

**T.C.
ERCIYES ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ
UÇAK VE UZAY MÜHENDİSLİĞİ ANABİLİM DALI**

**PERFORMANS PARAMETRELERİ İYİLEŞTİRİLMİŞ
YENİ İNSANSIZ HAVA ARACI (İHA) TASARIMI**

**Hazırlayan
İsmail Anıl ARDA**

**Danışman
Prof. Dr. Tuğrul OKTAY**

Yüksek Lisans Tezi

**Ağustos 2023
KAYSERİ**

**T.C.
ERCIYES ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ
UÇAK VE UZAY MÜHENDİSLİĞİ ANABİLİM DALI**

**PERFORMANS PARAMETRELERİ İYİLEŞTİRİLMİŞ
YENİ İNSANSIZ HAVA ARACI (İHA) TASARIMI
(Yüksek Lisans Tezi)**

**Hazırlayan
İsmail Anıl ARDA**

**Danışman
Prof. Dr. Tuğrul OKTAY**

**Ağustos 2023
KAYSERİ**

BİLİMSEL ETİĞE UYGUNLUK

Bu çalışmadaki tüm bilgilerin, akademik ve etik kurallara uygun bir şekilde elde edildiğini beyan ederim. Aynı zamanda bu kural ve davranışların gerektirdiği gibi, bu çalışmanın özünde olmayan tüm materyal ve sonuçları tam olarak aktardığımı ve referans gösterdiğimi belirtirim.

İsmail Anıl ARDA

İmza

“Performans Parametreleri İyileştirilmiş Yeni İnsansız Hava Aracı (İHA) Tasarımı” adlı Yüksek Lisans Tezi, Erciyes Üniversitesi Lisansüstü Tez Önerisi ve Tez Yazma Yönergesi’ ne uygun olarak hazırlanmıştır.

Hazırlayan

İsmail Anıl ARDA

Danışman

Prof. Dr. Tuğrul OKTAY

Uçak ve Uzay Mühendisliği ABD Başkanı

Doç. Dr. Selçuk ASLAN

İmza

TEŞEKKÜR

Bana çalıőmalarım süresince her türlü yardımı ve fedakârlığı sağlayan danışman hocam Prof. Dr. Tuğrul OKTAY'a teőekkürlerimi bir borç bilirim.

Ayrıca, çalıőmalarım süresince desteklerini esirgemeyen kıymetli aileme canı gönülden teşekkür ederim.

İsmail Anıl ARDA

Ağustos 2023, KAYSERİ

PERFORMANS PARAMETRELERİ İYİLEŞTİRİLMİŞ YENİ İNSANSIZ HAVA ARACI (İHA) TASARIMI

İsmail Anıl ARDA

Erciyes Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü
Yüksek Lisans Tezi, Ağustos 2023
Danışman: Prof. Dr. Tuğrul OKTAY

ÖZET

Bu tez çalışmasında, performans parametrelerini en üst düzeye çıkarmak için yeni bir İHA tasarımı incelendi. Kavramsal tasarım, İHA'nın aerodinamik performansı, uçuş kararlılığı ve manevra kabiliyeti gibi temel özelliklerini belirlemeye yönelik bir aşamadır. Bu süreçte, doğru kuyruk ve kanat geometrisi seçimi, hava aracının performansını önemli ölçüde etkilemektedir. Geleneksel İHA tasarımlarının aksine, menzil ve havada kalış süresi gibi kritik performans göstergelerini optimize etmek için bir strateji kullanıldı. Daha hassas ve hızlı bir şekilde kontrol edilebilen elektrik motorları, İHA'lara daha iyi manevra kabiliyeti sağlar ve uçuş sırasında istenilen performansın elde edilmesine yardımcı olur. Yüksek enerji verimliliği ise İHA'ların daha uzun süre havada kalabilmesi ve daha geniş bir menzile sahip olması anlamına gelmektedir. İnsansız Hava Araçlarının (İHA) hızla gelişen teknolojisi, askeri operasyonlardan sivil kullanımlara kadar çok çeşitli alanlarda kullanılabilir. Tasarım stratejisi, İHA'nın kavramsal tasarımda kullanılan parametrelerini ve aerodinamik yönden incelemeyi içermektedir. Yeni tasarımın optimizasyonu, menzili, havada kalış süresini ve enerji verimliliği performansını önemli ölçüde artırmıştır. Bu tez çalışması, daha etkili ve verimli İHA tasarımlarının geliştirilmesine katkıda bulunmayı amaçlamaktadır.

Anahtar Kelimeler: İnsansız Hava Aracı (İHA), Elektrik Motorlu İnsansız Hava Aracı, Menzil, Uçuş Performansı, Havada Kalış Süresi

NEW UNMANNED AERIAL VEHICLE (UAV) DESIGN WITH IMPROVED PERFORMANCE PARAMETERS

İsmail Anıl ARDA

Erciyes University, Graduate School of Natural and Applied Sciences
Master Thesis, August 2023
Supervisor: Prof. Dr. Tuğrul OKTAY

ABSTRACT

In this thesis study, a new UAV design was examined to maximize performance parameters. The conceptual design phase is crucial for determining fundamental characteristics of the UAV, such as aerodynamic performance, flight stability, and maneuverability. In this process, the selection of appropriate tail and wing geometry significantly influences the aircraft's performance. Unlike traditional UAV designs, a strategy was employed to optimize critical performance indicators such as range and endurance. Electric motors, which can be controlled with greater precision and speed, enhance maneuverability and contribute to achieving desired performance during flight. High energy efficiency enables UAVs to remain airborne for longer durations and have a wider range. The rapidly evolving technology of Unmanned Aerial Vehicles (UAVs) can be utilized in various fields ranging from military operations to civilian applications. The design strategy encompasses an examination of the parameters used in the conceptual design of the UAV and an analysis from an aerodynamic perspective. The optimization of the new design significantly improves range, endurance, and energy efficiency performance. The objective of this thesis study is to contribute to the development of more effective and efficient UAV designs.

Keywords: Unmanned Aerial Vehicle (UAV), Electric Powered Unmanned Aerial Vehicle, Range, Flight Performance, Endurance

İÇİNDEKİLER

PERFORMANS PARAMETRELERİ İYİLEŞTİRİLMİŞ YENİ İNSANSIZ HAVA ARACI (İHA) TASARIMI

BİLİMSEL ETİĞE UYGUNLUK	ii
YÖNERGEYE UYGUNLUK.....	iii
KABUL ONAY	iv
TEŞEKKÜR	v
ÖZET	vi
ABSTRACT	vii
İÇİNDEKİLER	viii
KISALTMA ve SİMGELER	xi
TABLolar LİSTESİ	xiii
ŞEKİLLER LİSTESİ	xiv
GİRİŞ	1

1. BÖLÜM

GENEL BİLGİLER Ve LİTERATÜR ÇALIŞMASI

1.1. Tanım	3
1.2. İnsansız Hava Araçlarının Sınıflandırılması	4
1.2.1. Brüt Ağırlık ve Kanat Açıklığına Göre Sınıflandırma	4
1.2.2. Kanat Yüklemesine Göre Sınıflandırma	5
1.2.3. Motor Tipine Göre Sınıflandırma	5
1.2.4. Veri Bağlantı Mesafesi, Maksimum Tavan İrtifası ve Seyir Süresine Göre Sınıflandırma	6

2. BÖLÜM

KAVRAMSAL TASARIM

2.1. Tanım	8
2.2. Giriş	8
2.3. Gereksinimler	9
2.4. Benzer İnsansız Hava Araçları Literatür Araştırması	10
2.5. Ağırlık Tahmini	11
2.5.1. Görev Profilinin Belirlenmesi	12
2.5.2. Batarya Ağırlık Oranının Belirlenmesi	13
2.5.3. Boş Ağırlık Oranının Belirlenmesi	14

2.5.4. Sonuç	14
2.6. Kanat Yükleme Tahmini	15

3. BÖLÜM

MENZİL ve HAVADA KALIŞ SÜRESİNİ OPTİMİZE ETMEYE YÖNELİK ÖN TASARIM

3.1. Tanım	16
3.2. Seyir Uçuşunda Menzil ve Havada Kalış Süresi	16
3.2.1. Parazit Sürüklenme Katsayısı	17
3.2.2. Kanat Açıklık Oranı	19
3.2.3. Oswald Verimlilik Faktörü	20
3.3. Sonuç	20

4. BÖLÜM

DETAY TASARIM

4.1. Giriş	21
4.2. Kanat Profili Seçimi	21
4.2.1. Stall Açısı	22
4.2.2. Maksimum Taşıma Katsayısı	22
4.2.3. Seyir Uçuşunda Taşıma Katsayısı	22
4.2.4. Tasarım Taşıma Katsayısı	22
4.2.5. Seyir Uçuşunda Sürüklenme Katsayısı	23
4.2.6. Maksimum Aerodinamik Etkinlik (E_{max})	23
4.2.7. Çeyrek Veter Moment Katsayısı	23
4.2.8. Seçim	23
4.3. Kanat Tasarımı	25
4.3.1. Kanat Referans Alanı	26
4.3.2. Kanatın Dikey Konumu	26
4.3.3. Kanat Profili	27
4.3.4. Kanat Açıklık Oranı	27
4.3.5. Koniklik Oranı (λ)	27
4.3.6. Kök Veter ve Uç Veter	28
4.3.7. Süpürme Açısı (Λ)	28
4.3.8. Kanat Oturma Açısı	29
4.3.9. Dihedral	29

4.3.10. Kanat Ucu Geometrisi	30
4.3.11. Flap Tipi	30
4.3.12. Kanatçık Tipi	30
4.4. Gövde Tasarımı	32
4.5. Kuyruk Tasarımı	32
4.5.1. Kuyruk Profili	33
4.5.2. Kuyruk Açıklık Oranı, Koniklik Oranı ve Kuyruk Referans Alanı	33
4.5.3. Kuyruk Hacim Katsayısı ve Optimum Moment Kolunun Belirlenmesi	34
4.6. İtki Ağırlık Oranı ve Kanat Yükleme Seçimi	35
4.6.1. İtki Ağırlık Oranı Seçimi	36
4.6.2. Kanat Yükleme Seçimi	36
4.7. İtki Sistemi	36
4.7.1. Aviyonik Yerleşim Sistemi	36
4.7.2. Pervane Seçimi	37
4.7.3. Pervane Konumu	38
4.7.4. Batarya Seçimi	39
4.7.5. Motor Seçimi	40
4.8. İniş Takımı Boyutlandırması	41
4.8.1. Üçlü İniş Takımının Boyutlandırılması	42
4.8.2. Dönüş Yarıçapı	43

5. BÖLÜM SONUÇLAR

5.1. Verilerin Karşılaştırılması	45
5.2. Kullanılan Veriler	47
5.3. Sonuçlar	48
KAYNAKÇA	49
EKLER	53
ÖZGEÇMİŞ	54

KISALTMA VE SİMGELER

a	: Boş Ağırlık Katsayısı
AR	: Açıklık Oranı
b	: Açıklık
\bar{c}	: Ortalama Veter Uzunluğu
c	: İkinci Dereceden Boş Ağırlık Katsayısı
c	: Veter Uzunluğu
C_d	: Sürüklenme Katsayısı
C_{d0}	: Parazit Sürüklenme Katsayısı
C_l	: Taşıma Katsayısı
d	: Çap
D	: Sürüklenme Kuvveti
DC	: Doğru Akım
D_f	: İncelik Oranı
E^*	: Aerodinamik Verimlilik
E	: Havada Kalış Süresi
e	: Oswald Verimlilik Katsayısı
ESC	: Elektronik Hız Kontrol Ünitesi
F	: Gövde Maksimum Çapı
g	: Yerçekimi İvmesi
gf	: Gram Kuvvet
GPS	: Küresel Konumlama Sistemi
h.p.	: Beygir Gücü
h	: Saat
IMU	: Atalet Ölçme Ünitesi
İHA	: İnsansız Hava Aracı
K_c	: Düzeltme Faktörü
kg	: Kilogram
L	: Taşıma Kuvveti
$L_{optimum}$: Optimum Moment Kolu
m	: İnsansız Hava Aracı Kütlesi
m	: Metre

m_b	: Batarya Kütlesi
N	: Newton
OSD	: Ekranda Gösterim
P	: Güç
q	: Dinamik Basınç
R	: Menzil
S	: Alan
T	: İtki
V	: Hız
W	: Ağırlık
W	: Watt
W_{TO}	: Toplam Hava Aracı Ağırlığı
α	: Hücüm Açısı
η_{b2s}	: Bataryadan Şafta İletilen Verimlilik Katsayısı
η_p	: Pervane Verimi
λ	: Koniklik Oranı
Λ	: Süpürme Açısı
ρ	: Yoğunluk

TABLOLAR LİSTESİ

Tablo 1. Kanat Yüklemesine Göre Sınıflandırma.....	5
Tablo 2. İnsansız Hava Araçlarının Motor Tiplerine Göre Sınıflandırması	6
Tablo 3. İHA'ların Sınıflandırılması	7
Tablo 4. Gereksinim Seti.....	9
Tablo 5. Benzer İnsansız Hava Araçları Literatür Araştırması.....	10
Tablo 6. Literatür Taraması Sonucu Elde Edilen Performans Özellikleri	11
Tablo 7. Maksimum Aerodinamik Verimlilik Değerleri	13
Tablo 8. Kavramsal Tasarım Sonucu Elde Edilen Değerler	14
Tablo 9. Literatür Çalışmaları Sonrası Kanat Yükleme Tahmini.....	15
Tablo 10. Çeşitli Hava Araçlarının Tipik Cd0 Ve e Değerleri	19
Tablo 11. Açıklık Oranı ve Oswald Verimlilik Katsayısı Arasındaki İlişki	20
Tablo 12. Kanat Profili Değerlendirme Kriterleri.....	21
Tablo 13. Kanat Konfigurasyonlarına Göre Dihedral Açılımları.....	29
Tablo 14. Kanatçık Boyutlandırılması	31
Tablo 15. Kuyruk Açıklık Oranı Ve Koniklik Oranı	34
Tablo 16. Kuyruk Hacim Katsayısı.....	34
Tablo 17. Elektrikli Motorların Birincil Özellikleri.....	36
Tablo 18. Önden ve Arkadan Pervanenin Avantaj ve Dezavantajları	38
Tablo 19. İtici Bataryası Genel Özellikleri	39
Tablo 20. Aviyonik Batarya Genel Özellikleri	39
Tablo 21. Motor Özellikleri	40
Tablo 22. Motor Aviyonik Kapasitesi	40
Tablo 23. İniş Takımı İçin Gereksinimleri	42
Tablo 24. Ok Açısı Değerleri	45
Tablo 25. Kimyasallar ve Bataryadaki Spesifik Enerjileri	46
Tablo 26. Menzil ve Havada Kalış Süresi İçin Girdiler.....	47

ŞEKİLLER LİSTESİ

Şekil 1. Airbus Zephyr İHA	6
Şekil 2. Ağırlık ve Kanat Açıklığına Göre Sınıflandırma.....	5
Şekil 3. Kavramsal Tasarım Prosedürü	9
Şekil 4. Görev Profili Çeşitleri.....	12
Şekil 5. Ağırlık Tahmini İterasyon Sonucu.....	15
Şekil 6. Havşa Başlı Bağlayıcı	17
Şekil 7. Sürtünme ve Şekil Arasındaki İlişki	17
Şekil 8. Sürüklenme Tipleri	18
Şekil 9. Şekillerin Sürtünme Katsayısı Değerleri	18
Şekil 10. Kanat Profili İsimlendirme	24
Şekil 11. Taşıma Katsayısının Hücüm Açısına Oranı.....	24
Şekil 12. Taşıma Katsayısının Sürüklenme Katsayısına Oranı.....	24
Şekil 13. Moment Katsayısının Hücüm Açısına Oranı	25
Şekil 14. SELIG 3022 Kanat Profili	27
Şekil 15. Süpürme Açısının Mach Sayısına Etkisi.....	28
Şekil 16. Kanat Oturma Açısı	29
Şekil 17. EMT Aladin	30
Şekil 18. Kanatçık	31
Şekil 19. V Kuyruk Eskiz Çalışması.....	32
Şekil 20. Geleneksel Kuyruk Eskiz Çalışması.....	33
Şekil 21. Kuyruk Tasarım Parametreleri.....	33
Şekil 22. Hava Aracının Arka Kısmının Üst Görünüşü.....	35
Şekil 23. Aviyonik Mimari	37
Şekil 24. SunnySky EoLo 12x6.5 inç Pervane	38
Şekil 25. İniş Takımı Tipleri	41
Şekil 26. Üçlü İniş Takımı Geometrisi	43
Şekil 27. Dönüş Yarıçapı	43
Şekil 28. Ok Açısının Menzil ve Havada Kalış Süresine Etkisi	45
Şekil 29. Batarya Özgül Enerjisi ve Menzil Arasındaki İlişki.....	46
Şekil 30. Batarya Özgül Enerjisi ve Havada Kalış Süresi Arasındaki İlişki.....	47
Şekil 31. İHA Bilgisayar Destekli Tasarımı	53

GİRİŞ

İnsansız hava araçları (İHA'lar), savunma, keşif, gözetleme, haritalama ve hatta ticari kullanım gibi birçok alanda son yıllarda kullanımını artırmıştır. Bu gelişmeler, insansız hava araçlarının (İHA) teknolojisinde önemli bir dönüm noktasına ulaştığını göstermektedir. Bu alandaki araştırmalar, İHA'ların daha verimli, etkili ve esnek olmasını sağlamak için sürekli olarak yeni tasarım ve optimizasyon tekniklerinin geliştirildiğini göstermektedir.

Elektrik motorları, içten yanmalı motorlara kıyasla daha hafiftir ve kompakt bir yapıya sahiptir. Bu, İHA'larda kullanılan elektrik motorlarının daha küçük boyutlarda ve daha az ağırlıkta olmasını sağlar. Bu özellikler, İHA'nın taşıma kapasitesini ve performansını artırırken aerodinamik etkinliği de iyileştirir. Elektrik motorları, fosil yakıt kullanımını ortadan kaldırarak daha çevre dostu bir çözüm sağlar. Elektrik motorları, içten yanmalı motorların yaydığı zararlı emisyonlardan tamamen uzaktır. Bu da İHA'ların hava kalitesini iyileştirmek ve çevreyi korumak açısından önemli bir avantajdır.

Bu tez, performans parametrelerini en üst düzeye çıkarmak için yeni bir İHA tasarımını incelemektedir. Bu çalışmada, birden fazla performans parametresinin aynı anda optimize edilmesi yerine, geleneksel İHA tasarımları tipik olarak belirli bir uçuş profili veya görev için optimize edilir. Bu teknik, İHA'nın uçuş performansını, menziline, hızını, yük taşıma kapasitesini ve enerji verimliliğini artırmayı amaçlamaktadır.

Bu tezin amacı, mevcut İHA tasarım ve optimizasyon tekniklerini incelemek, bunları kullanarak performans parametrelerini optimize etmek için bir tasarım stratejisi oluşturmak ve sonuç olarak daha etkili ve verimli bir İHA tasarımı sunmaktır. Bu çalışmanın amacı, İHA tasarım ve teknolojisini geliştirmektir.

Tezin ilerleyen bölümlerinde literatür taraması, kavramsal tasarım, menzil ve havada kalış süresini optimize etmeye yönelik ön tasarım ve detay tasarım stratejisinin ayrıntılı

bir açıklaması yer alacaktır. Ek olarak, bilgisayar destekli tasarım programıyla oluşturulan model ekler bölümünde yer almaktadır. Sonuçlar, yeni tasarım yaklaşımının İHA'nın performansını nasıl artırabileceğini göstermektedir.

Bu tez, insansız hava araçları (İHA) teknolojisi alanındaki bilgi birikimini artırmayı ve gelecekteki elektrik motorlu İHA tasarımlarını desteklemeyi amaçlamaktadır. Ek olarak, çeşitli uygulamalarda daha uzun süreler boyunca İHA'ların aktif kalmasını sağlayarak bu teknolojinin gelecek adına potansiyelini arttırmayı hedeflemektedir.



1. BÖLÜM

GENEL BİLGİLER VE LİTERATÜR ÇALIŞMASI

1.1. Tanım

İnsansız hava araçlarının kullanımı gelişen malzeme bilimi, endüstrideki ilerlemeler ve yıllardır süregelen bilgi birikimi ile yaygınlaşmaya başlamıştır. İnsansız hava araçları kullanım amaçlarına göre çok farklı konfigürasyonlarda olabilirler. Esnek ve etkili hareket kabiliyetleri sayesinde askeri, sağlık, coğrafi ve sivil uygulamalarda sıklıkla kullanılmakta olup zaman ve ekonomik kazanç konusunda etkili olduğu gözlemlenmektedir. (Yalçın & Boyacı, 2020)

İnsansız hava araçlarını önemli kılan en büyük özellik ise sarf edilebilir, gözden çıkarılabilir olmasıdır. İnsansız hava sistemleri yer tabanlı bir kontrolcü ile hava aracındaki iletişimi bir insanın yönetmesine imkân tanıyarak insanlı bir hava aracına göre kullanım açısından avantaj sağlamaktadır.

İnsansız hava araçları teknolojileri, iletişim teknolojileriyle, enerji kaynaklarıyla, malzeme bilimiyle doğru orantılı olarak gelişmektedir. Malzeme bilimindeki gelişmeler ile hava araçlarının yapısında kullanım öncesinde reçine emdirilmiş karbon elyaf gibi düşük yoğunluğa sahip malzemeler kullanılarak daha hafif hava araçları üretilebilmektedir. Bunun yanında insanlı hava araçlarına görece küçük olması, insansız olması sebebiyle hızlanma limitlerinin yüksek olması ve -20 – 120 F sıcaklık limitlerinde çalışabilmesi önem kazandıran avantajlar olarak sıralanabilir. İnsansız güneş enerjili bir uçak olan Airbus Zephyr uçağı sınıfında 23.2 km irtifa ve stratosferik uçuş sırasında 36 gün hava kalış süresiyle dünya rekorunu kırmıştır.

(Profesyonel Mühendislik, 2021) Performans limitlerinin de insanlı bir hava aracına göre görece fazla olması kullanımındaki önemine örnek verilebilmektedir.



Şekil 1. Airbus Zephyr İHA (Wikipedia, 2022)

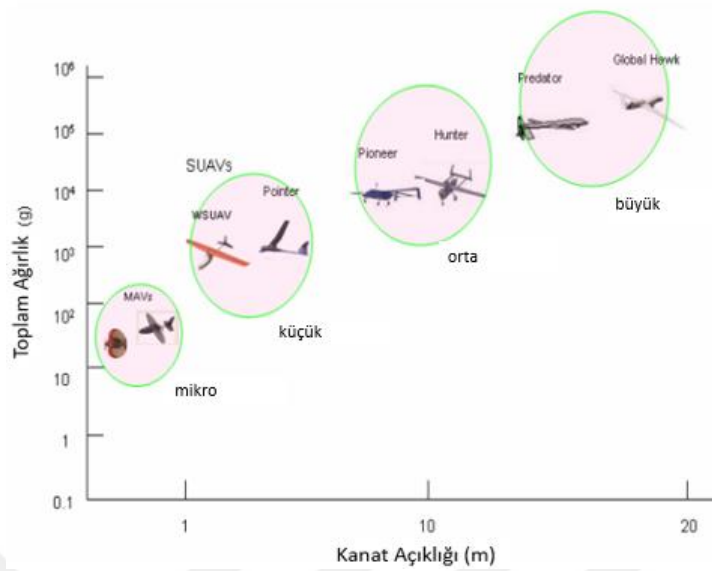
1.2. İnsansız Hava Araçlarının Sınıflandırılması

İnsansız hava araçları sistemlerinin tasarım alanı bir sürekliliktir. Kategorilere ayırmak zor olmakla birlikte kusurlu sistem gruplamalarına yol açabilir. (Gundlach, 2012) Ancak askeri keşif, acil yardım, tarım gibi çok çeşitli alanlarda kullanılan insansız hava araçlarının kategorilere ayrılması çalışmanın anlaşılmasını kolaylaştırmak amacıyla bu çalışmada belirli özellikleriyle sınıflandırıldı. Sınıflandırma parametreleri brüt ağırlık ve kanat açıklığı, kanat yüklemesi, motor tipi, veri bağlantı mesafesiyle birlikte irtifa ve havada kalış süresine göre derlendi. İlerleyen bölümlerde tasarlanacak olan insansız hava aracının bulunduğu kategorideki benzer çalışmalar incelendi.

1.2.1. Brüt Ağırlık ve Kanat Açıklığına Göre Sınıflandırma

İnsansız hava araçlarının ağırlıkları 0.5 kilogramdan az ve 10.000 kilogramdan fazla olacak şekilde büyük bir aralığa sahiptir. Ağırlık tahmini insansız hava aracı tasarımı için önemli bir tasarıma başlangıç değeridir.

Kanat açıklığı değeri hava aracının üstten görünüşünde kanadın bir ucundan diğer ucuna kadar olan mesafedir. Aynı kanat alanına sahip iki hava aracında kanat açıklığı değeri fazla olan hava aracının ürettiği taşıma kuvveti daha büyüktür. Ancak yapısal olarak ağırlığının da dolaylı olarak artması söz konusudur. Bu konuda kanat açıklık oranı ve ağırlık arasında bir eniyileme problemi hava aracının görevine yönelik tasarlanmalıdır.



Şekil 2. Ağırlık ve Kanat Açıklığına Göre Sınıflandırma (Zakaria, Abdallah, & Elshafie, 2012)

1.2.2. Kanat Yüklemesine Göre Sınıflandırma

Kanat yüklemesi, hava aracının ağırlığının kanat alanına bölünmesiyle elde edilen değerdir. Kanat yüklemesi, kanadın belirlenen ağırlıkta ne kadar taşıma üretebileceğini gösteren bir parametredir. Kanat yüklemesi değeri, hava aracının iniş mesafesi gibi performans hesaplamalarına doğrudan etki etmektedir. Örneğin kanat yüklemesi değerine bakarak hava araçlarının manevra kabiliyetleri hakkında kesin olmamakla birlikte yorum yapılabilir. İnsansız hava araçları kanat yüklemelerine göre üç kategoride sınıflandırılır.

Tablo 1. Kanat Yüklemesine Göre Sınıflandırma (Agostino, Mammone, Nelson , Zhou , & Arjomandi, 2007)

Kategori	Kanat Yüklemesi (N/m ²)	Örnek İnsansız Hava Aracı
Düşük	<50	Seeker
Orta	50-100	X-45
Yüksek	>100	Global Hawk

1.2.3. Motor Tipine Göre Sınıflandırma

Hava aracına etki eden dört temel kuvvet itki, sürüklenme, taşıma ve ağırlık kuvvetleri olarak tanımlanabilir. Hava aracında itki kuvvetinin birçoğunu motorlar oluşturmaktadır. İnsansız hava araçlarında kullanılan motor tipleri Tablo 1'de

verilmiştir. Maliyet, itki kabiliyeti, ağırlık gibi parametreler göz önüne alınarak uygun motor seçimi yapılmalıdır.

Tablo 2. İnsansız Hava Araçlarının Motor Tiplerine Göre Sınıflandırması (Agostino, Mammone, Nelson , Zhou , & Arjomandi, 2007)

UEL Dönüşlü	Turbofan	İki zamanlı	Piston	Piston Pervaneli	Elektrikli	Önden itişli & Arkadan çekişli	Pervaneli
Outrider	Global Hawk	Pioneer	Predator	Predator B	Dragon Eye	Hunter	LEWK
Shadow	Darkstar	PRO Midget	Neptune		FPASS		Sperwer
Shadow 600	Phoneix		Dragon Drone		Dragon Warrior		
Cypher	X-45		Finder		Pointer		
	X-50		A 160		Raven		
	Fire Scout		GNAT		Luna		
			Crecelle		Javelin		
			Seeker				
			Brevel				
			Snow Goose				
			Silver Fox				
			Heron				

Piston ve elektrik tipli motorlar en yaygın kullanılan motor tipleridir. İnsansız Hava Araçları (İHA) da insanlı hava araçlarında olduğu gibi motor boyutu ve tipi ile uçak boyutları ve ağırlıkları bakımından farklılık göstermektedir. Hafif ve küçük modellerde genellikle elektrikli motorlar, ağır ve büyük modellerde ise pistonlu motorlar kullanılır. (Çoban & Oktay, 2018)

1.2.4. Veri Bağlantı Mesafesi, Maksimum Tavan İrtifası ve Seyir Süresine Göre Sınıflandırma

Menzil teknik bakımdan bir uçak tarafından bir depo yakıtla kat edilen toplam mesafe (yere göre ölçülen) tanımlanmaktadır. Bununla ilişkili bir başka büyüklük de havada kalma süresi olup bir uçağın bir depo yakıtla havada kalabileceği toplam süre olarak tanımlanmaktadır (Jr., 2016). Menzil ve havada kalış süresi insansız hava araçlarının performansı için önemli iki parametredir. Bununla birlikte kategorizasyonda maksimum

uçuş irtifasına da yer verilmiştir. Gereksinimler dolayısıyla insansız hava araçlarının çoğu stratosfer tabakasında uçuş sağlarken, yüksek irtifa uzun seyir kategorisindeki insansız hava araçları, basıncın fazla olması dolayısıyla daha az yakıt tüketecekleri troposfer katmanında uçmaktadır.

Tablo 3. İHA'ların Sınıflandırılması (Bento, 2008)

	Veri Bağlantı Mesafesi (km)	Maksimum Uçuş İrtifası (m)	Seyir Süresi (saat)	İnsansız Hava Aracı
Mikro	<10	250	<1	Mite
Mini	<10	150-300	<2	YH-300SL
Yakın Mesafe	10-30	3000	2-4	Pointer
Kısa Mesafe	30-70	3000	3-6	Neptune
Orta Mesafe	70-200	3000-5000	6-10	Armor X7
Uzun Mesafe	200-500	5000	6-13	Vigilante 502
Seyir Süreli	>500	5000-8000	12-24	Searcher II
Orta İrtifa, Uzun Seyir	>500	5000-8000	24-48	MQ-1 Predator
Yüksek İrtifa, Uzun Seyir	>2000	15000-20000	24-48	Helios

2. BÖLÜM

KAVRAMSAL TASARIM

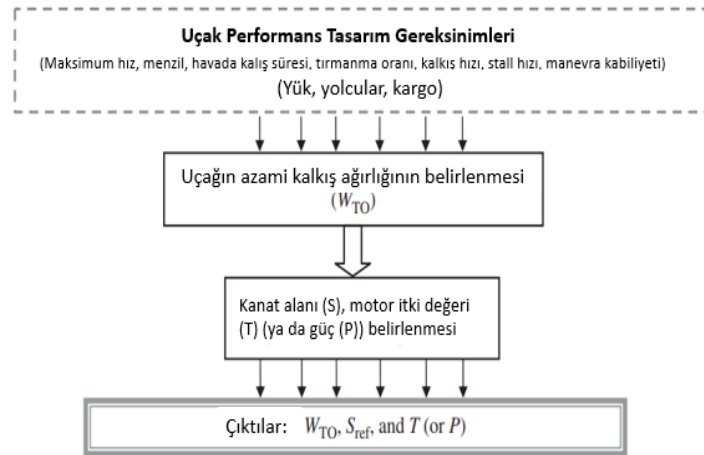
2.1. Tanım

Bu bölümde tasarlanan insansız hava aracı için ilk boyutlandırmalar bir önceki bölümdeki veriler ışığında geliştirilmek üzere çalışıldı. Tasarımın nasıl ilerleyeceği ve organizasyon şeması bölüm genelinde paylaşıldı. Ağırlık tahmini, görev profiline belirlenmesi ve kanat yüklemesi tahmini yapıldı.

2.2. Giriş

Uçak tasarımı optimize edilmeye açık bir süreçtir. Uçak tasarımıdaki 3 temel süreç ve bu süreçlerde hangi sorulara cevap arandığı *Şekil 3*'te verilmiştir. Kavramsal tasarım da hava aracının gereksinimleri belirlenerek tasarımın başladığı en kritik evredir. Ticari kullanıma hazır insansız hava araçlarında 4 temel gereksinim bulunmaktadır. Hava aracının bir uçuş süresine, hıza, menzile ve irtifaya sahip olması gerekmektedir. Bu temel istekler dışında, gereksinimler müşteri tarafından belirlenmektedir.

Kavramsal tasarım fazında, uçağın ilk boyutlandırması, maliyet tahmini, performans, kararlılık, standartlara uyum sorunlarının değerlendirilmesi gibi parametreler de örnek teşkil etmektedir. Müşteriye istenen performansın güvenilir bir değerlendirmesini, istenen estetiği ve ticari elverişlilik, işçilik gereksinimleri ve beklenen maliyetler dahil olmak üzere geliştirme çabasının kapsamına ilişkin temel anlayışı sağlamaya yetecek kadar mühendisliği özümser. (Gudmunsson, 2022)



Şekil 3. Kavramsal Tasarım Prosedürü (Sadraey M. H., 2013)

2.3. Gereksinimler

Gereksinimler belirlenirken önceki bölümlerde bahsedilen insansız hava araçlarının sınıflandırılmasından yararlanıldı ve belirlenen sınıflardaki hava araçları incelenerek tarihsel veriler kullanıldı.

Brüt ağırlık ve kanat açıklığına göre yapılan sınıflandırmada “küçük” sınıfına giren insansız hava araçları incelendi.

Kanat yüklemesine göre yapılan sınıflandırmada “orta” sınıfına giren insansız hava araçları incelendi.

Motor tipine göre “elektrik motorlu” insansız hava araçları incelendi.

Veri bağlantı mesafesi, maksimum tavan irtifası ve seyir süresine göre yapılan sınıflandırmada “mini” sınıfına giren insansız hava araçları incelendi ve tablodaki gibi gereksinim sınırları belirlendi.

Tablo 4. Gereksinim Seti

Toplam Kalkış Ağırlığı (kg)	<15
Faydalı Yük Ağırlığı (kg)	0.6
Kanat Açıklığı (m)	2.4
Kanat Yüklemesi (N/m ²)	80<x<100
Motor Tipi	Elektrikli Motor
Veri Bağlantı Mesafesi (km)	<10
Seyir İrtifası (m)	150-300
Seyir Süresi (saat)	<2

2.4. Benzer İnsansız Hava Araçları Literatür Araştırması

İlk boyutlandırma aşamasında tarihsel verilerin kullanılması genellikle uygulanan bir yöntemdir. Gereksinimlere büyük ölçüde uygun hava araçları araştırılarak performans özellikleri tablolaştırıldı.

Tablo 5. Benzer İnsansız Hava Araçları Literatür Araştırması

Uçak	AeroVironment RQ-11 Raven	Pteryx UAV	WB Electronics Warmate
Ülke	Amerika Birleşik Devletleri	Polonya	Polonya
Paralı Yük (kg)		1	1.400
Boş Ağırlık (kg)	1.9		4
Azami Kalkış Ağırlığı (kg)		5	5.7
Güç (h.p.)	150		
Kanat Açıklığı (m)	1.4	2.8	1.6
Kanat Alanı (m ²)	-		
Kanat Açıklık Oranı	-		
Seyir Hızı (km/saat)	56.5	50	80
Servis Tavanı (m)	4500	3000	3000
Menzil (km)	10		30
Takat (dakika)	90	55	60
Uzunluk (m)	0.9	1.4	1.1
Uçak	PR-5 Wiewior plus	Eleron-3 SW	ZALA 421-12
Ülke	Polonya	Rusya	Rusya
Paralı Yük (kg)		1	1
Boş Ağırlık (kg)	2.5		
Azami Kalkış Ağırlığı (kg)	5.5	5.3	3.9
Güç (h.p.)			
Kanat Açıklığı (m)	2.14	1.47	1.6
Kanat Alanı (m ²)	0.53		
Kanat Açıklık Oranı	8.64		
Seyir Hızı (km/saat)		100	92.5
Servis Tavanı (m)		4000	3600
Menzil (km)		60	
Takat (dakika)	50	100	120
Uzunluk (m)	1.4	0.6	0.62
Uçak	Vrabac Mini UAV	EMT Aladin	RQ-84 Aerohawk
Ülke	Sırbistan	Almanya	Yeni Zelanda
Paralı Yük (kg)	1.5		
Boş Ağırlık (kg)			
Azami Kalkış Ağırlığı (kg)	9	3.2	5.5
Güç (h.p.)	-		
Kanat Açıklığı (m)	2.806		2.6
Kanat Alanı (m ²)	0.75	1.46	
Kanat Açıklık Oranı	10.49		
Seyir Hızı (km/saat)	61	67.5	60
Servis Tavanı (m)	400	4500	3100
Menzil (km)		15	7
Takat (dakika)	60	45	
Uzunluk (m)	1.94	1.53	2.1

İlk boyutlandırma tahminlerinde kullanılmak üzere menzil, seyir hızı gibi değerler bulunurken benzer insansız hava araçlarının ortalama performans özelliklerinden yararlanıldı. Elde edilen değerler **Hata! Başvuru kaynağı bulunamadı.**'da sunuldu.

Benzer insansız hava araçlarının seçiminde belirlenen gereksinimlere uygun olması göz önüne alındı. Bunun yanında seçilen insansız hava araçlarının üretim yıllarının günümüze yakın olmasına ve her üretici ülkenin tasarım anlayışı ve yaklaşımı birbirinden farklı olduğu için üretici ülkelerin birbirinden farklı olmasına dikkat edildi.

Tablo 6. Literatür Taraması Sonucu Elde Edilen Performans Özellikleri

Menzil (km)	24.4
Seyir Hızı (km/saat)	70.93
Faydalı Yük (kg)	0.6
Tavan İrtifası (m)	3000
Seyir İrtifası (m)	300

2.5. Ağırlık Tahmini

Uçağın ağırlığı, uçağın tasarım süreçlerinde ve performans parametrelerinde çok önemli bir role sahiptir. Bu nedenle, tasarım aşamasının başında tahmin edilmektedir. Ağırlık tahmininin hata oranının azaltılmasında, benzer çalışmaların güncel olması, sürekli gelişen malzeme teknolojisiyle birlikte daha hafif uçakların üretilmesinden kaynaklı olarak önemli bir parametredir.

Azami kalkış ağırlığı değeri nihai değildir ve sonraki tasarım aşamalarında revize edilmelidir. Bu adımın sonucu, kendi hava aracı verilerine dayanmadığı için yaklaşık %20'ye varan yanlışlıklar içerebilir. (Sadraey, 2013)

Ağırlık tahminleri yapılırken birden çok yöntem vardır. Bunlara örnek olarak Raymer'in ağırlık tahmini yöntemi, benzer çalışmaların çeşitli tasarım parametrelerinin azami kalkış ağırlığına olan regresyonu ve Sadraey'in ağırlık tahmini yöntemi örnek verilebilir. Bu çalışmada ağırlık tahmini yapılırken boş ağırlık kesri için küçük boyutlardaki insansız hava araçlarında kullanılabilecek değerleri literatür çalışmasıyla elde eden Daniel P. Raymer'in Aircraft Design kitabından yararlanıldı.

İnsansız hava aracının toplam ağırlığını boş ağırlık, batarya ağırlığı ve faydalı yükün ağırlığı oluşturmaktadır. Denklemler insansız hava aracına uyarlanarak, Raymer'den alınmıştır. (Raymer, 2012)

$$W_{toplam} = W_{faydalı\ yük} + W_{batarya} + W_{boş} \quad (2.1)$$

Batarya ağırlık kesri $\frac{W_{batarya}}{W_0}$ olarak tanımlanmaktadır, bu tanımla beraber boş ağırlık kesri

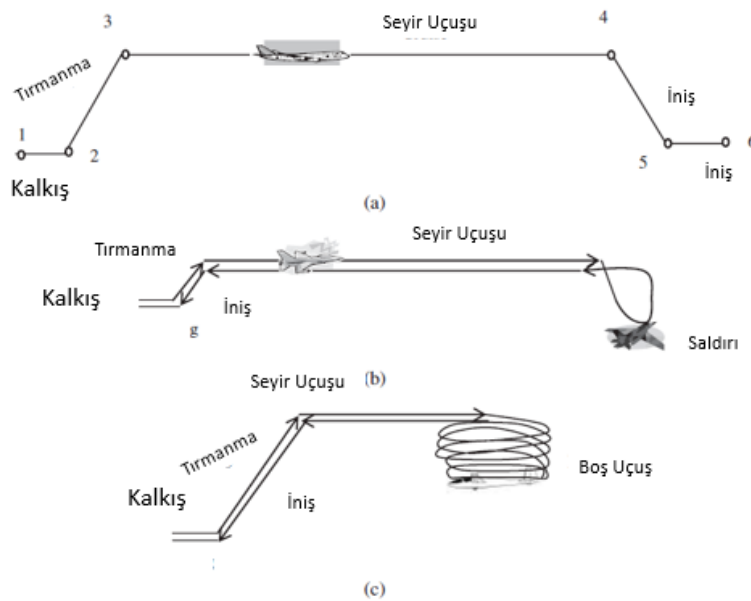
$\frac{W_{boş}}{W_{toplam}}$ olarak ifade edilmektedir.

$$W_{toplam} = \frac{W_{faydalı\ yük}}{1 - \left(\frac{W_{batarya}}{W_{toplam}}\right) - \left(\frac{W_{boş}}{W_{toplam}}\right)} \quad (2.2)$$

Denklemden azami kalkış ağırlığının bulunması için diğer ağırlık kesirleri tahmin edilerek iterasyonlar gerçekleştirildi.

2.5.1. Görev Profiline Belirlenmesi

Görev profili insansız hava aracının görevi neticesinde performans sınırlarına uyarak tamamlayabileceği toplam yol olarak tanımlanabilir. Performans özelliklerinin belirlenebilmesi için havadaki seyrinin bilinmesi gerekmektedir. Genellikle üç tip görev profili benimsenmiştir.



Şekil 4. Görev Profili Çeşitleri (Sadraey M. H., 2013)

Bir gözetleme uçağı olarak tasarlanacak hava aracı için kalkış, tırmanış, seyir, boş uçuş, seyir, alçalma ve iniş bölümlerine sahip olan görev profili belirlendi.

2.5.2. Batarya Ağırlık Oranının Belirlenmesi

Batarya ağırlık oranının tahmininde menzil denkleminde yararlanıldı. Denklem elektrik motorlu insansız hava araçları için (Hepperle, 2012) tarafından basitleştirildi Batarya ağırlığının toplam ağırlığa oranı; menzil, enerji yoğunluğu, yer çekimi, sistemin toplam verimliliği, aerodinamik verim değerine bağlıdır. Hesaplamalarda, önceki bölümlerde ağırlık tahmini hesaplamalarında kullanılmak üzere elde edilen menzil değeri kullanıldı.

$$R = E^* \cdot \eta \cdot \frac{L}{D} \cdot \frac{1}{g} \cdot \frac{W_{batarya}}{W_{toplam}} \quad (2.3)$$

Batarya seçimi için enerji yoğunluğu iyi olan ve uzun süre şarj tutma özelliğine sahip lityum tabanlı li-on batarya seçildi. Her bir kilogram içine ne kadar enerji depolandığını temsil eden enerji yoğunluğu değeri 100-265 Wh/kg'dır. (Raymer, 2012)

L/D değeri aerodinamik verim değeri olarak isimlendirilir. L/D oranı benzer ses altı hızlarda doğrudan kanat referans alanı ve ıslak alan ile ilişkilidir. Açıklık oranı aerodinamik verimin (L/D) belirlenmesinde önemli bir değerdir. Batarya ağırlık oranının belirlenmesinde literatürden faydalanıldı ve 8-15 aralığındaki değer kabul edildi.

Tablo 7. Maksimum Aerodinamik Verimlilik Değerleri (Sadraey M. H., 2013)

Numara	Uçak Tipi	$(L/D)_{maksimum}$
1	Planör	20-35
2	Jet Yolcu Uçağı	12-20
3	Genel Havacılık Uçağı	10-15
4	Sesaltı Savaş Uçağı	8-11
5	Süpersonik Savaş Uçağı	5-8
6	Helikopter	2-4
7	Model Uçak	6-14
8	Ultra Hafif	8-15

Tablo 8. Kavramsal Tasarım Sonucu Elde Edilen Değerler

Parametreler	Seçilen Değerler
Menzil (km)	24.4
Aerodinamik Verim	10
Ortalama Sistem Verimi	0.75
$\frac{W_{batarya}}{W_{toplam}}$	0.074
Batarya Enerji Yoğunluğu (Wh / kg)	120

2.5.3. Boş Ağırlık Oranının Belirlenmesi

Boş ağırlık uçak iç yapıları dahil olmak üzere faydalı yük ekipmanı hariç standart ekipmanların ağırlığından meydana gelmektedir. Boş ağırlık değeri opsiyonel olan ekipmanlardan da oluşabileceği için analitik bir hesaplama yaklaşımı yoktur. Bu nedenle tarihsel ve istatistiksel verilere dayanarak boş ağırlık oranı tahmin edildi. Boş ağırlık oranı tahmininde (Raymer, 2012)'in ampirik yaklaşımı kullanıldı.

$$\frac{W_{boş}}{W_{toplam}} = aW_{toplam}^c \quad (2.4)$$

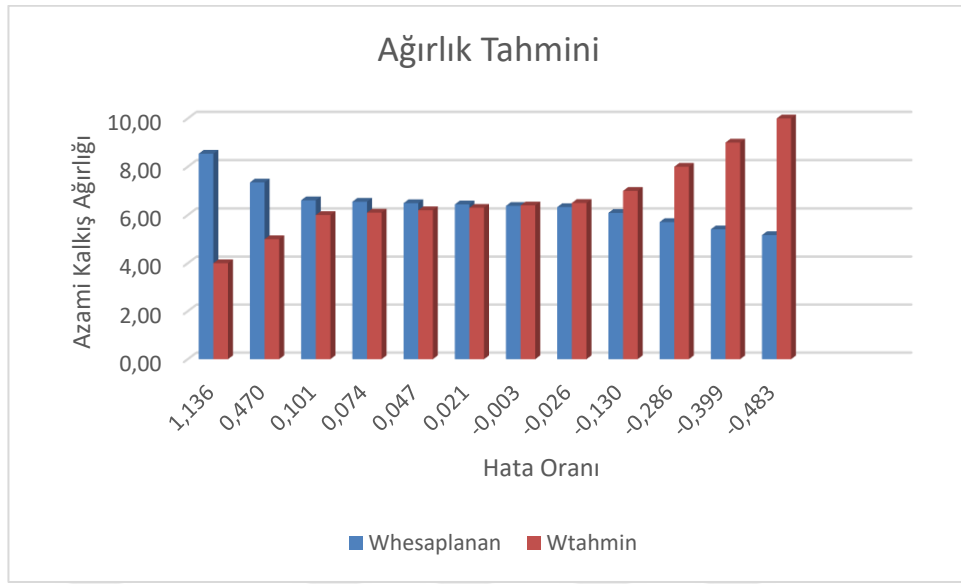
Referans kitaptan yayınlanan tabloda a için 0,93 c için -0,06 alındı. (Raymer, 2012)

2.5.4. Sonuç

Ağırlık kesirleri hesaplamaları sonucu denklem düzenlendi ve iterasyonlar yapıldı. Bir gözetleme hava aracı yapılacağı için ağırlık tahminlerinde kullanılmak üzere ortalama bir kamera ağırlığı olan ve önceki bölümde tespit edilen 0.6 kg değeri faydalı yük ağırlığı olarak seçildi.

$$W_{toplam} = \frac{0.6}{1 - (0,074) - (0,93xW_{toplam}^{-0.06})} \quad (2.5)$$

Yapılan iterasyonlar sonucu azami kalkış ağırlığı için en optimum değer olan %0,3 gibi düşük bir hata oranıyla 6.4 kg seçildi. Bu değer benzer çalışmalar ile uyumlu bulunarak, elde edilen değer diğer bölümlerde kullanıldı.



Şekil 5. Ağırlık Tahmini İterasyon Sonucu

2.6. Kanat Yükleme Tahmini

Uçuş ağırlığının kanat alanına bölünmesiyle elde edilen değerdir. Kanat yükleme; minimum/maksimum uçuş süratine, tırmanma oranına, taşıma/sürüklenme oranlarına doğrudan etki etmektedir. (Raymer, 2012) Yapılan literatür araştırmaları doğrultusunda referans kanat yükleme değeri 8 kg/m^2 olarak tahmin edildi.

Tablo 9. Literatür Çalışmaları Sonrası Kanat Yükleme Tahmini

	Azami Kalkış Ağırlığı (kg)	Kanat Alanı (m^2)	Kanat Yükleme (kg/m^2)
PR-5 Wiewior plus	5.5	0.53	10.37
Vrabac Mini UAV	9	0.75	12
EMT Aladin	3.2	1.4	2.28

3. BÖLÜM

MENZİL VE HAVADA KALIŞ SÜRESİNİ OPTİMİZE ETMEYE YÖNELİK ÖN TASARIM

3.1. Tanım

Son zamanlarda teknolojinin hızla ilerlemesiyle hayatımıza yeni kavramlar ve teknolojiler girmektedir. Bunlardan bir tanesi de İHA'lardır. Elektrik motorların ve devre kartlarının teknolojinin ilerlemesiyle daha da küçülmesi İHA Teknolojisinin doğmasına ön ayak olmuştur. (Boldaz, Türe, Çapkin, Ekşioğlu, & Saygılı, 2021) Jet motorlu ve piston pervaneli motora sahip hava araçları yerine elektrik motorlu yakıt sarfiyatı vermeyen yeni insansız hava aracı teknolojileri hayatımızda yerini almaktadır. Bu bölümde menzil ve havada kalış süresi gibi iki önemli performans parametresinin geometriyle birlikte ilişkilendirilip, ön tasarım sürecinde parametreler belirlendi.

3.2. Seyir Uçuşunda Menzil ve Havada Kalış Süresi

$$E = \frac{L}{D} \frac{E_{sb} \eta_{bzs} \eta_p}{gV} \frac{m_b}{m} \quad (3.1)$$

$$R = 3.6 \frac{L}{D} \frac{E_{sb} \eta_{bzs} \eta_p}{g} \frac{m_b}{m} \quad (3.2)$$

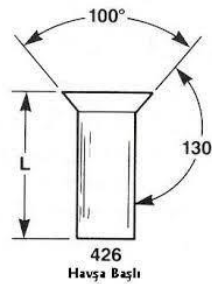
Menzil ve havada kalış süresi değerini belirlenen koşullarda maksimumda tutabilmek için aerodinamik verimlilik, spesifik batarya enerjisi, bataryadan şafta iletilen güç verimliliği, pervane verimliliği, batarya ağırlık oranıyla doğru orantılı ve seyir uçuşundaki elde edilen, hesaplanan hızıyla ters orantılı olmalıdır. Bu bağlamda menzili arttıran tasarımla alakalı performans parametresi aerodinamik etkinlik olarak tanımlanmıştır.

Aerodinamik etkinlik taşıma katsayısının sürüklenme katsayısına oranlanmasıyla elde edilir. Aerodinamik etkinlik değeri yalnızca parazit sürüklenme katsayısına, kanat açıklık oranına ve oswald verimlilik sabitine (e) bağlıdır.

3.2.1. Parazit Sürüklenme Katsayısı

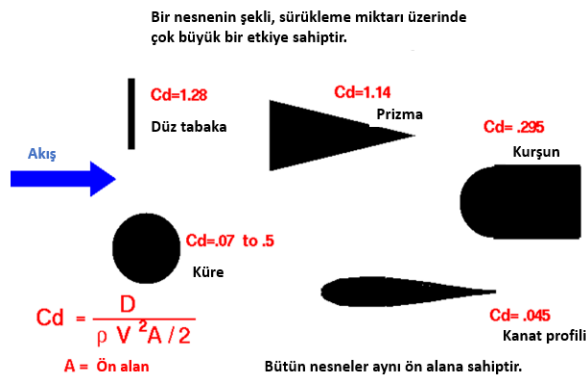
Parazit sürüklenme hava aracının akışkan (atmosferik hava) içerisindeki hareketi nedeniyle oluşur. Parazit sürüklenme, yüzey sürtünmesinden (skin friction), taşıtın şeklinden (form drag) ve uçak parçalarının birleşme noktalarından (interference drag) kaynaklanır. Hava akışının düzenli veya türbülanslı oluşu, hava sürati, kanat profili kalınlığı, hücum açısı gibi etmenlere bağlıdır. (Karaboğa, 2020)

Yüzey sürtünmesini azaltmak için tasarımda havşa başlı bağlayıcıların kullanılması, kanat yüzey alanının düşük olması gerekmektedir.



Şekil 6. Havşa Başlı Bağlayıcı (T.C. Milli Eğitim Bakanlığı, 2019)

Şekil sürüklenmesi hava aracının üzerine gelen hava akımının hava aracının enine kesitiyle ilişkilidir. Şekil sürüklenmesini azaltmak için düşük alana sahip kanat profili, düşük kalınlığa sahip kanat profili ve düşük gövde çapı seçimi etkili olmaktadır.

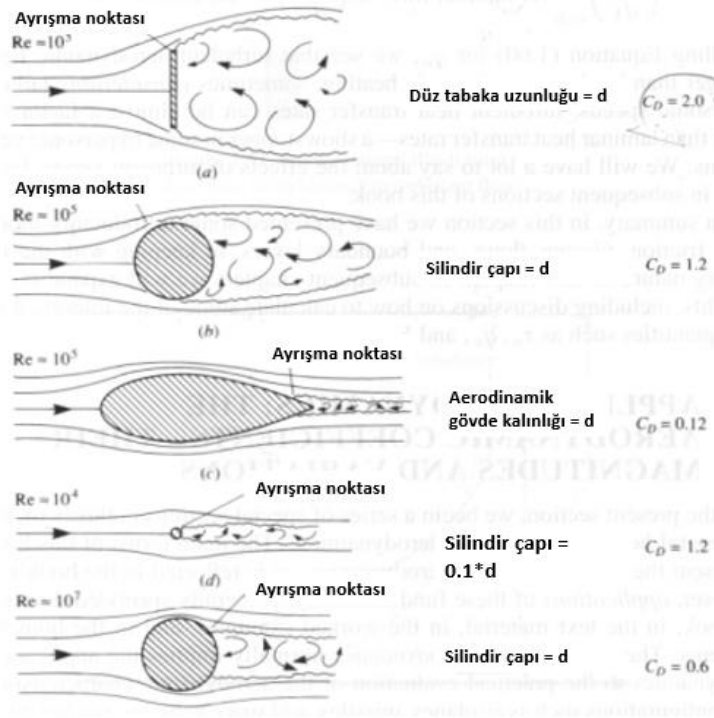


Şekil 7. Sürtünme ve Şekil Arasındaki İlişki (National Aeronautics and Space Administration, 2023)

Birleşme noktalarından oluşan sürüklenme, hava aracının kanat ve kuyruk gibi komponentlerinin gövdeye bağlanma tipine göre oluşan sürüklenme değeridir. Yüzey geçişlerinin birbiriyle pürüzsüz montajı sürüklenmeyi azaltmaktadır. Bu sürüklenme değerini azaltamayacağı için alttan kanatlı konfigürasyon değerlendirilmemiştir.



Şekil 8. Sürüklenme Tipleri (ASA, 2023)



Şekil 9. Şekillerin Sürtünme Katsayısı Değerleri (Yükselen, 2012)

Tablo 10. Çeşitli Hava Araçlarının Tipik C_{d0} Ve e Değerleri

	Uçak Tipi	C_{d0}	e
1	İki motorlu piston pervaneli	0.022-0.028	0.75-0.8
2	Büyük turbo pervaneli	0.018-0.024	0.8-0.85
3	Açılır iniş takımına sahip küçük genel havacılık uçağı	0.02-0.03	0.75-0.8
4	Sabit iniş takımına sahip küçük genel havacılık uçağı	0.025-0.04	0.65-0.8
5	Zirai ilaçlama yapan tarım uçağı	0.07-0.08	0.65-0.7
6	Zirai ilaçlama dışında kullanılan tarım uçağı	0.06-0.065	0.65-0.75
7	Ses altı jet	0.014-0.02	0.75-0.85
8	Ses üstü jet	0.02-0.04	0.6-0.8
9	Planör	0.012-0.015	0.8-0.9
10	Uzaktan kontrol edilen model uçak	0.025-0.045	0.75-0.85

Sadraey'in literatürden benzer hava araçlarından yola çıkarak hazırladığı ve Tablo 10'da sunulan C_{d0} tablodan 0.025 olarak alındı ve e değerinin kararlılık ve kontrol edilebilirlik konuları kapsamında bütün hava araçlarında 1'den küçük olduğu tespit edildi (Sadraey, 2017). Oswald verimlilik faktörünü menzil ve havada kalış süresinin yanı sıra kararlılık ve kontrol edilebilirlik durumlarının da göz önüne alınması gerektiği için tablodan "uzaktan kontrol edilebilen model uçak" kategorisinden değerlere göre maksimum 0.85 olacak şekilde boyutlandırıldı.

3.2.2. Kanat Açıklık Oranı

Kanat açıklık oranı kanat açıklığının kanat alanına bölünmesiyle elde edilmektedir. Kanat açıklık oranı arttıkça taşıma katsayısı artacağı için motor kuvvetini daha az kullanarak hava aracının süzülme kabiliyetini ve uçuş süresi artmaktadır. Üstün manevra yeteneğine sahip savaş uçakları için açıklık oranı düşüktür çünkü uzun kanat açıklığı kısa kanat açıklığına göre daha büyük atalet momentine sahiptir ve bu durum daha düşük dönüş oranına sebep olmaktadır. Aerodinamik verimlilik değeri kanat açıklık oranı değeriyle doğru orantılıdır.

3.2.3. Oswald Verimlilik Faktörü

Oswald verimlilik faktörü bir hava aracının taşıma ve sürüklenme arasındaki ilişkiyi temsil eden faktördür. (Özpınar, 2022)

0 ila 1 arasında değerler almakla birlikte Raymer'e göre süpürme açısına ve kanat açıklık oranı değerine göre değişmektedir. (Raymer, 2012) Süpürme açısı yüksek hızlarda efektif olduğu için dihedral açısı olmayan bir tasarım tercih edildi.

$$e = 1.78(1 - 0.045AR^{0.68}) - 0.64 \quad (3.3)$$

$$e = 4.61(1 - 0.045AR^{0.68})[\cos(\Lambda_{LE})]^{0.15} - 3.1 \quad (3.4)$$

Tablo 11. Açıklık Oranı ve Oswald Verimlilik Katsayısı Arasındaki İlişki

Açıklık Oranı	Oswald Verimlilik Katsayısı
4	0.934
5	0.901
5.2	0.894
5.9	0.872
6.3	0.860
6.6	0.851
6.7	0.848

3.3. Sonuç

Bu çalışmada menzil ve havada kalış süresini optimize etmeye yönelik tasarım parametreleri belirlendi. Aerodinamik verim değeri üzerinde duruldu. Aerodinamik verimi etkileyen faktörler tartışıldı. Oswald verimlilik faktörünün aerodinamik verimle ilişkisi gösterilerek, Oswald verimlilik faktörü değerine bağlı kalarak kanat açıklık oranı değeri 6.6 olarak belirlendi.

4. BÖLÜM

DETAY TASARIM

4.1. Giriş

Bu bölümde tasarlanacak insansız hava aracı için kanat profili, kanat ve kuyruk geometrilerinin nihai hali ve bununla birlikte tasarımı yapıldı. Elde edilen değerler menzil ve havada kalış süresine uygunluğu ortaya çıkartılarak çalışma son halini aldı.

4.2. Kanat Profili Seçimi

Kanat profili yapısı uçağın kalkış ve iniş mesafesini, stall hızını, seyir hızını, tırmanma verimini ve tüm uçuş boyunca aerodinamik verimliliği etkileyen bir faktördür. Hava araçları için taşıma kuvvetinin büyüklüğü, kanat profili yapılarıyla doğrudan ilişkilidir. Uçuşa elverişlilik, yapısal sistem, üretilebilirlik ve maliyet gereksinimleri gibi diğer gereksinimler de göz önünde bulundurularak kanat profili seçimi yapıldı.

Hava aracının seyir irtifası 300 m ve seyir hızı yaklaşık 19.70 m/s dolaylarında varsayıldığı için Reynold sayısı yaklaşık 3×10^5 tahmin edildi.

Kanat profilinin karakteristik özellikleri belirlenirken aşağıdaki tablo eleme kriterlerinde kullanıldı.

Tablo 12. Kanat Profili Değerlendirme Kriterleri

Parametre	Kriter
$Cl_{maksimum}$	Yüksek olması tercih sebebidir.
Cl_{seyir}	Yüksek olması tercih sebebidir.
α_{stall}	Yüksek olması tercih sebebidir.
$Cd_{minimum}$	Düşük olması tercih sebebidir.
$(Cl/Cd)_{maksimum}$	Yüksek olması tercih sebebidir.
$Cm_{c/4}$	Sıfıra yakın olması tercih sebebidir.

4.2.1. Stall Açısı

Taşımanın azaldığı bölgeye tutunma kaybı (stall – perte de vitesse) bölgesi denilmektedir. (Yükselen, 2010) Taşıma kuvveti hücum açısı arttıkça belirli bir yere kadar lineer olarak artmaktadır. Ancak kritik stall açısından sonra kanat havada tutunamayıp akım ayrışmasına uğradığında taşıma kuvveti azalmaktadır.

4.2.2. Maksimum Taşıma Katsayısı

$C_{l_{maksimum}}$ maksimum taşıma katsayısıdır. Yüksek taşıma katsayısı düşük hız ile ilişkilendirilebilir. Hava aracının akım ayrışmasına uğramayacağı minimum hız ise stall hızıdır.

$$C_{l_{maksimum}} = \frac{2W}{\rho V_{stall}^2 S_{ref}} \quad (4.1)$$

4.2.3. Seyir Uçuşunda Taşıma Katsayısı

$C_{l_{seyir}}$ seyir taşıma katsayısıdır. Seyir uçuşu esnasında $C_{l_{seyir}}$ değerinin fazla olması daha düşük seyir hızıyla aynı taşıma elde edilebileceği anlamına gelir. Bu yüzden yüksek seyir taşıma katsayısı tercih edilmektedir.

4.2.4. Tasarım Taşıma Katsayısı

Tasarım taşıma katsayısına kanat profili taşıma katsayısı da denmektedir. Tasarım taşıma katsayısı en yüksek taşıma/sürüklenme oranına sahip olduğu taşıma katsayısı değeridir. (Raymer, 2012) Seyir uçuşu gibi bazı uçuş operasyonlarında, taşıma katsayısının tasarım taşıma katsayısına eşit olduğu noktada uçmak hedeftir.

İlk yaklaşım olarak kanat taşıma katsayısı kanat profili taşıma katsayısına eşit olarak kabul edildi. (Raymer, 2012) Hesaplamalar sabit irtifadaki ivmesiz seyir uçuşuna göre yapıldı.

$$C_l = \frac{1}{q} \left(\frac{W}{S} \right) \quad (4.2)$$

$$q = \frac{1}{2} \rho V_{seyir}^2 \quad (4.3)$$

Burada, q değeri dinamik basınç değerini ifade etmektedir. Seyir hızı $70.93 \text{ km/h} = 19.70 \text{ m/s}$ ve yoğunluk değeri yaklaşık 300 metre seyir irtifası için 1.189 kg/m^3 alındı.

$$C_i = C_L = 0.42$$

Stall hızı için aşağıdaki eşitlik kullanılarak hesaplamalar gerçekleştirildi:

$$V_{stall} = \sqrt{\frac{2xWxg}{\rho x S x c_{l_{max}}}} = \sqrt{\frac{2x6.4 \text{ kg}x9.81 \text{ m/s}^2}{1.189 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}x0.78 \text{ m}^2x1.45}} = 9.66 \text{ m/s} \quad (4.4)$$

$$V_{stall} = 34.77 \text{ km/h}$$

4.2.5. Seyir Uçuşunda Sürüklenme Katsayısı

En iyi performans için minimum sürüklenme katsayısına sahip kanat tercih edilir. Uçuş sırasında motorların arızalanması durumunda güvenli iniş için bu parametrenin ve hücum açısının bilinmesi gerekir. Seyir durumu sürüklenme katsayısının küçük bir değer olması istenir.

4.2.6. Maksimum Aerodinamik Etkinlik (E_{max})

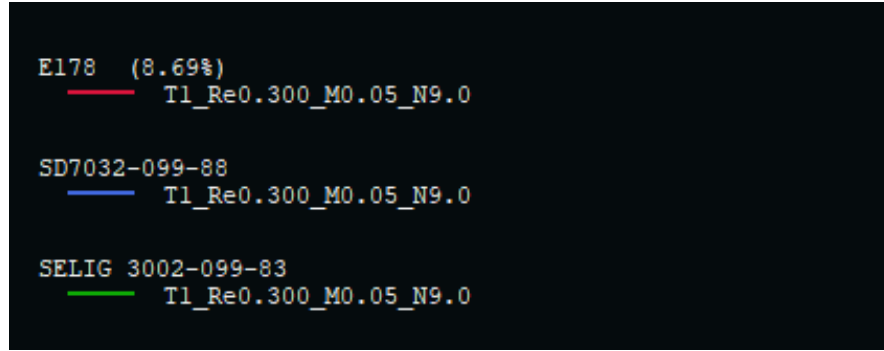
Taşıma katsayısının sürüklenme katsayısına oranlanmasıyla elde edilir. Aerodinamik etkinlik değeri yalnızca parazit sürüklenme katsayısına, kanat açıklık oranına ve Oswald verimlilik katsayısına (e) bağlıdır.

4.2.7. Çeyrek Veter Moment Katsayısı

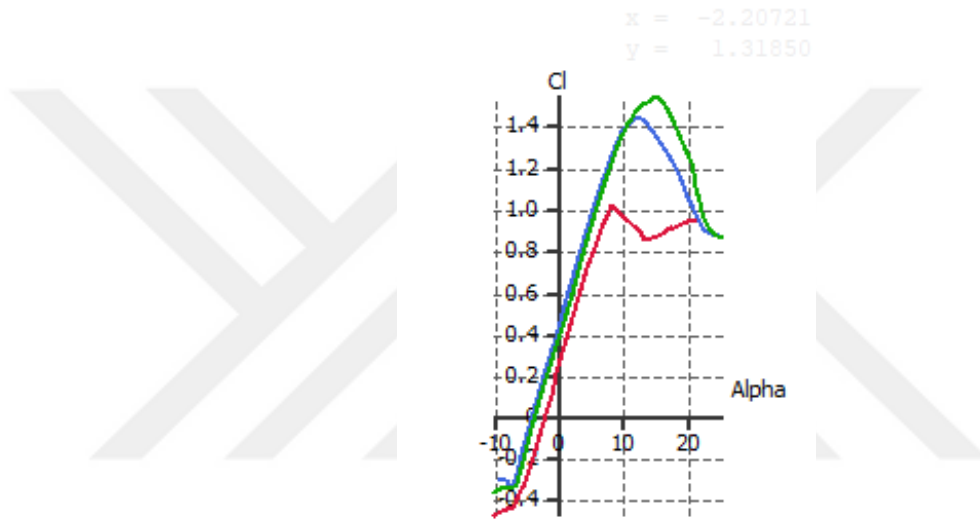
Yunuslama momentinin hücum açısıyla (taşımayla) değişmediği noktaya aerodinamik merkez denir. Aerodinamik merkez iki-boyutlu kanatlar için genellikle çeyrek veter noktasına çok yakındır. (Yükselen, 2010) Bu parametre çeyrek veter moment katsayısıdır, değerinin 0'a yakın olması istenir. Yatay kuyruk boyutu, kanat yunuslama momentinin büyüklüğünden doğrudan etkilenir.

4.2.8. Seçim

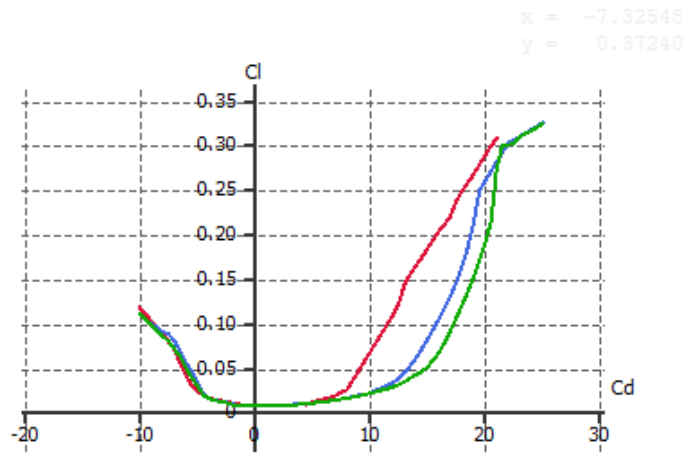
Değerlendirme kriterleri neticesinde hesaplanan Reynold sayısında E178, SD7032, SELIG 3022 kanat profilleri belirlenmiştir. XFRL5 programından elde edilen veriler doğrultusunda sonuçlar paylaşıldı. Bütün parametreler göz önüne alındığında SELIG 3022 kanat profili tercih edildi.



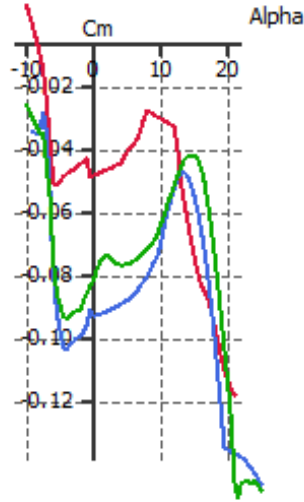
Şekil 10. Kanat Profili İsimlendirme



Şekil 11. Taşıma Katsayısının Hücüm Açısına Oranı



Şekil 12. Taşıma Katsayısının Sürüklenme Katsayısına Oranı



Şekil 13. Moment Katsayısının Hücüm Açısına Oranı

4.3. Kanat Tasarımı

Bu bölümde ön tasarım aşamasında açıklık oranı, kanat açıklığı gibi temel parametreleri belirlenen kanat tasarımı üzerinde durulacaktır. Sadraey'e göre kanat tasarım aşamasında 16 parametre belirlenmelidir. Ön tasarım aşamasında gövde uzunluğu ve motor yerleşimi gibi bazı parametreler belirlenmediği için 12 parametre Raymer'in kitabındaki formüllere göre belirlendi. Sadraey'e göre kanat tasarım süreci sıra numaralarıyla özetlenmiştir: (Sadraey M. H., 2013)

1. Kanat referans alanı
2. Kanat sayısı
3. Gövdeye göre kanadın dikey pozisyonu
4. Kanat profili
5. Kanat açıklık oranı
6. Sivrilik oranı
7. Uç veter uzunluğu
8. Kök veter uzunluğu

9. Ortalama aerodinamik veter uzunluğu

10. Kanat açıklığı

11. Döndürme açısı

12. Ok açısı

13. Dihedral açısı

14. Oturma açısı

15. Kanatçık

16. Diğer kanat aksesuarları

4.3.1. Kanat Referans Alanı

Önceki çalışmalarda benzer çalışmalar incelenerek kanat yüklemesi tahmini 8.21 kg/m^2 olarak belirlendi. Uçağın azami kalkış ağırlığı ise 6.4 kg olarak belirlenmişti. Bu eşitliklerden faydalanılarak kanat referans alanı 0.78 m^2 olarak tahmin edildi.

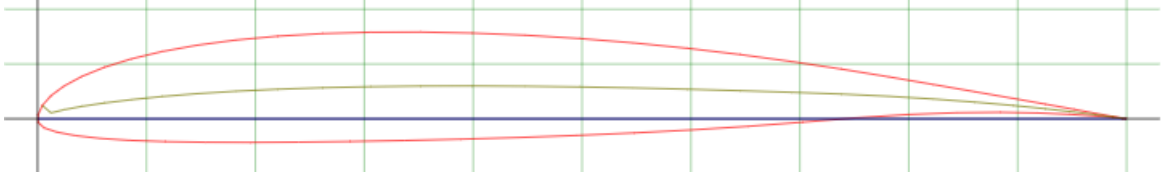
4.3.2. Kanatın Dikey Konumu

Uçağın kanat dikey konumu, yüksek, orta ve alçak olmak üzere üç farklı konfigürasyondan seçilebilir. Tüm yapılandırmaların artıları ve artıları vardır. Alttan kanatlı modeller, üstten kanatlı modeller kadar kararlı bir uçuş gerçekleştiremeye de ortadan kanatlı modellerden daha kararlıdır ayrıca üstten kanatlı modellere göre manevra kabiliyetleri daha iyidir. En önemli özelliği ise inişlerde daha çok süzölme sağlaması ve daha kısa mesafelerde kalkışa izin vermesidir. Ortadan kanatlı modellerde ise uçak diğer modellerde olduğu kadar kararlı değildir. Ancak bu konfigürasyonda uçak yüksek manevra kabiliyetine sahiptir. Üstten kanatlı modellerin en büyük avantajı ise düşük hızlarda yüksek kararlılık sağlamasıdır. Bu kapsamda uçağa etki eden bozucu kuvvetler ortadan kalktığında uçak kendini diğerlerine nazaran en hızlı şekilde tekrar stabil hale getirebilmektedir.

Tasarlanacak insansız hava aracının görev tipi gözlem seçildiği için ve bu göreve en uygun konumlandırma üstten kanat olarak seçildi.

4.3.3. Kanat Profili

Bir önceki bölümde kanat profili düşük Reynolds sayılarında etkinlik gösteren SELIG 3022 olarak belirlendi.



Şekil 14. SELIG 3022 Kanat Profili (Airfoil Tools, 2023)

4.3.4. Kanat Açıklık Oranı

Açıklık oranı kanat açıklığının karesinin kanat alanına bölünmesiyle elde edilen değerdir. Kanat açıklık oranı taşıma katsayısı, stall açısı, manevra kabiliyeti, menzil gibi performans parametrelerini etkileyen bir değerdir. Örneğin saldırı ve savunma için kullanılan bir insansız hava aracının kanat açıklığı, faydalı yük taşıma görevine sahip bir insansız hava aracının kanat açıklığından düşüktür. Kanat açıklığının artması yuvarlanma durumunda kanadın eski haline dönmesini geciktirir ve manevra kabiliyetini kısıtlar. Bu kapsamda görevle ilişkili bir kanat açıklık oranı seçildi.

Gereksinim setinde verilen kanat açıklık değeri ve bulunan referans kanat alanıyla kanat açıklık oranı bulundu.

$$AR = \frac{b^2}{S} = 6.6 \quad (4.5)$$

4.3.5. Koniklik Oranı (λ)

Koniklik oranı, uç kiriş uzunluğunun kök kiriş uzunluğuna bölümü olarak tanımlanır. Koniklik, taşıma kuvvetinin kanat açıklığı üzerindeki dağılımını doğrudan etkiler. İnşa edilmesi en basit kanat, konik olmayan dikdörtgen kanattır. Genel olarak 0,45'lik bir koniklik oranı, kanadın olumsuz etkilerini ortadan kaldırır ve neredeyse eliptik kanat gibi davranır. Eliptik dağılım bu aşamada kabul edilebilir olabilirdi ancak benzer çalışmalar ve imalat kolaylıkları göz önüne alınarak koniklik oranı 0.7 olarak tahmin edildi.

4.3.6. Kök Veter ve Uç Veter

Kök veter ve uç veter; kanat alanı, kanat açıklığı ve koniklik oranına bağlı olarak hesaplanır. Kanat geometrisinin yapısını direkt olarak etkilemektedir. Kök veter, kanadın gövdeye monte edildiği yerdeki genişliği, uç veter ise kanat ucunda yer alan kanat ucunun genişliğidir.

Kök veter ve uç veter için formülasyonlar Raymer'de aşağıdaki gibi verilmiştir:

$$c_{kök} = 2 \cdot \frac{s}{[b(1+\lambda)]} \quad (4.6)$$

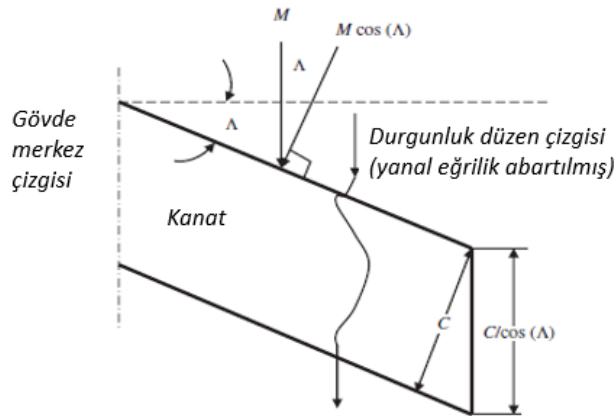
$$c_{uç} = \lambda \cdot c_{kök} \quad (4.7)$$

$$c_{kök} = 0.39 \text{ m}$$

$$c_{uç} = 0.27 \text{ m}$$

4.3.7. Süpürme Açısı (Λ)

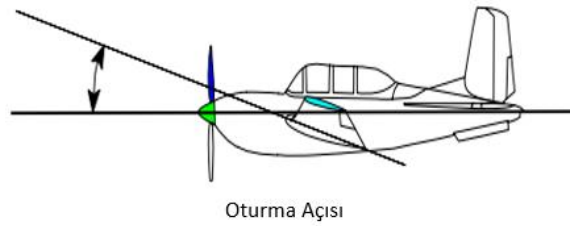
Süpürme açısı yanal eksen ile çeyrek uç veter hattı arasındaki açıdır. Kanadın aerodinamik performansını etkileyen parametrelerden birisidir. Yüksek hızlarda kritik Mach sayısını arttırmaktadır ve buna bağlı olarak sürüklenmeyi azaltır. Sadraey'e göre 0.3 Mach altındaki hava aracı tasarımları için süpürme açısı imalatından dolayı ve karmaşıklık yaratacağı için önerilmez. Tasarlanan hava aracı ses altı olacağı için süpürme açısı 0 olarak alınarak düz kanat tercih edildi.



Şekil 15. Süpürme Açısının Mach Sayısına Etkisi (Raymer, 2012)

4.3.8. Kanat Oturma Açısı

Kanat oturma açısı, kanadın gövdeye göre açısı olarak tanımlanır. Bükümsüz kanat için, olay temel olarak gövde eksenini ile kanadın hava profili kiriş çizgileri arasındaki açıdır. Kanat oturma açısı, özellikle seyir koşullarında sürtünmeyi azaltmak için kullanılır. Konsept tasarım sürecinde, yerli ve genel havacılık uçakları için, Raymer tarafından 2 derecelik bir oturma açısı önerilmektedir.



Şekil 16. Kanat Oturma Açısı (Wikipedia, 2023)

4.3.9. Dihedral

Kanat dihedral açısı, önden bakıldığında kanat ile yatay düzlem arasındaki açı olarak tanımlanır. Yuvarlanma momenti dihedral açıyla orantılı olduğundan, yalpa stabilitesini sağlamak için dihedral açısı kullanılabilir. Yüksek kanatlı konfigürasyon durumunda yerleşim dolayısıyla üst kısmından itilen hava nedeniyle dihedral etkinin artmasına neden olur. Bununla birlikte, dihedralin artan etkisi, uçağın dutch roll olarak tanımlanan sapma ve yuvarlanmada salınımlı bir harekete girmesine neden olabilir.

Kararlılık ve kontrol edilebilirlik arasındaki ilişki tasarımda korunmalıdır. Bu nedenle üstten kanat seçimiyle birlikte dihedral seçimi uçağı gereğinden fazla kararlı yapacağı düşünüldüğü için negatif dihedral açısı yani anhedral açısı verildi. Açısı değeri Sadraey'in kitabından faydalanarak ortalama değeri olan -7° olarak belirlendi.

Tablo 13. Kanat Konfigürasyonlarına Göre Dihedral Açıları (Sadraey M. H., 2013)

Numara	Kanat	Alttan kanat ($^\circ$)	Orta kanat ($^\circ$)	Üstten kanat ($^\circ$)	Parasol kanat ($^\circ$)
1	Ok açısız	5-10	3-6	(-4)-(-10)	(-5)-(-12)
2	Düşük-sesaltı ok açılı	2-5	(-3)-3	(-3)-(-6)	(-4)-(-8)
3	Yüksek-sesaltı ok açılı	3-8	(-4)-2	(-5)-(-10)	(-6)-(-12)
4	Süpersonik ok açılı	0 - (-3)	1-(-4)	0-(-5)	
5	Hipersonik ok açılı	1 - 0	0-(-1)	(-1)-(-2)	

4.3.10. Kanat Ucu Geometrisi

Kanat uçlarının şekli, uçağın ıslanan alanını ve uç girdaplarının yanal mesafesini etkiler. Benzer çalışmalar, çeşitli kanat uçlarının uygun olduğunu göstermektedir. Örneğin kıvrımlı kanat uçları, negatif bir sürüklenme görevi gören ileri bir bileşene sahip olan ve dolayısıyla sürüklenme kuvvetini azaltan taşıma kuvveti oluşturabilmek için kavislidir ve bir bükülmeye sahiptir. Aynı zamanda titreşimleri önleyerek kanattaki kırılmaların önüne geçmede faydalıdır.



Şekil 17. EMT Aladin (Wikipedia, 2022)

Havada kalış süresi ve menzil için önemli bir parametre olan sürüklenme katsayısı ve aerodinamik verimlilik değerine negatif etkisi FloEFD programıyla (Gongzhang & Axtelius, 2020) tarafından analiz edilmiş ve kanat ucu geometrisi kullanılmamıştır.

4.3.11. Flap Tipi

İmalat kolaylıkları ve çok yüksek hızlara ulaşamayacağı için flap olmayan bir konfigürasyon belirlendi.

4.3.12. Kanatçık Tipi

Bir aileronun tasarım sürecinde dört parametrenin belirlenmesi gerekir. Bunlar:

- i) Kanatçık planform alanı (S_a),
- ii) Kanatçık veteri/açıklığı (C_a/b_a),

- iii) Maksimum yukarı ve aşağı kanatçık sapması ($\pm\delta_{Amax}$)
- iv) Kanadın iç kenarının kanat açıklığı (b_{ai}) boyunca konumu

Şekil 18'de kanatçık geometrisini göstermektedir. Genel bir kılavuz olarak, bu parametreler için tipik değerler aşağıdaki gibidir:

$$S_a/S = 0,05-0,$$

$$b_a/b = 0,2-0,3,$$

$$C_a/C = 0,15-0,25,$$

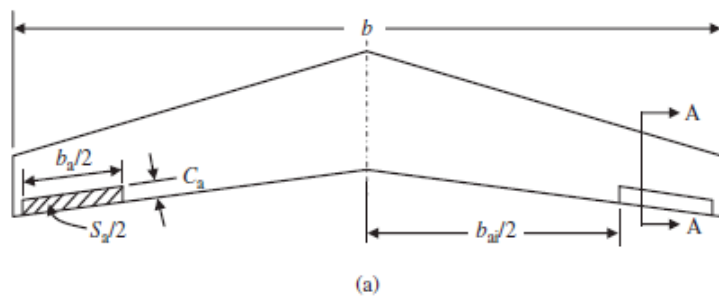
$$b_{ai}/b = 0,6-0,8$$

$$\delta_{Amax} = \pm 30^\circ$$

Buna dayanarak, kanat alanının yaklaşık %5–10'u kanatçıklara ayrılmıştır, kanatçık-kanat veter uzunluğu oranı yaklaşık %15–25'tir. Kanat kanatçık- açıklık oranı yaklaşık %20–30'dur ve iç kanatçık açıklığı, kanat açıklığının yaklaşık %60–80'idir. (Sadraey, 2013) Sadraey'in çalışmasından yola çıkarak kanatçık boyutlandırıldı.

Tablo 14. Kanatçık Boyutlandırılması

Kanatçık planform alanı (S_a)	0.06 m ²
Kanatçık veter uzunluğu (c_a)	0.07 m
Maksimum yukarı ve aşağı kanatçık sapması ($\pm\delta_{Amax}$)	$\delta_{Amax} = \pm 30^\circ$
Kanatçık açıklığı (b_a)	0.565 m



Şekil 18. Kanatçık (Sadraey M. H., 2013)

4.4. Gövde Tasarımı

Gövde, tasarımda sistem yerleşimine geniş bir alan tanıyan ve hava aracının kararlılığını sağlayan bütün yüzeylerin bağlandığı bölgedir. Gövde tasarımında sistem yerleşimi bir sınırlayıcıdır. Gövde genişliği ve uzunluğu belirlenirken benzer çalışmalar göz önüne alındı. Gövde tasarımında literatürde birincil olarak hesaplanması gereken iki parametre vardır. İncelik oranı gövde uzunluğunun, gövdenin maksimum çapına bölünmesiyle elde edilir. İncelik oranı ve gövde uzunluğu değerleri benzer çalışmalardan ortalama değerler alınarak seçildi.

$$L_{\text{gövde}} = 1.8 \text{ m}$$

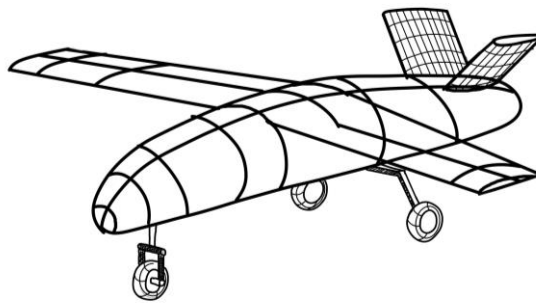
$$F = 8$$

$$D_f = 0.225 \text{ m}$$

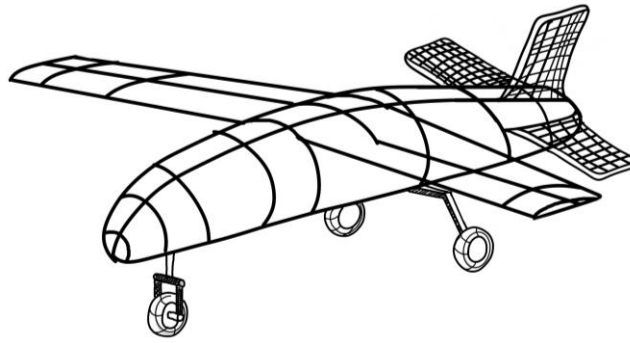
4.5. Kuyruk Tasarımı

İnsansız hava araçlarında kuyruğun birincil görevi trim, stabilite ve kontrolü sağlamaktır. (Raymer, 2012) Bu çalışmada V kuyruk tercih edilmiştir. Geleneksel kuyruk tiplerinde üç adet kuyruk yüzeyi bulunmasına karşı V kuyrukta iki adet kuyruk yüzeyi bulunmaktadır. Bu durum hem ağırlığın hem de ıslak alanın azalmasına yol açarak sürüklenme kuvvetini azaltarak daha uzun mesafe kat etmesine olanak sağlar.

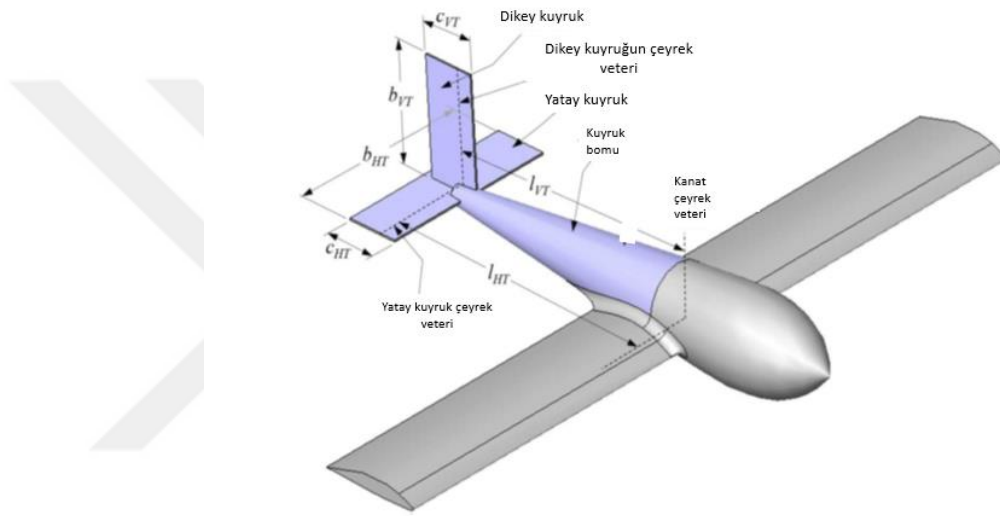
V kuyruğun boyutlandırması için kullanılan formüller, yatay ve dikey kuyruğa gelen kuvvetlerin izdüşümlerinin bir sonucudur. Gerekli yüzey alanı Pisagor teoremi ile tespit edilmektedir. (Raymer, 2012)



Şekil 19. V Kuyruk Eskiz Çalışması



Şekil 20. Geleneksel Kuyruk Eskiz Çalışması



Şekil 21. Kuyruk Tasarım Parametreleri (Gudmunsson, 2022)

4.5.1. Kuyruk Profili

Kuyruklar uçağın ağırlık merkezi etrafında moment oluşturmaktadır. Geçmiş çalışmalarla birlikte de moment dağılımının dengeli olması açısından simetrik kanat profillerinin kullanıldığı görüldü. Kuyruk profilinde genellikle simetrik profiller yüksek taşıma eğrisi eğimi, tutunma kaybına (stall) girdikleri hücum açısının yüksek olması ve profillerin burun yarıçaplarının büyüklüğü sebebiyle tercih edilmektedir. Bu çalışmada hem dikey hem de yatay kuyruk için NACA 0012 kanat profili kullanıldı.

4.5.2. Kuyruk Açıklık Oranı, Koniklik Oranı ve Kuyruk Referans Alanı

Raymer tarafından hazırlanan tabloda kuyruk açıklık oranı ve koniklik oranı hem dikey kuyruk hem de yatay kuyruk ölçüleri sunulmuştur.

Tablo 15. Kuyruk Açıklık Oranı Ve Koniklik Oranı (Raymer, 2012)

Kategori	Yatay kuyruk		Dikey kuyruk	
	Açıklık oranı	Koniklik oranı	Açıklık oranı	Koniklik oranı
Savaş uçağı	3-4	0.2-0.4	0.6-1.4	0.2-0.4
Planör	6-10	0.3-0.5	1.5-2	0.4-0.6
Diğerleri	3-5	0.3-0.6	1.3-2	0.3-0.6
T kuyruk	-	-	0.7-1.2	0.6-1

Gudmunsson ve Raymer'in çeşitli modeller üzerinde yaptığı çalışmalarından hareketle koniklik oranı 0.6 seçildi. Yatay kuyruk açıklık oranı 4 seçilirken, dikey kuyruk için açıklık oranı 1.65 olarak seçildi. Kök veter uzunluğu 0.25 m olarak belirlendi. Formüle göre açıklık değerleri $b_{VT} = 0.4125$ m ve $b_{HT} = 1$ m olarak belirlendi.

$$AR = \frac{b^2}{S_{ref}} \quad (4.8)$$

Dikey kuyruk için kuyruk referans alanı:

$$S_{ref} = \frac{(0.4125 \text{ m})^2}{1.65} = 0.103 \text{ m}^2$$

Yatay kuyruk için referans alanı:

$$S_{ref} = \frac{(1 \text{ m})^2}{4} = 0.25 \text{ m}^2$$

Bulunan değerler $\sin(45)$ değeriyle (0.707) ile çarpılarak V kuyruk konfigürasyonuna uygulandı.

4.5.3. Kuyruk Hacim Katsayısı ve Optimum Moment Kolunun Belirlenmesi

Raymer tarafından kuyruk hacim katsayısı değerleri farklı hava aracı tipleri için aşağıda sunulmuştur.

Tablo 16. Kuyruk Hacim Katsayısı (Raymer, 2012)

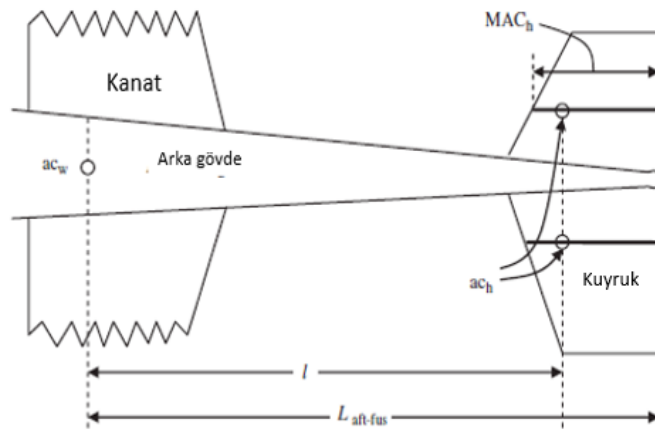
Kuyruk Hacim Katsayısı	Yatay Kuyruk Hacim Katsayısı (C_{HT})	Dikey Kuyruk Hacim Katsayısı (C_{VT})
Planör	0.50	0.02
Model uçak	0.50	0.04
Genel havacılık – tek motorlu	0.70	0.04
Genel havacılık – çift motorlu	0.80	0.07
Ziraat uçağı	0.50	0.04
İkiz turbo pervaneli	0.90	0.08
Denize iniş yapabilen uçak	0.70	0.06
Jet eğitim uçağı	0.70	0.06
Jet savaş uçağı	0.40	0.07
Askeri kargo/bombardıman uçağı	1.0	0.08
Jet yolcu uçağı	1.0	0.09

Yatay ve dikey kuyruk için sırasıyla c_{HT} ve c_{VT} değerleri homebuilt ve planör kategorileri ele alınarak 0.5 ve 0.03 alınmıştır.

Sadraey optimum moment kolunu belirlemek için aşağıdaki ilişkiyi önermektedir:

$$l_{optimum} = K_c \frac{\sqrt{4Sv_{HT}\bar{c}}}{\sqrt{\pi D_f}} \quad (4.9)$$

K_c bir düzeltme faktörüdür ve uçak konfigürasyonuna bağlı olarak 1 ile 1.4 arasında değişir. $K_c = 1$, gövdenin arka kısmı konik bir şekle sahip olduğunda kullanılır. Gövdenin kış kısmının şekli koni şeklinden uzaklaştıkça K_c faktörü 1.4'e kadar çıkmaktadır. (Sadraey M. H., 2013)



Şekil 22. Hava Aracının Arka Kısmının Üst Görünüşü (Sadraey M. H., 2013)

$$\bar{c} = \frac{2}{3} c_{kök} \frac{1+\lambda+\lambda^2}{1+\lambda} = 0.2 \text{ m} \quad (4.10)$$

$$l_{optimum} = K_c \frac{\sqrt{4Sv_{HT}\bar{c}}}{\sqrt{\pi D_f}} \quad (4.11)$$

$$l_{optimum} = 1.2 \sqrt{\frac{4 \times 0.2 \times 0.78 \times 0.5}{\pi \times 0.225}} = 0.66 \text{ m}$$

4.6. İtki Ağırlık Oranı ve Kanat Yükleme Seçimi

İtke ağırlık oranı ve kanat yüklemesi seçimleri uçak performansının önemli parametrelerindedir. Hava aracı dönüş kabiliyeti, pist kalkış mesafesi kanat yüklemesi

ne kadar düşük ve itki ağırlık oranı ne kadar fazlaysa o ölçüde daha iyi bir performansa sahiptir.

4.6.1. İtke Ağırlık Oranı Seçimi

İtke ağırlık oranı Raymer'in yaklaşımı ve Sadraey'in çeşitli elektrikli motorlar üzerinde yaptığı çalışmalarla bulunmuştur.

Tablo 17. Elektrikli Motorların Birincil Özellikleri (Sadraey M. H., 2013)

Numara	Üretici	Model Adı	Uzunluk (mm)	Çap (mm)	Kütle (kg)	Maksimum akım (A)	Maksimum güç (kW)
1	Hacker	A20-26M EVO	28	28	0.042	12 A; 1130 rpm/V	0.150
2	Raiden	T30A	42.7	60	0.271	58	0.400

$$\frac{T}{W} = \frac{\eta_p}{v} \times \frac{P}{W} \quad (4.12)$$

$$\frac{0.8}{19.44 \frac{m}{s}} \times \frac{275 W}{6.4 kg \times 9.81 \frac{m}{s^2}} = 0.18 \text{ (SI Birim Sistemine Göre)}$$

4.6.2. Kanat Yükleme Seçimi

Kanat yükleme seçimi Raymer'in stall hızı denkleminde göre elde edilmiştir. Seçilen kanat yükleme değeri tahmin edilen değer ile uyumludur.

4.6.2.1. Stall Hızı Denkleminden Kanat Yükleme Değeri

$$\frac{W}{S} = \frac{1}{2} \rho x (V_{stall})^2 x c_{Lmax} \quad (4.13)$$

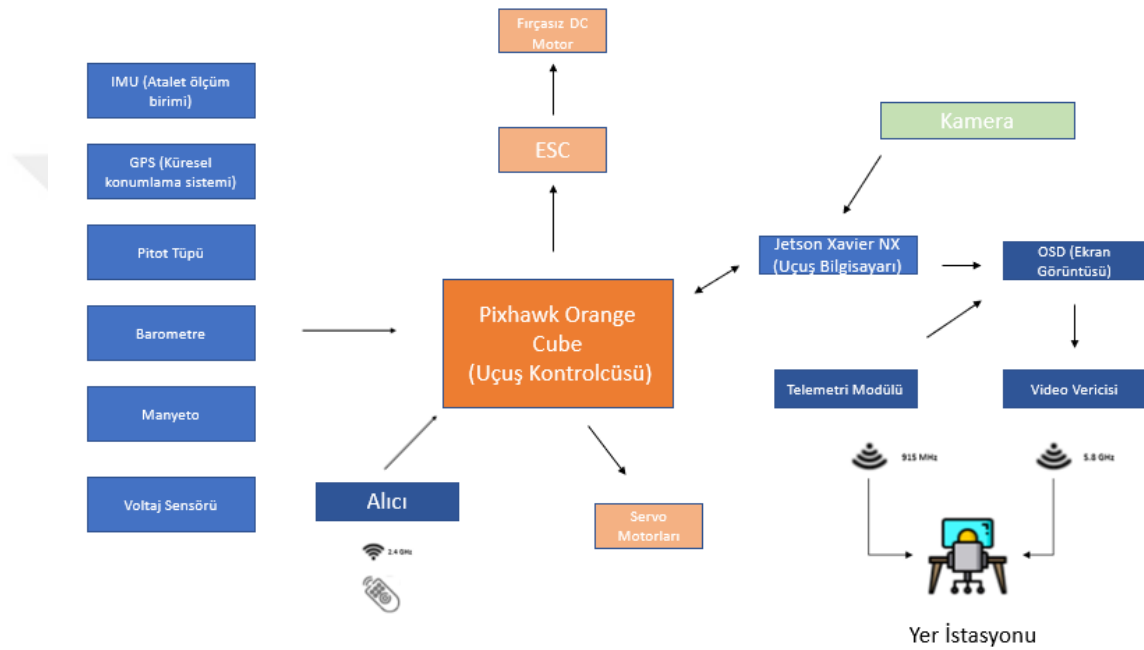
$$\frac{W}{S} = \frac{1}{2} \times 1.189 \frac{kg}{m^3} \times \left(9.66 \frac{m}{s}\right)^2 \times 1.45 = 80.44 \frac{N}{m^2} = 8.19 \frac{kg}{m^2}$$

4.7. İtke Sistemi

4.7.1. Aviyonik Yerleşim Sistemi

Havacılıkta hava aracına ait alt sistemlerin birbiri ile etkileşiminde kendilerine tanımlanan görevlerin yerine getirilebilmesinde elektronik sistemler yaygın olarak

kullanılmaktadır. İnsansız hava araçları aviyonik mimariye sahiptir. Aviyonik sistemleri hava aracı içerisine yayılmış bir ağ gibidir. Bu ağın yapısına aviyonik sistem mimarisi denir. Mimari uçağa, görev gereksinimlerine ve bunlardan türetilen aviyonik sistem gereksinimlerine uygun olmalıdır. Hava aracında fırçasız motor kullanılacaktır. Hava aracı için düşünülen aviyonik sistem mimarisi verilmiştir. Çalışma boyunca kavramsal tasarım ve uçuş performansı ele alındığı için bu bölüm detaylandırılmadı.



Şekil 23. Aviyonik Mimari

4.7.2. Pervane Seçimi

Bu tip elektrik motorlu hava araçlarında genellikle 2 palli pervaneler kullanılmaktadır. Modellerde kullandığımız pervanelerin çapı gerçek uçaklara göre çok küçük olduğu için ikiden daha fazla palli model pervanelerin pal uçları havayı dağıtır. Bu yüzden çok palli model pervanelerinin iki palli pervanelere göre verimleri daha düşüktür. (Tezer, 2022) Bu sebeple insansız hava aracında 2 palli pervane kullanılacaktır. Pervane seçiminde pervanenin inç olarak çapı ve pervanenin hatve değeri önemli parametrelerdir. Bu değerler pervanenin modelinde sırasıyla verilmektedir. Düşük adımli pervaneler yavaş uçuş süratinde güçlü tırmanma ve çabuk hızlanma olanağı sağladığı için düşük adımli EoLo 12x6.5 inç pervane tercih edildi.

Yapısal olarak dayanımı yüksek olduğu için genellikle karbon fiber malzeme kullanılsa da bu tip hava araçlarında esnek malzeme kullanımı daha yaygındır. Literatür çalışmaları sonucu elde edilen bir sonuç olarak yapısal açıdan kuvvetli karbon pervaneler üzerine iniş yapıldığında pervanenin kırılmayarak motor şaftına zarar verdiği gözlemlendi. Bu sorunun çözülebilmesi için daha hafif ve esnek bir pervane modeline geçiş yapıldığı örnek bir çalışmadan tespit edilmiştir. (Özbek, Durmuş, Şöhret, & Karakoç, 2016)



Şekil 24. SunnySky EoLo 12x6.5 inç Pervane (AliExpress, 2023)

4.7.3. Pervane Konumu

Tablo 18. Önden ve Arkadan Pervanenin Avantaj ve Dezavantajları

Önden Pervaneli	Arkadan Pervaneli
Pervanenin ağırlık merkezinin ilerisinde oluşturduğu kuvvet uçağın kararlılığını azaltır.	Pervanenin oluşturduğu kuvvet, ağırlık merkezinin gerisinde olduğu için uçağın kararlılığı artar.
Motorun bataryadan aldığı güç miktarını azaltarak uçuş süresinin artmasını sağlar.	Yüksek hızlardaki türbülanslı hava için daha az sürüklenme oluşturur.
Propwash sayesinde kısa alanlarda kalkışlara imkân sunar.	Kalkış ve iniş esnasında pervane ucunun yere temas etmesine dikkat edilmelidir.

Tablodan da görülebileceği üzere yüksek hızlara ulaşamadığımız için yüksek hızlardaki türbülanslı uçuşlarda daha çok etkinlik gösteren arkadan pervaneli insansız hava aracı yerine, motorun bataryadan aldığı güç miktarını azaltarak uçuş süresinin artmasına olanak sağlayan önden pervaneli model tercih edildi.

4.7.4. Batarya Seçimi

Li-Po terimi, yapılarında Lityum elementi ve polimer bileşikleri içeren Lityum Polimer pillerin kısaltmasıyla ortaya çıkmıştır. Hücre: Li-Po piller, Seri (S) veya paralel (P) bağlı hücrelerden oluşmaktadır. S değeri ise pilin kapasitesini artırır. Piller, sahip oldukları hücre sayısına göre xS ile adlandırılır.

İtki bataryası seçimi benzer hava araçlarındaki itki değerlerinden yola çıkılarak Leopard Power 4200 Mah 18,5V 5s 30C Lipo Batarya seçildi. İtki bataryasının ağırlığı ağırlık tahmini yapılırken hesaplanan batarya ağırlık oranıyla uyumludur.

Tablo 19. İtki Bataryası Genel Özellikleri (Oyuncak Hobi, 2023)

Türü	Yüksek Deşarj Li-Polimer Pil
Model numarası	LP4200/30-5S
Minimum kapasite	4200
Yapılandırma	5S / 18.5V / 5 Hücre
Sürekli deşarj akımı	30C (126.0A)
Patlama deşarj akımı (10 sn)	60C(252.0A)
Şarj hızı	1-2C (maks. 5C)
Ağırlığı	520 gr
Boyutu	Yaklaşık en 138mm x boy 43mm x yükseklik 41mm

Aviyonik sistemin dakikada tükettiği watt miktarı hesaplandığında yaklaşık olarak dakikada 100W'dır.

Bu hesaba göre aviyonik pil benzer hava araçlarında da kullanılan Leopard-Power 4s 2200 mAh 30C Li-Po 14.8V pil kullanılmıştır.

Tablo 20. Aviyonik Batarya Genel Özellikleri

Türü	Yüksek Deşarj Li-Polimer Pil
Model numarası	2200mAh / 14.8V / 30C
Minimum kapasite	2200 mAh
Yapılandırma	4S1p / 14.8V / 4Cell
Sürekli deşarj akımı	30C(66A)
Patlama deşarj akımı (5 sn)	60C(132A)
Şarj oranı	1-2C (maks. 5C)
Ağırlığı	228 gr
Boyutu	yaklaşık Uzunluk 105mm x Genişlik 34mm x Yükseklik 32mm

4.7.5. Motor Seçimi

X4125 V3 BLDC KV610 motor, Eolo 13x7 pervane kullanarak 1 dakikalık çalışma ile 5 saniye pille maksimum 1414 gf itme gücü sağlar. Bu itme sırasında motor çok yüksek bir sıcaklık olan 90 C dereceye ulaşır. Bu nedenle aşırı ısınma nedeniyle motoru sürekli çalıştırılmayacaktır. Sadece kalkış sırasında maksimum itme gücüne ihtiyaç bulunduğundan dolayı kalkıştan sonra motoru %70 olan seyir itme gücüne ayarlanarak kullanılması planlandı.

Tablo 21. Motor Özellikleri (Sunny Sky, 2023)

Stator Çapı	41mm	Rotor Çapı	49.7mm
Stator Kalınlığı	25mm	Gövde Uzunluğu	49mm
Stator Yuvalarının Sayısı	12	Maksimum Lipo Hücresi	5-6S
Rotor Kutuplarının Sayısı	14	ESC	100-130A
Motor Kv	610	Tavsiye Edilen Pervane Çapı (inç)	5S(EOLO15*8/15*10/16*8/16*10) 6S(EOLO13*7/14*7/14*8)
Yük Olmayan Durumda Akım	2.5A/10V		
Motor Direnci	9.7mΩ		
Maksimum Sürekli Akım	120A/30s		
Maksimum Sürekli Güç	2760W		
Kütle	355g		

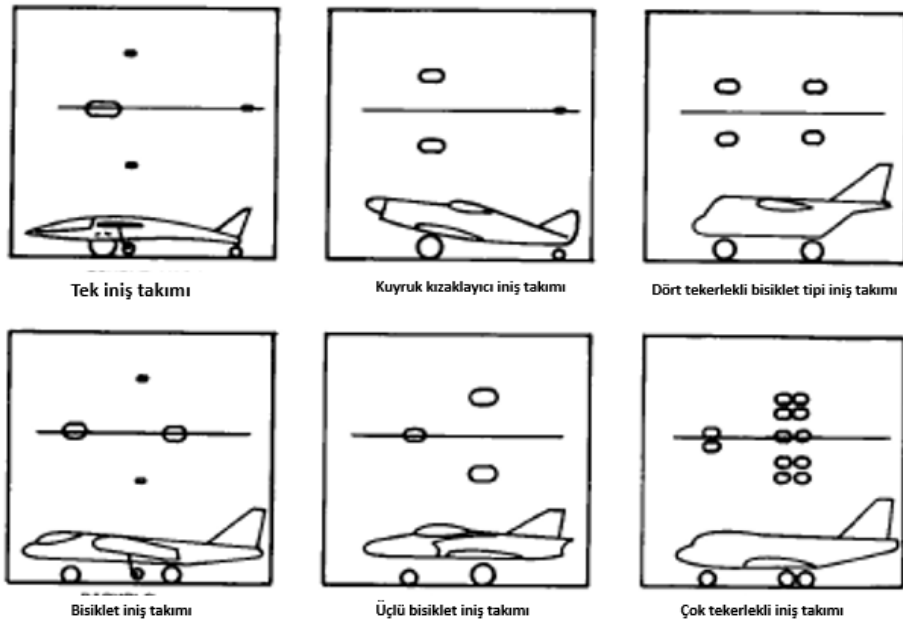
Tablo 22. Motor Aviyonik Kapasitesi (Sunny Sky, 2023)

Pervane (inç)	Volтаж (V)	Amper (A)	İtme (gf)	Watt (W)	Verimlilik (g/W)	RPM	%100 güçte çalışma sıcaklığı
	22.56	2.91	507	65.53	7.74	3566	
	22.53	4.49	746	101.06	7.38	4327	
	22.48	6.70	1021	150.54	6.78	5146	
	22.44	8.65	1245	194.1	6.41	5495	
	22.38	10.84	1474	242.62	6.07	6083	
	22.33	14.04	1800	313.6	5.74	6588	
	22.26	16.37	2000	364.3	5.48	6902	
	22.21	19.51	2257	433.27	5.2	7452	
	22.15	22.30	2497	493.87	5.05	7790	
	22.09	25.76	2753	569.08	4.83	8198	
	21.99	29.34	3011	645.14	4.66	8634	
	21.83	37.80	3570	825.19	4.32	9051	
	21.68	45.24	3981	980.86	4.05	9616	
	21.06	73.00	5217	1537.4	3.39	11114	
Eolo 13*7	25.1	2.45	496	61.57	8.05	3413	90°C 5min
	25.05	4.23	769	105.83	7.27	4294	
	25.02	6.16	1033	154.22	6.69	4994	

4.8. İniş Takımı Boyutlandırması

İniş takımı tipleri Raymer: Uçak Tasarımı: Kavramsal Yaklaşım kitabından yararlanılarak aşağıda listelenmiştir.

- i. Tek iniş takımı
- ii. Kuyruktan kızaklayıcı iniş takımı
- iii. Dörtlü iniş takımı
- iv. Bisiklet tipi iniş takımı
- v. Üçlü iniş takımı
- vi. Çoklu iniş takımı



Şekil 25. İniş Takımı Tipleri (Raymer, 2012)

Çoklu iniş takımı genellikle yolcu uçakları için kullanılmaktadır. Bu nedenle tercih edilmemiştir. Tekli konfigürasyon, gövdenin önünde büyük bir tekerlek gerektirir ve ağırlığın, kanat açıklığı ve kuyruk boyunca dağıtılan nispeten küçük lastiklere ayrılması gerekir. Yüksek ağırlıklarla uğraşmadığımız için ve kanat ve kuyruğa fazladan lastik takılması istenmediğinden bu tip iniş takımları da çalışmamızın kapsamı dışındadır. Kuyruktan kızaklayıcı iniş takımı, tek pervaneli uçaklar için kullanılır ancak pratikte

uygulanması zorluklar çıkartır. Bu nedenle, bu iniş takımı konfigürasyonu bizim durumumuz için geçerli değildir. Bisiklet konfigürasyonu, uçağın neredeyse yatay olarak inebilmesi için daha düşük saldırı açısında yüksek kaldırma katsayısına sahip olmasını gerektirir. Düşük hücum açısında kaldırma katsayımız bu gereksinimi karşılayacak kadar yüksek değildir ve bisiklet konfigürasyonunu uygunsuz hale getirir.

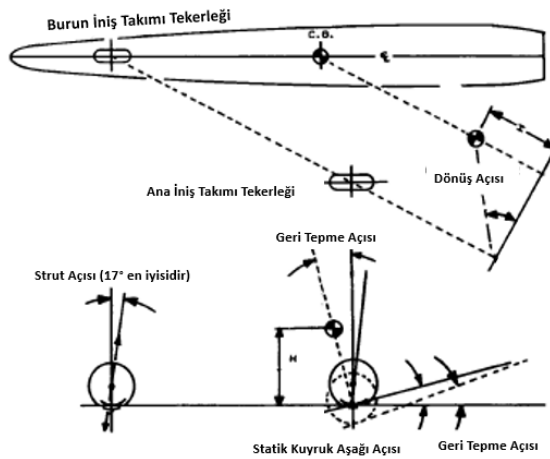
Yerde dinamik olarak dengeli olması sebebiyle manevraya izin vermesi, pervanenin korunmasının daha iyi olması, yerle ilk temastan sonra daha az sekme ve daha kolay iniş sağlaması gibi avantajları yüzünden üçlü iniş takımı kullanılacaktır. (Gudmunsson, 2022)

4.8.1. Üçlü İniş Takımının Boyutlandırılması

İniş takımları, İHA ağırlığının kuvvetlerini ve iniş sırasında oluşan dinamik yükleri taşır. Dinamik yükler üzerinde bulunan iniş takımı lastikleri ve yayları ile karşılanacağından statik yükler ve geometrik ilişkiler bu aşamada belirlenebilir. İniş takımlarının ilk yerleşimi ile ilgili referans kitabımız, Gudmunsson ve Sadraey'inkilerden sonra en ayrıntılı kitap olması nedeniyle Raymer'in kitabıdır. Raymer, iniş takımlarının aşağıdaki tabloda listelenen gereksinimleri karşılaması gerektiğini önermektedir.

Tablo 23. İniş Takımı İçin Gereksinimleri (Raymer, 2012)

Gereksinim 1	Kaldırma katsayısının %90'ının elde edildiği hücum açısında kuyruğun yere çarpmadığını gösterilmelidir. (Çoğu durumda 15 dereceden yüksek olması yeterlidir.)
Gereksinim 2	İHA 5 derece döndüğünde kanat ucunun yerden 6 inç ofset olduğunu gösterilmelidir.
Gereksinim 3	Kuyruğun yere çarpması için gereken açının, boyuna bakış açısında İHA'nın ana tekerlekleri ile Ağırlık Merkezi arasındaki açıdan daha küçük olduğunu gösterir.
Gereksinim 4	Ağırlık merkezi, ana tekerlek konumu ve zemin arasındaki açının 63 dereceden düşük olduğunu gösterir (53 dereceden düşük olması çok daha iyidir.)
Gereksinim 5	Pervaneli İHA için, pervane ucu ile yer arasında en az 7 inç mesafe olduğunu gösterir.
Gereksinim 6	Burundaki tekerin hava aracının toplam kalkış ağırlığının %8-15'i kadar yüklendiğini gösterir.

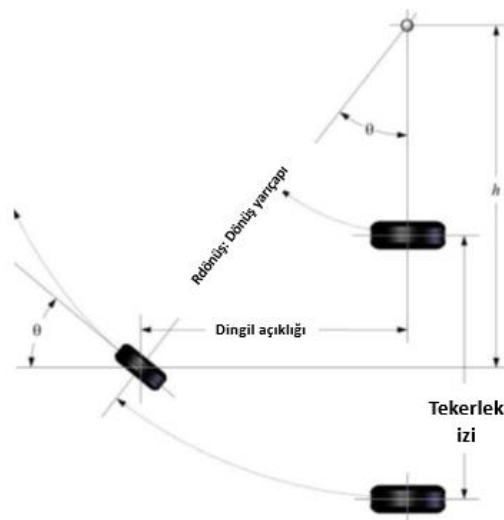


Şekil 26. Üçlü İniş Takımı Geometrisi (Raymer, 2012)

Burun tekerleği yükü hesaplandıktan sonra, kalan yüzdeden ana yük elde edilebilir. Tüm bu geometriye bağlı matematiksel ilişkiler, değerleri hesaplamak ve gereksinimlerin karşılanıp karşılanmadığını kontrol etmek için bir Excel sayfası hazırlamak için kullanılır. Excel tablosu XFLR koordinat sistemi dikkate alınarak hazırlanmıştır. Dingil mesafesi ve tekerlek izi değerleri belirlendikten sonra, Gudmunsson'a göre dönüş yarıçapı hesaplanabilir.

4.8.2. Dönüş Yarıçapı

Dingil mesafesi belirlendikten sonra, burun tekerleği dönüş açısı kullanılarak dönüş yarıçapı hesaplanabilir. Notasyonlar aşağıdaki şekilde verilmiştir. Dönüş yarıçapının küçük olması iniş ve kalkış koşullarında hava aracına avantaj sağlamaktadır.



Şekil 27. Dönüş Yarıçapı (Gudmunsson, 2022)

Formüller Gudmunsson – Genel Havacılık Uçak Tasarımı kitabından alınmıştır. Dönüş yarıçapı bulunurken aşağıdaki formülden yararlanırılır.

$$R_{dönüş} = \text{Dingil açıklığı} \times \sqrt{1 + 1/\tan^2(\theta)} \quad (4.14)$$

İHA'yı sağ veya sol ana tekerleği üzerinde döndürmek gerekirse, gerekli minimum dönüş açısı, h'nin tekerlek izinin yarısı olduğu varsayılarak hesaplanabilir. Geometriden, h'nin nasıl temsil edileceği bulunabilir ve tekerlek izinin yarısına eşitlenebilir.

$$h = \frac{\text{Dingil açıklığı}}{\tan(\theta)} = \frac{\text{Tekerlek izi}}{2} \quad (4.15)$$

$$\theta = \text{atan}\left(2 \times \frac{\text{Dingil açıklığı}}{\text{Tekerlek izi}}\right) \quad (4.16)$$

Nihai geometri ve ağırlık merkezi belirlendiğinde iniş takımlarının yerleştirilmesi ve boyutlandırılması bu doğrultuda yapıldı ve EK1'deki gibi katı model üzerinde uygulandı.

5. BÖLÜM

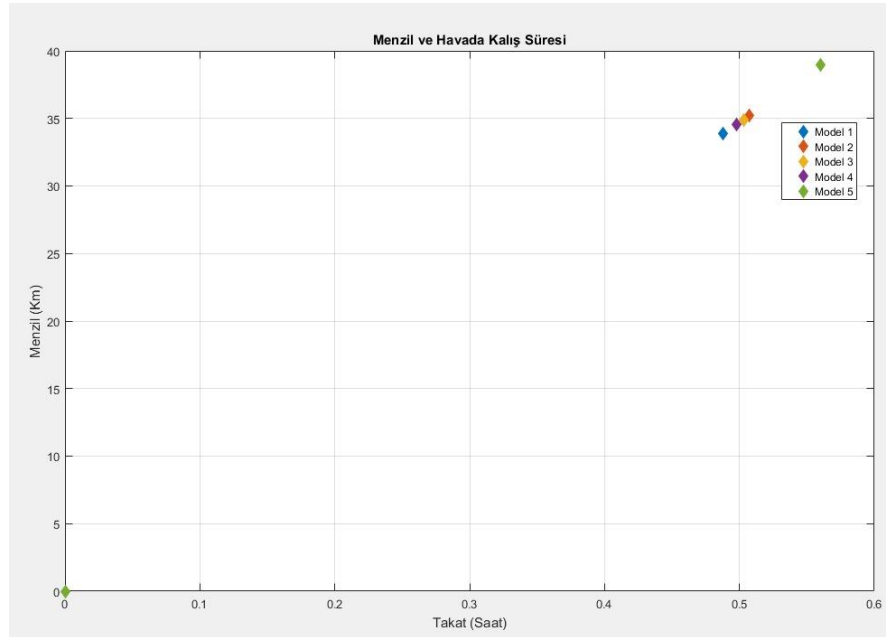
SONUÇLAR

5.1. Verilerin Karşılaştırılması

Raymer tarafından sunulan ampirik hesap sonucunda ok açısının menzil ve havada kalış süresine etkisi aşağıdaki tabloda gözükmektedir. Ok açısı arttıkça menzil ve havada kalış süresinin azaldığı sonucuna ulaşıldı ve ok açısız bir tasarım yapıldı.

Tablo 24. Ok Açısı Değerleri

	Ok açısı (Δ) (derece)
Model 1	20
Model 2	5
Model 3	10
Model 4	15
Model 5	0

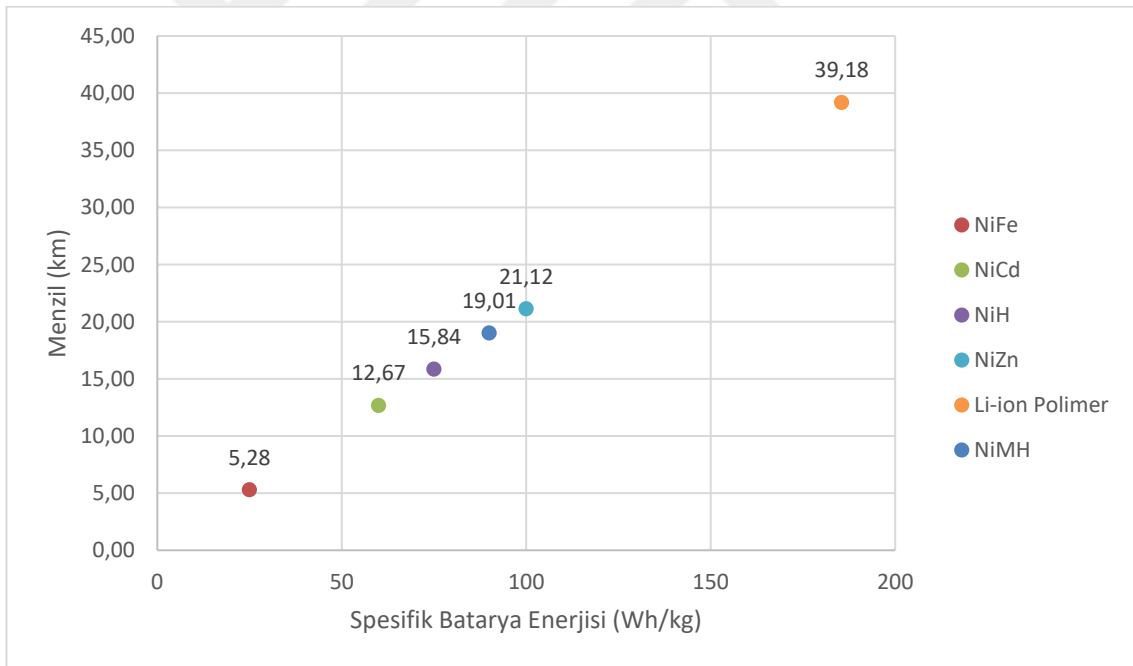


Şekil 28. Ok Açısının Menzil ve Havada Kalış Süresine Etkisi

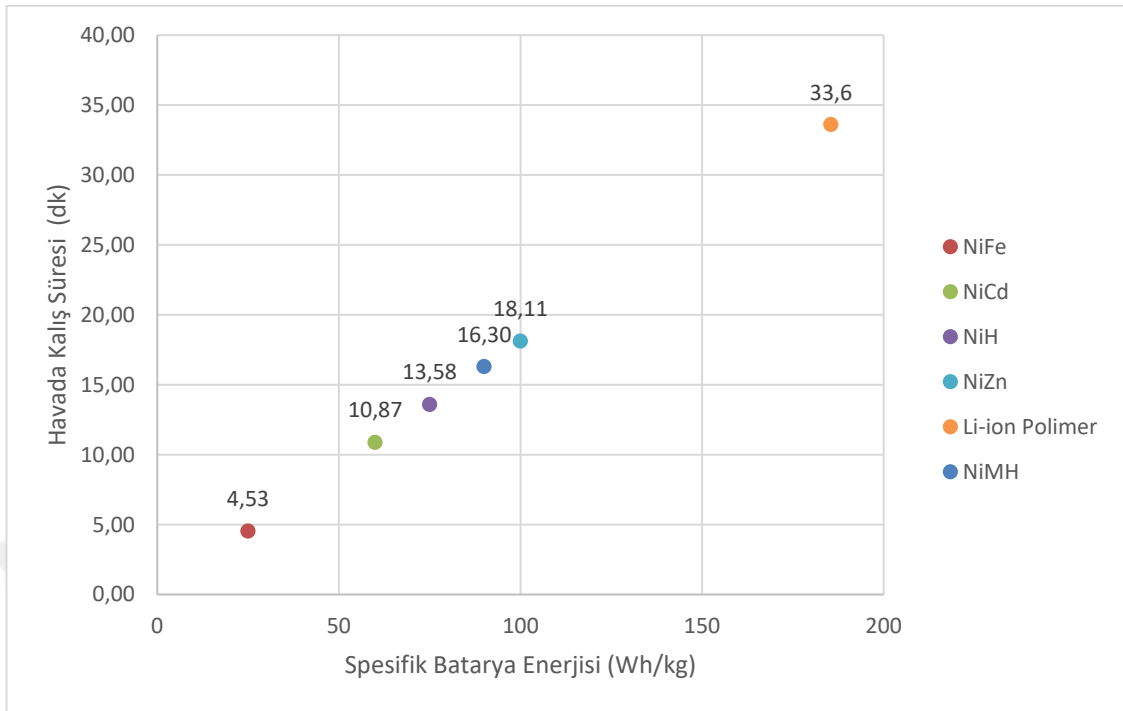
Aşağıdaki tabloda Raymer tarafından oluşturulan bazı kimyasalların spesifik batarya enerjileri sunuldu. Bu kimyasalların bataryada kullanılması halinde elde edilecek menzil ve havada kalış süreleri aşağıda yer alan grafiklerde paylaşıldı. Sonuçlar neticesinde Li-ion polimer batarya kullanılmasına karar verildi.

Tablo 25. Kimyasallar ve Bataryadaki Spesifik Enerjileri

İsim	Kimyasal adlandırma	Spesifik batarya enerjisi (Wh/kg)
Nikel Demir	NiFe	25
Nikel Kadmiyum	NiCd	60
Nikel Hidrojen	NiH	75
Nikel Metal Hidrit	NiMH	90
Nikel Çinko	NiZn	100
Lityum Polimer	Li-on Polimer	182.5



Şekil 29. Batarya Özgül Enerjisi ve Menzil Arasındaki İlişki



Şekil 30. Batarya Özgül Enerjisi ve Havada Kalış Süresi Arasındaki İlişki

5.2. Kullanılan Veriler

Bu bölümde tasarlanacak insansız hava aracı için elde edilen menzil ve havada kalış süresi değerleri yer almaktadır. Bunun yanında benzer hava araçlarına göre elde edilen performans özellikleri karşılaştırılmıştır.

Tablo 26. Menzil ve Havada Kalış Süresi İçin Girdiler

Batarya ağırlığının toplam kalkış ağırlığına oranı	0.072
Pervane verimi	0.8
Bataryadan motor çıkış şaftına kadar olan toplam sistem verimi	0.9
Seyir hızı (m/s)	19.70
Stall hızı (m/s)	9.66
Spesifik batarya enerjisi ($W \times \text{saat} / \text{kg}$)	182.50
Maksimum taşıma katsayısı	1.45

5.3. Sonuçlar

Bilgisayar destekli tasarımı ekler bölümünde yer alan insansız hava aracı için elde edilen menzil ve havada kalış süresi değeri hesaplandı. Benzer İnsansız Hava Araçları Literatür Araştırması bölümünde ele alınan benzer kategorideki hava araçlarının bazılarına göre menzil değeri artışı gözlenmektedir.

$$E = \frac{L}{D} \times \frac{E_{sb} \eta_{b2s} \eta_p}{gV} \times \frac{m_b}{m} \quad (5.1)$$

$$E = 10 \times \frac{182.5 \frac{m^2 \times 3600s}{s^3} \times 0.8 \times 0.9}{9.81 \frac{m}{s^2} \times 19.44 \frac{m}{s}} \times \frac{520g}{6400g} = 2124 s = 33.6 \text{ dakika}$$

$$R = \frac{L}{D} \times \frac{E_{sb} \eta_{b2s} \eta_p}{g} \times \frac{m_b}{m} \quad (5.3)$$

$$R = 10 \times \frac{182.5 \frac{m^2 \times 3600s}{s^3} \times 0.8 \times 0.9}{9.81 \frac{m}{s^2}} \times \frac{520g}{6400g} = 41290 m = 39.18 km$$

Bu çalışmada menzil ve havada kalış süresi parametrelerine dikkat çekilerek bu performansın iyileştirmesine yönelik tasarım kuralları hakkında bilgi verildi. Bunun yanında bir hava aracının kavramsal tasarım aşamaları anlatıldı. İnsansız hava aracı komponentlerinin tasarımı hakkında bilgi verildi. Ek olarak, elektrik motorlu tasarım yaklaşımı enerji verimliliği açısından havacılık trendinde yerini almaktadır. Bu geçiş sürecinde motor seçimi hakkında genel bilgi verildi. Elektrik motor entegrasyonu, İHA'ların operasyonel maliyetleri düşürmesini sağlar.

Bu nedenle, bu çalışma, performans parametreleri göz önünde bulundurularak yeni bir İHA tasarımı sunarak İHA teknolojisinin ilerlemesine katkıda bulunmaktadır. Daha verimli bir İHA tasarımı, İHA'ların savunma, keşif ve gözetleme görev profilleriyle sektörde daha fazla kullanılmasını sağlayabilir.

Bu tez çalışması, gelecekteki İHA tasarımlarının geliştirilmesine ve İHA teknolojisinin ilerlemesine katkıda bulunma potansiyeline sahiptir. Performans parametrelerini optimize ederek İHA tasarım sürecine yönelik bir yaklaşım sunar. Bu araştırmanın sonuçları, İHA'ların daha verimli, güvenilir ve uzun süre aktif olarak çalışmasını sağlamak için daha fazla araştırma ve geliştirme yapılmasına da yol açabilir.

KAYNAKÇA

- Agostino, S., Mammone, M., Nelson, M., Zhou, T., Arjomandi, M., 2007. Classification Of Unmanned Aerial Vehicles. The University of Adelaide, Adelaide, 48 s.
- Airfoil Tools, 2020. SELIG 3002-099-83 (s3002-il). (Web sayfası: <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=s3002-il>), (Erişim Tarihi: Şubat 2023).
- AliExpress, 2019. Sunnysky eolo 12*6.5 inç pervane. (Web sayfası: <https://tr.aliexpress.com/item/1005002340481048.html#nav-review>), (Erişim Tarihi: Mart 2023).
- ASA, 2016. Aerodynamics: The four forces part 2. learn to fly. (Web sayfası: <http://learntoflyblog.com/2014/09/18/learn-to-fly-6-the-four-forces-part-2/>) , (Erişim Tarihi: Ocak 2023).
- Bento, M. D., 2008. Unmanned Aerial Vehicles: An Overview. **InsideGNSS**, 3 (1): 54-61.
- Boldaz, Ç., Türe, A. R., Çapkın, K., Ekşioğlu, E., Saygılı, B. 2021. Sabit Kanatlı İnsansız Hava Aracı. Karadeniz Teknik Üniversitesi, Bitirme Projesi, Trabzon, 43 s.
- Çoban, S., & Oktay, T. 2018. Unmanned Aerial Vehicles (UAVs) According to engine type. **Journal of Aviation**, 2 (2): 177-184.
- Gongzhang, H., Axtelius, E. 2020. Aircraft Winglet Design: Increasing The Aerodynamic Efficiency Of A Wing. KTH Royal Institute of Technology, Lisans Tezi, Stockholm, 30 s.
- Gudmunsson, S. 2022. General Aviation Aircraft Design, Second Edition. Butterworth-Heinemann, Florida, 1146 s.

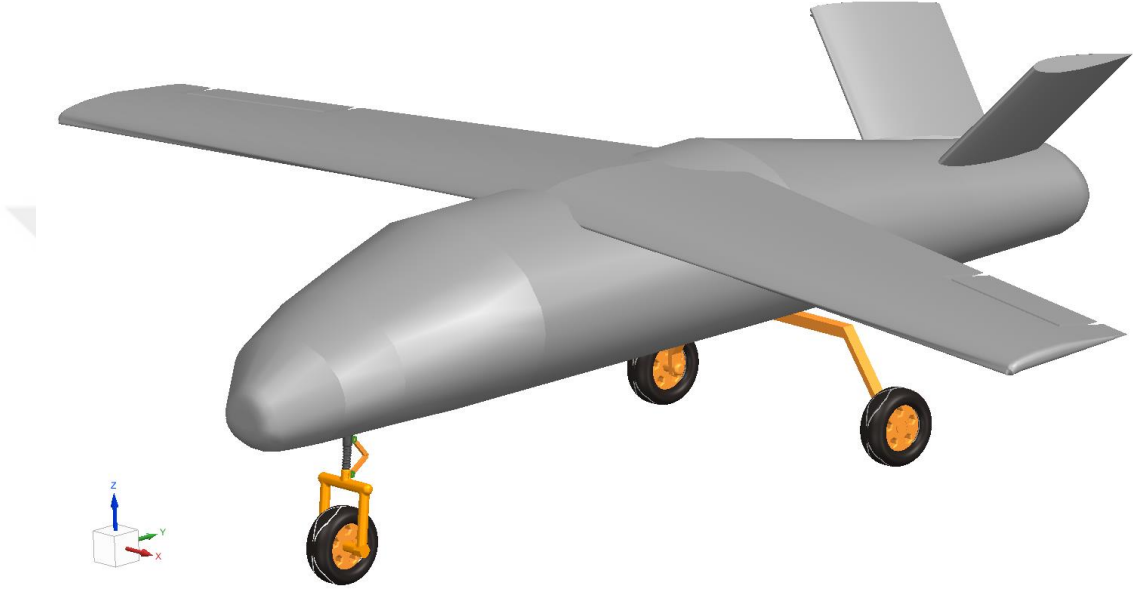
- Gundlach, J. 2012. Designing Unmanned Aircraft Systems: A Comprehensive Approach. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Manassas, 869 s.
- Hepperle, M. 2012. Electric flight – potential and limitations. **NATO Science and Technology Organization**, 9 (230): 1-30.
- Jr., J. D. 2016. Uçak ve Uzay Mühendisleri için Uçuşa Başlangıç (Çev. Adil Yükselen). Nobel Yayıncılık, İstanbul, 924 s.
- Karaboğa, F. Sürükleme kuvveti (drag force). (Web sayfası: <https://t.ly/Yuv>), (Erişim Tarihi: Kasım 2023).
- National Aeronautics and Space Administration. 2015. shape effects on drag. (Web sayfası: <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/rocket/shaped.html>), (Erişim Tarihi: Mart 2023).
- Oyuncak Hobi. 2022. Leopard power lipo batarya pil t plug. (Web sayfası: <https://www.oyuncakhobi.com/leopard-power-2200-mah-148v-4s-30c-lipo->), (Erişim Tarihi: Şubat 2023)
- Oyuncak Hobi. 2022. Leopard power lityum polimer lipo batarya pil t plug. (Web sayfası: <https://www.oyuncakhobi.com/leopard-power-4200-mah-185v-5s-30c-lipo->), (Erişim Tarihi: Şubat 2023).
- Özbek, E., Durmuş, S., Şöhret, Y., Karakoç, H. 2016. Elektrik motorlu ve yüksek faydalı yük oranlı mikro sınıfı bir iha tasarımı, üretimi ve testleri. **Sürdürülebilir Havacılık Araştırmaları Dergisi**, 1 (2): 80-91.
- Özpınar, K. 2022. Motorlu Çok Hafif Hava Aracının Protipinin Tasarımı ve Geliştirilmesi. Necmettin Erbakan Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Yüksek Lisans Tezi, Konya, 107 s.
- Profesyonel Mühendislik. 2022. Solar-powered Airbus Zephyr aircraft hits new heights during 36 days of flight. (Web sayfası: <https://www.imeche.org/news/news-article/solar-powered-airbus-zephyr-aircraft-hits-new-heights-during-36-days-of-flight>), (Erişim Tarihi: Aralık 2023)

- Raymer, D. P. 2012. Aircraft Design: A Conceptual Approach, 5th Edition. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Playa del Rey, 1017 s.
- Sadraey, M. H. 2013. Aircraft Design A Systems Engineering Approach. Wiley, New Hampshire, 799 s.
- Sadraey, M. H. 2017. Aircraft Performance: An Engineering Approach. CRC Press Boca Raton, 572 s.
- Sunny Sky. 2021. SunnySky X Series V3 X4125 V3 brushless motors. (Web sayfası: <https://sunnyskyusa.com/products/sunnyskyx4125?variant=1589123475055>), (Erişim Tarihi: Şubat 2023)
- Kolektif. 2019. Uçak Bakım. T.C. Milli Eğitim Bakanlığı, Ankara, 98 s.
- Tezer, E. 2019. .Pervane seçimi. (Web sayfası: <https://www.rcmodelgarage.com/?pnum=110&pt=PERVANE+SE%C3%87%C4%B0M%C4%B>), (Erişim Tarihi: Ocak 2023)
- Wikipedia. 2018. Airbus Zephyr. (Web sayfası: https://en.wikipedia.org/wiki/Airbus_Zephyr), (Erişim Tarihi: Ekim 2022)
- Wikipedia. 2020. EMT Aladin. (Web sayfası: https://en.wikipedia.org/wiki/EMT_Aladin#), (Erişim Tarihi: Ekim 2022)
- Wikipedia. 2021. Angle of incidence. (Web sayfası: https://en.wikipedia.org/wiki/Angle_of_incidence_%28aerodynamics%29), (Erişim Tarihi: Ocak 2023)
- Yalçın, N. O., Boyacı, A. 2020. İnsansız hava araçlarının hareket ve yönlendirme protokollerine göre performans ölçümü. **İstanbul Ticaret Üniversitesi Teknoloji ve Uygulamalı Bilimler Dergisi**, 3 (1): 27-40.
- Yükselen, A. 2018. Uçuşun esasları – kanatlar, kuyruk yüzeyleri. (Web sayfası: <https://web.itu.edu.tr/yukselen/UCK111/B%F61%FCm%205-%20U%20E7u%FEun%20Esaslar%FD.pdf>), (Erişim tarihi: Ocak 2023).

Yükselen, A. 2016. Aerodinamik kuvvet ve momentler. (Web sayfası: <https://web.itu.edu.tr/~yükselen/Uck351/02-%20Aerodinamik%20kuvvet%20ve%20momentler.pdf>), (Erişim tarihi: Ocak 2023).

Zakaria, M. Y., Abdallah, M. M., Elshafie, M. A. 2012. Design and Production of Small Tailless Unmanned Aerial Vehicle, 1-25 s. 15. *International Conference On Applied Mechanics and Mechanical Engineering, Mayıs 29-31, 2012, Cairo.*



EKLER**EK 1.**

Şekil 31. İHA Bilgisayar Destekli Tasarımı

ÖZGEÇMİŞ

KİŞİSEL BİLGİLER

Adı Soyadı: İsmail Anıl ARDA
Uyruğu: Türkiye (T.C)

EĞİTİM

Derece	Kurum	Mezuniyet Tarihi
Lisans	Erciyes Üniversitesi, Uçak Mühendisliği	2021
Lise	Çubuk Fen Lisesi, Ankara	2017

İŞ DENEYİMLERİ

Yıl	Kurum	Görev
2021-Halen	Türk Havacılık ve Uzay Sanayii	Tasarım Mühendisi

YABANCI DİL

İngilizce

YAYINLAR

1. Arda, İ. A. & Oktay T., 2023. Effect Of Uav Wing Geometry On Range And Endurance, 151-156, 6. *Uluslararası Afrika Kongresi*, 10-11,02,2023, Tripoli, İksad Publications, 590 s.