



**DEĞİŞKEN DİHEDRAL YAPISINA SAHİP
İNSANSIZ HAVA ARACI TASARIMI**

Fatih Kutay AKPINAR

Yüksek Lisans Tezi

Eskişehir, 2024

**DEĞİŞKEN DİHEDRAL YAPISINA SAHİP İNSANSIZ HAVA ARACI
TASARIMI**

Fatih Kutay AKPINAR

Yüksek Lisans Tezi

Pilotaj Anabilim Dalı

Danışman: Dr. Öğr. Üyesi Uğur ÖZDEMİR

Eskişehir

Eskişehir Teknik Üniversitesi

Lisansüstü Eğitim Enstitüsü

Nisan 2024

JÜRİ VE ENSTİTÜ ONAYI

Fatih Kutay AKPINAR'ın DEĞİŞKEN DİHEDRAL YAPISINA SAHİP İNSANSIZ HAVA ARACI TASARIMI başlıklı çalışması 15/04/2024 tarihinde aşağıdaki jüri tarafından değerlendirilerek “Eskişehir Teknik Üniversitesi Lisansüstü Eğitim-Öğretim ve Sınav Yönetmeliği”nin ilgili maddeleri uyarınca, Pilotaj Anabilim dalında Yüksek Lisans Tezi olarak kabul edilmiştir.

Jüri Üyeleri

Unvan Adı Soyadı

İmza

Üye

: Dr. Öğr. Üyesi Uğur ÖZDEMİR

Üye

: Dr. Öğr. Üyesi Hakan KORUL

Üye

: Dr. Öğr. Üyesi Zafer ÖZNALBANT

Prof. Dr. Semra KURAMA

Lisansüstü Eğitim Enstitüsü Müdürü

15/04/2024

DANIşMAN ONAYI

Danişmanlığını yürüttüğüm Yüksek Lisans ğrencisi Fatih Kutay AKPINAR, DEğİşKEN DİHEDRAL YAPISINA SAHİP İNSANSIZ HAVA ARACI TASARIMI başlıklı tez çalışmasını tamamlamıştır. Hazırlamış olduğu tez tarafımca incelenmiş ve öğrencinin tez savunma sınavına alınması bilimsel ve etik açıdan uygun görülmüştür.

Tez Danişmanı

Dr. Öğr. Üyesi Uğur ÖZDEMİR

ÖZET

DEĞİŞKEN DİHEDRAL YAPISINA SAHİP İNSANSIZ HAVA ARACI TASARIMI

Fatih Kutay AKPINAR

Pilotaj Anabilim Dalı

Eskişehir Teknik Üniversitesi, Lisansüstü Eğitim Enstitüsü, Nisan 2024

Danışman: Dr. Öğr. Üyesi Uğur ÖZDEMİR

Havacılık sektörü sürekli olarak gelişmektedir. Son yıllarda ülkemizde devamlı olarak bu alanda ilerlemeler, yeni fikir ve projeler görülmektedir. Son dönemlerde özellikle insansız hava aracı tasarımı ve üretimi konusunda büyük atılımlar yapılmaktadır.

Bu tez kapsamında literatürde bulunan şekil değiştirebilir geometri yapısına sahip (morphing) sabit kanatlı hava araçları incelenmiştir. Bu hava araçlarının kullanım alanları, avantaj ve dezavantajları tartışılmıştır. Edinilen bilgiler doğrultusunda dihedral açısı değişimi üzerine yoğunlaşmıştır ve bu kapsamda dihedral açısı değişiminin avantaj ve dezavantajlarından bahsedilmiştir.

Sabit kanatlı mini bir insansız hava aracı tasarlanmış, tasarlama aşamasında daha önce Amerika’da düzenlenen Tasarla-Yap-Uçur yarışmasına son yıllarda katılan yarışmacıların uçaklarından yararlanarak rakip uçakların profilleri çıkarılmıştır. Bu çalışma sonucunda ortaya çıkan veriler ışığında uçak tasarım aşamaları sırasıyla izlenerek uçağın tasarımı tamamlanmıştır. Tasarlanan Mini sabit kanatlı bir insansız hava aracına uygulanabilir temel ve düşük maliyetli bir değişken dihedral mekanizması önerilmiştir. Mekanizmanın tasarımı Solidworks programı kullanılarak gerçekleştirilmiş ve bu doğrultuda önerilen mekanizmanın entegrasyonu tasarlanan uçak üzerinde gösterilmiştir.

Anahtar Sözcükler: Uçak tasarımı, İnsansız hava aracı, Dihedral açısı değişimi, Şekil değiştirebilen uçaklar, Mekanizma tasarımı.

ABSTRACT

UNMANNED AERIAL VEHICLE DESIGN WITH VARIABLE DIHEDRAL STRUCTURE

Fatih Kutay AKPINAR

Department of Pilotage

Eskişehir Technical University, Institute of Graduate Programs, April 2024

Supervisor: Asst. Prof. Dr. Uğur ÖZDEMİR

The aviation sector is constantly developing. In recent years, there have been continuous advances, new ideas and projects in this field in our country. Recently, great breakthroughs have been made especially in the design and production of unmanned aerial vehicles.

Within the scope of this thesis, fixed wing aircraft with morphing geometry structure found in the literature are analyzed. The usage areas, advantages and disadvantages of these air vehicles are discussed. In line with the information obtained, the focus is on dihedral angle variation and in this context, the advantages and disadvantages of dihedral angle variation are mentioned.

A mini unmanned aerial vehicle with fixed wings was designed, and during the design phase, the airplanes of the competitors who participated in the Design-Build-Fly competition organized in the USA in recent years were used to profile the competing airplanes. In the light of the data obtained as a result of this study, the design of the aircraft was completed by following the aircraft design stages in order. A basic and low-cost variable dihedral mechanism is proposed for a Mini fixed wing unmanned aerial vehicle. The design of the mechanism was realized using Solidworks program and the integration of the proposed mechanism was demonstrated on the designed aircraft.

Keywords: Aircraft design, Unmanned aerial vehicle, Dihedral angle change, Morphing aircrafts, Mechanism design.

TEŞEKKÜR

Tez çalışma sürecimde yardımlarını ve emeğini hiç esirgemeyen, Pilotaj alanında verimli bir tez yazma imkânı tanıyan tez danışmanım Dr. Uğur ÖZDEMİR ve jüri üyelerim Dr. Öğr. Üyesi Hakan KORUL ve Dr. Öğr. Üyesi Zafer ÖZNALBANT'a teşekkürlerimi sunarım.

Hayatımın her anında bana maddi ve manevi olarak her zaman destek veren annem Emine Şenay AKPINAR ve babam Hakan AKPINAR'a teşekkürlerimi bir borç bilirim.

Fatih Kutay AKPINAR



ETİK İLKE VE KURALLARA UYGUNLUK BEYANNAMESİ

Bu tezin bana ait, özgün bir çalışma olduğunu; çalışmamın hazırlık, veri toplama, analiz ve bilgilerin sunumu olmak üzere tüm aşamalarında bilimsel etik ve kurallara uygun davrandığımı; bu çalışma kapsamında elde edilen tüm veri ve bilgiler için kaynak gösterdiğimi ve bu kaynaklara kaynakçada yer verdiğimi; bu çalışmanın Eskişehir Teknik Üniversitesi tarafından kullanılan “bilimsel intihal tespit programı”yla tarandığını ve hiçbir şekilde “intihal içermediğini” beyan ederim. Herhangi bir zamanda, çalışmamla ilgili yaptığım bu beyana aykırı bir durumun saptanması durumunda, ortaya çıkacak tüm ahlaki ve hukuki sonuçları kabul ettiğimi bildiririm.

Fatih Kutay AKPINAR

İÇİNDEKİLER

Sayfa

BAŞLIK SAYFASI	I
JÜRİ VE ENSTİTÜ ONAYI.....	II
DANIŞMAN ONAYI	III
ÖZET	IV
ABSTRACT.....	V
TEŞEKKÜR	VI
ETİK İLKE VE KURALLARA UYGUNLUK BEYANNAMESİ.....	VII
İÇİNDEKİLER.....	VIII
TABLolar DİZİNİ.....	XII
ŞEKİLLER DİZİNİ.....	XIV
SİMGELER VE KISALTMALAR DİZİNİ.....	XVIII
1. GİRİŞ	1
2. LİTERATÜR ARAŞTIRMASI VE DİHEDRAL AÇISI	3
2.1. Literatür Araştırması	3
2.1.1. Uçak dışı şekil değiştirebilen kanat yapısı	3
2.1.2. Düzlem içi şekil değiştirebilen kanat yapısı	6
2.1.3. Teleskopik değişebilen kanat yapısı.....	9
2.1.4. Şişme kanat yapısı	10
2.1.5. Aeroelastik kanat yapısı.....	12
2.2. Dihedral Açısı ve Özellikleri	15
2.2.1. Tanım ve işlevi	15
2.2.2. Pozitif dihedral açısı ve özellikleri	16
2.2.3. Negatif dihedral açısı ve özellikleri	16
3. UÇAK TASARIMI	18
3.1. Amaç, Gereksinimler ve Görev Profili.....	18
3.2. Rakip Uçak Çalışması.....	18

3.2.1. Rakip uçakların özellikleri	19
3.2.2. Rakip uçaklar için grafikler	24
3.3. İlk Boyutlandırma Tahmini	31
3.3.1. Konfigürasyon	31
3.3.2. Kanat konumu	34
3.3.3. Kavramsal ilk çizim.....	35
3.4. Ağırlık Tahmini ve Karşılaştırma Çalışması.....	36
3.4.1. Görev 1a	37
3.4.2. Görev 1b	37
3.4.3. Görev 2a	38
3.4.4. Görev 2b	39
3.4.5. Diyagramlar	40
3.4.5.1. $V_{seyir} = 15 \text{ m/s}$ için grafikler	40
3.4.5.2. $V_{seyir} = 20 \text{ m/s}$ için grafikler.....	42
3.4.5.3. $W_{yük} = 2000\text{gr}$ için grafikler	45
3.5. Kanat Profili ve Geometri Seçimi.....	49
3.5.1. Kanat profili seçimi.....	49
3.5.2. Rakip çalışmasından elde edilen veriler ve hesaplamalar	51
3.5.3. Kanat geometri seçimi.....	55
3.5.3.1. Açıklık oranı.....	55
3.5.3.2. Kanat ok açısı.....	56
3.5.3.3. Sivrilik oranı	57
3.5.3.4. Büküm.....	58
3.5.3.5. Kanat insidanı	58
3.5.3.6. Dihedral.....	58
3.5.3.7. Kanat dikey konumu.....	59
3.5.3.8. Kanat uçları	59
3.5.4. Kuyruk seçimi.....	60
3.5.4.1. Kuyruk yerleşimi.....	60
3.5.4.2. Kuyruk geometrisi.....	61
3.5.4.3. Kuyruk kesiti.....	62
3.5.5. Çizimler	63
3.6. İtme/Ağırlık Oranı ve Kanat Yükleme.....	64

3.6.1. Güç ağırlık oranı seçimi.....	64
3.6.2. Kanat yüklemesi seçimi.....	68
3.6.2.1. Rakip çalışmalarına dayalı tahmin	68
3.6.2.2. Perdövites hızı gereksinimine dayalı tahmin	68
3.6.2.3. Kalkış yer yuvarlanması gereksinimine dayalı tahmin	69
3.6.2.4. Seyir hızı gereksinimine dayalı tahmin.....	72
3.6.3. Analizler	72
3.6.3.1. Perdövites hızı (boş).....	72
3.6.3.2. Perdövites hızı (tam dolu).....	73
3.6.3.3. Kalkış yer yuvarlanması (boş).....	73
3.6.3.4. Kalkış yer yuvarlanması (tam dolu).....	74
3.6.3.5. En iyi menzil hızı (boş)	74
3.6.3.6. En iyi menzil hızı (tam dolu)	74
3.6.3.7. Maksimum hız (boş)	75
3.6.3.8. Maksimum hız (tam dolu)	75
3.6.3.9. Tırmanışın başlangıcında tırmanış eğimi ve tırmanış hızı	75
3.7. İlk Boyutlandırma.....	77
3.7.1. Motor boyutlandırma çalışması	77
3.7.2. Motor seçimi	78
3.7.3. Sabit motor boyutlandırma çalışması.....	79
3.7.4.Geometri ölçülendirmesi.....	80
3.7.4.1.Gövde boyutlandırması.....	80
3.7.4.2.Kanat boyutlandırması	81
3.7.4.3.Kuyruk boyutlandırması.....	81
3.7.4.4.Kontrol yüzeylerinin boyutlandırılması	83
3.8. Yapılandırma Düzeni ve Tasarımı	86
3.8.1. Yük bölmesi tasarımı	91
3.8.2. Uçağın ıslatılmış yüzey alanı ve hacmi	92
3.8.2.1. Islatılmış alan belirleme	92
3.8.2.2. Uçak iç hacmi	94
4. MEKANİZMA TASARIMI VE UÇAĞA ENTEGRASYONU.....	98
5. SONUÇ	104

KAYNAKÇA..... 106

EKLER

ÖZGEÇMİŞ



TABLÖLAR DİZİNİ

Sayfa

Tablo 3.1. Rakip Uçakların Teknik Özellikleri I (AIAA, 2023 Design, Build, Fly Competition Summary, 2023).....	19
Tablo 3.2. Rakip Uçakların Teknik Özellikleri II (AIAA, 2009 Design, Build, Fly Competition Summary, 2009).....	20
Tablo 3.3. Rakip Uçakların Teknik Özellikleri III (AIAA, 2022 Design, Build, Fly Competition Summary, 2022).....	22
Tablo 3.4. Rakip Uçakların Teknik Özellikleri IV (AIAA, AIAA Design Build Fly Competition Summary 2021, 2021).....	23
Tablo 3.5. Görev 1a teknik özellikleri	37
Tablo 3.6. Görev 1b teknik özellikleri	37
Tablo 3.7. Görev 2a teknik özellikleri	38
Tablo 3.8. Görev 2b teknik özellikleri	39
Tablo 3.9. Sonuçların özeti (uluslararası birim sistemi)	47
Tablo 3.10. Sonuçların özeti (ingiliz birim sistemi)	48
Tablo 3.11. Rakip çalışmasından uçaklar ve özellikleri	51
Tablo 3.12. Kanat için kanat profilleri (Riegels, 1961)	52
Tablo 3.13. Açıklık oranı sonuçları.....	55
Tablo 3.14. Kanatçık profil parametreleri	62
Tablo 3.15. Kanat profili seçim özeti.....	64
Tablo 3.16. Rakip uçakların hp/W oranları.....	65
Tablo 3.17. hp/W değerlerinin sonuçları.....	67
Tablo 3.18. Kanat yüklemesi tablosu	68
Tablo 3.19. W/S oranını hesaplamak için gerekli parametreler ve değerler	71
Tablo 3.20. Kanat yüklemesi analiz sonuçları	72
Tablo 3.21. Boş zemin yuvarlanma mesafesini hesaplamak için gerekli parametreler ve değerler	73
Tablo 3.22. Tam dolu zemin yuvarlanma mesafesini hesaplamak için gerekli parametreler ve değerler	74
Tablo 3.23. Sonuçların özet tablosu	76
Tablo 3.24. Motor boyutlandırma için parametreler	78
Tablo 3.25. <i>NEU 1415/2Y/1100 motor özellikleri</i> (NeuMotors, 2024).....	79

Tablo 3.26. Gövde uzunluğu - W_0 (Raymer, 2018)	80
Tablo 3.27. Sonuçların özeti	85
Tablo 3.28. Hesaplanan özellikler.....	86
Tablo 3.29. Kanat parametreleri.....	95
Tablo 3.30. Yatay kuyruk parametreleri	96
Tablo 3.31. Dikey kuyruk parametreleri	96
Tablo 3.32. Islak alan evrensel birim	96
Tablo 3.33. Islak alan ingiliz birimi	97
Tablo 3.34. Uçak iç hacmi	97



ŞEKİLLER DİZİNİ

Sayfa

Şekil 2.1. XB-70 uçağının kanat değişim aşamalarının önden görünüşü	3
Şekil 2.2. Lockheed-Martin Z-wing değişken kanat yapısı geçiş süreci	4
Şekil 2.3. Değişken açılı martı kanat mekanizmasının önden görünüşü.....	5
Şekil 2.4. Boeing 777X – katlanabilen kanat ucu.....	5
Şekil 2.5. Festo firmasının geliştirdiği robotik kuş	6
Şekil 2.6. Bell X-5 uçağının geçiş fazları	6
Şekil 2.7. F-111'in hareket açısı	7
Şekil 2.8. F14 uçağının 20° ile 68° arasında değişimi.....	7
Şekil 2.9. Beş özel uçuş koşulu için NextGen tasarımı konfigürasyonları.....	8
Şekil 2.10. Dönüşen kanat yapısı.....	8
Şekil 2.11. MAK-10 teleskopik kanatlı uçağı	9
Şekil 2.12. FS-29 yelkenli uçağı.....	10
Şekil 2.13. Virginia teknoloji ekibinin tasarladığı kanadın küçük görseli	10
Şekil 2.14. Şişirilebilir kanat yapısı.....	11
Şekil 2.15. Nasa Dryden I2000 uçağının kanat açılışı.....	11
Şekil 2.16. FlexSys Inc. firmasının uyumlu kanat modeli.....	12
Şekil 2.17. FlexSys Inc. Firmasının tasarladığı esnek kanat flapı	13
Şekil 2.18. Milano Politeknik Üniversitesince önerilen firar kenarı	13
Şekil 2.19. ODTÜ ve TUSAŞ tarafından tasarlanan ve üretilen uçak	14
Şekil 2.20. NASA'da tasarlanan elastik kanat profili.....	14
Şekil 2.21. MADCAT projesinde kullanılan modüler bloklar	15
Şekil 2.22. Dihedral açısı.....	16
Şekil 3.1. Uçuş rotası.....	18
Şekil 3.2. W_e/W_0-W_0	25
Şekil 3.3. W_t/W_0-W_0	25
Şekil 3.4. $b-W_0$	26
Şekil 3.5. $S-W_0$	26
Şekil 3.6. Uçak sayısı-Vseyir grafiği.....	27
Şekil 3.7. Uçak sayısı- W_0 grafiği	27
Şekil 3.8. Uçak sayısı- W_p grafiği	28
Şekil 3.9. Uçak sayısı- W/S grafiği	28

Şekil 3.10. Uçak sayısı-Kalkış mesafesi.....	29
Şekil 3.11. Uçak sayısı- V_{HT} grafiği.....	29
Şekil 3.12. Uçak sayısı- V_{VT} grafiği.....	30
Şekil 3.13. Uçak sayısı- hp/W	30
Şekil 3.14. Geleneksel kanat konfigürasyonu	32
Şekil 3.15. Kanard kanat konfigürasyonu	32
Şekil 3.16. Uçan kanat konfigürasyonu.....	33
Şekil 3.17. İki düzlemlı kanat konfigürasyonu.....	33
Şekil 3.18. Üç düzlemlı kanat konfigürasyonu.....	34
Şekil 3.19. Uçağın kavramsal ilk çizimi.....	35
Şekil 3.20. Uçuş rotası.....	36
Şekil 3.21. $W_0 - W_p$	40
Şekil 3.22. $W_e - W_p$	40
Şekil 3.23. $W_f - W_p$	41
Şekil 3.24. Kanat Alanı - W_p	41
Şekil 3.25. $P_0 - W_p$	42
Şekil 3.26. $W_0 - W_p$	42
Şekil 3.27. $W_e - W_p$	43
Şekil 3.28. $W_f - W_p$	43
Şekil 3.29. Kanat Alanı - W_p	44
Şekil 3.30. $P_0 - W_p$	44
Şekil 3.31. $W_0 - V_{seyir}$	45
Şekil 3.32. $W_e - V_{seyir}$	45
Şekil 3.33. $W_f - V_{seyir}$	46
Şekil 3.34. $S_{kanat} - V_{seyir}$	46
Şekil 3.35. $P_0 - V_{seyir}$	47
Şekil 3.36. Airfoil geometri (Raymer, 2018).....	50
Şekil 3.37. C_{lmaks} davranışı (Riegels, 1961).....	53
Şekil 3.38. $C_{l(alfa)}$ ve $C_{d(alfa)}$ – Alfa grafikleri (Airfoil Tools, 2024).....	53
Şekil 3.39. C_l/C_d – Alfa, C_m – Alfa grafikleri (Airfoil Tools, 2024).....	54
Şekil 3.40. $C_l - C_d$ grafiği (Airfoil Tools, 2024)	54
Şekil 3.41. SD7062 kanat profili (Airfoil Investigation Database, 2009)	55
Şekil 3.42. Kanat ok açısı (Raymer, 2018).....	56

Şekil 3.43. Kanat ok açısı tarihsel eğilimi (Raymer, 2018).....	57
Şekil 3.44. Sivrililiğin kaldırma dağılımı üzerindeki etkisi (Raymer, 2018)	58
Şekil 3.45. Kanat konumuna göre önerilen dihedral açılar	59
Şekil 3.46. Kanat ucu çeşitleri (Raymer, 2018).....	60
Şekil 3.47. Kuyruk çeşitleri (Raymer, 2018).....	61
Şekil 3.48. Kuyruk geometrisi seçim tablosu (Raymer, 2018).....	61
Şekil 3.49. NACA0009 kanat profili (Airfoil Tools, 2024)	62
Şekil 3.50. Boyutlandırılmamış kanat çizimi	63
Şekil 3.51. Boyutlandırılmamış yatay kuyruk çizimi	63
Şekil 3.52. Tarihsel görev segmenti ağırlık kesirleri (Raymer, 2018)	67
Şekil 3.53. Kalkış analiz segmentleri (Raymer, 2018)	70
Şekil 3.54. NEU 1415/2Y/1100 elektrikli motor (NeuMotors, 2024).....	79
Şekil 3.55. Kuyruk hacim katsayıları (Raymer, 2018)	82
Şekil 3.56. Kanatçık rehberi (Raymer, 2018).....	84
Şekil 3.57. Kanadın üstten görünümü (m).....	88
Şekil 3.58. Yatay kuyruğun üstten görünüşü (m).....	88
Şekil 3.59. Dikey kuyruğun üstten görünüşü (m).....	89
Şekil 3.60. Kanatçıklı kanadın çizimi (m).....	89
Şekil 3.61. İrtifa dümenli yatay kuyruk çizimi (m)	90
Şekil 3.62. İstikamet dümenli dikey kuyruk çizimi (m).....	90
Şekil 3.63. Kanat için ağırlık merkezi noktasının konumu (m).....	91
Şekil 3.64. Yük bölmesi	92
Şekil 3.65. Uçağın izometrik görünüşü	94
Şekil 3.66. Uçağın üstten görünüşü	94
Şekil 3.67. Uçağın yandan görünüşü	95
Şekil 3.68. Uçağın önden görünüşü.....	95
Şekil 4.1. Vidalı mil.....	98
Şekil 4.2. Mil bağlantı parçası	99
Şekil 4.3. Kanat bağlantı parçası	99
Şekil 4.4. Kanat bağlantı parçası pimi	99
Şekil 4.5. Vidalı mil montajı	100
Şekil 4.6. Tekerlek tutucu.....	100
Şekil 4.7. Tekerlek.....	100

Şekil 4.8. Tekerlek bağlantı pimi.....	101
Şekil 4.9. Tekerlek montajı.....	101
Şekil 4.10. Mekanizmanın uçak üzerinde gösterimi.....	101
Şekil 4.11. Dihedral açısız konumu.....	102
Şekil 4.12. Dihedral açılı konum	102
Şekil 4.13. Anhdral açılı konum	102
Şekil 4.14. Kriko mekanizmasının önden görüntüsü.....	103
Şekil 4.15. Kriko mekanizmasının üstten görüntüsü.....	103
Şekil 4.16. Kriko mekanizmasının yakından görüntüsü.....	103



SİMGELER VE KISALTMALAR DİZİNİ

AR	: Açıklık oranı
a	: Ses hızı
A.O.A	: Hücüm açısı
İHA	: İnsansız hava aracı
DBF	: Tasarla-Yap-Uçur (Design-Build-Fly Competition)
b	: Kanat açıklığı
c	: Veter hattı
C_f	: Eşdeğer yüzey sürtünme katsayısı
C_D	: Sürüklemeye katsayısı
C_{Do}	: Parazit sürüklenmesi
C_L	: Kaldırma katsayısı
$c/4$	: Çeyrek veter hattı
D	: Sürüklemeye, Çap
e	: Oswald açıklık verimlilik faktörü
g	: Yerçekimi ivmesi
G	: Tırmanma eğimi
H	: Ağırlık merkezi yüksekliği
h	: İrtifa, Yükseklik
hp/W	: Beygir gücü/Ağırlık oranı
K	: Sürüklemeye göre kaldırma faktörü
k	: Yüzey sertlik değeri
L	: Uzunluk, Kaldırma, Yalpalama momenti
L/D	: Kaldırma/Sürüklemeye oranı
L_{HT}	: Yatay kuyruk moment kolu
L_{VT}	: Dikey kuyruk moment kolu
M	: Mach sayısı, Kütle, Yunuslama momenti
M_a	: Ana dişliden arka ağırlık merkezine olan mesafe
M_f	: Ana dişliden ileri ağırlık merkezine olan mesafe
N	: Motor sayısı
N_a	: Burun dişlisinden ara ağırlık merkezine olan mesafe
N_f	: Burun dişlisinden ileri ağırlık merkezine olan mesafe
P	: Basınç, Güç

q	: Dinamik Basınç
R	: Menzil
$R/C, V_v$	: Tırmanma oranı
Re	: Reynold sayısı
R_{cutoff}	: Kesme Reynold sayısı
MADCAT	: The Mission Adaptive Digital Composite Aerostructure Technologies (Göreve Uyarlanabilir Dijital Kompozit Yapı Teknolojileri)
α	: Hücüm açısı
Λ	: Ok açısı
ρ	: Hava yoğunluğu
η_p	: Pervane verimliliği
λ	: Sivrilik oranı
μ	: Zemin yuvarlanma direnci
TR	: Sivrilik oranı
S	: Kanat alanı
$C_{HT}-V_{HT}$	: Yatay kuyruk hacim katsayısı
$C_{VT}-V_{VT}$	: Dikey kuyruk hacim katsayısı
W_0	: Maksimum kalkış ağırlığı, toplam ağırlık
$W_e, W_{boş}$	: Boş ağırlık
$W_f, W_{battery}$	: Batarya ağırlığı
P_0	: Toplam güç
S_{wing}, S	: Kanat alanı
V_{cruise}, V_{seyir}	: Seyir hızı
V_{cr}	
W_p	: Faydalı yük ağırlığı
T	: İtme gücü
FFR	: Gövde incelik oranı

1. GİRİŞ

Tez çalışma konusu “Değişken Dihedral Kanat Yapısına Sahip İnsansız Hava Aracı Tasarımı” olarak belirlenmiştir.

Uçakların güncel tasarım sürecinde oluşturulan sorumlulukları eksiksiz bir şekilde yerine getirmesi için kanat yapısı, gövde uzunluk değeri, yatay ve dikey dengeleyici kuyruk seçimi, boş ağırlık, yakıtla birlikte ağırlık, maksimum kalkış ağırlığı, faydalı yük ağırlığı gibi değişkenlerde seçimler yapılmaktadır.

Tasarlanan uçaklarda ortak özellik olarak bütün uçuş koşullarına uyum sağlamaları istenmektedir. Fakat genellikle uçaklar bütün uçuş koşulları için elverişli olamazlar, çünkü her bir uçağın kendine göre farklı görevleri vardır. Uçaklar sadece kendilerinden beklenen görevler üzerine geliştirilmiş tasarımlar kullanmaktadır. Örnek verecek olursak savaş alanında kullanılan uçaklar kısa sürede yüksek hızlara çıkabilme ve maksimum manevra kabiliyetinde tasarlanırken, yolcu ve kargo uçakları gibi büyük uçaklar en az yakıtla en fazla mesafeyi uçabilecek şekilde tasarlanmaktadır. Havacılık alanında yaşanan çeşitlilik nedeniyle verimlilik ve performans artırma isteği beraberinde gelişmeleri ve yepyeni arayışları beraberinde getirmiştir. Hava araçlarının tasarımında, güncellenme aşamasında ve test sürecinde doğadan ilham alınmıştır. Kuşların kanatlarını açarak tüylerinde oluşan taşıma kuvvetini nasıl itki kuvvetine çevirdikleri incelenmiştir. Gözlemlerden yola çıkarak hava araçlarındaki birden fazla görev performansını geliştirmek için şekil değiştirebilen (Morphing Technology) teknolojiler üzerine çalışılmaya başlanmıştır (Selin Uzun, 2021).

Değişen uçuş koşullarına uyum sağlamak için hava aracında büyük ölçekli şekil değişiklikleri yapılması gerekmektedir. Bu senaryoda, şekil değiştirme teknolojisi ilk olarak uçaklardaki büyük dış şekilleri değiştirmek için kullanılmıştır. Değişen bir göreve uyum sağlamak için kanat alanı, kanat uzunluğu, yanal açıklık oranı (AR) ve kanat ok açısının değiştirilmesi amaçlanmaktadır. Sonuç olarak, çeşitli uçuş durumlarında işlevselliğini ve fonksiyonlarını etkin bir şekilde yerine getirebilecektir. Örneğin, düşük hızlarda başarılı bir şekilde uçabilen bir uçak pozitif dihedral açığa ve yüksek kanat açıklığı oranına sahip bir kanada sahip olurken, yüksek hızlarda etkili bir şekilde uçabilen bir uçak Negatif dihedral (Anhedral) açığa ve düşük kanat açıklığı oranına sahip bir kanada sahip olacaktır. Bu durumda, her iki karşıt talebi de karşılamak için uçak üzerinde önemli biçim modifikasyonlar yapılması gerekmektedir (Min Z., 2010).

Bu yaklaşımın ardından, 1950'lerde ve 1960'larda, uçağın sabit parçalarının şekil değiştirebilen parçalar ve hareketli parçalar ile değiştirilmesinin uçağın performansını artıracığı sonucuna dayanarak yeni uçak tasarımları geliştirilmeye başlandı. Değişken yapıya

sahip uçaklar kanat boyu değişimi, kanat yüzey alanını değişimi, kanat profil değişimi, dihedral açısı değişimi ve esnek yapıdaki materyaller yardımıyla kanat geometrisini değişimi yoluyla sağlanabilmektedir. Dihedral açısının pozitif yönde değişimi düşük süratlerde stabiliteyi artırırken, savaş uçakları gibi hızlı uçaklarda ise negatif yönde değişimi yüksek hızlarda manevra kabiliyetini artırmaktadır.

Bu tez çalışmasında Amerika’da bulunan Tasarla-Yap-Uçur yarışmasının bazı görev gereklilikleri baz alınarak bir mini insansız hava aracı tasarlanmıştır. Tasarım yapılırken gereklilikler belirlenerek, son yıllarda yarışmaya katılan yarışmacıların profilleri çıkarılmış ve elde edilen veriler üzerinden uçağın ilk boyutlandırma tahmini yapılmıştır. Ardından kanat profil ve geometri seçimleri yapılarak itki/ağırlık oranı ve kanat yüklemesi hesaplamaları yapılmıştır. İlk boyutlandırması biten mini insansız hava aracının konfigürasyon düzeni ve tasarımı sonuçlandırılmıştır. Ardından tasarlanan uçak için dihedral açısı değişimini sağlayan temel ve ucuz maliyetli bir mekanizma tasarımı yapılmıştır. Sonrasında, tasarımı yapılan dihedral değişim mekanizmasının uçağa entegrasyonu Solidworks ve Autodesk 123D design uygulamaları yardımıyla yapılmıştır.

Tüm bu veriler, araştırmalar ve hesaplamalar sonucunda sabit kanatlı bir mini insansız hava aracı tasarımı yapılmış, tasarlanan insansız hava aracı için dihedral açısı değişimini sağlayan temel ve ucuz maliyetli bir mekanizma tasarımı yapılmıştır ve tasarlanan uçak ve mekanizmanın entegrasyonu Solidworks programı yardımıyla entegre edilerek üç boyutlu olarak görselleştirilmiştir.

2. LİTERATÜR ARAŞTIRMASI VE DİHEDRAL AÇISI

2.1. Literatür Araştırması

Kanadın tamamının veya bazı bölümlerinin döndürülmesiyle elde edilen kanat tasarımı şekil değiştirebilen kanat olarak tanımlanmaktadır. Aerodinamik alanında yapılan ilk çalışmalar kanat şeklinin uçuş performansı üzerine ciddi etkileri olduğunu göstermektedir. Ancak sadece tek bir en iyi kanat yapısı yoktur. Bu tanım farklı uçaklar için, aynı uçağın farklı uçuşları için ve hatta tek bir uçuşun farklı safhaları için değişiklik gösterebilmektedir. Herhangi bir uçuş anındaki en iyi kanat şekli uçağın ağırlığına, uçuğu hıza ve pilotun daha yükseğe tırmanmak mı, yoksa inmek mi istediği gibi birçok faktöre bağlıdır. Bu tanımlama genellikle hareketsiz yüzeye sahip sert bir kanadın herhangi bir uçuşun tamamı için en iyi şekil olamayacağı anlamına gelmektedir. Bu düşüncenin sonucunda şekil değiştirebilen kanat yapısına sahip uçaklar tasarlanmaya başlanmıştır ve şekil değişim biçimlerine göre farklı başlıklar altında incelenmiştir.

2.1.1. Uçak dışı şekil değiştirebilen kanat yapısı

Alanı değiştirmek için düzlem dışı kanat kesit katlamasının kullanılması, üç boyutlu geçişli kanat tasarımları oluşturmanın yöntemlerinden biridir. İlk olarak Kuzey Amerika XB-70 süpersonik bombardıman uçağının 1964 uçuşunda kullanılmıştır. Bu tasarım, aşağı doğru delta kanat rulosunun dış panellerini kullanarak her iki kanattaki kanat uzunluğu-derinlik oranını düzenleyebilmektedir. Yüksek Mach'ta sarkan kanat uçları ve alt gövdenin kama şekli hava akışını engelleyebilmekte ve sıkıştırma kaldırması sağlayabilmektedir. Şekil 2.1'de XB-70 uçağının kanat değişim aşamalarının önden görüntüsü bulunmaktadır. Aynı zamanda düşük hızlarda kanadını düz form'a getirerek düşük hızlarda daha stabil bir uçuş sağlamaktadır.

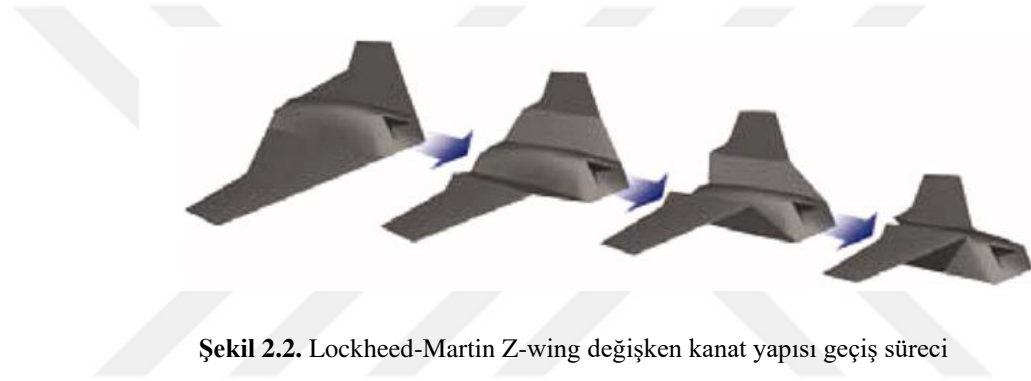


Şekil 2.1. XB-70 uçağının kanat değişim aşamalarının önden görüntüsü

Ocak 2003 ile Ocak 2006 arasında, Lockheed Martin Çalışma Laboratuvarı ve Hava Kuvvetleri Araştırma Laboratuvarı, tam açık bir halden bir kuşun katlanmış kanadına benzeyen bir konuma geçiş yapan Z-kanat geçişli insansız hava aracını geliştirdi (Bye, 2007, April).

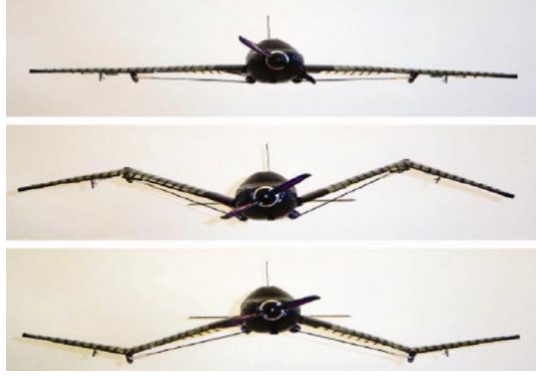
Bu uçak, dış kanat yüzeyinin şeklini o kadar büyük ölçüde değiştirebiliyor ki, uzun menzilli seyir ve havada kalma, yüksek hızlı atılma, geri dönme ve uzun menzilli seyir için geri geçiş gibi ileri seviye görev gereksinimlerini karşılamaktadır.

Gelişmiş kaplama malzemesi ve ileri teknoloji kaplama tasarımı sayesinde uçak uçuş sırasında yüksek aerodinamik verimlilik için yüzey pürüzsüzlüğünü koruyabilmektedir. Kanat kıvrım bölgelerindeki karmaşık bir kanat alt yapısına sahiptir. Çalıştırma bileşenleri, enstrümantasyon ve vakum tüplerini barındırır. Aynı zamanda kanat profili şeklini korumaya yardımcı olur ve yük deformasyonuna karşı koyarken 130° kanat kıvrımına izin verir (Ivanco, 2007, April). Şekil 2.2’de Lockheed-Martin Z-wing değişken kanat yapısı geçiş süreci gösterilmektedir.



Şekil 2.2. Lockheed-Martin Z-wing değişken kanat yapısı geçiş süreci

Florida Üniversitesinde, biyolojik olarak martılardan ilham alan değişken martı kanadı dönüşümünün etkisi araştırıldı. Bu tür küçük uçaklar, uçuş sırasında iç ve dış kanat bölümleri arasındaki açığı değiştirerek performans kabiliyetini değiştirebilmektedir. Dikey bir lineer aktüatör tarafından kontrol edilen eklemli bir direk yapısı, martı kanadı geçişini sağlar. Şekil 2.3’te değişken açılı martı kanadı mekanizmasına sahip üç biçim değiştirme konfigürasyonunun önden görünüşünü göstermektedir (Abdulrahim, 2004, August). Yaptığı değişimler sayesinde uçak uçuşun farklı aşamalarında dengeli bir aerodinamik performans sergileyebilmekte, bunun yanında yüksek hızlarda ve manevra kabiliyeti gerektiren durumlarda stabiliteyi artırabilmektedir. Fakat dihedral değişimini sağlayan mekanizma karmaşık bir yapıya sahip ve ağır olabilmekte, bununla birlikte bakım ve onarım maliyetlerini de artırabilmektedir.



Şekil 2.3. *Değişken açılı martı kanat mekanizmasının ön den görünüşü*

Airbus ve Boeing tarafından kanat uçlarının havalimanı kısıtlamalarını karşılaması amacıyla izlediği yollardan biri kıvrılabilen kanat tasarımıdır. Bu tasarım ile birlikte uçuş sırasında daha geniş kanat açıklığının aerodinamik verimliliği en üst düzeye çıkarmasına izin veren daha geniş kanat açıklığına sahip uçaklar inşa edilmektedir. Bu yöntem ile tasarlanan uçaklardan biri, 777- 200LR için 64,8 m'ye kıyasla 71,0 m kanat açıklığına sahip olmasını sağlayan katlanır kanat uçlarına sahip olan Boeing 777-X'tir (Mills, 2017). Boeing 777X uçağının katlanabilen kanat ucu tasarımı şekil 2.4'te gösterilmektedir.



Şekil 2.4. *Boeing 777X – katlanabilen kanat ucu*

Festo isimli bir alman firması tarafından geliştirilen “smartbird” adlı robotik kuş çalışması şekil 2.5'te gösterilmektedir. Tasarlanan bu robotik kuş, birçok teorik altyapı ve bilgi birikimi ile üretilmesine rağmen defalarca başarısız olmuştur. Uzun zaman alan iyileştirmeler ve testler sonrasında tasarladıkları yapay kuşun doğadaki kuş uçuşuna benzer hareketler yaptığını açıklamışlardır (Yavçin, 2015).



Şekil 2.5. Festo firmasının geliştirdiği robotik kuş

2.1.2. Düzlem içi şekil değiştirebilen kanat yapısı

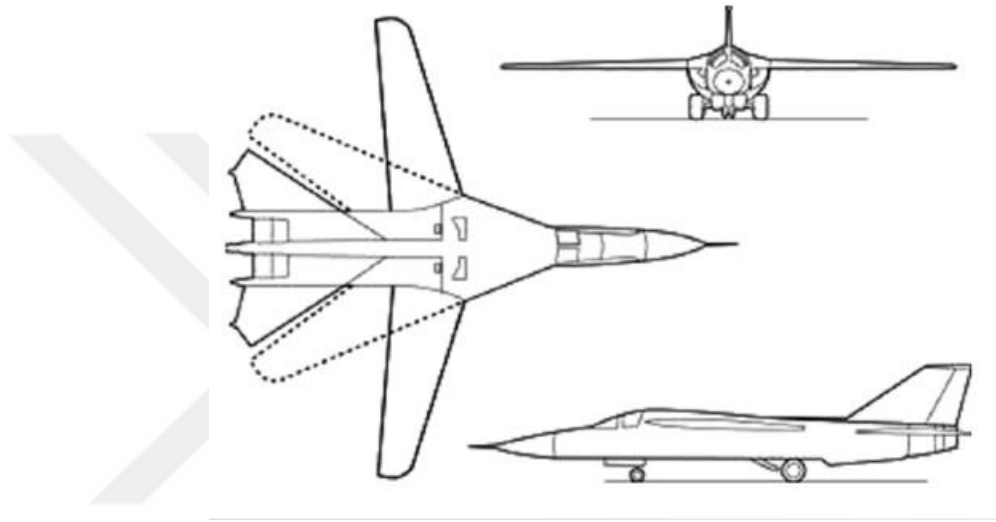
Kanat geçişini veya açıklığını değiştirmek için iki boyutlu bir yüzey hareketi içeren düzlem içi geçiş ile sağlayan kanat yapısına verilen isimdir. 'Bugünün en başarılı geçiş kanatlı uçakları, değişken ok açılı kanat tasarımını kullanır.' (Weisshaar, 2006).

Değişken ok açılı veya döner kanat uçuş sırasında geriye doğru ok açısını değiştirebilen ve ardından orijinal konumuna geri dönebilen bir kanat yapısıdır. Birçok askeri uçakta kullanılmıştır. Bu uçaklardan en bilinenleri Bell X-5, F-111, F-14 uçaklarıdır. Bell X-5 uçağı, kanat geri tepmesini değiştirebilen ilk jet motorlu uçaktır. Hem düşük hem de yüksek hızlarda etkinlik gösterebilmesi için 20°, 40° ve 60° olmak üzere üç farklı ok açısı pozisyonuna sahiptir. Bir krikto tertibatı yardımıyla kanat menteşesini bir dizi kısa yatay ray boyunca hareket ettirerek bu hareketi sağlamaktadır. Şekil 2.6'da Bell X-5 uçağının geçiş fazları gösterilmektedir (Kemp Jr, 1950).



Şekil 2.6. Bell X-5 uçağının geçiş fazları

Değişken ok açılı kanat yeteneğine sahip olarak üretilen ilk uçak ise F-111 dir. 1960'larda geliştirilmiş ve 1967'de hizmete girmiştir. Üretim amacı, bir Donanma filosu savunma önleyici gereksinimi ve Hava Kuvvetleri süpersonik saldırı uçağı ihtiyacını karşılamaktır. F-111, kanatları tamamen açıkken 2000 fit kadar kısa bir mesafede kalkış ve iniş yapabilmekte ve ayrıca kanatları tamamen geriye doğru savurularak ses hızının iki katından daha fazla bir hıza ulaşabilmektedir. Kanadı 16° 'den (tam ileri) 72.5° 'ye (tam arka) hareket kabiliyetine sahiptir. Şekil 2.7'de F-111'in hareket açısı gösterilmektedir (Min Z., 2010).



Şekil 2.7. F-111'in hareket açısı

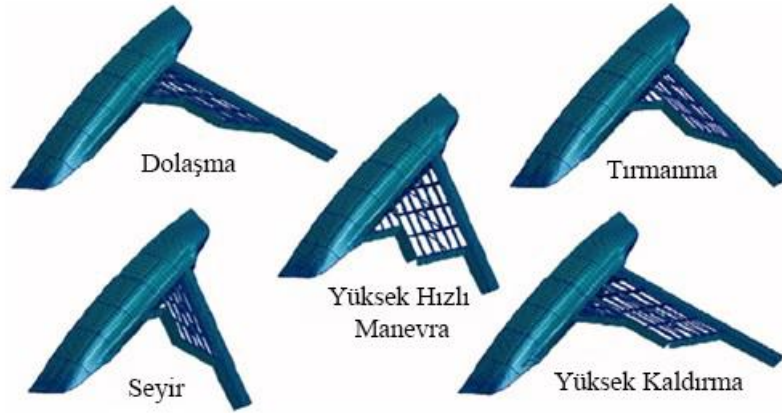
1974'te hizmete giren F-14 uçağı'nın kanat ok açısı, otomatik kontrol ile uçuşta optimum kaldırma-sürüklenme oranını vermek için şekil 2.8'de gösterildiğı gibi 20° ile 68° arasında değişebilmektedir. Bazı durumlarda kanatların yerden tasarruf edebilmesi için kuyrukla üst üste bindirilerek 75° 'ye kadar kaydırılabilir (Kress, 1983).



Şekil 2.8. F14 uçağının 20° ile 68° arasında değişimi

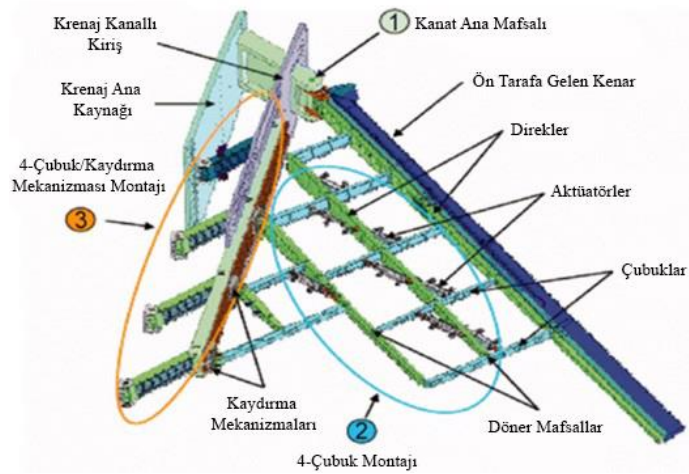
2003 yılında, Hypercomp/NextGen tasarımı, kanadı dönüştürmek için düzlem içi şekil ve yüzey alanı değişikliklerini kullandılar. Geniş geometri değişiklikleri, en-boy oranında %200'e, açıklıkta %40'a ve kanat alanında %70'e ulaşabilmektedir. Şekil 2.9'da,

beş özel uçuş koşulu için NextGen tasarımının nominal konfigürasyonlarını göstermektedir.



Şekil 2.9. Beş özel uçuş koşulu için NextGen tasarımı konfigürasyonları

Kanat süpürme ve kanat alanı, iki serbestlik dereceli bir sistemle bağımsız olarak kontrol edilebilmektedir. Büyük bir döner mafsallı (madde 1), kanat ok açısı değişimini sağlar. Kanat alanında daha küçük döner mafsallara sahip dört çubuklu bağlantıların bir araya getirilmesiyle değiştirilebilir (madde 2) ve bağlantı yerini kirişlere birleştirir. Ok açısı değişimi ve dört çubuk kesme açısı değişikliklerinden kaynaklanan kanat kökü hareketi, ek bir dört çubuk bağlantı tertibatı ve kaydırma mekanizması kullanılarak sağlanır (madde 3). Dahili aktüatörler, geçiş konfigürasyonunu uygulamak için merkezi olarak bilgisayar kontrollü olarak çalışmaktadır. Dönüşen kanat yapısı Şekil 2.10'da gösterilmiştir (Andersen, 2007, April).

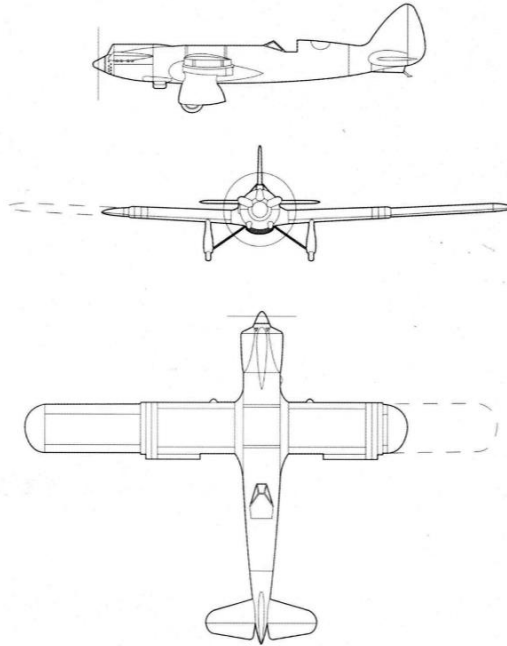


Şekil 2.10. Dönüşen kanat yapısı

2.1.3. Teleskopik değişebilen kanat yapısı

Teleskopik kanat, giderek daha küçük enine kesite sahip bir veya daha fazla segmente sahip bir yapıdır. Bu yapı kanatları uzatarak ve daraltarak değişen aerodinamik performansa eşdeğer kanat açıklığı ve kanat alanını değiştirebilmektedir.

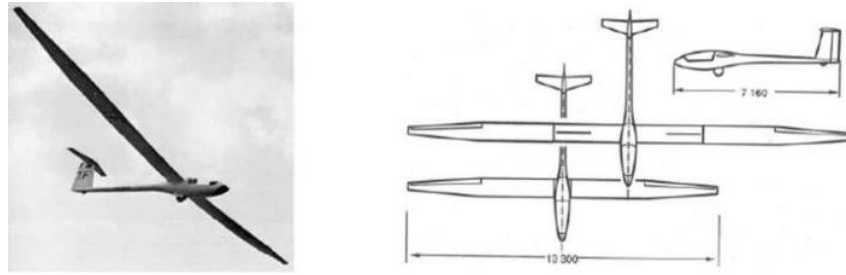
Teleskopik kanat fikrini ilk kez Rus bir gurbetçi olan Ivan Makhonine ortaya atmıştır. Kanat dış paneli, yüksek Mach uçuşu için açıklık ve kanat alanının azaltılmasını; düşük hızlı uçuş, kalkış ve iniş için artmasını sağlayan iç panel ile iç içe geçmiştir. Kayar kanat, uzama ve kısalma değişimleri için pnömatik bir sistem kullanılarak çalıştırılmaktadır. İlk teleskopik kanat yapısına sahip MAK-10 uçağı ilk kez 1931 yılında uçuştur. Uçağ, %157'lik (21m^2 'den 33m^2 'ye) kanat alanı değişimi ve %162'ye kadar (13 m' 'den 21 m' 'ye) kanat açıklığı değişimi yapabilmektedir. Teleskopik kanat tasarım konsepti daha sonraki birçok tasarımda tekrarlanmıştır (Jha, 2004). şekil 2.11'de bulunan görsel MAK-10 teleskopik kanatlı uçağına aittir.



şekil 2.11. MAK-10 teleskopik kanatlı uçağı

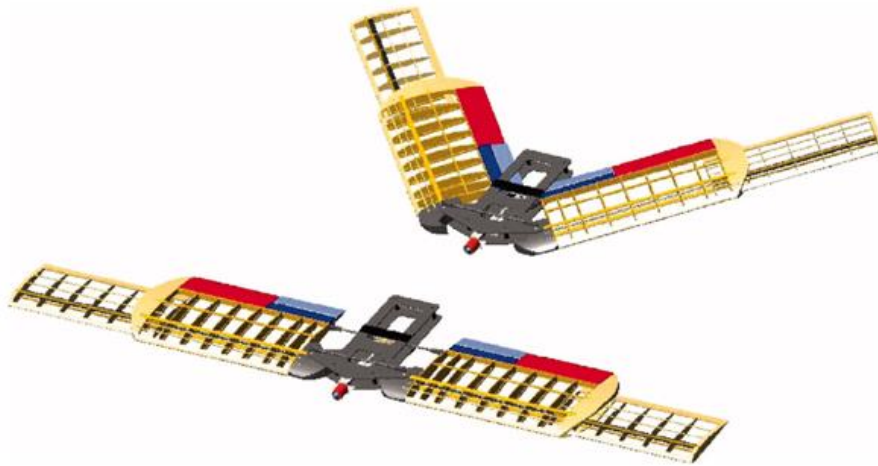
Aşağıdaki (Kenneth Cheung, 2016) şekil 2.12'de gösterilen Alman FS-29 yelkenli planör uçağı uçuş performansını daha yüksek bir değere getirmek amacıyla teleskopik bir kanat yapısı ile tasarlanmıştır. Performans uçuşu, bir uçağın mümkün olan en kısa sürede belirli bir mesafeyi kat etmesini gerektirmektedir. Bunu yapmak amacıyla yelkenli, seyir veya tırmanma modunda olmasına bağlı olarak iki farklı hızda çalışmaktadır.

Tasarımcılar, bir uçuş modundan diğerine geçerken performansı artırmak için kamber değiştirme kanatçıkları ve su balastı kullanılmıştır (Weisshaar, 2006).



Şekil 2.12. FS-29 yelkenli uçağı

Virginia Teknoloji değişken kanat ekibi, yayılma alanında bir değişiklik, Ok açısında bir değişiklik ve kiriş uzunluğunda bir değişiklik olmak üzere üç farklı biçim değiştirme özelliğine sahip bir değişken kanat yapısı geliştirmiştir. Kiriş uzunluğundaki değişim küçük bir direğin içi boş bir karbon fiber ana kanat direğine girip çıkmasıyla gerçekleştirilmektedir. Kanat açıklık değişimi bir yelkenli vinç servo motor tarafından gerçekleştirilmektedir. Ok açısı değişim çalıştırma mekanizması ise, dişli bir blok takılı bir elektrik motoru tahrikli güç vidası ve kanat yapısına iki karbon fiber çubukla bağlı bir ok açısı değişim bloğundan oluşmaktadır. Şekil 2.13 ana kanadın daha küçük bir görselinin temel konseptini göstermektedir (Alemayehu, 2004).



Şekil 2.13. Virginia teknoloji ekibinin tasarladığı kanadın küçük görseli

2.1.4. Şişme kanat yapısı

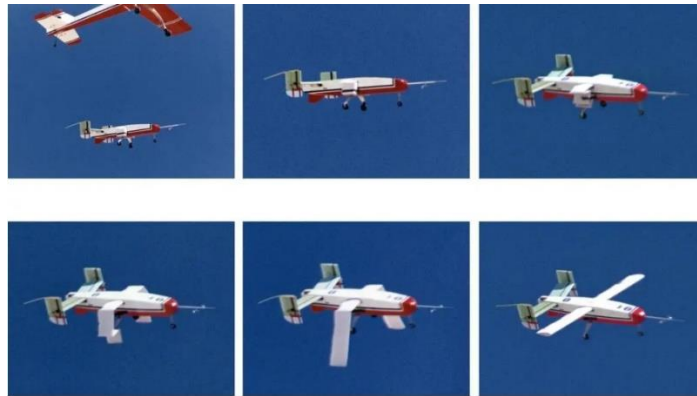
Günümüz teknolojileri kadar gelişmeden önce insansız hava araçlarında havadan bırakılmadan önce kanatlarını istifleyebilmeleri ve yüzeyleri çok küçük hacimlerde kontrol edebilmeleri, silahın uçağa monte edilmesi için havadan düşürme tertibatlarının

paketlenmesine ve yerde veya uçuş sırasında hızlı bir şekilde konuşlandırılmasına izin vermek için önemli bir rol oynamaktaydı. Şişirilebilir kanatlar, açılmış olandan 10 kat daha küçük paketlenmiş hacimli bölme içerisine rahatlıkla sığabilmekteydi. Şişirilebilir kanadın sağlamlığı ve sertliği, iç basınç ve bariyer malzemesinin elastisite modülü tarafından belirlenmektedir. Şişirilebilir kanat örneği şekil 2.14'te bulunmaktadır (Cadogan, 2006).



Şekil 2.14. Şişirilebilir kanat yapısı

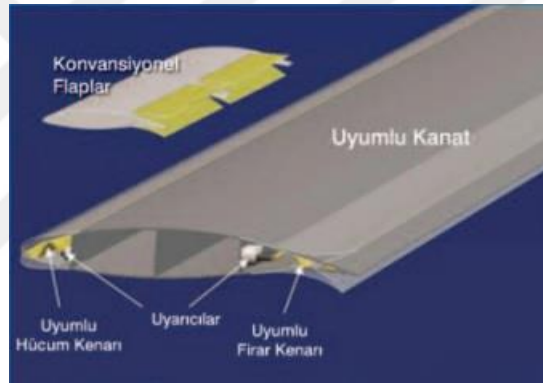
NASA Dryden I2000 (Şekil 2.15) şişirilebilir kanatlı uçaklara bir örnektir. Taşıyıcı uçaktan ayrıldığında, şişirilebilir kanatları, yerleşik bir basınçlı nitrojen sistemi aracılığıyla dışarı fırlatılarak hızlıca açılır. Kanatlar sıkıştırılmış hava kullanılarak saniyenin 1/4'ü gibi çok kısa bir süre içerisinde şişebilmektedir. Bu süre neredeyse insan gözüyle görülemeyecek kadar hızlıdır. Şişirilebilir kanatlar için uygulanabilen iki farklı yöntem vardır. Kanat, güneş ışığından gelen ultraviyole ışınlar sayesinde veya LED'ler gibi iç kaynaklardan gelen ultraviyole ışınlara duyarlı bir malzeme ile kaplanabilir ve bu sayede kanat saniyeler içerisinde sertleşecektir. Diğer yöntem ise gaz reaksiyonlardan yararlanarak şişirmeyi sağlamaktır (Min Z., 2010).



Şekil 2.15. Nasa Dryden I2000 uçağının kanat açılışı

2.1.5. Aeroelastik kanat yapısı

FlexSys Inc. Firması tarafından, Amerikan Hava Kuvvetleri Laboratuvarı'nın (American Air Force Research Laboratory-AFRL) desteği ile 'Uyumlu Kanat'ın (Compliant Wing) rüzgâr tüneli ve uçuş testlerini gerçekleştirmiştir. 127 cm açıklığa sahip değişken kamburluklu tek parça kanadın firar kenarı 30 derece/saniye hızla bükülebilmektedir. Kanadın veter boyu 76,2 cm uzunluğunda olup, firar kenarı toplam 10 derece bükülebilmekte, tüm kanat ise 1 derece/feet oranında burulabilmektedir (twist). Deneyler, hücum ve firar kenarlarının deforme edilmesinin, kanadın aerodinamik etkinliğini belirgin bir şekilde arttırabileceği sonucunu ortaya çıkarmıştır. Bu şekil değişiklikleri uçuş şartlarındaki değişimlere bağlı olarak otomatik olarak yapıldığında önemli yakıt ekonomisi sağlanacak ve manevra kabiliyetinde önemli artışlar gerçekleştirilebilir (Özgen S., 2008). Kanat modeli şekil 2.16'da gösterilmiştir.



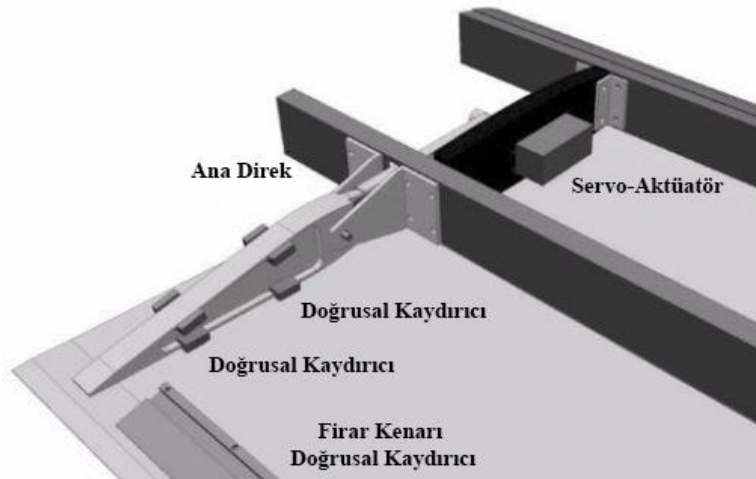
Şekil 2.16. FlexSys Inc. firmasının uyumlu kanat modeli

Şekil değiştirebilir kanat teknolojisi üzerine 2014 yılında NASA Armstrong Uçuş Araştırma Merkezi ve FlexSys şirketi ortaklığında FlexFoil adıyla Gulfstream III jeti üzerinde deneme yapılmış ve başarılı olmuştur. Geliştirilen şekil değiştirebilir kanat flapı (Şekil 17.2), -9°C ile +40°C sıcaklıkları arasında 30°'ye kadar şekil değişimi sağlayabilmektedir. Bu da günümüzde motor yardımı ile kontrol edilen kanat flaplarına ihtiyaç bırakmamaktadır. Şekil değiştirebilir kanat flapı kullanımı ile ağırlıkta azalma, bakım masraf ve işçiliğin azalması (Şekil değiştirebilen alaşım kullanıldığı için motor karmaşıklığı azalmakta), %3-12 arası yakıt tasarrufu ve iniş-kalkış sırasında %40'a kadar gürültü azaltılabileceği belirtilmektedir (Acar ve Oktay, 2018). Şekil değiştirebilir kanat flapı şekil 2.17'de gösterilmektedir.



Şekil 2.17. FlexSys Inc. Firmasının tasarladığı esnek kanat flapı

ODTÜ (Ortadoğu Teknik Üniversitesi)'de yapılan benzer çalışma Milano Politeknik Üniversitesince önerilen ve firar kenarında değişiklik sağlayan yaklaşım, TÜBİTAK 107M103 projesi kapsamında, konvansiyonel olmayan kontrol yüzeylerinin tasarımında kullanılmıştır. Proje 2007-2010 yılları arasında TUSAŞ (Türk Havacılık ve Uzay Sanayii A.Ş.) ile yürütülmüştür. Amacı az yakıtla daha uzun süre havada kalabilecek, çevreye duyarlı hava araçlarına katkı sağlamak ve hafif, yakıt tüketimi az, manevra kabiliyeti yüksek ve sessiz bir hava aracı tasarlamak olarak belirtilmiştir. Tasarlanan firar kenarı ve üretilen uçağın görselleri aşağıda yer almaktadır (Ünlüsoy, 2010).



Şekil 2.18. Milano Politeknik Üniversitesince önerilen firar kenarı



Şekil 2.19. ODTÜ ve TUSAŞ tarafından tasarlanan ve üretilen uçak

NASA'nın MADCAT projesi, uçuşun ortasında uyum sağlayabilen ultra hafif ve esnek kanatlar oluşturmak için gelişmiş karbon fiber kompozitler ve duyuşal ağlar kullanan Görev Uyarlamalı Dijital Kompozit Hava Yapı Teknolojileri ile uçak tasarımında devrim yaratmayı hedeflemektedir. Şekil 2.20'de NASA da tasarlanan elastik kanat profili bulunmaktadır.



Şekil 2.20. NASA 'da tasarlanan elastik kanat profili

MADCAT, şekil 2.21'de gösterildiği gibi farklı kanat tasarımlarına kolayca monte edilebilen modüler bloklar oluşturmak için karbon fiber kompozitler ve enjeksiyon kalıplama kullanarak onarımları ve değiştirmeleri daha basit ve daha verimli hale getirmektedir.



Şekil 2.21. MADCAT projesinde kullanılan modüler bloklar

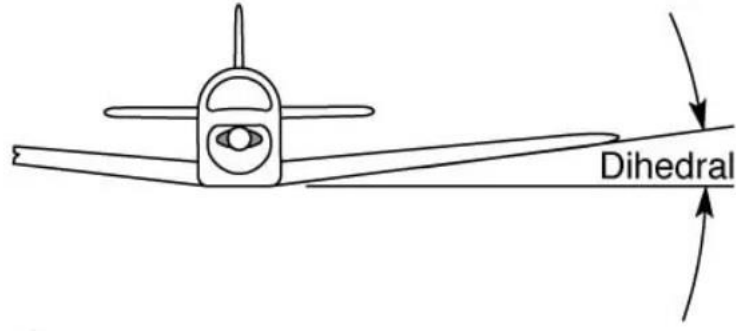
Proje ayrıca hava akışı hakkında gerçek zamanlı geri bildirim sağlayan yeni duyuşal ağlar içermekte ve kanadın şeklinin hareket halindeyken ayarlanmasına olanak tanımaktadır. Son testler MADCAT'in tasarımlarının ölçeklenebilirliğini kanıtladı ve orijinal modelden daha az sayıda parçaya sahip orta büyüklükte bir uçağın geliştirilmesinde başarılı sonuçlar elde edildiğini açıkladılar (Kenneth Cheung, 2016).

Heyecan verici bu açıklamalarla birlikte bazıları, uçak tasarımında gelişmiş malzeme ve teknoloji kullanımının maliyetleri artırabileceğini ve daha küçük şirketler veya kuruluşlar için erişilemez olabileceğini iddia etmişlerdir. Diğerleri ise henüz gerçek dünya koşullarında kapsamlı bir şekilde test edilmedikleri için bu yeni kanat tasarımlarının güvenliği ve güvenilirliği konusunda endişelerini dile getirmişlerdir.

2.2. Dihedral Açısı ve Özellikleri

2.2.1. Tanım ve işlevi

Dihedral açısı, bir uçağın ana kanatlarının yatay düzleme göre olan eğim açısını tanımlamaktadır. Eğer kanatlar yatay düzlemdeki pozisyona kıyasla yukarı doğru eğim yapmışsa, bu pozitif dihedral açısını göstermektedir; eğer aşağı doğru bir eğim var ise, bu negatif dihedral açısını göstermektedir. Pozitif dihedral açısı, genellikle uçakların yanal stabilitesini arttırmak için kullanılır çünkü uçak bir yana eğilim gösterdiğinde, yüksek kanat daha az etkili kaldırma kuvveti üretir ve uçak kendiliğinden denge pozisyonuna geri döner. Dihedral açısı, ayrıca rüzgârın etkisi veya diğer dış etkenler nedeniyle yanal hareketler sırasında uçağın ne derece dengede kalacağını belirler. Bir uçaktaki yeterli dihedral açısı var ise, otomatik bir düzeltme mekanizması olarak hareket eder (Erika R. S. Teixeira, 2015). Dihedral açısı şekil 2.22'de gösterilmiştir.



Şekil 2.22. Dihedral açısı

2.2.2. Pozitif dihedral açısı ve özellikleri

Pozitif dihedral açısı, uçağın yanal stabilitesini artırır. Uçak bir yana eğildiğinde, yüksek kanat daha az efektif kaldırma kuvveti üretir ve uçak kendiliğinden stabil pozisyona geri döner. Yeterli dihedral açısı, otomatik bir düzeltme mekanizması gibi işlev görmektedir. Bu, uçağın rüzgârlı koşullarda daha az dalgalanma ve daha iyi kontrol sağlamasına yardımcı olur. Uçak yanal rüzgarlara karşı daha az duyarlıdır ve ani yanal hareketlerde daha az eğilmesini sağlar. Aynı zamanda pilotun kontrol yükünü hafifletir ve uçuş güvenliğini artırır. Özellikle acil durumlar veya pilot hataları sırasında bu mekanizma hayati önem taşır. (Raymer, 2018)

Pozitif dihedral açısı, uçağın roll hareketine yanıt süresini artırabilir. Bu genellikle, büyük yolcu uçakları gibi hava yolu taşımacılığında kullanılan uçaklar için tercih edilir. Yavaş ve dengeli hareketler, yolcu konforu için önemlidir. Ancak, aşırı yüksek bir dihedral açısı, manevra kabiliyetini olumsuz etkileyebilmektedir.

Pozitif dihedral açısı, uçağın dengesini ve yönlendirmesini etkiler. Bu, uçağın düzgün bir şekilde ilerlemesini sağlar ve ani dönüşlerde daha iyi kontrol sağlar.

2.2.3. Negatif dihedral açısı ve özellikleri

Negatif dihedral açısı, uçağın statik kararsızlığını artırır. Yani, uçak bir yana eğildiğinde, düşük kanat daha az efektif kaldırma kuvveti üretir ve uçak kendiliğinden stabil pozisyona dönmez. Bu durum yanal rüzgarlara karşı daha hassas bir uçuşa yol açar.

Negatif dihedral açısı, uçağın dinamik kararsızlığını artırabilir. Dinamik kararsızlık, uçağın hareketlerinin zaman içinde nasıl değiştiğini ifade etmektedir.

Anhedral kanatlı uçaklar, ani dönüşlerde daha hızlı tepki vermektedir. Bu sebeple genellikle manevra kabiliyeti yüksek olması gereken savaş uçaklarında ve yüksek hızlı insansız hava araçlarında tercih edilmektedir.

Negatif dihedral açısı, uçağın roll hareketine yanıt süresini azaltır. Bu, hava yolu taşımacılığında kullanılan büyük boyuttaki yolcu uçakları için tercih edilir. Hızlı ve keskin hareketler yolcu konforunu olumsuz yönde etkileyebilir.

Anhedral kanatlı uçaklar, yanal rüzgarlara karşı daha az stabil bir uçuş sergilemektedir. Bu, özellikle düşük hızlarda ve iniş sırasında önemlidir. Uçak yanal hareketler sırasında daha fazla dalgalanır ve kararsızdır. (Flyive Aviation Platform, 2024)

Uçakların özelliklerini bulduktan sonra bu özellikler karşılaştırmak amacıyla bir tablo hazırlandı. Bu başlık altında, mevcut güncel uçaklardan bazılarının önemli özellikleri, rakip çalışmasının bir sonucu olarak tablolaştırılmıştır. Bu bölümün hazırlanması için örnek DBF raporlarından ve diğer kaynaklardan bilgi edinilmiştir.

3.2.1. Rakip uçakların özellikleri

Tablo 3.1. *Rakip Uçakların Teknik Özellikleri I*
(AIAA, 2023 Design, Build, Fly Competition Summary, 2023)

Uçak İsimleri	Sailfin	Rooster	Spirit of Blackburg
Referans Numarası	1	2	3
Ülke	ABD	ABD	ABD
Konfigürasyon	Geleneksel	Geleneksel	Tek Düzlemli
Yük Ağırlığı, W_p (kg)	4,23	7,5	1,86
Boş Ağırlık, W_e (kg)	4,20	4,83	1,86
Batarya Ağırlığı, W_f (kg)	0,73	0,64	-
Batarya Türü	SMC HCL-HVP 8S	AC-11	TP4000-6SPX25
Maksimum Kalkış Ağırlığı, W_0 (kg)	8,77	12,76	6,89
Motor	T-Motor AT4140	T-Motor AT7215	Scorpion SII-4020-420
Güç (hp)	2,68	2,95	2,68
Pervane	APC 16X12E	APC 20X15E	14x9
Kanat Açıklığı (m)	1,97	1,70	1,22
Kanat Alanı (m ²)	0,62	0,56	0,28
Kanat Açıklık Oranı	6,2	5,2	5,878
Kanat Sivrilik Oranı	1	1	0,8
Kanat Kesiti (Kök)	Clark Y	SD7062	FX 60-126

Tablo 3.1. (Devam) Rakip Uçakların Teknik Özellikleri I

Kanat Kesiti (Uç)	Clark Y	SD7062	FX 60-126
Yatay Kuyruk Hacim Katsayısı, V_{HT}	-	0,47	0,95
Dikey Kuyruk Hacim Katsayısı, V_{HT}	0,0636	0,08	1,2
Yatay Kuyruk Kesiti	NACA 0012	NACA 0012	NACA 0005
Dikey Kuyruk Kesiti	NACA 0012	NACA 0012	NACA 0005
Maksimum Kanat Yükleme, W_0/S (lb/ft ²)	2,87	4,65	5
Beygir Gücü Ağırlık Oranı (hp/lb)	0,14	0,11	0,18
Seyir Hızı, V_{cruise} (ft/s)	68,3	89	119,3
Perdövites Hızı, V_{stall} (ft/s)	31,9	-	47,2
Kalkış Mesafesi (ft)	41,50	60	47,6

Tablo 3.2. Rakip Uçakların Teknik Özellikleri II
(AIAA, 2009 Design, Build, Fly Competition Summary, 2009)

Uçak İsimleri	Turbo Encabulator	The Slugger	Galileo IV
Referans Numarası	4	5	6
Ülke	ABD	ABD	İtalya
Konfigürasyon	Tek Düzlemli	Geleneksel	Geleneksel
Yük Ağırlığı, W_p (kg)	4,01	4,17	2,27
Boş Ağırlık, W_e (kg)	2,99	2,5	5,21
Batarya Ağırlığı, W_f (kg)	0,74	0,60	1,58
Batarya Türü	GP 2200, 3300, 4600	26, 1.5 amper/saat batarya	NiCad
Maksimum Kalkış Ağırlığı, W_0 (kg)	7,75	7,71	8

Tablo 3.2. (Devam) Rakip Uçakların Teknik Özellikleri II

Motor	Neu 1506/2Y	Neu 1706/1.5Y	GraupnerUltra 930-8 12V
Güç (hp)	3,69	3,69	0,29
Pervane	16x10E, 17x9E, 17x10E	-	19" to 21"
Kanat Açıklığı (m)	2,04	2,13	2,40
Kanat Alanı (m²)	0,46	0,64	0,72
Kanat Açıklık Oranı	8,9	7,13	8
Kanat Sivrilik Oranı	1	1	1
Kanat Kesiti (Kök)	SYa 4	SILK21	SD family
Kanat Kesiti (Uç)	SYa 4	SILK21	SD family
Yatay Kuyruk Hacim Katsayısı, V_{HT}	0,8	0,34	0,45
Dikey Kuyruk Hacim Katsayısı, V_{HT}	-	0,19	0,05
Yatay Kuyruk Kesiti	Clark Y	NACA4412 to NACA4409	NACA symmetric
Dikey Kuyruk Kesiti	Clark Y	NACA4412 to NACA4409	NACA symmetric
Maksimum Kanat Yükleme, W₀/S (lb/ft²)	3,45	2,47	2,27
Beygir Gücü Ağırlık Oranı (hp/lb)	0,22	0,22	0,02
Seyir Hızı, V_{cruise} (ft/s)	62,97	69,96	73,8
Perdövites Hızı, V_{stall} (ft/s)	34,37	42,74	41,5
Kalkış Mesafesi (ft)	89,97	96,76	90,43

Tablo 3.3. *Rakip Uçakların Teknik Özellikleri III*
(AIAA, 2022 Design, Build, Fly Competition Summary, 2022)

Uçak İsimleri	FH Joanneum	Spitzfire	St. Louis
Referans Numarası	7	8	9
Ülke	Avustralya	ABD	ABD
Konfigürasyon	Geleneksel	Geleneksel	Geleneksel
Yük Ağırlığı, W_p (kg)	1,47	5,41	0,73
Boş Ağırlık, W_e (kg)	5,39	5,68	5,68
Batarya Ağırlığı, W_f (kg)	0,63	0,72	0,75
Batarya Türü	6S LiPo 1,500 mAh	Turnigy Nano- tech 45C 4500mAh	Turnigy Graphene Panther 3000 mAh 6S 75C
Maksimum Kalkış Ağırlığı, W_0 (kg)	7,48	9,2	6,44
Motor	Scorpion SII- 4025-520	Cobra 4130/20	SunnySky X7025- 30cc-270
Güç (hp)	2,68	1,54	2,81
Pervane	17x10	APC 15x10	APC 24x12
Kanat Açıklığı (m)	2,25	2,44	2,40
Kanat Alanı (m ²)	0,61	0,81	1,00
Kanat Açıklık Oranı	8,34	7,29	5,78
Kanat Sivrilik Oranı	1	0,6	1
Kanat Kesiti (Kök)	SD7062	SD7032	NACA 2412
Kanat Kesiti (Uç)	SD7062	SD7032	NACA 2412
Yatay Kuyruk Hacim Katsayısı, V_{HT}	-	0,416	0,7
Dikey Kuyruk Hacim Katsayısı, V_{HT}	-	0,033	0,04
Yatay Kuyruk Kesiti	NACA0008	NACA 0010	NACA 0010
Dikey Kuyruk Kesiti	NACA0008	NACA 0010	NACA 0010

Tablo 3.3. (Devam) Rakip Uçakların Teknik Özellikleri III

Maksimum Kanat Yükleme, W_0/S (lb/ft²)	2,53	2,33	1,325
Beygir Gücü Ağırlık Oranı (hp/lb)	0,16	0,08	0,22
Seyir Hızı, V_{cruise} (ft/s)	113	91	71,8
Perdövites Hızı, V_{stall} (ft/s)	31	-	72,81
Kalkış Mesafesi (ft)	18,8	25	12

Tablo 3.4. Rakip Uçakların Teknik Özellikleri IV
(AIAA, AIAA Design Build Fly Competition Summary 2021, 2021)

Uçak İsimleri	Fastback	Arcis	The Knightmobile
Referans Numarası	10	11	12
Ülke	ABD	Hindistan	ABD
Konfigürasyon	Geleneksel	Tek Düzlemli	Geleneksel
Yük Ağırlığı, W_p (kg)	0,48	4,20	2,66
Boş Ağırlık, W_e (kg)	3,42	3,99	2,49
Batarya Ağırlığı, W_f (kg)	0,30	1,25	0,37
Batarya Türü	Elite 1500	A 6 cell LiPo battery 9000mAh 25C	6S Discharge 45C
Maksimum Kalkış Ağırlığı, W_0 (kg)	7,45	8,21	5,76
Motor	Neu 1905/1.5Y	Scorpion SII 4035	Scorpion SII 4025
Güç (hp)	2,73	3,2	2,68
Pervane	18x10	22x12	15x8 2-Blade
Kanat Açıklığı (m)	2,11	1,52	1,49
Kanat Alanı (m²)	0,56	0,49	0,43
Kanat Açıklık Oranı	8	4,72	5,12
Kanat Sivrilik Oranı	1	1	0,7

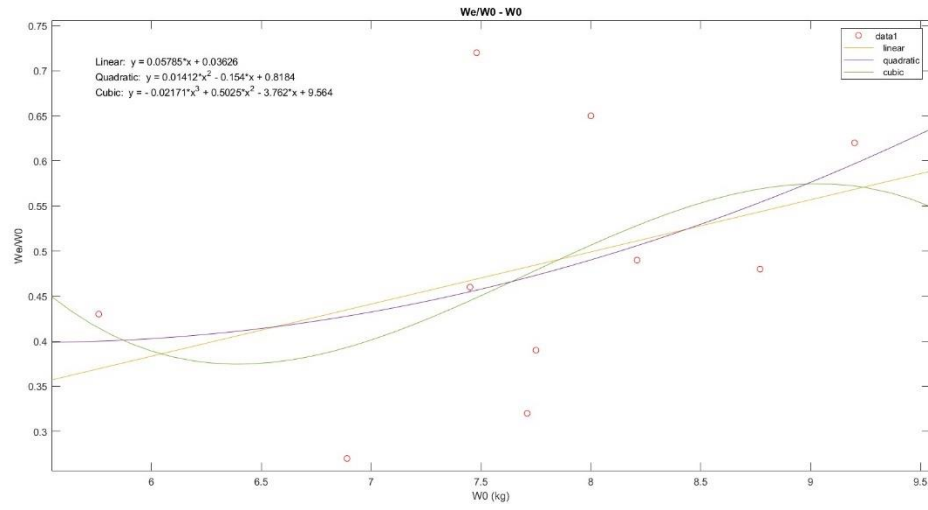
Tablo 3.4. (Devam) Rakip Uçakların Teknik Özellikleri IV

Kanat Kesiti (Kök)	Martin Hepperle 114	FX-74modsm	PSU94-097
Kanat Kesiti (Uç)	Martin Hepperle 114	FX-74modsm	PSU94-097
Yatay Kuyruk Hacim Katsayısı, V_{HT}	0,46	0,6	0,98
Dikey Kuyruk Hacim Katsayısı, V_{HT}	0,03	0,05	-
Yatay Kuyruk Kesiti	NACA0009	Flat plate	NACA 0012
Dikey Kuyruk Kesiti	NACA0009	Flat plate	NACA 0012
Maksimum Kanat Yüklemesi, W_0/S (lb/ft²)	2,72	3,45	2,71
Beygir Gücü Ağırlık Oranı (hp/lb)	0,18	0,19	0,23
Seyir Hızı, V_{cruise} (ft/s)	70	58	71,86
Perdövites Hızı, V_{stall} (ft/s)	37,94	30,52	40,44
Kalkış Mesafesi (ft)	86	85	35

3.2.2. Rakip uçaklar için grafikler

Raporun bu bölümünde, tasarım sürecinin sonraki aşamalarında kullanacağımız bazı faydalı grafikler yer almaktadır. (W_0 kilogramdır.)

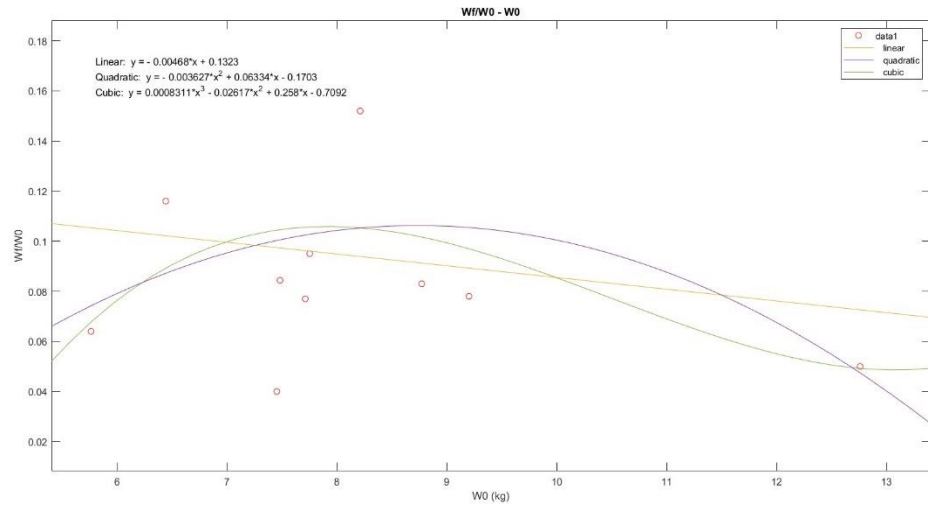
1) $W_e/W_0 - W_0$



Şekil 3.2. $W_e/W_0 - W_0$

$$y = 0,05785x + 0,03626$$

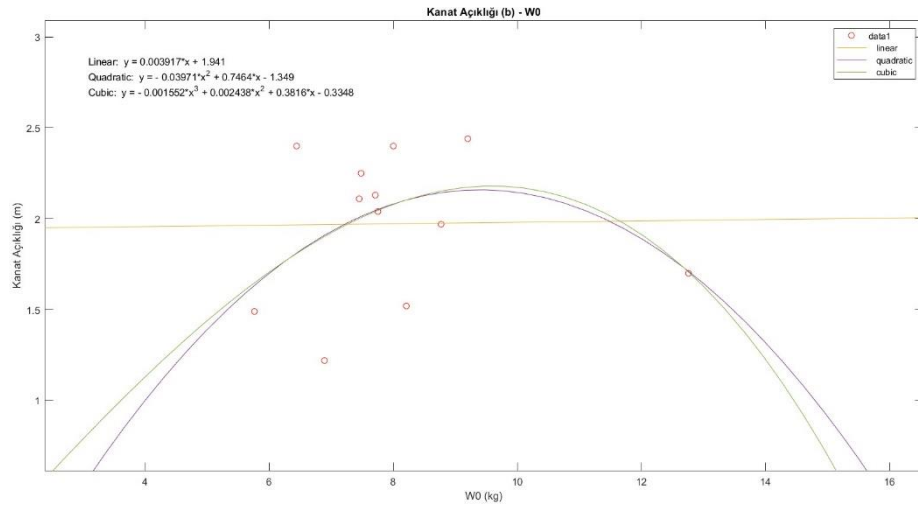
2) $W_f/W_0 - W_0$



Şekil 3.3. $W_f/W_0 - W_0$

$$y = -0,00468x + 0,1323$$

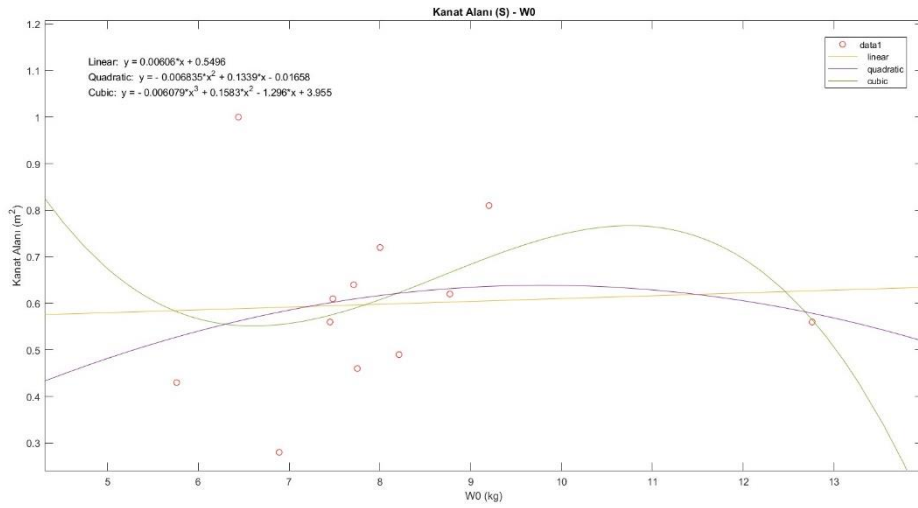
3) $b-W_0$



Şekil 3.4. $b-W_0$

$$y = 0,003917x + 1,941$$

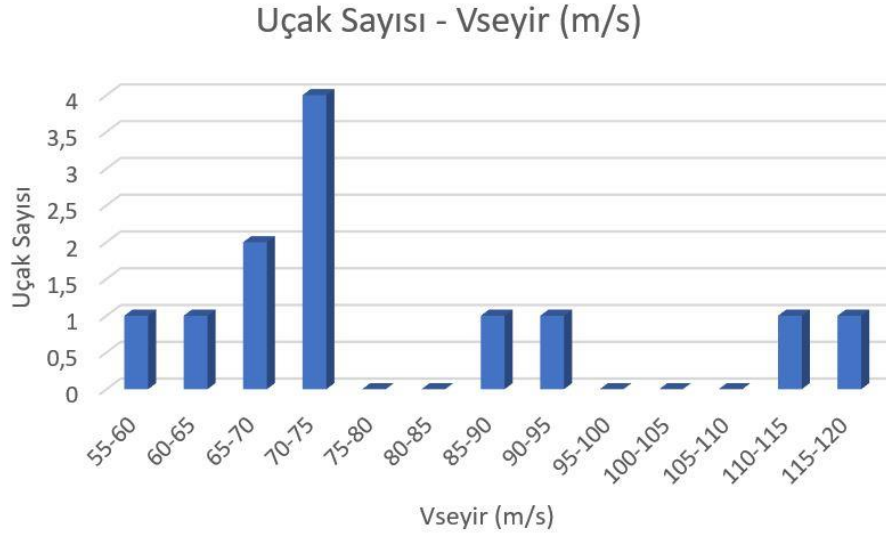
4) $S-W_0$



Şekil 3.5. $S-W_0$

$$y = 0,00606x + 0,5496$$

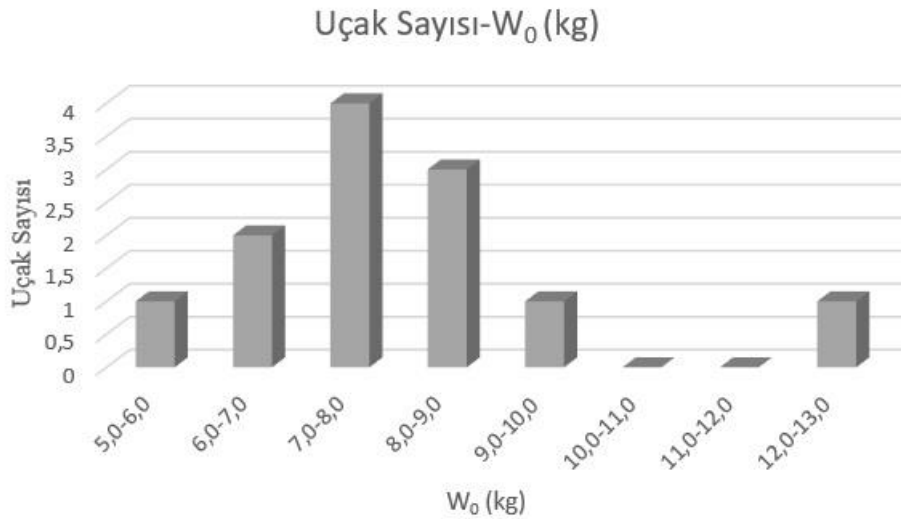
5) Vseyir



Şekil 3.6. Uçak sayısı-Vseyir grafiği

Şekil 3.6’da uçakların çoğunluğunun 70-75 m/s arasında seyir hızlarına sahip olduğu görülmektedir.

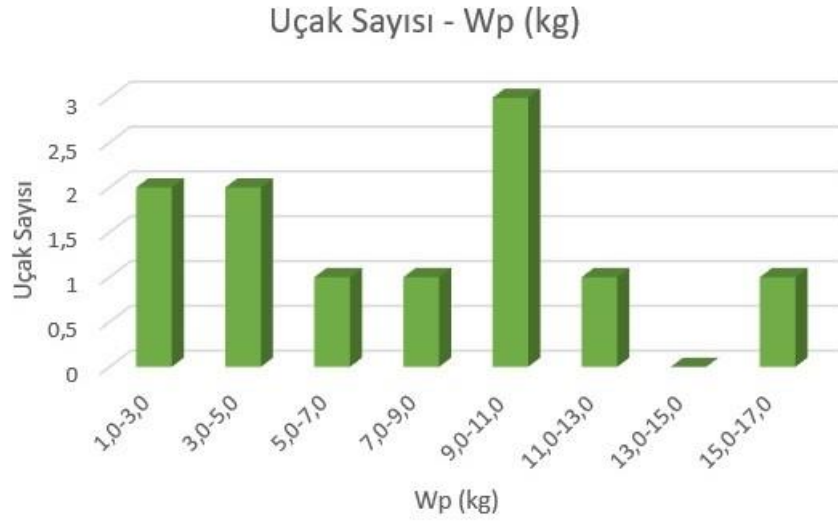
6) W_0



Şekil 3.7. Uçak sayısı- W_0 grafiği

Analiz edilen uçakların maksimum kalkış ağırlıklarının 7 ile 9 kg arasında olduğu gözlemlenmektedir ve şekil 3.7’de veri olarak yansıtılmıştır.

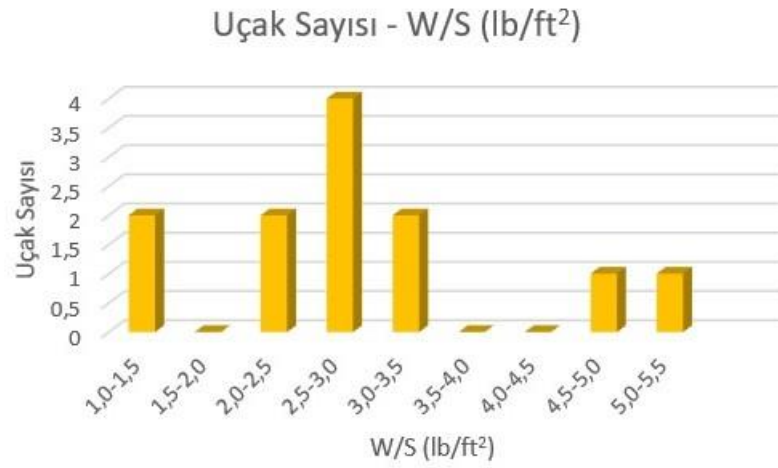
7) W_p



Şekil 3.8. Uçak sayısı- W_p grafiği

Yukarıdaki grafikte uçakların taşıdığı faydalı yük dağılımı gösterilmektedir.

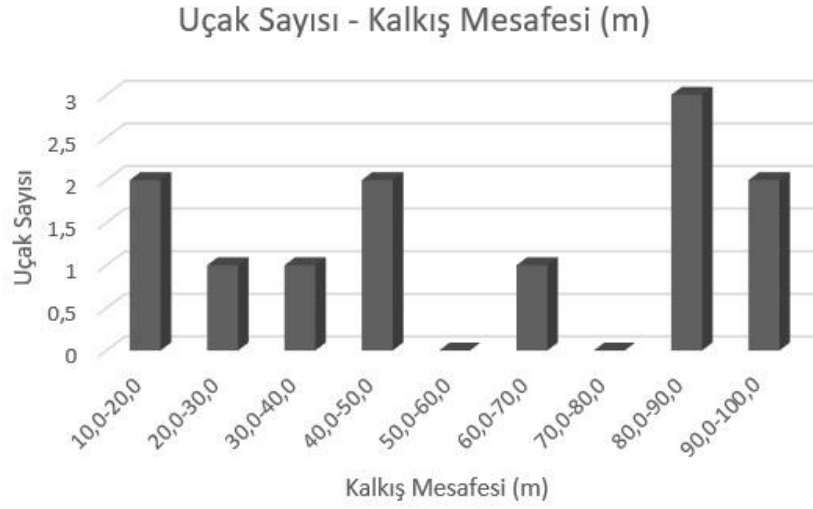
8) W/S



Şekil 3.9. Uçak sayısı- W/S grafiği

Yukarıdaki grafikte analiz edilen uçakların kanat yüklemelerinin değer aralığı dağılımı görülmektedir. Kanat yüklemesi için 2,5-3 lb/ft² değer aralığı çoğunluktadır.

9) Kalkış Mesafesi



Şekil 3.10. Uçak sayısı-Kalkış mesafesi

Yukarıdaki grafikte uçakların kalkış ağırlıklarının çeşitlilik gösterdiği görülmektedir.

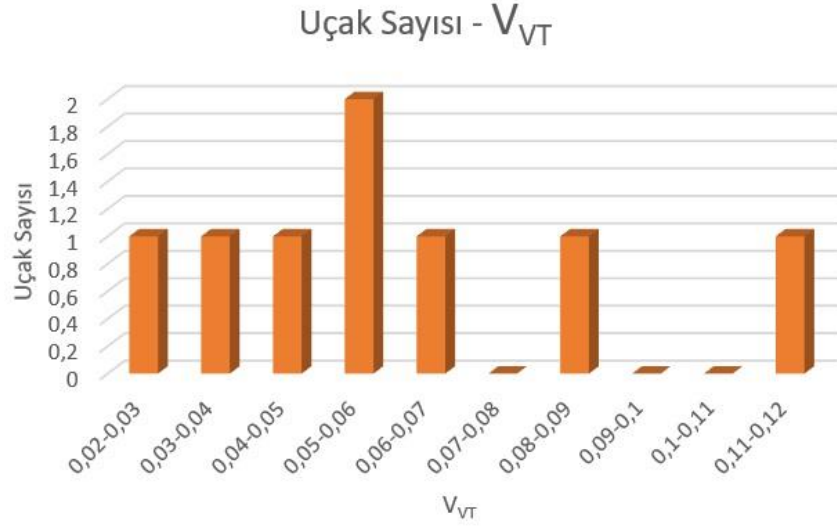
10) V_{HT}



Şekil 3.11. Uçak sayısı- V_{HT} grafiği

Yukarıdaki grafikte analiz edilen uçaklar arasında yatay kuyruk hacim katsayısının çoğunlukla 0,4 - 0,5 değer aralığında olduğunu gözlemlemekteyiz.

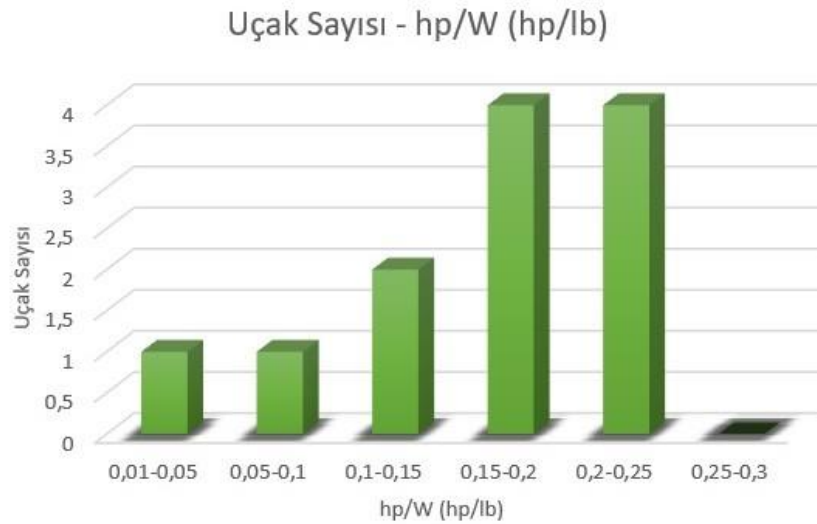
11) V_{VT}



Şekil 3.12. Uçak sayısı- V_{VT} grafiği

Yukarıdaki grafikte analiz edilen uçaklar arasında dikey kuyruk hacim katsayısının çeşitlilik gösterdiğini görmekteyiz. Bu değer için 0,05-0,06 değer aralığının optimum olduğunu söyleyebiliriz.

12) hp/W



Şekil 3.13. Uçak sayısı- hp/W

Şekil 3.13’de beygir gücü/ağırlık oranının birkaç istisna uçak dışında 0,15-0,25 aralığında toplandığını gözlemlemekteyiz.

Çalışmanın bir yorumu olarak bu bölümde hava aracı verileri ve grafikleri üzerinden değerlendirmelerde bulunmaktadır. Raporda veya diğer kaynaklarda yer alan hava araçları incelendiğinde, araçların çoğu özellik üzerinde benzerlik gösterdiğini ve bazı istisnalar dışında tablolatırılmış bölümdeki rakamların birbirine yakın olduğunu gözlemlemekteyiz. Ayrıca grafiklere bakıldığında da bazı durumlar dışında aynı değer aralıklarının gözlemlemlendiği görülmüştür. Sütun grafiklerde bize her bir spesifikasyon için uçak sayısı hakkında bir fikir vermektedir. Buna ek olarak, mevcut tüm hava araçlarının tasarım parametrelerine ve görev gereksinimlerine uygun konfigürasyonları vardır. Tasarımı yapılacak mini insansız hava aracı için değer kararı bu bilgiler ışığında verilecek ve en uygun konfigürasyon bulunacaktır.

Tüm bu veriler ve çizim bilgileri aracın tüm bileşenlerinin tasarımında bize yardımcı olacak ve yol gösterecektir. Bu çalışma aynı zamanda ilerleyen aşamalarında boyutlandırma tahmini ve optimizasyonu yapmayı kolaylaştıracaktır.

3.3. İlk Boyutlandırma Tahmini

Hava aracı tasarımının bu aşamasında, aracın ilk konfigürasyon seçimi ve ilk boyutlandırma tahminine odaklanılacaktır. Bu çalışma, farklı hava aracı konfigürasyonları ve tasarlanacak olan hava aracının genel hatlarıyla çizimi ve kalkış ağırlığı tahmini gibi konuların değerlendirilmesini içermektedir.

3.3.1. Konfigürasyon

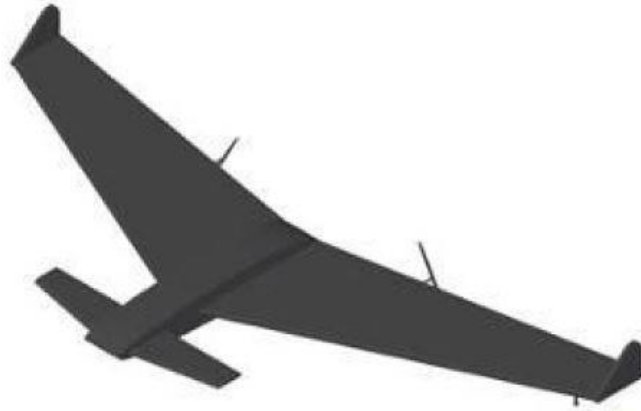
Kullanılabilecek bazı konfigürasyonların avantaj ve dezavantajlarından aşağıdaki bölümde bahsedilmektedir (M. Y. Zakaria, 2012).

Geleneksel: Alternatifleri karşılaştırmak için temel konfigürasyon olarak geleneksel bir tek kanatlı konfigürasyonu seçilmiştir. Performans özellikleri eldeki dokümanlarla kolayca tahmin edilmektedir. Bu konfigürasyonun üretimi kolaydır ve yükleme/boşaltma işlemi zahmetsizce yapılabilmektedir.



Şekil 3.14. Geleneksel kanat konfigürasyonu

Kanard: Kanard konfigürasyonu mükemmel perdevites özelliklerine sahiptir ancak maksimum kaldırma kuvvetini azalttığı için kalkış sırasında sorunlar yaşanabilmektedir. Uçağın önünde ekstra bileşenler olacağı için fazladan bir maliyete de neden olacaktır. Stabilité için yararlı olmasına rağmen, aşağı doğru kanatçık nedeniyle uçağın performansını düşürecektir.



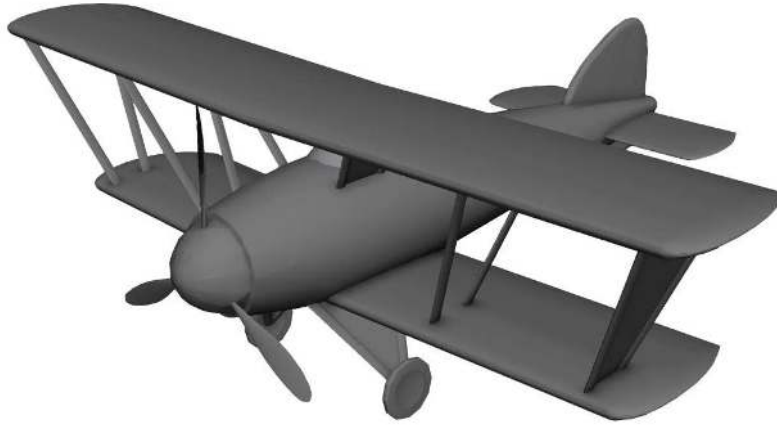
Şekil 3.15. Kanard kanat konfigürasyonu

Uçan Kanat: Bu konfigürasyon kaldırma kuvvetini artırıp sürüklenme kuvvetini azaltarak L/D değerini önemli ölçüde iyileştirmektedir. Ancak uçağın dengesizliği, zor üretimi ve artan ağırlık gibi farklı sorunlara neden olacaktır.



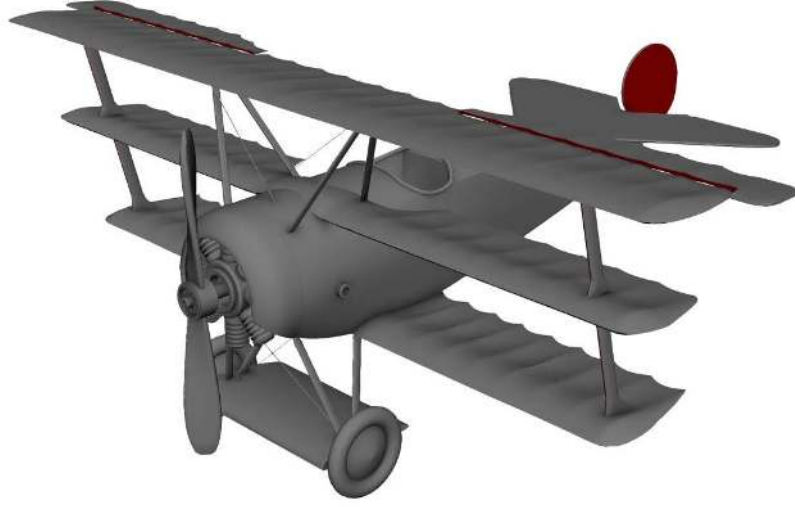
Şekil 3.16. Uçan kanat konfigürasyonu

İki Düzlemli Kanat: Bu konfigürasyon ile gerekli kaldırma kuvveti, açıklığı azaltan ve manevra kabiliyetini artıran daha küçük kanatlar kullanılarak elde edilebilmektedir. Ancak daha fazla sürtünme üretecek ve karmaşık bir yapıya sahip olduğu için faydalı yük düzeneği kurmak zor olacaktır.



Şekil 3.17. İki düzlemli kanat konfigürasyonu

Üç Düzlemli Kanat: Üç düzlemli konfigürasyon; geleneksel ve iki düzlemli konfigürasyona göre daha az açıklık gereklidir. Bu konfigürasyon, daha büyük bir sürüklenme ve yükleme bölmesi sorunuyla birlikte daha dar bir dönüş yarıçapı sunacaktır.



Şekil 3.18. Üç düzlemlı kanat konfigürasyonu

Uçağın tasarımı yapılırken dikkat edilecek olan en önemli konulardan biri kolay üretilebilir olması ve tasarlanan mekanizmanın entegrasyonunun kolay olmasıdır. Bunların yanında uçağın üretim maliyetini mümkün olduğunca düşük tutmak hedeflenmiştir.

Çeşitli kaynaklardan farklı konfigürasyon türlerini inceledikten ve tasarım sürecinde dikkat edilecek önemli konuları belirledikten sonra uçak konfigürasyonunu netleştirmeye başlayabiliriz. Bir önceki bölümde incelediğimiz üzere uçağın kolay üretilebilir olması ve aynı zamanda da düşük maliyetli olması planlandığı için tasarlanacak olan uçağa geleneksel konfigürasyon modeli uygun görülmüştür.

3.3.2. Kanat konumu

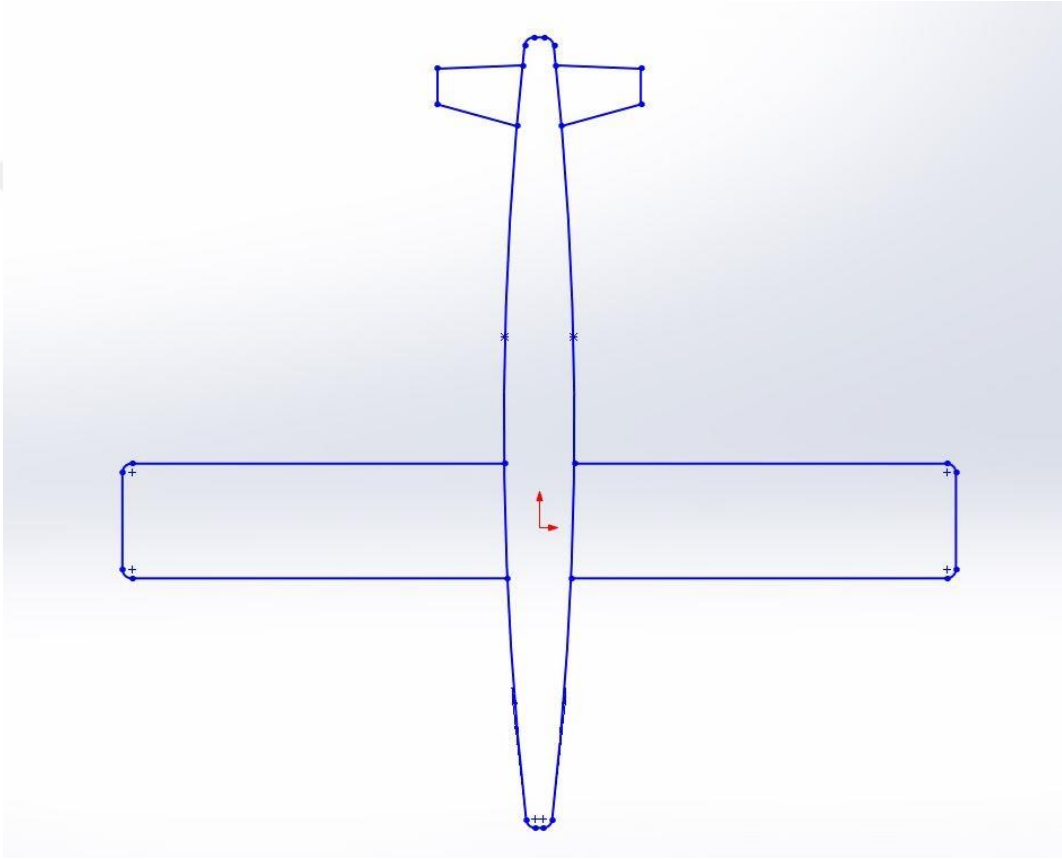
Yüksek Kanat: Yüksek kanatlar, faydalı yükün simetrik olarak yüklenmesini zorlaştırmaktadır. Bu sorunu çözmek için uçak üzerinde birçok kapak ve fazladan parça tasarlanmalıdır. Bu olumsuz özelliğe rağmen, yüksek kanat, kanat üzerinde herhangi bir dihedral kanat tasarımı olmaksızın yalpa stabilitesi sağlamaktadır.

Orta Kanat: Orta kanat yapısında gövdeyi ve kanatları birleştirmek yüksek kanat ve alçak kanat yapılarına göre daha kolaydır. Bunun yanında üretimi yüksek ve alçak kanat yapısına göre biraz daha komplikedir.

Alçak Kanat: Alçak kanat kullanışlı bir kanat yapısıdır. Faydalı yük taşıma kapasitesi diğer kanat türlerine göre daha fazladır. Bunların yanında yapısal tasarımı kanatlarda dihedral gerektirir.

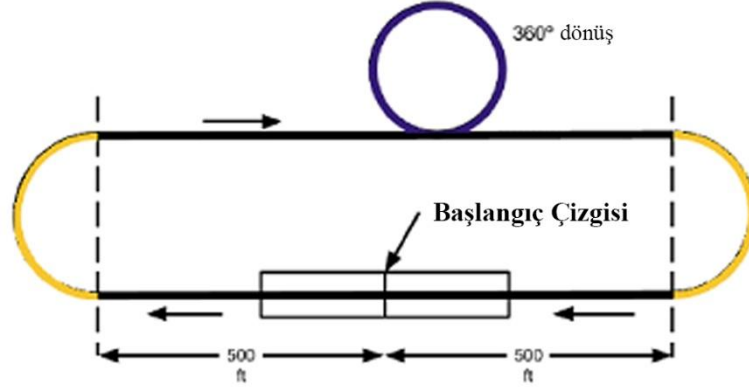
Tasarlanacak olan insansız hava aracı için orta kanat yapısı seçilmiştir. Bunun en önemli sebebi dihedral değişimi için tasarlanan mekanizmanın uçağın gövdesine entegre edilecek olmasıdır. Bunun yanında kanatlar simetrik olarak mekanizmaya bağlanabilecek ve hem pozitif (dihedral) hem de negatif (anhedral) açıyı verimli bir şekilde uygulanabilecektir.

3.3.3. Kavramsal ilk çizim



Şekil 3.19. Uçağın kavramsal ilk çizimi

3.4. Ağırlık Tahmini ve Karşılaştırma Çalışması



Şekil 3.20. Uçuş rotası

W_0 tahmini yapıldı.

$W_e = (W_e/W_0) W_0 \leftarrow (W_e/W_0)$ değeri rakip uçak çalışmasından alınmıştır.

$P_0 = (P_0/W_0) W_0$ denklemi üzerinden maksimum P_0 değeri hesaplandı.

$V_{motor} = P_0/I_{maks}$ formülüyle motor voltajı hesaplandı $\leftarrow I_{maks} = 40$ Amp

Elektromotor kuvveti hesaplandı. (Batarya Voltajı)

$$\varepsilon = V_{motor} + V_{batarya+kablolar}$$

Batarya sayısı hesaplandı. (n)

Her bataryanın voltajı 1.1 Volt kabul edildi. $\rightarrow \varepsilon = 1.1 * n$

Seyir için gerekli güç tahmini yapıldı $T.V. = n_p * P$

$$P = (T * V) / n_p = (D * V) / n_p = (D/L) * W * (V/n_p)$$

$$P_{cruise} = 1 / (L/D)_{cruise} * W_{cruise} * (V_{cruise}/n_p) \leftarrow n_p = 0.7$$

Görev için gerekli enerji hesaplandı. (Joule)

Görev için gerekli güç hesaplandı. (Coulomb)

mah birimine çevirildi.

Batarya tipi seçildi.

Toplam batarya ağırlığı hesaplandı.

$$W_f = n * W_{one battery}$$

$$W_0 = W_{pl} + W_f + W_e \text{ hesaplandı.}$$

Bütün görevler için parametre hesaplamak üzere bir Matlab kodu geliştirilmiştir (Matlab, 2023). Bu kod kullanılarak tüm hesaplamalar yapılmış ve sonuçlar her misyonun altına ayrı ayrı tablolandırılmıştır.

3.4.1. Görev 1a

Boş kalkış

Menzil = 8000 ft

$V_{seyir} = 15 \text{ m/s}$

Tahmini ilk kalkış ağırlığı: 8,03 kg

$L/D=10$

Tablo 3.5. Görev 1a teknik özellikleri

Tahmini alınan W_0 (kg)	8,03
Hesaplanan W_0 (kg)	0,144
İterasyon sayısı	11
W_e (kg)	0,0064
P_0 (kg)	71,38
V (Volt)	1,784
E (Volt)	5,784
P_{CR} (Watt)	3,029
T (sec)	162,56
Enerji (Joule)	166,59
Q (mah)	80
n	6
S (m ²)	0,303
$W_{batarya}$ (kg)	0,138

3.4.2. Görev 1b

Görev 1a ile aynı gereklilikler istenmektedir, yalnızca seyir hızı $V_{seyir} = 20\text{m/s}$ olarak alınacaktır.

Tablo 3.6. Görev 1b teknik özellikleri

Tahmini alınan W_0 (kg)	8,03
Hesaplanan W_0 (kg)	0,144
İterasyon sayısı	11
W_e (kg)	0,0064
P_0 (kg)	71,38
V (Volt)	1,784

Tablo 3.6. (Devam) Görev 1b teknik özellikleri

E (Volt)	5,784
P _{CR} (Watt)	4,039
T (sec)	121,92
Enerji (Joule)	164,07
Q (mah)	78,79
n	6
S (m ²)	0,303
W _{batarya} (kg)	0,138

3.4.3. Görev 2a

10 Adet top ile kalkış

Faydalı yük ağırlığı $W_{yük} = 10 \cdot 200\text{gr} = 2000\text{gr}$

Menzil = 12000 ft

$V_{seyir} = 15 \text{ m/s}$

Tahmini ilk kalkış ağırlığı: 8,03 kg

L/D=10

Tablo 3.7. Görev 2a teknik özellikleri

Tahmini alınan W_0 (kg)	8,03
Hesaplanan W_0 (kg)	3,976
İterasyon sayısı	30
W_e (kg)	1,058
P_0 (kg)	157,209
V (Volt)	39,3
E (Volt)	43,3
P _{CR} (Watt)	125,627
T (sec)	243,84
Enerji (Joule)	55003,731
Q (mah)	352,841
n	40
S (m ²)	0,585
W _{batarya} (kg)	0,918

3.4.4. Görev 2b

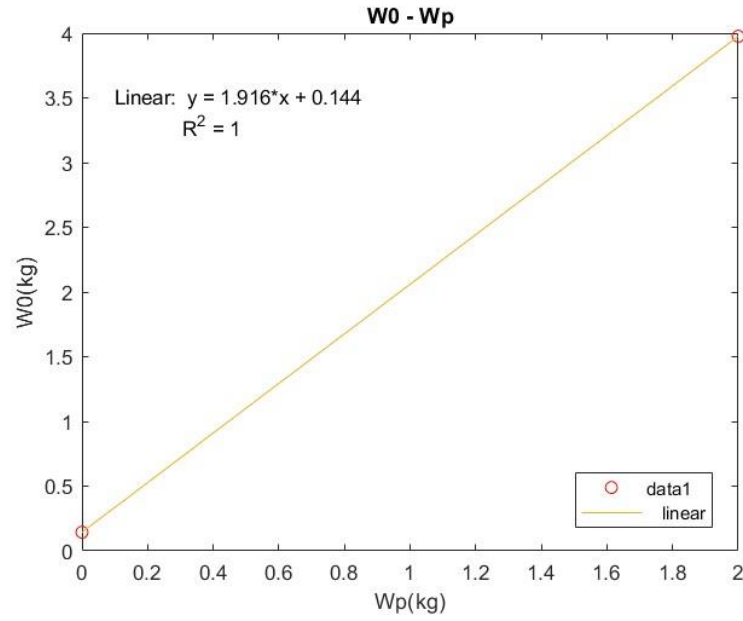
Görev 2a ile aynı gereklilikler istenmektedir, yalnızca seyir hızı $V_{seyir} = 20\text{m/s}$ olarak alınacaktır.

Tablo 3.8. Görev 2b teknik özellikleri

Tahmini alınan W_0 (kg)	8,03
Hesaplanan W_0 (kg)	3,976
İterasyon sayısı	30
W_e (kg)	1,058
P_0 (kg)	157,209
V (Volt)	39,3
E (Volt)	43,3
P_{CR} (Watt)	167,502
T (sec)	182,88
Enerji (Joule)	53956,841
Q (mah)	346,125
n	40
S (m^2)	0,585
$W_{batarya}$ (kg)	0,918

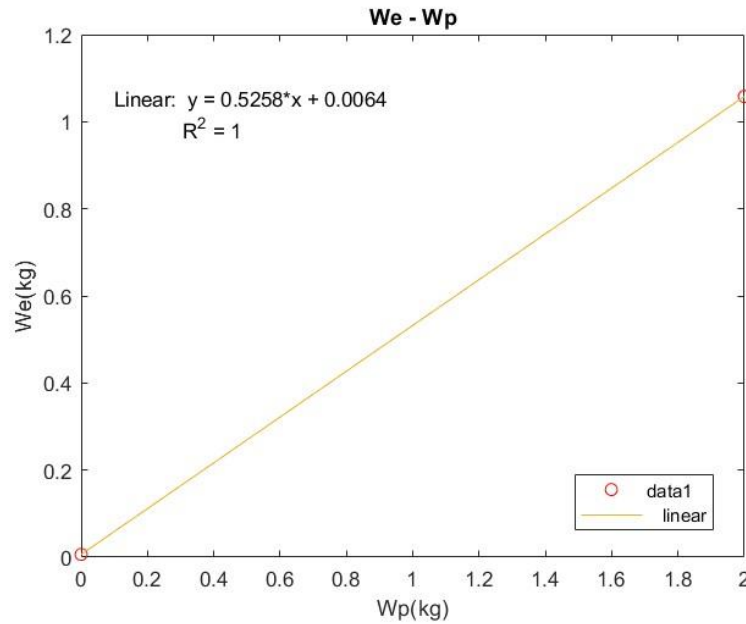
3.4.5. Diyagramlar

3.4.5.1. $V_{seyir} = 15 \text{ m/s}$ için grafikler



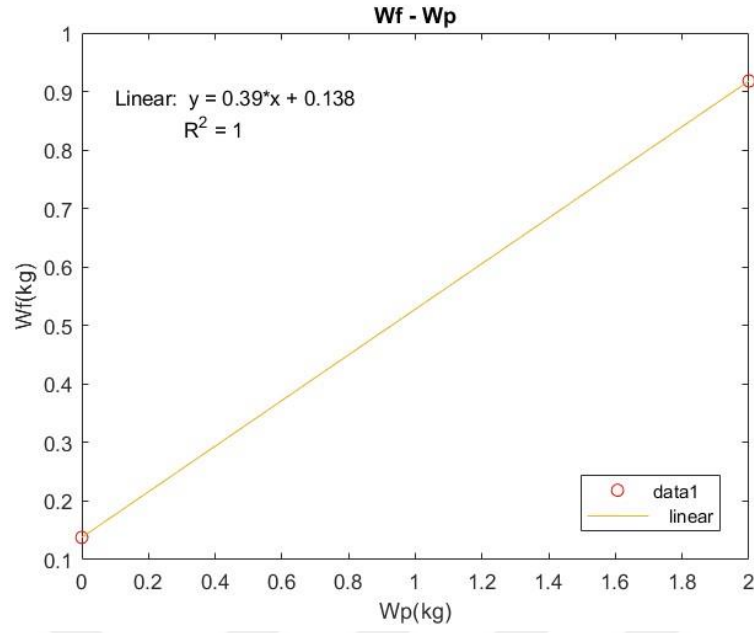
Şekil 3.21. $W_0 - W_p$

Şekil 3.21. faydalı yük ağırlığı arttığında toplam brüt ağırlığın da arttığını göstermektedir. $W_0 = W_{\text{boş}} + W_{\text{batarya}} + W_{\text{yük}}$ denklemi bu durumun nedenini açıklamaktadır.



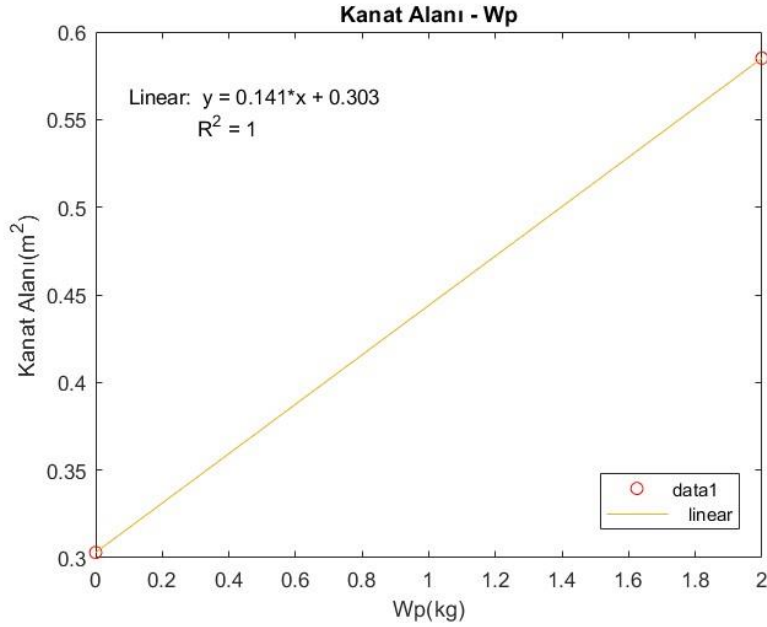
Şekil 3.22. $W_e - W_p$

Şekil 3.22. faydalı yük ağırlığı arttığında boş ağırlığın da arttığını açıklamaktadır. Daha fazla faydalı yük daha fazla batarya ve daha büyük kanatlar gerektirdiğinden, faydalı yük ağırlığı arttıkça boş ağırlık da artmaktadır.



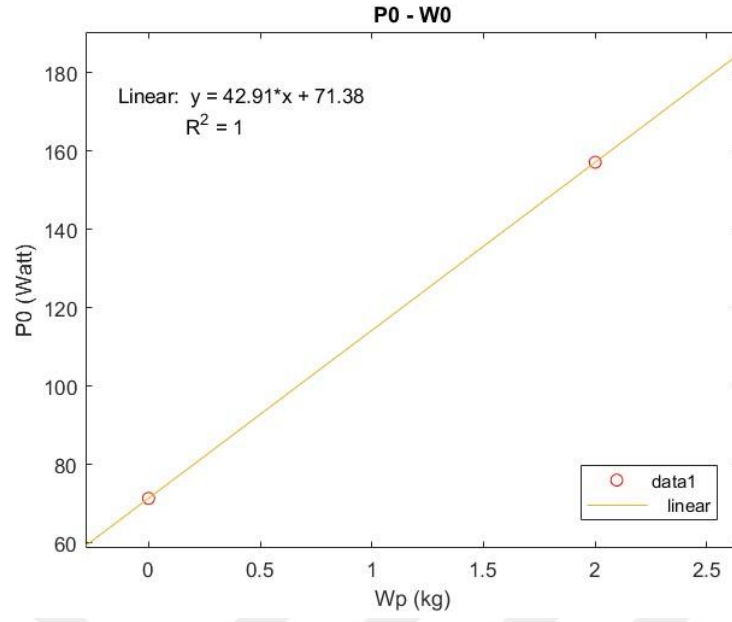
Şekil 3.23. $W_f - W_p$

Şekil 3.23. faydalı yük ağırlığı arttığında batarya ağırlığının da arttığını göstermektedir. Çok daha fazla faydalı yük çok daha fazla güç ve batarya gerektirdiğinden, batarya ağırlığı faydalı yük ağırlığının artmasıyla birlikte artmaktadır.



Şekil 3.24. Kanat Alanı - W_p

Şekil 3.24. faydalı yük ağırlığı arttığında kanat alanının da arttığını göstermektedir. Daha fazla faydalı yük daha fazla kaldırma kuvveti gerektirdiğinden ve kaldırma kuvveti kanat alanı ile orantılı olduğundan, kanat alanı faydalı yük ağırlığının artması ile artmaktadır.

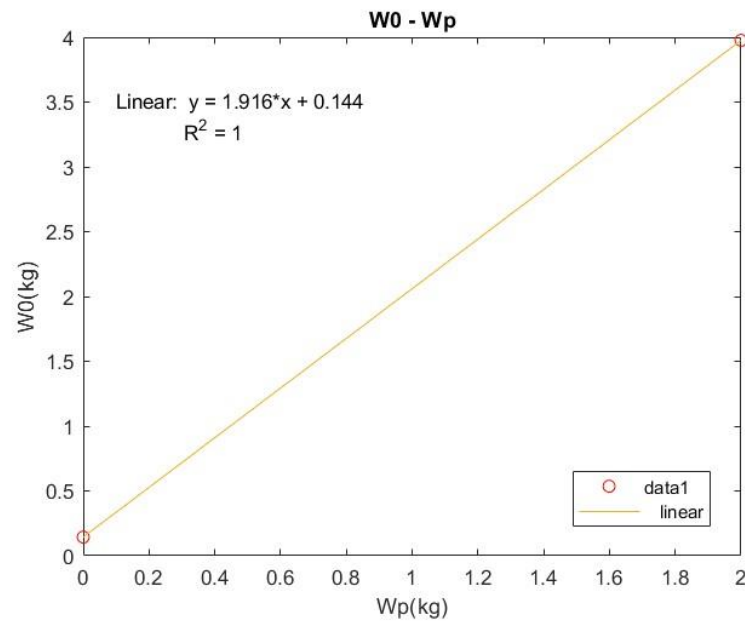


Şekil 3.25. $P_0 - W_p$

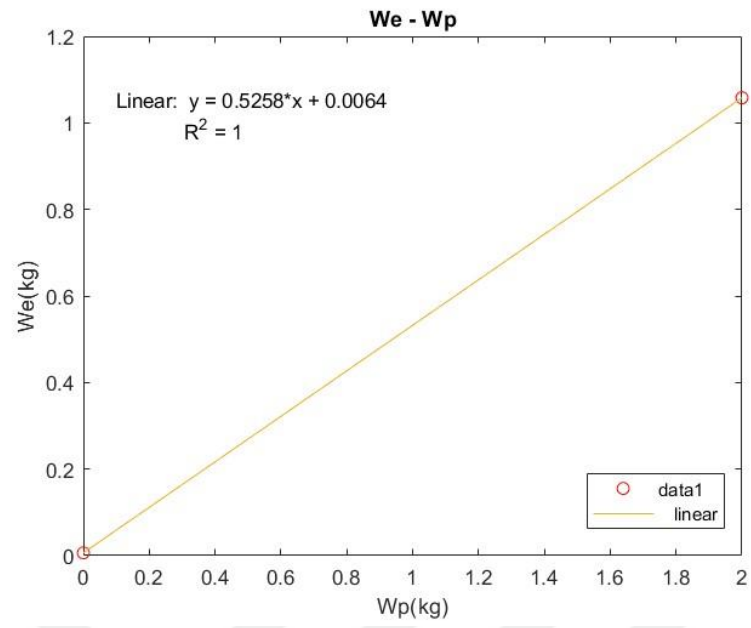
Daha fazla yük taşımak daha fazla güç gerektirdiğinden, yük ağırlığındaki artış P_0 nun artmasına neden olur. Şekil 3.25. bu durumu özetlemektedir.

3.4.5.2. $V_{seyir} = 20 \text{ m/s}$ için grafikler

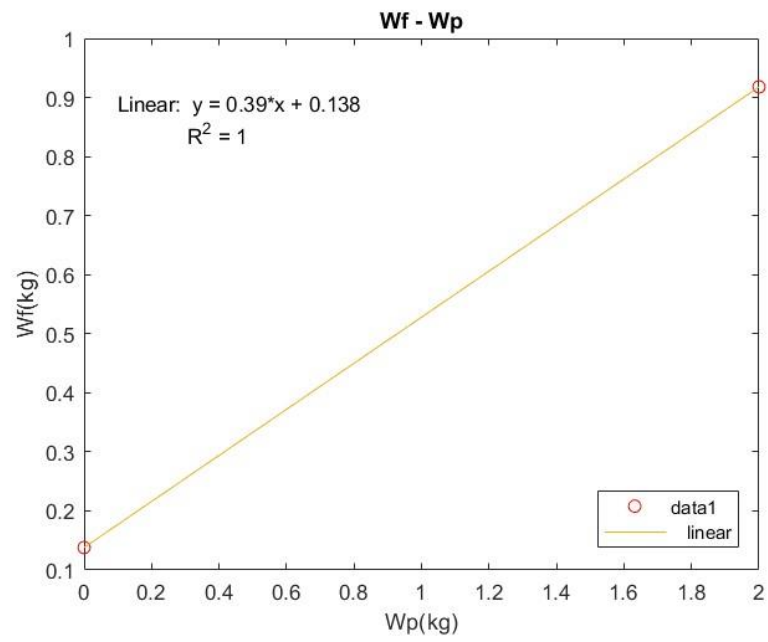
Seyir hızının değişmesi brüt ağırlığı (W_0), boş ağırlığı (W_e), gerekli batarya sayısını (n), batarya ağırlığını (W_f), kanat alanını (S_w) ve toplam gücü (P_0) etkilemez. Dolayısıyla, $V_{cruise}=15 \text{ m/s}$ için çizilen grafikler ve açıklamaları $V_{seyir}=20 \text{ m/s}$ için de aynıdır.



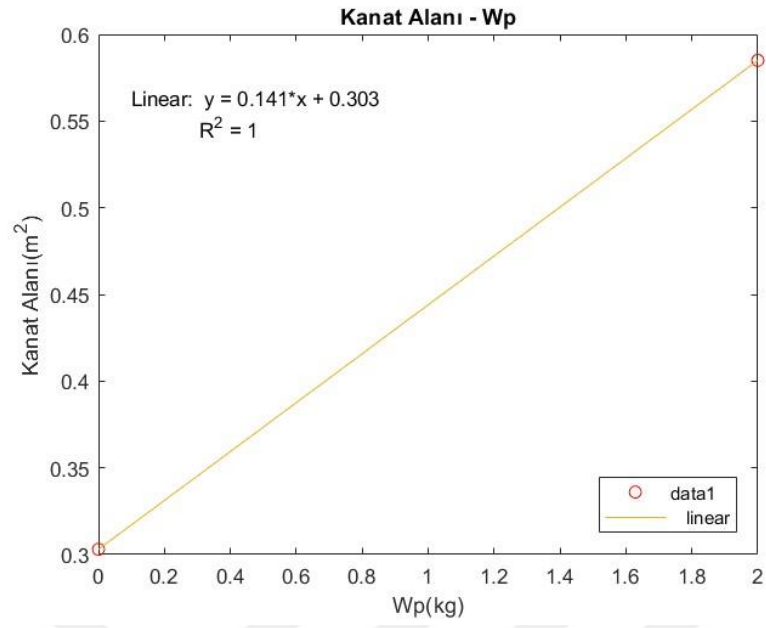
Şekil 3.26. $W_0 - W_p$



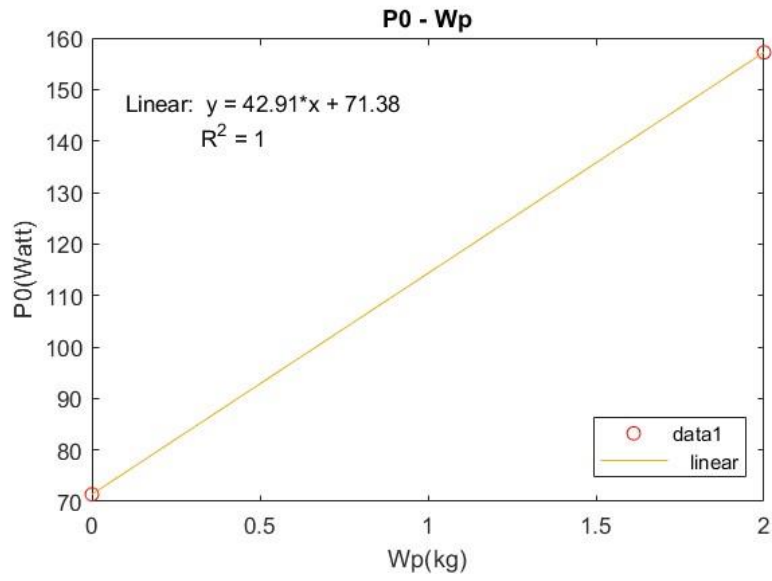
Şekil 3.27. $W_e - W_p$



Şekil 3.28. $W_f - W_p$

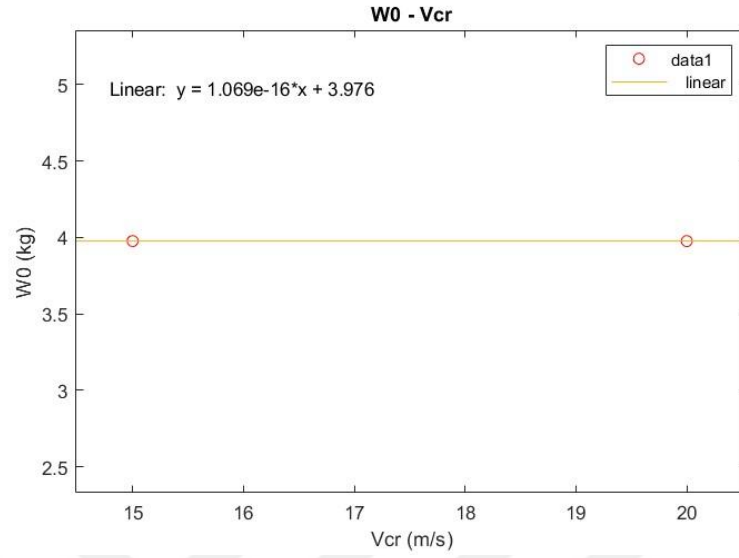


Şekil 3.29. Kanat Alanı - W_p



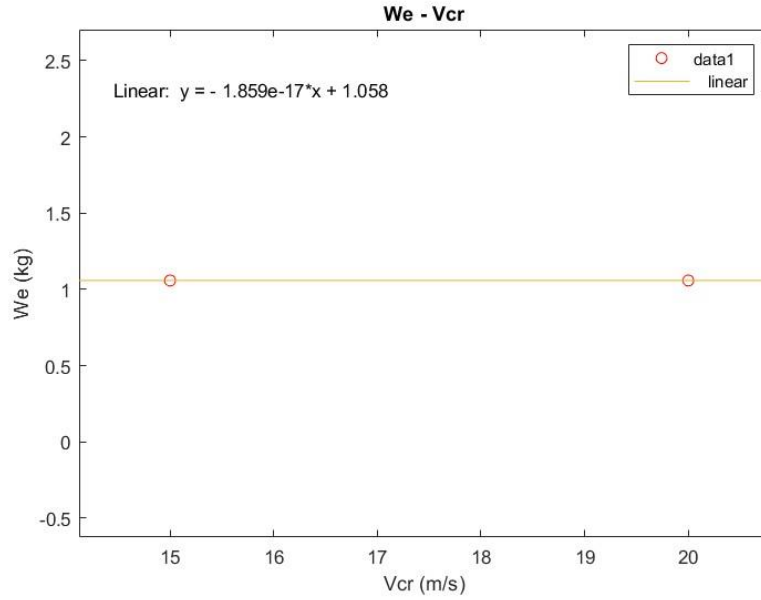
Şekil 3.30. P_0 - W_p

3.4.5.3. $W_{yük} = 2000\text{gr}$ için grafikler



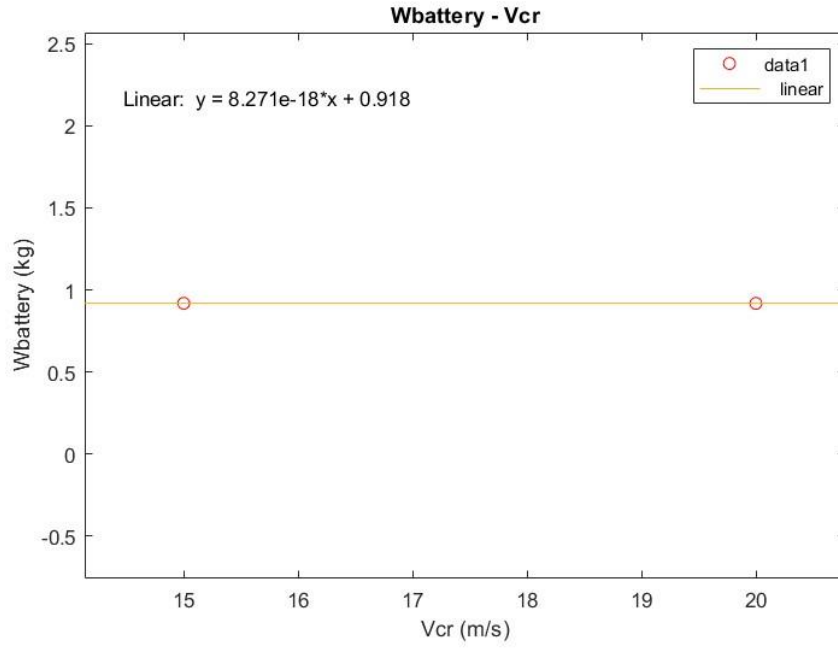
Şekil 3.31. $W_0 - V_{seyir}$

Şekil 3.31. brüt ağırlığın (W_0) seyir hızından (V_{seyir}) etkilenmediğini göstermektedir.



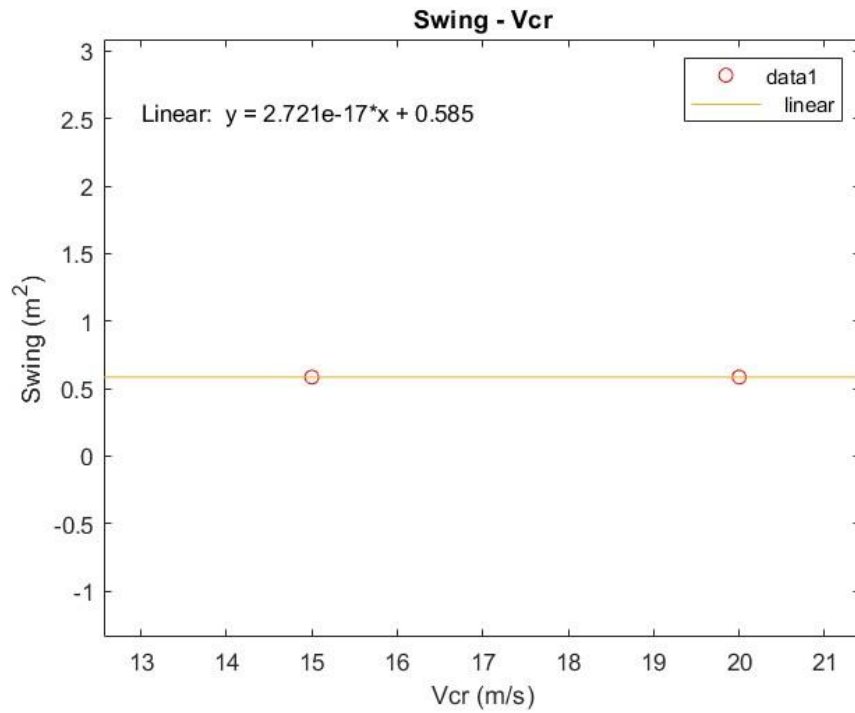
Şekil 3.32. $W_e - V_{seyir}$

Şekil 3.32. boş ağırlığın (W_e) seyir hızından (V_{seyir}) etkilenmediğini göstermektedir.



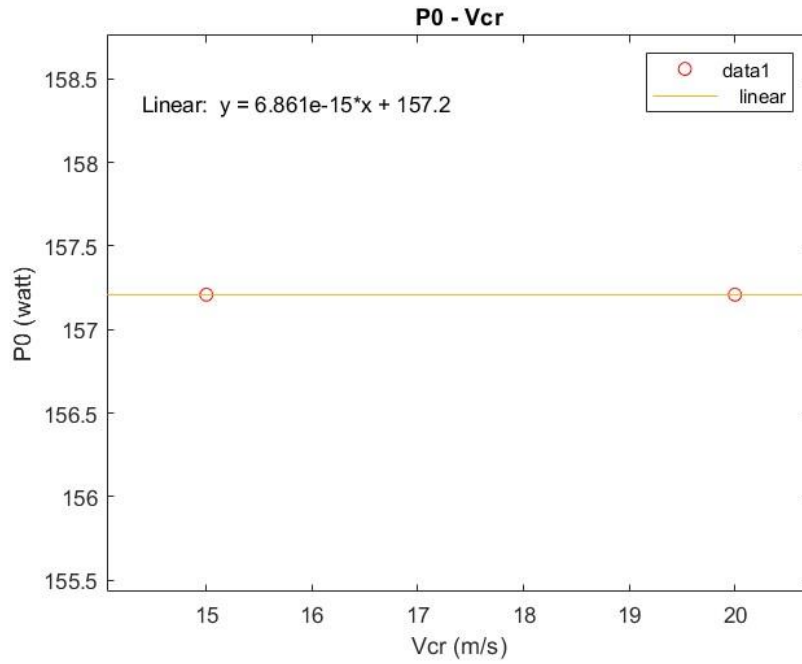
Şekil 3.33. $W_f - V_{seyir}$

Şekil 3.33. batarya ağırlığının (W_f) seyir hızından (V_{cr}) etkilenmediğini göstermektedir



Şekil 3.34. $S_{kanat} - V_{seyir}$

Şekil 3.34. kanat alanının (S_{wing}) seyir hızından (V_{seyir}) etkilenmediğini göstermektedir.



Şekil 3.35. $P_0 - V_{seyir}$

Şekil 3.35. toplam gücün (P_0) seyir hızından (V_{seyir}) etkilenmediğini göstermektedir.

Şimdiye kadar, rakip çalışmadan elde edilen verileri kullanarak tasarım parametreleri ve ilk boyutlandırma tahmini hakkında hesaplamalar yapıldı.

İlk olarak, başlangıç konfigürasyonu seçildi. Daha sonra, uçağımızın olası şekli ortaya konuldu. Tüm bu işlemler yapıldıktan sonra, belirlenen her görev için ilk tahmin ağırlık ve kanat alanı boyutlandırmaları hesaplandı. İlk tahmin boyutlandırması için maksimum ağırlıkların doğru değerlerine ulaşmak amacıyla MATLAB programı kullanıldı. Sonuçlar aşağıda hem Uluslararası Birim hem de İngiliz Birimleri cinsinden tablolandırılmıştır.

Tablo 3.9. Sonuçların özeti (uluslararası birim sistemi)

Görev	1a	1b	2a	2b
Mesafe (m)	2438,4	2438,4	3667,6	3667,6
W_0 (kg)	0,144	0,144	3,976	3,976
W_e (kg)	0,0064	0,0064	1,058	1,058
W_p (kg)	0	0	2	2

Tablo 3.9. (Devam) Sonuçların özeti (uluslararası birim sistemi)

Wf (kg)	0,138	0,138	0,918	0,918
Vcruise (m/s)	15	20	15	20
P0 (W)	71,38	71,38	157,209	157,209
V (V)	1,784	1,784	39,3	39,3
E (V)	5,784	5,784	43,3	43,3
Pcr (W)	3,029	4,039	125,627	167,502
t (sec)	162,56	121,92	243,84	182,88
Enerji (J)	166,59	164,07	55003,731	53956,841
Q (mah)	80	78,79	352,841	346,125
n	6	6	40	40
S (m ²)	0,303	0,303	0,918	0,918

Tablo 3.10. Sonuçların özeti (ingiliz birim sistemi)

Görev	1a	1b	2a	2b
Mesafe (ft)	8000	8000	12000	12000
W ₀ (lb)	0,317	0,317	2,332	2,332
W _e (lb)	0,014	0,014	1,058	1,058
W _p (lb)	0	0	2	2
W _f (lb)	0,304	0,304	2,023	2,023
Vcruise (ft/s)	49,213	65,617	49,213	65,617
P0 (hp)	0,0956	0,0956	0,2106	0,2016
V (V)	1,784	1,784	39,3	39,3
E (V)	5,784	5,784	43,3	43,3
Pcr (hp)	0,0041	0,0054	0,1683	0,2244
t (sec)	162,56	121,92	243,84	182,88
Enerji (lbf.ft)	166,59	164,07	55003,731	53956,841
Q (mah)	80	78,79	352,841	346,125
n	6	6	40	40
S (m ²)	3,262	3,262	6,297	6,297

Elde edilen tablodaki değerlere göre, toplam ağırlık (W_0), boş ağırlık (W_e), batarya ağırlığı (W_f), toplam güç (P_0) ve kanat alanı (S_{wing}) seyir hızının (V_{cr}) değişiminden etkilenmemektedir. Ancak seyir hızının (V_{cr}) artması seyir gücünün (P_{cr}) artmasına, uçuş süresinin (t) ve gerekli enerjinin azalmasına neden olur. Faydalı yük ağırlığının (W_p) artması toplam ağırlığın (W_0), boş ağırlığın (W_e), gerekli batarya sayısının (n), batarya ağırlığının (W_f), toplam gücün (P_0) ve kanat alanının (S_{wing}) artmasına neden olur.

3.5. Kanat Profili ve Geometri Seçimi

Bu bölümün amacı kanat ve kuyruk kanatçıklarının seçimidir. D. Raymer kanat profilini birçok açıdan uçağın kalbi olarak tanımlamaktadır. Hız, kalkış ve iniş mesafeleri, perdövites hızı vb. gibi uçak performanslarının çoğunu etkiler.

Tasarım düzeninin başlangıç noktası, uçağın davranışını temel olarak belirleyen çeşitli parametreleri seçmektir. Bu parametreler arasında kanat profili, kanat ve kuyruk geometrileri yer almaktadır. Bu çalışmada, kanat ve kuyruk geometrileri ile bunlara karşılık gelen kesit özelliklerinin ilk tahminleri yapılmıştır.

3.5.1. Kanat profili seçimi

Kanat profili, uçuşun tüm aşamalarında aerodinamik verimlilik üzerinde büyük bir etkiye sahiptir. Bu nedenle, perdövites karakteristikleri, kalınlık oranı, kaldırma/sürüklenme oranı vb. açısından kanat karakteristiklerinin ayrıntılarına girmek önemlidir. İki benzerlik parametresi, yani Reynolds sayısı ve Mach sayısı, kanadın davranışında önemli bir rol oynar. Tasarımımız için, Reynolds sayısının düşük bir değerine karşılık gelen düşük hızlı kanatlarla ilgilenilecektir.

Temel Geometrik Parametreler

Kaldırma/Sürüklenme Oranı: Menzil ile güçlü bir şekilde ilişkili olan aerodinamik verimliliğin bir ölçüsü olarak, bu parametrenin mümkün olduğunca yüksek olması gerekir.

Kaldırma Eğrisi Eğimi: Bu, kanadın ince kanat teorisi tarafından verilen ideal kana yapısına ne kadar yakın olduğunu gösteren bir parametredir.

Tasarım Kaldırma Katsayısı ($Cl_{tasarım}$): Bu, kanadın en iyi L/D değerine sahip olduğu kaldırma katsayısıdır. Bununla birlikte, maksimum menzil tasarımın itici bir özelliği ise, seyir ve tasarım kaldırma katsayıları aynı veya neredeyse aynı olmalıdır.

Perdövites Özellikleri: Bir seyir insansız hava aracı herhangi bir mürettebat taşımadığından, durma sırasında kademeli veya dik bir kaldırma kaybına sahip olmak o kadar önemli değildir. C_{Lmaks} bu özellik için etkilidir. Ayrıca ince ve kalın kanatçıklar da perdövites karakteristiğini etkilemektedir.

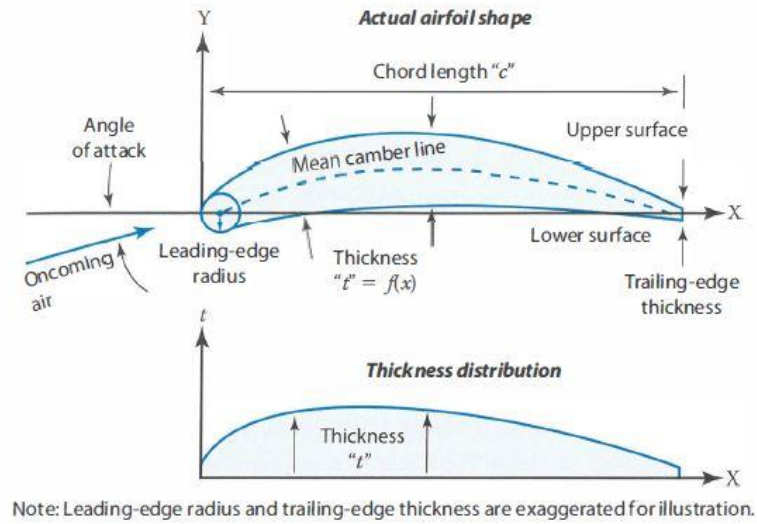
Üretim Kolaylığı: Seçeceğimiz kanat profili, maliyeti ve işçilik süresini azaltacağı için üretimi kolay olmalıdır.

Kalınlık Oranı: Kalınlık oranı kanadın her parametresini etkiler. Kalınlık oranı artarsa sürüklenme artar, C_{Lmaks} değeri artar ancak kanadın ağırlığı azalır. Rakip çalışma kullanılarak, kalınlık oranlarının %8 ila %12 arasında değiştiği kolayca görülebilir. Bu yüzden kalınlık için ilk tahminler bu değerler arasında olacaktır.

C_{dmin} : Sürüklemeyi azaltmak için C_{dmin} değerinin mümkün olduğunca küçük olması gerektiği açıktır.

Reynolds Sayısı: Görev ve tasarım gerekliliklerini karşılamak amacıyla, düşük hızlı Reynolds özellikleriyle ilgilenilecektir.

Bir kanat profilinin önemli geometrik özellikleri aşağıdaki şekilde gösterilmiştir.



Şekil 3.36. Airfoil geometri (Raymer, 2018)

Tüm bu parametreler farklı kanatlarda farklılıklar göstermektedir.

3.5.2. Rakip çalışmasından elde edilen veriler ve hesaplamalar

Geometrik özelliklerini elde etmek için Reynolds sayısını ve ortalama veter değerini hesaplamamız gerekmektedir. Bu hesaplamalar için rakip çalışmamızdaki 12 uçak da kullanıldı.

Cortalama Hesaplaması:

$$C_{ortalama} = \frac{2 \times C_{kök} \times (1 + TR + TR^2)}{3 \times (1 + TR)} \quad (3.1)$$

Tablo 3.11. Rakip çalışmasından uçaklar ve özellikleri

Aircrafts	Kanat Alanı	Kanat Uzunluğu	Komiklik Oranı	C	Ckök	Cuç	Cortalama
Sailfin	0,62	1,97	1	0,263	0,263	0,263	0,263
Rooster	0,56	1,7	1	0,278	0,278	0,278	0,278
Spirit of Blacksburg	0,28	1,22	0,8	0,23	0,255	0,204	0,232
Turbo Encabulator	0,46	2,04	1	0,225	0,225	0,225	0,225
The Slugger	0,64	2,13	1	0,3	0,3	0,3	0,3
Galileo IV	0,72	2,4	1	0,3	0,3	0,3	0,3
FH Joanneum	0,61	2,25	1	0,316	0,316	0,316	0,316
Spitzfire	0,81	2,44	0,6	0,263	0,328	0,198	0,268
St. Louis	1	2,4	1	0,377	0,377	0,377	0,377
Fastback	0,56	2,11	1	0,265	0,265	0,265	0,265
Arcis	0,49	1,52	1	0,263	0,263	0,263	0,263
The Knightmobile	0,43	1,49	0,65	0,259	0,314	0,204	0,263

Bu tablodan veter uzunluğunun ortalama değerini ($C_{ortalama}$) **0,28** olarak hesaplıyoruz.

Reynolds Sayısı Hesaplaması:

$$R = \frac{\rho \cdot V \cdot C_{ortalama}}{\mu} \quad (3.2)$$

$$\rho = 1.1 \frac{kg}{m^3} \quad (3.3)$$

$$\mu = 0,000017124 \frac{kg}{m \cdot s}$$

$$V = 25 \frac{m}{s}$$

$$C_{ortalama} = 0,28$$

$$Re = 440000$$

Tablo 3.12. Kanat için kanat profilleri (Riegels, 1961)

Profil	Clark Y	SD7062	NACA2412	NACA4412	NACA0009
Re	792x10 ⁴	3x10 ⁵ 6x10 ⁵	58x10 ⁴	70x10 ⁴	300x10 ⁴
Pürüzlülük	-	-	-	-	-
Cl _{maks} Davranışı	B	-	B	D	A
Cl _{maks}	1,68	1,54	1,35	1,37	1,25
a ₀	-4,5	-4	-1,7	-4	-1,2
d _{CL} /da	0,098	0,105	0,103	0,088	0,110
Tasarım C _L	0,23	0,97	0,22	0,45	0,19
C _{Dmin}	0,0075	0,0084	0,007	0,0074	0,0052
C _{m_a}	-0,099	0	-0,039	-0,044	-0,081
x _a /c	0,24	0,25	0,246	0,243	0,24
y _a /c	-0,031	0,02	0,004	0,004	-
ρ ₀	1,1	1,1	1,1	1,1	1,1
f/c	0,031	-	0,02	0,018	0
x _f /c	0,4	-	0,4	0,15	-
t/c	0,1	0,14	0,09	0,12	0,09
x _t /c	0,3	-	0,3	0,3	0,3

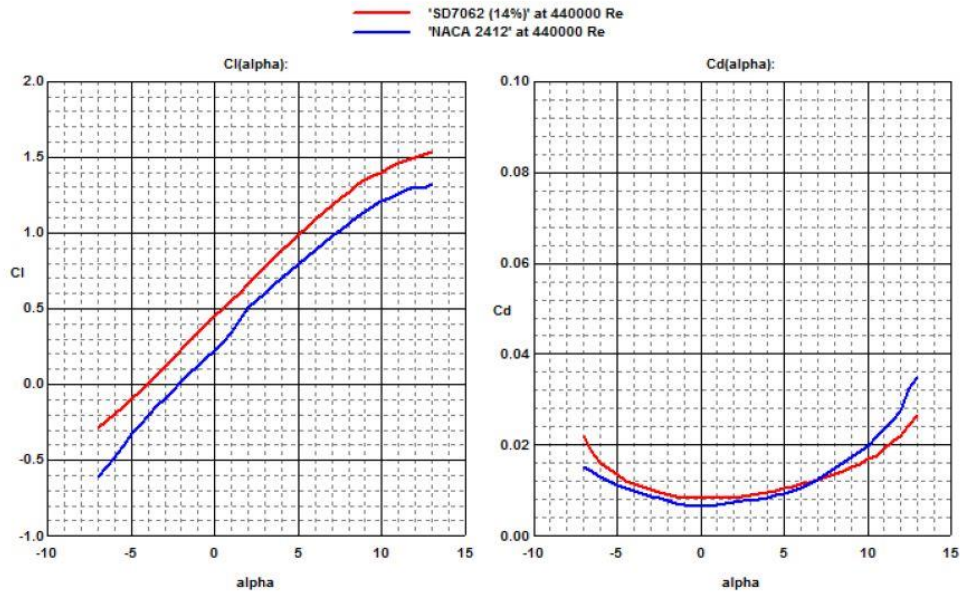


Şekil 3.37. C_{lmaks} davranışı (Riegels, 1961)

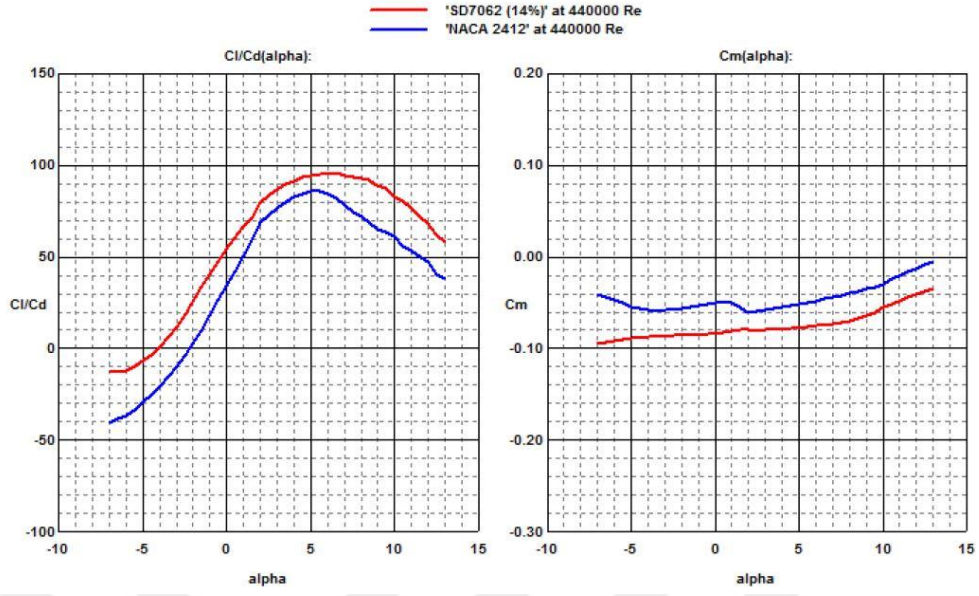
Reynold sayısı C_L , C_d ve C_m karakteristikleri dikkate alınarak kanat profilleri arasında eleme yapılmıştır. Bu elemeler yapılırken sonraki gereksinimler göz önünde bulundurulmuştur. Bunlar asarından:

- Düşük C_m değerine sahip profiller
- Yüksek Fines oranına (C_L/C_d) sahip profiller, dolayısıyla yüksek C_L ve düşük C_d 'ye sahip profiller
- Kanat ve kanard yapısal ağırlıkları kalınlık oranı ile ters orantılı olarak değiştiğinden kalınlık oranı yüksek profiller tercih edilmiştir.

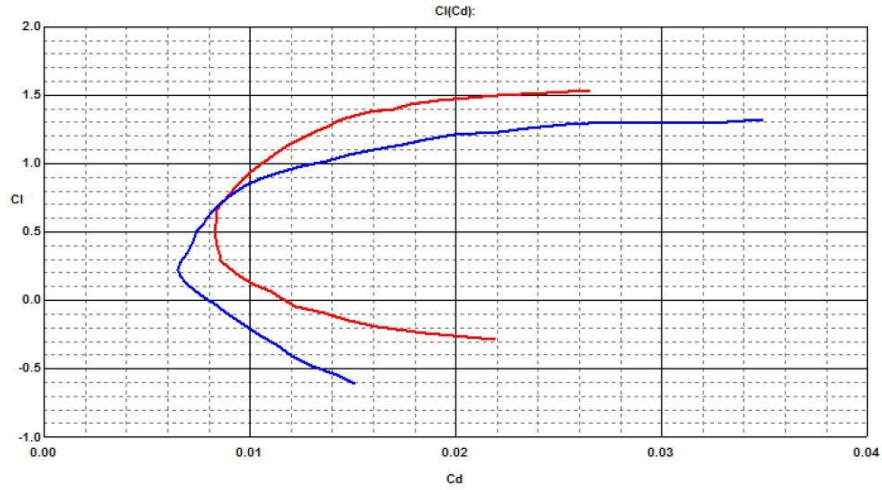
Bu elemeden sonra SD7062 ve NACA2412 profil özellikleri grafikleri uygun Reynolds Sayısı için çizilmiştir:



Şekil 3.38. $C_{l(alfa)}$ ve $C_{d(alfa)}$ – Alfa grafikleri (Airfoil Tools, 2024)

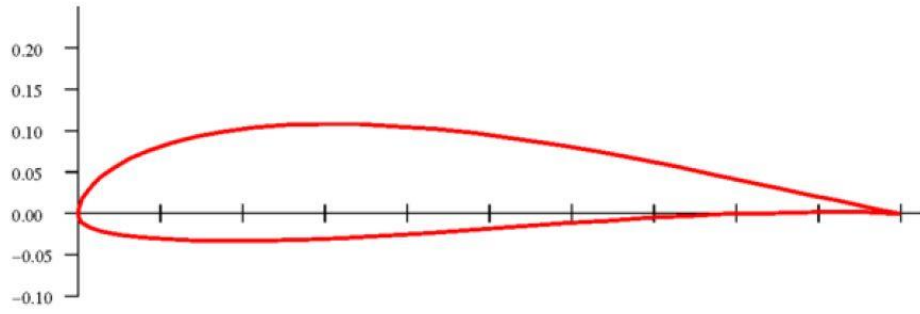


Şekil 3.39. $C_l/C_d - \alpha$, $C_m - \alpha$ grafikleri (Airfoil Tools, 2024)



Şekil 3.40. $C_l - C_d$ grafiği (Airfoil Tools, 2024)

NACA2412 profilinin moment katsayısı SD7062'ye göre çok daha küçük olmasına rağmen, SD7062'nin C_d ve C_l değerleri uçagımız için daha uygundur. Grafiklerden de görüleceği üzere SD7062 profili NACA2412 profiline göre daha avantajlıdır. Bu yüzden SD7062 kanat profili seçilmiştir.



Şekil 3.41. SD7062 kanat profili (Airfoil Investigation Database, 2009)

3.5.3. Kanat geometri seçimi

3.5.3.1. Açıklık oranı

Bir kanadın açıklık oranı, kanat açıklığının karesinin kanat alanına bölünmesi olarak tanımlanır. Bir kanadın uçtan uca ne kadar uzun ve ince olduğunun bir ölçüsüdür. Açıklık oranı ve platform, bir kanadın genel performansının güçlü göstergeleridir, ancak açıklık oranı yalnızca ikincil bir göstergedir. Kanat açıklığı, performansın en önemli bileşenidir. Dikdörtgen bir kanat için bu, kanat açıklığının veter uzunluğuna oranına indirgenir. Yüksek açıklık oranlı kanatlar uzun kanat açıklıklarına sahipken, düşük açıklık oranlı kanatlar ya kısa kanat açıklıklarına ya da kalın veter'e sahiptir.

Yüksek açıklık oranlı kanatlar daha az indüklenmiş sürüklenme yaratırken, daha fazla parazit sürüklemeye sahiptirler. Ayrıca, yüksek açıklık oranlı kanatlar, düşük açıklık oranlı kanatlara göre daha ağır kanatlara sahiptir.

Açıklık oranını değiştirmenin önemli bir etkisi de perdövites açısındaki değişikliklerdir. Aerodinamik verimlilik için daha yüksek açıklık oranı daha iyidir, ancak perdövites için daha kötüdür. Düşük açıklık oranlı kanat, yüksek açıklık oranlı kanat yapısına göre perdövites'e daha geç ulaşır.

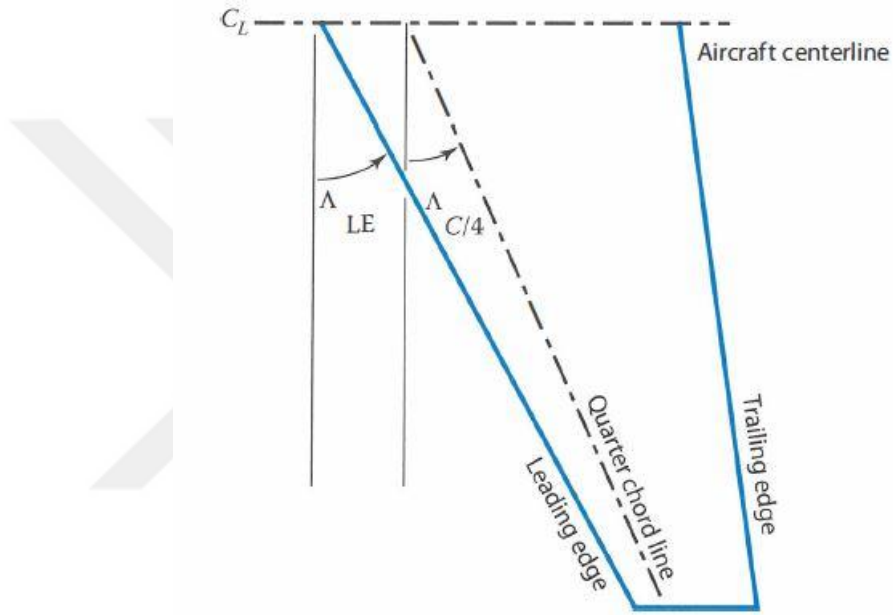
Rakip çalışmasından ortalama açıklık oranı 6,7 olarak hesaplanmıştır. Bu değerlere göre tasarımıımızın açıklık oranı 7 olarak seçilmiştir.

Tablo 3.13. Açıklık oranı sonuçları

Rakip Uçak Çalışması Açıklık Oranı	6,7
Seçilen Açıklık Oranı	7

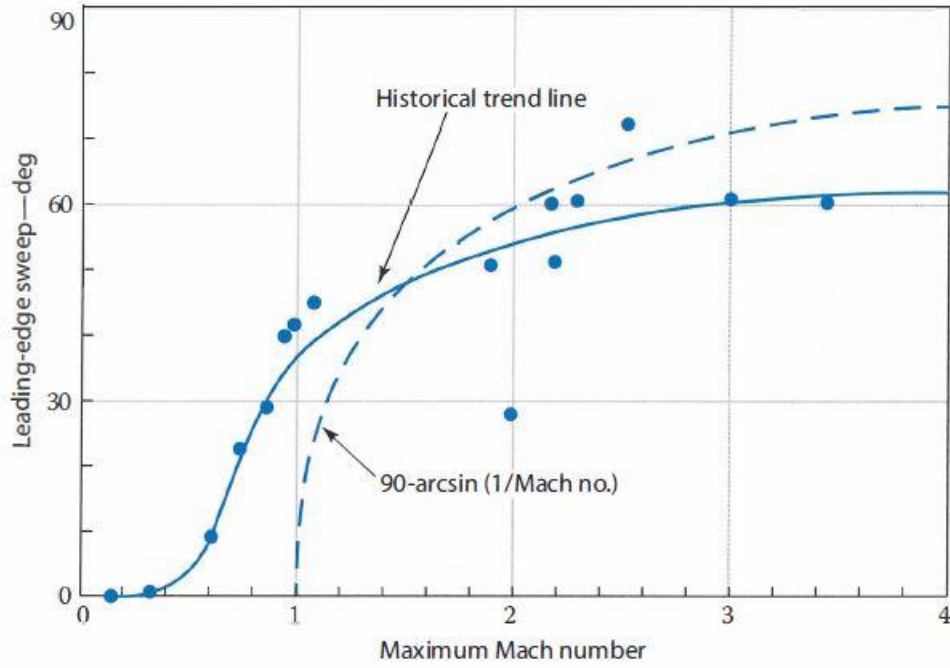
3.5.3.2. Kanat ok açısı

Kanat ok açısı uçağın yunuslama karakteristiği için önemlidir. İki ok açısı vardır; biri transonik ve süpersonik hızlar için önemli olan ön kenar ok açısı (Λ_{LE}); diğeri ise ses altı hızlar için önemli olan çeyrek veter hattı ok açısıdır ($\Lambda_{C/4}$). Stabilite için daha iyidir. Ok açılı bir kanadın doğal bir dihedral etkisi vardır. Aşırı stabiliteyi önlemek için genellikle ok açısı ve dihedral birlikte kullanılmaz. Kanat ok açısı hem artan uç yükü hem de artan yapısal açıklık nedeniyle yapısal ağırlığı artırır.



Şekil 3.42. Kanat ok açısı (Raymer, 2018)

Tasarım gerekliliklerine göre, düzlem $M = 0,074$ 'e ulaşabilir. Şekil 3.42 deki tarihsel eğilim kullanılarak aşağıdakiler gözlemlenmektedir.



Şekil 3.43. Kanat ok açısı tarihsel eğilimi (Raymer, 2018)

$$\Lambda_{L.E.} = 0 \text{ for } M = 0.074$$

İki ok açısı λ ve AR aşağıdaki formülle birbiriyle ilişkilendirilir,

$$\tan(\Lambda_{L.E.}) = \tan \Lambda_{c/4} + [(1-\lambda) / AR(1+\lambda)]$$

Bu çalışmada, üretim zorluklarını azaltmak için kanat ok açısı sıfır olarak seçilmiştir.

$$\Lambda_{L.E.} = 0$$

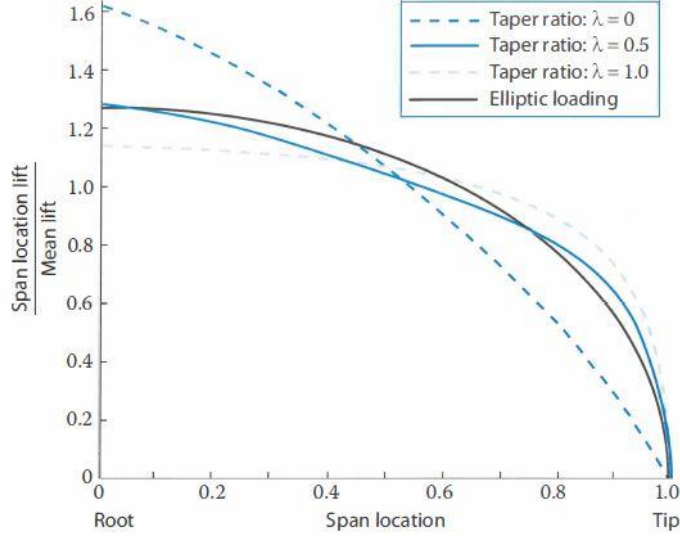
$$\Lambda_{c/4} = 0$$

3.5.3.3. Sivrilik oranı

Sivrilik oranı, kanat ucundaki veter uzunluğunun kanat kökündeki veter uzunluğuna oranıdır. Sivrilik, kanat açıklığı boyunca kaldırma kuvvetinin dağılımını etkiler. Neredeyse eliptik bir kanat elde etmek için kanatlar sivri hale getirilir çünkü sivri kanat üzerindeki kaldırma dağılımı eliptik kaldırma dağılımına yaklaşır. Böylece, kanat üzerinde indüklenen sürükleme düşük etkili olur. Ayrıca, daha düşük sivrilik oranları daha düşük kanat ağırlığına yol açar.

Kanada bir sivrilik vermek, sivriliği olmayan dikdörtgen kanattan daha iyidir (Sivrilik oranı = 1). Dikdörtgen kanat temel kanat şeklidir. Düşük maliyet ve kolay yapım nedeniyle, birçok tek motorlu uçak dikdörtgen kanat kullanır. Bu tip kanatlarda, veter kökten uca değişmez, aynı zamanda eliptik kanat şekline benzeyen bir yaklaşım yoktur.

Bu nedenle, kanat uçlarındaki kaldırma kuvveti daha yüksektir. Bununla birlikte, sivri kanat uçlarındaki kaldırma kuvveti esasen sıfırdır.



Şekil 3.44. Sivrilik kaldırma dağılımı üzerindeki etkisi (Raymer, 2018)

Tarihsel eğilimlere göre süpürülmemiş kanatların çoğunda sivrilik oranı 0.45'tir. Ancak, üretim zorluğundan kaçınmak için sivrilik oranımızı 1 olarak seçiyoruz.

$$\lambda=1$$

3.5.3.4. Büküm

Kanat bükümü, uç perdövitelerini önlemek ve kaldırma dağılımını bir elipse yaklaştıracak şekilde yenilemek için kullanılır. Tipik olarak, kanatlar sıfır ile beş derece arasında bükülür. Ancak biz tasarımıımızda herhangi bir büküm kullanamıyoruz.

3.5.3.5. Kanat insidansı

Bir uçağın kanadının veya yatay kuyruğunun gövdeye monte edildiği, gövdenin eksenine göre ölçülen geliş açısıdır. Kanat geliş açısı özellikle seyir sırasında sürtünmeyi en aza indirir.

Tasarımıımızda, üretim kolaylığı için kanat yapısına bir geliş açısı uygulamıyoruz.

$$\text{Kanat Geliş Açısı} = 0$$

3.5.3.6. Dihedral

Kanadın önden bakıldığında yatayla yaptığı açıya kanat dihedral açısı adı verilir. Uçağın her yatışında düz bir şekilde dönmesine yardımcı olur ve bu da dönüş stabilitesi için önemlidir. Bununla birlikte, uçağa değişken dihedral mekanizması entegre

edeceğimiz için başlangıçta herhangi bir dihedral açısı olmayacaktır. Şekil 3.45’te dihedral açısının uçak tasarımı yapılırken ilk tahminlerini vermektedir. (Raymer, 2018).

	Wing Position		
	Low	Mid	High
Unswept (civil)	5 to 7	2 to 4	0 to 2
Subsonic swept wing	3 to 7	-2 to 2	-5 to -2
Supersonic swept wing	0 to 5	-5 to 0	-5 to 0

Şekil 3.45. Kanat konumuna göre önerilen dihedral açılar

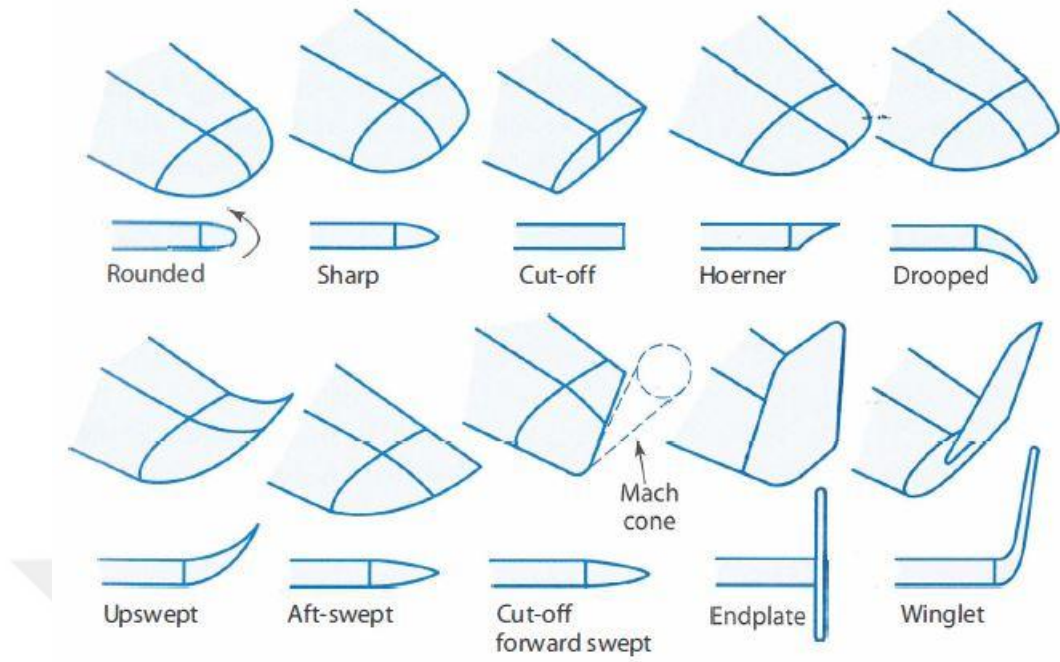
$$\text{Dihedral Açısı} = 0$$

3.5.3.7. Kanat dikey konumu

Kanadın dikey konumu genellikle operasyonel koşullara göre seçilir. Orta kanat düzeni en düşük sürtünmeyi sağlar. Yüksek kanat, gövdenin yere yakın konumlandırılmasını sağlar ve ayrıca kargonun kolay yüklenip boşaltılmasına olanak tanır. Dihedral açı mekanizmasını uçağa verimli entegre edebilmek amacıyla orta kanat konumunu kullanılacaktır.

3.5.3.8. Kanat uçları

Kanat uçları sadece ıslatılmış alanı etkilemekle kalmaz, aynı zamanda bu etkiden daha fazlası, kanat ucu girdapları üzerinde çok önemlidir. Yani düşük sürtünmeli kanat uçlarının çoğunun kullanımı ve yapımı kolay olduğundan, ilk karar olarak keskin kenar (Cut-off) tercih edilmektedir.



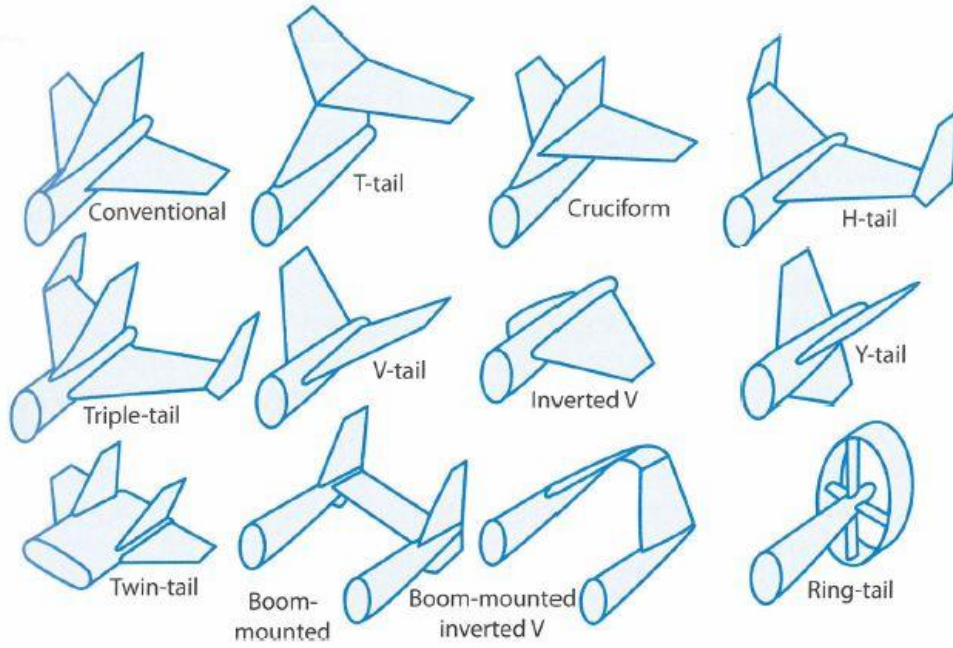
Şekil 3.46. Kanat ucu çeşitleri (Raymer, 2018)

3.5.4. Kuyruk seçimi

3.5.4.1. Kuyruk yerleşimi

Uçaklar için çeşitli olası arka kuyruk düzenlemeleri mevcuttur. Bununla birlikte, geleneksel kuyruk, Y kuyruğu, V kuyruğu, ters V kuyruğu ve simetrik olarak düzenlenmiş 4 kanatlı kuyruk bir insansız hava aracı için en yaygın olanlarıdır. T kuyruk, kuyruk alanını küçültür ve açıklığı azaltır. H kuyruk dikey kuyrukların yüksek hücum açılarında konumlanmasına yardımcı olur, V kuyruk ıslanan alanı azaltır, ters V kuyruk kendi etrafında dönme eğilimini azaltır.

Bu düzenlemeler arasında geleneksel kuyruk genellikle en hafif ağırlıkta yeterli denge ve kontrolü sağlar. Bu optimal çözümden sapmaya gerek olmadığından, geleneksel kuyruk yapısı seçilmiştir.



Şekil 3.47. Kuyruk çeşitleri (Raymer, 2018)

3.5.4.2. Kuyruk geometrisi

Kuyruğun kanattan sonra perdövitesini sağlamak için, yatay kuyruğun ön kenar ok açısı genellikle kanat ok açısından yaklaşık 5 derece daha fazla olacak şekilde ayarlanır. $\Lambda_{LE} = 0^\circ$ olması durumunda süpürme açımızı yaklaşık 5 derece olarak ayarlarız. Kuyruk kalınlığı oranı, düşük hızlı uçaklar için %9 veya %15 olan kanat kalınlığı oranına benzer.

	Horizontal Tail		Vertical Tail	
	A	λ	A	λ
Fighter	3-4	0.2-0.4	0.6-1.4	0.2-0.4
Sailplane	6-10	0.3-0.5	1.5-2.0	0.4-0.6
Others	3-5	0.3-0.6	1.3-2.0	0.3-0.6
T-tail	-	-	0.7-1.2	0.6-1.0

Şekil 3.48. Kuyruk geometrisi seçim tablosu (Raymer, 2018)

Kuyruk açıklık oranı, düşük açıklık oranının daha sonra sağladığı perdövites özellikleri nedeniyle kanat açıklık oranından daha küçük olmalıdır. Kuyruk açıklık oranı ve sivrilik oranı çok çeşitli uçak tiplerinde çok az değişiklik gösterir. Tablo 3.48, kuyruk açıklık oranı ve sivrilik oranının seçimi için rehberlik sağlar. Kuyruk açıklık oranının genellikle kanat açıklık oranından daha az olacak şekilde seçildiğini ve böylece kuyruğun kanattan daha geç perdövites'e uğradığı unutulmamalıdır. Savaş uçakları için tabloda verilen veriler kullanılarak kuyruk parametreleri şu şekilde seçilmektedir:

Yatay Kuyruk: $AR = 4, \lambda = 0,5$

Dikey Kuyruk: $AR = 1,5, \lambda = 0,4$

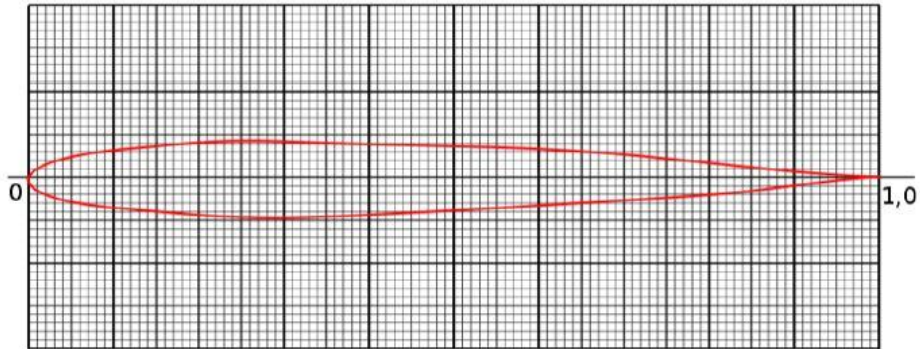
3.5.4.3. Kuyruk kesiti

Kuyruk yüzeyleri küçük kanatlardır. Dolayısıyla, kanat profili seçimi için yapılan tartışmalar burada da geçerlidir. İdeal olan, minimum maliyetle, sürüklemeye kaldırma kuvveti elde etmektir. Simetrik kanatlar genellikle bombeli olanlardan daha az sürüklemeye karşılık bir kaldırma değerine sahipken, bombeli kanatlar daha yüksek maksimum sürüklenme katsayılarına sahiptir. Bununla birlikte, kuyruk yüzeylerinin genellikle yüksek maksimum kaldırma katsayısı değerlerine sahip olması beklenmez. Bu nedenle kuyruk yüzeyleri için bombeli bir kanatçık seçmenin bir faydası yoktur.

Bu değerlendirmeler sonucunda, tasarım konseptimizin kuyruk yüzeyleri için en uygun kanat olarak bilinen NACA 0009 kanadı bulunmuştur. Söz konusu kanatçığın özellikleri aşağıda listelenmiştir.

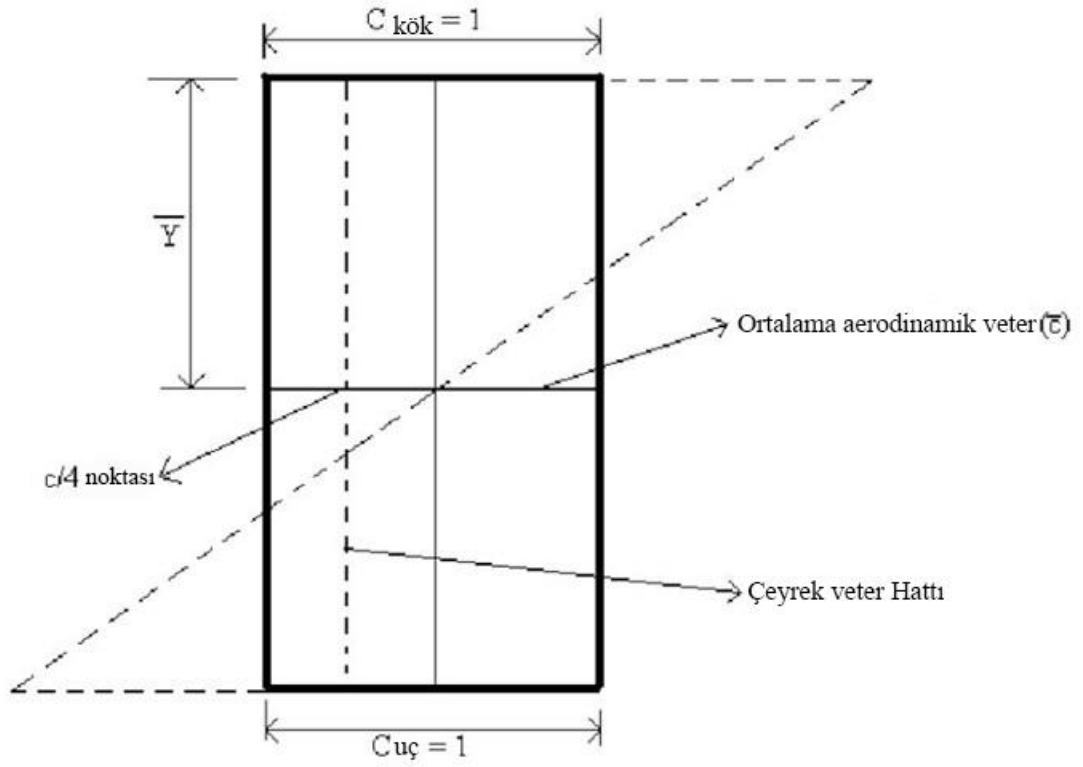
Tablo 3.14. Kanatçık profil parametreleri

$C_{lmax} = 1,24$
$A_0 = 0$ (Hücum açısı kaldırma sıfır)
$C_{l\alpha} = 0,11 \text{ deg}^{-1}$
$C_l = 0$
$C_{m\alpha} = 0$
$t/c = 0,09$ (Kalınlık oranı)

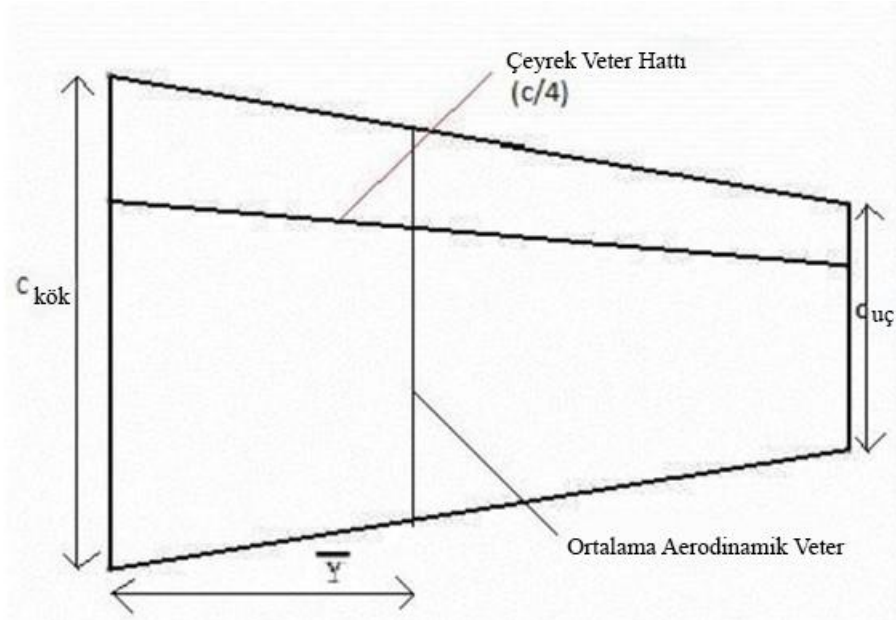


Şekil 3.49. NACA0009 kanat profili (Airfoil Tools, 2024)

3.5.5. Çizimler



Şekil 3.50. Boyutlandırılmamış kanat çizimi



Şekil 3.51. Boyutlandırılmamış yatay kuyruk çizimi

Tablo 3.15. *Kanat profili seçim özeti*

	Kanat	Yatay Kuyruk	Dikey Kuyruk
Profil	SD 7062	NACA 0009	NACA 0009
Açıklık Oranı	7	4	1,5
Kanat Ok Açısı	Yok	5°	-
Sivrilik Oranı	1	0,5	0,4
Büküm	Yok	Yok	Yok
İnsidans	0°	0°	0°
Dihedral	0°	0°	0°
Kanat Dikey Konumu	Orta	Orta	-
Kanat Ucu	Keskin	Keskin	-

Bu çalışma hem tarihsel eğilimler hem de rakip çalışma sonuçları ile tutarlı olan tasarım konsepti için kanat profili ve geometri seçim aşamalarından oluşmaktadır. Ancak, bunlar yalnızca başlangıç tahminleridir ve optimum bir tasarıma ulaşmak için ilerleyen bölümlerde düzenleneceklerdir.

3.6. İtme/Ağırlık Oranı ve Kanat Yükleme

Bu adımda, mini insansız hava aracının itme gücü/ağırlık oranı (P/W) ve kanat yüklemesi (W/S) ile ilgilenilmektedir. Bu iki parametre uçağın önemli özelliklerini doğrudan etkilemektedir. Güç/ağırlık oranı aracın maksimum hız, yakıt (enerji) tüketimi gibi öne çıkan bazı özelliklerini etkilerken, kanat yüklemesi de perdevites hızı, kalkış ve iniş mesafeleri ve uçuş performanslarında etkilidir. Bu nedenle, yukarıda belirtilen özelliklerin önemli ölçüde etkili olacağı yarışma için bu iki temel özelliğin uygun tahminlerinin yapılması çok önemlidir.

Bu çalışmada, ilk olarak hem yarışmacı çalışması hem de yarışmadaki görev gereksinimlerine dayanan tahminlerle güç-ağırlık oranı ve kanat yüklemesi ile ilgili ilk seçim yapılacaktır. Ardından, çalışmamızın ikinci bölümü olarak, bulgularımıza göre hızlar ve kalkış mesafeleri de dahil olmak üzere performans analizi sunulacaktır.

3.6.1. Güç ağırlık oranı seçimi

Ortalama sonuçlar hakkında genel bir fikir edinmek amacıyla mevcut uçaklardan bazılarının güç-ağırlık oranı değerlerini belirtmek için aşağıda bir tablo verilmiştir.

Tablo 3.16. Rakip uçakların hp/W oranları

Uçaklar	Güç/Ağırlık Oranı (hp/lb)
Sailfin	0,14
Rooster	0,11
Spirit og Blackburn	0,18
Turbo Encabulator	0,22
The Slugger	0,22
Galileo IV	0,02
FH Joanneum	0,16
Spitzfire	0,08
St. Louis	0,22
Fastback	0,18
Arcis	0,19
The knightmobile	0,23
Ortalama	0,16

Güç-ağırlık oranı için ortalama değer, rakip çalışmadan 0,16 olarak bulunmuştur.

"İtki eşleştirme" yöntemi, beygir gücü/ağırlık oranını tahmin etmek için kullanılan bir diğer yöntemdir. Bu yöntem, öncelikle seyir sırasındaki verimlilik için uçak tasarımında gerekli itme gücü/ağırlık oranının (T/W) daha iyi bir başlangıcını yapmak için kullanılır. Bu, seyir sırasında seçilen motorun mevcut itme gücünün tahmini hava taşıtı sürtünmesi ile karşılaştırılması anlamına gelir.

Düz uçuş boyunca, ağırlık kaldırma kuvvetine eşit olduğunda, itme kuvveti de sürüklenme kuvvetine eşit olmalıdır. Bu nedenle, seyir uçuşunda itme/ağırlık oranı şu şekilde yazılabilir:

$$\left(\frac{T}{W}\right)_{seyir} = \frac{1}{\left(\frac{L}{D}\right)_{seyir}} \quad (3.4)$$

Eşdeğer kalkış itkisinin ağırlığa oranını (T/W) elde etmek için, deniz seviyesindeki maksimum kalkış itkisi irtifadaki seyir itkisinden çok daha fazla olduğundan, gerekli seyir T/W'si düzenlenmelidir. Bu tahmini yapmak için aşağıda yazılı denklem kullanılır:

$$\left(\frac{T}{W}\right)_{kalkış} = \left(\frac{T}{W}\right)_{seyir} \left(\frac{W_{seyir}}{W_{kalkış}}\right) \left(\frac{T_{kalkış}}{T_{seyir}}\right) \quad (3.5)$$

Pervaneli bir uçak için gerekli kalkış gücü/ağırlık oranı (P/W), seyir koşullarında aşağıda yazılı denklemler çözülerek ve ağırlık ve güç kalkış koşullarına göre ayarlanarak bulunabilir:

$$\left(\frac{hp}{W}\right)_{kalkış} = \left(\frac{V_{seyir}}{550\eta_p}\right) \left(\frac{1}{\left(\frac{L}{D}\right)_{seyir}}\right) \left(\frac{W_{seyir}}{W_{kalkış}}\right) \left(\frac{hp_{kalkış}}{hp_{seyir}}\right) \quad (3.6)$$

$$\left(\frac{hp}{W}\right) = \left(\frac{T}{W}\right) \left(\frac{V}{550\eta_p}\right) \quad (3.7)$$

(hp/W) kalkış oranının hesaplaması için bazı parametrelerin değeri bilinmelidir. Pervaneli uçaklar için:

$$\left(\frac{L}{D}\right)_{seyir} = \left(\frac{L}{D}\right)_{maks} \quad (3.8)$$

ve η_p kalkış değerinin $\cong 0,6$ olduğu bilinmektedir.

$\left(\frac{L}{D}\right)_{maks}$ (Maksimum fines) değerini tahmin etmek için kaldırma ve sürüklenme katsayısı arasındaki ilişkiyi gösteren bir formül kullanılır:

$$C_{Lmaks} \left(\frac{L}{D}\right) = \sqrt{CD_0 \cdot \pi \cdot AR \cdot e} \quad (3.9)$$

$(CL)_{maksL/D}$ değerini belirlemek için; C_{D0} , AR ve Oswald Verimliliği (e) gereklidir. C_{D0} değeri parazit sürüklenme olarak bilinir. Bu çalışmada bu değer 0.025 olarak kabul edilmiştir ($C_{D0}=0.025$). Uçağın açıklık oranı bir önceki bölümde 7 olarak belirlenmiştir. Uçağımız tek motorlu ve dikmesiz hafif bir uçak olduğu için Oswald Verimliliği (e) 0,8 olarak seçilmiştir. Bu bilgiler ışığında $CL_{maksL/D}$ aşağıdaki gibi hesaplanmıştır:

$$(CL)_{maks} \left(\frac{L}{D}\right) = \sqrt{0,025 * \pi * 7 * 0,8}$$

$$(C_L)_{maks} \left(\frac{L}{D}\right) = 0,663$$

$$D = q \cdot S \cdot C_D \text{ and } C_D = 2 \cdot C_{D0} \rightarrow D = 2 \cdot q \cdot S \cdot C_{D0}$$

$$C_D = 0,050$$

$$\left(\frac{L}{D}\right)_{seyir} = \left(\frac{L}{D}\right)_{maks} = \frac{0,663}{0,050} = 13,260$$

Seyir sırasında en yüksek ağırlık seyir başlangıcında meydana gelir. Bu ağırlık, kalkış ve tırmanış sırasında yakılan yakıt nedeniyle kalkış ağırlığından daha düşüktür.

Mission Segment	(W_i/W_{i-1})
Warmup and takeoff	0.970
Climb	0.985
Landing	0.995

Şekil 3.52. Tarihsel görev segmenti ağırlık kesirleri (Raymer, 2018)

$$\frac{W_{seyir}}{W_{tırmanış}} = 0,97$$

$$\frac{W_{tırmanış}}{W_{kalkış}} = 0,985$$

$$\frac{W_{seyir}}{W_{kalkış}} = \frac{W_{seyir}}{W_{tırmanış}} \times \frac{W_{tırmanış}}{W_{kalkış}} = 0,956$$

Pistonlu, pervaneli bir uçak için mevcut güç, emme manifolduna sağlanan havanın yoğunluğuna göre değişir. Bu nedenle, pistonlu uçaklar tipik olarak kalkış gücünün yaklaşık %75'i ile seyrederek (Raymer, 2018). Böylece:

$$\frac{hp_{kalkış}}{hp_{seyir}} = \frac{1}{0,75} = 1,333$$

Performans gereksinimlerinde V_{seyir} , 25 m/s = 82.021 ft/s olarak verilmiştir. Gerekli tüm parametreler hesaplandıktan sonra (hp/W) kalkış değeri hesaplanabilir.

$$\left(\frac{hp}{W}\right)_{kalkış} = \left(\frac{82,021}{550 * 0,6}\right) \left(\frac{1}{13,260}\right) (0,956)(1,333) = 0,0239$$

$$\left(\frac{hp}{W}\right)_{kalkış} = 0,0239$$

Beygir gücü/ağırlık oranını bulmak için bazı farklı yöntemler değerlendirilmiştir. Rakip çalışma ve itme eşleştirme sonuçları aşağıdaki tabloda gösterilmiştir.

Tablo 3.17. hp/W değerlerinin sonuçları

Metot	hp/W Sonuçları
Rakip Çalışması	0,16
İtme eşleştirme	0,0239

Beygir gücü/ağırlık oranının (hp/W) nihai seçimi bu farklı değerlere göre yapılmıştır. Rakip çalışma sonuçlarına göre itme eşleştirme sonuçlarının çok düşük olduğu görülebilir. Bu nedenle hp/W itki eşleştirme değeri dikkate alınmamıştır. Eğer itki

eşleştirme değeri seçilirse, kaldırma kuvvetini sağlamak için çok büyük kanat yapılacaktır.

hp/W seçilirken, yakıt tüketiminin azaltılmasının dikkate alınması önemlidir çünkü yakıt tüketimi azaltılırken W_0 düşmektedir. Son olarak; 0,15 olarak seçilmiştir.

$$\frac{hp}{W} = 0,15$$

3.6.2. Kanat yüklemesi seçimi

3.6.2.1. Rakip çalışmalarına dayalı tahmin

Rakip çalışmada yer alan uçakların kanat yüklemesi (W/S) aşağıda tablo olarak verilmiştir.

Tablo 3.18. Kanat yüklemesi tablosu

Uçaklar	W/S (lb/ft ²)
Sailfin	2,87
Rooster	4,65
Spirit og Blackburn	5
Turbo Encabulator	3,45
The Slugger	2,47
Galileo IV	2,27
FH Joanneum	2,53
Spitzfire	2,33
St. Louis	1,33
Fastback	2,72
Arcis	3,45
The knightmobile	2,71
Ortalama	2,98

3.6.2.2. Perdövites hızı gereksinimine dayalı tahmin

Kanat yüklemesini hesaplamak için gereken bazı parametreler bulunmaktadır. Bunların en önemlilerinden biri de perdövites hızıdır. Uçaklar, bir perdövites önlemek veya ertelemek ya da daha az (veya bazı durumlarda daha fazla) şiddetli hale getirmek veya kurtarmayı kolaylaştırmak için cihazlarla donatılmaktadır. Bu nedenle, perdövites hızı emniyetli uçuş için önemli bir sağlayıcıdır. Perdövites hızı doğrudan kaldırma

katsayısı ile ilişkilidir. Uçaklar perdövites durumuna girdikten sonra, uçakların kaldırma kuvveti aniden azalır. Perdövites hızında, uçağın maksimum değer katsayısı olan bir kaldırma katsayısı vardır.

a) Boş ağırlıkta 10 m/sn için perdövites hızı

Bu bölümde, Nisan ayında, Wichita'da, flaplar açık ve iniş koşullarında, boş ağırlıkta $V_{stall} = 10$ m/sn. Ayrıca, Wichita'da Nisan ayında standart gün koşullarında hava yoğunluğu maksimum 1,1 kg/m³'tür. (Raymer, 2018)

$$W = L = q_{stall} \cdot S \cdot C_{Lmaks} = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_{stall}^2 \cdot C_{Lmaks} \quad (3.10a)$$

$$\frac{W}{S} = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_{stall}^2 \cdot C_{Lmaks} \quad (3.10b)$$

$$(C_L)_{maks} \frac{L}{D} = 0,663$$

$$\left(\frac{W}{S}\right)_e = \frac{36.465N}{m^2} = 2,45 \frac{lbf}{ft^2}$$

b) Tam dolu ağırlıkta 10 m/sn için perdövites hızı

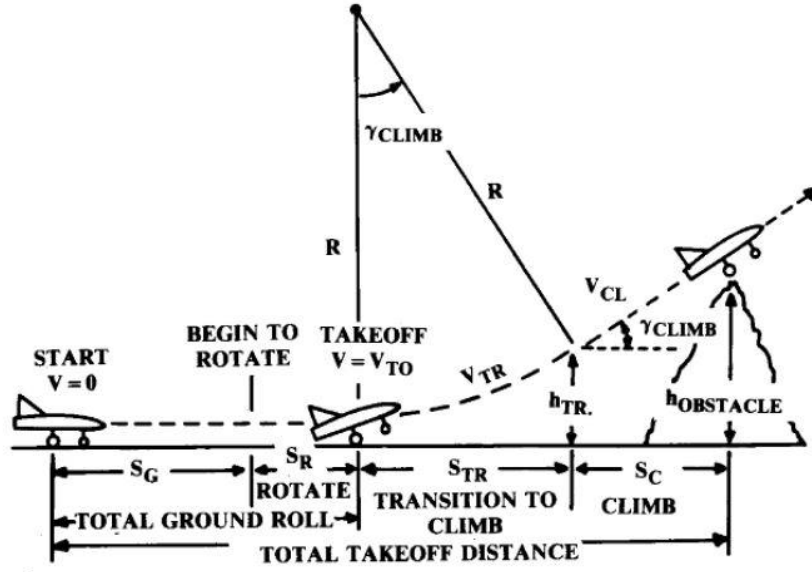
Bu bölümde, Nisan ayında Wichita'da Tam Yüklü, flaplar açık ve iniş koşullarında $V_{stall} = 10$ m/sn. Ayrıca, Wichita'da Nisan ayında standart gün koşullarında hava yoğunluğu maksimum 1,1 kg/m³'tür.

$$\left(\frac{W}{S}\right)_e = \frac{1}{2} \left(\frac{W}{S}\right)_0 \quad (3.11)$$

$$\left(\frac{W}{S}\right)_0 = \frac{72,93N}{m^2} = 4,90 \frac{lbf}{ft^2}$$

3.6.2.3. Kalkış yer yuvarlanması gereksinimine dayalı tahmin

Kalkış, bir uçağın yerde hareket etmekten havada uçmaya geçiş yaptığı uçuş aşamasıdır. Bir dizi farklı değer "kalkış mesafesi" olarak adlandırılır. Kalkış mesafesinin veya "denge alanı uzunluğunun" en dikkat çekici tanımı, pilotun motorlardan birinde bir sorun oluşması halinde uçağı güvenli bir şekilde durdurabileceği veya karar hızında kalan motorlarla kalkışa devam edebileceği mesafedir.



Şekil 3.53. Kalkış analiz segmentleri (Raymer, 2018)

Şekil 3.53. kalkış analizinin bölümlerini göstermektedir. Yer yuvarlanması iki bölümden oluşur: düz yer yuvarlanması ve kalkış için hücum açısına dönme sırasındaki yer yuvarlanması. Dönüşten sonra, uçak tırmanma açısına ulaşana kadar yaklaşık dairesel bir yay ("geçiş") çizer (Raymer, 2018).

Yer yuvarlanması sırasında uçak üzerindeki kuvvetler itme, sürüklenme ve yuvarlanma sürtünme katsayısı μ çarpı tekerlekler üzerindeki ağırlıktır. Bu projede kalkış sırasında yer yuvarlanma direnci 0,1 olarak kabul edilmiştir ($\mu \cong 0,1$).

Zemin yuvarlanma mesafesi aşağıdaki formül kullanılarak hesaplanabilir:

$$S_G = \frac{1}{2 \cdot g \cdot K_A} \cdot \ln \left(\frac{K_T + K_A \cdot V_F^2}{K_T + K_A \cdot V_i^2} \right) \quad (3.12)$$

Kalkış mesafesini etkileyen K_A , K_T , V_f (son hız), V_i (başlangıç hızı) gibi bazı parametreler vardır. K_A ve K_T parametreleri aşağıdaki gibi formüle edilmiştir:

$$K_A = \frac{\rho}{2 \cdot \left(\frac{W}{S} \right)} \cdot (\mu \cdot c_L - c_{D0} - K \cdot C_L^2) \quad (3.13)$$

$$K_T = 550 \cdot \frac{n_P}{V} \cdot \frac{P}{V} - \mu$$

Where $V = 0,7 \cdot V_{TO}$

İlk hız sıfırdır ve son hız, perdövites hızının 1,1 katı olan kalkış hızına eşittir. ($V_f = V_{TO} = 1,1 V_{stall}$). K değeri aşağıdaki gibi hesaplanabilir:

$$K = \frac{1}{\pi \cdot AR \cdot e} = \frac{1}{\pi \cdot (7) \cdot (0.8)} = 0,05684$$

Buna ek olarak şu da not edilebilir:

$$\left(\frac{P}{W}\right)_{boş} = 2 \cdot \left(\frac{P}{W}\right)_{tam\ dolu} \quad (3.14)$$

$$\left(\frac{W}{S}\right)_{boş} = \frac{1}{2} \cdot \left(\frac{W}{S}\right)_{tam\ dolu} \quad (3.15)$$

Yer yuvarlanma mesafesinden W/S oranını hesaplamak için gerekli tüm parametreler aşağıdaki gibi tablolastırılmıştır:

Tablo 3.19. W/S oranını hesaplamak için gerekli parametreler ve değerler

S_G (Boş)	90ft	g	32,17405 ft/s ²
μ	0,1	V_i	0 ft/s
Π_p)T.O.	0,6	V_f	36,08924
ρ	0,002134	V	25,26247
C_{D0}	0,025	K	0,05684
C_L	0,5	(P/W) boş	0,1 hp/lb

Yukarıdaki parametre değerleri ve formüller kullanılarak K_A ve K_T parametreleri aşağıdaki gibi hesaplanır:

$$K_A = \frac{1,151293 \cdot 10^{-5}}{\left(\frac{W}{S}\right)} \quad (3.16)$$

$$K_T = 1,30629$$

Tüm parametreler yer yuvarlanma mesafesi denkleminde yazılabilir:

$$S_G = 90$$

$$= \frac{1}{2 \cdot 32,17405 \cdot \frac{1,151293 \cdot 10^{-5}}{\left(\frac{W}{S}\right)_{boş}}} \cdot \ln \left(\frac{1,30629 + \frac{1,151293 \cdot 10^{-5}}{\left(\frac{W}{S}\right)_{boş}} \cdot (36,08924)^2}{1,30629 + 0} \right)$$

Newton-Raphson Yöntemi kullanılarak $(W/S)_{boş}$ değeri hesaplanır:

$$(W/S)_{boş} = 2,13 \text{ lb/ft}^2 \quad (W/S)_{tam\ dolu} = 2 \cdot (W/S)_{boş} = 4,26 \text{ lb/ft}^2$$

$$(W/S)_{tam\ dolu} = 4,26 \text{ lb/ft}^2$$

3.6.2.4. Seyir hızı gereksinimine dayalı tahmin

Pervaneli bir uçak için L/D değeri, en iyi menzil koşullarına ulaşmak için maksimuma çıkmalıdır. Kanat yükü (W/S) uçağın aerodinamik verimliliğini etkilediğinden, kanat yükü için uygun bir değer aşağıdaki ifadeden hesaplanmalıdır.

$$\frac{550 \cdot n_p}{V} \times \frac{hp}{W} = \frac{T}{W} = \frac{D}{L} = \frac{q \cdot c_{D0}}{\frac{W}{S}} + \frac{W}{S} \cdot \frac{1}{q \cdot \pi \cdot AR \cdot e} \quad (3.17)$$

$$V = 25 \text{ m/s} = 82,02 \text{ ft/s} \quad q = \left(\frac{1}{2}\right) \cdot \rho \cdot V^2 = 0,5 \times 0,002134 \frac{\text{slug}}{\text{ft}^3} \times (82,02)^2 = 7,175 \text{ lb/ft}^2$$

$$\frac{P}{W} = 0,75 \cdot \left(\frac{P}{W}\right)_0 = 0,75 \times 0,05 = 0,0375 \frac{hp}{lb} \text{ (Seyir Esnasında)}$$

$$n = 0,7$$

$$\frac{0,7}{82,02} \cdot 0,0375 \cdot 550 = \frac{7,175 \cdot 0,025}{\frac{W}{S}} + \frac{W}{S} \cdot \frac{1}{7,175 \cdot \pi \cdot 7 \cdot 0,8}$$

$$\frac{W}{S} = 1,071 \frac{lb}{ft^2}$$

Tablo 3.20. Kanat yüklemesi analiz sonuçları

Metotlar	Kanat Yüklemesi için sonuçlar
Rakip Çalışması	2,98 lb/ft ²
Perdövites Hızı Gereksinimi	4,90 lb/ft ²
Kalkış Yer Yuvarlanması Gereksinimi	4,26 lb/ft ²
Seyir Hızı Gereksinimi	1,071 lb/ft ²
Seçim	3 lb/ft ²

Kanat yükünü çeşitli yöntemlerle hesapladık ancak en uygun seçim rakip çalışmasına dayanacaktır. Bu nedenle, kanat yükünü rakip çalışma ortalamamıza yakın olan 3 lbf/ft² olarak seçiyoruz.

3.6.3. Analizler

3.6.3.1. Perdövites hızı (boş)

Önceki çalışmada C_{lmax} değeri 1,54 olarak bulunmuştur. Kanat kaldırma katsayısını ifade eder. Bunu, kanat katsayısının yaklaşık 0,9 katı olan kanat kaldırma katsayısına dönüştürmemiz gerekir.

$$0,5 \times \frac{W}{S} = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_{stall}^2 \cdot C_{Lmax}$$

$$V_{stall} = \sqrt{\frac{3 \cdot 2 \cdot 0,5}{1,54 \cdot 0,9 \cdot 0,002134}} = 31,82 \frac{ft}{s}$$

3.6.3.2. Perdövites hızı (tam dolu)

$$\frac{W}{S} = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_{stall}^2 \cdot C_{Lmax}$$

$$V_{stall} = \sqrt{\frac{3 \cdot 2}{1,54 \cdot 0,9 \cdot 0,002134}} = 45 \frac{ft}{s}$$

3.6.3.3. Kalkış yer yuvarlanması (boş)

$$S_G = \frac{1}{2 \cdot g \cdot K_A} \cdot \ln \left(\frac{K_T + K_A \cdot V_f^2}{K_T + K_A \cdot V_i^2} \right)$$

$$K_A = \frac{\rho}{2 \cdot \left(\frac{W}{S} \right)} \cdot (\mu \cdot c_L - C_{D0} - K \cdot c_L^2)$$

$$K_T = \frac{n_p}{V} \cdot \frac{P}{W} - \mu$$

$$V = 0,7 \cdot V_{TO}$$

$$K = \frac{1}{\pi \cdot AR \cdot e} = \frac{1}{\pi \cdot 7 \cdot (0,8)} = 0,05684$$

$$V_{stall_{boş}} = 31,82 \frac{ft}{s}$$

Tablo 3.21. Boş zemin yuvarlanma mesafesini hesaplamak için gerekli parametreler ve değerler

W/S (Boş)	1,5 lb/ft ²	g	32,17405 ft/s ²
μ	0,1	V _i	0 ft/s
η _p)T.O.	0,6	V _f	35 ft/s
ρ	0,002134 slug/ft ³	V	24,5 ft/s
C _{D0}	0,025	K	0,05684
C _L (Flapsız)	0,5	(P/W) _{Boş}	0,3 hp/lb

$$S_{G_{Boş}} = 4,86 ft$$

3.6.3.4. Kalkış yer yuvarlanması (tam dolu)

$$V_{stall_{Dolu}} = 45 \frac{ft}{s}$$

Tablo 3.22. Tam dolu zemin yuvarlanma mesafesini hesaplamak için gerekli parametreler ve değerler

W/S (Boş)	3 lb/ft ²	g	32,17405 ft/s ²
μ	0,1	V _i	0 ft/s
η _p)T.O.	0,6	V _f	49,5 ft/s
ρ	0,002134 slug/ft ³	V	34,65 ft/s
C _{D0}	0,025	K	0,05684
C _L (Flapsız)	0,5	(P/W) _{Boş}	0,15 hp/lb

$$S_{G_{Dolu}} = 28,34 \text{ ft}$$

3.6.3.5. En iyi menzıl hızı (boş)

$$V_{B_{Boş}} = \sqrt{\left(\frac{2}{\rho}\right) \cdot \left(\frac{W}{S}\right)_{Boş} \cdot \left(\sqrt{\frac{K}{C_{D0}}}\right)} \quad (3.18)$$

$$V_{B_{Boş}} = \sqrt{\left(\frac{2}{0,002134}\right) \cdot 1,5 \cdot \left(\sqrt{\frac{0,05684}{0,025}}\right)}$$

$$V_{B_{Boş}} = 46,06 \frac{ft}{s}$$

3.6.3.6. En iyi menzıl hızı (tam dolu)

$$V_{B_{Dolu}} = \sqrt{\left(\frac{2}{\rho}\right) \cdot \left(\frac{W}{S}\right)_{Dolu} \cdot \left(\sqrt{\frac{K}{C_{D0}}}\right)}$$

$$V_{B_{Dolu}} = \sqrt{\left(\frac{2}{0,002134}\right) \cdot 3 \cdot \left(\sqrt{\frac{0,05684}{0,025}}\right)}$$

$$V_{B_{Dolu}} = 65,1 \frac{ft}{s}$$

3.6.3.7. Maksimum hız (boş)

$$\frac{550 \cdot n_{p_{seyir}}}{V_{maks_{Boş}}} \times \left(\frac{hp}{W} \right)_{Boş} = \frac{T}{W} = \frac{D}{L} = \frac{q \cdot c_{D0}}{\left(\frac{W}{S} \right)_{Boş}} + \left(\frac{W}{S} \right)_{Boş} \times \frac{1}{q \cdot \pi \cdot AR \cdot e}$$

$$\frac{550 \cdot 0,7}{V_{maks_{Boş}}} \times 0,3 = \frac{(1,067 \cdot 10^{-3}) \cdot (V_{maks_{Boş}})^2 \cdot 0,025}{1,5}$$

$$+ 1,5 \times \frac{1}{(1,067 \cdot 10^{-3}) \cdot (V_{maks_{Boş}})^2 \cdot \pi \cdot 7 \cdot (0,8)}$$

$$V_{maks_{Boş}} = 186,3 \frac{ft}{s}$$

3.6.3.8. Maksimum hız (tam dolu)

$$\frac{550 \cdot n_{p_{seyir}}}{V_{maks_{Dolu}}} \times \left(\frac{hp}{W} \right)_{Dolu} = \frac{T}{W} = \frac{D}{L} = \frac{q \cdot c_{D0}}{\left(\frac{W}{S} \right)_{Dolu}} + \left(\frac{W}{S} \right)_{Dolu} \times \frac{1}{q \cdot \pi \cdot AR \cdot e}$$

$$\frac{550 \cdot 0,7}{V_{maks_{Dolu}}} \times 0,15 = \frac{(1,067 \cdot 10^{-3}) \cdot (V_{maks_{Dolu}})^2 \cdot 0,025}{3}$$

$$+ 3 \times \frac{1}{(1,067 \cdot 10^{-3}) \cdot (V_{maks_{Dolu}})^2 \cdot \pi \cdot 7 \cdot (0,8)}$$

$$V_{maks_{Dolu}} = 185,6 \frac{ft}{s}$$

3.6.3.9. Tırmanışın başlangıcında tırmanış eğimi ve tırmanış hızı

$$V = 1,2V_{stall} = \frac{54ft}{s}$$

Tırmanış eğimi, "G", kat edilen dikey ve yatay mesafe arasındaki orandır. Tırmanış gradyanı ve tırmanış başlangıcındaki tırmanış oranı hesaplamaları $V = 1,2V_{stall}$ koşullarında yapılır. Tırmanış eğimi açıklaması;

$$G = \frac{T - D}{W} \text{ or } \frac{D}{W} = \frac{T}{W} - G$$

$$q = \frac{1}{2} \rho V^2 = (0,5) \cdot (0,002134) \cdot (54)^2 = 3,11 \frac{lb}{ft^2}$$

$$\frac{D}{W} = \frac{q \cdot S \cdot C_{D0} + q \cdot S \cdot \left(\frac{C_L^2}{\pi \cdot e \cdot AR} \right)}{W} = \frac{q \cdot C_{D0}}{\frac{W}{S}} + \frac{W}{S} \times \frac{1}{q \cdot \pi \cdot AR \cdot e} \quad (3.19)$$

$$= \frac{(3,11) \cdot 0,025}{3} + 3x \frac{1}{(3,11) \cdot \pi \cdot 7 \cdot (0,8)} = 0,081$$

$$\frac{550 \cdot n_p}{V} \times \frac{hp}{w} = \frac{T}{w} = \frac{0,7550}{54} \times 0,15 = 1,07$$

$$G = \frac{T}{W} - \frac{D}{W} = 1,07 - 0,081 = 0,988$$

$$Tırmanma Oranı = V \times G = 54 \times 0,988 = 53,38 \frac{ft}{s}$$

Tablo 3.23. Sonuçların özet tablosu

Güç/Ağırlık Oranı	Sonuçlar
Rakip Çalışması	0,16
İtme Eşleştirme	0,0239
Seçim	0,15
Kanat Yükleme	
Rakip Çalışması	2,98 lb/ft ²
Perdövites Hızı Gereksinimi	4,90 lb/ft ²
Kalkış Yer Yuvarlanması Gereksinimi	4,26 lb/ft ²
Seyir Hızı Gereksinimi	1,071 lb/ft ²
Seçim	3 lb/ft²
Analizler	
Perdövites Hızı (Boş)	31,82 ft/s
Perdövites Hızı (Tam Dolu)	45 ft/s
Kalkış Yer Yuvarlanması (Boş)	4,86 ft
Kalkış Yer Yuvarlanması (Tam Dolu)	28,34 ft
En iyi Menzil Hızı (Boş)	46,06 ft/s
En iyi Menzil Hızı (Tam Dolu)	65,1 ft/s
Maksimum Hız (Boş)	186,3 ft/s
Maksimum Hız (Tam Dolu)	185,6 ft/s
Tırmanış Eğimi ve Tırmanış Hızı	0,988 ve 53,38 ft/s

Bu aşamada ise, mini insansız hava aracının performansını etkileyen özellikler olan kanat yükleme ve güç/ağırlık oranını seçmekti. Her iki seçim için de kararlarımızı şekillendirmek ve tahminlerimizin doğruluğunu artırmak amacıyla tarihsel eğilimler ve

performans gereksinimleri de dahil olmak üzere çeşitli yaklaşımlar kullanıldı. Hesaplamalar sırasında flap kullanılmamıştır.

Seçimleri yaptıktan sonra, perdövites hızı, kalkış yer yuvarlanması, en iyi menzil hızı, maksimum hız ve tırmanma oranı dahil olmak üzere uçak performanslarını tahmin etmek için elde edilen veriler yardımıyla bazı önemli analizler yaptık. Ayrıca tüm bu veriler hem boş hem de tam yüklü koşullar için kontrol edildi.

Son olarak, bu bölümün sonunda, uçağın gelecek aşamalarda bize yol gösterecek önemli yönleri ortaya çıkarıldı.

3.7. İlk Boyutlandırma

Hava aracı boyutlandırması, bir hava aracının tasarım görevini yerine getirmesi için gereken kalkış brüt ağırlığının ve yakıt ağırlığının belirlenmesi sürecidir. Daha önce yapılmış olan ilk boyutlandırma oldukça basit tasarım görevleriyle sınırlıydı. Bu bölümde, mini insansız hava aracımızın tasarım parametreleriyle başa çıkabilecek daha rafine bir yöntem kullanılacaktır.

Bir hava aracı mevcut bir motor veya yeni bir tasarım motor kullanılarak boyutlandırılabilir. Mevcut motorun boyutu ve itme gücü sabittir ve "sabit motor" olarak adlandırılır. Yeni tasarım motor ise istenilen boyutta ve istenilen itki için üretilebilir ve "esnek motor" olarak adlandırılır. Bu çalışmada, esnek motor ve sabit motor çalışmaları ilgi konumuz olacaktır. Öncelikle konfigürasyon ve görev tanımları yapılacak, ardından esnek motor ve sabit motor boyutlandırma çalışmaları gerçekleştirilecektir. Esnek motor boyutlandırma çalışması elektrikli pervaneli hava aracına uygun motor seçimi için yapılacak olup sabit motor boyutlandırmasında ise menzil hesaplamaları için bu beygir gücü/ağırlık oranı sabit tutulacaktır. Son olarak, gövde, kanat ve kuyruk kontrol yüzeylerinin detaylı analizi ve tasarımı için geometri boyutlandırma çalışması yapılacaktır.

3.7.1. Motor boyutlandırma çalışması

Önceki hesaplamada, boş ağırlık kalkış ağırlığının bir tahmini kullanılarak hesaplanmıştı, bir çözüme doğru yineleme yapmak gerekiyordu.

$$W_0 = W_{boş} + W_{batarya} + W_{yük} \quad (3.20)$$

Yukarıdaki denklemde $W_{boş}$, $W_{batarya}$ ve $W_{yük}$ daha önceki çalışmalardan bilinmektedir.

Tablo 3.24. Motor boyutlandırma için parametreler

Hesaplanan W_0 (kg)	3,976
İterasyon sayısı	30
W_e (kg)	1,058
P_0 (kg)	157,209
V (Volt)	39,3
E (Volt)	43,3
P_{CR} (Watt)	167,502
T (sec)	182,88
Enerji (Joule)	53956,841
Q (mah)	346,125
n	40
S (m ²)	0,585
$W_{batarya}$ (kg)	0,918

Kalkış gücü aşağıdaki gibi hesaplanır:

$$hp = \frac{hp}{W_{To}} \times W_{To} = (0,15) \cdot (8,76) = 1,315 \text{ hp} = 980,6 \text{ watt}$$

Beygir gücü/ağırlık oranı önceki çalışmada hesaplanmıştır.

Önceki çalışmadan elde edilen W_0/S tahmini ve ikinci çalışmadan elde edilen W_0 kullanılarak, muhtemel kanat alanı aşağıdaki gibi hesaplanır:

$$\frac{W_0}{S} = 3 \frac{lb}{ft^2} \quad W_0 = 8,76 lb$$
$$S = \frac{S}{W_0} \times W_0 = \left(\frac{1}{3}\right) \cdot (8,76) = 2,92 \text{ ft}^2$$

3.7.2. Motor seçimi

Kalkış brüt ağırlığı hesaplandıktan sonra, gerekli motor beygir gücü, daha önce hesaplanmış olan beygir gücü/ağırlık oranı (hp/W_0) ve hesaplanan kalkış brüt ağırlığı (W_0) kullanılarak basitçe bulunabilir.

$$\frac{hp}{W_0} = 0,15 \quad W_0 = 8,76 lb \quad \text{Gerekli Güç} = 1,315 hp$$

Bu gerekli güç için motor üreticilerinin web sayfaları araştırıldı. Motorlar yaklaşık 1,315hp yani 980,6 watt olarak aranıyordu, ancak herhangi bir motor yoktu. Böylece

arama genişletilmiştir. Ayrıca, itme değeri arttırıldığında brüt ağırlık da artacaktır. Daha sonra şekil 3.54’te gösterilen motor seçilmiştir.



Şekil 3.54. NEU 1415/2Y/1100 elektrikli motor (NeuMotors, 2024)

Tablo 3.25. NEU 1415/2Y/1100 motor özellikleri (NeuMotors, 2024)

Üretici	Neu Motors
Model	1415/2Y/1100
RPM/Volt	1100
Ağırlık	298g
Uzunluk	70mm/2.8"
Rm (Ohms)	0,0240
Maks Amp	40
Maks Watt	2200
Sürdürülebilir Watt Değeri	1100
Maks. Voltaj	55
Fiyat	296 \$

3.7.3. Sabit motor boyutlandırma çalışması

Sabit motor boyutlandırma prosedürü birkaç istisna dışında esnek motor boyutlandırmasına benzer. Bu istisnalar ya görev menziline ya da performansın bir serpinti parametresi olarak kabul edilmesi ve uçak boyutlandırılırken değişmesine izin verilmesi gerektiği gerçeğinden kaynaklanmaktadır.

Bir motorun güç çıkışı, gerekli motor gücünden daha yüksek seçilir, bu nedenle Uçağın kalkış brüt ağırlığı değişecektir (Raymer, 2018):

$$W_0 = \frac{N \cdot hp_{birim\ motor}}{\frac{hp}{W_0}} \quad (3.21)$$

"N" motor sayısını gösterir. Burada bir motor vardır; bu nedenle N "bir "e eşittir.

$$W_0 = 8,76\ lb = 3,976\ kg$$

$$W_0 = W_{boş} + W_{batarya} + W_{yük}$$

Bu denkleme göre, $W_{yük}$ ve $W_{boş}$ değerlerini sabit tuttuğumuzda, $W_{batarya}$ değeri W_0 ile orantılı olarak değişmektedir. Yani;

$$W_{yük} = 2000\ g = 2\ kg = 4,4\ lb \quad W_{boş} = 1,058\ kg = 2,332\ lb$$

$$W_{batarya} = 1,395\ kg = 3,075\ lb$$

Önceki çalışmadan elde edilen W_0/S tahmini ve yukarıda bulunan W_0 kullanılarak, muhtemel kanat alanı aşağıdaki gibi hesaplanır:

$$\frac{W_0}{S} = \frac{3\ lb}{ft^2} \quad W_0 = 9,807\ lb$$

$$S = \frac{S}{W_0} \times W_0 = \left(\frac{1}{3}\right) \cdot (9,807) = 3,269\ ft^2$$

$$S = 3,269\ ft^2 = 0,3037\ m^2$$

3.7.4.Geometri ölçülendirmesi

Gövde, kanat ve kuyruk, kalkış ağırlığı biliniyorsa boyutlandırılabilir. Geometri boyutlandırmasını tahmin etmek için birçok yöntem vardır, ancak bunların çoğu tarihsel ve istatistiksel yaklaşımlara dayanmaktadır.

3.7.4.1.Gövde boyutlandırması

Gövde uzunluğu şu denklem kullanılarak bulunabilir; $uzunluk = aW_0^C$. (Raymer, 2018) Bu tablo tarihsel eğilimler kullanılarak düzenlenmiştir.

Tablo 3.26. Gövde uzunluğu - W_0 (Raymer, 2018)

Gövde Boyu = $a.W_0^C$ (ft,lb)	a	C
Ev Yapımı, Kompozit	3,50	0,23

$$Uzunluk = a.W_0^C = (3,50).(8,76)^{0,23} = 5,76\ ft = 1,76\ m$$

Gövde incelik oranı (FFR), gövde uzunluğu ile gövde maksimum çapı arasındaki orandır. Bu denklem aşağıda gösterilmiştir;

$$FFR = \frac{\text{Gövde Uzunluğu}}{\text{Gövdenin Maks. Çapı}} \quad (3.22)$$

Ses altı uçaklar için gövde incelik oranı, en aza indirilmiş sürükleme için yaklaşık 3'tür. Ancak rakipler için gövde incelik oranı yaklaşık 8'dir. Bu nedenle, gövde incelik oranı 8 olarak belirlenir.

$$FFR = \frac{\text{Gövde Uzunluğu}}{\text{Gövdenin Maks. Çapı}} \quad \text{Gövde Maks. Çapı} = \frac{1,76}{8} = 0,22 \text{ m}$$

3.7.4.2. Kanat boyutlandırması

Gerçek kanat alanı basitçe kalkış ağırlığının kalkış kanat yüküne bölünmesiyle hesaplanabilir. Ancak bu kanat alanı teorik, trapezoidal kanadın referans alanıdır ve uçak merkez hattına uzanan alanı içerir. Her iki değer de yukarıda ve önceki çalışmada bulunmuştur. Bu nedenle;

$$S_{kanat} = \frac{W_0}{\left(\frac{W}{S}\right)_0} = \frac{8,76}{3} = 2,92 \text{ ft}^2 = 0,271 \text{ m}^2$$

Açıklık oranı daha önce 7 olarak seçilmiştir. Kanadın açıklığı şimdi bulunabilir:

$$b_{kanat} = \sqrt{AR \cdot S_{kanat}} = 1,38 \text{ m}$$

Aşağıdaki geometrik denklemleri kullanarak kök ve uç veterlerini bulabiliriz:

Sivrilik oranı (λ) daha önce 1 olarak seçilmiştir;

$$C_{kök} = \frac{2 \cdot S}{(b \cdot (1 + \lambda))} = \frac{2 \cdot (0,271)}{(1,38) \cdot 2} = 0,66 \text{ ft} = 0,2 \text{ m}$$

$$C_{uç} = \lambda \times C_{kök} = 0,2 \text{ m}$$

3.7.4.3. Kuyruk boyutlandırması

Daha önce, kuyruk büyüklüğünün tahmini için tarihsel yaklaşımlar kullanılmıştır. Burada, kuyruk boyutunun bir şekilde kanat boyutuyla aynı olacağı düşünülmüştür çünkü kuyruğun öncelikli amacı kanat tarafından üretilen momentlere karşı koymaktır. Kuyruk boyutunu tahmin etmek hem alanın hem de kuyruk momenti kollarının önemi nedeniyle daha zordur. Bir kuyruğun ağırlık merkezi etrafında gerekli momenti üretmedeki etkinliği, kuyruk tarafından üretilen kaldırma kuvveti ve kuyruk moment kolu ile orantılıdır.

İlk olarak, kuyruk boyutunun ilk tahmini için "kuyruk hacim katsayısı" olarak adlandırılan bir yöntem gereklidir. Aşağıda hem dikey hem de yatay kuyrukların kuyruk hacmi katsayısı gösterilmektedir.

$$C_{VT} = \frac{L_{VT} \cdot S_{VT}}{b_W \cdot S_W} \quad (3.23)$$

$$C_{HT} = \frac{L_{HT} \cdot S_{HT}}{C_W \cdot S_W} \quad (3.24)$$

Dikey bir kuyruk için, karşılanması gereken kanat yalpalama momentleri en doğrudan kanat açıklığı (b_W) ile ilişkili olmaktadır. Bu da Eşitlik 3.23'te görülebileceği gibi "dikey kuyruk hacim katsayısına" yol açar. Yatay bir kuyruk için, karşılanması gereken yunuslama momentleri en doğrudan kanat ortalama aerodinamik veteriyle (w_c) ilgilidir. Bu da Eşitlik 3.24 ile gösterildiği gibi "yatay kuyruk hacim katsayısına" yol açar (Raymer, 2018).

Kanadın ortalama aerodinamik veteri:

$$C_{w_{ortalama}} = \left(\frac{2}{3}\right) \cdot C_{kök} \cdot \left(\frac{1 + \lambda + \lambda^2}{1 + \lambda}\right) = 0,66ft = 0,2m$$

Ev yapımı bir uçak için dikey kuyruk hacmi katsayısı C_{VT} 0,04 olarak belirlenmiştir. Öne monte edilmiş pervaneli motora sahip bir uçak için kuyruk kolu yaklaşık %60 olarak alınır.

$$L_{VT} = 0,6L = (0,6) \cdot (1,76m) = 1,056m = 3,46ft$$

	Typical Values	
	Horizontal c_{HT}	Vertical c_{VT}
Sailplane	0.50	0.02
Homebuilt	0.50	0.04
General aviation—single engine	0.70	0.04
General aviation—twin engine	0.80	0.07
Agricultural	0.50	0.04
Twin turboprop	0.90	0.08
Flying boat	0.70	0.06
Jet trainer	0.70	0.06
Jet fighter	0.40	0.07–0.12*
Military cargo/bomber	1.00	0.08
Jet transport	1.00	0.09

Şekil 3.55. Kuyruk hacim katsayıları (Raymer, 2018)

Dikey kuyruk uzunluğu tahmin edildikten sonra dikey kuyruk alanı hesaplanır. Kanat açıklığı ve kanat alanı değerleri yukarıda bulunmuştur. Ayrıca Şekil 3.55'ten dikey kuyruk hacim katsayısı belirlenir. Bu değerlere göre Eşitlik kullanılarak dikey kuyruk alanı aşağıda verildiği gibi bulunabilir:

$$S_{VT} = \frac{C_{VT} \cdot b_W \cdot S_W}{L_{VT}} = \frac{(0,04) \cdot (1,38) \cdot (0,271)}{1,056} = 0,0142m^2$$

$$S_{VT} = 0,0142m^2 = 0,153ft^2$$

Kuyrukların açıklık ve veterlerini hesaplamak için kuyrukların hacim katsayılarına ihtiyaç vardır. Yatay kuyruk için açıklık oranı değerleri 4 ve dikey kuyruk için 1,5 olarak belirlenmiştir.

Dikey kuyruk için kanat açıklığı;

$$b_{VT} = \sqrt{A_{VT} \cdot S_{VT}} = \sqrt{(1,5) \cdot (0,0142)} = 0,146m$$

Dikey kuyruk için ortalama veter uzunluğu:

$$C_{VT} = \frac{0,146}{1,5} = 0,1m$$

Ayrıca, yatay kuyruk için de aynı tahmin ve hesaplamalar yapılmıştır. Şekil 3.55'ten (Raymer, 2018), ev yapımı bir uçak için yatay kuyruk hacim katsayısı C_{HT} 0,50 olarak belirlenmiştir. Kuyruk kolu yine gövde uzunluğunun yaklaşık %60'ı kadar alınır.

$$L_{HT} = 0,6L = (0,6) \cdot (1,76) = 1,056m = 3,46ft$$

Yatay kuyruk uzunluğu tahmin edildikten sonra, aşağıda verildiği gibi eşitlik kullanılarak yatay kuyruk alanı hesaplanır:

$$S_{HT} = \frac{C_{HT} \cdot C_w \cdot S_w}{L_{HT}} = \frac{(0,5) \cdot (0,2) \cdot (0,271)}{1,056} = 0,026m^2 = 0,276ft^2$$

$$S_{HT} = 0,026m^2 = 0,276ft^2$$

Yatay kuyruk için kanat açıklığı;

$$b_{HT} = \sqrt{A_{HT} \cdot S_{HT}} = \sqrt{4 \cdot (0,026)} = 0,323m$$

Yatay kuyruk için ortalama veter uzunluğu:

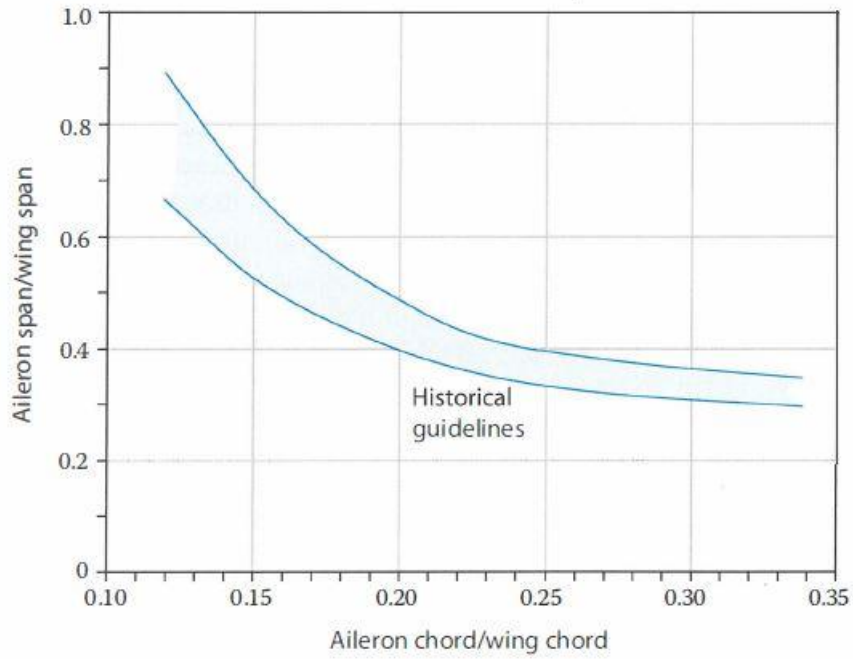
$$C_{HT} = \frac{0,323}{4} = 0,08m$$

3.7.4.4.Kontrol yüzeylerinin boyutlandırılması

Birincil kontrol yüzeyleri kanatçıklar (yuvarlanma), elevatör (yunuslama) ve dümendir (sapma). Bu yüzeylerin nihai boyutlandırması, yapısal bükülme ve kontrol sistemi etkileri dahil olmak üzere kontrol etkinliğinin dinamik analizine dayanmaktadır.

Kanatçıklar tipik olarak kuyruk veterinin yaklaşık %15-25'i kadardır. Dolayısıyla bu değerler seçilmiştir;

$$\frac{C_a}{C_w} = 0,25$$



Şekil 3.56. Kanatçık rehberi (Raymer, 2018)

Yukarıdaki şekil 3.56'ya göre

$$\frac{b_a}{b_w} = 0,35 \text{ alındı}$$

$$C_w = 0,2m \text{ ve } C_a = (0,25) \cdot (0,2) = 0,05m$$

$$b_w = 1,38m \text{ ve } b_a = (0,35) \cdot (1,38) = 0,483m$$

Dümenler ve elevatörler tipik olarak kuyruk açıklığının yaklaşık %25-50'sidir. Elevatörler ve dümenler genellikle gövdenin yan tarafından başlar ve kuyruğun ucuna veya kuyruk açıklığının yaklaşık %90'ına kadar uzanır. Dümenler ve elevatörler veter ve açıklık olarak seçilir;

$$\frac{C_r}{C_{VT}} = 0,3 \text{ ve } \frac{b_r}{b_{VT}} = 0,9$$

$$\frac{C_e}{C_{HT}} = 0,4 \text{ ve } \frac{b_e}{b_{HT}} = 0,9$$

$$C_{VT} = 0,1m \text{ ve } C_r = (0,3) \cdot (0,1) = 0,03m$$

$$b_{VT} = 0,146m \text{ ve } b_r = (0,146) \cdot (0,9) = 0,1314m$$

$$C_{HT} = 0,08m \text{ ve } C_e = (0,4) \cdot (0,08) = 0,032m$$

$$b_{HT} = 0,323m \text{ ve } b_e = (0,323) \cdot (0,9) = 0,29m$$

Tablo 3.27. Sonuçların özeti

Seyir Durumu			
$V_{seyir} = 20 \text{ m/s}$	$W_{yük} = 2\text{ kg}$		$R_{seyir} = 3657,6\text{ m}$
Motor Boyutları			
$W_0=3,976 \text{ kg}$		$Güç = 980,6 \text{ Watt}$	
Motor Seçimi			
Neu 1415/2Y/1100			
Sabit Motor Boyutlandırması			
$W_0 = 4,45 \text{ kg}$	$W_{batarya} = 1,395 \text{ kg}$	$W_{boş} = 1,058 \text{ kg}$	$W_{yük} = 2 \text{ kg}$
Geometri Boyutlandırma			
Gövde	$L = 1,76\text{ m}$		$D_{maks} = 0,22\text{ m}$
Kanat	$S_w = 0,271 \text{ m}^2$		$b_w = 1,38 \text{ m}$
	$C_{kök} = 0,2 \text{ m}$		$C_{uç} = 0,2 \text{ m}$
	Sivrilik Oranı = 1		Açıklık Oranı = 7
Yatay Kuyruk	$S_{HT} = 0,026 \text{ m}^2$		$b_{HT} = 0,323 \text{ m}$
	$C_{HT} = 0,08 \text{ m}$		Açıklık Oranı = 4
Dikey Kuyruk	$S_{VT} = 0,0142 \text{ m}^2$		$b_{VT} = 0,146 \text{ m}$
	$C_{VT} = 0,1\text{ m}$		Açıklık Oranı = 1,5
Kanatçıklar	$C_a/C_w = 0,25$		$b_a/b_w = 0,35$
	$C_a = 0,05 \text{ m}$		$b_a = 0,483 \text{ m}$
Elevatörler	$C_e/C_{HT} = 0,4$		$b_e/b_{HT} = 0,9$
	$C_e = 0,032 \text{ m}$		$b_e = 0,29 \text{ m}$
Dümen	$C_r/C_{VT} = 0,3$		$b_r/b_{VT} = 0,9$
	$C_r = 0,03 \text{ m}$		$b_r = 0,1314\text{ m}$

Bu çalışmada, motor boyutlandırması yapılmış ve ilk tahmin boyutlandırma çalışmasına göre uçağın kalkış ağırlığı tahmin edilmiştir. Daha sonra beygir gücü-ağırlık oranı sabit kabul edilerek gerekli güç bulunmuştur. Gerekli güce daha yakın güce sahip bir motor bulundu. Gerekenden biraz daha güçlü olduğu için, maksimum denklemi kullanılarak artırıldı. Boş ağırlığı ve faydalı yük ağırlığını sabit tutarak, batarya sayısını yukarıda gösterildiği gibi artırıldı.

Motor seçimini yaptıktan ve kalkış ağırlığını tahmin ettikten sonra, bileşenlerin ve kontrol yüzeylerinin ilk boyut belirlemelerinin yapıldığı bir geometri boyutlandırma çalışması gerçekleştirildi. Bu çalışmada kullanılan motor tipi, görev profili, ağırlık gibi bazı özellikler sabit hale gelmiştir. Geometri boyutlandırması yapılırken Raymer'in kitabında gösterilen yöntemler kullanılmıştır.

3.8. Yapılandırma Düzeni ve Tasarımı

Bu bölümde esas olarak mini insansız hava aracının ilk yerleşimi gerçekleştirilecektir. Seçilen kanat, kuyruk ve gövdeye ait gerekli veriler daha önceki çalışmalarda hesaplanmıştır. İlk olarak, kanat ve kuyruk yüzeylerinin konfigürasyonları, Raymer'in kitabında açıklanan yöntemler kullanılarak gerekli çizimler ve aerodinamik özellikler tanıtılacaktır. Bu özellikler arasında ortalama aerodinamik veter, kamber, kalınlık vb. bulunmaktadır. Daha sonra, gövde ve faydalı yük bölmesi tasarlanacak ve motorun, bataryaların yeri belirlenecektir. Son olarak, uçağın üst, yan ve ön görünümeleri çizilecek ve bu sayede ıslatılmış yüzey alanı ve uçak hacmi hesaplanabilecektir.

Önceki çalışmalardan kanat ve kuyruk yüzeylerinin geometrik özellikleri geometri boyutlandırması yardımıyla belirlenmiştir. Bu değerler aşağıda tabloleştirilmiştir.

Tablo 3.28. Hesaplanan özellikler

Geometri	Açıklık Oranı (AR)	Sivrilik Oranı	Alan
Kanat	7	1	0,271 m ²
Yatay Kuyruk	4	0,5	0,026 m ²
Dikey Kuyruk	1,5	0,4	0,0142 m ²

Kanat, yatay ve dikey kuyruk hesaplamalarını yapmak için aşağıdaki denklemler kullanılacaktır.

$$\text{Kanat Açıklığı: } b = \sqrt{AR \cdot S}$$

$$\text{Kök Veter: } C_{kök} = \frac{2 \cdot S}{b(1+\lambda)}$$

$$\text{Uç Veter: } C_{uç} = \lambda \cdot C_{kök}$$

$$\text{Ortalama Aerodinamik Veter: } C_{ortalama} = \left(\frac{2}{3}\right) \cdot C_{kök} \cdot \left(\frac{1+\lambda+\lambda^2}{1+\lambda}\right)$$

$$\text{Ortalama Aerodinamik Veter Konumu: } Y_{ortalama} = \left(\frac{b}{6}\right) \cdot \left(\frac{1+2\lambda}{1+\lambda}\right)$$

- **Kanat Açıklığı (b)**

$$b = \sqrt{AR \cdot S} \quad (3.25)$$

$$\text{Kanat: } b_w = \sqrt{7 \cdot (0,271)}$$

$$\text{Yatay Kuyruk: } b_{HT} = \sqrt{4 \cdot (0,026)}$$

$$\text{Dikey Kuyruk: } b_{VT} = \sqrt{(1,5) \cdot (0,0142)}$$

- **Kök ve Uç Veter**

$$C_{kök} = \frac{2 \cdot S}{b \cdot (1 + \lambda)} \quad (3.26)$$

$$C_{uç} = C_{kök}$$

$$\text{Kanat: } C_{kök} = \frac{2 \cdot (0,271)}{(1,377) \cdot (1 + 1)} = 0,197m, C_{uç} = 1 \cdot (0,197) = 0,197m$$

$$\begin{aligned} \text{Yatay Kuyruk: } C_{kök} &= \frac{2 \cdot (0,026)}{(0,323) \cdot (1 + 0,5)} = 0,107m, C_{uç} = (0,5) \cdot (0,107) \\ &= 0,0537m \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \text{Dikey Kuyruk: } C_{kök} &= \frac{2 \cdot (0,0142)}{(0,146) \cdot (1 + 0,4)} = 0,139m, C_{uç} = (0,4) \cdot (0,139) \\ &= 0,0556m \end{aligned}$$

- **Ortalama Aerodinamik Veter**

$$C_{ortalama} = \left(\frac{2}{3}\right) \cdot C_{kök} \cdot \left(\frac{1 + \lambda + \lambda^2}{1 + \lambda}\right) \quad (3.27)$$

$$\text{Kanat: } C_{ortalama} = \left(\frac{2}{3}\right) \cdot (0,197) \cdot \left(\frac{1 + 1 + 1^2}{1 + 1}\right) = 0,197m$$

$$\text{Yatay Kuyruk: } C_{ortalama} = \left(\frac{2}{3}\right) \cdot (0,107) \cdot \left(\frac{1 + (0,5) + (0,5)^2}{1 + (0,5)}\right) = 0,083m$$

$$\text{Dikey Kuyruk: } C_{ortalama} = \left(\frac{2}{3}\right) \cdot (0,139) \cdot \left(\frac{1 + (0,4) + (0,4)^2}{1 + (0,4)}\right) = 0,103m$$

- **Ortalama Aerodinamik Veter Konumu**

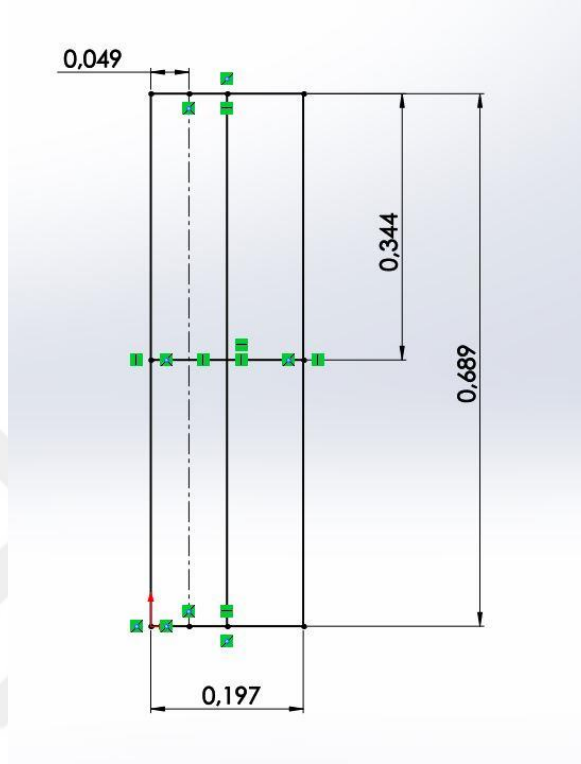
$$Y_{ortalama} = \left(\frac{b}{6}\right) \cdot \left(\frac{1 + 2 \cdot \lambda}{1 + \lambda}\right) \quad (3.28)$$

$$\text{Kanat: } Y_{ortalama} = \left(\frac{1,377}{6}\right) \cdot \left(\frac{1 + 2 \cdot (1)}{1 + (1)}\right) = 0,344m$$

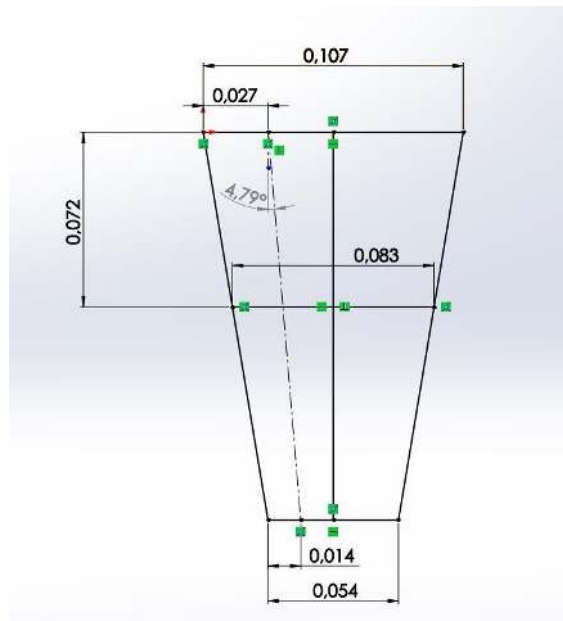
$$\text{Yatay Kanat: } Y_{ortalama} = \left(\frac{0,323}{6}\right) \cdot \left(\frac{1 + 2 \cdot (0,5)}{1 + (0,5)}\right) = 0,072m$$

$$\text{Dikey Kanat: } Y_{ortalama} = \left(\frac{0,146}{6} \right) \cdot \left(\frac{1 + 2 \cdot (0,4)}{1 + (0,4)} \right) = 0,0313m$$

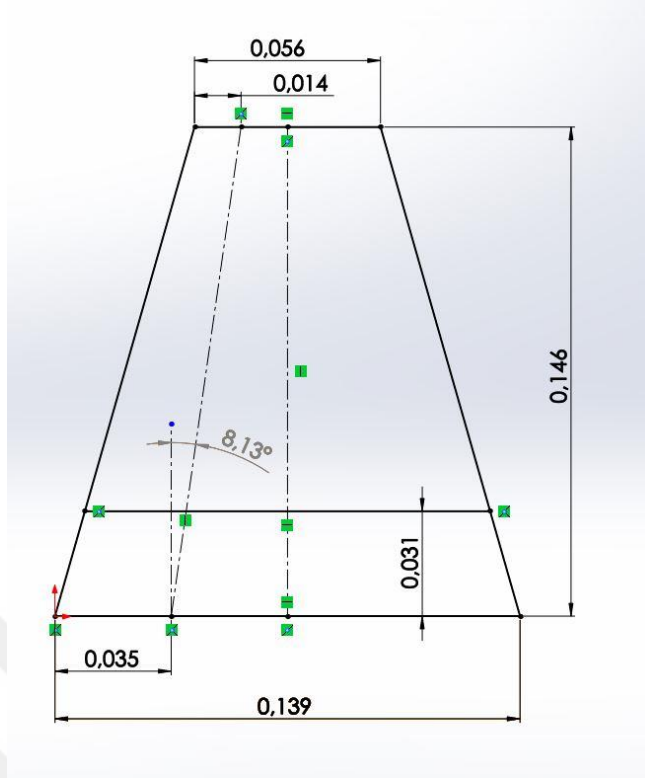
Bu parametrelere göre kanat ve kuyruk yüzeylerinin üstten görünümü çizilebilir.



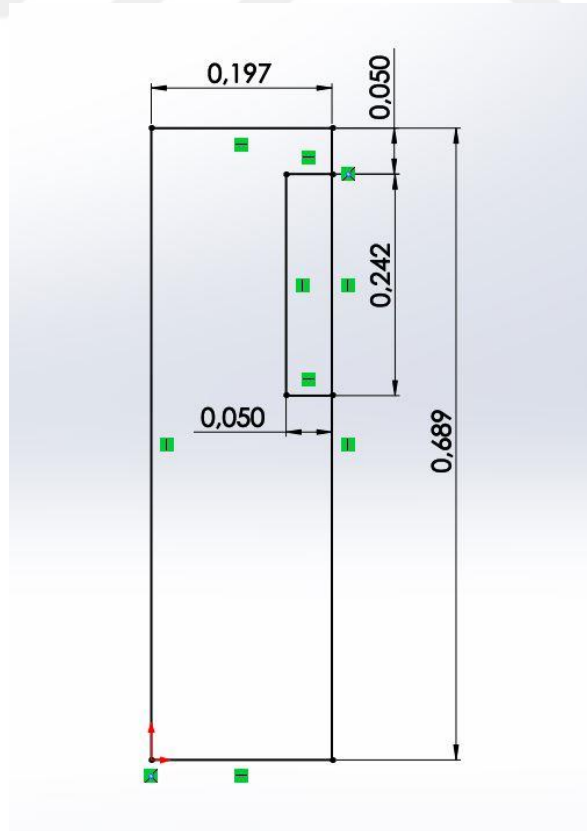
Şekil 3.57. Kanadın üstten görünümü (m)



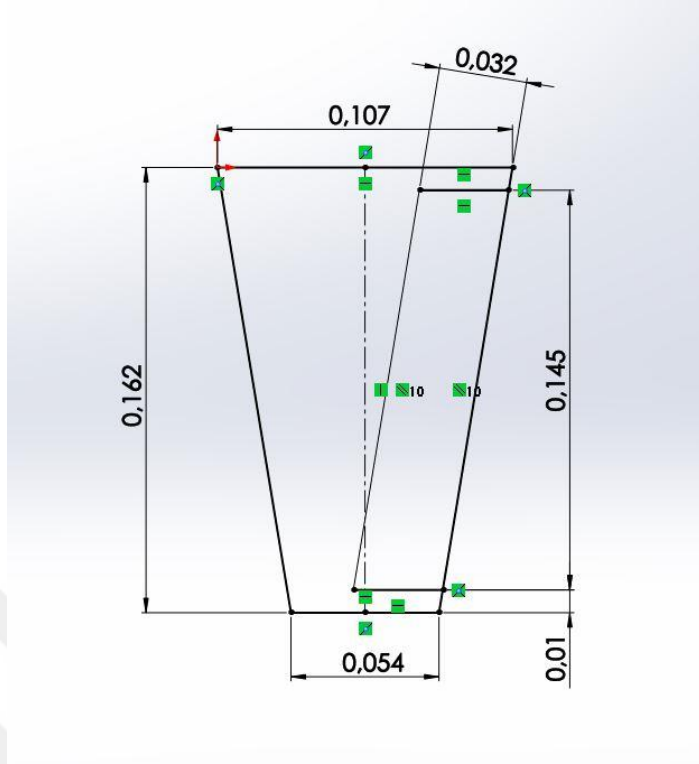
Şekil 3.58. Yatay kuyruğun üstten görünüşü (m)



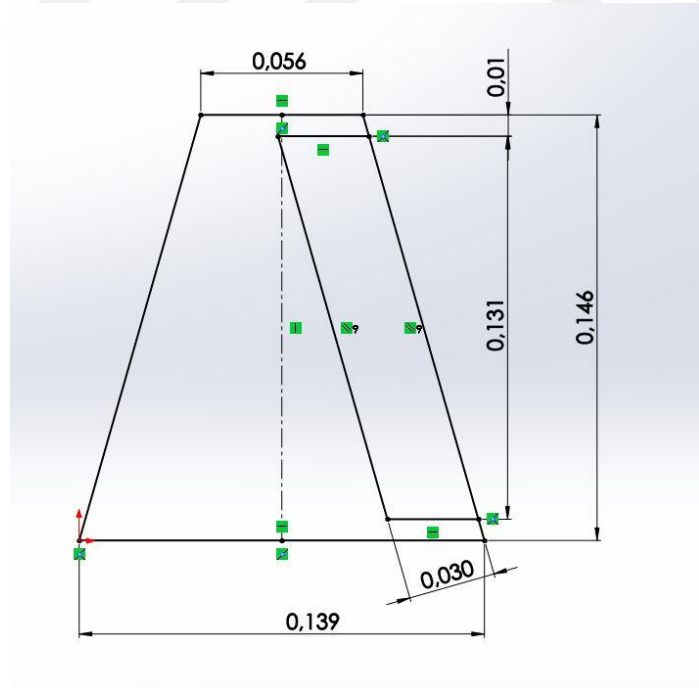
Şekil 3.59. Dikey kuyruğun üstten görünüşü (m)



Şekil 3.60. Kanatçıklı kanadın çizimi (m)



Şekil 3.61. İrtifa dümenli yatay kuyruk çizimi (m)



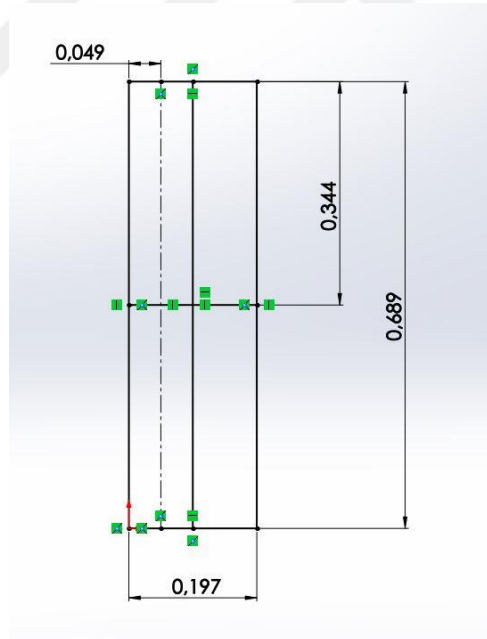
Şekil 3.62. İstikamet dümenli dikey kuyruk çizimi (m)

Daha önceki çalışmalarda açıklandığı gibi, kanat için hem kökte hem de uçta SD 7062 kanat profili kullanılmıştır. Hem dikey kuyruk hem de yatay kuyruk için hem kökte hem de uçta NACA0009 kanat profili kullanılmıştır. Kanat sabit kamber ve kalınlığa sahiptir; bu nedenle herhangi bir yardımcı kontrol hattı göstermeye gerek yoktur. Yatay ve dikey kuyruk için kamber yoktur. Ne kanat ne de yatay kuyruk herhangi bir geliş açısına sahiptir. Ayrıca, kanat ve kuyruklar için büküm dağılımı yoktur.

Ağırlık Merkezi Noktası:

Stabil bir hava aracı için, kanat başlangıçta hava aracının ağırlık merkezi ortalama aerodinamik veterin yaklaşık %30'unda olacak şekilde konumlandırılmalıdır. Gövde ve kuyruğun etkileri göz önünde bulundurulduğunda, ağırlık merkezi uçağın toplam ses altı aerodinamik merkezinin yaklaşık %25'i olacaktır (Raymer, 2018).

Kanadın ortalama aerodinamik veteri 0,197 m'dir. Yukarıdaki bilgilere göre cg noktasının yeri 0,04925 m'dir. Bu İHA'da kullanılan kanat dikdörtgen olduğu için kanadın ağırlık merkezi çizgisi ile kanadın çeyrek veter çizgisi aynıdır. Ağırlık merkezi noktasının istenen konumu aşağıdaki şekil 3.63'te gösterilmiştir:



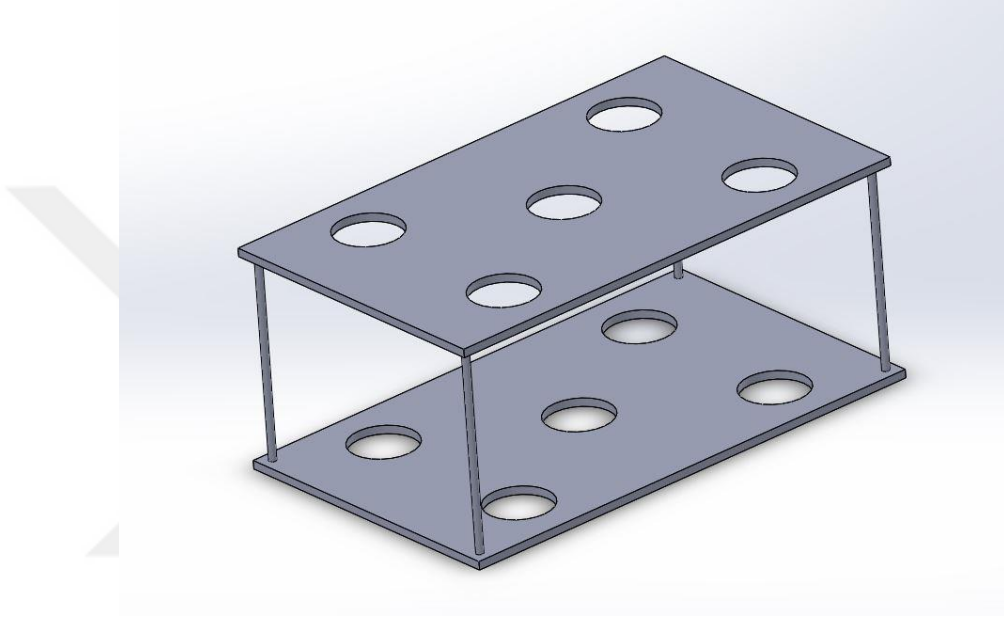
Şekil 3.63. Kanat için ağırlık merkezi noktasının konumu (m)

3.8.1. Yük bölmesi tasarımı

Bu bölümde faydalı yük bölmesi tasarlanmıştır. İlk olarak, faydalı yükün tasarımı için ağırlık merkezinin konumunu dikkate almak önemlidir çünkü bu, uçuş sırasında uçağın dengesini etkiler. Ancak, çok fazla kararlı olmak dönüşler sırasında manevra kabiliyeti için iyi olmayacaktır. Çünkü 360 derecelik dönüşler içeren görevler

bulunmakta ve zaman kaybetmemek gerekmektedir. Dolayısıyla bu faktörleri dikkate alarak bir faydalı yük yerleşim düzenlemesi yapılması gerekmektedir.

Faydalı yük bölmesinin boş görünümü şekil 3.63'te gösterilmektedir. Yük bölmesi, yükün ağırlık merkezini kolayca ve çok daha küçük bir hacimde ayarlayabilmek için çift katlı olarak tasarlanmıştır. Bu tasarım aynı zamanda topların temasını da engellemektedir. Kısaca, faydalı yük bölmesinin birinci ve ikinci katları arasında top teması yoktur. Gövde tasarımı aşağıdaki uçak çizimlerinde gösterilmiştir.



Şekil 3.64. Yük bölmesi

3.8.2. Uçağın ıslatılmış yüzey alanı ve hacmi

3.8.2.1. Islatılmış alan belirleme

Uçak ıslatılmış alanı, açıkta kalan toplam yüzey alanıdır ve sürüklenme tahmini için hesaplanması gerekir. Islanan alanı bulmak için önce açıkta kalan alan bulunmalıdır. Açıkta kalan alanın referans kanat alanının dihedral açısının kosinüsüne bölünmesiyle bulunduğu belirtilmektedir. Açık alan bulunduktan sonra ıslanan alan $t/c > 0.05$ için denklem aşağıdaki denklem kullanılarak bulunur (Raymer, 2018). Bu proje için dikey ve yatay kuyrukların kalınlık oranı $t/c = 0.09$ ve kanadın kalınlık oranı $t/c = 0.14$ 'tür. Bu nedenle;

Eğer $t/c < 0.05$,

$$S_{islak} = 2.003 \cdot S_{açık} \quad (3.29)$$

Eğer $t/c > 0.05$,

$$S_{islak} = S_{açık} \left[1.977 + 0.52 \left(\frac{t}{c} \right) \right] \quad (3.30)$$

- **Kanat ıslatılmış Alanı**

$$\begin{aligned}
 S_{açık} &= \frac{S_{referans}}{\cos(dihedral)} \\
 &= \frac{0,271}{\cos(0^\circ)} \quad (Dihedral Açı = 0^\circ) \\
 S_{açık} &= 0,271m^2 \\
 S_{ıslak} &= S_{açık} \cdot \left(1,977 + 0,52 \left(\frac{t}{c} \right) \right) = 0,271 \cdot (1,977 + 0,52 \cdot (0,14)) \\
 S_{ıslak_{kanat}} &= 0,556m^2
 \end{aligned}
 \tag{3.31}$$

- **Yatay Kuyruk ıslatılmış Alan**

$$\begin{aligned}
 S_{açık} &= \frac{S_{referans}}{\cos(dihedral)} = \frac{0,026}{\cos(0^\circ)} \quad (Dihedral Açı = 0^\circ) \\
 S_{açık} &= 0,026m^2 \\
 S_{ıslak} &= S_{açık} \cdot \left(1,977 + 0,52 \left(\frac{t}{c} \right) \right) = 0,026 \cdot (1,977 + 0,52 \cdot (0,09)) \\
 S_{ıslak_{yatay Kuyruk}} &= 0,053m^2
 \end{aligned}$$

- **Dikey Kuyruk ıslak Alanı**

$$\begin{aligned}
 S_{açık} &= \frac{S_{referans}}{\cos(dihedral)} = \frac{0,0142}{\cos(0^\circ)} \quad (Dihedral Açı = 0^\circ) \\
 S_{açık} &= 0,0142m^2 \\
 S_{ıslak} &= S_{açık} \cdot \left(1,977 + 0,52 \left(\frac{t}{c} \right) \right) = 0,0142 \cdot (1,977 + 0,52 \cdot (0,09)) \\
 S_{ıslak_{dikey Kuyruk}} &= 0,0287m^2
 \end{aligned}$$

- **Gövde**

Gövde için ıslatılmış alan denklem 3.30 kullanılarak bulunmuştur. Solidworks kullanılarak, Şekil 3.65'den gövdenin üst alanı ve yan alanı toplamı $0,40m^2$ olarak bulunmuştur (Raymer, 2018). Bu nedenle,

$$\begin{aligned}
 S_{ıslak} &= 3,4 \cdot \left(\frac{A_{üst} + A_{yan}}{2} \right) \\
 S_{ıslak_{Gövde}} &= 3,4 \cdot \left(\frac{0,4}{2} \right) = 0,68 m^2
 \end{aligned}
 \tag{3.32}$$

- **Toplam ıslak Alan**

$$\begin{aligned}
 S_{ıslak_{toplam}} &= 0,556 + 0,053 + 0,0287 + 0,68 \\
 S_{ıslak_{toplam}} &= 1,3177 m^2
 \end{aligned}$$

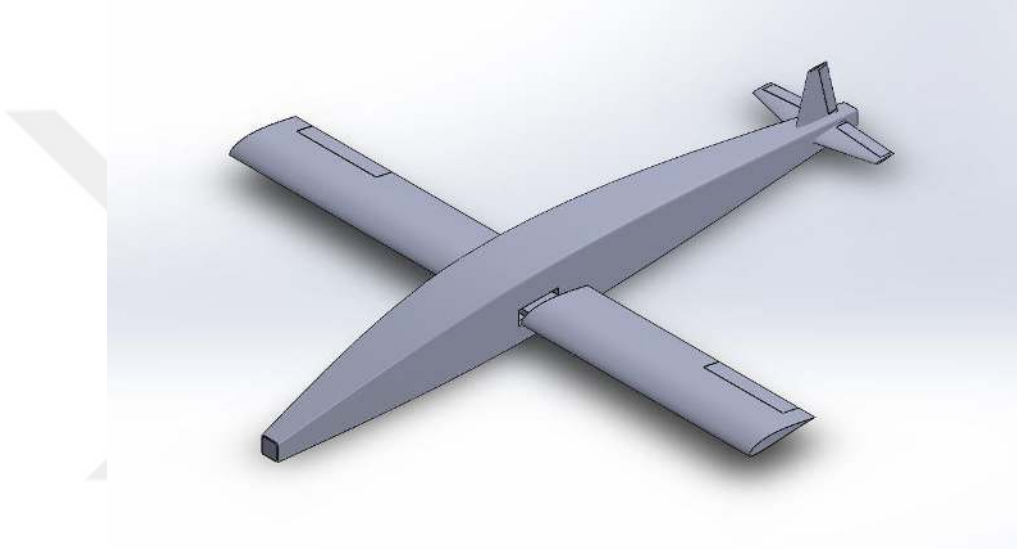
3.8.2.2. Uçak iç hacmi

Hacim formülü aşağıda verilmiştir. Üst alan ve yan alan yukarıda bulunmuştur. Bu veriler denkleme yerleştirilerek iç hacim hesaplanır. Hesaplama aşağıda verilmiştir (Raymer, 2018):

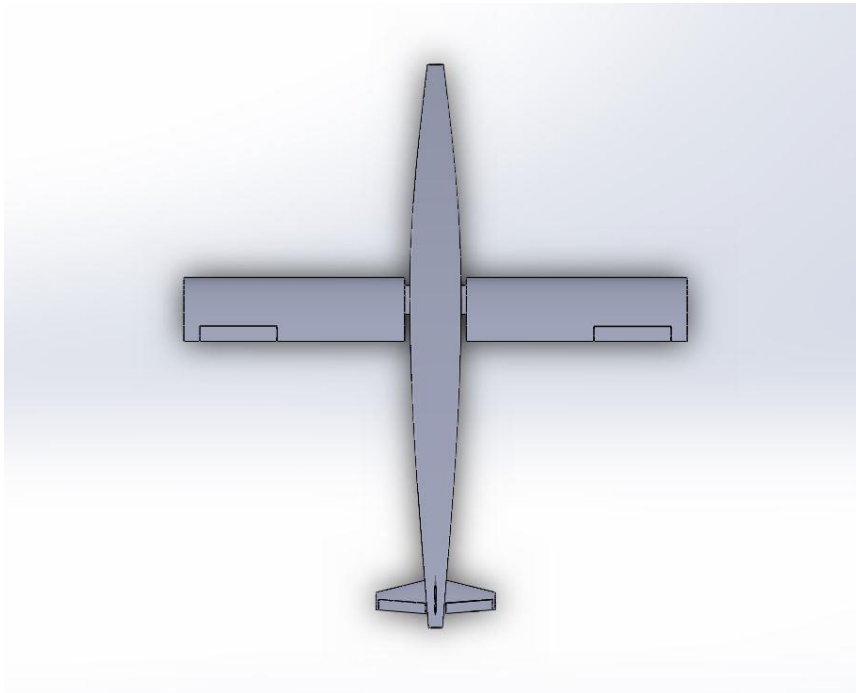
$$Hacim = 3,4. \left(\frac{A_{üst} \times A_{yan}}{4. L} \right) \quad (3.33)$$

$$Hacim = 3,4. \left(\frac{0,04}{7,04} \right) = 0,0193182 \text{ m}^3$$

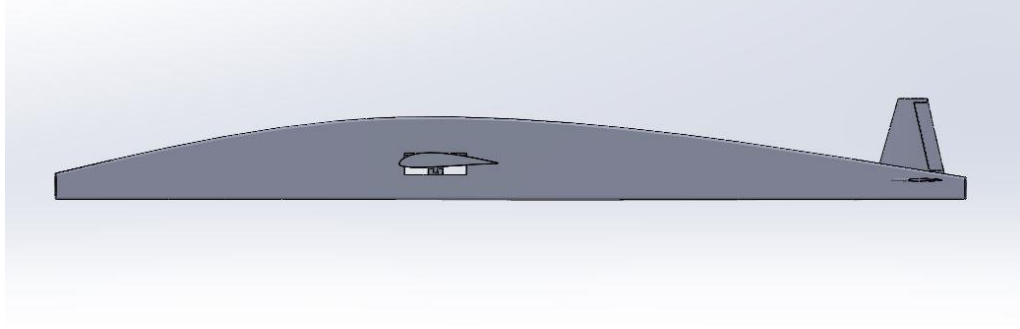
Uçağın çizimleri aşağıda gösterilmektedir:



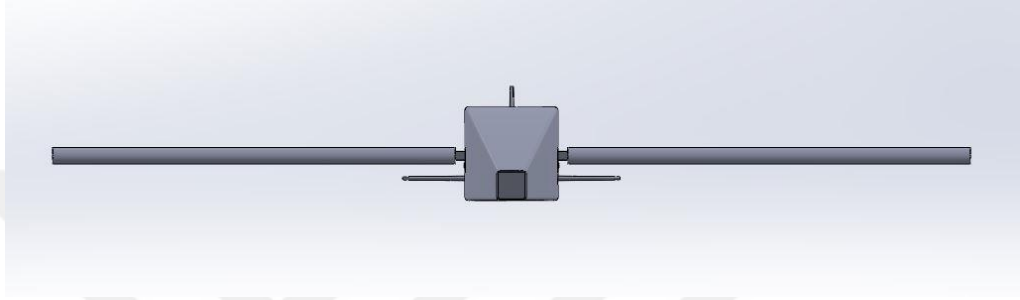
Şekil 3.65. Uçağın izometrik görünüşü



Şekil 3.66. Uçağın üstten görünüşü



Şekil 3.67. Uçağın yandan görünüşü



Şekil 3.68. Uçağın önden görünüşü

Tablo 3.29. Kanat parametreleri

Kanat		
Profil	SD-7062	
$C_{kök}$	0,197 m	0,646 ft
$C_{uç}$	0,197 m	0,646 ft
$C_{ortalama}$	0,197 m	0,646 ft
Y	0,344 m	1,13 ft
Uzunluk	1,377 m	4,52 ft
Alan	0,271 m ²	2,92 ft ²
Açıklık Oranı	7	-
Sivrilik Oranı	1	-

Tablo 3.30. Yatay kuyruk parametreleri

Yatay Kuyruk		
Profil	NACA 0009	
C _{kök}	0,107 m	0,351 ft
C _{uç}	0,0537 m	0,176 ft
Cortalama	0,083 m	0,272 ft
Y	0,072 m	0,236 ft
Uzunluk	0,323 m	1,06 ft
Alan	0,026 m ²	0,279 ft ²
Açıklık Oranı	4	-
Sivrilik Oranı	0,5	-

Tablo 3.31. Dikey kuyruk parametreleri

Dikey Kuyruk		
Profil	NACA 0009	
C _{kök}	0,139m	0,456 ft
C _{uç}	0,0556m	0,182 ft
Cortalama	0,103m	0,338 ft
Y	0,0313m	0,102 ft
Uzunluk	0,146m	0,479 ft
Alan	0,0142m ²	0,153 ft ²
Açıklık Oranı	1,5	-
Sivrilik Oranı	0,4	-

Tablo 3.32. Islak alan evrensel birim

Islak Alan	
	S _{Islak}
Kanat	0,556 m ²
Yatay Kuyruk	0,053 m ²
Dikey Kuyruk	0,0287 m ²
Gövde	0,68 m ²
Toplam	1,3177 m ²

Tablo 3.33. Islak alan ingiliz birimi

Islak Alan	
	S_{Islak}
Kanat	5,984 ft ²
Yatay Kuyruk	0,57 ft ²
Dikey Kuyruk	0,309 ft ²
Gövde	7,32 ft ²
Toplam	14,184 ft ²

Tablo 3.34. Uçak iç hacmi

Uçak İç Hacmi	
0,0193182m ³	0,682216 ft ³

Uçak tasarımının bu aşamasında, uçağın konfigürasyon düzeni ve faydalı yük bölmesi tasarımına odaklanıldı. İlk bölümde kanat ve kuyrukların önemli boyutlarını gerekli çizimleri de içerecek şekilde belirlendi. Ayrıca daha önceki bölümlerde yapıldığı gibi kanat profillerini ve özellikleri belirtildi. Son bölümde, yine hesaplamalar ve tasvirler yardımıyla uçağın iç tasarımı gerçekleştirildi. Ayrıca uçak tasarım kitaplarındaki yöntemler kullanılarak uçağın ıslatılmış ve yüzey alanı ile hacmi hesaplandı. İlk yerleşim ve iç konfigürasyon çalışması yapıldı.

Özetle, bu çalışma tamamlandığında, mini insansız hava aracının genel yerleşimi, aracın şekli, boyutu gibi parametreler hakkında kavramsal tasarım adına bize net bilgi verecek olan çizimlerle belirlenmiştir.

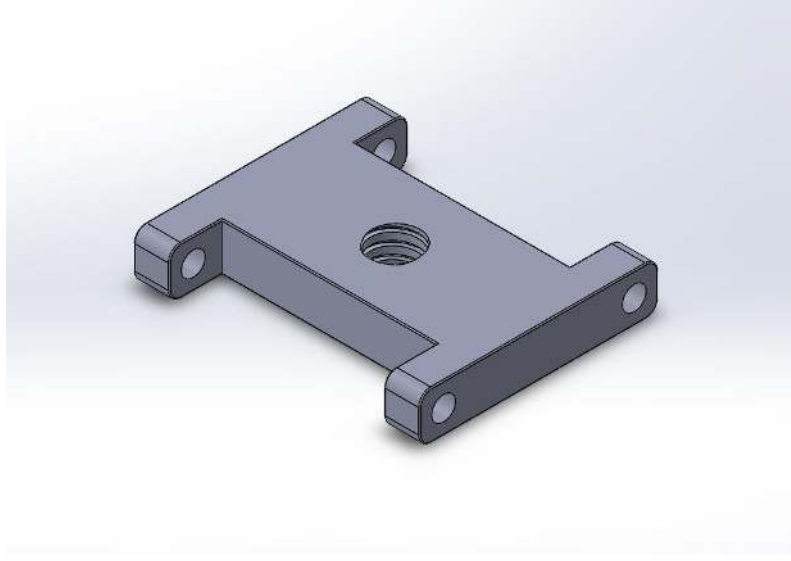
4. MEKANİZMA TASARIMI VE UÇAĞA ENTEGRASYONU

Bu tez kapsamında Tasarla-Yap-Uçur yarışmasının bazı görev gereklilikleri ve daha önce bu yarışmaya katılan yarışmacıların uçaklarından yararlanılarak mini bir İHA tasarımı yapılmıştır. Tasarımı yapılan insansız hava aracı için dihedral açısı değişimini sağlayan temel ve düşük maliyetli 2 farklı mekanizma tasarımı önerilmiştir.

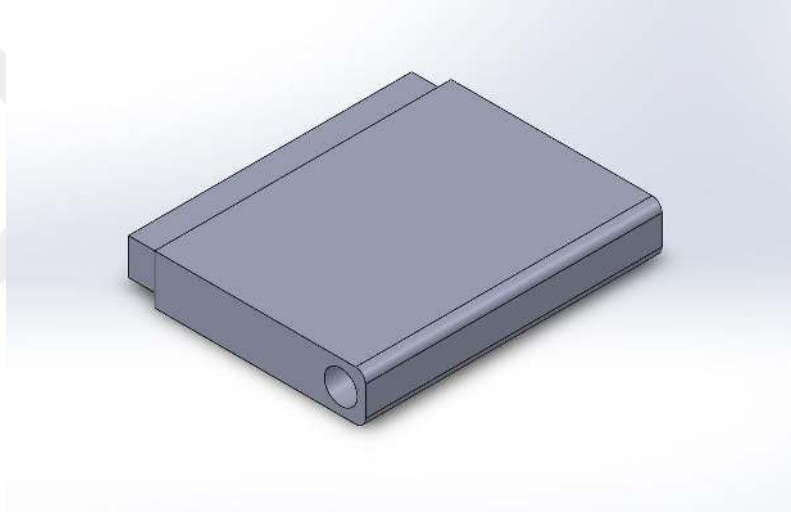
İlk tasarım vidalı mil, mil bağlantı parçası ve kanat bağlantı parçası olarak üç ana parçadan oluşmaktadır. Bunun yanında mekanizmanın momentini sağlamak için kanadın uçak gövdesinden çıktığı bölüme küçük bir tekerlek mekanizması yapılmıştır. Vidalı mil'in hareketi bir motor yardımıyla sağlanmaktadır. Motor seçiminin daha sonraki bir çalışmada yapılması düşünülmüştür. Motor yardımıyla dönüş hareketini sağlayan vidalı mil, mil bağlantı parçasının dikey ekseninde yukarı ve aşağı hareketini sağlamaktadır. Kanat bağlantı parçası ise mil bağlantı parçasına bir pim yardımıyla bağlanmıştır. Kanat bağlantı parçasının da kanat üretim aşamasında kanat ile birlikte üretilerek tek parça olmasının kanadın dayanaklılığı açısından daha verimli olacağı öngörülmektedir. Uçağın gövdesinden kanat ve kanat bağlantı parçasının çıktığı bölümler için hem alt hem de üst tabana gelecek şekilde ufak tekerlek mekanizması tasarlanmıştır. Vidalı mil'in hareketiyle birlikte yukarı veya aşağı doğru hareket eden mil bağlantı parçası tekerlek yapısı sayesinde kanat bağlantı parçasının mil bağlantı parçasına bağlandığı noktada bir moment oluşturarak kanadın dihedral açısındaki değişimini sağlamaktadır. Bu hareket eğer mil bağlantı parçası yukarı yönde hareket ediyorsa anhedral, aşağı doğru hareket ediyor ise dihedral açısı olarak nitelendirilmektedir. Parçaların ve mekanizmanın uçak üzerindeki görüntüleri aşağıdaki görsellerde sunulmuştur (Solidworks, 2015).



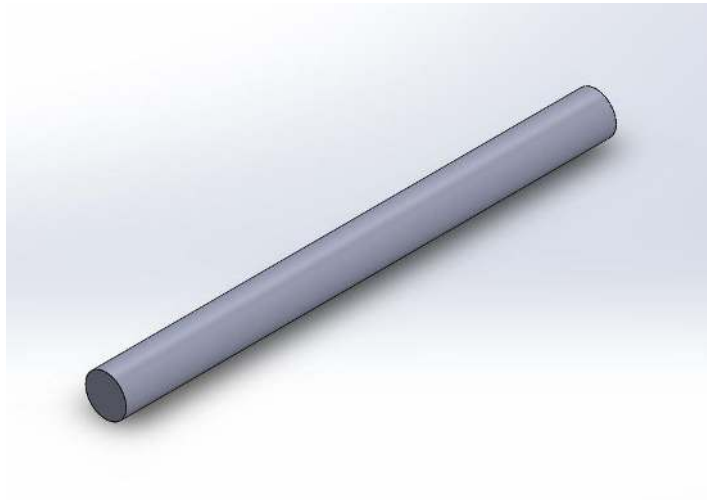
Şekil 4.1. Vidalı mil



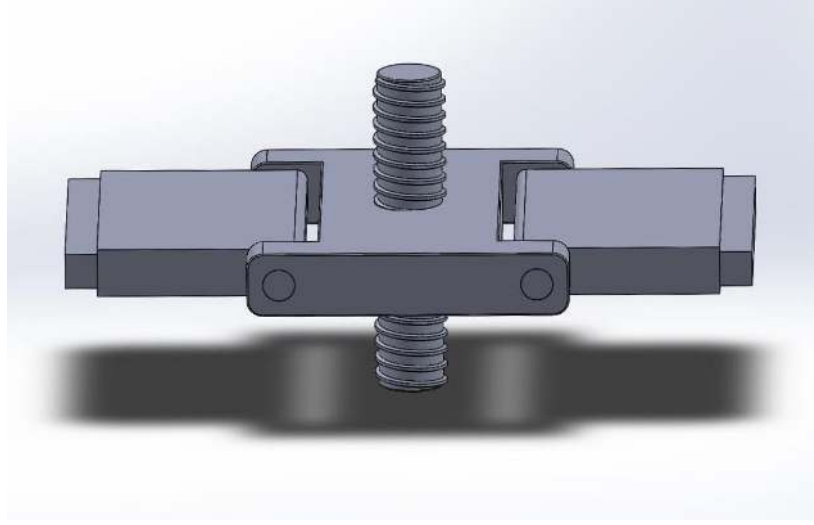
Şekil 4.2. *Mil bağlantı parçası*



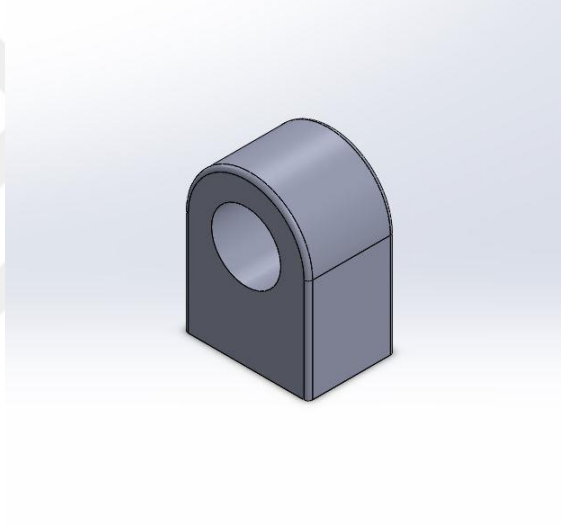
Şekil 4.3. *Kanat bağlantı parçası*



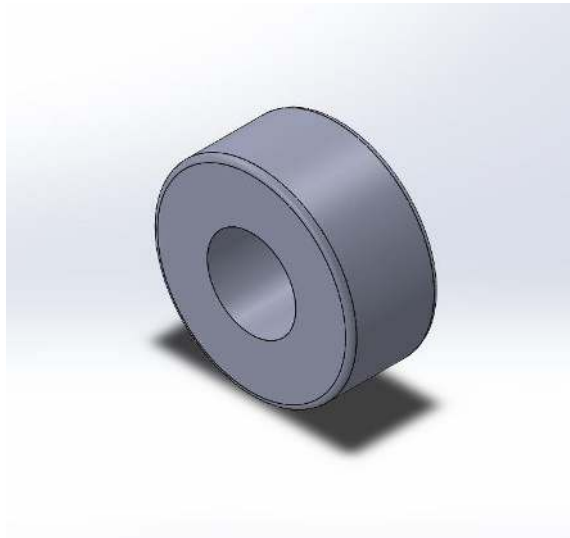
Şekil 4.4. *Kanat bağlantı parçası pimi*



Şekil 4.5. *Vidalı mil montajı*



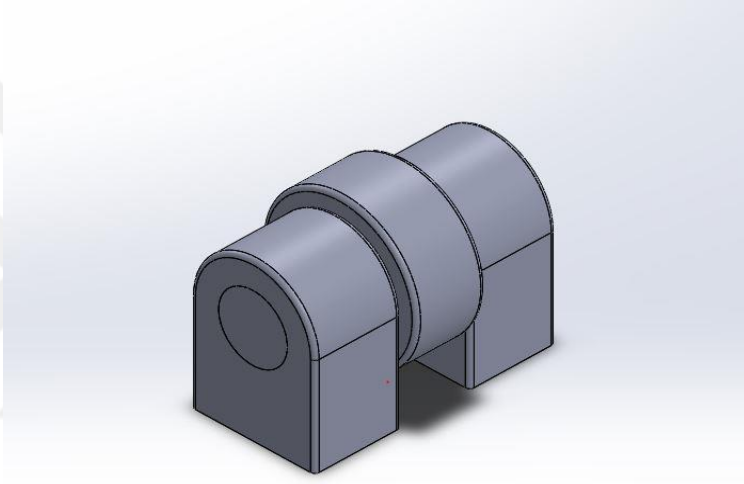
Şekil 4.6. *Tekerlek tutucu*



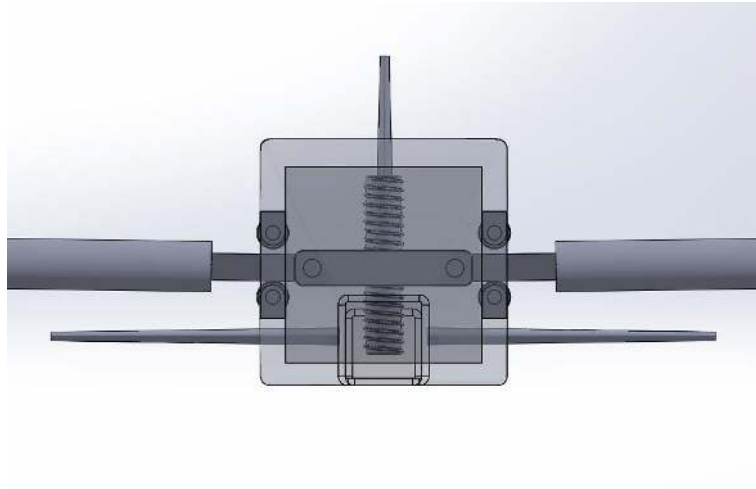
Şekil 4.7. *Tekerlek*



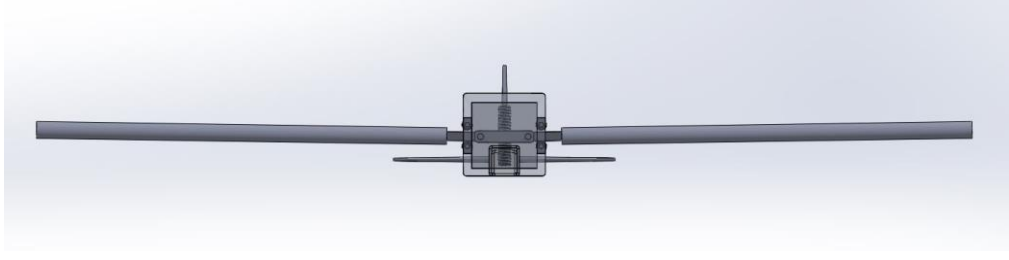
Şekil 4.8. *Tekerlek bağlantı pimi*



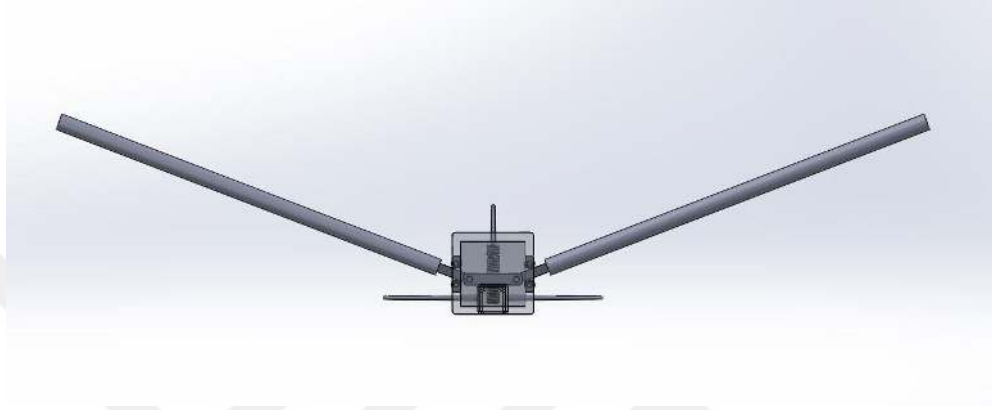
Şekil 4.9. *Tekerlek montajı*



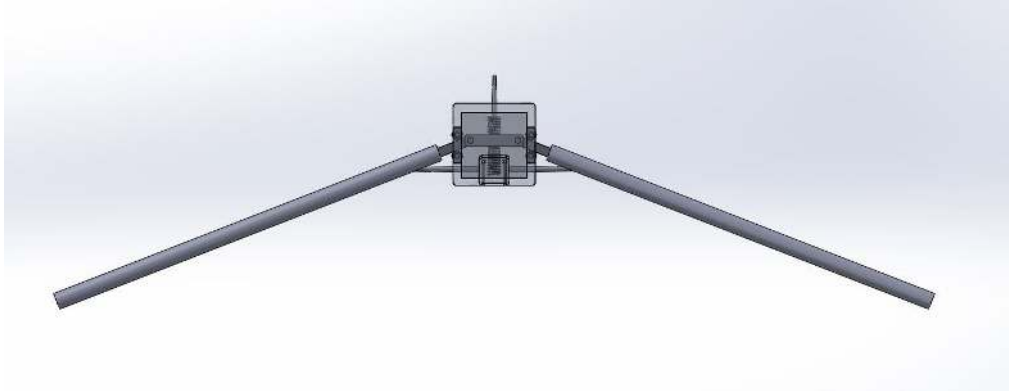
Şekil 4.10. *Mekanizmanın uçak üzerinde gösterimi*



Şekil 4.11. *Dihedral açısız konumu*



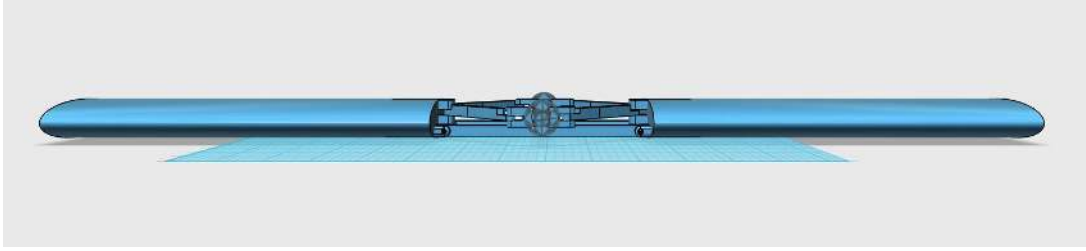
Şekil 4.12. *Dihedral açılı konum*



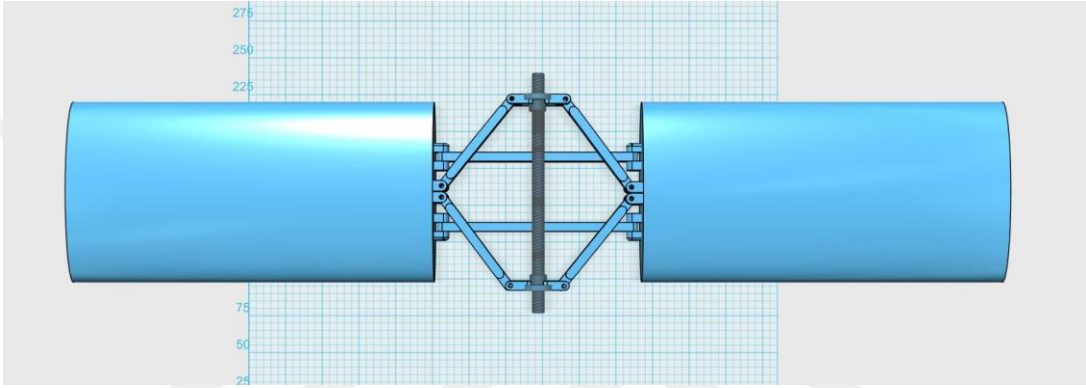
Şekil 4.13. *Anhedral açılı konum*

Diğer bir tasarım önerisi olarak yine ilk mekanizmamızda kullandığımızı benzer bir vidalı mil yatay olarak konumlandırılmaktadır ve mekanizma krikon mantığında çalışmaktadır. Vidalı mili kanatlara bağlayan dört adet bağlantı çubuğu ve iki adet mil bağlantı parçası bulunmaktadır. Uçak kanadının iki ucu birbirine 2 adet bağlantı çubuğu ile bağlanmıştır. Bu çubuklar sayesinde kanat yatay düzlemde herhangi bir hareket sağlayamadığı için krikon mekanizmasının yaklaşıp uzaklaşması sırasında kanadın dihedral açı değişimini sağlamaktadır. Eğer krikon mekanizmasında bulunan mil bağlantı parçaları birbirinden uzaklaşıyorsa kanat dihedral açı yapmakta, eğer yaklaşıyorsa

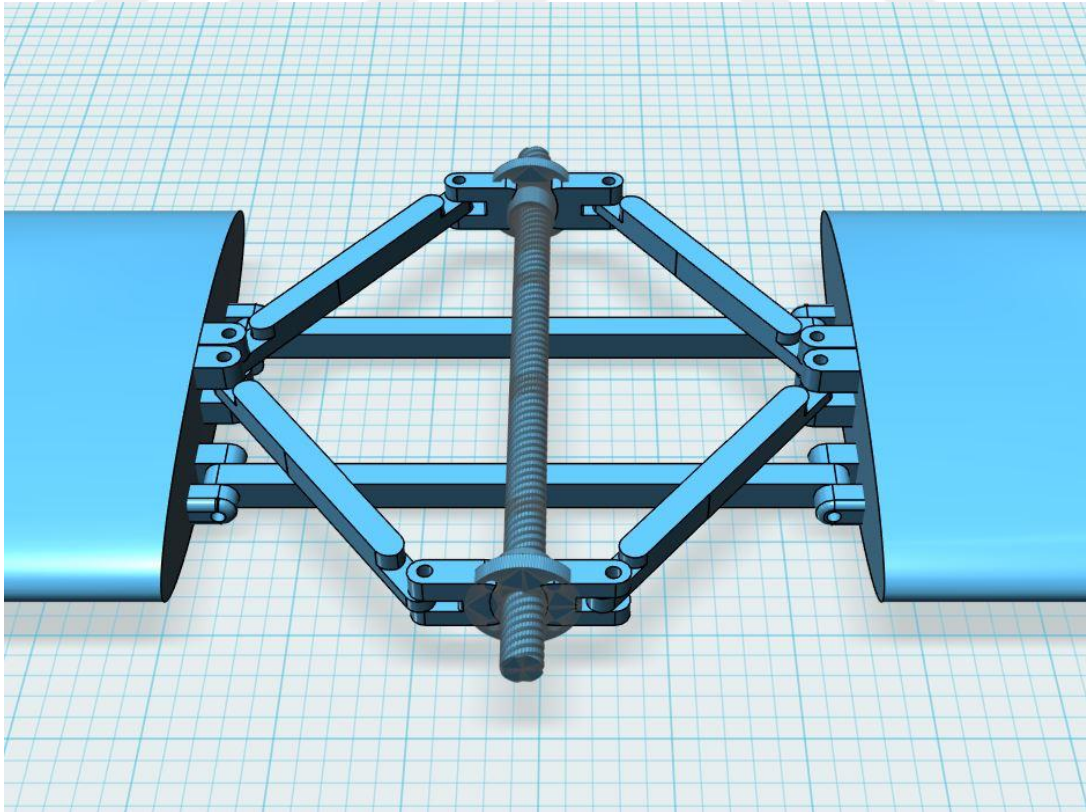
anhdral açı yapmaktadır. Parçaların ve mekanizmanın görüntüleri aşağıdaki görsellerde sunulmuştur (123D Design, 2023).



Şekil 4.14. Kriko mekanizmasının önden görüntüsü



Şekil 4.15. Kriko mekanizmasının üstten görüntüsü



Şekil 4.16. Kriko mekanizmasının yakından görüntüsü

5. SONUÇ

Bu tez kapsamında kavramsal olarak tasarlanan değişken dihedral yapısına sahip insansız hava aracı tasarımı yapılmıştır. Tasarım aşamasından önce literatürde bulunan şekil değiştirebilen uçak geometrileri ve örnekleri kapsamlı bir şekilde araştırılmış ve avantaj, dezavantajları tartışılmıştır. Literatür araştırmasının devamında tez konusu için önemli olan dihedral açısı ile ilgili araştırma yapılmış ve dihedral açısının uçak üzerindeki avantaj ve dezavantajları incelenmiştir. Uçağımızı tasarlamadan önce görev profili olarak Amerika’da her sene düzenlenen tasarla-yap-uçur yarışmasının görev gerekliliklerinden ve son yıllarda yarışmaya katılan yarışmacıların uçaklarından yararlanılmıştır.

Elde edilen veri aralıklarından gerekli, görev profiline uygun olacak şekilde ilk ağırlık hesaplaması yapılmıştır. Bu hesaplama sonucu 8.03kg maksimum kalkış kütlesi girilmiş ve matlab programı yardımıyla yazılan kod sayesinde iteratif işlemler sonucunda farklı görev profilleri için boş kütle ile 0.144 kg, faydalı yük ile 3.976kg olarak iki farklı maksimum kalkış kütlesi hesaplanmıştır.

Araştırmalar sonucunda kanat için SD7062 ve yatay/dikey kuyruk için NACA0009 kanat profili seçilmiş; kanat ve kuyruk geometrileri için açıklık oranı, ok açısı, sivrilik oranı gibi temel parametreler belirlenmiş; boyutlandırılmamış kanat ve kuyruk çizimleri yapılmıştır.

İtke/ağırlık oranı rakip uçaklar üzerinden istatistiksel hesaplama ve itke eşleştirme yöntemleriyle hesaplanmıştır. Rakip çalışmasından elde edilen değer 0.16, itme eşleştirme yöntemiyle elde edilen değer ise 0.0239 olarak hesaplanmıştır. Rakip uçak çalışmasından elde edilen değer itme eşleştirme yönteminden daha büyük olduğu için rakip çalışmasından elde edilen sonuç mantıklı bulunmuş ve itke/ağırlık oranı 0.15 olarak seçilmiştir.

Kanat yükleme hesaplaması için de rakip çalışmasından elde edilen istatistiksel veriler (2.98 lb/ft^2), perdövites hızı gereksinimi (4.90 lb/ft^2), kalkış yer yuvarlanması gereksinimi (4.26 lb/ft^2) ve seyir hızı gereksinimi (1.071 lb/ft^2) olmak üzere dört farklı hesaplama yapılmıştır. Hesaplanan değerler arasından hava aracı tasarımı için daha etkili olacak rakip uçak çalışmasındaki istatistiksel veriye yakın olarak kanat yükleme 3 lb/ft^2 olarak seçilmiştir.

Farklı görev profilleri için tam dolu ve boş olmak üzere; perdövites hızı, kalkış yer yuvarlanması, en iyi menzil hızı, maksimum hız, tırmanış başlangıcında eğim ve tırmanış hızı değerleri analiz edilmiştir.

Mini insansız hava aracının ilk boyutlandırması için esnek motor boyutlandırma yöntemi ile maksimum kalkış kütlesine uygun hesaplanan itki/ağırlık oranını karşılayacak NEU 1415/2Y/1100 motoru seçilmiştir. Sabit motor yöntemi kullanılarak batarya ağırlığı ve alan hesaplamaları yapılmıştır.

Kalkış kütlesi kullanılarak gövde geometrisi oluşturulmuş ve $b=1.76\text{m}$, $\text{FFR}=8$, $d=0,22\text{m}$ değerleri elde edilmiştir.

Kanat, kuyruklar ve kontrol yüzeyleri boyutlandırılmış ve iki boyutlu çizimleri görselleştirilmiştir.

Islak alan hesaplamaları yapıldıktan sonra çizimler solidworks uygulaması kullanılarak üç boyutlu hale getirilmiştir. Tasarımı biten hava aracının rakip çalışmasından elde edilen insansız hava aracı görsel ve boyutlarıyla örtüştüğü gözlemlenmiş, tasarımın önceki aşamalarına dönme gereksinimi duyulmamıştır.

Tasarımı tamamlanan mini insansız hava aracı için dihedral açısında değişimi sağlayacak düşük maliyetli ve temel iki farklı mekanizma tasarımı yapılmış, uçak üzerindeki entegrasyonu sağlanmış ve çalışma yöntemleri açıklanmıştır.

Uçak geometrisi değişimi üzerine yapılan çalışmalarda daha büyük ölçekli değişimler sağlayabilecek kompozit malzemelerin geliştirilmesi ve kontrol yüzeylerinin hareketini sağlayacak yazılımlar sayesinde şekil değiştirebilen uçak teknolojisi alanında gelişmelerin hızlanarak şekilleneceği öngörülmektedir.

KAYNAKÇA

123D Design. (2023).

Abdulrahim, M. a. (2004, August). Flight testing and response characteristics of a variable gull-wing morphing aircraft. *Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit*. Providence, Rhode Island: AAIA.

AIAA. (2009, October 20). 2009 Design, Build, Fly Competition Summary. Kansas , Wichita, USA.

AIAA. (2021, May 14). AIAA Design Build Fly Competition Summary 2021. Kansas, Wichita, USA.

AIAA. (2022, April 21-24). 2022 Design, Build, Fly Competition Summary. Kansas , Wichita, USA.

AIAA. (2023, April 13-16). 2023 Design, Build, Fly Competition Summary. Kansas, Wichita, USA.

AIAA. (2024). *Design-Build-Fly*. AIAA Shaping the Future of Aerospace: <https://www.aiaa.org/dbf> adresinden alındı

Airfoil Investigation Database. (2009, 11 18). World of Krauss: <http://www.worldofkrauss.com/foils> adresinden alındı

Airfoil Tools. (2024). Airfoil Tools: <http://airfoiltools.com/plotter> adresinden alındı

Alemayehu, D. 2. (2004). Virginia tech morphing wing team fall final report. Virginia: Aerospace and Mechanical Engineering Departments, Virginia Tech.

Andersen, G. R. (2007, April). Aeroelastic modeling, analysis and testing of a morphing wing structure. *Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference*. Honolulu, Hawaii: 48th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC.

Bye, D. R. (2007, April). Design of a morphing vehicle. *Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference*. Honolulu, Hawaii: 48th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC.

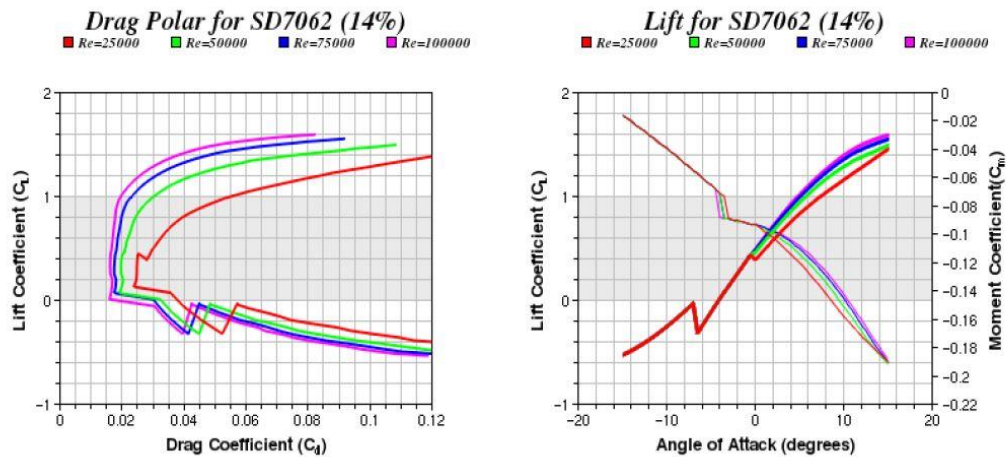
- Cadogan, D. (2006). Recent development and test of inflatable wings. *Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference*. Newport, Rhode Island: 47th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC.
- Erika R. S. Teixeira, B. H. (2015). *The Study and Analysis of Using Wing Dihedral on the Side of an Aircraft's Static Stability*. London: Proceedings of the World Congress on Engineering 2015 Vol II.
- Flyive Aviation Platform*. (2024, 02). flyive.com: [https://flyive.com/ansiklopedi/sivil-ucaklar/dihedral-acisi-ve-havacilikta-onemi#:~:text=Havac%C4%B1%C4%B1kta%2C%20'dihedral%20a%C3%A7%C4%B1'%20terimi,manevra%20kabiliyetini%20direkt%20olarak%20etkiler.adresinden alındı](https://flyive.com/ansiklopedi/sivil-ucaklar/dihedral-acisi-ve-havacilikta-onemi#:~:text=Havac%C4%B1%C4%B1kta%2C%20'dihedral%20a%C3%A7%C4%B1'%20terimi,manevra%20kabiliyetini%20direkt%20olarak%20etkiler.adresinden%20alındı)
- Ivanco, T. G. (2007, April). Validation of the Lockheed Martin morphing concept with wind tunnel testing. *Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference*. Honolulu, Hawaii: 48th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC.
- Jane's All the World's Aircraft Database. (2007-2008).
- Jha, A. K. (2004). Morphing aircraft concepts, classifications, and challenges. *Smart Structures and Materials: Industrial and Commercial Applications of Smart Structures Technologies* (s. 213-224). içinde Bellingham: Proceedings of SPIE.
- Kemp Jr, W. B. (1950). Stability and control characteristics at low speed of a t-scale Bell X-5 airplane model. *Longitudinal Stability and Control*. NACA RM L9K08.
- Kenneth Cheung, D. C. (2016). Development of Mission Adaptive Digital Composite (MADCAT). Moffett Field, Kalifornia, USA.
- Kress, R. (1983, March). Variable sweep wing design. *In Aircraft Prototype and Technology Demonstrator Symposium*, s. 1051.
- M. Y. Zakaria, M. M. (2012). Design and Production of Small Tailless Unmanned Aerial Vehicle. Cairo: A.M.M.E.
- Matlab. (2023).
- Mills, J. a. (2017). Flight dynamics and control using folding wingtips: An experimental study, *Aerospace*, 4(2). 1-24.

- Min Z., K. V. (2010). Aircraft morphing wing concepts with radical geometry change, 3(3). The IES Journal Part Civil and Structural Engineering.
- NeuMotors. (2024). NeuMotors: <https://neumotors.com/brushless-motor-manufacturing/neumotors-1400-series-bldc-motor-450-2000-watts/> adresinden alındı
- Özgen S., G. S. (2008). Şekil Değiştiren Uçaklar Havacılıkta Yeni Bir Devrim Yaratabilir Mi. *Savunma ve Havacılık*, 22126, 125-128.
- Raymer, D. P. (2018). *Aircraft Design: A Conceptual Approach*. AIAA.
- Riegels, D. F. (1961). *Aerofoil Sections*. London.
- Selin Uzun, B. İ. (2021). Havacılıkta Şekil Değiştirebilir Teknoloji Uygulamaları. *İleri Mühendislik Çalışmaları ve Teknolojileri Dergisi*, s. 53-62.
- Solidworks. (2015).
- Ünlüsoy, L. (2010). *Structural Design and Analysis of the Mission Adaptive Wings of an Unmanned Aerial Vehicle*. Ankara: Middle East Technical University.
- Weisshaar, T. A. (2006). Morphing aircraft technology – new shapes for aircraft design. *Multifunctional Structures/ Integration of Sensors and Antennas Meeting Proceedings*. France.
- Yavçin, E. v. (2015). Uçma hareketinin biyomekaniğinin incelenmesi ve bir robotik kuş tasarımı çalışması. *SAÜ Fen Bilimleri Dergisi*, 19(1), s. 27-40.

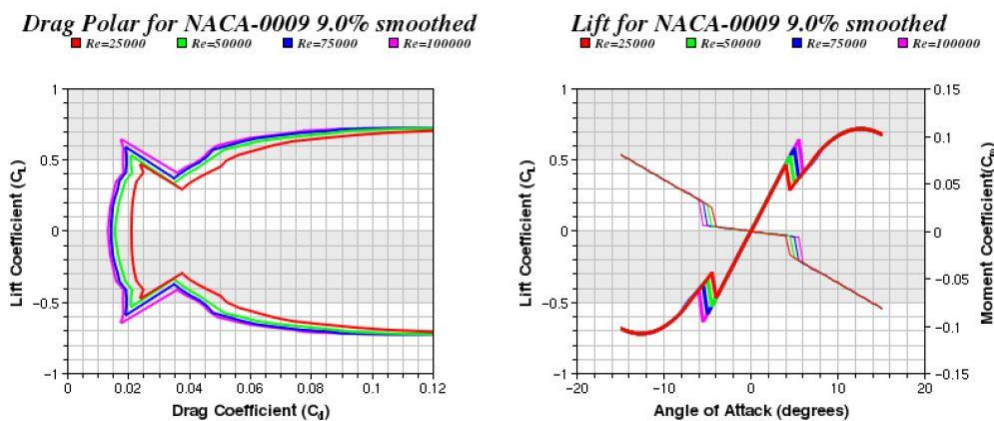
EKLER

EK-1

KANAT PROFİL DATALARI



Thickness:	14.0%	Max C_L :	1.59
Camber:	4.0%	Max C_L angle:	15.0
Trailing edge angle:	10.0°	Max L/D:	50.379
Lower flatness:	81.5%	Max L/D angle:	4.5
Leading edge radius:	2.7%	Max L/D C_L :	0.974
		Stall angle:	-0.527
		Zero-lift angle:	-4.0



Thickness:	9.0%	Max C_L :	0.719
Camber:	0.0%	Max C_L angle:	12.5
Trailing edge angle:	14.6°	Max L/D:	36.253
Lower flatness:	47.2%	Max L/D angle:	5.5
Leading edge radius:	1.2%	Max L/D C_L :	0.641
		Stall angle:	5.5
		Zero-lift angle:	0.0



EK-2

İlk Boyutlandırma Tahmininde kullanılan Matlab kodu

%MATLAB CODE FOR THE CALCULATION OF TAKE OFF WEIGHT

```

clear all
close all
format long
W0=input('Please estimate an initial Weight guess:') % From competitor
study
Wpayload=input('Wpayload=? (kg)')
a=1;
%Fines is selected as 10 for mission 1a 1b 2a 2b
%For Mission 3a 3b 3c and 3d Fines is selected as 9
Fines=input('Please enter Fines=L/D ratio:') % Fines
q=1/Fines;
z=0.7;% Efficiency
v=input('Vcruise=? (m/s)')
R=input('Range=? (ft)') % Range in meters
r=R*0.3048 % convert feet into meters
i=0; %iteration number
u=v/z;
while 1==1
Weo=0.0578*(W0)+0.0363; % From competitor study
We=Weo*W0;
PW0=-26.06*W0+499; % From competitor study
P=((PW0)*W0);
V=P/40; % Voltage, Imax=40
E=V+4;% Battery voltage with internal resistances
Pcr=q*(W0+Wpayload)*u*9.81 %Cruise power

```

```

t=r/v; % Mission time
energy=(P*10)+(Pcr*(t-25))+(P*0.5*15); %Required energy
Q=energy/E; %Needed charge
mah=(1000/3600)*Q; % Converting to mahs
n=E/1.1; % Number of batteries
n=ceil(n)% Rounding
Wf=(n*0.02295)+(We)+(Wpayload); %Final calculated weight
a=Wf-W0;%Error
b=abs(a);
if b>0.0000001
W0=Wf;
i=i+1;
else b<=0.0000001
i %Final iteration results
We
P
V
E
Pcr
t
energy
Q
mah
n
W0
W0S=1.649*W0+0.2379; % From competitor study
S=W0/W0S % Wing area
Wbattery=n*0.02295 %Battery weight
break
end
end

```

ÖZGEÇMİŞ

ORCID NO: 0000-0002-3756-3398

Ad Soyad : Fatih Kutay Akpınar

Yabancı Dil : İngilizce

Doğum Yeri ve Yılı :

E-Posta :

Eğitim ve Mesleki Geçmişi:

- 2014-2019, Türk Hava Kurumu Üniversitesi, Mühendislik Fakültesi, Makine Mühendisliği (Tam Burslu)
- 2018, Politechnika Białostocka, Mühendislik Fakültesi, Makine Mühendisliği (Erasmus+ Öğrenci Değişim Hareketlilik Programı – 1 Dönem)
- 2016-2021, Anadolu Üniversitesi, Açıköğretim Fakültesi, Fotoğrafçılık ve Kameramanlık Bölümü
- 2018-2019, Aday Mühendis, Türk Havacılık ve Uzay Sanayii A.Ş., Kompozit Malzeme Üretim Birimi
- 2021-2022, Üretim Sorumlusu, Ulusal Kontrol Sistemleri Ltd. Şti., Mühendislik
- 2022-2023, Fotoğraf ve Video Editörü, Siyah Fikir Yazılım Reklam Ajansı İth. ve İhr. Ltd. Şti., Sosyal Medya
- 2023-Devam Ediyor, Araştırma Görevlisi, Eskişehir Teknik Üniversitesi, Havacılık ve Uzay Bilimleri Fakültesi, Pilotaj Bölümü