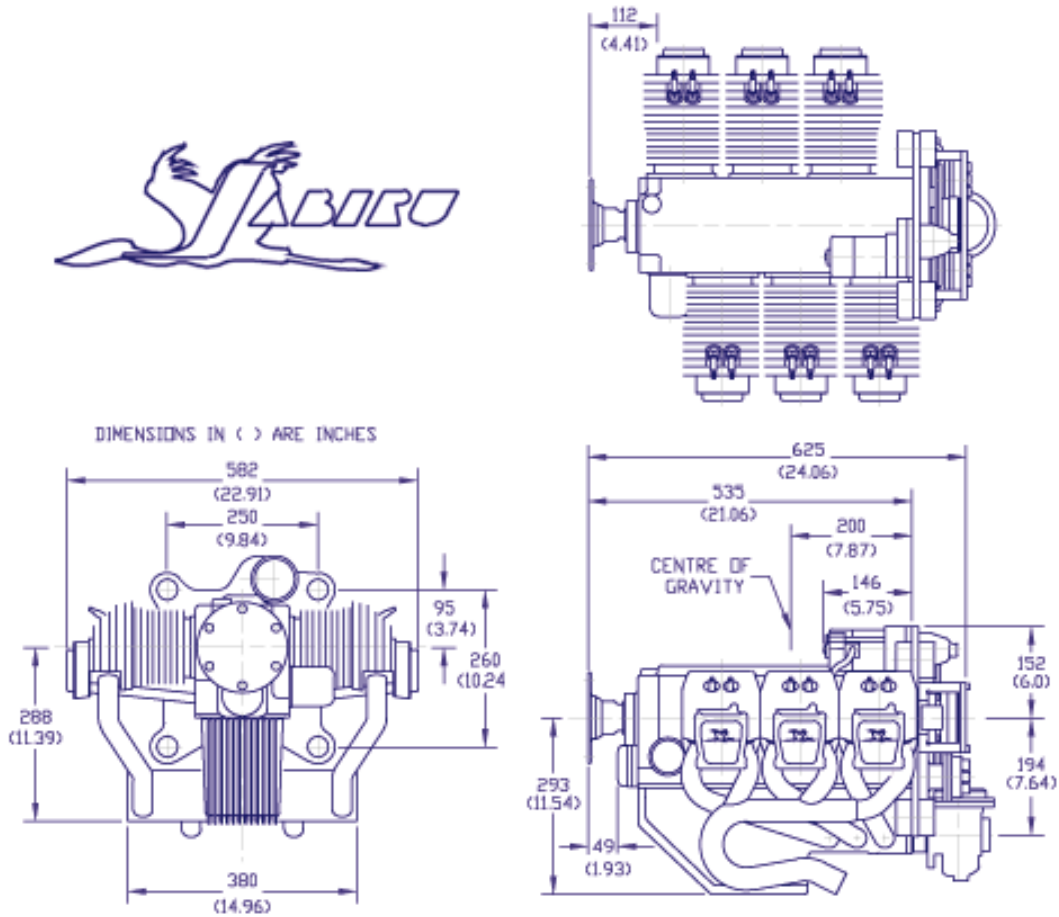
Marka	Ağırlık (kg)	Yakıt Tüketimi (gal/saat)	Motor Hacmi (cc)	Güç (hp)
Rotax 912 S	56,6	3,96	1352	100
Lycoming O-235	112	7,3	3800	116
Jabiru 3300	80	5	3300	110
Continental O-200	75	6,5	3300	100
D-Motor LF39	74	5	3993	112
Sauer S 2100 ULT	76	4,2	2161	110
ULPower UL390i	100	9	3888	140

Çizelge 4.8.'de verilen motor çeşitlerinden, W/P ve ağırlığa en uygun model olduğu için Jabiru 3300 serisi seçilmiştir. Çizelge 4.9.'da motorun teknik özellikleri ve boyutları verilmiştir. Motorun konumu önde olacağı için gövdenin burun kısmında motor büyüklüğü kadar hacim olması gerekmektedir.

Çizelge 4.9. Jabiru 3300 Motorun teknik özellikleri

Özellikler	Değerler
Silindir Çapı (mm)	97,5
Stroke (mm)	74
Motor hacmi (cc)	3314
Maksimum güç (hp)	120
Maksimum Ağırlık (kg)	81
Yakıt Tüketimi %75 (gal/saat)	5
Yakıt tipi	92+ Oktan Mogas
Sıkıştırma oranı	8,3 : 1
Pervane dönme yönü	Saat dönme yönünde
Yağ Kapasitesi	3,75 L

Şekil 4.9.'da motorun ölçüleri inç olarak verilmiştir. Gövde tasarımında bu ölçüler kullanılacak ve motorun yerleşimi için uygun alan oluşturulacaktır.



Şekil 4.9. Jabiru 3300 Motor Boyutları (inç)

4.3.2. Kanat Tasarımı

Kanat tasarımı için izlenecek adımlar detaylı tasarım bölümünde verilmiştir. Bu adımlara göre, bu bölümde kanat profili, montaj açısı gibi parametreler belirlenecektir. Kavramsal tasarım aşamasında kanadın konumu, kanat sayısı, kanadın geometrisi durumlar belirlenmiştir. Ön tasarım aşamasında çizelge 4.6.'da gösterildiği üzere kanat alanı (S) $12,5 \text{ m}^2$ ve açıklık oranı (AR), 5,4 olarak belirlenmiştir. Bu aşamada bu değerler kullanılarak hesaplamalar yapılacaktır.

$\alpha - C_L$ grafiğine göre kanat profili seçimi yapmak için öncelikle bazı parametrelerin hesaplanması gerekmektedir. Bu parametreler Denklem 3.44 ve 3.45 kullanılarak yapılacaktır. Çizelge 4.9.'da hesaplanacak parametreler ve bu parametreleri hesaplamak için gerekli olan denklemlerin numarası verilmiştir. Yapılan hesaplar ve kabullere göre kanat profili seçimi yapılacaktır.

Çizelge 4.10. Kanat profili seçimi için yapılacak olan hesaplamalar ve kullanılacak denklemler

Hesaplanacak Parametreler	Hesaplama İçin Kullanılacak Denklem
Maksimum Kaldırma Katsayısı ($C_{L,maks}$)	Denklem 3.44
İdeal Kaldırma Katsayısı ($C_{L,i}$)	Denklem 3.44
Minimum Sürüklenme Katsayısı ($C_{D,min}$)	Denklem 3.45
Maksimum aerodinamik verimlilik (C_L/C_D) _{maks}	
Taşıma Eğrisi Eğimi ($C_{L,\alpha}$)	Denklem 3.46

Kanat profili seçiminde yapılacak olan hesaplamalara güvenlik faktörleri de eklenmelidir. Yapılacak olan hesaplamalara öncelikle süzülüş uçuşunda gerekli olan kaldırma katsayısının hesaplanması ile başlanmalıdır. Bu parametre konfor için ve güvenli uçuş için önemlidir ve optimum bir parametre seçilmesi gerekmektedir. Uçaklarda kaldırma işlemi kanatlar tarafından gerçekleşir ama diğer bileşenlerin de bu katsayıların üzerinde negatif ya da pozitif etkileri bulunmaktadır. Kanadın kaldırma katsayılarını hesaplarken, bu durum göz önüne alınmalıdır. $C_{L,i}$ katsayısı hesaplanırken önce uçak için bu parametre hesaplanır ve diğer bileşenlerin etkileri göz önüne alınarak bu katsayısı da düzeltmeler yapılacaktır. Aynı durum $C_{L,maks}$ katsayısını hesaplarken de geçerlidir. Çizelge 4.9.'a göre yapılan hesaplamalar sonucunda elde edilen katsayılar Çizelge 4.11.'de verilmiştir. $C_{L,maks}$ katsayısı stol hızında, $C_{L,i}$ katsayısı süzülüş uçuşu hızında hesaplanmıştır. Bu katsayılar doğrultusunda kanat profili seçimi yapılacaktır.

Çizelge 4.11. Hesaplanan Parametreler

Parametre	Değer
$C_{L,maks}$	1,55
$C_{L,i}$	0,3
$C_{L,\alpha}$	6,8

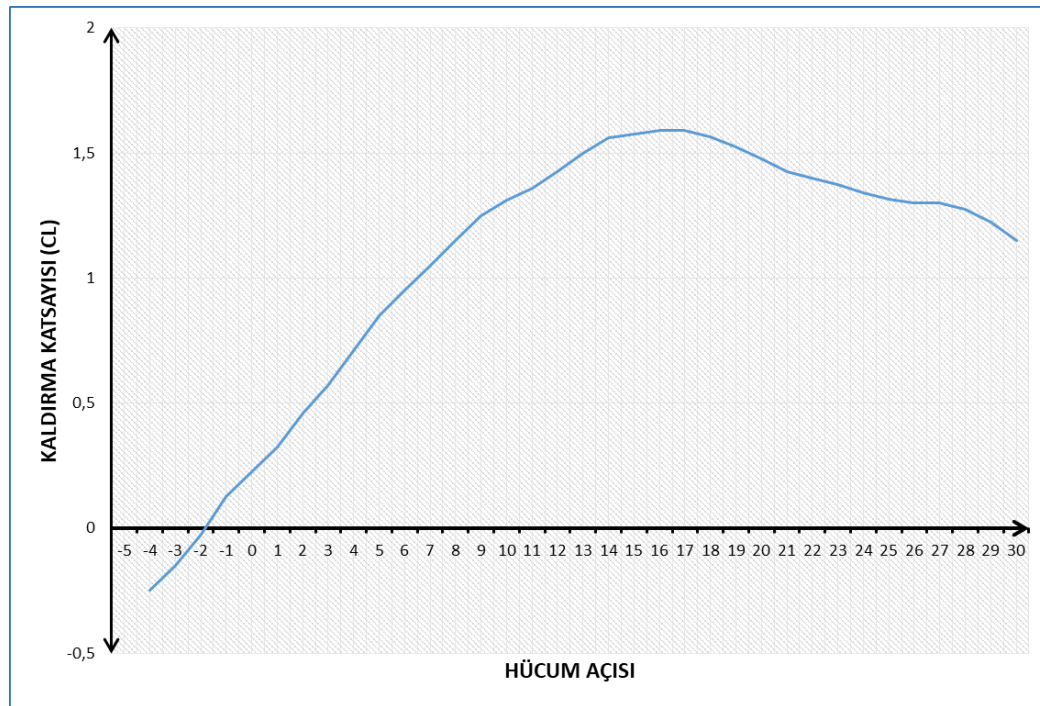
Bu parametreler hesaplandıktan sonra bazı parametrelerde literatüre göre seçimler yapmak gerekmektedir. Öncelikle 0° hücum açısında kaldırma katsayısı ($C_{L,0}$) belirlenmelidir. Bu katsayı uçağın manevra, kalkış, iniş gibi durumlarında önemlidir. Bu katsayı olabildiğince büyük olmalıdır. Belirlenmesi gereken diğer bir parametre ise stol açısıdır (α_s). Bu açı hücum açısının ulaşabileceği maksimum açıdır. Bu açı yüksek kaldırma ekipmanları ile artırılabilir. Literatürde bu açı $12^\circ - 16^\circ$ arasında değişmektedir. Seçilecek olan profilin bu açıdan sonraki devamı yumuşak bir şekilde inmesi gerekmektedir. Kaldırma katsayısında olacak sert düşüşler güvenlik açısından ve uçağın kontrolü açısından risklidir. Belirlenecek olan diğer bir parametre ise $C_{L,i}$

katsayısının meydana geleceği açıdır. Bu açı genellikle kanat montaj açısı ile eşit olmaktadır. Kaldırmanın sıfır olduğu açının (α_0) belirlenmesi de kritik öneme sahiptir. Pilot bu açının bilincinde olarak uçağa yönlendirme yapabilmektedir. Bu durumda belirlenen parametreler çizelge 4.12’de belirtilmiştir.

Çizelge 4.12. $\alpha - C_L$ için literatürden belirlenen parametreler

Parametre	Değer
α_S	16°
$C_{L,0}$	0,3
$\alpha_{CL,i}$	3
α_0	-2°

Belirlenen ve hesaplanan parametrelere göre $\alpha - C_L$ grafiği yaklaşık olarak çizdirilebilir. Daha sonra bu değerlere göre ya da bu şekle uygun olarak bir profil seçimi yapılır. Yaklaşık olarak çizdirilen $\alpha - C_L$ grafiği şekil 4.7.’de verilmiştir.

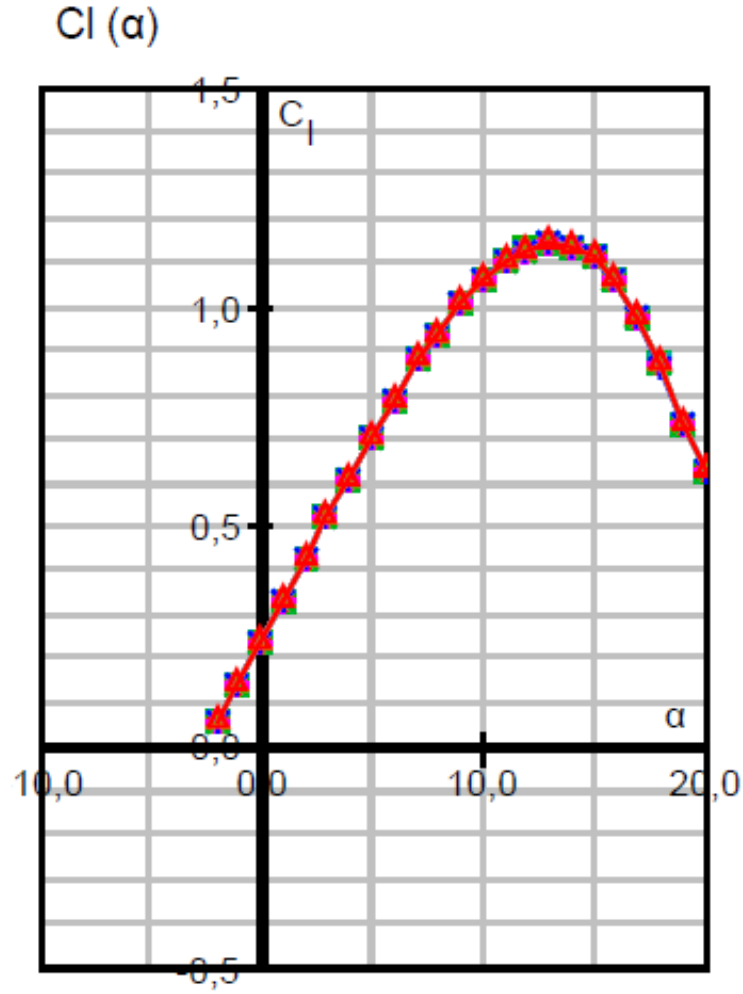


Şekil 4.10. Uçak için uygun yaklaşık $\alpha - C_L$ grafiği

Kanat profili seçmek için bilinmesi gereken diğer parametreler ise $C_{D,min}$ ve $(L/D)_{maks}$ katsayılarıdır. Bu katsayılar çizelge 4.6.’da verilmiştir.

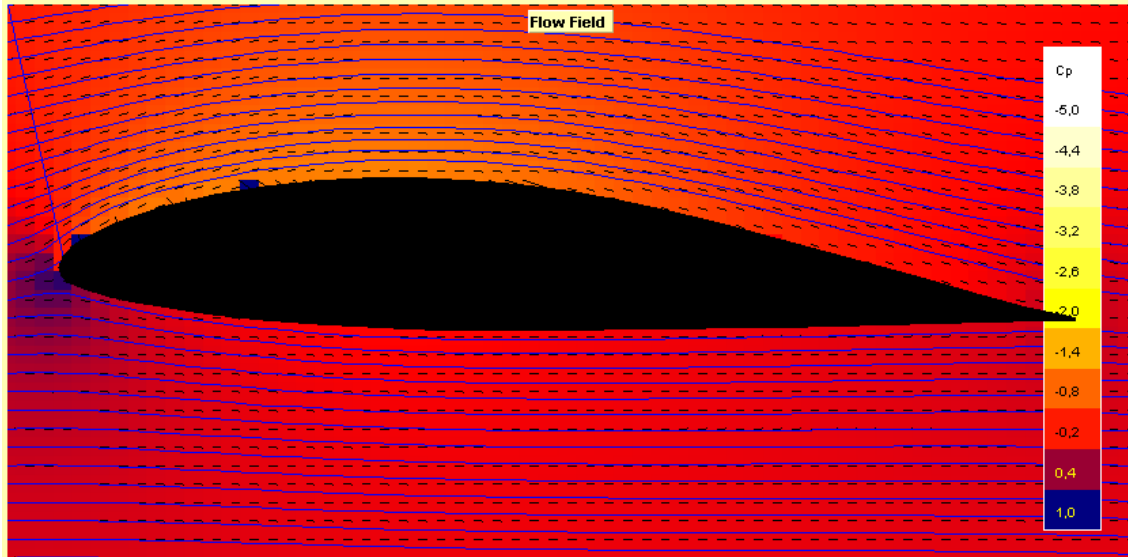
Bu parametreler ve elde edilen grafiğe göre Riblett GA 35A-415 numaralı kanat profili seçilmiştir. Bu kanat profiline JAVAfoil programında analizler yapılmıştır. Öncelikle $\alpha - C_L$ grafiği elde edilerek yapılan seçimin doğruluğu kontrol edilmiştir. Bu

grafik üzerinde gerekli kaldırma katsayısının sağlandığı, hangi açıda stol olduğu ve ideal taşıma katsayısının durumu incelenmiştir.



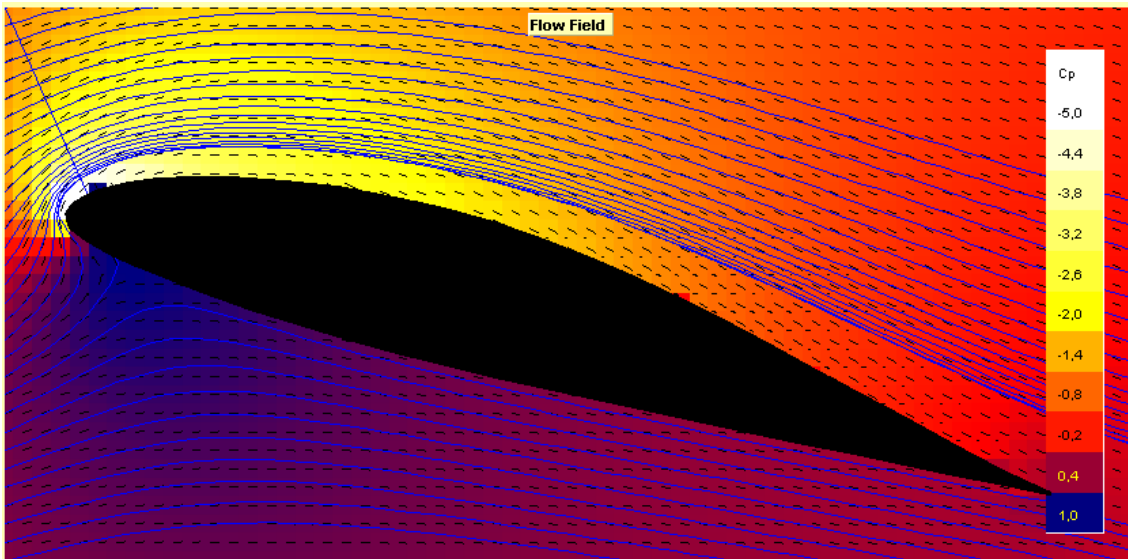
Şekil 4.11. Kanat profili α – CL grafiği

3° hücum açısında, 0,2 Mach Sayısı'nda kanat üzerindeki akış dağılımına bakılmıştır. Akış dağılımı şekil 4.11.'de gösterilmiştir. Şekil üzerindeki mavi çizgiler akış çizgilerini, kırmızı bölge ise basınç dağılımını göstermektedir. Kırmızı bölgeden sarı bölgeye geçtikçe kaldırma kuvvetinde düşmeler meydana gelmektedir.



Şekil 4.12. 3° açıda akış dağılımı

Görüldüğü üzere uçak süzülüş hızında ve ideal kaldırma katsayısı açısından herhangi bir akış ayrılması yaşamadan uçuş gerçekleştirebilmektedir. Bu durum incelendikten sonra stol açısı ve hızında akış dağılımı incelenmesi gerekmektedir. Stol hızındaki dağılım için 16° açıda ve 0,07 Mach Sayısı'nda analiz yapılmış ve stol durumundaki akış dağılımı şekil 4.12.'de verilmiştir.



Şekil 4.13. Stol durumunda akış dağılımı

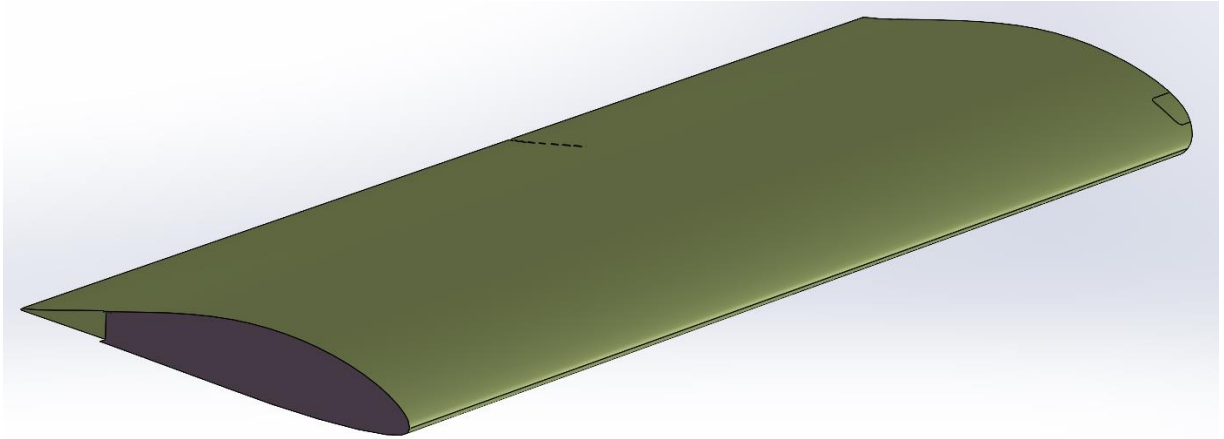
JAVAFoil programından elde edilen sonuçlara göre de seçilen kanat profilinin tasarımı yapılan uçak için uygun olduğu tespit edilmiştir. HAD analizlerin yapılması ile elde edilen sonuçlar karşılaştırılarak nihai tasarım ortaya çıkacaktır.

Kanat sayısı, kanat konumu gibi durumlar kavramsal tasarım aşamasında belirtilmiştir. Kanat montaj açısı (i_w), CL_i katsayısının olduğu açı (3°) olarak belirlenmiştir. Kanat için diğer önemli parametreler ve değerleri çizelge 4.13.'de verilmiştir.

Çizelge 4.13. Kanat parametreleri

Parametre	Değer
Ok Açısı (Λ)	3°
Burulma Açısı (α_t)	0°
Dihedral Açısı (Γ)	$6,5^\circ$

Bu durumda kanadın 3 boyutlu görseli şekil 4.14.'de verildiği gibidir, böylelikle kanadın detaylı tasarım aşaması tamamlanmıştır.



Şekil 4.14. Kanadın 3 boyutlu görseli

4.3.3. Kuyruk Tasarımı

Bu aşamada izlenecek adımlar bölüm 3.3.3.'de verilmiştir. Öncelikle yatay kuyruğun tasarımı tamamlanacaktır.

Yatay kuyruğun seçimi ve konumu çizelge 3.2.'de yapılmıştır. Bu seçim yapıldıktan sonra V_H değeri ilk olarak pazar araştırması ve literatüre göre 0,5 olarak seçilmiştir. Bu değer üzerinde en iyileme çalışmaları bu adımda yapılacaktır.

Kuyruğun aerodinamik merkezi ile uçağın aerodinamik merkezi arasındaki mesafe (l_{opt}), moment dengesi, stabilite, boylamasına kontrolü için önemlidir. Bundan dolayı bu mesafe (l_{opt}), Denklem 3.48'e göre hesaplanmalıdır. Uçağın aerodinamik merkezi (ac) ve ağırlık merkezi (cg) arasındaki mesafe uçağın güvenli olarak uçuşunda önemli bir etkidir. Eğer ac , cg 'nin önünde yer alırsa kuyruk tarafından dengeleme

yapmak için yatay kuyruğun pozitif yönde daha çok kaldırma sağlaması gerekmektedir. Eğer ac , cg 'nin arkasında ise yatay kuyruk negatif yönde kaldırma kuvveti üretmesi gerekecektir. Eğer ac ve cg aynı noktada olur ise yatay kuyruk stabilite için daha iyi kullanım imkanı sağlayabilecektir. Bu durumların kendi içlerinde bir çok farklı avantajı ve dezavantajı bulunmaktadır. Bu tasarımda ac ve cg aynı noktada olması sağlanarak uçağın kontrolünde kolaylık sağlanmaya çalışılacaktır. Bundan dolayı l_{opt} değeri hesaplanırken bu durum göz önüne alınacaktır.

Denklem 3.48'de belirtilen, C , S ve D_f değerleri daha önce hesaplanmıştır. V_H ve K_C değerleri literatürden seçilmektedir. (Raymer,2018) Bu değerler değişken olarak tanımlanarak l_{opt} değeri hesaplanacaktır. Bu değer hesaplandıktan sonra diğer adımları geçilecektir. Diğer adımlar bölüm 3.3.3.'de verilmiştir. Çizelge 4.13'de adım numarası, hesaplanan parametre, denklem veya literatürden seçme ve sonuçlar verilmiştir. Bu adımlar tamamlandıktan sonra yatay kuyruğun detaylı tasarımı tamamlanmış olacaktır.

Çizelge 4.14. Yatay kuyruk tasarımı hesaplanan değerler

Adım No	Hesaplanan Parametre	Denklem No veya Literatür	Değer
4	l_{opt}	3.48	3,5 m
5	S_H	3.49	3 m ²
6	$C_{M,wf}$	3.50	0,9
7	$C_{L,C}$	3.51	0,25
8	$C_{L,h}$	3.52	1,1
9	Kanat Profili	Literatür	NACA 0012
10.1	Λ_h	Literatür	3°
10.2	Γ_h	Literatür	0°
11.1	AR_h	(2/3)xAR	3,6
11.2	λ_h	Literatür	1
12	$C_{L,oh}$	Denklem	3,3°
13	α_h	Denklem 3.53	0°
14	ϵ	Denklem 3.54	0,56°
15	i_h	Denklem 3.57	0°
16.1	b_h	Denklem 3.58	2,3 m
16.2	$c_{h,u} = c_{h,k}$	Denklem 3.59	0,78 m
16.3	c_h	Denklem 3.60	0,78 m

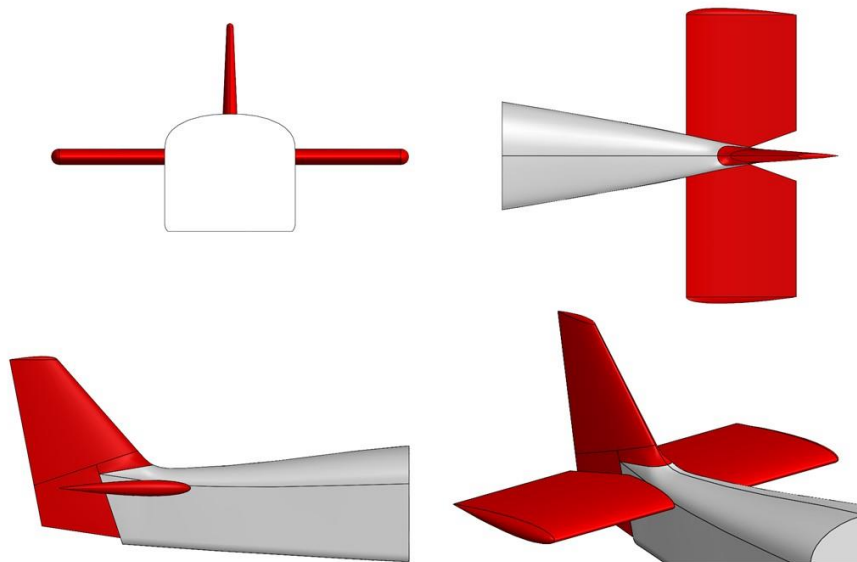
Yatay kuyruk için belirlenen parametreler hesaplandıktan sonra yatay kuyruğun stol kontrolü ve montajlanmış halinin kontrolü yapılarak tasarımı tamamlanmıştır. Yatay kuyruğun tasarımı tamamlandıktan sonra, dikey kuyruğun detaylı tasarımına geçilmiştir. Dikey kuyruk tasarım aşamaları için 3.3.3.'de verilen adımlar izlenecektir. Birinci adımda bulunan dikey kuyruğun tipi kavramsal tasarım aşamasında çizelge 3.2.'de verilmiştir. Dikey kuyruğun ana görevlerinden biri yön olarak stabiliteyi sağlamaktır. Bundan dolayı dikey kuyruğun alanı ve ağırlık merkezine olan konumu

çok önemlidir. Bunlar yeterince iyi olduğu sürece kontrol o kadar kolaylaşmaktadır. Dikey kuyruğun diğer adımları için hesaplanan parametreler çizelge 4.14.'de verilmiştir.

Çizelge 4.15. Dikey kuyruk için hesaplanan parametreler

Adım No	Parametre	Değer
2	V_V	0,12
3	$l_{opt,v}$	3,5 m
4	S_V	3,5 m ²
5	Kanat profili	NACA 0012
6	AR_V	1
7	λ_V	0,5
8	i_V	0°
9	Δ_V	30°
10	Γ_V	2°
11	b_V	3 m
12	C_V	3,17 m

Dikey kuyruk için de hesaplamalar tamamlanmış ve ön tasarımda yapılan ilk tasarım detaylandırılmış ve genel kontroller yapılarak tasarım tamamlanmıştır. HAD analizlerinde dikey ve yatay kuyruğun etkileri detaylı incelenecektir. Elde edilen bu verilere göre, kuyruğun detaylı tasarımı şekil 4.15'de verilmiştir.

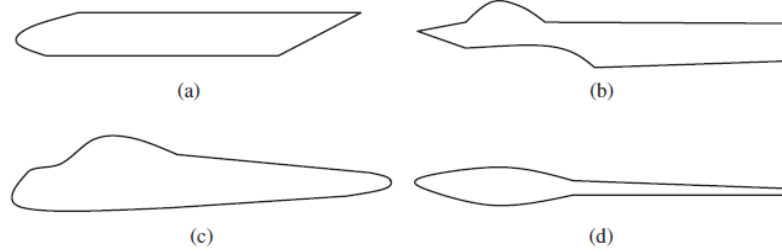


Şekil 4.15. Kuyruğun detaylı tasarımı

4.3.4. Gövde Tasarımı

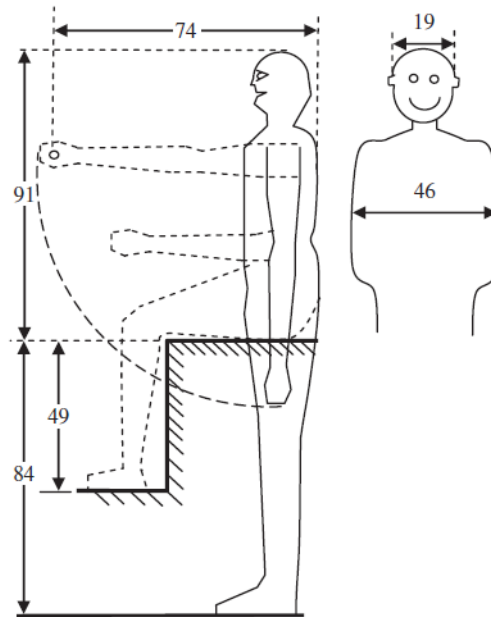
Gövdenin detaylı tasarım aşamasının adımlar bölüm 3.3.4.'de verilmiştir. Gövde hem kaldırma hem de sürüklenmeye pozitif etki yapabilmektedir. Bundan dolayı gövde

tasarlanırken minimum sürüklenme, maksimum kaldırma prensibi göz önüne alınmalıdır. Gövde tasarımında sık kullanılan şekil konfigürasyonları şekil 4.16.'da verilmiştir.



Şekil 4.16. Gövde tasarım konfigürasyonları (a) Büyük kargo uçakları (b) Savaş uçakları (c) Hafif hava araçları (d) Planör (Sadraey,2013)

Gövdenin tasarım kısıtları standartlarla da belirlenmiştir. Çok hafif hava araçlarında, standartlara göre 1 pilot ve 1 yolcu sınırı vardır. İki kişinin yan yana oturduğu tasarım yapılması hedeflenmektedir. Böylelikle gövde uzunluğu daha kısa olacaktır ve akrobatik hareketler için daha uyumlu olacaktır. Bir koltuk genişliği standartlara göre 50 cm civarındadır. Bu durumda 110 cm'lik bir genişlik kabin için yeterli olacaktır. FAA standartlarına göre, ortalama bir insan oturduğunda, kol mesafesi yaklaşık olarak 74 cm olmaktadır. Şekil 4.17.'de ortalama insan boyutlarına göre duruş mesafeleri verilmiştir. Bu durumda kabinin ergonomik bir yapıda olması için 110 cm genişlik, 100 cm uzunluk ve 70 cm yükseklikte olması gerekmektedir.

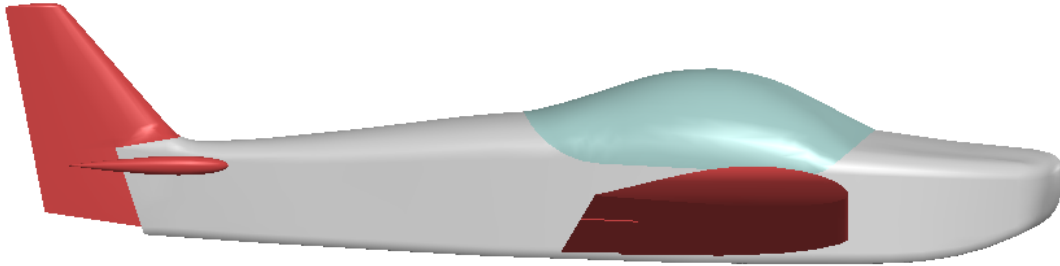


Şekil 4.17. FAA standartlarına göre insan boyutları(cm), (FAA,2018)

Kabin ölçüleri tamamlandıktan sonra burun için de belirlenmiş olan motorun boyutları kritiktir. Motorun boyutlarına göre burun kısmında yeterli hacim bırakılması gerekmektedir. Motorun boyutları şekil 4.9.'da verilmiştir. Bu durumda burun kısmında 1 m uzunluğunda, 0,9 m genişliğinde ve 0,7 metre yüksekliğinde bir alan yeterli olacaktır.

Gövdenin diğer parametrelerinden biri de uzunluğudur. Kuyruk ve kanat arasındaki mesafe 3,5 m olarak hesaplanmıştır. Burun uzunluğu da 1 metre olarak öngörülmüştür. Bu durumda gövdenin toplam maksimum uzunluğu yaklaşık olarak 6.1 m olarak hesaplanmıştır.

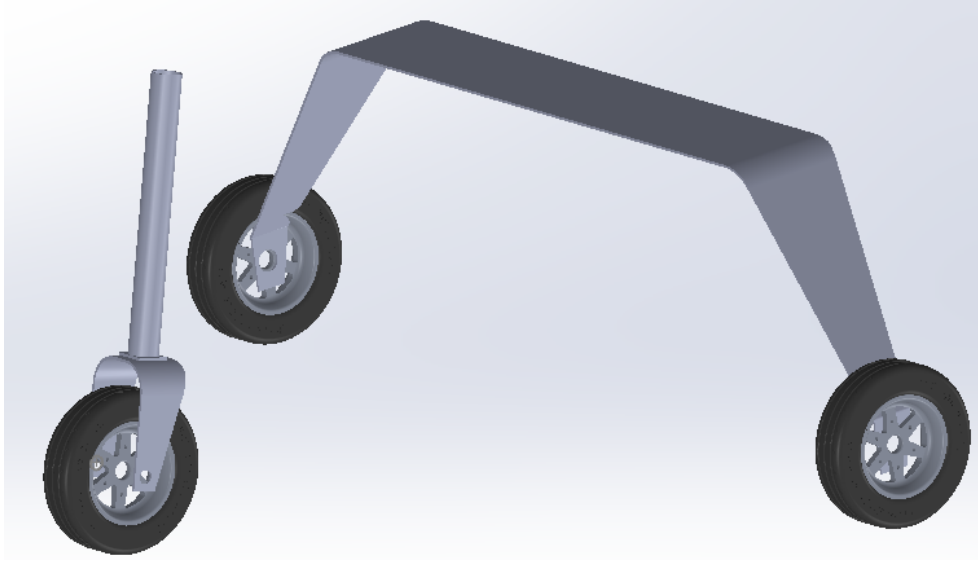
Kokpitte etrafı görme yetkinliği artırılması için tamamen şeffaf yapı kullanılacaktır. Gövdenin şekil olarak verimli hale gelmesi analizler sonucunda ortaya çıkacaktır. Bu aşamada optimum tasarım ortaya çıkarılmaya çalışılmıştır. Şekil 4.17.'de gövde tasarımının son hali verilmiştir.



Şekil 4.18. Gövde tasarımının son hali

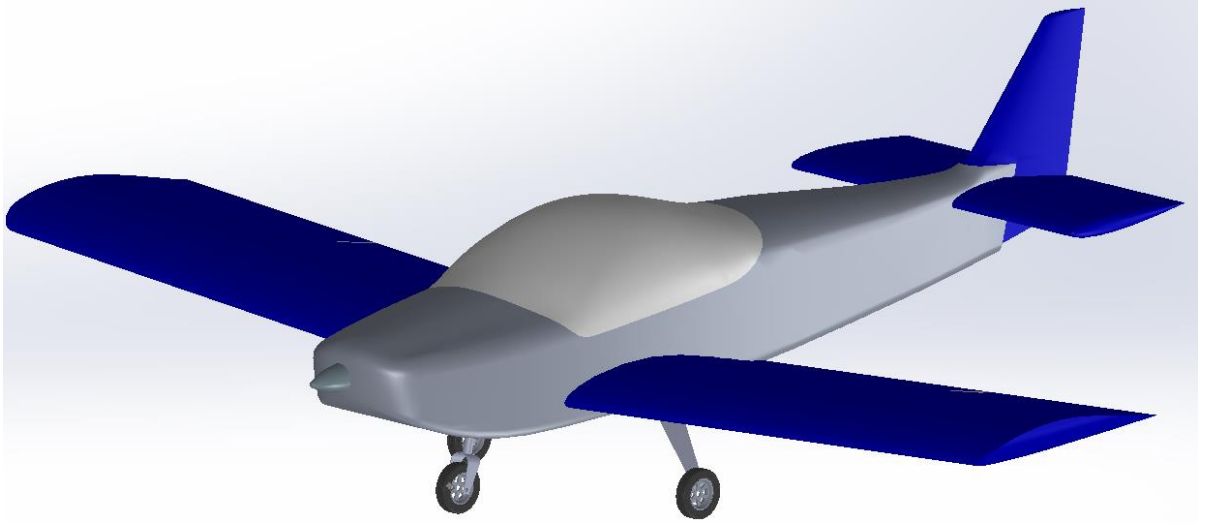
4.3.5. İniş Takımları Tasarımı

İniş takımlarının tasarımı ve nasıl olacağı kavramsal tasarım aşamasında verilmiştir. Bu tasarımda 3 tekerli sabit iniş takımı kullanılacaktır. İniş takımları yerleştirilirken ağırlık merkezi ve yüksekliğe dikkat edilerek yerleştirilmelidir. İniş takımları ile ilgili diğer bir durum ise tekerin belirlenmesidir. Tekerler iniş ve kalkış performansına uygun şekilde seçilmelidir. Tekerler standartlara ve teker üretici firmanın kataloglarına göre seçilebilir. Şekil 4.19.'da iniş takımlarının tasarımı gösterilmiştir.



Şekil 4.19. İniş takımlarının tasarımı

İniş takımlarının tasarımının tamamlanmasıyla detaylı tasarım aşaması tamamlanmıştır. SOLIDOWORKS 2021 programı yüzey modülünde tasarlanan uçağın son tasarımı Şekil 4.20.'de gösterilmiştir.



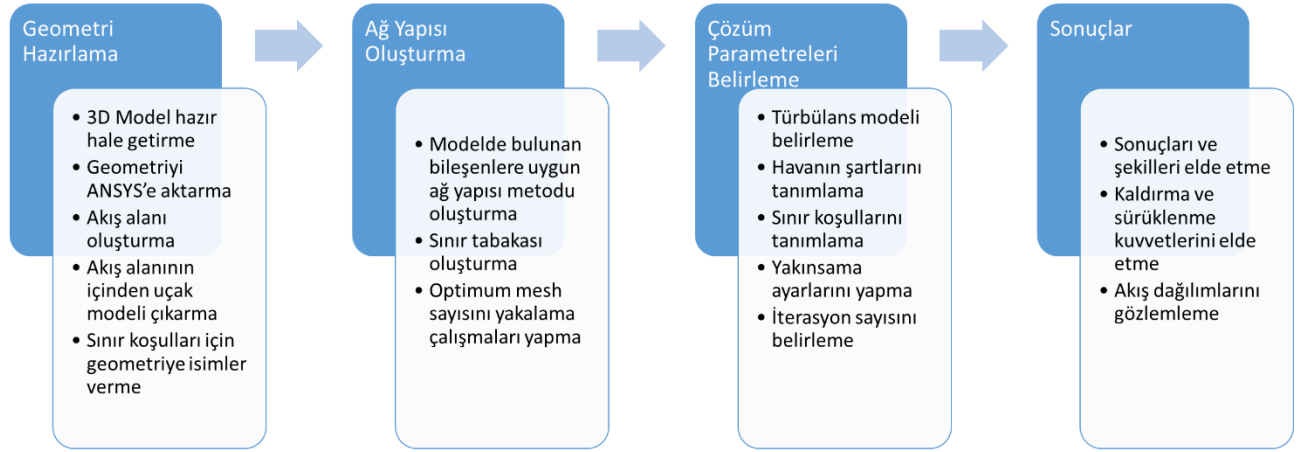
Şekil 4.20. Detaylı tasarımı tamamlanmış uçağın son tasarımı

4.4. Analiz Sonuçları

Bu bölümde HAD analizleri yapılacaktır. Bu aşama tamamlandıktan sonra uçakta gerekli olan revizyonlar yapılarak tasarım tamamlanacaktır. Tasarımın daha fazla doğrulanması için deneysel çalışmalar yapılması gerekmektedir.

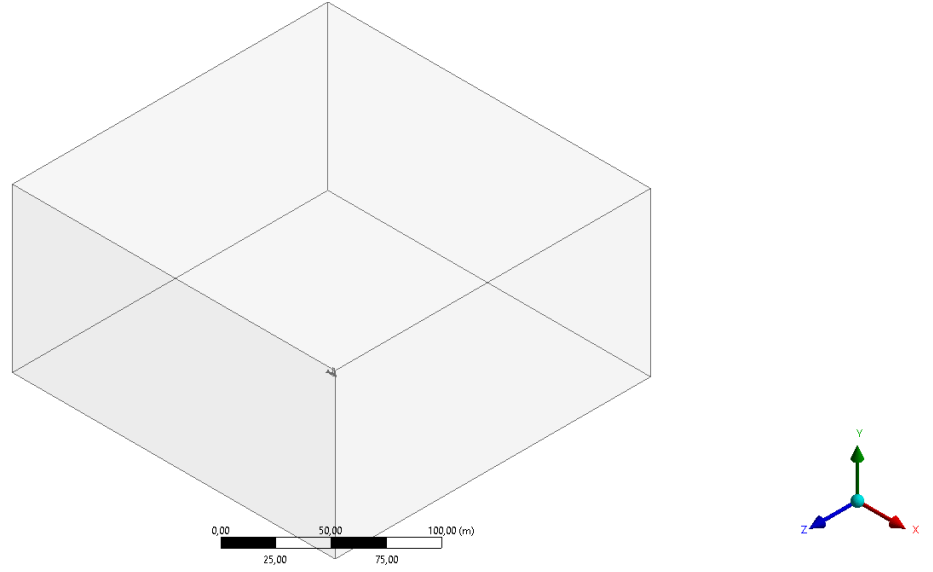
4.4.1. HAD Analizleri

Analizlere başlamadan önce yapılacak olan analizler ve türbülans modelleri belirlenmelidir. Türbülans modelleri materyal ve yöntem bölümünde açıklanmıştır. Analizler de ANSYS Fluent programı kullanılacaktır. Fluent programı içerisinde bir çok türbülans modelini barındırmaktadır. Şekil 4.21.'de bu aşamanın adımları verilmiştir.



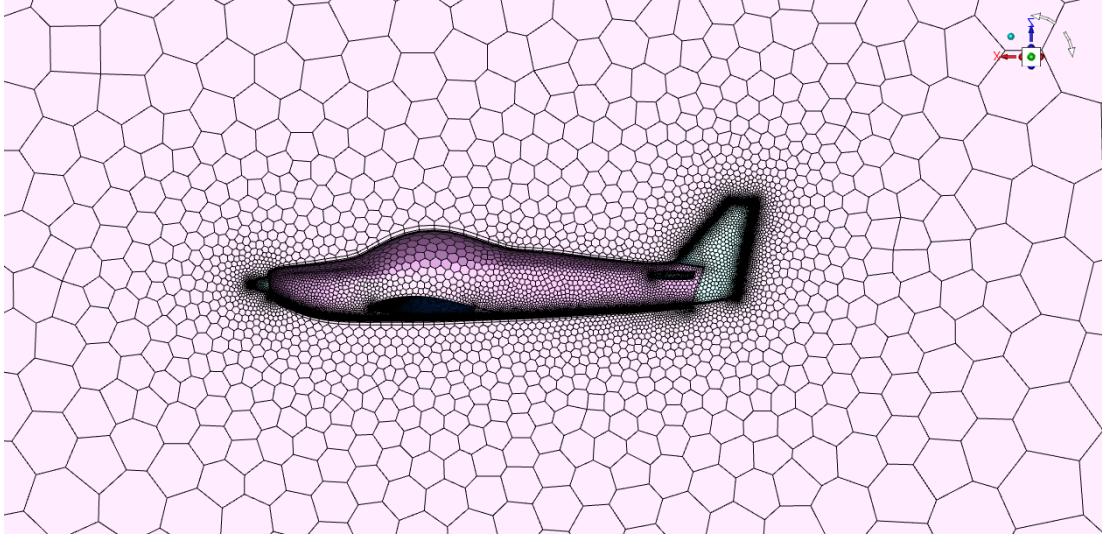
Şekil 4.21. Analiz adımları

Tasarımı tamamlanan 3 boyutlu uçak modeli ANSYS'e aktarılmış ve ANSYS Design Moduler'da geometri hazırlanmıştır. Uçağın hava ortamında uçuşunu simüle etmek için etrafına akış alanı tanımlanmıştır. Bu akış alanı, uçağın duvar etkilerinden arındırılması için belirli bir büyüklükte olması gerekmektedir. Akış hacmi küçük yapıldığında ters akışlar meydana gelmektedir ve istenilen sonuçlar ortaya çıkmamaktadır. Bu analiz için 200x200x200 m olarak akış alanı tanımlanmıştır. Akış hacmi tanımlandıktan sonra, akış hacmi içerisinde uçağın modeli çıkarılmıştır. Bu işlem tamamlandıktan sonra isim vermeye başlanmıştır. İsim verme işleminde, gövde, kanat, kuyruk ve burun için, ağ yapısını oluşturmada kolaylık olması açısından, ayrı ayrı isimler verilmiştir. Uçakla ilgili parametrelerin hesaplanması için uçağın bütününe isim verilmiştir. Havanın gireceği ve çıkacağı yüzeylere isimler verilmiştir. Uçağın etrafında bulunan yapılara da, duvar olarak algılanmaması ve basınç oluşmaması için giriş ismi verilmiştir. Ağ yapısı oluşturmada kolaylık olması ve eleman sayısını azaltmak için simetri metodu uygulanmıştır. Burada yapılan işlemler şekil 4.22.'de gösterilmiştir. İsim verme işlemleri tamamlandıktan sonra ağ yapısı oluşturma adımına geçilmiştir.

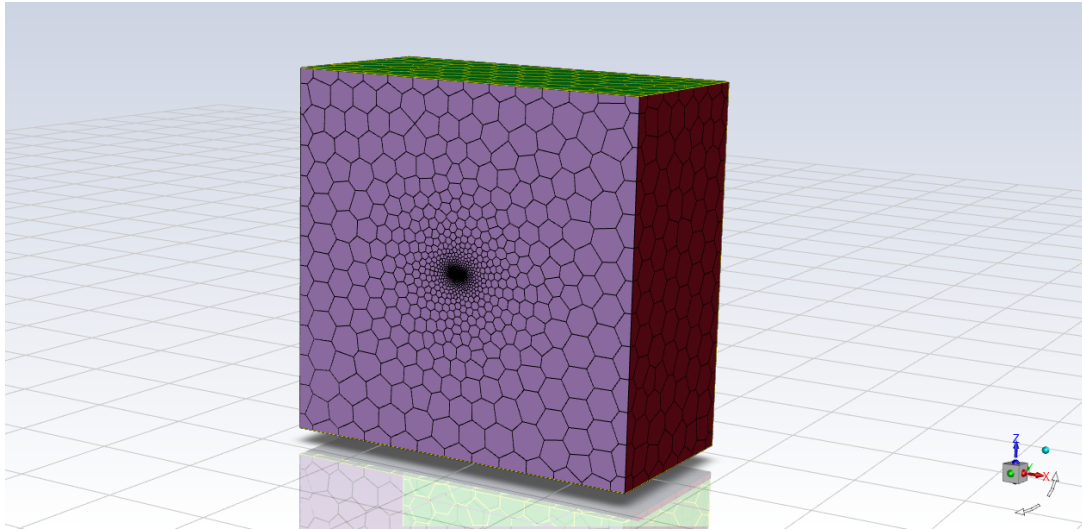


Şekil 4.22. Analiz için hazırlanan geometrik model

Ağ yapısı oluşturmak için ANSYS Fluent Meshing programı kullanılmıştır. Bu programda ağ ile ilgili bilgiler daha iyi girilebildiği için tercih edilmiştir. Öncelikle yüzeylere ağ çalışması yapılmıştır. Gövde ve kanat için minimum 0,3 mm, maksimum 300 mm olarak bölgesel ağ yapısı oluşturulmuştur. Kuyruk için minimum 0,2 mm, maksimum 200 mm olarak bölgesel ağ yapısı oluşturulmuştur. Burun için minimum 0,1 mm, maksimum 100 mm olarak bölgesel ağ yapısı oluşturulmuştur. Yüzey ağ yapısı minimum 0,0001 m ve 17 m arasında oluşturulmuştur. Yüzey ağ yapısı oluşturma işlemi tamamlandıktan sonra bölgeler ve sınırlar tanımlanmıştır. Sınır ayrılmalarını tespit etmek için sınır tabakası uygulanmış ve ilk sınır tabakasının yüksekliği 0,0000086 mm olarak hesaplanmıştır. Daha sonra ağ yapısına, 0,0001 m ve 13 m arasında hacim kazandırılmıştır. Eleman sayısını optimum sayıya getirmek için yapılan çalışmalar sonucunda, optimum eleman sayısı 6240700 olarak belirlenmiştir. Şekil 4.23. ve Şekil 4.24.'de oluşturulan ağ yapısı gösterilmiştir.

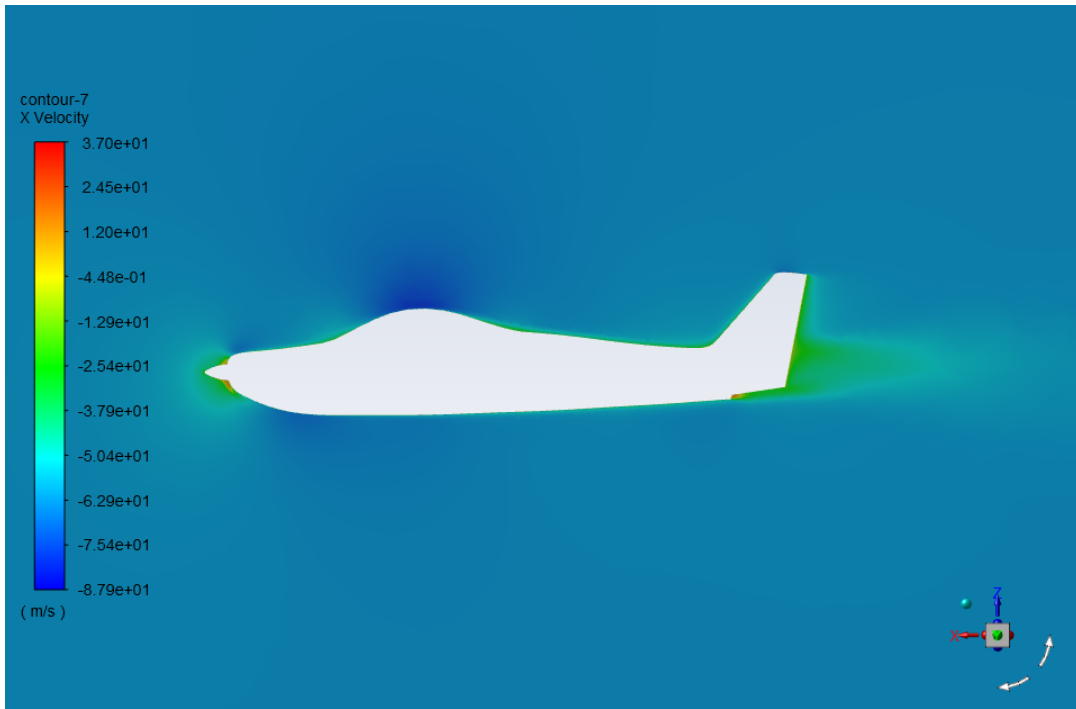


Şekil 4.23. Uçağın ağ yapısı



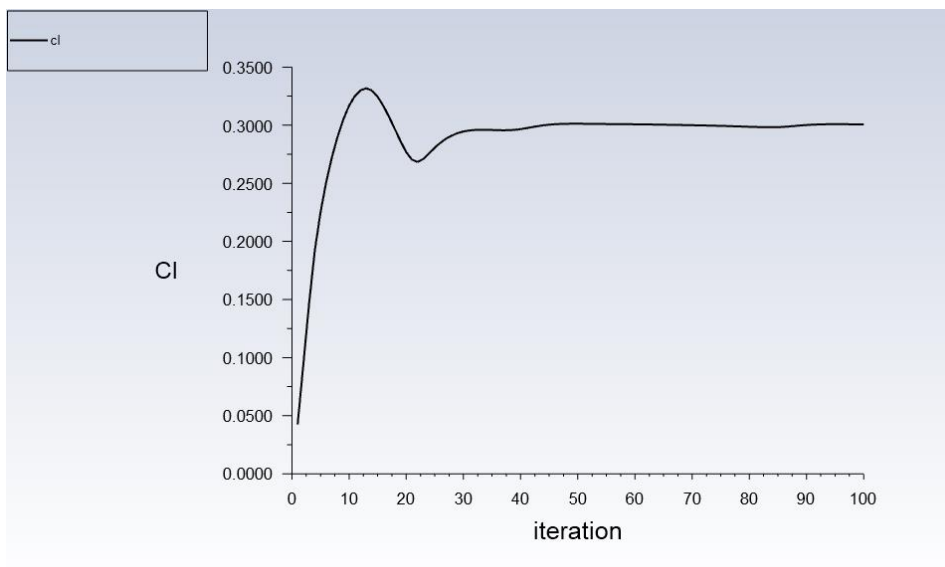
Şekil 4.24. Akış alanının ağ yapısı

Ağ yapısı oluşturulduktan sonra akışı simüle etmek için hazırlık yapılmıştır. Öncelikle 3048 m yükseklikte ve süzülüş hızında analizler yapılacaktır. Sınır ayrılmalarının gözlemlenebilmesi için türbülans modeli SST k-w olarak belirlenmiştir. Uluslararası hava standartlarına göre, 3048 m yükseklikte, hava yoğunluğu $0,9093 \text{ kg/m}^3$, viskozite $1,694 \times 10^{-5} \text{ kg/ms}$, atmosferik basınç 69700 Pa , sıcaklık $-4,5 \text{ }^\circ\text{C}$ olarak belirlenmiştir. Bu değerler havanın özelliğine girilerek analizler yapılmıştır. Hava özellikleri tanımlandıktan sonra sınır koşulları, hız girişi $61,1 \text{ m/s}$ olarak girilmiştir. Bu işlemler tamamlandıktan sonra yakınsama ayarları, $0,000001$ olarak ayarlanmış ve 500 iterasyonlu çözüm başlatılmıştır. Çözüm tamamlandıktan sonra uçak üzerinde bulunan hız dağılımı gözlemlenmiştir. Hız dağılımı şekil 4.25.'te verilmiştir.



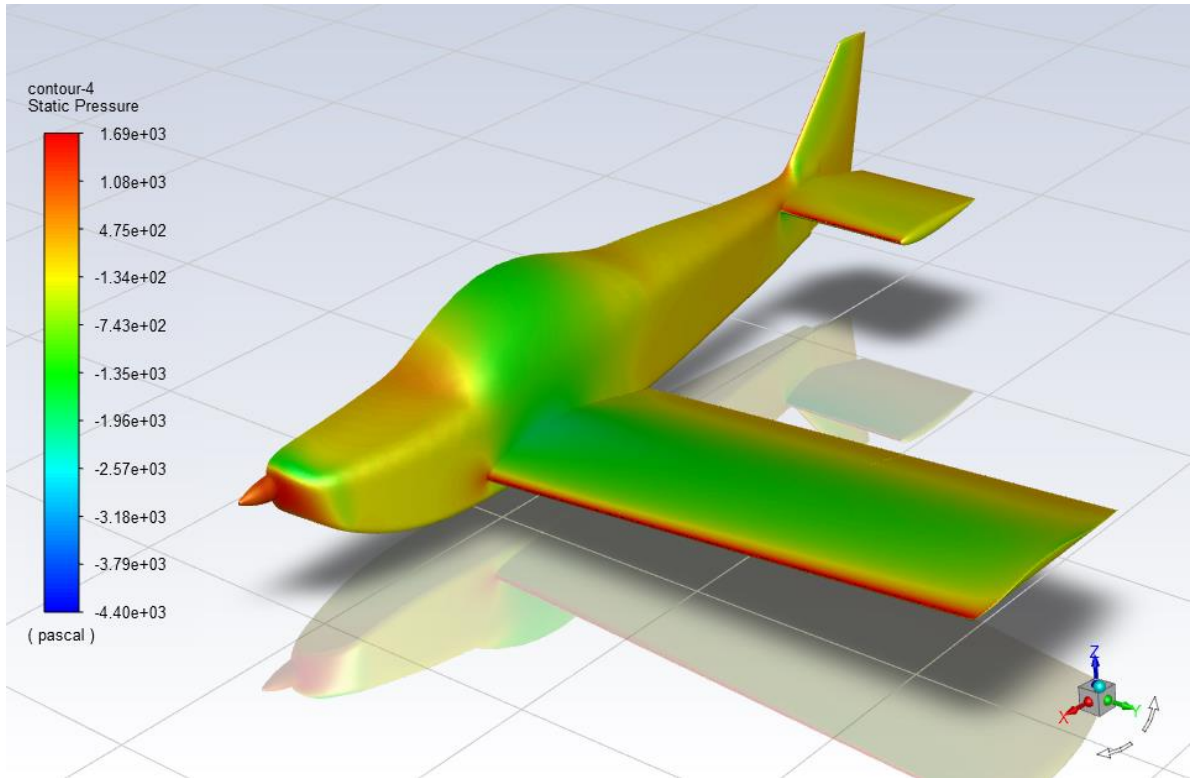
Şekil 4.25. Süzülüş hızında hız dağılımı

Şekil 4.25.'den görüldüğü gibi hız dağılımı stabil bir şekilde olmaktadır. Süzülüş uçuşunda sınır ayrılmaları düzgün bir şekilde olmakta ve türbülans dalgaları meydana gelmemektedir. Süzülüş uçuşunda C_L 0,3, C_D 0,02 olarak hesaplanmıştır. Bu değerler, teorik olarak hesaplanan değerlere yakın çıkmaktadır. Şekil 4.26.'da kaldırma katsayısının 100 iterasyonda yakınsadığı grafiği verilmiştir.



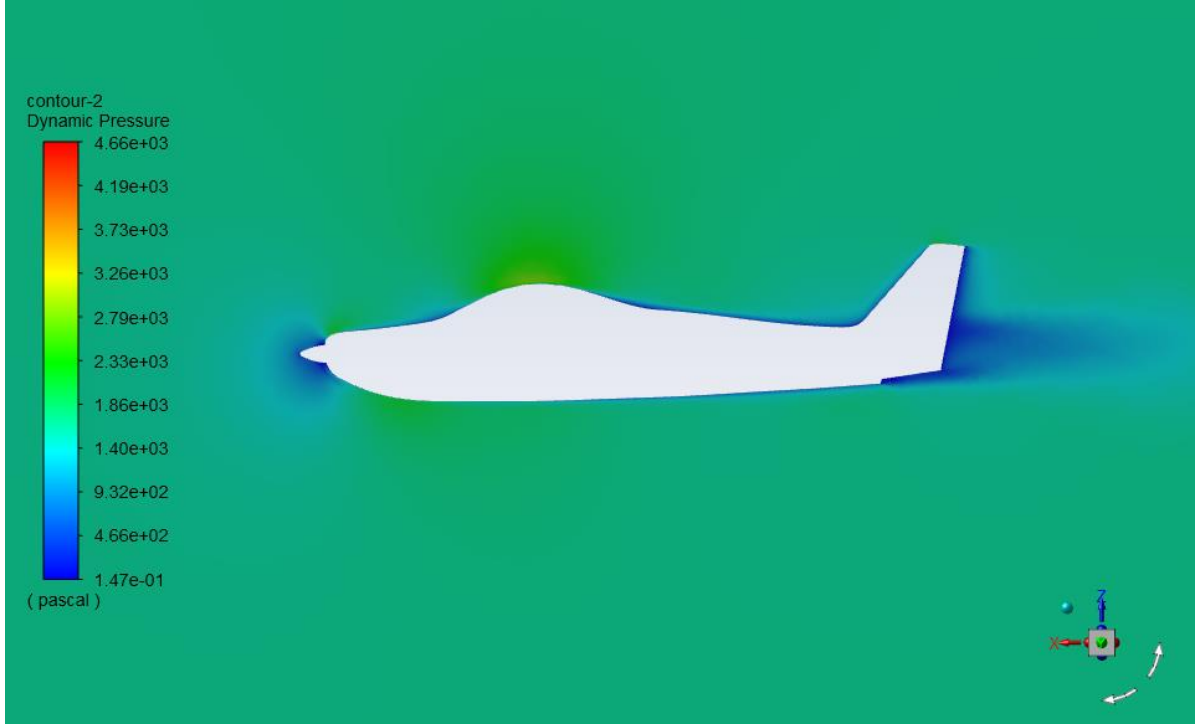
Şekil 4.26. 100 iterasyonda kaldırma katsayısı yakınsama grafiği

Uçak üzerine gelen basınçlar önem arz etmektedir. Şekil 4.27.'de uçak üzerinde bulunan statik basınç dağılımı gösterilmiştir. Gövde ve kanadın birleştiği bölgede kritik basınç oluşumu gözlemlenmemektedir. Süzülüş uçuşu için 1690 Pa olarak hesaplanmış olan basınç kanadın hücum kenarında meydana gelmiştir. Şekilden de görüldüğü üzere süzülüş uçuşunda kritik bir basınç oluşumu meydana gelmemektedir.

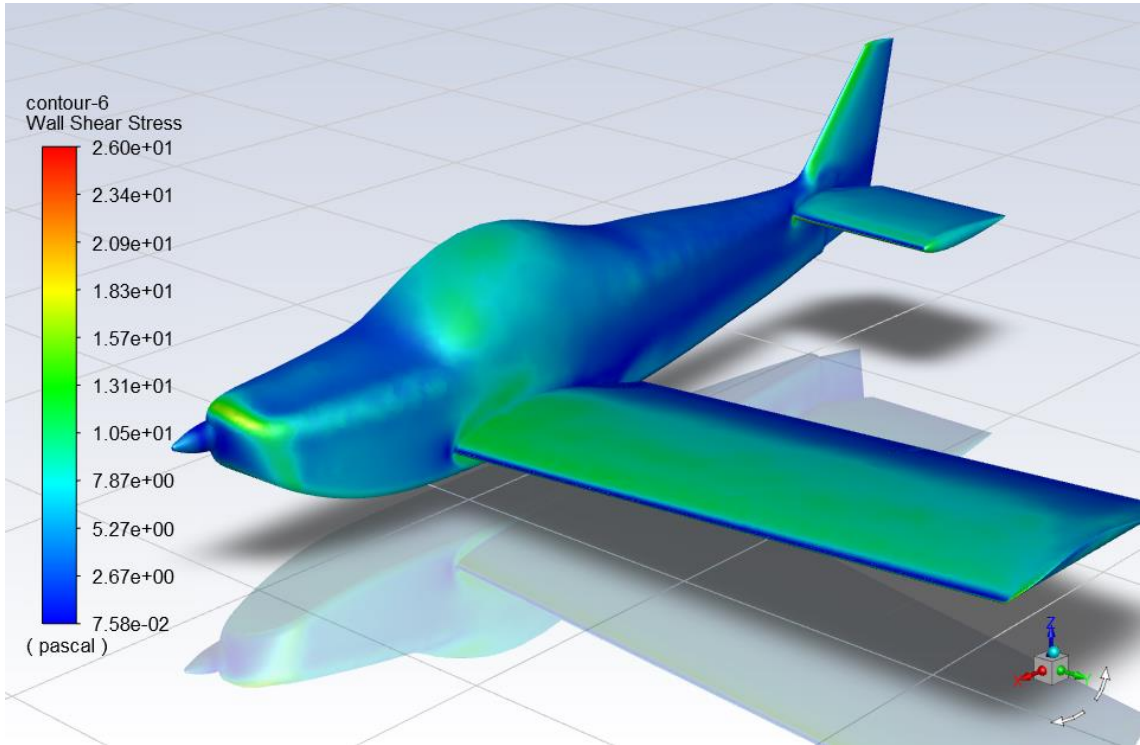


Şekil 4.27. Uçak üzerine gelen basınç dağılımı

Şekil 4.28.'de uçağın üzerindeki dinamik basınç gösterilmiştir. Maksimum dinamik basınç 4666 Pa olarak, burun kısmında ölçülmüştür. Dinamik basınçtan görüleceği üzere akış ayrılması uçağın gövdesinde olmamaktadır. Şekil 4.29.'da duvar kayma gerilmesi gösterilmiştir. Uçağın üzerinde problem oluşturacak bir değer gözlemlenmemiştir. Ortalama 1300 Pa olarak duvar kayma gerilmesi değeri elde edilmiştir.

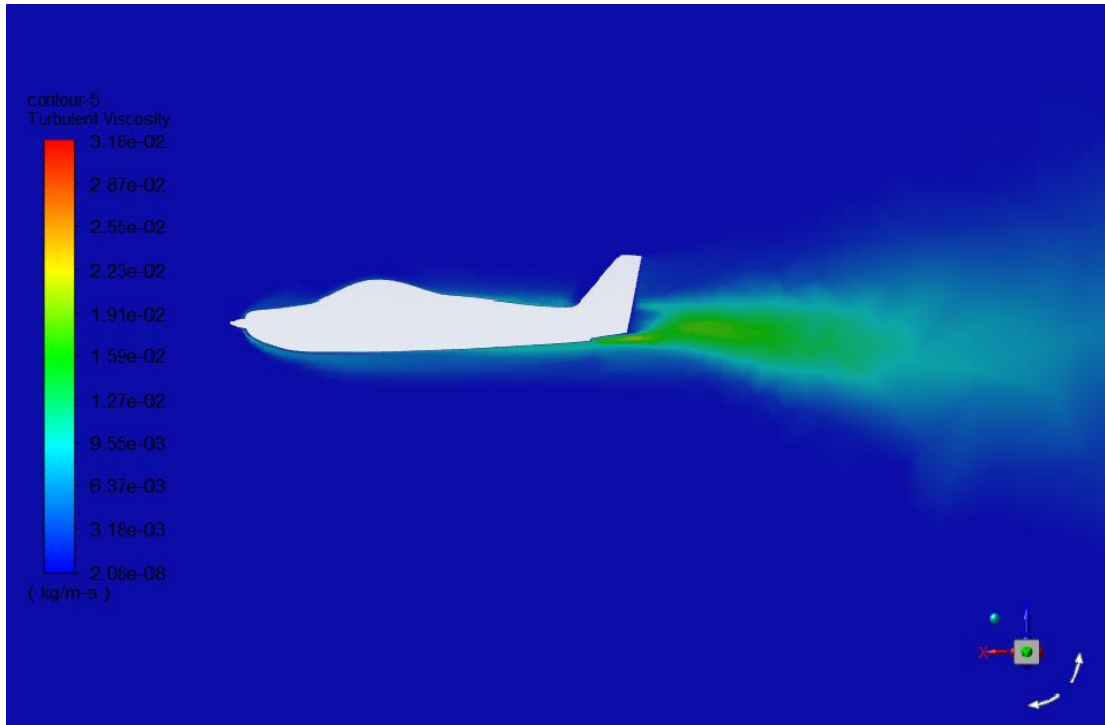


Şekil 4.28. Uçak üzerindeki dinamik basınç dağılımı



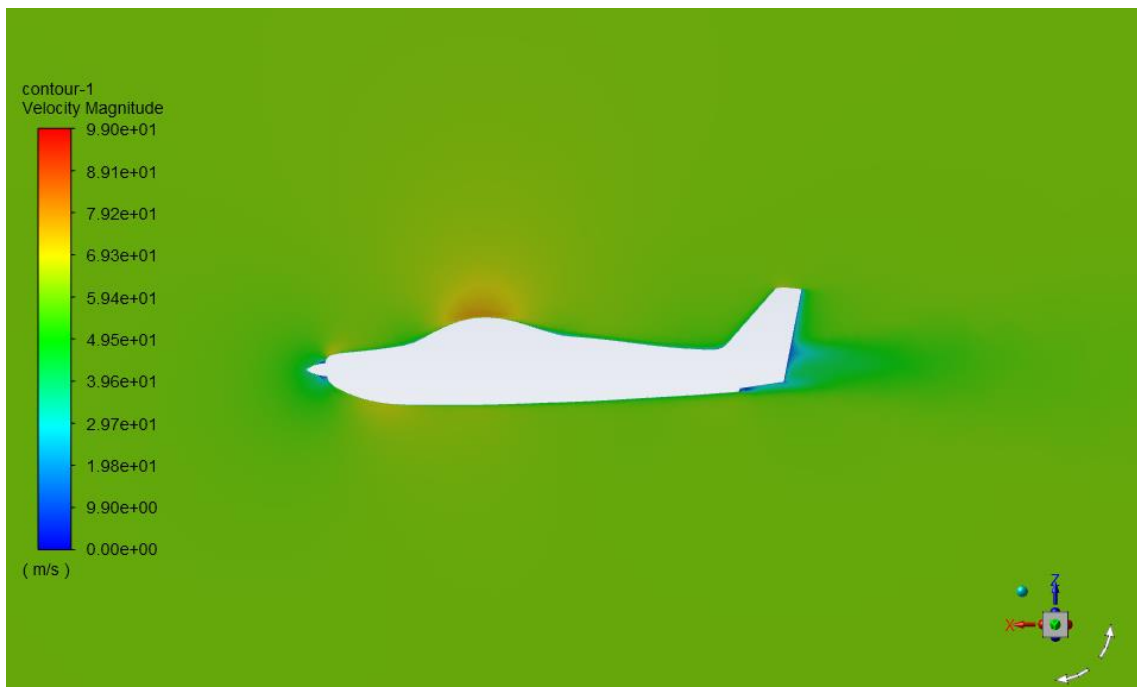
Şekil 4.29. Duvar kayma gerilmesi

Şekil 4.30.'da türbülans viskozitesi gösterilmiştir. Görüldüğü üzere akış uçağın kuyruk kısmından ayrılmaktadır. Uçağın sınır yüzeylerinde herhangi bir ayrılma meydana gelmemektedir.



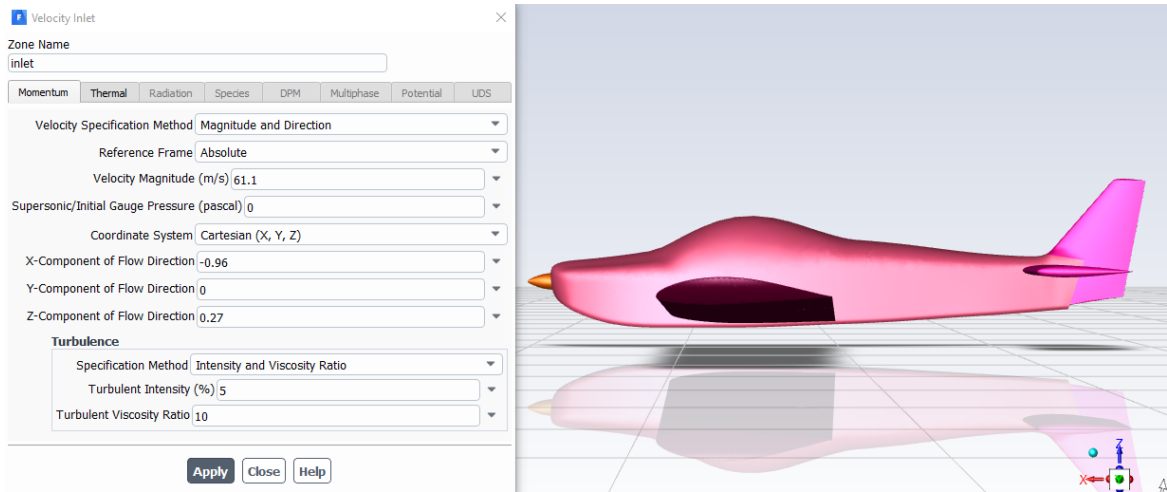
Şekil 4.30. Türbülans vizkozitesi akış dağılımı

4.31.'de uçağın üzerinden geçen akış ayrılmaları tüm yönüyle gösterilmiştir. Şekillerde görüldüğü üzere herhangi bir akış ayrılması mevcut değildir.



Şekil 4.31. Akış göstergesi

Süzülüş uçuşunda analizler tamamlandıktan sonra stol açısında analizler yapılmıştır. Uçak için en kritik açı olan stol açısında analizler yapılmıştır. Analiz için aynı geometri ve ağ yapısı modeli kullanılmıştır. Stol durumunu simüle etmek için sınır koşulları sekmesinde hava akışının yönü açı değerlerine göre girilerek tanımlanmıştır. Girilen akış yönleri ve uçağın koordinat merkezi şekil 4.32.'de gösterilmiştir.



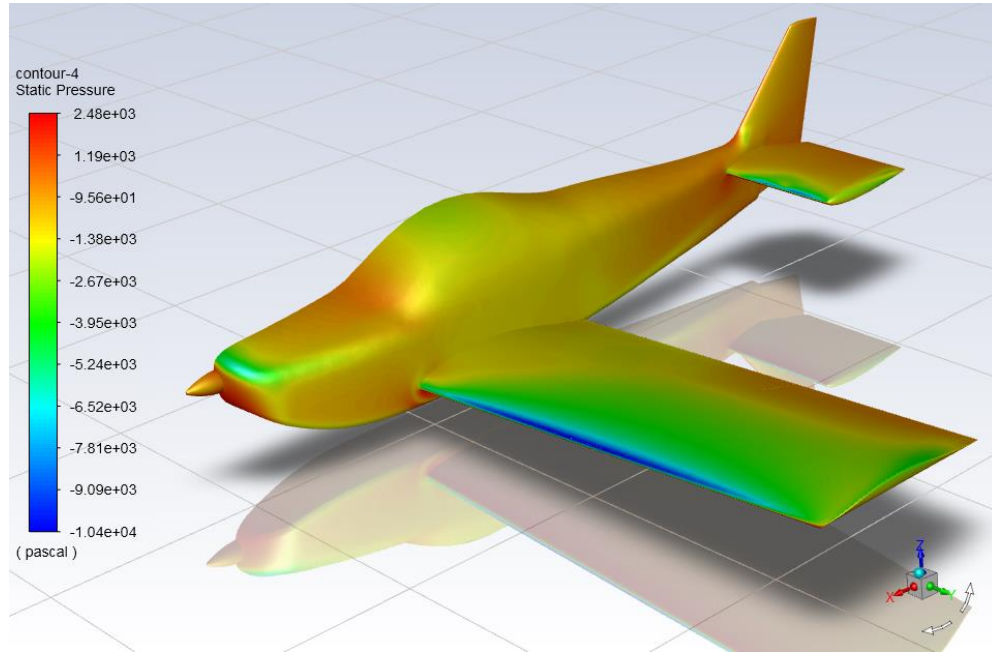
Şekil 4.32. Stol durumu için hız koşulları

Süzülüş uçuşunda incelenen parametreler stol durumu için de incelenmiştir. Öncelikle stol durumunda hız dağılımı incelenmiştir. Stol durumundaki hız dağılımı şekil 4.33.'de verilmiştir.



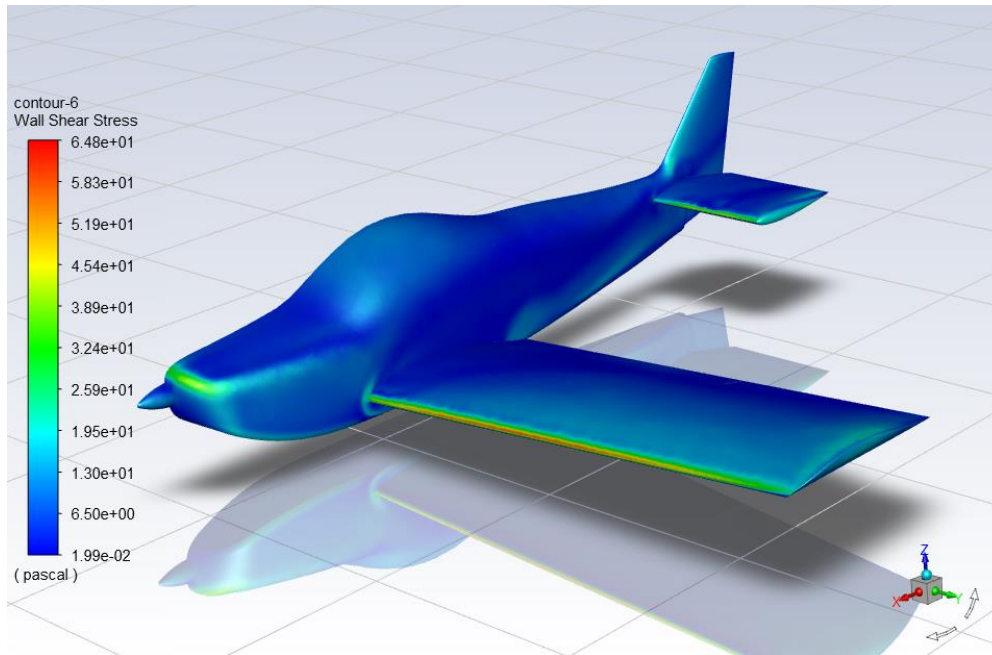
Şekil 4.33. Stol durumunda hız dağılımı

Şekil 4.34.'de stol durumunda olan uçağın statik basınç dağılımı verilmiştir. Görüldüğü üzere süzülüş uçuşuna göre basınçlarda artışlar meydana gelmiştir.



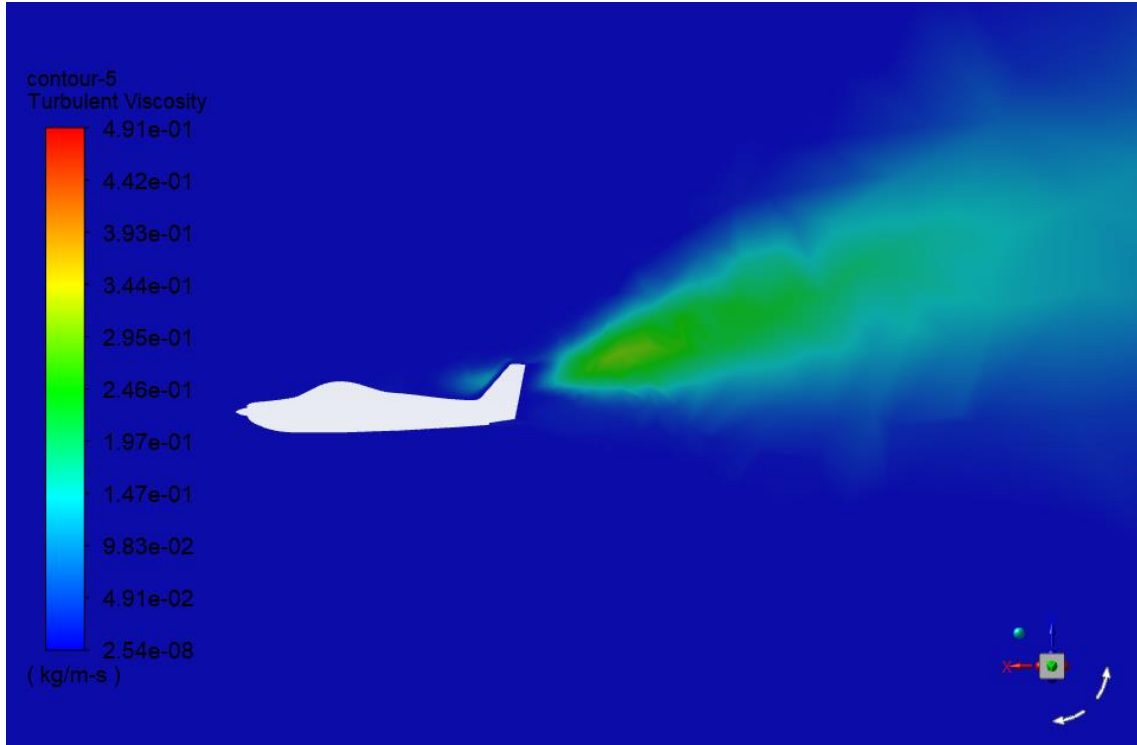
Şekil 4.34. Stol durumunda uçak statik basınç dağılımı

Şekil 4.35.'de uçağın üzerinde meydana gelen kayma gerilmesi gösterilmiştir. Bu değerde de artış meydana gelmiştir. Ortalama kayma gerilmesi 3890 Pa olarak hesaplanmıştır.



Şekil 4.35. Stol durumunda duvar kayma gerilmesi

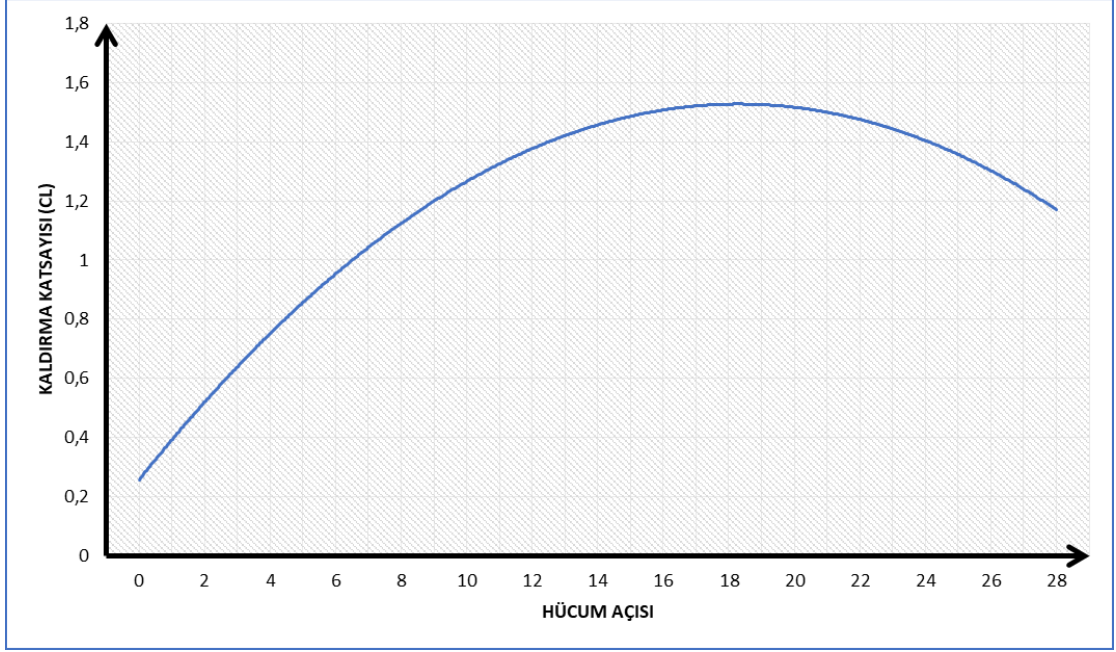
Şekil 4.36.'da türbülans viskozitesi gözlemlenmiştir. Bu şekilden anlaşılacağı üzere akış ayrılmaları başlamış ve stol durumuna gelinmiştir. Bu açıdan sonraki manevralarda dikkatli olunması gerekmektedir.



Şekil 4.36. Stol durumunda türbülans viskozitesi dağılımı

Stol durumunun analizi tamamlandıktan sonra diğer açıların analizleri yapılmıştır. 0, 2, 4, 6, 8, 10, 12, 14, 16, 18, 20, 22, 24, 26 ve 28 derece hücum açılarında kaldırma katsayıları incelenmiştir. Bu açılarda ki analizler, hava akışının yön değiştirilmesi yöntemi ile gerçekleştirilmiş ve aynı ağ yapısı kullanılmıştır. Hava koşulları deniz seviyesinde ki hava özellikleri olarak kabul edilmiştir. Hücum açısının değişimi ile akışın nasıl değiştiği gözlemlenmiş ve uçağın hızının kaldırma katsayısı üzerindeki etkisi belirlenmiştir. Uçak hızı arttıkça belirlenen açıdaki kaldırma katsayısı azalmaktadır. Uçağın bu açılarda uçabilmesi için uygun hız oranları belirlenmeli ve deneysel olarak doğrulanmalıdır. ANSYS Fluent programından elde edilen $\alpha - C_L$ grafiği şekil 4.37.'de gösterilmiştir. Uçağın uçuş kullanım kılavuzunda ve kısıtlarında hangi açılarda hangi hızda olacağı mutlaka belirtilmelidir. HAD analizlerinde, teorik hesaplamalara yakın değerler bulunmuştur. Stol durumunda C_L 1,55, C_D 0,25 olarak hesaplanmıştır. Bu değerler tasarım kısıtları içerisinde ve tasarım böylelikle

doğrulanmıştır. HAD analizleri sonuçlarına göre 16° hücum açısından sonra ki değerlerde manevralara ve hıza dikkat edilmelidir.



Şekil 4.37. ANSYS Fluent programından elde edilen hücum açısı-kaldırma katsayısı grafiği

Uçak deneysel testlerin yapılması ardından güvenli bir şekilde uçuş gerçekleştirebilecektir. Nihai tasarımın tamamen tamamlanması için deneysel testlerin gerçekleştirilmesi gerekmektedir.

5 SONUÇLAR VE ÖNERİLER

5.1 Sonuçlar

Çalışmanın sonucunda motorlu çok hafif hava aracının tasarımı yapılmış ve analizler ile doğrulanmıştır. Uçak tasarımı 4 farklı bölümde incelenmiştir. Bunlar kavramsal tasarım, ön tasarım, detaylı tasarım ve sayısal analizlerdir.

Kavramsal tasarım aşamasında, EASA ve SHGM standartları, benzer uçak modelleri ve tasarım sınırları incelenmiştir. Bunun sonucunda EASA standartlarına uygun ve pazarda yeri olabilecek bir uçağa karar verilmiştir. Hedef kitlesine uygun tasarım sınırları çizilmiştir. Ön tasarım aşaması için kısıtlar belirlenmiştir.

Ön tasarım aşamasında tasarım noktası belirlenmiş ve performans hedeflerine göre hesaplamalar yapılmıştır. Tasarımın ilk 3 boyutlu modellerine bu aşamada ulaşılmıştır.

Detaylı tasarım aşamasında uçuş emniyeti, yüksek konfor, optimum tasarım, yüksek performans için çalışmalar yapılmıştır. Bu hedefler doğrultusunda kanat profili, kanat montaj açısı, kuyruk konumu, gövde genişliği ve uzunluğu, motor seçimi gibi parametreler optimum seviyede seçilmiştir. Uçağın mekanik tasarımları bu aşamada tamamlanmıştır. Performans, konfor ve maliyet kriterlerine uygun uçak tasarımı yapılmıştır. Çizelge 5.1.'de elde edilen kritik boyutsal ve performans parametreleri verilmiştir.

Çizelge 5.1. Ön tasarım aşamasında elde edilen performans değerleri

Parametre	Değer
Maksimum hız	260 km/h
Süzülüş hızı	220 km/h
Stol hızı	80 km/h
Stol açısı	16°
Dönüş hızı	120 km/h
Kalkış Mesafesi	150 m
Tırmanma hızı	6 m/s
Dönüş yarıçapı	20 m
Kanat açıklık oranı	5,4
Kanat açıklığı	8,2 m
Toplam uzunluk	6 m
Uçağın yüksekliği	2 m
Maksimum C_L	1,55
Kanat montaj açısı	3°
Dihedral açısı	6,5°

Sayısal analizler aşamasında uçağın uçuş esnasında karşılaştığı uçuş simülasyonları yapılmaya çalışılmıştır. Tasarım aşamalarında elde edilen kaldırma ve

sürüklenme katsayıları doğrulanmıştır. Stol durumunda meydana gelen akış ayrılmaları gözlemlenmiştir. Yapılan analizlere göre tasarım revize edilmiş, nihai tasarıma ulaşılmış ve üretim için uygunluk sağlanabilecek bir noktaya gelinmiştir. Çizelge 5.2.'de hedefler, teorik sonuçlar ve nümerik sonuçlar verilmiştir. Görüldüğü üzere sonuçlar birbirine yakın çıkmıştır.

Çizelge 5.2. Hedefler, teorik ve nümerik sonuçların karşılaştırılması

Parametre	Hedef	Teorik Sonuçlar	Nümerik Sonuçlar
C_{Limaks}	1,6	1,55	1,5
$C_{D,min}$	0,03	0,02	0,022
L	5660 N	6100 N	6550 N
AR	5,4	5,4	5,4

5.2 Öneriler

Sayısal analizler de işlemci hızı yüksek bilgisayar kullanmak analizin doğrulanması ve sürecin daha hızlı ilerlemesi için gerekli olmaktadır. Tasarıma başlarken kısıtlar iyi belirlenmeli ve standartlar iyi incelenmelidir. Performans parametreleri hesaplanırken optimizasyon çok iyi yapılmalıdır.

Uçak tasarımı ve analizi tamamlandıktan sonra kullanım koşulları, şartları iyi hazırlanmalıdır. Analizler bölümünde bu kısıtlar gerçeğe yakın simüle edilmeli ve sonuçların karşılaştırılması yapılmalıdır. Uçağın seri imalat süreci başlamadan önce muhakkak deneysel çalışmalar yapılmalıdır.

Ayrıca nihai tasarım için Fluent Solid bağlantısı kurularak mekanik analizler de yapılarak, uçağın bileşenlerinde meydana gelen gerilmeler ve birim yer değiştirmeler tespit edilmelidir.

Ülkemizde sivil havacılık üzerine çalışmaların artırılması gerekmektedir. Özellikle Avrupa ve Amerika'da ev yapımı uçaklar yaygın bir şekilde kullanılmaktadır. Ülkemizde de bu kategoride uçak üretebilecek ve testlerini yapabilecek kapasite mevcuttur. Sivil havacılığa ve uçak tasarımına ilgi artırılmalı ve üniversite bünyelerinde bu çalışmalara ağırlık verilmelidir.

Özellikle hafif ve çok hafif hava aracı kategorilerinde geniş bir pazar mevcuttur. Bu pazara girmek için gerekli çalışmalar ve araştırma geliştirme yapıları kurulmalıdır.

6 KAYNAKLAR

- Boyne, Walter James , Crouch, Tom D. and Bilstein, Roger E.. "history of flight". Encyclopedia Britannica, 12 Nov. 2020, <https://www.britannica.com/technology/history-of-flight>. Accessed 8 May 2022.
- Yılmaz F., Türkiye’de sivil havacılık sektörünün tarihsel gelişimi ve 2003-2018 yılları arasında sektörün değerlendirilmesi, *Avrasya Sosyal ve Ekonomi Araştırmaları Dergisi*, 7 (2020), 113-129
- Marco M., Preliminary Dimensioning and Design of an Ultralight Acrobatic Motor-Glider Powered by a Self-Sufficient Electric Solution, Master Thesis, Università Degli Studi di Padova, 2017-2018
- Haolei M., Jiang X., Zhenyu F., 2020, Research status and recent development of crashworthiness of civil aircraft fuselage structures: An overview, *Progress in Aerospace Sciences*, 119 (2020), 100644-100666
- A. Riccio, S. Saputo, A. Sellitto, F. Di Caprio, L. Di Palma, 2020, A numerical-experimental assesment on a composite fuselage barrel vertical drop test: Induced damage onset and evolution, *Composite Structures*, 248 (2020), 112519-112535
- Wesley A. C., Patrick W., Geoffrey J. F., David R. S., Darren J. H., Jeffery W. B., 2020, Design and optimization of high-strain, cylindrical composite skins for morphing fuselages, *Materials and Design*, 187 (2020), 108395-108404
- Yajun C., Jinchuan Y., Changtian Z., Fusheng W., Chunming J., 2020, Effects of hole reaming on fatigue performance on thin sheets for fuselage: DIC and FEM analysis, *International Journal of Fatigue*, 141 (2020), 105893-105904
- A.M. Al-Mukhtar, 2020, Aircraft Fuselage Crack and Simulation, 1st Virtual European Conference on Fracture – VECFI, *Procedia Structural Integrity* 28 (2020), 124-131
- Haolei M., Jiang X., Yi L., Kun C., Zhenyu F., 2020, Impact test and numerical simulation of typical sub-cargo fuselage section of civil aircraft, *Aerospace Science and Technology*, 107 (2020), 106305-106320
- Wenbo S., Jie L., Haoxue G., Heng Z., Zhao Y., Youxu J., 2020, Numerical investigations on drag reductions of a civil light helicopter fuselage, *Aerospace Science and Technology*, 106 (2020), 106104-106120
- Antonio M. F., Howard S., 2020, Effect of a fuselage boundary layer ingesting propulsor on airframe forces and moments, *Aerospace Science and Technology*, 100 (2020), 105808-105819
- Evegeny G., 2019, Method of production of aircraft fuselage station, *Materials Today: Proceedings*, 19 (2019) 2365-2367

- Sohan A., Varun P., Srinivasa R., Srinivas G., 2019, Aircraft Fuselages Recent Developments – A Review, *Universal Journal of Mechanical Engineering*, 7 (6A), 12-20
- Thiago A.A. O., Gilberto G., Francisco E.J, 2019, Multiscale aircraft fuselage fatigue analysis by the dual boundary element method, *Engineering Analysis with Boundary Elements*, 104 (2019), 107-119
- Maher B., Tarek L., Mohamed S., 2018, Mechanical response of a hexagonal grid stiffened design of pressurized cylindrical Shell-application to aircraft fuselage, *Thin-Walled Structures*, 127 (2018) 40-50
- Viken N. N., Chris K. M., 2018, Computational modelling and experimental verification of the vibro-acoustic behavior of aircraft fuselage sections, *Applied Acoustics*, 132 (2018), 8-18
- Yuan L., Li Z., Yanzhong W., 2017, An optimal method of posture adjustment in aircraft fuselage joining assembly with engineering constraints, *Chinese Journal of Aeronautics*, 30 (2017), 2016-2023
- Nicolosi F., Vecchiha P. D., Ciliberti D., Cusati V., 2016, Fuselage aerodynamic prediction methods, *Aerospace Science and Technology*, 55 (2016), 332-343
- Paloma G.C., Jorge A.C., Sergio A.M., Luis P., Carlos D.P., 2021, On the lift curve slope for rectangular flat plate wings at moderate Reynolds number, *Journal of Wind Engineering & Industrial Aerodynamics*, 208 (2021), 104459
- Zixuan L., Shengying Z., 2021, Constrained predictor-corrector guidance via bank saturation avoidance for low L/D entry vehicles, *Aerospace Science and Technology*, 109 (2021), 106448
- Esteban V., Victor A., Victor H., Dario R., 2021, A Cad-free methodology for volume and mass properties computation of 3-D lifting surfaces and wing-box structures, *Aerospace Science and Technology*, 108 (2021), 106378
- Yfei Z., Haixin C., Yufei Z., 2020, Wing optimization of propeller aircraft based on actuator disc method, *Chinese Journal of Aeronautics*, 2020, 100084
- Khrisman K., Om P. M., Sanjay K., 2020, Simulation of airfoil shape for optimum wing characteristics, *Materialstoday:Proceedings*, 24 (2020), 2231-2237
- Anmin Z., Dongyu H., Dongsheng W., 2020, Structural design and experimental verification of a novel split aileron wing, *Aerospace Science and Technology*, 98 (2020), 105635
- Alexey V. I., Nikolay S., Rushan Z., 2019, New conceptual design of the adaptive compliant aircraft wing frame, *Engineering Science and Technology, an International Journal*, 22 (2019) 1149-1154

- Abdelkader B., Stanislaw K., 2019, Multidisciplinary design optimization of aircraft wing using commercial software integration, *Aerospace Science and Technology*, 92 (2019) 766-776
- Aleksandar G., Gordana K., Aleksandar S., Igor B., Mihajlo D.P., 2019, Fatigue crack paths in light aircraft wing spars, *International Journal of Fatigue*, 123 (2019), 96-104
- Corrado G., Stefano P., Andrea C., Francesco G., Ubaldo C., Fabrizio N., Pierluigi D. V., Franco M., Giuliano C., Marco E. B., 2018, Structural validation of a realistic wing structure: the RIBES test article, *Procedia Structural Integrity*, 12 (2018) 448-456
- Khalid E., Aleksandar G., Gordana K., Mustafa A., 2018, Design of Wing Spar Cross Section for Optimum Fatigue Life, *Procedia Structural Integrity*, 13 (2018) 444-449
- Kandasamy S., Nandan K. S., Umakanth J., 2018, Parametric optimization of high aspect ratio wing using surrogate model, *IFAC Papersonline* 51-1 (2018) 231-236
- Odeh D., Timoleon K., 2018, A review of aircraft wing mass estimation methods, *Aerospace Science and Technology*, 72 (2018) 256-266
- Yin Y., Zhoujie L., Zelu X., Joaquim R. R. A. M., 2018, On the influence of optimization algorithm and initial design on wing aerodynamic shape optimization, *Aerospace Science and Technology*, 75 (2018) 183-199
- V. Bharathidasan, V. Dinojan, Th,vyapriya N., 2016, Flutter Prediction on Wing and Redesigning of Wing, *IOSR Journal of Engineering (IOSRJEN)*, Vol. 06, Issue 02, 17-26
- Mohsen R., Amir H. F., 2021, Aerodynamic performance of mutual interaction tandem propellers with ducted UAV, *Aerospace Science and Technology*, 108 (2021) 106399-106409
- Viraj G., John J., John F. D., Hamid D., 2021, Rapid design generator and multifidelity analysis of aircraft structures, *Aerospace Science and Technology*, 112 (2021) 106612-106623
- A. Pagani, R. Azzara, E. Carrera, E. Zappino, 2021, Static and dynamic testing of a full-composite VLA by using digital image correlation and output-only ground vibration testing, *Aerospace Science and Technology*, 112 (2021) 106632-106647
- Chen X., Zhou Z., 2020, Propeller-wing coupled aerodynamic design based on desired propeller slipstream, *Aerospace Science and Technology*, 97 (2020) 105556-105572
- Agostino D. M., Mario D. S., Pierluigi D. V., Vittorio T., Fabrizio N., 2020, Automatic modeling of aircraft external geometries for preliminary design workflows, *Aerospace Science and Technology* 98 (2020) 105667-105692

- Neves A.F., Lawson N.J., Bennett C.J., Khanal B., Hoff R.I., 2020, Unsteady aerodynamics analysis and modeling of Slingsby Firefly aircraft: Detached-Eddy Simulation model and flight test validation, *Aerospace Science and Technology*, 106 (2020) 106179
- Falk G., Marc H., Carsten B., Mathew M., Cees B., 2020, Wind-tunnel and CFD investigations of UAV landing gears and turrets – Improvements in empirical drag estimation, *Aerospace Science and Technology* 107 (2020) 106306-106321
- Rui P. R. Cardoso, 2020, A new beam element which blends the Euler-Bernoulli beam theory with idealised transverse shear flows for aircraft structural analysis, *Thin-Walled Structures*, 157 (2020) 107118-107135
- David S., Istvan J., Istvan G., Daniel R., 2020, Conceptual design of small aircraft with hybrid-electric propulsion systems, *Energy*, 204 (2020) 117937-117955
- A. Chinnamahammad B., K. Balamurugan, 2020, Fracture analysis of fuselage joint developed by aerodynamic structural materials, *Materialstoday: Proceedings*
- Abdelwahid B., Marija S., Lamine R., Zoran R., Takieddine M., 2020, UAV aerodynamic design involving genetic algorithm and artificial neural network for wing preliminary computation, *Aerospace Science and Technology*, 84 (2019) 464-483
- Pierluigi D. V., Daniele M., Fabrizio N., Agostino D. M., 2018, Numerical analysis of propeller effects on wing aerodynamic: tip mounted and distributed propulsion, *Transportation Research Procedia*, 29 (2018) 106-115
- Innokentiy K., Egor K., Roy G., 2018, Computational study of wing deformation and sting interference effects with CAE-AVM test case, *Chinese Journal of Aeronautics*, 31 (10) 1954-1961
- Nicolosi F., De Marco A., Sabetta V., Vecchia P.D., 2018, Roll performance assessment of a light aircraft: Flight simulations and flight tests, *Aerospace Science and Technology*, 76 (2018), 471-483
- Bravo-Mosquera P.D., Ceron-Munoz H.D., Diaz-Vazquez G., Catalano F.M., 2018, Conceptual design and CFD analysis of a new prototype of agricultural aircraft, *Aerospace Science and Technology*, 80 (2018), 156-176
- S. Piedra, E. Martinez, C.A. Escalante-Velazquez, S.M.A. Jimenez, 2018, Computational aerodynamics analysis of a light sport aircraft: Compliance study for stall speed and longitudinal stability certification requirements, *Aerospace Science and Technology*, 82-83 (2018) 234-242
- I. Armendariz, J. Olarrea, J. Garcia-Martinez, 2018, Engine to wing structural design under critical loads caused by a propeller blade loss, *Engineering Structures*, 158 (2018) 155-163

- Juhee Lee, 2018, Computational analysis of static height stability and aerodynamic of vehicles with a fuselage, wing and tail in ground effect, *Ocean Engineering* 168 (2018) 12-22
- Xu S., Timme S., Mykhaskiv O., Müller J.D., 2017, Wing-body junction optimisation with CAD-based parametrisation including a moving intersection, *Aerospace Science and Technology*, 68 (2017), 543-551
- Panagiotou P., Kaparos P., Salpingidou C., Yakinthos K., 2016, Aerodynamic design of a MALE UAV, *Aerospace Science and Technology*, 50 (2016), 127-138
- Sadraey M., *Aircraft Design A System Engineering Approach*, Wiley, 2013, ISBN 978-1-119-95340-1
- Roskam J., *Airplane Design Part 1: Preliminary Sizing of Airplanes*, DARcorporation, 2022
- Gundmundsson S., *General Aviation Aircraft Design: Applied Methods and Procedures*, Elsevier, 2014, ISBN: 978-0-12-397308-5
- Raymer D. P., *Aircraft Design: A Conceptual Approach*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2018, ISBN 978 1 624104909
- Malalasekera W., Versteeg H. K., *An Introduction to Computational Fluid Dynamics*, Pearson, 2007, ISBN: 978-0-13-127498-3

ÖZGEÇMİŞ

KİŞİSEL BİLGİLER

Adı Soyadı : Kamil Özpınar
Uyruğu : Türk
Doğum Yeri ve Tarihi : Beyşehir / 05.01.1995
Telefon : 444 12 51 / 7726
Faks :
e-mail : kamil.ozpınar@karatay.edu.tr

EĞİTİM

Derece	Adı, İlçe, İl	Bitirme Yılı
Lise	: Anadolu Lisesi, Selçuklu, Konya	2013
Üniversite	: KTO Karatay Üniversitesi, Karatay, Konya	2018
Yüksek Lisans	: Necmettin Erbakan Üniversitesi	2022
Doktora	:	

İŞ DENEYİMLERİ

Yıl	Kurum	Görevi
2018	Kukamet	Ar-Ge Sorumlusu
2019	Hidrokon	Tasarım Uzmanı
2020	KTO Karatay Üniversitesi	Arş. Gör.

UZMANLIK ALANI

3 Boyutlu Modelleme ve Tasarım
 Hesaplama Akışkanlar Dinamiği
 Uçak Tasarımı
 Havacılık
 Uçak İmalatı

YABANCI DİLLER

İngilizce

BELİRTMEK İSTEĞİNİZ DİĞER ÖZELLİKLER

YAYINLAR