T.C.

YILDIZ TEKNİK ÜNİVERSİTESİ

FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

YAKIT HÜCRESİ, FOTOVOLTAİK VE BATARYADAN OLUŞAN HİBRİT ENERJİ SİSTEMİNE SAHİP KEŞİF VE GÖZLEM AMAÇLI BİR İNSANSIZ HAVA ARACININ TASARIMI

Yakup ORHAN

YÜKSEK LİSANS TEZİ

Enerji Teknolojileri Anabilim Dalı

Enerji Teknolojileri Programı

Danışman

Prof. Dr. Ali Volkan AKKAYA

Mart, 2025

T.C.

YILDIZ TEKNİK ÜNİVERSİTESİ

FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

YAKIT HÜCRESİ, FOTOVOLTAİK VE BATARYADAN OLUŞAN HİBRİT ENERJİ SİSTEMİNE SAHİP KEŞİF VE GÖZLEM AMAÇLI BİR İNSANSIZ HAVA ARACININ TASARIMI

Yakup ORHAN tarafından hazırlanan tez çalışması 12/03/2025 tarihinde aşağıdaki jüri tarafından Yıldız Teknik Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Enerji Teknolojileri Anabilim Dalı, Enerji Teknolojileri Programı **YÜKSEK LİSANS TEZİ** olarak kabul edilmiştir.

Prof. Dr. Ali Volkan AKKAYA
Yıldız Teknik Üniversitesi
Danışman

Jüri Üyeleri

Prof. Dr. Ali Volkan AKKAYA, Danışman
Yıldız Teknik Üniversitesi _____

Prof. Dr. Burhanettin ÇETİN, Üye
Yıldız Teknik Üniversitesi _____

Dr. Öğr. Üyesi Şule KAPKIN, Üye
İstanbul Üniversitesi-Cerrahpaşa _____

Danışmanım Prof. Dr. Ali Volkan AKKAYA sorumluluğunda tarafımca hazırlanan "Yakıt Hücresi, Fotovoltaik ve Bataryadan Oluşan Hibrit Enerji Sistemine Sahip Keşif ve Gözlem Amaçlı Bir İnsansız Hava Aracının Tasarımı" başlıklı çalışmada veri toplama ve veri kullanımında gerekli yasal izinleri aldığımı, diğer kaynaklardan aldığım bilgileri ana metin ve referanslarda eksiksiz gösterdiğimi, araştırma verilerine ve sonuçlarına ilişkin çarpıtma ve/veya sahtecilik yapmadığımı, çalışmam süresince bilimsel araştırma ve etik ilkelerine uygun davrandığımı beyan ederim. Beyanımın aksinin ispatı halinde her türlü yasal sonucu kabul ederim.

Yakup ORHAN

İmza

Eşim Rumeysa ORHAN'a

ithaf ediyorum

TEŞEKKÜR

İnsansız hava araçlarının kullanımı günümüzde giderek artmaktadır. Gelecekte İHA'lar daha fazla geliştirilerek başka amaçlar ve seviyelerde kullanılacağı beklenmektedir. İHA'ların yakıt hücresi, fotovoltaik ve bataryadan oluşan bir hibrit sisteme sahip olması birçok avantajı beraberinde getirmektedir. Yakıt hücrelerinin, hava araçlarında tam anlamı ile kullanılması biraz zaman alacaktır. Bu konuda hazırlamış olduğum yüksek lisans tezimin, bundan sonra yapılacak olan akademik ve endüstriyel çalışmalarda iyi bir referans olmasını temenni ederim.

Danışman hocam Prof. Dr. Ali Volkan AKKAYA'ya desteklerinden dolayı kendilerine çok teşekkür ediyorum.

Tez çalışması esnasında eşim Rumeysa'ya, çocuklarım Yusufhan ve Yiğit Ali ile zaman ayıramadığım için ve onların göstermiş olduğu bu anlayışlarından dolayı kendilerine minnettarım. Beni bugünlere getiren annem ve rahmetli babam başta olmak üzere, canım aileme en derin sevgilerimi ve şükranlarımı sunarım.

Yakup ORHAN

İÇİNDEKİLER

SİMGE LİSTESİ vii
KISALTMA LİSTESİ ix
ŞEKİL LİSTESİ x
TABLO LİSTESİ xii
HARİTA LİSTESİ xiv
ÖZET xv
ABSTRACT xvii
1 GİRİŞ 1
2 LİTERATÜR ARAŞTIRMASI 5
2.1 Atmosfer Katmanları....5
2.2 Uçuş Keşif Bölgesi....8
2.3 İnsansız Hava Araçları (İHA)....11
2.3.1 İHA Çalışma Prensibi ve Sınıflandırılması....12
2.3.2 İHA'larda Kullanılan Enerji Türleri....14
2.3.3 İHA Tahrik Sistemi....14
2.4 Yakıt Hücresi....16
2.4.1 Yakıt Hücresi Çeşitleri....19
2.4.2 Yakıt Hücresi Termodinamiği....26
2.4.3 Rejeneratif Yakıt Hücresi Sistemleri....29
2.4.4 Hidrojen Depolama Sistemleri....30
2.5 Fotovoltaik Sistem ve Özellikleri....35
2.5.1 MPPT (Maksimum Güç Noktası Takibi)....40
2.5.2 Güneş Işınımı Tahmin Analizi....41
2.6 Batarya Çeşitleri ve Özellikleri....43
3 KAVRAMSAL TASARIM 50
3.1 Uçuş Profilinin Belirlenmesi....50
3.2 Gövde Tasarımlarının İncelenmesi....51
3.3 Kanat Tasarımlarının İncelenmesi....51
3.3.1 Kanatların Gövdedeki Konumlarının Sınıflandırılması....52
3.3.2 Kanat Profilinin Seçilmesi....53
3.4 Kuyruk Tasarımlarının İncelenmesi....56
3.4.1 Kuyruk Yapılarının Sınıflandırılması....56
3.5 İniş Takımlarının İncelenmesi....58
3.6 İHA Yapısal Boyut Parametrelerinin Belirlenmesi....58

3.7 Ortalama Ağırlık Tahmini 60
3.8 Aerodinamik Hesaplamalar 65
3.9 Ortalama Güç Hesabı 70
4 EKİPMAN SEÇİMİ – AĞIRLIK VE GÜÇ HESAPLAMASI – UÇUŞ SENARYOSU 72
4.1 İHA Motor ve Pervane Seçimi 72
4.2 Fotovoltaik Panel Seçimi 74
4.2.1 MPPT Seçimi 77
4.3 Batarya Seçimi 78
4.4 Yakıt Hücresi Seçimi 80
4.5 İHA Toplam Ağırlık Hesaplamaları 84
4.6 İHA Yeni Güç Hesaplamaları 88
4.7 Uçuş Senaryolarının Gerçekleştirilmesi 93
4.7.1 Hibrit Sisteme Sahip İnsansız Hava Aracının Karbon Emisyon Azaltımı 98
4.7.2 İHA Üretimi İçin Maliyet Analizi 99
5 ENERJİ YÖNETİM SİSTEMİ 101
5.1 Enerji Yönetim Sistemlerinin İncelenmesi 103
5.2 Enerji Yönetim Sistemi Stratejisinin Uygulanması 107
6 İHA 3D TASARIMI 117
6.1 Kanat Tasarımı 117
6.2 Kuyruk Tasarımı 118
6.3 Gövde Tasarımı 120
6.4 Pervane Tasarımı 121
6.5 İHA Genel Tasarımı 122
7 TARTIŞMA 125
8 SONUÇ 129
KAYNAKÇA 131
TEZDEN ÜRETİLMİŞ YAYINLAR 139

SİMGE LİSTESİ

I	Akım
j	Akım Yoğunluğu
A	Amper
m_a	Atom Kütlesi
$℃$	Derece
ln	Doğal Logaritma
E_{supply}	Enerji Tedariği
ΔH	Entalpi Değişimi
ΔS	Entropi Değişimi
F	Faraday Sabiti
ft	Feet (İngiliz Birim Sisteminde Uzunluk Ölçü Birimidir)
$\dot{n}$	Gaz Molar Akış Tüketim Oranı
ΔG	Gibbs Serbest Enerjisindeki Değişim
gr	Gram
P	Güç
$E_{solarpower}$	Fotovoltaik Sistemden Elde Edilen Enerji
ρ	Havanın Yoğunluğu
R	İdeal Gaz Sabiti
$E_{İHA}$	İHA'nın Talep Ettiği Toplam Enerji Miktarı (kWh)
W	İHA'nın Toplam Ağırlığı
V	İleri İHA Hızı
T	İtme Kuvveti
C_L	Kaldırma Katsayısı
S	Kanat Yüzey Alanı
K	Kelvin
kg	Kilogram
km	Kilometre
kJ	Kilojoule
kWh	Kilowatt Saat
L	Litre
C_{Lmax}	Maksimum Kaldırma Katsayısı
m	Metre
μm	Mikrometre
mAh	Miliamper-saat
mm	Milimetre
L/D_{max}	Minimum Sürükleme Hızı
n	Mol Sayısı
mol	Molar
ν	Molar Debisi (mol/s)
N	Newton ($kg.m/s^2$)
P_{max}	Kalkış Sırasındaki Maksimum Güç

kJ	Kilojoule
Pa	Pascal
η_p	Pervane Verimi
h	Saat
s	Saniye
P_{cr}	Seyir Uçuş Güçü
T	Sıcaklık
P_∞	Standart Şartlarda Basınç
T_∞	Standart Şartlarda Sıcaklık
g_∞	Standart Şartlarda Yerçekim İvmesi
λ	Stokiyometri
C_D	Sürüklenme Kuvveti Katsayısı
N	Yakıt Hücre Sayısı
V	Volt
h	Yükseklik
W	Watt (Güç)
Wh	Watt Hour (Saat)

KISALTMA LİSTESİ

ABD	Amerika Birleşik Devletleri
AC	Alternatif Akım
AFC	Alkaline Fuel Cell (Alkalin Yakıt Hücresi - AYH)
AM	Air Mass (Hava Kütlesi)
AR	Kanat Açıklık Oranı
BLDC	Brushless DC Motor (Fırçasız DC Motor)
DC	Doğru Akım
DMFC	Direct Methanol Fuel Cell (Doğrudan Metanol Yakıt hücresi DMYH)
ESC	Electronic Speed Control (Elektronik Hız Kontrolü)
EMS	Energy Management System (Enerji Yönetim Sistemi)
FC	Fuel Cell (Yakıt Hücresi)
HALE	High Altitude Long Endurance (Yüksek İrtifa Uzun Dayanımlı)
HHV	Higher Heating Value (Yüksek Isıtma Değeri)
İHA	İnsansız Hava Aracı
PAFC	Phosphoric Acid Fuel Cell (Fosforik Asit Yakıt Hücresi - FAYH)
PEM	Proton Exchange Membrane (Polimer Elektrolit Membran)
PEMFC	Proton Exchange Membrane Fuel Cell (Polimer Elektrolit Membran Yakıt Hücresi - PEMYH)
PMSM	Permanent Magnet Synchronous Motor (Sürekli [kalıcı] Mıknatıslı Senkron Motor)
PV	Photovoltaic (Fotovoltaik)
KW	Kilowatt
LHV	Lower Heating Value (Alt Isıtma Değeri)
MALE	Medium Altitude, Long Endurance (Orta İrtifa Uzun Dayanımlı)
MCFC	Molten Carbonate Fuel Cell (Erimiş Karbonlu Yakıt Hücresi - EKYH)
MEA	Membrane Electrode Assembly (Membran Elektrot Düzeneği)
MPPT	Maximum Power Point Tracking (Maksimum Güç Noktası Takibi)
MTOW	Maximum Takeoff Weight (Azami Kalkış Ağırlığı)
MW	Megawatt
NATO	North Atlantic Treaty Organization (Kuzey Atlantik Antlaşması Örgütü)
SİBD	Sıcaklığın İrtifaya Bağlı Değişimi
SOC	State of Charge (Şarj Durumu)
SOFC	Solid Oxide Fuel Cell (Katı Oksit Yakıt Hücresi - KOYH)

ŞEKİL LİSTESİ

Şekil 2.1 Dünya'nın atmosfer katmanları 5
Şekil 2.2 Güneş ışığının dalga boyuna bağlı değişimi 8
Şekil 2.3 Aylık ortalama güneş radyasyon dağılımı 9
Şekil 2.4 Türkiye aylık ortalama güneşlenme süreleri (saat) 10
Şekil 2.5 Sabit kanatlı İHA ve döner kanatlı İHA 13
Şekil 2.6 İHA tahrik sistemi sınıflandırılması 15
Şekil 2.7 Rotor (sol) ve stator (sağ) 16
Şekil 2.8 İHA 10.000 m irtifada uçuş gücü (W) - kütle ilişkisi (kg) 17
Şekil 2.9 PEM tipi yakıt hücresinin şematik gösterimi 21
Şekil 2.10 Tekli ve çok hücreli PEM yakıt hücresi şematik gösterimi 21
Şekil 2.11 Açık yakıt hücresi (solda) kapalı yakıt hücresi (sağda) 22
Şekil 2.12 Ayrık rejeneratif yakıt hücresi 29
Şekil 2.13 Birleştirilmiş rejeneratif yakıt hücresi 30
Şekil 2.14 Hidrojen depolama teknolojileri 31
Şekil 2.15 Fotovoltaik hücresinin yapısı 35
Şekil 2.16 İnce film fotovoltaik hücrelerinin İHA kanatlarına yerleştirilmiş hali. 36
Şekil 2.17 Fotovoltaik sisteminde MPPT'nin yeri 41
Şekil 2.18 Türkiye PV tipi-alan-üretilebilecek enerji grafiği (kWh/Yıl-m²) 42
Şekil 3.1 İHA kanat çeşitleri 52
Şekil 3.2 NACA 4412 kanat profili görseli 54
Şekil 3.3 NACA 4412 CL/CD grafiği 55
Şekil 3.4 NACA 4412 CL/CD ve alfa grafiği 55
Şekil 3.5 Kuyruk yapıları 57
Şekil 3.6 NACA 0009 kuyruk profili görseli 57
Şekil 3.7 İniş takımı çeşitleri 58
Şekil 3.8 İHA yüzdelik olarak tahmini ağırlık dağılımı (%) 64
Şekil 3.9 İHA'ya etki eden kuvvetler 65
Şekil 3.10 Kanadın genel geometrisi 67
Şekil 4.1 İHA uçuşu için tercih edilen elektrik motoru 73
Şekil 4.2 İHA'da kullanılacak pervane görseli 73
Şekil 4.3 GaAs fotovoltaik panel görseli 75
Şekil 4.4 Drivetek MPPT görseli 78
Şekil 4.5 Seçilen bataryanın görseli 79
Şekil 4.6 H-1000W PEMFC görseli 83
Şekil 4.7 Yakıt hücresinin çalışma sistemi 83
Şekil 4.8 İHA yeni ağırlığın bileşen gruplarına göre yüzdelik dağılımı (%) 87
Şekil 4.9 Hibrit enerji sistemlerine ait yüzdelik dağılımı (%) 90
Şekil 4.10 Uzun uçuş süresine sahip İHA tasarım algoritması 91
Şekil 4.11 İHA'nın uçuş senaryosu 97
Şekil 5.1 Enerji yönetim stratejilerinin sınıflandırılması 101
Şekil 5.2 İHA hibrit sistem topolojisi (solda) ve enerji yönetim algoritması (sağda) 103
Şekil 5.3 Yapılan bir çalışmadaki hibrit enerji sistemine sahip İHA'nın enerji bileşenleri ve enerji yönetim sisteminin yapısı 103
Şekil 5.4 Yakıt Hücresi/Güneş Hücresi/Batarya pasif hibrit güç sistemi 104
Şekil 5.5 Yakıt Hücresi/Güneş Hücresi/Batarya yarı aktif hibrit güç sistemi 105
Şekil 5.6 Yakıt Hücresi/Güneş Hücresi/Batarya full aktif hibrit güç sistemi 105

Şekil 5.7 İHA sistem topolojisi örneği 106
Şekil 5.8 Belirli saat aralıklarına göre bataryanın şarj durumu (%) 109
Şekil 5.9 Enerji yönetim sistemi çalışma prensibi 113
Şekil 5.10 Enerji yönetim sistemi algoritması 114
Şekil 5.11 İHA sistem topoloji görseli 115
Şekil 5.12 Uçuşa yardımcı ekipmanların İHA gövde içi yerleşim planı 116
Şekil 6.1 Kanat boy uzunluğu 117
Şekil 6.2 Kanat profili 117
Şekil 6.3 Kanat kord (veter) görseli 118
Şekil 6.4 Yatay kuyruk profili 118
Şekil 6.5 Yatay kuyruk kord (veter) uzunluğu 118
Şekil 6.6 Yatay kuyruk boy uzunluğu 119
Şekil 6.7 Dikey kuyruk yüksekliği 119
Şekil 6.8 Gövde boy ve çap uzunluğu 120
Şekil 6.9 Gövde içinin üstten görünüşü (üst) - gövde içinin yandan görünüşü (alt) 120
Şekil 6.10 Pervane boy uzunluğu 121
Şekil 6.11 Pervanenin en uzunluğu 121
Şekil 6.12 İHA'nın üstten görünüşü 122
Şekil 6.13 İHA'nın yandan görünüşü 122
Şekil 6.14 RY³ İHA'nın kuşbakışı görseli 123
Şekil 6.15 RY³ İHA'nın yerden görünüşü 123
Şekil 6.16 RY³ İHA'nın arkadan görünüşü 124

TABLO LİSTESİ

Tablo 2.1 Uluslararası ABD standart atmosfer, ortalama deniz seviyesi şartları ...7
Tablo 2.2 Güneydoğu Anadolu, Doğu Anadolu ve Karadeniz Bölgesinde yer alan en yüksek dağlara ilişkin rakım bilgileri.....11
Tablo 2.3 Sabit kanatlı İHA ve döner kanatlı İHA karşılaştırması 12
Tablo 2.4 İHA'nın irtifa ve uçuş süresi bakımından sınıflandırılması.....13
Tablo 2.5 İHA'larda kullanılabilecek ticari yakıt pili sistemleri 18
Tablo 2.6 İHA'larda kullanılan yakıt hücrelerinin temel özellikleri.....19
Tablo 2.7 Yakıt hücresi türleri ve özellikleri 20
Tablo 2.8 Yakıt hücresinin uygulama özelliklerine göre değerlendirilmesi 25
Tablo 2.9 Entalpi değişimi, Gibbs serbest enerjisi ve gerilim değerleri 27
Tablo 2.10 Hidrojeni depolama tankları ve özellikleri 32
Tablo 2.11 Yakıt türlerine göre enerji yoğunluk verileri 33
Tablo 2.12 Hidrojen depolama teknolojilerinin avantajları ve dezavantajları 35
Tablo 2.13 Fotovoltaik panel türleri.....37
Tablo 2.14 1997'den günümüze kadar olan fotovoltaik ile çalışan İHA'lar 38
Tablo 2.15 Solar Impulse uçağının tasarım parametreleri 40
Tablo 2.16 Farklı batarya çeşitlerinin karşılaştırılması.....43
Tablo 2.17 Yakıt hücreli ve hibrit enerji sistemine sahip İHA çalışmaları.....45
Tablo 2.18 İHA'larda güç kaynağı yapılarının karşılaştırılması.....49
Tablo 3.1 Uçaklarda gövde pozisyonlarına göre uçak kanat çeşitleri.....53
Tablo 3.2 Bazı kanat profillerinin CLmax/CD oranları 54
Tablo 3.3 Kanat/Gövde uzunluğu oranları.....59
Tablo 3.4 İHA yapısal boyut parametreleri.....60
Tablo 3.5 İHA tahmini ağırlık verileri 63
Tablo 3.6 Bileşen grubuna göre ağırlık dağılımı 64
Tablo 3.7 Belirli irtifalar için tırmanma süreleri 68
Tablo 3.8 Kullanılan aerodinamik parametreler 69
Tablo 4.1 Motor ve pervanenin bazı teknik özellikleri 74
Tablo 4.2 Fotovoltaik paneline ait bazı özellikler.....75
Tablo 4.3 İHA güzergâhı güneş radyasyonu (kWh/m²-yıl), güneşlenme süresi (saat-yıl) ve güneş ışıması (kW/m²) değerleri 76
Tablo 4.4 MPPT seçimi için karşılaştırmanın yapılması 77
Tablo 4.5 Bataryanın karakteristik özellikleri.....79
Tablo 4.6 H-1 kW PEMFC serisine ait bazı teknik özellikler 81
Tablo 4.7 Depolama tankına ait bazı özellikler 84
Tablo 4.8 İHA bileşenlerine ait yeni ağırlık ve boyut bilgileri 86
Tablo 4.9 Bileşen grubuna göre ağırlık dağılımı 87
Tablo 4.10 Hibrit enerji sisteminden elde edilen enerji dağılımları.....90
Tablo 4.11 Hibrit enerji sistemlerinin karşılaştırılması.....92
Tablo 4.12 İHA uçuş bölgesine ait yer uzaklık bilgileri 94
Tablo 4.13 İHA uçuş parametreleri.....95
Tablo 4.14 Üretim için gerekli malzeme - ekipman ve diğer masrafların ücret listesi 100
Tablo 5.1 Enerji yönetim sistemlerinin karşılaştırılması 102
Tablo 5.2 Pasif ve aktif yapının avantajları ve dezavantajlarına göre kıyaslanması 106
Tablo 5.3 Belirli saat aralığına göre bataryanın şarj durumu.....108
Tablo 5.4 Olumlu ve olumsuz İHA uçuş senaryosu için güneş ile ilgili veriler .110
Tablo 5.5 Olumsuz-normal ve olumlu uçuş senaryosu 112

Tablo 7.1 Literatürdeki benzer İHA çalışmaları ile tezde yer alan İHA'ya ait bazı özellikler 127

HARİTA LİSTESİ

Harita 2.1 Planlanan İHA uçuş rotası 8
Harita 2.2 Türkiye güneş enerjisi potansiyeli atlası 9
Harita 4.1 İHA yeni uçuş rotası 94

ÖZET

Yakıt Hücresi, Fotovoltaik ve Bataryadan Oluşan Hibrit Enerji Sistemine Sahip Keşif ve Gözlem Amaçlı Bir İnsansız Hava Aracının Tasarımı

Yakup ORHAN

Enerji Teknolojileri Anabilim Dalı

Enerji Teknolojileri Programı

Yüksek Lisans Tezi

Danışman: Prof. Dr. Ali Volkan AKKAYA

Bu tez çalışmasında, yakıt hücresi, fotovoltaik panel ve batarya ile çalışan, bir elektrik motorundan oluşan hibrit yenilenebilir enerji sistemini kullanan bir insansız hava aracının kavramsal tasarımı araştırılmaktadır. Önerilen tasarım, fosil yakıtlara olan bağımlılığı azaltarak ve karbon emisyonlarını en aza indirerek iklim değişikliğini hafifletmeye yönelik çabası ile çevreci bir niteliğe sahiptir. İHA gözlem ve keşif uçuşunu gerçekleştirmek için tasarlanmıştır. Uçuş rotası olarak, Malatya'dan başlayan İHA, Türkiye'nin Güneydoğu ve Doğu Anadolu bölgelerindeki sınır hattı boyunca güvenlik amacıyla yaptığı uçuşunu Artvin'de sonlandırmaktadır. İHA 7,3 m kanat açıklığı, 0,51 m kanat kord uzunluğu ve 38,5 kg toplam kalkış ağırlığı ile aerodinamik olarak optimize edilmiştir. 26 m/s seyir hızında ve 31,3 saatlik uçuş süresiyle 2.908 km uçuş menziline ulaşacak şekilde tasarlanmıştır. İtki kuvveti için yüksek verimlilik ve güvenilirliği sağlayan fırçasız bir DC motor tercih edilmiştir. Enerji sistemi değişen operasyonel uçuş koşulları altında performansı optimize etmek için üç (3) enerji kaynağı içermektedir: Batarya, kalkış, ani manevralar ve alçalma sırasında enerjinin yoğun talep edildiği aşamalarda güç sağlar. Fotovoltaik paneller, maksimum güç noktası izleme (MPPT) cihazı aracılığıyla, gündüz uçuşlarında ürettiği elektrik enerjisini bataryada depolayarak, uçuşa yardımcı olur. Yakıt hücresi, gece uçuşları sırasında çalışır ve

fazla enerji, gelecekte kullanılmak üzere bataryada depolanır. EMS (Enerji Yönetim Sistemi) optimum enerji kullanımını sağlamak için, şarj – deşarj döngülerini izler ve hibrit sistem arasından paylaşım yaparak uçuşun sürekliliğini sağlar. Bu çalışmada Kural Temelli – Güç Takip Kontrol tekniğini kullanan bir EMS geliştirilmiştir. İHA'nın uçuş görevi boyunca enerji verimliliğini ve performansını değerlendirmek için simülasyon tabanlı bir model uygulanmıştır. Simülasyon sonuçları, hibrit enerji sisteminin İHA'nın operasyonel aşamaları boyunca güç taleplerini etkili bir şekilde karşıladığını göstermektedir. Aynı zamanda bu simülasyon sonuçlarına göre, İHA'nın 32,5 saat uçuş yapabildiği kanıtlanmıştır. Yenilenebilir enerji kaynaklarının entegrasyonu yalnızca uçuş süresini uzatmakla kalmaz, aynı zamanda doğaya tek yan ürün olarak su buharı yaydığı için sera gazı emisyonlarını da ortadan kaldırır. Çalışma kapsamında tasarlanan İHA içten yanmalı motora sahip bir hava aracı olsaydı, bir uçuşunda doğaya 9,65 CO_2 salınımı yapacaktı. Bir yılda ortalama 170 uçuş yaptığı varsayıldığında, doğaya 1.640 kg CO_2 salınımını engellemektedir. Bu değer, 750 litre yakıt kullanan (12.000 km menzil) bir otomobilin yaydığı sera gazına eşdeğerdir. Maliyet analizi sonucuna göre, bir adet İHA'nın üretimi için 40.000 $ (Dolar) kaynağa ihtiyaç olduğu tespit edilmiştir. Ayrıca bu çalışmada; kış ayları, yaz ayları ve normal aylara göre uçuş senaryosu gerçekleştirilmiştir. Bu çalışma ile önerilen İHA tasarımının uzun süreli keşif görevleri için uygulanabilirliğini doğrulamaktadır. Tasarım, yenilenebilir enerji teknolojilerinden yararlanarak sürdürülebilir havacılığa katkıda bulunmaktadır. Daha fazla geliştirme ve prototipleme çabalarını desteklemek için İHA'nın bir 3D modeli oluşturulmuştur.

Anahtar Kelimeler: İnsansız hava aracı (İHA) tasarımı, yakıt hücresi, fotovoltaik, batarya, enerji yönetim sistemi (EMS).

ABSTRACT

Design of An Unmanned Aerial Vehicle for Reconnaissance and Observation Purposes with A Hybrid Energy System Consisting of Fuel Cell, Photovoltaic and Battery

Yakup ORHAN

Department of Energy Technologies

Master of Science Thesis

Supervisor: Prof. Dr. Ali Volkan AKKAYA

In this thesis study explores the conceptual design of an unmanned aerial vehicle (UAV) employing a hybrid renewable energy system comprising a fuel cell, photovoltaic panel, and a battery-powered electric motor. The proposed design has an environmentalist character with its effort to mitigate climate change by reducing dependence on fossil fuels and minimizing carbon emissions. The UAV is designed to perform reconnaissance and observation flights. The flight route of the UAV, which starts from Malatya and carries out its security flights along the border line of Turkey's Southeastern and Eastern Anatolia regions, ends in Artvin. The UAV is aerodynamically optimized with a wingspan of 7.3 m, a wing chord length of 0.51 m and a total take-off weight of 38.5 kg. It is designed to cruise at a speed of 26 m/s, achieving a flight range of 2,908 km over a duration of 31.3 hours. A brushless DC motor providing high efficiency and reliability was chosen for the propulsion force. The energy system includes three energy sources to optimize performance under varying operational flight conditions: Battery provides power during the stages when energy is in high demand during take-off, sudden maneuvers and descent. Solar panels help flight by storing the electrical energy generated during daytime flights in the battery through the maximum power point tracking (MPPT) device. Fuel cell works during night flights, and excess energy is stored in the battery for future use. EMS (Energy Management System) monitors charge-

discharge cycles to ensure optimum energy use and ensures continuity of flight by sharing between the hybrid system. In this study, an EMS using the Rule Based – Power Following Control technique was developed. A simulation-based model was applied to evaluate the energy efficiency and performance of the UAV during the flight mission. Simulation results demonstrate that the hybrid energy system effectively meets the power demands of the UAV throughout its operational phases. At the same time, according to these simulation results, it has been proven that the UAV can fly for 32.5 hours. The integration of renewable energy sources not only extends flight duration but also eliminates greenhouse gas emissions, with water vapor as the sole by-product. If the UAV designed within the scope of the study was an aircraft with an internal combustion engine, it would release 9.65 CO_2 into the nature during one flight. Assuming an average of 170 flights per year, it prevents the release of 1,640 kg of CO_2 into nature. This value is equivalent to the greenhouse gas emitted by a car using 750 liters of fuel (12,000 km range). According to the result of the cost analysis, it was determined that $40,000 (Dollar) was needed for the production of one UAV's. In addition, in this study; flight scenarios were performed according to winter months, summer months and normal months. This study confirms the feasibility of the proposed UAV design for long-duration reconnaissance missions. The design contributes to sustainable aviation by utilizing renewable energy technologies. A 3D model of the UAV was created to support further development and prototyping efforts.

Keywords: Design of unmanned aerial vehicle (UAV), fuel cell, photovoltaic, battery, energy management system (EMS).

1
GİRİŞ

İklim değişikliği, dünya genelinde doğal afetlerin sıklığını ve şiddetini artırarak, sel, kuraklık ve fırtına gibi olayların daha sık yaşanmasına neden olmakta ve insan yaşamını giderek zorlaştırmaktadır [1]. Artan sıcaklıklar ve değişen yağış düzenleri nedeniyle tarımsal verimliliğin düşmesi ve su kaynaklarının azalması şeklinde kendini göstermektedir. Bu nedenle, yakın gelecekte su ve gıdaya erişimde büyük zorluklar yaşanması beklenilmektedir [2]. İklim değişikliği ve buna bağlı kötü senaryoların son bulması ve doğanın korunması, insanoğlunun bu yönde atacağı adımlara bağlıdır. Fosil yakıtların kullanımını azaltmak, bu yönde atılacak en önemli adımlardan biridir. Hava araçlarında fosil yakıtların kullanımının azaltılması da, sera gazı emisyonlarını düşürerek iklim değişikliğinin etkilerinin hafifletilmesine katkı sağlayacaktır [2]. Bu noktada yenilenebilir enerji kaynaklarının devreye girmesi gerekmektedir. Özellikle hava taşımacılığında sürdürülebilir havacılık enerji kaynaklarının kullanımı, karbon emisyonlarını %80'e kadar azaltabilir [84]. Yenilenebilir enerji kaynakları, fosil yakıtlara olan bağımlılığı azaltarak çevresel ve ekonomik faydalar sağlar.

Hidrojen, dünyada bol bulunan bir element olup, gelecekte endüstride yaygın olarak kullanılması, yatırım maliyetlerinin düşürülmesi ile mümkün olacaktır. Hidrojenin çevreci bir enerji kaynağı olarak kullanılması, sürdürülebilir enerji üretimi açısından büyük önem taşımaktadır. Hidrojen, yenilenebilir enerji kaynakları arasında önemli bir konuma sahiptir ve gelecekte enerji sektöründe daha fazla kullanılacaktır [14]. Diğer taraftan fotovoltaik enerji, dünya var oldukça kullanılabilecek sınırsız ve ücretsiz bir enerji kaynağıdır. Güneşten gelen ışınlar, bulutlu havalarda dahi enerji üretimine olanak tanımaktadır. Fotovoltaik enerji, yenilenebilir enerji kaynaklarının üretiminde önemli bir rol oynamaktadır ve bu sayede çevre dostu enerji üretimi sağlamaktadır [17, 23].

Son yıllarda insansız hava araçları (İHA) gelişen teknolojisiyle birçok alanda kullanılmaktadır. Bunlar; gözetleme ve keşif yapma, fiziksel savaşlarda tahrip yaratma ve mayınların tespiti ve bunların imhalarında, lojistik olarak yük taşımada, afet ve acil durumlarda arama kurtarma faaliyetlerine yardımcı olmada, zirai

ilaçlamada ve bilimsel araştırmalara katkıda bulunmak, gibi birçok alanda kullanılmaktadır [1, 13-14, 36]. Elektrik motorlu İHA'lar, içten yanmalı motora sahip İHA'lara kıyasla; doğaya karbondioksit salınımı yapmamaları, gürültü ve ses seviyelerinin düşük olması ve termal izlenim olarak havada fark edilmemeleri gibi avantajlara sahiptir [1].

Elektrik motorlu İHA'lar için enerji kaynağı olarak sadece tek başına bataryaların kullanılması; bataryaların düşük enerji yoğunluğuna (Wh/kg) sahip olması, uçuş sırasında şarj edilmelerinin zor olması ve aynı zamanda maliyetinin yüksek olmasından dolayı uçuş sürelerini azaltan bir unsurdur [1]. İHA'larda uçuş süresini artırmak için enerji kapasitesinin arttırılması gerekir. Bu da gerekli batarya sayısının artırılması anlamına gelir. Batarya sayısı arttıkça hava aracının ağırlığını artacaktır. Ancak, hava araçları minimum ağırlığa sahip olacak şekilde tasarlanması gerekir. Bu nedenle batarya sayısının arttırılması İHA için dezavantajlı bir durumdur. Bu nedenle, enerji kaynağı olarak tek başına bataryaların kullanılması yerine, hibrit enerji sistemlerinin kullanılması bu açıdan daha faydalıdır [12, 18].

Bu çalışmada, yakıt hücresi, fotovoltaik ve bataryadan oluşan üçlü hibrit enerji sistemine sahip keşif ve gözlem amaçlı bir insansız hava aracı (İHA) tasarlanmıştır. Hibrit enerji sistemleri, uçuş süresini artırmak ve çevre dostu enerji kullanımını sağlamak açısından önemli avantajlar sunmaktadır. Tez kapsamında tasarlanan İHA'nın uçuş görevi; Malatya'da bulunan bir hava üssünden havalanarak önce Hatay iline giderek, Türkiye - Suriye sınırından başlayıp ülkemizdeki Güneydoğu Anadolu Bölgesi ile Doğu Anadolu Bölgesindeki sınırlarımızı güvenlik amacıyla (terör, göçmen hareketi, kaçakçılık, vb.) gözlem ve keşif uçuşu yapacak ve en son bölümde Artvin ilinde görevini tamamlayacak şekilde planlanmıştır. Bu uçuş hedefi doğrultusunda İHA'nın kat etmesi gereken uçuş menzili ve azami uçuş süresi boyunca görevini gerçekleştirmesi için gerekli parametreler ve modeller kullanılarak İHA'nın tasarımı gerçekleştirilmiştir.

Tez çalışması kapsamında aşağıdaki hedefler belirlenmiştir.

- Belirlenen uçuş rotasına göre belirli bir irtifada keşif ve gözlem görevini gerçekleştirecek bir İHA'nın temel tasarım parametrelerinin (yapısal, aerodinamik, toplam enerji miktarı ve güç kapasitesi gibi) belirlenmesi,

- Hedeflenen uçuş rotasını gerçekleştirmek için gerekli elektrik gücünü sağlayan hibrit enerji sistemine ait yakıt hücresi, fotovoltaik ve batarya bileşenlerinin tasarım algoritmasına göre seçilmesi ve optimize edilmesi,
- İHA uçuş senaryolarının gerçekleştirilmesi,
- Kural tabanlı hibrit enerji yönetim sisteminin ve enerji yönetim sistemi çalışma algoritmasının oluşturulması,
- Geliştirilen İHA enerji yönetim sisteminin uçuş senaryosuna bağlı enerji talebini karşılama yeterliliğinin simülasyon çalışmalarıyla test edilmesi,
- Tasarlanan üçlü hibrit sisteminin diğer hibrit sistemlere göre ağırlık açısından avantajının karşılaştırmalı olarak ortaya konulması,
- Aynı görev ve güzergah için geliştirilen hibrit enerjili İHA'nın fosil yakıtlı İHA'ya göre sağladığı emisyon azaltımının hesaplanması,
- Geliştirilen üçlü hibrit sistemine sahip İHA'nın yaklaşık maliyetinin belirlenmesi,
- Tasarlanan İHA'nın temel 3 boyutlu çizimin yapılması.

Hava araçlarında ağırlık mümkün olduğunca düşük olması istenir, ağırlığın artması dezavantajlı bir durumdur [12, 26]. Tez çalışması kapsamında hibrit enerji sisteminin kullanılıyor olması, optimize edilmiş bir ağırlığa sahip İHA'nın hedeflenen uçuş rotasını gerçekleştirmesi açısından kritik bir öneme sahiptir. Dolayısıyla bu tezin hipotezi şu şekilde belirtilebilir. Hibrit enerji sisteminin kullanılması aynı uçuş süresi için daha az ağırlığa sahip İHA tasarlanmasını ya da aynı ağırlık için daha uzun uçuş süreli İHA geliştirilmesini sağlayacaktır. Bu çalışma sonucunda bu hipotez test edilmiş olunacaktır.

Bu tezin en temel özgünlüğü ise geliştirilen İHA'nın yakıt hücresi, fotovoltaik ve bataryadan oluşan üçlü bir hibrit bir enerji sistemine sahip olacak şekilde geliştirilmesidir. Konuyla ilgili literatür kaynakları incelendiğinde daha çok; yakıt hücresi – batarya [1, 4, 61, 76] veya fotovoltaik sistem – batarya [17, 23, 26, 44] gibi ikili hibrit sistemlerine sahip İHA'lar üzerinde çalışıldığı görülmektedir. İlgili literatür çalışmalarında, yakıt hücresi ve fotovoltaik sistemin yavaş tepkimelerinden dolayı bu enerji sistemlerinin yanında bataryada kullanılmıştır. Yakıt hücresi ile ilgili çalışmaların bazılarında, saf oksijen bazılarında ise hava beslemeli fan kullanıldığı görülmektedir. Fotovoltaik sisteme sahip çalışmalarda ise, fotovoltaik sistemden üretilen fazla elektrik enerjisinin bataryada depolandığı görülmektedir.

Yakıt hücresi – fotovoltaik sistem – batarya üçlü hibrit sistemi üzerine az sayıda çalışma [29-30] olduğu tespit edilmiştir. Üçlü hibrit sisteme sahip literatür çalışmalarında ise, uçuş sürelerinin az olduğu görülmektedir. Çalışmanın birinde İHA'nın 4,5 saat uçtuğu, diğer çalışmada ise İHA'nın 14,8 saat uçtuğu görülmektedir. Bu çalışma kapsamındaki İHA, yüksek irtifada ve yüksek uçuş süresine sahip olup, aynı zamanda belirli bir bölge için keşif ve gözlem gibi bir misyona da sahiptir. Ayrıca bu çalışmanın bir diğer özelliği ise, emisyon tasarrufu ve yaklaşık maliyet çalışmaları da gerçekleştirilmiştir.

Tezin kapsamı ve içeriği sekiz ana konu başlığından oluşmaktadır. Tezin ikinci bölümünde konu ile ilgili, literatür araştırmalarına yer verilmiştir. Bu bölümde; atmosfer katmanları, keşif bölgesi, insansız hava araçları (İHA), yakıt hücresi, fotovoltaik ve batarya üzerine yapılan literatür araştırmalarına yer verilmiştir.

Tezin üçüncü bölümünde ise kavramsal tasarımdan bahsedilmektedir. Bu bölümde; gövde, kanat, kuyruk ve iniş takımları yapılarından ve özelliklerinden bahsedilmektedir. Ayrıca, İHA'nın ilk yapısal parametreleri bu bölümde belirlenerek, ortalama ağırlık tahmini analizinde bulunulmuş, ek olarak aerodinamik hesaplamalar ile İHA'nın ortalama bir güç hesabı bu bölümde yapılmıştır.

Tezin dördüncü bölümünde, motor-pervane, fotovoltaik panel, MPPT, batarya ekipmanları ile yakıt hücresine ait yardımcı elemanlar seçilmiştir. Ekipmanların seçiminden sonra yeni ağırlık ve güç analizinde bulunulmuş, tüm bu süreçler sonunda uçuş senaryosu gerçekleştirilmiştir. Ayrıca bu bölümde, emisyon azaltımının hesaplanması ile maliyet analizi yapılmıştır.

Tezin beşinci bölümünde, enerji yönetim sisteminden bahsedilmektedir. Hibrit enerji sistemlerinde enerji yönetim sistemi olması gereken bir yönetim aracıdır. Bu bölümde enerji yönetim teknikleri arasından bir yönetim tekniği seçilerek, enerji yönetim kurgusu bu model üzerinde oluşturulmuştur.

Tezin altıncı bölümünde, İHA'nın belirlenen yapısal parametrelerine göre aynı boyut ve profillerde 3 boyutlu tasarımı yer almaktadır.

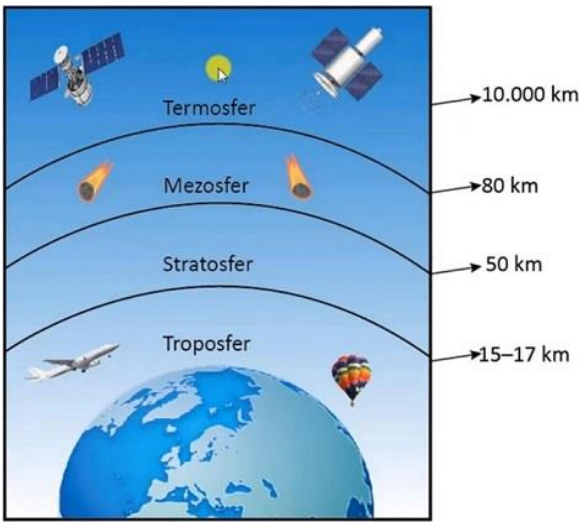
Tezin yedinci bölümünde tartışma, en son bölümde ise sonuç kısmı yer almaktadır. Sonuç bölümünde, tez çalışması kısaca özetlenmiş ve tez çalışması kapsamında çıkan sonuçlar değerlendirilmiştir.

2
LİTERATÜR ARAŞTIRMASI

Bu bölümde literatür araştırmasından bahsedilmektedir. Bu çalışma kapsamında ihtiyaç duyulan bilginin edinilmesi için, konuyla ilgili yapılan çalışmalar incelenmiş ve bu bölümde yer verilmiştir. Bir hava aracı tasarımında, hava olayları ve atmosfer katmanlarının incelenmesine ihtiyaç vardır. İHA'nın uçuş bölgesini tanımak ve tasarladığınız araç hakkında bilgi sahibi olmak çok önemlidir. İHA'ların çalışma prensibi, tahrik sistemi ve kullanılan enerji türleri hakkında bilgiler bu bölümde yer almaktadır. Ayrıca yakıt hücresinin çalışma prensibi, hidrojen depolama teknolojileri, fotovoltaik, güneş ışıma analizi ve bataryalar konusuna değinilmiştir.

2.1 Atmosfer Katmanları

Bu bölümde, atmosfer katmanlarında irtifaya bağlı olarak havada meydana gelen sıkıştırılabilir akışkanların (gaz, vb.) ve havanın termodinamik özelliklerinin değiştiği bilinmektedir. Rüzgâr hızı, güneş ışınlarının geliş açıları ve kalitesi, oksijen seviyesi gibi durumlar, bu çalışmada tasarımı yapılması planlanan İHA'ya olan etkileri araştırılmaktadır. Atmosfer portakal kabuğu gibi dünyamızın etrafını çevreler. Aynı özelliklere sahip olmayan farklı özelliklere sahip katmanlar vardır. Dünya'nın atmosferi altı katmandan oluşmaktadır. Bunlar; troposfer, stratosfer, mezosfer, termosfer, iyonosfer, ekzosfer (Şekil 2.1) [3].



Şekil 2.1 Dünya'nın atmosfer katmanları [3]

Troposfer, dünyamıza en yakın olan katmandır. Aynı zamanda Kuzey ve Güney Kutbu'nda en incedir. Troposferde soluduğumuz hava ve gökyüzündeki bulutlar vardır. Bu katmanda hava en yoğundur. Troposfer tüm atmosferin kütlesinin %75 ‘ni içerir. Bu katmandaki hava %78 nitrojen, %21 oksijen ve %1 ise argondur, ayrıca su buharı ve karbondioksitten oluşur [3].

Stratosfer, 0 ile -60 derece arasında bir sıcaklığa sahiptir. Atmosferin %19.9'u bu katman içerisinde yer almaktadır. Ozon tabakası bu katman içerisinde yer almaktadır. Troposfer katmanından, stratosfere katmanına geçen partiküller uzun süre yeryüzüne dönmeden birkaç yıl orada kalabilmektedir. Ayrıca bu katmanda türbülans yoktur [85].

Mezosfer, bütün gazların karıştığı en yüksek katmandır ve termosferde olduğundan daha fazla gaz vardır. "Mezo" orta anlamına gelir. 35 kilometre kalınlığındadır. Mezosferde nefes alamazsınız sebebi havanın ince olmasından dolayıdır. Aynı zamanda mezosfer katmanında meteor yağmurlarının görüldüğü bir katmandır. Termosfer, katmanındaki sıcaklık 2000 ℃ dereceye kadar ulaşabilir. Bu yüzden adını ısı anlamına gelen “Termo” ‘dan almıştır. Termosferde ısıyı size iletecek yeterli gaz molekülü olmadığından dolayı, burada yaşasaydınız çok soğuk hissederdiniz. Bu durum aynı zamanda termosferde ses dalgalarının geçmesi için de yeterli molekül olmadığı anlamına gelir. Dünya atmosferinin bu katmanı yaklaşık 513 kilometre kalınlığındadır. Termosferde, Uluslararası Uzay İstasyonu yer almaktadır. İyonosfer, güneşten aldığı enerjiye bağlı olarak büyüyüp küçüldüğü için ilginç bir katmandır. Bu katmanın adı Güneş’ten gelen ışınlar tarafından oluşmuş elektrik yükü olan iyonlardan gelmektedir. Bu katman, Dünya'nın kutup bölgelerine yakın yerlerde görülen parlak ve güzel ışık saçınımları olan Auroraların gerçekleştiği yerdir [3].

Eksozfer katmanı dünyadan oldukça uzak bir mesafede olup, 550 km'den binlerce kilometreye kadar uzaktadır. Eksozfer katmanında genellikle, uydular yer almaktadır. Eksozfer katmanındaki bu bölge, yeryüzü atmosferi ile gezegenler arasında yer alan uzayda bir geçiş zonu olarak adlandırılmaktadır [85].

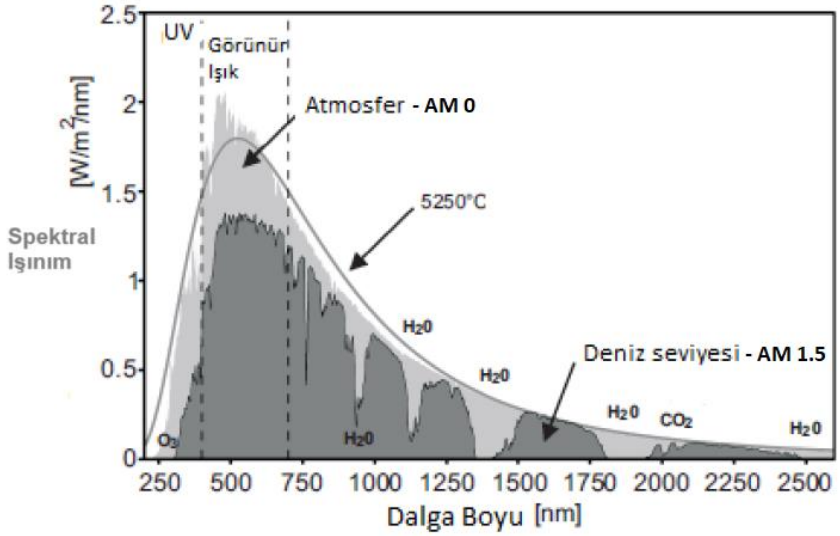
İHA’nın uçuş irtifası Troposfer katmanının içerisinde kalmaktadır. Bu irtifalardaki, açık katot sistemine sahip yakıt hücreleri için ihtiyacı olan oksijeni doğrudan atmosferden almaktadır. Yüksek irtifalarda ve yüksek hızlarda uçan hava

araçlarının, hava aracı açısından pozitif bir etkiye sahiptir. Bunun sebebi, düşük yoğunluklu havada düşük sürükleme kuvvetine maruz kalmaları gösterilmektedir [4]. ABD Standart Atmosfer 1976 Kabullerine göre, 0-16 km irtifalar arasındaki basınç, sıcaklık ve yoğunluk değişimleri, Tablo 2.1' de yer almaktadır [5].

Tablo 2.1 Uluslararası ABD standart atmosfer, ortalama deniz seviyesi şartları [5]

Parametre	**Simge**	**İrtifa**	**Değer**
Basınç	P_∞	0 m	101,325 (N/m²=Pa)
Sıcaklık	T_∞	0 m	288.15 (K)
Yerçekimi ivmesi	g_∞	0 m	9.80665 (m/s²)
Evrensel gaz sabiti	R	0 - ∞	8.31432 (N.m/mol.K)
Sıcaklığın irtifayla değişimi	SİBD	0 – 11 km	-6.5 (°C/km)
		11 – 16 km	0

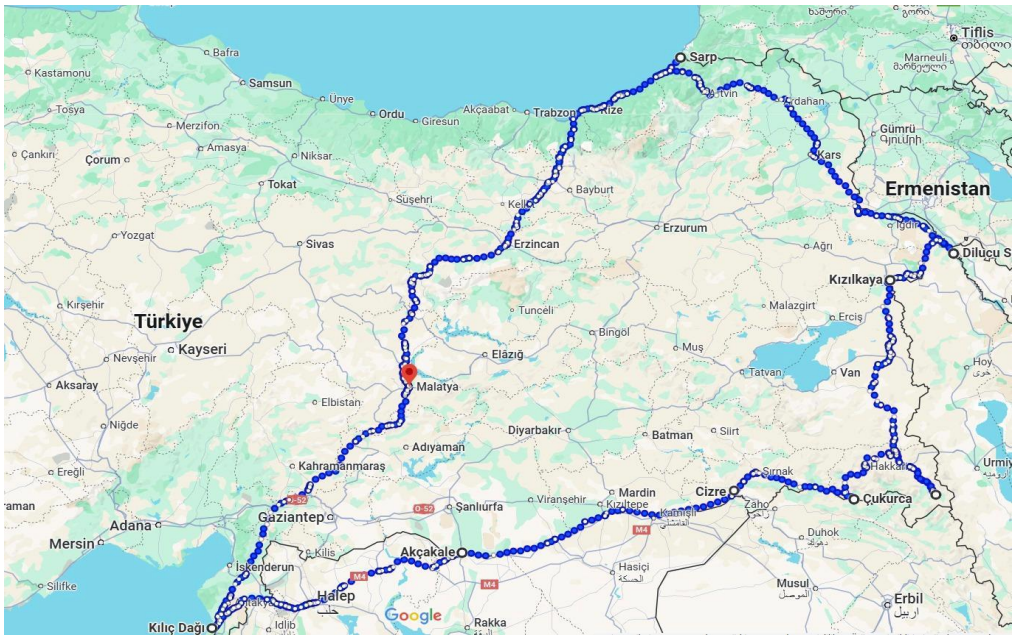
Dünya'da standart atmosfer bağıl nem oranında ortak bir görüş bulunmamaktadır. Türkiye'de bölgelere göre yıllık bağıl nem oranlarının ortalaması %65,15 kabul edilmektedir. Dünya genelinde yıllık bağıl nem oranlarının 0 m – 9000 m arası irtifada %36 – %77 arasında değiştiği bilinmekte olup, bu değerlerin ortalaması %56,5 olarak elde edilmektedir [5]. Atmosferik koşullar fotovoltaik enerjinin miktarını belirleyen önemli bir faktördür. Bu durum Hava Kütlesi (Air Mass - AM) olarak ifade edilir. Şekil 2.2'de güneş ışığının dünya üzerindeki dalga boyuna bağlı değişimini göstermektedir. En üst seviye AM-0 durumu olup 1353 W/m² değerinde bir ışıma olmaktadır. AM-1 durumu ise güneş tepe noktasında, atmosferden geçerek yeryüzüne ulaşan ışığın spektral dağılımıdır. AM-1 durumunda değer 1000 W/m² 'dir. AM-1.5 durumunda ise güneş ile dünya 48º derecelik açısı durumunda oluşmaktadır. İHA'nın planlanan bölgede uçuş yapabilmesi için güneş ışıma parametresi burada önemli bir faktöre sahiptir [6].



Şekil 2.2 Güneş ışığının dalga boyuna bağlı değişimi [6]

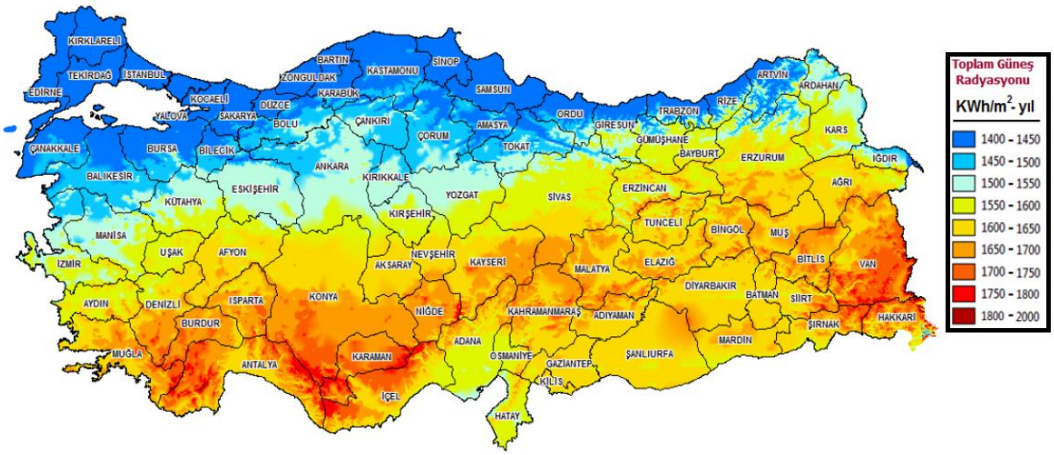
2.2 Uçuş Keşif Bölgesi

Çalışma kapsamında tasarımı planlanan İHA Malatya'da bulunan bir üsten havalanıp önce Hatay - Suriye sınırından başlayarak Güneydoğu Anadolu ile Doğu Anadolu Bölgesinde yer alan Irak, İran, Nahçıvan Özerk Bölgesi, Ermenistan ve Gürcistan ülkelerine komşu sınırlarda güvenlik amacıyla (terör, göçmen hareketi, kaçakçılık, vb.) keşif gözlem uçuşu yapacak ve en son bölümde Artvin – Gürcistan sınırı boyunca görevini tamamlanması planlanmaktadır. Planlanan uçuş rotası Harita 2.1'de gösterilmektedir.



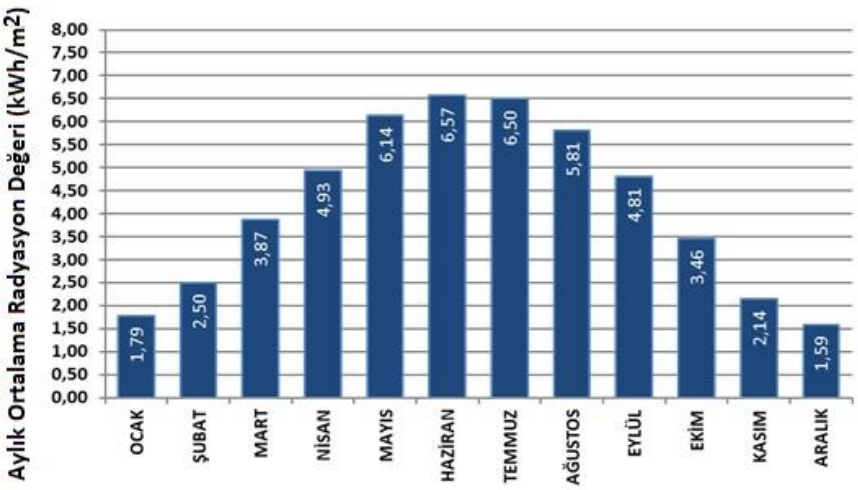
Harita 2.1 Planlanan İHA uçuş rotası [62]

Türkiye güneş enerji potansiyeli açısından önemli bir ülkedir. Harita 2.2' de yer alan Türkiye Güneş Enerjisi Potansiyeli Atlasına göre ortalama yıllık toplam güneşlenme süresi 2.741 saat olup, ortalama yıllık toplam ışınım değeri 1.527,46 kWh/m² olarak hesaplanmıştır [7].



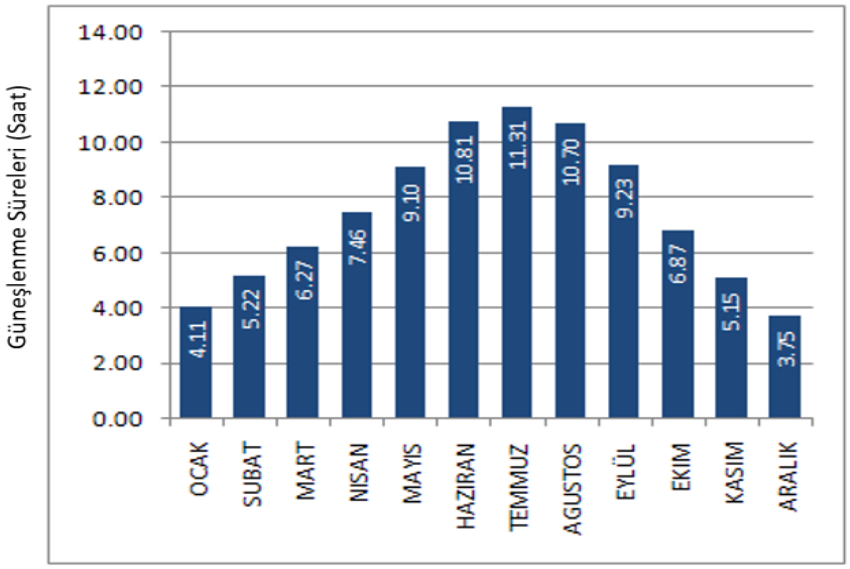
Harita 2.2 Türkiye güneş enerjisi potansiyeli atlası [7]

Tasarımı planlanan İHA'nın uçuş bölgesi (Harita 2.1) ile Türkiye güneş enerjisi potansiyeli atlası (Harita 2.2) karşılaştırıldığında, planlanan uçuş bölgemizin güneş enerjisi açısından olumlu bir güce sahip olduğu görülmektedir. Planlanan uçuş bölgesinde İHA 13 sınır illerinden geçerek görevini tamamlayacaktır. Sadece 3 il güneş enerji potansiyeli açısından diğer illere göre düşüktür. Bunlar; Iğdır, Ardahan ve Artvin olarak görülmektedir. Şekil 2.3'de Türkiye'nin aylık ortalama güneş radyasyon değerleri kWh/m² olarak verilmektedir [7].



Şekil 2.3 Aylık ortalama güneş radyasyon dağılımı [7]

Ülkemizde Mayıs, Haziran, Temmuz ve Ağustos ayları güneşin en çok hissedildiği aylardır. Şekil 2.4'de, Türkiye'nin aylık ortalama olarak güneşlenme süreleri verilmiştir [7]. Şekil 2.4'de yer alan saat sürelerinin ortalaması alındığında, Türkiye'de günlük ortalama güneşlenme süresinin 7,5 saat olarak çıktığı görülmektedir.



Şekil 2.4 Türkiye aylık ortalama güneşlenme süreleri (saat) [7]

Türkiye'nin en düzlük bölgelerinden biri Güneydoğu Anadolu bölgesi gelmektedir. Bölgede Akdeniz iklimi ve karasal iklim etkilidir. Güneydoğu Anadolu Bölgenin bazı kısımları kış sıcaklık ortalaması 0 °C'nin altına düşmez, bazı kısımlarında ise kış mevsiminde sıcaklık 0 °C'nin altına düşmektedir. Bölgede yıllık yağış miktarı 500 – 700 mm arasındadır. Türkiye'de orman alanlarının en az olduğu bölgesidir [8]. Doğu Anadolu Bölgesi Türkiye'nin toprak bütünlüğü açısından %21'ini kapsar. Doğu Anadolu Bölgesinin yüzölçümü 164.000 km²'dir. Bölgede yükselti ve eğimleri fazladır. Bölgede karasal iklim etkilidir [9]. Çalışma kapsamındaki tasarımı planlanan İHA'nın görev uçuşu güzergâhında, uçuşa engel olabilecek dağların var olup olmadığını öğrenmek için Tablo 2.2 hazırlanmıştır. Tablo 2.2'de İHA'nın planlanan uçuş bölgesinde yer alan Güneydoğu Anadolu, Doğu Anadolu ve Karadeniz Bölgesinde bulunan dağlara ilişkin bazı veriler paylaşılmıştır.

Tablo 2.2 Güneydoğu Anadolu, Doğu Anadolu ve Karadeniz Bölgesinde yer alan en yüksek dağlara ilişkin rakım bilgileri [10]

Dağ Adı	Rakım (m)	Coğrafi Bölge
Ağrı Dağı	5.137	Doğu Anadolu Bölgesi
Cilo Dağı	4.116	Doğu Anadolu Bölgesi
Süphan	4.058	Doğu Anadolu Bölgesi
Kaçkar Dağı	3.932	Karadeniz Bölgesi
Küçük Ağrı	3.896	Doğu Anadolu Bölgesi
Handeyade (Çatalkaya, Samdi)	3.794	Doğu Anadolu Bölgesi
Kısara	3.752	Doğu Anadolu Bölgesi
Mazanı	3.725	Doğu Anadolu Bölgesi
Verçenik	3.711	Karadeniz Bölgesi
Tendürek	3.584	Doğu Anadolu Bölgesi
Nemrut	3.050	Güneydoğu Anadolu Bölgesi

Tablo 2.2 incelendiğinde, uçuş rotası boyunca uçuşa engel olabilecek yüksekliğe sahip bir dağın bulunmadığı görülmektedir.

2.3 İnsansız Hava Araçları (İHA)

Savunma Sanayii Başkanlığı'nın 2011 – 2030 yılları arasında yayımladığı "Türkiye İnsansız Hava Aracı Sistemleri Yol Haritası" çalışmasında İnsansız Hava Aracını şu şekilde tanımlamaktadır: "Kendisini kullanan insanı taşımayan, kaldırma kuvveti oluşturmak için aerodinamik kuvvetleri kullanan, kendi başına uçabilen veya uzaktan kumanda edilebilen, sarf edilebilir veya yeniden kullanılabilir ve öldürücü veya öldürücü olmayan faydalı yük taşıyabilen motorlu hava aracıdır" [11].

Bu tanımdan yola çıkarak İHA, verilen görevleri tamamlayan ve görevini tamamlaması için faydalı yükleri (kamera, kargo, mühimmat, vb.) taşıyabilen, içerisinde insan bulunmayan ve aynı zamanda insan kontrolünde uzaktan ya da otonom olarak kontrol edilen hava araçlarıdır [11].

2.3.1 İHA Çalışma Prensibi ve Sınıflandırılması

İHA'ların tam olarak dünyada kabul görmüş standart bir sınıflandırılması bulunmamaktadır. İsveç Silahlı Kuvvetlerinin, NATO'nun, ABD ordusunun ve Türkiye'deki Sivil Havacılık Genel Müdürlüğü'nün ayrı ayrı İHA sınıflandırması bulunmaktadır [11].

İHA'lar kanat tiplerine göre 3'e ayrılır. Bunlar; sabit kanat, döner kanat ve çırpan kanat olarak sıralanır. Ayrıca İHA'lar; görev kabiliyeti, uçuş süresi, irtifa, uçuş menzili, kütle, uçuş hızı, itki sistemleri, enerji sağlayıcı sistemleri (fosil yakıtlar, batarya, fotovoltaik enerji, vb.), kanat tipi gibi birçok parametre açısından da sınıflandırılabilir [1, 12]. Günümüzde çırpan kanat İHA çok tercih edilmemektedir. Onun yerine sabit kanatlı İHA ve döner kanatlı İHA tercih edilmektedir. Sabit kanatlı İHA ile döner kanatlı İHA arasında birbirlerine sağlamış oldukları avantajlar ve dezavantajlar Tablo 2.3'te yer almaktadır.

Tablo 2.3 Sabit kanatlı İHA ve döner kanatlı İHA karşılaştırması [78]

	Avantaj	**Dezavantaj**
Sabit Kanatlı İHA	Basit yapısı ile kontrolü kolaydır	Gelişmiş manevra kabiliyeti çok gelişmiş değildir, havada süzülerek performansını gerçekleştirir
	Uçuş sürecinde, dayanıklılık ve güç tüketimi açısından avantajlıdır	Kalkış ve iniş yapabilmek için özel pist veya mancınık gibi ek çözümlere ihtiyaç duyarlar
	Yüksek irtifada, yüksek menzilde uçuş gerçekleştirebilir	-
	Fazla yük taşıma kapasitesine sahiptir	-
Döner Kanatlı İHA	Gelişmiş manevra kabiliyetine sahiptir (havada asılı kalma, dikey iniş kalkış yapma, gibi)	Titreşim sorunları yaşar, aşırı dengesizdir, kontrolü zordur
	Özel bir piste ihtiyaç duymazlar	Uçuş sürecinde, dayanıklılık ve güç tüketimi açısından dezavantajlıdır
	-	Düşük irtifalarda, düşük menzilde uçuşunu gerçekleştirir
	-	Fazla yük taşıyamamaktadır

Şekil 2.5'de sabit kanatlı İHA ile döner kanatlı İHA'nın görseli verilmektedir.



Şekil 2.5 Sabit kanatlı İHA ve döner kanatlı İHA [63-64]

Sabit kanatlı İHA'ların özelliklerine bakıldığında ve bu çalışma kapsamında tasarımı planlanan İHA'nın görev uçuş misyonu düşünüldüğünde, İHA'nın kanat tipi sabit kanat olarak belirlenmiştir. Ayrıca sabit kanatlı olması fotovoltaik panellerinin yerleştirilmesi açısından da faydalı olacağı düşünülmektedir. Dünyada kabul görmüş standart bir İHA sınıflandırılması bulunmasa da, bazı literatür kaynaklarına göre İHA'nın irtifa ve uçuş süreleri bakımından Tablo 2.4'te bir İHA sınıflandırılması yapılmaktadır.

Tablo 2.4 İHA'nın irtifa ve uçuş süresi bakımından sınıflandırılması [1, 13]

Kategori	İrtifa (m)	Uçuş Süresi (Saat)
Mikro	0 – 100	0 – 0,33
Mini	100 – 3.000	0,33 – 1
Taktik	3.000 – 9.000	2 – 12
MALE	5.000 – 20.000	12 – 24
HALE	9.000 +	24 +

Bu çalışmada tasarımı planlanan İHA'nın uçuş misyonu açısından bakıldığında Tablo 2.3'de yer alan HALE (yüksek irtifa uzun havada kalış) kategori sınıfına girmektedir.

2.3.2 İHA'larda Kullanılan Enerji Türleri

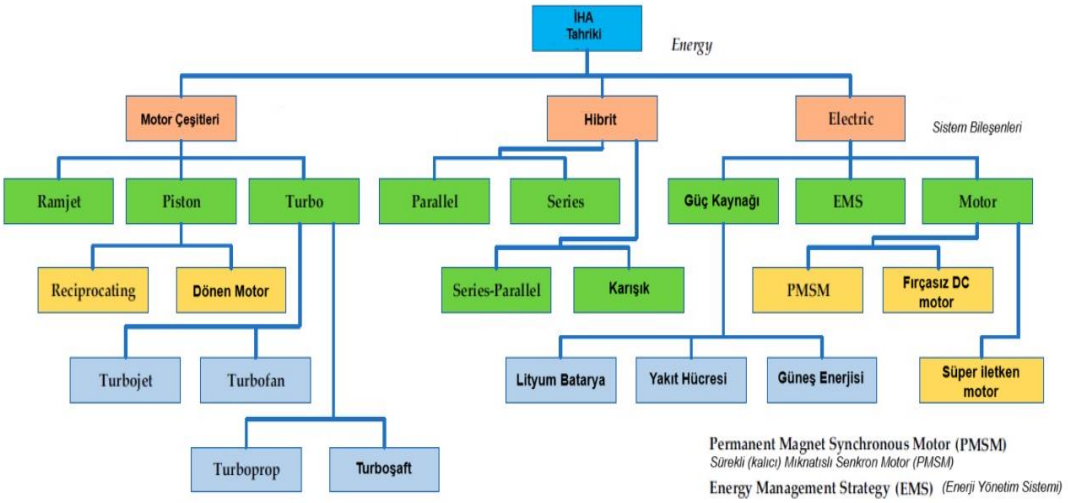
İHA'larda kullanılacak enerji kaynağı türü; görev profiline, sınıfına, ağırlığına ve tahrik sistemlerine göre farklılık göstermektedir. Bu enerji kaynakları; benzin, jet yakıtı, yakıt hücresi, fotovoltaik sistem, süper kapasitör ve batarya olabilir. Bu enerji kaynakları arasında en az ikisi ile de hibrit sistemler oluşturularak, İHA'lara enerji kaynağı sağlanabilir [12].

Literatür incelendiğinde, İHA'larda kullanılmak üzere yakıt hücresi, fotovoltaik sistem ve bataryadan oluşan hibrit sistemler üzerine çalışmalar yapılmıştır. [4]' de yer alan çalışmanın birinde, hibrit sisteme fotovoltaik sistem dahil edilmesiyle 7,8 saat olan havada kalış süresi, 14,8 saate çıktığı görülmektedir. Yine [4]'de yer alan bir başka çalışmada ise; İHA'da yakıt hücresi, süper kapasitör ve bataryadan oluşan hibrit enerji sistemi üzerine çalışılmıştır. İHA'nın kalkış ağırlığı 6,5 kg'dır. 150 W kapasiteli yakıt hücresi ile 65 C 1500 mAh 4S özelliklerine sahip lityum polimer batarya test edilmiştir [4]. MALE ve HALE sınıfındaki İHA'larda, hibrit enerji sistemlerin kullanılması ve enerji kapasitesi, İHA'nın ağırlığına, ihtiyaç duyulan güce ve uçuş süresine bağlıdır.

2.3.3 İHA Tahrik Sistemi

İHA'larda uçuş misyonu, ağırlığına, uçuş süresine ve uçuş irtifasına göre farklı tahrik sistemleri kullanılabilir. İHA'larda içten yanmalı motor ve elektrikli motor olmak üzere iki farklı motor türü kullanılmaktadır.

İHA'nın uçuşu için gerekli gücü sağlayan en temel unsur motordur. İHA tahrik sistemlerinde kullanılmak üzere Şekil 2.6'da görüldüğü gibi bir sınıflandırma yapmak mümkündür [17].



Şekil 2.6 İHA tahrik sistemi sınıflandırılması [17]

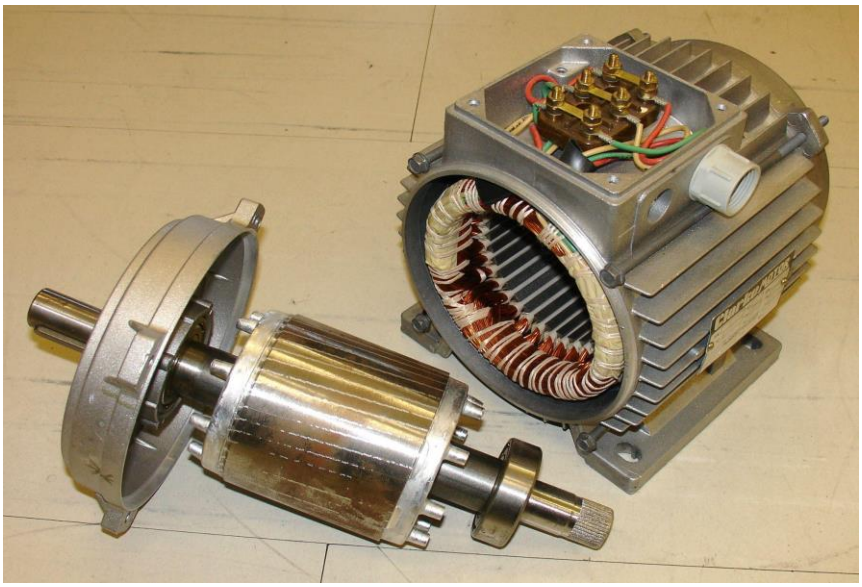
2.3.3.1 İçten Yanmalı Motor

İçten yanmalı motorlar, kimyasal enerjiye sahip yakıtı motorun içindeki yanma odasında sınırlı bir alanda yakılması sonucu oluşan basıncın, pistonu hareket ettirmesi ile oluşan makinelerdir. İçten yanmalı motorlar; pistonlu motorlar (iki zamanlı motor, dört zamanlı motor), wankel motorları, gaz türbini motorlar (turbojet, turbofan, turboprop, turboşaft), ramjet ve roket motoru olarak sınıflandırılabilir [15].

İçten yanmalı motorlar, yüksek titreşimlerinden dolayı gürültülü bir şekilde çalışırlar. İHA gözlem ve keşif uçuşunu gerçekleştirdiği sırada fark edilmesi, İHA'lar için içten yanmalı motorların dezavantajlı bir duruma sahip olduğunu göstermektedir. Ayrıca, içten yanmalı motorların doğaya yaydıkları sera gazlarından dolayı iklim değişikliğine sebebiyet verdiği bilinmektedir.

2.3.3.2 Elektrikli Motor

Elektrik motorlarının çalışma prensibi temel olarak elektromanyetik etkileşimlere dayanır. Elektrik motorları elektrik enerjisini, mekanik enerji olarak kullanan makinelerdir. Stator (sabit) ve rotor (dönen) olmak üzere iki ana parçadan oluşur (Şekil 2.7). Alternatif akımla (AC) çalışan ve doğru akımla (DC) çalışan motor, olmak üzere iki çeşit motor türü vardır [16].



Şekil 2.7 Rotor (sol) ve stator (sağ) [16]

DC motorlar, fırçasız DC motor ve fırçalı DC motor olmak üzere ikiye ayrılmaktadır. Fırçasız DC motorlar, fırçalı DC motorlara göre daha yüksek bir verime sahiptir [77]. İHA'larda elektrik motorunun kullanılmasındaki avantajlar şu şekilde sıralanabilir; içten yanmalı motorlara göre daha verimli olması, yüksek enerji yoğunluğu, kolay otomasyon, çalışma esnekliği ve kolay uygulanabilirliği, ihmal edilebilir seviyede titreşimli ve gürültü çalışması, doğaya emisyon gazı yerine hiç emisyon yaymaması ve bu hali ile çevre dostu olması [33]. İHA motorlarında daha çok elektrikli fırçasız DC motorların tercih edildiği bilinmektedir. Tez çalışması kapsamında İHA'da elektrikli fırçasız DC motorun tercih edilmesi planlanmaktadır.

2.4 Yakıt Hücresi

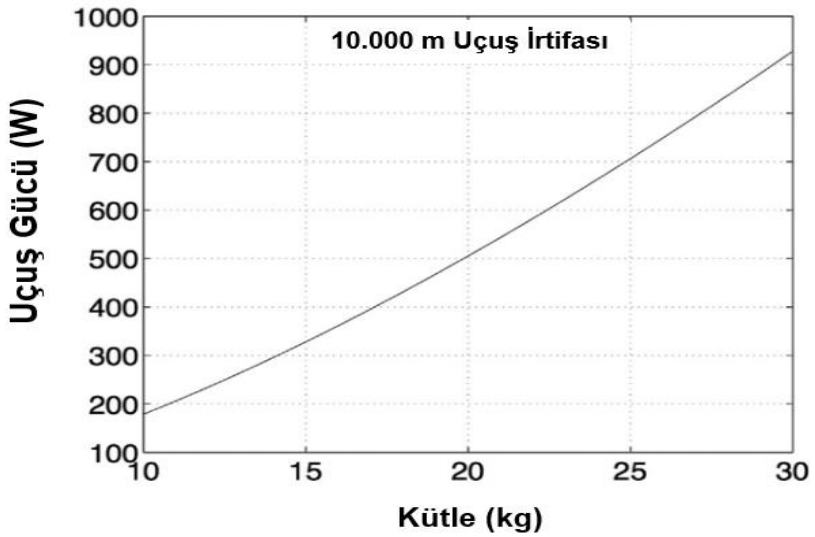
Yakıt hücresi, kimyasal enerjiyi doğrudan DC elektrik enerjisine çeviren bir sistemdir. Yakıt hücreleri tek bir basamakta elektriği üretir. Bu basitlik yakıt hücresi sistemlerine olan ilgiyi arttırmaktadır. Yakıt hücrelerinde hidrojen ve oksijen tepkimeye girmektedir. Her ikisi de saf olmak zorunda değildir. Hidrojen; CO_2 (karbondioksit), N_2 (azot), CO (karbon monoksit) gibi gazlarla karışıma girebilir, ayrıca CH_3OH (metanol), CH_4 (metan), doğalgaz ve sıvı hidrokarbonlar içerisinde bulunabilir [2].

Yakıt hücresi bazı perspektiflerden bataryalara benzetilmektedir. Ancak yakıt hücrelerini bataryalardan ayıran bazı özellikler vardır. Bunlar;

- Yakıt hücresi sabit yakıt ve oksitleyici madde beslemesine ihtiyaç duyar,
- Yakıt hücresindeki elektrotlar kimyasal değişime uğramazlar,
- Bataryalar, elektrokimyasal reaksiyondaki materyal tükendiğinde deşarj olurlar,
- Yakıt hücresi yakıt ve oksitleyici madde ile beslendiği sürece deşarj olmazlar [2].

0,7 volt ile çalışan bir yakıt hücresinin verimi yaklaşık %50 civarındadır. Bu sonuca göre, hidrojenin %50 si elektrik enerjisine dönüşürken, kalan %50'si ısıya dönüşmektedir. Uygulamada ise, yakıt hücresi kullanan taşıtların verimi yaklaşık %45 civarındadır. Yakıt hücresi sisteminin verimi, dizel yakıta sahip bir içten yanmalı motorun verimine (%22) göre iki katıdır [79].

Yakıt hücresi teknolojisine sahip bir İHA, mevcut İHA teknolojisine göre yaklaşık 4 - 5 kat dayanıklılık artışı sağlar [30]. Bir İHA'nın 10.000 metre irtifada uçtuğunu varsayalım, İHA kütlesi ile yakıt hücresinin minimum gücü arasındaki ilişkiyi tanımlayan Şekil 2.8'deki gibi bir grafik elde edilebilir [34].



Şekil 2.8 İHA 10.000 m irtifada uçuş gücü (W) - kütle ilişkisi (kg) [34]

Tablo 2.5'te İHA'larda kullanıma uygun olarak üretilen ticari yakıt pili sistemleri gösterilmektedir. Tabloda yakıt hücresi tipi, güç, güç yoğunluğu ve hacimsel güç yoğunlukları bulunmaktadır. Tabloda en düşük yakıt hücresi gücü 150 W olup, en büyük yaktı hücresi 5.000 W gücündedir.

Tablo 2.5 İHA'larda kullanılabilecek ticari yakıt pili sistemleri [1, 4]

Üretici/Model	Tip	Güç (W)	Güç Yoğunluğu (W/kg)	Hacimsel Güç Yoğunluğu (W/L)	Ek Bilgi
BCS Fuel Cell	PEM	500	52	-	-
Energyor EPOD EO-310- XLE	PEM	310	78,5*	-	Tank ve yakıt dahil
Energyor EPOD EO-210- XLE	PEM	210	57,5*	-	Tank ve yakıt dahil
Energyor EPOD 410-LE	PEM	410	120,6*	-	Tank ve yakıt dahil
Horizon Aerostack A-200	PEM	200	400	278	Yan sistemler dahil
Horizon Aerostak A-250	PEM	250	335	152,4	Yan sistemler dahil
Horizon Aerostack A-500	PEM	500	434	162	Yan sistemler dahil
Horizon Aerostack A-1000	PEM	1.000	571	224	Yan sistemler dahil
Lynntech Gen IV	PEM	5.000	250	263	-
Protonex Procore	PEM	200	74	71,5	-
Protonex Procore VI	PEM	800	1.961	-	-
Protonex UAV C-250	PEM	250	208	185	-
Protonex Ion Tiger	PEM	550	550	-	-
Spectronik FLY-150	PEM	150	326,1	-	Kontrolör dahil
Spectronik FLY-200	PEM	200	400	-	Kontrolör dahil
Spectronik FLY-300	PEM	300	545,5	320,7	Kontrolör dahil
Ultra Electric AMI Roamio	KOYH	245	96,1*	-	Tank ve yakıt dahil
UTRC Rotorcraft	PEM	1.200	675	-	-
FCair-600	PEM	600	335	104,6	-

Tablo 2.5 İHA'larda kullanılabilecek ticari yakıt pili sistemleri (devamı)

FCair-1200	PEM	1.200	300	63,12	-
Intelligent Energy	PEM	650	802,4	268,6	-
Intelligent Energy	PEM	800	860,2	292	-
BM Power	PEM	500	454,5	123,5	-

Tablo 2.4'deki (*) değerler yakıt ve yakıt tankının ağırlığı hesaplamaya dahil edildiğini belirtmektedir [1, 4].

2.4.1 Yakıt Hücresi Çeşitleri

Literatür çalışmaları incelendiğinde, İHA'larda yakıt hücresi olarak PEMYH (Proton Değişim Membranlı Yakıt Hücresi) , KOYH (Katı Oksit Yakıt Hücresi) ve DMYH (Doğrudan Metanol Yakıt Hücresi) çeşitleri kullanılmaktadır. Bunların bazı özellikleri ve kimyasal reaksiyonları Tablo 2.6'da verilmiştir [12, 14].

Tablo 2.6 İHA'larda kullanılan yakıt hücrelerinin temel özellikleri [12]

Yakıt Hücresi Tipi	**Yakıt ve Oksitleyici**	**Verim (%)**	**Çalışma Sıcaklığı (ºC)**	**Sistem Güç Yoğunluğu (W/kg)**	**Kimyasal Reaksiyon**
PEMYH	Hidrojen Oksijen/Hava	40-60	30-100	>500 >150	$2H^+ + 2e^-$ ve $½\ O_2 + 2H^+ + 2e^- \rightarrow H_2O$ $O_2 + H_2 \rightarrow H_2O$
DMYH	Metanol Oksijen/Hava	20-30	20 - 90	>70 >50	$CH_3OH + H_2O \rightarrow CO_2 + 6H^+ + 6e^-$ ve $3/2\ O_2 + 6H^+ + 6e^- \rightarrow 3\ H_2O$ $CH_3OH + 3/2\ O_2 \rightarrow H_2O + CO_2$
KOYH	Hidrojen/Hidrokarbon Oksijen/hava	30-50	500 - 1000	>800 >100	$H_2 + O^{2-} \rightarrow H_2O + 2e^-$ ve $½\ O_2 + 2e^- \rightarrow O^{2-}$ $½\ O_2 + H_2 \rightarrow H_2O$

KOYH tipi yakıt hücresinin verimi PEMYH tipi yakıt hücresinin verimine çok yakındır. Fakat KOYH tipi yakıt hücresinin çalışma sıcaklığı 500 - 1000 ºC arasında olduğu için, bu sıcaklığı soğutmak için ilave soğutma ekipmanları gerektirir ki, bu

durum İHA ağırlığının artmasına neden olur [12]. Diğer taraftan DMYH tipi yakıt hücresine bakıldığında, DMYH ile PEMYH yakıt hücrelerinin çalışma sıcaklığı birbirine yakındır. Ama DMYH'nin güç yoğunluğu ve verimi PEMYH'den düşüktür. Bunun nedeni DMYH'de yakıt olarak metanol kullanıldığından dolayıdır. Metanol hidrojene göre daha kolay depolanmasına rağmen reaksiyon hızı yavaştır [12]. Bu sebeple İHA'larda kullanılacak en uygun yakıt hücresi çeşidi PEMYH'dir. Tablo 2.7'de yakıt hücresi çeşitleri, kullanılan elektrolit tipleri, çalışma sıcaklığı, yakıt, oksitleyici ve yüzdelik verimleri kapsamında veriler paylaşılmaktadır.

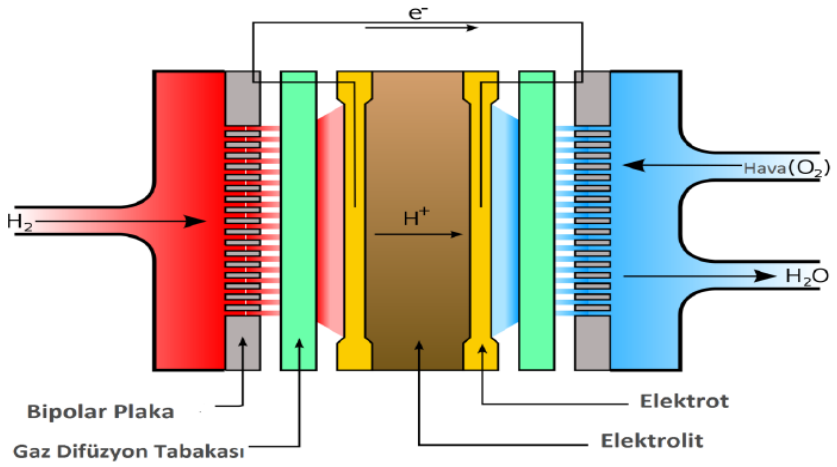
Tablo 2.7 Yakıt hücresi türleri ve özellikleri [19, 79]

Yakıt Pili	Elektrolit	Çalışma Sıcaklığı (°C)	Yakıt	Verim (%)
PEMYH (Proton Değişim Membranlı Yakıt Hücresi)	Polimer membran (iyonomer) (Nafion veya PBI)	70-120 (Nafion) 125-220 (PBI)	Hidrojen	%50-70 (Hücre) %30-50 (Sistem)
AYH (Alkali Yakıt Hücresi)	Sulu alkali çözelti (örnek: KOH)	80 – 100	Hidrojen	%60-70 (Hücre) %62 (Sistem)
DMYH (Doğrudan Metanol Yakıt Hücresi)	Polimer membran (iyonomer)	90 – 120	CH_3OH	%20-30 (Hücre) %10-20 (Sistem)
FAYH (Fosforik Asit Yakıt Hücresi)	Ergimiş fosforik asit (H_3PO_4)	150 – 200	Doğalgaz, biyogaz, hidrojen	%55 (Hücre) %40 (Sistem)
KOYH (Katı Oksit Yakıt Hücresi)	Seramik oksit (örnek: Zirkonyum dioksit, ZrO_2)	700 – 1.000	Doğalgaz, biyogaz, kömür gazı, hidrojen	%60-65 (Hücre) %55-60 (Sistem)
EKYH (Erimiş Karbonlu Yakıt Hücresi)	Ergimiş alkali karbonat ($NaHCO_3$)	600 – 650	Doğalgaz, biyogaz, kömür gazı, hidrojen	%55 (Hücre) %47 (Sistem)

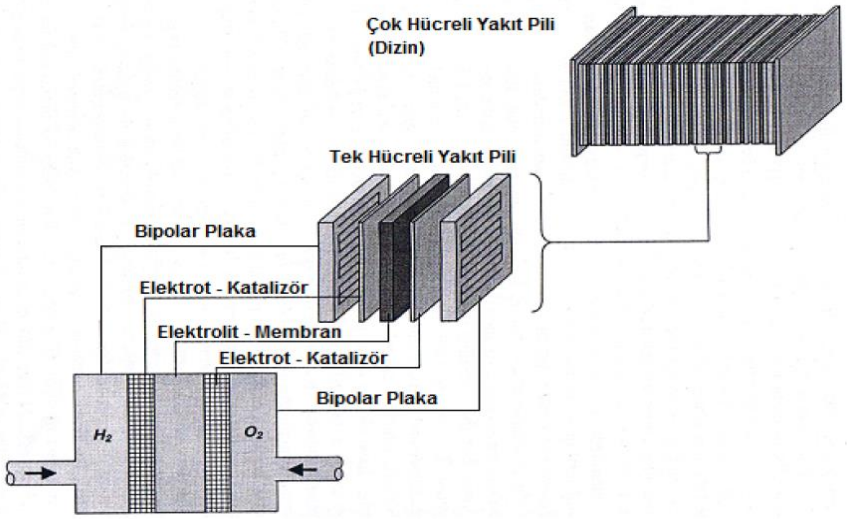
2.4.1.1 Proton Değişim Membranlı Yakıt Hücresi (PEMFC)

PEM tipi yakıt hücresi, yüksek enerji yoğunluğu, düşük sıcaklıklarda çalışabilme, hafif, ilk çalışması hızlı ve basit bir yapıya sahip olduğu için, araştırmaların büyük çoğunluğu PEM tipi yakıt hücresine yoğunlaşmaktadır. PEM yakıt hücresi MEA (membran elektrot düzeneği), gaz difüzyon tabakası (GDL) ve bipolar (çift kutuplu) plakalardan oluşmaktadır. Şekil 2.9'da PEM yakıt hücresinin şematik gösterimi ve

Şekil 2.10'da tekli ve çok hücreli PEM yakıt hücresi şematik gösterimi yer almaktadır [13].



Şekil 2.9 PEM tipi yakıt hücresinin şematik gösterimi [13]



Şekil 2.10 Tekli ve çok hücreli PEM yakıt hücresi şematik gösterimi [13]

PEM yakıt hücrelerinde yakıt olarak hidrojen, oksitleyici olarak oksijen veya hava kullanılır. İyonik iletkenliği yüksek, elektronik iletkenliği düşük özelliklere sahip elektrolit bir membran kullanılmaktadır. Anotta hidrojen yazı yükseltgenirken, katotta oksijen gazı indirgenmektedir. Anot ve katotta reaksiyonların gerçekleşebilmesi için katalizör kullanılmaktadır [13]. PEM yakıt hücresinde anot reaksiyonu, katot reaksiyonu ve net reaksiyon aşağıdaki gibidir;

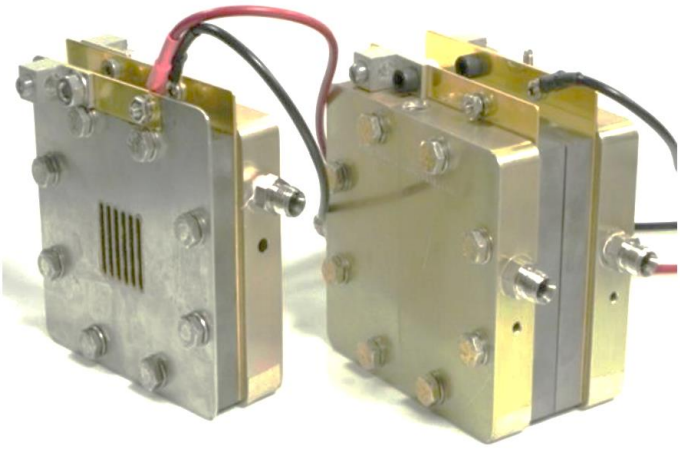
$$Anot: 2H_2 \rightarrow 4H^+ + 4e^- \quad (2.1)$$

$$Katot: 4H^+ + 4e^- + O_2 \rightarrow 2H_2O \quad (2.2)$$

$$Net: 2H_2 + O_2 \rightarrow 2H_2O + ısı + elektrik\ enerjisi \quad (2.3)$$

Anotta oluşan elektronlar membrandan geçemez ve H^+ iyonları membrandan geçerek katoda ulaşmaktadır. Katotta H^+ iyonları, oksijen ve elektronlar ile birleşerek su ve ısı açığa çıkar. Yakıt hücresinde üretilen elektronlar, hücre dışarısından kapalı bir elektrik devresi oluşturularak hareket ettirilmekte ve elektronların sahip oldukları potansiyel enerji, kinetik enerjiye dönüştürülmekte ve yakıt hücresinden elektrik enerjisi elde edilmektedir [13].

- **Hava Solumalı PEM Yakıt Hücresi:** Hava solumalı PEM yakıt hücresinin geleneksel PEM yakıt hücresinden farkı, küçük ve taşınabilir uygulamalarda kullanılmak üzere olan ilginin hava solumalı PEM yakıt hücresinde yoğunlaşmasıdır. Hava solumalı PEM yakıt hücresi, ağırlık ve hacim gibi kısıtlaması olan İHA'larda uygulanması bir çözüm olarak öne çıkmaktadır. PEM yakıt hücresinde yakıt ve oksidant aktif ya da pasif olarak yakıt hücresine beslenebilir. Aktif yakıt hücresi sisteminde, yakıt hücresi anoduna yakıt, katoduna ise oksijen fan veya kompresör yardımıyla beslenmektedir. Pasif yakıt hücresi sisteminde, katoda beslenen oksijen ise herhangi bir fan veya kompresör olmadan aktarılabilmektedir. Pasif sisteme sahip yakıt hücreleri, genellikle hava solumalı yakıt hücresi olarak adlandırılmaktadır. Hava solumalı PEM yakıt hücre sistemi, oksidantı beslemede herhangi bir yardımcı eleman olmadığından dolayı daha bütünleşik bir yapıya sahiptir [80]. Şekil 2.11'de, her iki tipteki yakıt hücresi sistemlerine ait bir görsel verilmektedir.



Şekil 2.11 Açık yakıt hücresi (solda) kapalı yakıt hücresi (sağda) [80]

Hava solumalı PEM yakıt hücresinin katodundaki kütle taşınımı, havadaki yoğunluk değişiminden dolayı doğal konveksiyon yoluyla gerçekleşmektedir. Havanın yoğunluğu; oksijenin kısmı basıncı, bağıl nem, basınç ve sıcaklığın bir

fonksiyonudur. Hava solumalı PEM yakıt hücre sistemlerinde, su yönetimi önemli bir sorundur. Oksijenin sürekli olarak reaksiyona girebilmesi için ortamda oluşan suyun etkin bir şekilde uzaklaştırılması gerekmektedir [80].

2.4.1.2 Katı Oksit Yakıt Hücresi (SOFC)

Yüksek sıcaklıklarda 800 °C – 1.000 °C arasında çalıştığı için, düşük sıcaklıkta çalışan yakıt hücrelerindeki gibi pahalı katalizör kullanımına gerek yoktur. Bazı özel yararları sebebi ile endüstriyel uygulamalar için cazip hale gelmektedir. Özellikle kömür gazlaştırma prosesleri ile birleştirildiğinde KOYH'ler daha da çekici hale gelmektedir. KOYH'lerin verimi % 60 - %65 arasında olup, yakıt hücreleri arasından en yüksek verime sahip ikinci yakıt hücresidir [19].

2.4.1.3 Doğrudan Metanol Yakıt Hücresi (DMFC)

Doğrudan metanol yakıt hücresi, yakıt olarak doğrudan metanol (CH_3OH) ile beslenir. Metanolün depolanması hidrojene göre daha kolaydır ayrıca düşük sıcaklık ve yüksek basınç gibi şartlar gerektirmez. Metanol -97,0 °C ile 64,7 °C arasında sıvı formundadır. Reaksiyon tepkimesi şu şekildedir;

$$Anot: CH_3OH + H_2O \rightarrow CO_2 + 6H^+ + 6e^- \quad (2.4)$$

$$Katot: \frac{3}{2}O_2 + 6H^+ + 6e^- \rightarrow 3H_2O \quad (2.5)$$

$$Net\ reaksiyon: CH_3OH + \frac{3}{2}O_2 \rightarrow CO_2 + 2H_2O \quad (2.6)$$

Doğrudan metanol yakıt hücreleri; yakıt ikmali ve yüksek enerji dönüşümü, kolay taşınabilirlik gibi avantajları nedeniyle, günümüzde en çok çalışılan konular arasında yer almaktadır. Bu yakıt hücrelerinin çalışma sıcaklığı 20 °C – 90 °C arasında olup, verimleri % 20 - % 30 civarındadır [20].

2.4.1.4 Alkali Yakıt Hücresi (AFC)

NASA uzay programları kapsamında kullanılmıştır. Yakıt hücreleri arasından ilk defa geliştirilen yakıt hücresidir. Alkali yakıt hücreleri, en ucuz üretilebilecek yakıt hücreleridir. Katalizör olarak; nikel, gümüş, metal oksitler ve soy metaller kullanılmaktadır. Elektrolit yerine farklı olarak alkalik potasyum hidroksit kullanılmaktadır. Anot kısmında Ni (nikel) ve katot kısmında da Ag (gümüş)

katalizörler kullanılmaktadır. Çalışma sıcaklığı yaklaşık 90 ℃ - 100 ℃ arasında olup ve verimleri %60 civarındadır. Alkali yakıt hücrelerinin bir dezavantajı güç üretimi düşüktür [19].

2.4.1.5 Fosforik Asit Yakıt Hücresi (PAFC)

Fosforik asit yakıt hücresinde genellikle katalizör olarak platinyum kullanılmaktadır. Bu yakıt hücresinin verimi %55, çalışma sıcaklığı ise yaklaşık 150 ℃ – 200 ℃ arasındadır. Diğer yakıt hücrelerine göre güç yoğunluğu daha azdır. Bu durum, daha fazla yer kaplamalarına ve ağır olmalarına yol açmaktadır. Çalışma prensibine bakıldığında, anoda gönderilen hidrojen molekül elektronlarının ayrılması sonucu oluşan hidrojen iyonları fosforik asit elektrolitinden, elektronlarda dış devreden katoda ulaşırlar. Burada oksijen ile bir araya gelen hidrojen iyonlarının ve elektronlarının reaksiyonları sonucu devre tamamlanır [19].

2.4.1.6 Erimiş Karbonlu Yakıt Hücresi (MCFC)

Erimiş karbonlu yakıt hücrelerinde elektrolit olarak alkali metal karbonat kullanılmaktadır. Yakıt hücresi içinde alkali metal karbonatın elektrolit olarak çalışması için ürün akışkan şeklinde olması gerekmektedir. Sistem veriminin yüksek olması, bu yakıt hücrelerinde çalışma sıcaklığının yüksek olmasıdır. Verimleri %65 ve çalışma sıcaklığı 620 ℃ – 660 ℃ arasındadır. Erimiş karbonlu yakıt hücresinin, yüksek çalışma sıcaklığına sahip olduğu için kullanım ömrü azalmaktadır [19]. Tablo 2.8'de yakıt hücresinin uygulama özelliklerinin değerlendirildiği bir tablo sunulmaktadır.

Tablo 2.8 Yakıt hücresinin uygulama özelliklerine göre değerlendirilmesi [1, 13-14]

Yakıt Hücresi	Modül Kapasitesi	Uygulama Alanları	Güçlü Yönleri	Zayıf Yönleri
PEMYH	50 W-100 kW	-Taşınabilir güç -Dağıtık güç -Kojenerasyon -Ulaşım	-Düşük işletim sıcaklığı -Çabuk devreye alma ve yük takibi	-Yüksek maliyetli katalizör -Yakıt safsızlığı hassasiyeti
AYH	1-100 kW	-Askeri / Uzay -Taşınabilir güç -Ulaşım	-Düşük bileşen maliyeti -Düşük işletim sıcaklığı - Çabuk devreye alma	-Yakıtta ve havadaki CO2 oranına duyarlılık -Elektrolit yönetimi ve iletkenliği
FAYH	5-400 kW	-Dağıtık güç	-Kojenerasyon Uygulamalarına uygun -Yakıt safsızlığına karşı yüksek tolerans	-Yüksek maliyetli katalizör -Uzun devreye alma süresi -Sülfür hassasiyeti
EKYH	300 kW-3 MW	-Elektrik şebekesi -Dağıtık güç	-Yüksek verim -Yakıt esnekliği -Kojenerasyon uygulamalarına uygun -Gaz/türbin çevrimi uygulamalarına adapte olma	-Yüksek sıcaklıklarda hücre komponentlerinin korozyona uğraması ve tahrip olması -Uzun devreye alma süresi -Düşük güç yoğunluğu
KOYH	1 kW- 2 MW	-Yardımcı güç kaynağı -Elektrik şebekesi -Dağıtık güç	-Yüksek verim -Yakıt esnekliği -Kojenerasyon uygulamalarına uygun -Gaz/türbin çevrimi uygulamalarına adapte olma	-Yüksek sıcaklıklarda hücre - Komponentlerinin korozyona uğraması ve tahrip olması -Uzun devreye alma süresi -Düşük güç yoğunluğu -Kısıtlı sayıda açma/kapama çevrimi yapılabilmesi
DMYH	20-100 W	-Taşınabilir güç	-Düşük işletim sıcaklığı -Çabuk devreye alma ve yük takibi -Sıvı yakıt depolama kolaylığı	-Düşük güç yoğunluğu -Düşük verim

2.4.2 Yakıt Hücresi Termodinamiği

Bu bölümde, reaktanların akış oranları, Gibbs serbest enerjisinden, yakıt hücresi sistem kayıplarından ve yakıt hücresi verimine ait tanımlarından ve formülleri yer almaktadır.

- **Reaktanları Akış Oranları:** Yakıt hücresi içerisine beslenen hidrojen ve oksijen gazların molar akış tüketim oranları aşağıdaki gibi hesaplanmaktadır:

$$\dot{n}O_2 = {I.N}/{4.F} \quad \left(\frac{mol}{s}\right) \tag{2.7}$$

$$\dot{n}H_2 = {I.N}/{2.F} \quad \left(\frac{mol}{s}\right) \tag{2.8}$$

4 katsayısı 1 mol oksijenin indirgenmesi için yer değiştiren elektron sayısı, 2 katsayısı 1 mol hidrojenin oksidasyonu için yer değiştiren elektron sayısıdır.

Stokiyometri (λ) tepkimeye giren ve çıkan maddelerin kütlesel hesaplamalarını inceler. Aşağıdaki gibi ifade edilmektedir;

$$\lambda = {\dot{n}_{beslenen}}/{\dot{n}_{harcanan}} \tag{2.9}$$

Yakıt hücresi tasarımında stokiyometri değeri her zaman 1 değerinden büyüktür.

- **Gibbs Serbest Enerjisi:** Kimyasal reaksiyonda girenler ve ürünler arasındaki enerji farkı, reaksiyon sonucu entalpi (ΔH) değişimini vermekte, ama gerçekte enerjinin tamamı açığa çıkamamaktadır. Reaksiyon sonucu açığa çıkabilecek enerjiye Gibbs serbest enerjisi (ΔG) denilmektedir [13].

$$\Delta G = \Delta H - T\Delta S \tag{2.10}$$

Tablo 2.9'da entalpi değişimi, Gibbs serbest enerjisi, termonötr gerilim, teorik gerilim ve sıcaklık değerleri, yüksek ve alçak ısı durumlarına göre verilmektedir.

Tablo 2.9 Entalpi değişimi, Gibbs serbest enerjisi ve gerilim değerleri [13]

Isı Durumu	Entalpi Değişimi (ΔH) (kJ/mol)	Gibbs Serbest Enerjisi (ΔG) (kJ/mol)	Termonötr Gerilim (V)	Teorik Gerilimi (V)	Sıcaklık (°C)
Yüksek Isı (Oluşan ürün sıvı su)	-286,02	-237,34	1,48	1,23	25
	-284,85	-231,63	1,48	1,20	60
	-284,18	-228,42	1,47	1,18	80
Alçak Isı (Oluşan ürün Su buharı)	-241,98	-228,74	1,25	1,19	25
	-242,37	-226,79	1,25	1,18	60
	-242,60	-225,63	1,25	1,17	80

- **Yakıt Hücresi Sistem Kayıpları:** Yakıt hücresinde elde edilen gerilim, bazı kayıplar sonucunda 1 volt'a kadar düşmektedir. Bu kayıplar; aktivasyon kaybı, direnç kaybı, kütle transferi (konsantrasyon) kaybı, iç akım ve yakıt sızıntısı kaybı olarak sıralanır. Genellikle yakıt hücresi sisteminden çekilen akım arttıkça kayıplarda artar [13].

- *Aktivasyon Kayıpları:* Aktivasyon kaybının gerçekleşmesinin nedeni, yakıt hücresinde elektronların yüzeyinde meydana gelen reaksiyonların yavaş olmasından dolayı kaynaklanır. Tepkimede meydana gelen gerilimin bır kısmı, elektron transferi sırasında kaybolur. Kimyasal reaksiyonlarda olduğu gibi, yakıt hücresindeki reaksiyonlarda da aktivasyon enerjisinden bahsedilmektedir [13]. Yapılan çalışmalara göre yakıt hücrelerinin 50-80 ºC arasındaki sıcaklıkta ve yüksek akım yoğunluğunda çalıştırılması sonucunda aktivasyon kayıplarının azaldığı görülmüştür. Tepkimeyi yüksek sıcaklıkta gerçekleştirmek için harcanan potansiyel farkı azalmakta ve kimyasal kinetik hızlanmaktadır [18].
- *Direnç (Ohmik) Kayıplar:* Yakıt hücresi sistemindeki hücre içinde elektronların ve iyonların hareketleri esnasında karşılaştıkları dirençler sonucunda oluşan kayıplara denir [13].
- *Kütle Transferi (Konsantrasyon) Kayıpları:* Yakıt hücresinde anotta ve katottaki reaksionlarda ortaya çıkan ürünlerin yeni reaksiyona girecek ürünleri engellemesi ya da yakıt hücresinin bazı bölgelerinde yeterli reaksiyona girmesi için gazın gelmemesi durumunda oluşan kayıplara denir. Bu kayıp anotta pek önemsenecek boyutta olmamaktayken, katotta ise oksijen miktarının azalmasına sebep olmaktadır [13].

- *İç Akım ve Yakıt Sızıntısı Kaybı:* Yakıt hücrelerinin içinde iç akım oluşmaktadır. İç akım oluşmasının nedeni, anottan katota doğru geçen hidrojen geçtiği bölgede katot reaksiyonunun oluşmasına engel olmaktadır, bu durum katotta oluşan gerilimin azalmasına neden olmaktadır.

- **Yakıt Hücresi Verimi:** Teorik yakıt hücresi verimi; voltaj verimi, akım verimi, tersinir enerji verimi ve toplam verimlilikten oluşmaktadır [2].

$$Voltaj\ Verimi: \eta_{pot} = {}^{E}/_{E_r} \tag{2.11}$$

E: Gerçek hücre potansiyeli
E_r: Mümkün olan hücre potansiyeli (1.229 V)

$$Akım\ Verimi: \eta_{akım} = {}^{I}/_{n.F}\ \left({}^{dN_f}/_{dt}\right) \tag{2.12}$$

dN_f / *dt:* Yakıt pilindeki yakıt tüketim hızı (mol/sn)
$\eta_{akım}$: 1

- *Tersinir Enerji Verimi:*

$$\eta_{tersinir} = {}^{E_r}/_{E_{tn}} \tag{2.13}$$

$$E_{termonötral} = {}^{-\Delta H}/_{n.F} \tag{2.14}$$

$E_{termonötral}$: Bütün kimyasal enerjinin elektrik enerjisine dönüştüğü durumdaki voltajdır.

Üst ısıl değer için (HHV); $\eta_{tersinir}$ = 1.229 / 1.48 = 0.83

Alt ısıl değer için (LHV); $\eta_{tersinir}$ = 1.229 / 1.25 = 0.98

- *Toplam Verimlilik:* Toplam verimlilik bu üç verimliliğin çarpımından oluşur;

$$\eta_{yakıthücresi} = \eta_{tersinir}\ x\ \eta_{pot}\ x\ \eta_{akım} \tag{2.15}$$

$$\eta_{yakıthücresi} = (\Delta G/\Delta H)x(E/E_{ters})x1 = (E_{ters}/E_{tn})x(E/E_{ters})x1 \tag{2.16}$$

$$\eta_{yakıthücresi} = {}^{E}/_{E_{tn}} \tag{2.17}$$

E: Gerçek potansiyel
E_{tn}: Termonötral potansiyel

Örneğin 0.6 V' da çalışan bir yakıt hücresinin verimliliği;

$\eta_{yakıt\ hücresi}$= 0.6/1.48 = 0.41 (LHV)
$\eta_{yakıt\ hücresi}$= 0.6/1.25 = 0.48 (HHV)

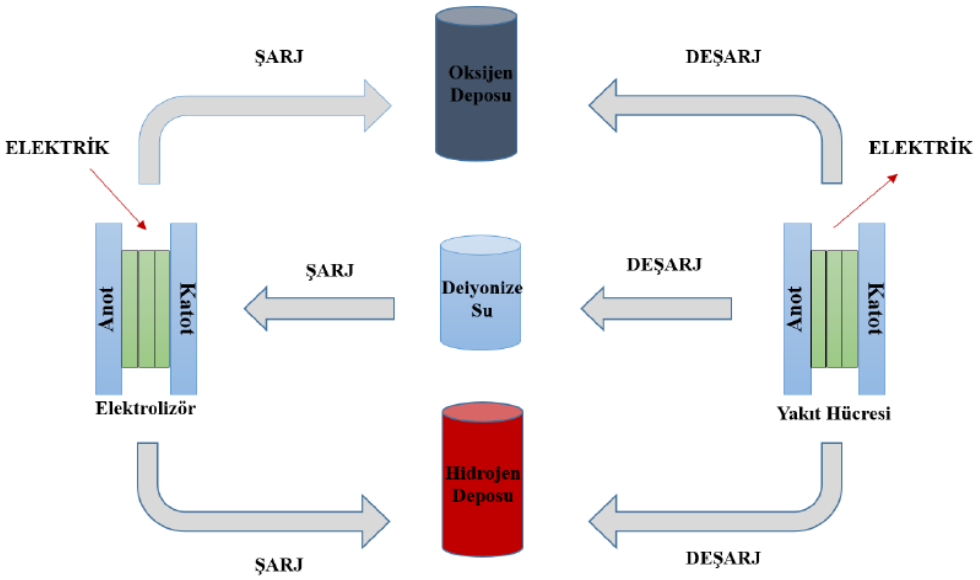
2.4.3 Rejeneratif Yakıt Hücresi Sistemleri

Rejeneratif yakıt hücreleri yakıt hücresi ya da elektrolizör olarak işlev görebilen bir sistemdir. Bu yakıt hücrelerinde gerçekleşen genel tersinir reaksiyon aşağıda verilmektedir [21];

$$H_2O + enerji \leftrightarrow H_2 + {}^{1}/_{2}\, O_2 \qquad (2.18)$$

Rejeneratif yakıt hücrelerinde, yakıt hücresi modunda çalışırken sistemde depolanan hidrojen ve oksijen, rejeneratif yakıt hücresine beslenerek ihtiyaç duyulan elektrik enerjisi üretilmektedir. Elektrolizör modu olarak çalıştırıldığında ise, elektrik enerjisi kullanarak suyu bileşenlerine ayırıp, hidrojeni ve oksijeni gazlarına ayırarak deponlamaktadır. Rejeneratif yakıt hücreleri, ayrık rejeneratif yakıt hücreleri ve birleştirilmiş rejeneratif yakıt hücreleri olmak üzere ikiye ayrılmaktadır [21].

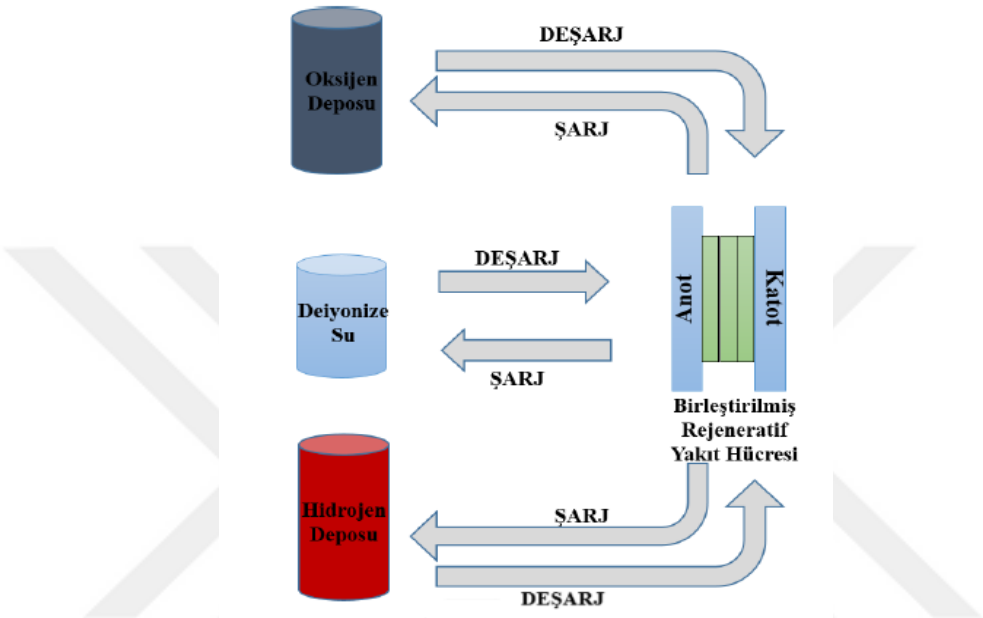
- **Ayrık Rejeneratif Yakıt Hücreleri:** Ayrık rejeneratif yakıt hücreleri (Şekil 2.12), yakıt hücresi ve elektrolizör ayrı sistemler olsa da birbirleri ile entegre bir şekilde çalıştıkları sistem haline getirilmektedir [21].



Şekil 2.12 Ayrık rejeneratif yakıt hücresi [21]

Sistemde açığa çıkan su, elektrolizör sisteminde kullanılmak üzere su deposuna gönderilerek su döngüsü oluşturulur. Sistemde oluşturulan su döngüsü sayesinde temiz su kaynağının kısıtlı olduğu uzay, uçak ve denizaltı gibi alanlarda bu sistem kullanılabilir [21].

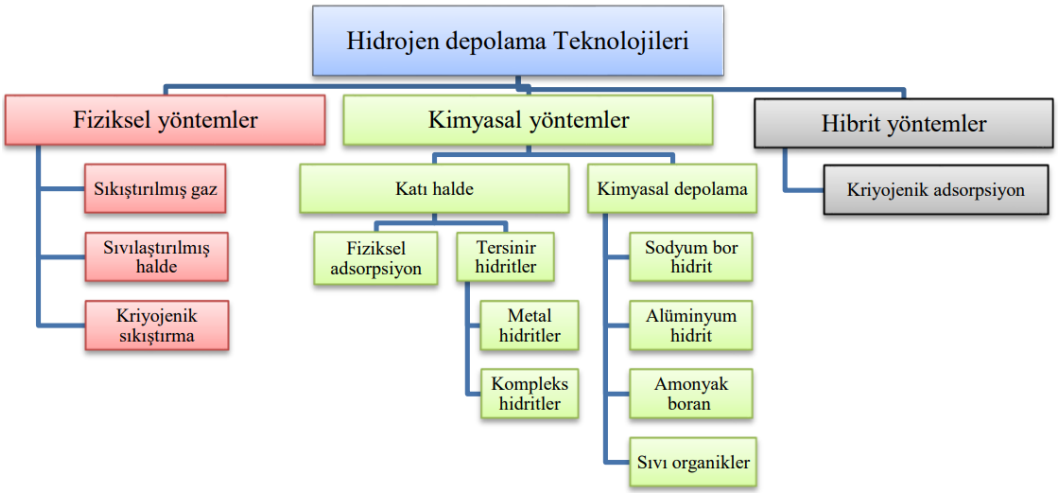
- **Birleştirilmiş Rejeneratif Yakıt Hücreleri:** Birleştirilmiş rejeneratif yakıt hücreleri, yakıt hücresi ve elektrolizörün aynı modül üzerine entegre edilmesiyle geliştirilmiştir sistemdir (Şekil 2.13). Çift yönlü polimer değişimli membran sayesinde, yakıt hücresi ve elektrolizör olarak kullanılabilmektedir. Ayrık rejeneratif yakıt hücresindeki sistemlere göre; basit yapısı, yüksek özgül enerjisi ve maliyetinin düşük olması gibi çeşitli avantajlar sahiptir [21].



Şekil 2.13 Birleştirilmiş rejeneratif yakıt hücresi [21]

2.4.4 Hidrojen Depolama Sistemleri

Hidrojenin enerji yoğunluğu yüksektir (33,3 Wh/kg) ve yakıt hücresi sistemlerinin insansız hava araçlarında kullanılmasının birçok avantajı bulunmaktadır. Yakıt hücresinin kullanılmasındaki en büyük problem hidrojenin depolanmasıdır. Nedeni hidrojenin havadan 14,4 kat daha hafif olması [81] ve hidrojenin kolay bir şekilde parlamasıdır. Şekil 2.14'de hidrojen depolama yöntemlerinin sınıflandırılması yer almaktadır.



Şekil 2.14 Hidrojen depolama teknolojileri [81]

2.4.4.1 Basınçlandırılmış Hidrojenin Depolanması

Hidrojen depolama yönteminin bilinen en yaygın ve basit yoludur. Hidrojen tüpler içinde 350 bar, 700 bar ve 1.000 bar basınçlara kadar basınçlandırılmış şekilde depolanmaktadır. Atmosfer basıncında 1 gram hidrojen 11 litre hacim kaplamaktadır. Hidrojeni sıkıştırılmış olarak yüksek basınçlarda gaz halinde depolanması nedeniyle depolama tankları, ağır olabilmektedir. Kompozit tankların bu ağırlık sorununun biraz da olsa üstesinden geldiği bilinmektedir. Basınçlandırılmış hidrojen depolama teknolojisinin, otomotiv endüstrisinde benimsenen tek yöntemdir. Basınçlandırılmış hidrojen depolama teknolojisinin dezavantajları; hidrojeni sıkıştırma esnasında harcanan enerji ve yine sıkıştırma esnasında basıncı ve sıcaklığı güvenli seviyelerde tutmak için, tankın soğutulması için gereken enerjinin harcanmasıdır [81].

Tablo 2.10'da basınçlandırılmış hidrojen gazını depolamak için silindir tanklara ait bazı özellikler verilmektedir.

Tablo 2.10 Hidrojeni depolama tankları ve özellikleri [34-35, 57]

Tank Tipi	Basınç (bar)	V_{H_2} (L)	V_{O_2} (L)	M_{H_2} (kg)	M_{O_2} (kg)	M_{toplam} (kg)	Enerji Yoğunluğu (Wh/kg)	Enerji Yoğunluğu (Wh/ L)	Malzeme Yapıları	Avantajları	Dezavantajları	Uygulama Alanları
II	300	6	3	7.91	4.92	15.40	67.18	113.44	Çelik veya alüminyum ile çember sarılmış kompozit malzeme	Tank Tip 1'e göre daha hafif ve daha yüksek basınç kapasitesine sahip	Ağırlığından dolayı mobil uygulamalar için uygun değildir	Sabit yakıt hücresi teknolojileri
III	300	6	3	2.81	2.37	6.21	166.44	113.44	Alüminyum ince metal astar ile tamamen sarılmış kompozit malzeme	Tank Tip 1 ve Tank Tip 2' ye göre daha hafif ve yüksek basınç kapasitesine sahip	Karmaşık üretim süreci	Otomotiv, havacılık, taşınabilir uygulamalar
IV	500	4	2	1.91	1.84	4.50	255.50	166.90	Polimer astar (polietilen - polyamid) ile tamamen sarılmış kompozit malzeme	Tip I-II-III-IV arasında en hafifi olup, yüksek basınçlı depolama için uygundur	Yüksek üretim maliyeti	Otomotiv (yakıt hücreli araçlar), havacılık, taşınabilir uygulamalar
IV	700	3	2	1.46	2.01	4.16	239.60	196.73				
V	1000	-	-	-	-	-	-	-	Tamamen kompozit malzemeden yapılmıştır	Tip-IV tankına göre %20 daha hafiftir	Üretimi karmaşıktır	Gelecekte otomobil ve havacılık uygulamalarında kullanılması beklenmektedir

Tank tipi I, tamamen metaldir, 1 kg/L – 1.5 kg/L yüksek yoğunluklara sahiptir. Yapımı basittir ve maliyeti düşüktür. Ağır oldukları için sabit ve endüstriyel kullanıma uygundur. Tank tipi II ise 0.65 kg/L – 1.3 kg arasında yoğunluklara sahiptir ve enerji yoğunluğu düşüktür. Tip III ise 0.3 kg/L – 0.45 kg/L arasında bir yoğunluğa sahiptir. Tip III ile tip IV tanklarının yoğunlukları aynıdır ama tank tip IV sınıfında daha yüksek basınçlarda hidrojen doldurulabilir. Tank tip V ise, astarsız tamamen kompozit bir yapıya sahiptir. 1.000 bar basınçlarda depolamak mümkündür. Tip IV'e göre daha hafif ve daha az geçirgendir. Tip V tankının dezavantajı üretimi karmaşık olmasıdır. Gelecekte havacılık uygulamalarında kullanılması beklenilmektedir [34-35] Çeşitli yakıtların kütlesel enerji yoğunlukları ve hacimsel enerji yoğunlukları Tablo 2.11' de verilmektedir.

Tablo 2.11 Yakıt türlerine göre enerji yoğunluk verileri [1, 22]

Yakıt Türü	Enerji Yoğunluğu (Wh/kg)	Enerji Yoğunluğu (Wh/L)
Basınçlandırılmış Hidrojen Gazı (700 bar)	39.406	1.250
Basınçlandırılmış Hidrojen Gazı (300 bar)	33.600	772,8
Sıvılaştırılmış Hidrojen	39.405	2.359
Doğalgaz	14.889	10
Sıvılaştırılmış Doğalgaz	14.889	6.167
Dizel	12.667	10.722
LPG	13.778	7.028
Benzin	12.889	9.500
Etanol	8.333	6.667
Metanol	5.472	4.333
Ni-MH Batarya	80	140-300
Li-İyon Batarya	100-243	250-731
Sodyum Borhidrür	9.285	-

2.4.4.2 Sıvılaştırılmış Hidrojenin Depolanması

Hidrojeni diğer fiziksel depolama yöntemi, sıvılaştırılmış olarak depolanmasıdır. Basınçlandırılmış hidrojen depolama teknolojisine göre, bu yöntemde yüksek gravimetrik ve hacimsel yoğunluk elde edilebilir. Sıvılaştırılmış hidrojen depolama tankının basıncı, basınçlandırılmış hidrojen depolama tankının basıncına göre daha düşüktür. Hidrojenin sıvı formda 71 kg/m³ yoğunluğuna sahiptir. Hidrojenin sıvı halde depolanması için 20 Kelvin'e (-253°C) kadar soğutulması gerekmektedir. Bu

sıcaklıktaki bir hidrojeni mevcut teknoloji ile depolamak oldukça maliyetlidir. Ayrıca işlem olarak uzun zaman almaktadır. Bu yöntemle depolanan, kapların ısı yalıtımının çok iyi olması gerekmektedir. Sıvı hidrojen günümüzde, nükleer ve uzay teknolojilerinde kullanılmaktadır [81].

2.4.4.3 Kriyojenik Sıkıştırma ile Hidrojen Depolama

Bu depolama yöntemi, hidrojenin kriyojenik sıcaklıklarda (20 Kelvin) ve yüksek basınçlarda depolanmasıdır. Bu yönteme sahip depolama kaplarının içi alüminyum astarlı ve karbon elyafla sarılmış bir şekilde tasarlanmaktadır. Depolama kabın dışı ise, ısı transferini en aza indirmek amacı ile paslanmaz çelik olacak şekilde bir vakum boşluğu ile sarılmış bir yapıya sahiptir. Kriyojenik sıkıştırma ile hidrojen depolama teknolojisi, diğer depolama yöntemleri arasında en yüksek hacimsel ve gravimetrik yoğunluğa sahiptir. Sıvılaştırılmış hidrojen depolama yöntemindeki bir dezavantajlı durum olan kaynama kayıplarını azaltmakta olup, bu özelliği ile depolama yöntemleri arasından gelecekte en popüler bir uygulama olacağı görülmektedir [81].

2.4.4.4 Hidrojenin Kimyasal Yöntemlerle Depolanması

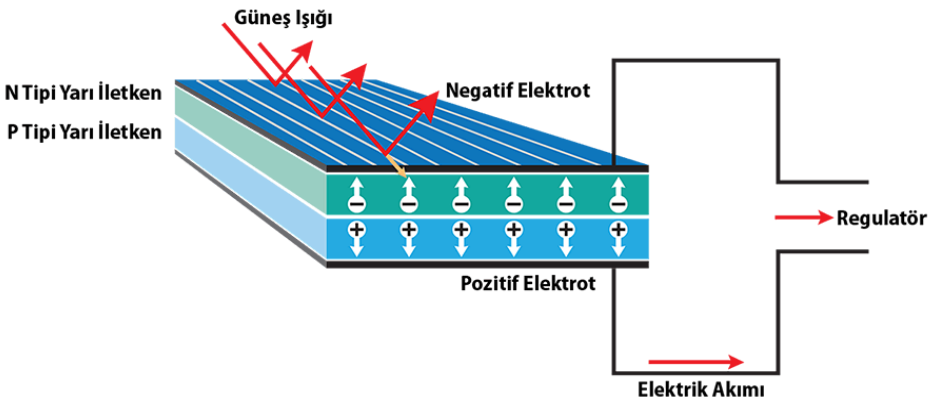
Hidrojenin kimyasal yöntemlerle depolama yöntemi, hidrojenin alternatif depolama türlerinden biridir. Kimyasal hidrojen depolama yöntemleri, katı halde hidrojenin depolanması ve kimyasal olarak hidrojenin depolanması olarak ikiye ayrılmaktadır. Katı halde hidrojenin depolama yöntemleri fiziksel adsorpsiyon ve tersinir hidrürler olmak üzere ikiye ayrılmaktadır. Metal hidritler (MgH_2) yüksek çalışma sıcaklığı ve düşük gravimetik yoğunluğuna sahiptir. Hidrojenin metal yüzey üzerinde ayrışması ve ardından hidrojen atomlarının kristal kafese göç etmesi ile oluşur. Amonyak boran (NH_3 - BH_3), alüminyum hidrit (AlH_3), sodyum borohidrit ($NaBH_4$) ve sıvı organikler olmak üzere dört bölüme ayrılmaktadır. Kimyasal olarak hidrojenin depolanma yöntemi, katı halde hidrojenin depolanma yönteminin aksine tersinir değildir [81]. Tablo 2.12'de sıkıştırılmış hidrojen, sıvı hidrojen ve kimyasal hidrojen depolama teknolojileri arasındaki bir karşılaştırma yapılmıştır [37].

Tablo 2.12 Hidrojen depolama teknolojilerinin avantajları ve dezavantajları [37]

	Geleneksel Sıkıştırılmış H_2	**Kriyojenik Sıvı H_2**	**Kimyasal Hidritler**
Avantajları	● Uygulanması kolay ● Ticari uygulaması yaygın ● Hızlı tahliye ve yakıt ikmali	● Yüksek hidrojen depolama verimliliği ● Tank patlama sorunu yoktur ● Araçta taşınan yakıt tankı ağırlığında azalma	● Yeterli hacimsel kapasiteye sahiptir ● Ortam sıcaklığında kararlıdır
Dezavantajları	● Hidrojen depolama verimliliğinin düşük olması ● Gaz sızıntısı ve ● Tank patlama sorunu ● Yakıt tankı büyüktür	● Hidrojeni sıvılaştırma için ek enerji talebi vardır ● Dondurucu sıcaklık cihazı gereklidir ● Kaynama sebebi ile hidrojen kaybı olur	● Elektrokimyasal reaksiyon gecikmesi yaşanır ● Hidrojen üretmek için ek cihazlara ihtiyaç vardır ● Sisteme katalizör veya ısıtmak gereklidir ● $NaBO_2$, NH_2BH_2 yan ürün sorunları

2.5 Fotovoltaik Sistem ve Özellikleri

Fotovoltaik sistemlerinin kaynağı güneş ışığıdır. Fotovoltaik hücrelerinde foton enerjisini elektrik enerjisine dönüştüren sistemlerdir. Fotovoltaik hücreleri negatif ve pozitif tipteki yarı iletkenlerden oluşur. Bu yarı iletken bir çift oluşturur. Yarı iletkenler (çift), yeterli seviyede foton enerjisine maruz kaldığında buradaki elektronlar serbest kalır. Fotovoltaik hücrelerine bir dış çevrim ile bağlandığında, bu çevrim boyunca DC formda elektrik akımı üretilir. Güneş ışığı (foton enerjisi) olmadığında yarı iletkenler diyot gibi davranarak elektrik üretemezler [12]. Şekil 2.15'te fotovoltaik sistemin, elektrik enerjisi üretim süreci yer almaktadır.



Şekil 2.15 Fotovoltaik hücresinin yapısı [65]

Fotovoltaik teknolojilerinde, yarı iletkenlik özellikleri sayesinde silisyum, kadmiyum sülfür, galyum arsenit, kadmiyum tellür gibi maddeler kullanılır. Bunlar arasında en çok kullanılan malzeme silisyum elementidir. Fotovoltaik hücrelerinin yüzeyleri kare, dikdörtgen veya daire şeklinde biçimlendirilmekte ve fotovoltaik hücre alanı genellikle 100 cm² 'dir. Fotovoltaik hücrelerinin kalınlıkları 0,2 – 0,4 mm civarındadır. Fotovoltaik hücreleri ikiye ayrılır; kristaller ve amorflar. Yukarıda da belirtildiği gibi en çok tercih edileni silisyum fotovoltaik hücreleridir. Tek (mono) kristalli, çok (poli) kristalli, ince film ve şerit şeklinde fotovoltaik teknolojilerinde kullanılmak üzere üretilirler [7].

İnce film fotovoltaik hücreleri; Kadmiyum Tellür (CdTe), Bakır İndiyum Galyum Selenür (CIGS) ve silikon gibi malzemelerden üretilir. İnce film hücreleri, kristal fotovoltaik hücrelerinin aktif olmadığı ışık dalga boylarında enerji üretilmesine olanak sağlar [17]. Şekil 2.16'da ince film fotovoltaik hücresinin İHA kanatları üzerine yerleştirilmiş bir örnek yer almaktadır.



Şekil 2.16 İnce film fotovoltaik hücrelerinin İHA kanatlarına yerleştirilmiş hali [66]

Günümüzde fotovoltaik pazarında %85' inden fazlasını kristal silikon fotovoltaik sistemleri ve modülleri oluşturmaktadır [17]. İHA'lar fotovoltaik sayesinde uzun süreli görevler için kullanılabilir. Teorik hesaplamalarda fotovoltaik sistemine sahip İHA'lar sonsuz uçuş gerçekleştirebilir. Teorik olarak fotovoltaik sistemine sahip İHA'ların tam gün boyunca uçması demek, yakıt masrafının olmaması anlamına gelmektedir [23]. Tablo 2.13'te fotovoltaik panel türleri arasında bir kıyaslama yapılmıştır.

Tablo 2.13 Fotovoltaik panel türleri [101]

Fotovoltaik Panel Teknolojisi	**Verim (%)**	**Avantaj**	**Dezavantaj**
Monokristalin	26,1	Nispeten yüksek verimlilik	Pahalı ve hassas üretim süreci
Polikristalin	23,3	-	-
Amorf	13,8	Ekonomik olarak uygulanabilir	Kararsız ve düşük verimlilik
CdTe	23,3	-	Toksik Cd
CIGS	23,4	-	-
Nanokristal	18,1	Gelişmiş üretim süreciyle düşük maliyet ile yüksek verimlilik elde etmeyi umut etmektedir	Verimlilik ve istikrar sorunları nedeniyle henüz ticari standarda ulaşamadı
Renk duyarlı	13,0		
Konsantrasyon ile çoklu bağlantı	47,6		
Perovskit (süper iletken seramik yapı)	25,7	Yüksek verimlilik potansiyeli	J-V (fotoakım-voltaj) gecikmesi ve kararsızlığı

İçten yanmalı motora sahip İHA'ların ulaşamayacağı irtifalara, fotovoltaik ile çalışan elektrik motorlu İHA'lar yüksek irtifalarda uçuş yapabilir. Fotovoltaik sistemleri genellikle HALE sınıfında yer alan İHA'larda ve uzun süre havada kalmasını gerektiren görevlerde kullanmak için iyi bir seçenek olabilir. Ancak İHA'nın tasarımı fotovoltaik hücrelerini yerleştirmek için uygun yapıda olmalıdırlar [12, 17]. Fotovoltaik sisteminden üretilen fazla elektrik depolanarak uçuşun diğer zamanlarında (örneğin gece), kullanılabilir [17]. Tablo 2.13'te 1997 yılından günümüze kadar dünyada fotovoltaik sistemi ile çalışan İHA'lara ait bazı veriler paylaşılmaktadır.

Tablo 2.14 1997'den günümüze kadar olan fotovoltaik ile çalışan İHA'lar [12, 17, 26]

Model İsmi	Yıl	Kanat Açıklığı (m)	Veter (m)	Uzunluk (m)	Kanat Yüzey Alanı (m^2)	Kanat Açıklık Oranı (A/R)	Boş Ağırlık (kg)	Açıklamalar
Centurion	1997	61,8	2,4	3,6	148,3	25,8	533	PV Hücre Güç Çıkışı: 31 kW Toplam Ağırlık: 862 kg Uçuş Süresi: 90 dakika
Helios	1997	2,7	-	0,6	1,2	6,17	-	-
Trosollmuffel	1997	2,5	0,25	-	0,62	10,1	1,14	-
LFMA	1998	1,9	0,25	-	0,47	7,76	1,2	-
Pathfinder Plus (1998-2002)	1998	36,3	2,4	3,6	87,12	15,1	247,5	PV Hücre Güç Çıkışı: 12,5 kW Toplam Ağırlık: 315 kg
PicoSol	1998	0,99	-	-	-	-	0,13	-
Solar Excel	1998	2,1	0,16	1,02	0,35	12,8	0,72	-
Solitair	1998	5,2	-	-	-	-	-	-
Helios	1999	75,3	2,48	3,6	186,6	30,4	600	-
Sunrazor (Sunriser)	2000	2,7	0,3	-	0,81	9,06	1,1	Motor sayısı: 1, Yüksek Kanat, Yüksek AR
Super Dimona	2000	7,0	-	-	-	-	-	MTOW: 4 kg
FlyG	2002	6	0,6	2,7	3,6	10	10	-
Solar Pleaser	2003	1,04	0,15	1,01	0,15	7	0,25	-
Solar Splinter	2003	4,27	0,35	2,13	1,5	12,2	4,5	Motor sayısı: 1 PV Solar Hücre: Conrad Yüksek Kanat, Yüksek AR, V Kuyruk
Sol-Mite	2004	0,81	0,12	-	0,1	6,5	0,13	Motor sayısı: 1 PV Solar Hücre: Conrad Yüksek Kanat, Yüksek AR, V Kuyruk
Sky-Sailor (2005-2008)	2005	3,2	0,24	1,82	0,78	13,2	2,5	Motor sayısı: 1 Uçuş Süresi: 27 saat
Solong	2005	4,75	0,32	-	1,5	15	12,6	Motor tipi: Kontronik Tango 45-06 Motor sayısı: 1 PV Solar Hücre: Sun power A300 Uçuş Süresi: 48 sa. 16 dk. Yüksek Kanat, Yüksek AR
Zephyr	2005	18	1,55	-	27,9	11,6	30	-
Aphelion	2006	3,13	0,22	-	0,7	14	-	-

Tablo 2.14 1997'den günümüze kadar olan fotovoltaik ile çalışan İHA'lar (devamı)

Howie Mark	2006	2,43	0,2	-	0,49	12,2	0,45	Motor tipi: Hacker B50-13S Motor sayısı: 1 PV Solar Hücre: Sun power A300 Yüksek Kanat, Yüksek AR
NanSun	2006	3,2	0,4	2,6	1,28	8	4,1	Motor sayısı: 1 Yüksek Kanat, Yüksek AR
SunSailor	2006	4,2	0,32	2,2	1,35	13,1	3,6	-
Sun-Surfer I	2007	0,77	0	0,73	0,07	8,5	0,12	-
Sun-Surfer II	2007	0,78	0,11	0,74	0,09	7,03	0,188	-
Sunlight Eagle	2009	-	-	-	-	-	-	Motor sayısı: 2 Orta Kanat, Yüksek AR
Aerosonde 4.4	2014	3,5	-	-	-	19,51	-	MTOW: 16.80 kg İrtifa: 4.500 m Uçuş Süresi: 14 saat
Atlantik Solar	2015	5,7	0,3	2	1,71	19	6,93	Motor tipi: RS-E Strecker 260.20 Motor sayısı: 1 PV Solar Hücre: Sun power E60 Yüksek Kanat, T Kuyruk
ITU UAV	2015	6,2	0,410	2,70	-	15	-	MTOW: 10.14 kg İrtifa: 2.000 m Uçuş Süresi: 36 saat Seyir Hızı: 11 m/s
Orbiter	2015	2,2	-	1	-	11	-	MTOW: 8.20 kg İrtifa: 4.572 m Uçuş Süresi: 1.5 saat Seyir Hızı: 33,8 m/s
Maraal	2016	5,35	-	-	-	-	12	PV Hücre Güç Çıkışı: 245 W Uçuş Süresi: 18 saat
EAV-3	2016	20	-	-	-	-	-	MTOW: 53 kg Uçuş Süresi: 9 saat
Zephyr 8	2017	28	-	-	-	-	37	Uçuş Süresi: 26 gün
Odysseus	2019	74,1	-	-	-	-	25	-
SB4 Phoenix	2020	3,2	0,27	1,62	0,86	12	4,5	Motor tipi: Fırçasız DC motor Motor sayısı: 1 Yüksek Kanat, V Kuyruk

Tasarımı 2003 yılında başlanılan ve fotovoltaik ile çalışan Solar Impulse adlı uçağın hedefi 2013 yılında dünya çevresinde 1 (bir) tam tur atmaktı. Tablo 2.14'te Solar Impulse uçağına ait tasarım parametreleri yer almaktadır [6].

Tablo 2.15 Solar Impulse uçağının tasarım parametreleri [6]

Kanat Açıklığı	63,4 metre
Kanat Yüzey Alanı	200 m²
Fotovoltaik Hücre Adeti	11.628 adet
Motor Türü ve Adeti	Elektrik Motoru - 4 Adet
Uçuş Hızı	70 km/h
Maksimum İrtifa	12.000 metre

Solar Impulse, 2010 yılının Nisan ayında uçuşunu 1.200 metre yükseklikte ve 1,5 saat havada kalarak gerçekleştirdi. Aynı yılın Temmuz ayındaki uçuşunda üretilen fazla elektriği bataryada depolayarak, gece olduğu zamanlarda da uçuşuna devam etti. 8.000 – 9.000 metre civarındaki irtifası ve 26 saat boyunca havada kalarak fotovoltaik ile çalışan ve yakıt almadan ABD'yi baştanbaşa geçen ilk uçak oldu [6].

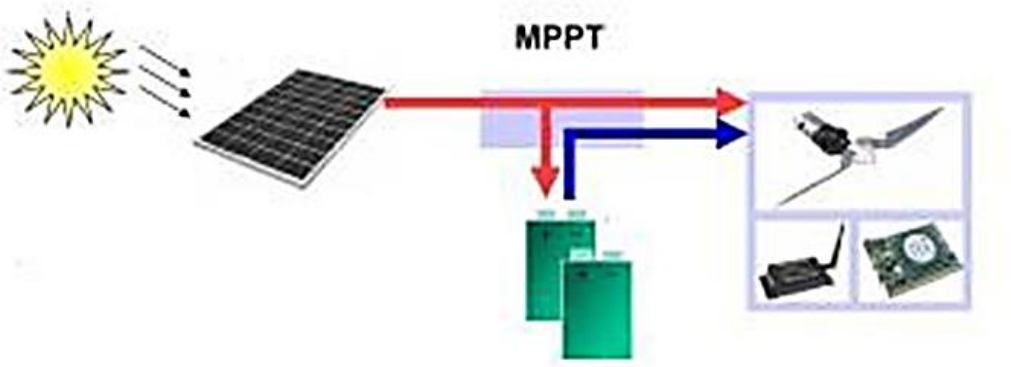
Fotovoltaik ile çalışan İHA'ya bir diğer örnek ise, 2010 yılında 14 gün boyunca uçuş yapmayı başarabilen Airbus'ın Zephyr projesidir. Zephyr, 2018 yılında geliştirilerek Zephyr S adını almıştır. Zephyr S, 21.500 metre irtifada, 26 gün boyunca havada kalarak yeni bir rekor elde etmiştir. Ultra hafif Zephyr, 75 kg ağırlığı ve 25 metre kanat açıklığı ile atmosferin stratosfer katmanında doğal afet durumlarında ve petrol sızıntılarını gözetleme amacıyla, keşif uçuşlarına devam etmektedir [6].

2.5.1 MPPT (Maksimum Güç Noktası Takibi)

Fotovoltaik sistemlerinde üretilen elektrik miktarı; güneş ışığının yoğunluğuna, güneş ışığının sıcaklığına ve yarı iletken malzemenin özelliklerine bağlıdır. Fotovoltaik sistemlerde doğrusal olmayan elektrik üretimi söz konusudur [12].

Fotovoltaik çalışırken, akım ve voltaja bağlı olarak maksimum güç noktasında elektrik enerjisi üretmesi beklenilmektedir. Fotovoltaik sistemler zamana bağlı olarak farklı miktarda elektrik enerjisi üretmektedir. Zamana bağlı olarak farklı seviyelerde üretilen elektriği doğrudan yüke verilmesi doğru değildir. MPPT'nin içerisinde bulunan mikro denetleyiciler ve sahip olduğu algoritmaları sayesinde, değişen güç miktarının en fazla olduğu zamanların tespiti için MPPT kullanılması gerekmektedir. MPPT'ler temelde DC/DC olarak çalışmaktadır. Şekil 2.17'de

MPPT'nin fotovoltaik sisteminde kullanılmasıyla ilgili bir görsel yer almaktadır [6].



Şekil 2.17 Fotovoltaik sisteminde MPPT'nin yeri [6]

2.5.2 Güneş Işınımı Tahmin Analizi

Çalışma kapsamında tasarımı planlanan İHA, Güneydoğu Anadolu Bölgesi, Doğu Anadolu Bölgesi ve Karadeniz'in Doğusundaki uç bölgelerinde (Harita 1.1) uçuşunu gerçekleştirilmesi düşünülmektedir. Türkiye güneş enerjisi potansiyeli atlası incelendiğinde, bu bölgenin güneş enerjisi potansiyelinin ortalama 1650 (kWh/m² - Yıl) olduğu görülmektedir.

Bulunduğunuz yerin coğrafi konumu, güneş ışınının etkisi açısından oldukça önemli bir faktördür. Ayrıca saat aralığı, hava koşulları ve güneşin yeryüzündeki yansıma miktarı gibi parametrelerde önemlidir. Noth'un güneş ışıma formülü Denklem 2.19'da yer almaktadır [6].

$$E_{günlükortalama} = \frac{I_{max}\ x\ T_{day}}{\pi/2}\ x\ \eta_{hava} \qquad (2.19)$$

I_{max}: Maksimum güneş ışıması

T_{day}: Gün içerisindeki güneşlenme süresi

η_{hava}: Havanın şeffaflık verimi

η_{hava}, havanın en güneşli ve açık olduğu durumlarda 1, havanın tamamen karanlık olduğu durumlarda 0 olarak alınır. Noth'un denklemine ilave olarak, İHA'da

günlük olarak elde edilebilecek fotovoltaik enerji değeri Denklem 2.20'de hesaplanmaktadır [6]:

$$E_{solarpower} = \frac{I_{max}.T_{day}}{\pi/2} x\left(A_{fotovoltaikhücresi} x \eta_{hava} x \eta_{fotovoltaikhücresi} x \eta_{MPPT} x \eta_{cbr}\right) \quad (2.20)$$

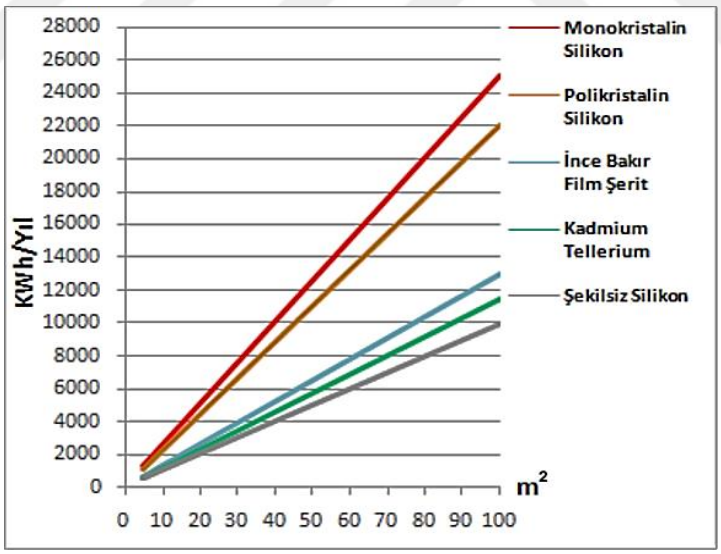
$A_{fotovoltaikhücresi}$: Fotovoltaik hücrenin toplam alanı

$\eta_{fotovoltaikhücresi}$: Fotovoltaik hücre verimi

η_{MPPT}: MPPT verimi

η_{cbr}: Kamburluk verimi

η_{cbr} kanat profilinin hafif kambur olması sebebiyle fotovoltaik hücreleri kanat üzerine monte edildiğinde güneş ışınlarının düşüşünde bir miktar kayıp olacaktır. Avrupa'da bu kayıp %10 civarında kabul edilmektedir. Denklemde bu değer %13 kabul edilecek olup ve η_{cbr} değeri 0,87 olarak kabul edilmektedir [6]. Şekil 2.18'de Türkiye'nin PV (fotovoltaik) tipi, alan ve üretilebilecek enerji cinsinden verilmektedir [7].



Şekil 2.18 Türkiye PV tipi-alan-üretilebilecek enerji grafiği (kWh/Yıl-m²) [7]

Şekil 2.18'de monokristal silikon malzemelerin yüksek enerji yoğunluğuna sahip olduğu görülmektedir. Şekilsiz silikon ise enerji yoğunluğu en düşük olan PV tipidir. Fotovoltaik sistemlerde, kurulu alan kapasitesi arttıkça fotovoltaik sistemden elde edilen enerji miktarı da artmaktadır.

2.6 Batarya Çeşitleri ve Özellikleri

Batarya ile enerjilendirilmiş İHA'larda yaygın olarak kullanılan batarya türü lityum polimer bataryalardır. Lityum polimer bataryalar İHA uygulamalarında daha yüksek SOC'e (Şarj Durumu) sahiptir. Bu tip bataryaların sahip oldukları enerji yoğunlukları ile İHA en fazla havada 90 dakika uçuş yapabilmektedir. Bu nedenle, bataryalar ve diğer enerji kaynakları ile oluşturacağı hibrit enerji sistemine ihtiyaç vardır [1, 12, 39].

Lityum polimer batarya yüksek güç yoğunluğuna sahip olmasıyla birlikte, İHA'larda hızlanma kabiliyeti açısından da katkıda bulunmaktadır. Lityum polimer bataryaların ayırt edici bir diğer özelliği, hızlı şarj-deşarj kapasitelerinin iyi olmasıdır [4, 17].

Günümüzde bataryaların enerji yoğunluğu kapasiteleri artsa da, İHA'lar için henüz istenilen seviyeye gelememiştir. İHA'larda kütle önemli bir faktördür, tercih edilen batarya en az kütleye sahip olmalı ve İHA'nın enerji ihtiyacını karşılayabilecek özellikte olmalıdır [4, 12]. Tablo 2.15'te farklı batarya çeşitlerinin özelliklerine göre karşılaştırılması verilmektedir.

Tablo 2.16 Farklı batarya çeşitlerinin karşılaştırılması [1, 12, 17]

Batarya Çeşidi	Enerji Yoğunluğu (Wh/kg)	Güç Yoğunluğu (W/kg)	Nominal Voltaj (V)	Çevrim Ömrü	Kendi Kendine Deşarj Oranı (%)
Kurşun Asit	30 - 50	75 - 300	2.1	200 - 300	3 - 20
Ni-Cd	50 - 80	150 - 300	1.25	2000	10
Na-S	150 - 240	150 - 230	2.0	2500	-
Zebra	100 - 120	150 - 200	2.6	1200 +	10
Ni-MH	60 - 120	250 - 1000	1.25	180 - 2000	13.9 - 70.6
Fe-Cr	20 - 35	70 - 100	1.18	-	-
Lityum İyon	75 - 200	150 - 315	3.60 - 3.85	400 - 1200	0.35 - 2.5
Lityum Polimer	100 - 265	245 - 430	2.7 - 3.7	300 - 500	0.3
Lityum Air	11.140	11.400	2.91	700	1 - 2
Lityum - $SOCl_2$	500 - 700	18	3.5	-	0.08

Tablo 2.15'de farklı batarya çeşitlerinin bazı özellikleri paylaşılmıştır. İHA'larda ağırlık önemli olduğu için, kg başına güç yoğunluğu daha fazla lityum polimer bataryalar mevcut olduğundan dolayı, bu çalışmada lityum polimer bataryanın kullanılması iyi bir adaydır. Fakat çalışma kapsamındaki tasarımı planlanan İHA'da, ağırlık önemli bir faktör olduğu için en iyi enerji yoğunluğuna (Wh/kg) sahip batarya tercih edilecektir. Tercih edilecek batarya tipi Bölüm 4'te batarya seçimi bölümünde daha net bir çekilde açıklanması planlanmaktadır.

Aşağıdaki Tablo 2.16'da literatür çalışmalarından derlenmiş İHA çalışmalarına yer verilmektedir. Bu tabloda, yakıt hücresi ve diğer hibrit sistemlere sahip İHA'lara ait çalışmalar yer almaktadır.

Tablo 2.17 Yakıt hücreli ve hibrit enerji sistemine sahip İHA çalışmaları [1-2, 28, 30-33]

İHA İsmi	Enerji Kaynağı Türü	Ağırlık (kg)	Faydalı Yük (kg)	Kanat Uzunluğu (m)	Güç (W)	Enerji Yoğunluğu (Wh/kg)	Hız (m/s)	İrtifa (m)	Uçuş Süresi (saat)
-	PEMYH + Batarya (Li-Po)	4,0	1,5	2,5	200	-	25	200	1,93
Black Widow MAV	Yakıt Hücresi	0,056	-	-	-		11,18	234,4	0,56
HEUAV	Yakıt Hücresi	13,6	3	-	-	16,18	-	1.525	20,4
-	Yakıt Hücresi	16,4	-	-	-	7,1	14,5	10	0,72
-	Yakıt Hücresi	12,5	-	-	-	124,9	-	-	24,1
Antex X02	Yakıt Hücresi	10	4	-	-	-	41,94	-	0,8
Antex X03	Yakıt Hücresi	100	30	-	-	-	36,11	-	0,3
Lusitania	Yakıt Hücresi	10	5	-	-	-	41,67	-	0,8
Fling Wing	Yakıt Hücresi	3	0,4	-	-	-	25	-	0,3
Silver Fox	Yakıt Hücresi	12,2	2,27	-	-	-	56,39	-	10
Ion Tiger	Yakıt Hücresi	16,10	2,27	-	-	447,21	14,07	-	24
-	Yakıt Hücresi	580	-	-	-	156,25	-	-	-
-	Yakıt Hücresi	2,2	-	-	-	-	9,8	23	-
300 W YP	Yakıt Hücresi	9,43	-	-	-	-	10,64	-	1,12
500 W YP	Yakıt Hücresi	12,16	-	-	-	-	12,46	-	0,72
800 W YP	Yakıt Hücresi	13,06	-	-	-	-	13,68	-	0,62
I	Yakıt Hücresi	15,4	-	-	-	67,18	-	10.000	-

Tablo 2.17 Yakıt hücreli ve hibrit enerji sistemine sahip İHA çalışmaları (devamı)

II	Yakıt Hücresi	6,21	-	-	-	166,44	-	10.000	-
III	Yakıt Hücresi	4,5	-	-	-	255,50	-	10.000	-
-	Yakıt Hücresi + Batarya	14,2	2	-	-	YP:63,38 Bat:12,96	17	<1.000	4
-	Yakıt Hücresi	7,4	-	-	-	7,1	13,6	-	4,8
Hornet	PEMFC	0,17	-	0.381	-	-	-	-	0,25
Global Observer	PEMFC	-	-	15.24	-	-	-	-	24
Hy-Fly	PEMFC	1,75	-	2	65	-	-	-	0,025
Spider-Lion	PEMFC	3,1	-	2.2	115	-	-	-	3,3
-	SOFC	-	-	-	60	-	-	-	4,3
-	PEMFC	12,9	-	5.49	513	-	-	-	0,25
HyFish	PEMFC	6,1	-	1	1.300	-	-	-	0,25
Puma	PEMFC	6,5	-	2,6	-	-	-	-	9
Pteroso ar	PEMFC	5	-	4	150	-	-	-	12
-	PEMFC	2	-	1,2	-	-	-	-	10
Dimona	PEMFC	841	-	16,3	-	-	-	-	0,5
Puma (2)	SOFC	-	-	2.6	-	-	-	-	7
Endura nce	SOFC	5,3	-	1.524	-	-	-	-	10,25
Antares	PEMFC	660	-	20	25.000	-	-	-	5
Boomer ang	PEMFC	9	-	2,75	500	-	-	-	9

Tablo 2.17 Yakıt hücreli ve hibrit enerji sistemine sahip İHA çalışmaları (devamı)

EAV-2	Yakıt Hücresi + PV + Batarya	18	-	6,9	200-400-1300 W*	-	12,1	-	4,5
-	Yakıt Hücresi + PV + Batarya	10	2	3,83	200	-	17	-	14.8
-	PEMFC ($NaBH_4$) + PV + Batarya (Li-Po)	11	-	4,2	**	-	15 ***	-	1.5
-	Yakıt Hücresi + PV + Batarya (Li-Po)	3.3	-	2,12	50	-	10	314	8,6
NASA Sensor Technology Aerovironment	Yakıt Hücresi (Sıvı H_2)	180	-	-	-	-	-	19.812	168

* 200 W (fotovoltaik), 400 W (yakıt hücresi), 1300 W (batarya)
** PEMFC (300 W/h), fotovoltaik sistemi (80 W/h), batarya (Li-Po 117 W/h)
*** Kalkış hızı 22 m/s, seyir hızı 15 m/s

Ion Tiger programında İHA 15,9 kg ağırlığı, 5,9 m kanat uzunluğu 2,3 kg faydalı yük taşıyarak 2009 yılında 26 saat uçmuş, daha sonra 2013 yılında sıvılaştırılmış hidrojen tankı ile uçuş süresini 48 saatin üzerine çıkarmıştır [1].

Kore Uzay Araştırmaları Enstitüsü (KARI), EAV-1 projesi ile 2010 yılında yakıt pili kullanarak 200 W güç, 2,4 m kanat uzunluğu, 6,5 kg ağırlığı ile 4,5 saat uçuş gerçekleştirmiştir. EAV-1 projesinin başarısından sonra, EAV-2 projesi ile aynı yakıt pili kullanılmış, 240 W fotovoltaik gücü ile 1,3 kW güç çıkışı bataryasıyla, dünyada ilk defa yakıt hücresi – fotovoltaik – batarya üçlü hibrit sistemine sahip İHA geliştirilmiştir [1].

Bu çalışmada yer alan İHA konusu gereği, EAV-2 projesine benzemektedir. EAV-2 projesinde tasarlanan İHA'ya ait bazı teknik özellikler şu şekildedir; 1,92 m^2 kanat alanına, 0,32 metre kanat korduna, 20,0 kanat açıklık oranına (AR), 1,7 maksimum

kaldırma kuvveti katsayısına (C_{Lmax}), 9,8 m/s stall hızına, SG6043 kanat profili şekline, NACA 0010 yatay kanat profili şekline, NACA 0012 dikey kanat profili şekline, AXI 5320/34 BLDC motora, folding – tractor pervane çeşidine, 21x13,5º pervane boyutlarına ve seri bağlı 7 adet Enerland PQ4550XQ (4,3 Ah Kapasite – 25,9 Nominal Voltaj) lityum polimer bataryaya sahiptir [28-29].

Diğer bir çalışmada, yakıt hücresi, fotovoltaik ve bataryaya sahip İHA'nın parametreleri ve özellikleri şu şekildedir; 1,12 m² kanat alanına, SD 6080 kanat profiline, AXI 5320/28 motora, iki kanatlı-katlanabilir (53 x 33 cm) pervane türüne, Edge 80 HV elektronik hız kontrolüne (ESC), 27 V lityum polimer bataryaya, %22 verim C60 monokristal silikon ince film (840 x 560 mm) fotovoltaik hücresine, 2,8 kg yakıt hücresi sistem ağırlığına, 1,9 kg fotovoltaik sistemi ağırlığına, 3,6 kg İHA boş ağırlığına sahiptir [31].

Literatürde yapılan bir çalışmaya göre, yakıt hücresi, fotovoltaik ve bataryaya sahip İHA'nın yer testleri gerçekleştirildi. İHA'nın bazı parametreleri ve özellikleri şu şekildedir; 1,1 metre gövde uzunluğuna, 0,638 m² kanat alanına, 7,06 kanat açıklık oranına (AR), WE3.55 kanat profiline, 1,3 kg İHA boş ağırlığına, 125x125 mm boyutlarında Sunpower C-60 30 adet fotovoltaik hücreye (Nominal Gerilim: 0,57 V - Nominal Akım: 5,37 A - 8 gram/adet), 3S (seri halde 3 hücre) 5Ah 25C lityum polimer bataryaya ve 20 adet yakıt hücresine sahiptir. Yakıt hücresi sisteminde hidrojen, 200 bar basınçlandırılmış bir tankta depolanmaktadır (regülatör basıncı 0.45-0.55 bar arasındadır). 1,3 L/dakika hidrojen akış debisi ile toplamda 120 litre hidrojen tüketildi [32].

Son olarak İHA'larda güç kaynağı yapılarının karşılaştırılması Tablo 2.17'de ısıl enerji sistemi, tek bir enerji sistemi ve hibrit enerji sistemine ilişkin avantajlar, dezavantajlar ve sınırlamalar olarak verilmektedir [36].

Tablo 2.18 İHA'larda güç kaynağı yapılarının karşılaştırılması [36]

Enerji Kaynağı	Sistem Yapısı	Avantajlar	Sınırlamalar ve Dezavantajlar
Isıl Enerji	Gaz Türbinli Motor	Yüksek güç-ağırlık oranı ve uzun çalışma süresi	Yüksek gürültü seviyesi, verimsiz yakıt ekonomisi
	İçten Yanmalı Motor	Çok yüksek güç ve enerji yoğunlukları, yüksek dayanıklılık, geniş yük aralığı	Düşük verimlilik, aşırı titreşimden dolayı ses ve termal izlenim, sera gazı emisyonu, pahalı yakıt maliyeti
Tek Bir Enerji Sistemi	Batarya	Yüksek enerji yoğunluğu, enerji depolama, güç talebine hızlı yanıt vermek	"Bellek etkisi" ile uzun şarj süresi, düşük güç yoğunluğu, düşük dayanıklılık, batarya sayısı arttırıldığında ağırlık ve maliyet artar
	Yakıt Hücresi	"Bellek etkisi" olmadan hızlı yakıt ikmali, yüksek enerji yoğunluğu, aynı hücre yığınlarında daha fazla enerji kullanmak (ağırlık azaltma)	Hidrojen depolamanın zor olması, güvenlik endişeleri, hidrojen üretiminin yüksek maliyetli olması, güç talebine yavaş yanıt vermesi, bazı yardımcı ekipmanlara (kompresörler, regülatör, vb.) ihtiyaç duyması, hidrojen dağıtımı için altyapı eksikliğinin olması
Hibrit Enerji Sistemi	Yakıt Hücresi ve Batarya	Yüksek enerji ve güç yoğunlukları, dayanıklılık süresinde artış, enerji üretimi ve depolamaya sahip olmak	EMS'ye (kontrolörler, dönüştürücüler) ihtiyaç duyulması, ağırlığın artması
	Yakıt Hücresi, Fotovoltaik ve Batarya	Hidrojen tasarrufu, dayanıklılıkta iyileştirme, temiz enerji, enerji maliyetinde azalma	Döner kanatlı İHA'larda kullanılmaz, sabit kanatlı İHA'larda kullanılmaktadır, enerji depolama, EMS ve MPPT cihazlarına ihtiyaç vardır
	Süperkapasitör, Yakıt Hücresi ve Batarya	Hızlı şarj, çok yüksek güç yoğunluğu, ağırlığın azalması ve azaltılmış DC bara dalgalanmaları, uzun ömür, iç direnç azalmasıyla minimum ısı kaybının olması	EMS ve süper kapasitör voltaj regülasyonuna ihtiyaç vardır

Tablo 2.17'ye göre, yakıt hücresi, fotovoltaik ve batarya üçlü hibrit sistemine sahip İHA türleri arasında sabit kanatlı İHA'nın daha uygun olduğu belirtilmektedir. Ayrıca bu tip hibrit sistemlerde EMS'ye (Enerji Yönetim Sistemi) ihtiyaç duyulmaktadır. Fotovoltaik sistemden dolayı da MPPT kullanılması gerekmektedir.

3
KAVRAMSAL TASARIM

Kavramsal tasarım İHA'nın genel konfigürasyonlarının belirlendiği bölümdür. İHA ağırlığından büyük itme kuvveti üretemediği takdirde uçamamaktadır. Ancak İHA'nın tasarımı da başlangıç ağırlık tahmini yapılmadan başlanılamamaktadır. Bu nedenle İHA'nın kavramsal tasarımında başlangıç ağırlık tahmini hesaplamalarının yapılması zorunludur. Bu tahmin literatürdeki diğer aynı özelliklere sahip İHA tasarımları analiz edilerek gerçekleştirilir [4].

Bu bölümde uçuş profiline göre bir İHA'nın kavramsal tasarımı gösterilmektedir. Literatür araştırmasına göre önce gövde, kanat ve kuyruk tasarımları incelenmiştir. Araştırmanın ikinci bölümünde İHA'nın yapısal boyutları belirlenmiştir (Kanat uzunluğu, gövde uzunluğu, kuyruk yüksekliği, gibi). Daha sonra İHA'nın yapısal boyutlarına göre ve İHA'da kullanılacak diğer ekipmanlar için ortalama bir ağırlık tahmininde bulunulmuştur. En son bölümde ise itme kuvveti, taşıma kuvveti, hız, güç ve toplam talep edilen enerji miktarı hesaplanmıştır.

3.1 Uçuş Profilinin Belirlenmesi

Çalışma kapsamında tasarımı planlanan İHA belirli bir menzil için, keşif ve gözlem uçuşu gerçekleştirilmesi istenmektedir. İHA'nın uçuş rotası şu şekildedir; Malatya'dan bir hava üssünden uçuş görevine başlayarak, ilk başta Hatay'a gidecek, daha sonra Türkiye'nin Güneydoğu ve Doğu Anadolu Bölgesinde sınır hattı boyunca güvenlik amacıyla (terör, göçmen hareketi, kaçakçılık, vb.) keşif gözlem uçuşunu gerçekleştirerek, en son uçuş durağı olan Artvin'de görevini tamamlayacaktır.

Uçuş görevine yardımcı olabilmesi adına İHA'nın gövde ucuna gece görüş özelliğine sahip optik bir kameranın monte edilmesi planlanmaktadır. İHA enerji kaynağı olarak hibrit enerji sistemine sahip bir sistemle uçuşunu gerçekleştirecektir. Bu hibrit sistem, yakıt hücresi, fotovoltaik ve bataryadan oluşmaktadır. 30.000 ft (9.144 metre) yükseklikte uçması planlanmıştır. Uçuş süresi boyunca gündüzleri fotovoltaik ve batarya, gece ise yakıt hücresi ve bataryanın kullanılması

planlanmaktadır. İHA uçuşu boyunca iniş takımları kullanılması planlanmaktadır. Fotovoltaik sisteminden daha fazla faydalanmak için, İHA uçuşuna sabah 08.30 – 09.30 saatleri arasında başlaması planlanmaktadır. Fotovoltaik hücreleri, İHA'nın kanatlarına ve kuyruğuna montajının yapılması planlanmaktadır. Hibrit enerji sistemine sahip teknolojilerde enerji yönetim sistemi olmazsa olmaz bir kavramdır. Çünkü ne zaman, hangi enerji tedarikinin kullanılmasına enerji yönetim sisteminin karar vermesi beklenmektedir. Çalışma kapsamında bir enerji yönetim modeli oluşturulması amaçlanmaktadır. Tüm bu uçuş isterler doğrultusunda optimize edilmiş bir İHA tasarımının yapılması planlanmaktadır.

3.2 Gövde Tasarımlarının İncelenmesi

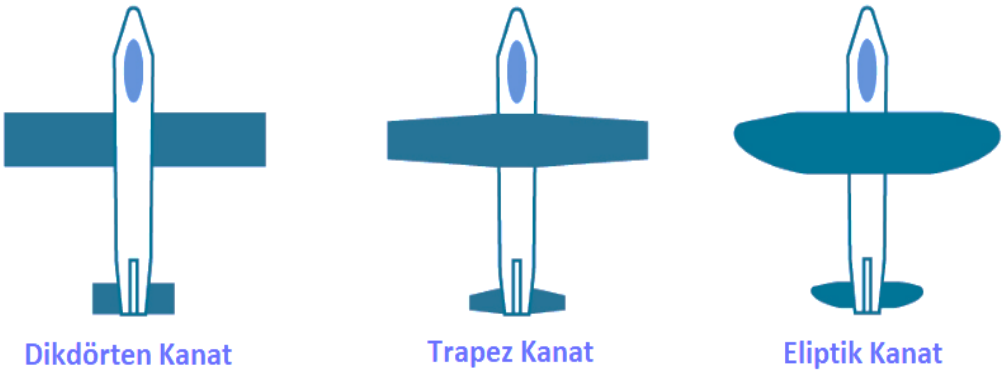
Tasarımı planlanan İHA'nın en kritik kısımlarından biri gövdesidir. Çünkü gövde bölümünde yakıt hücresi ve hidrojen depolama tankı yer almaktadır. Seyir uçuşu sırasında gövde de parazit sürükleme oluşacaktır. Parazit sürükleme, hareket eden cisim ile akışkan arasındaki sürtünmeden dolayı oluşmaktadır. Bu nedenle gövde tasarımı hava akışının kopmaması için uygun tasarlanmalıdır [4].

İHA gövde çapının boyutu belirlenirken, hem yakıt hücresine ait bütün sistem ekipmanları ve diğer ekipmanlar sığmalı, hem de çok ağır olmayacak şekilde çap boyutu belirlenmelidir. [41]'e göre İHA gövde boyu belirlenirken, literatürde yapılmış benzer İHA çalışmalarına ait kanat uzunluğu/gövde uzunluğu oranlarının ortalaması alınarak, bir gövde boyunun oluşturulduğu görülmektedir. Bu tez çalışmasında, ilk başta kanat uzunluğu belirlenecektir, daha sonra literatürde yer alan benzer İHA çalışmalarına ait kanat uzunluğu/gövde uzunluğu oranlarının ortalaması alınarak, çıkan ortalamaya göre bir gövde uzunluğu belirlenecektir. İniş takımları, kanat ve kuyruğun, gövdeye monte edilmesi planlanmaktadır.

3.3 Kanat Tasarımlarının İncelenmesi

Hava araçlarında kanatlar aerodinamik kuvvetin ana kaynağıdır. Kanatın yüksek açıklık oranlarına sahip olması, İHA'da kanat ağırlıklarının artmasına sebebiyet verebilmektedir. Kanat kordunun (veter) kökten uca doğru daraltılarak bu sorun ortadan kaldırılabilir. Ayrıca kanatların uçlara doğru hafif olan bir yapıya sahip olması gerekmektedir [4, 17].

Kanat tipi çeşitleri; dikdörtgen kanat, trapez kanat ve eliptik kanat (Şekil 3.1) yapıları vardır [4]. Delta ve ok açılı kanat tipleri yüksek hızlı uçaklarda kullanılan kanat çeşitleridir. Bu kanat yapıları arasında bir değerlendirme yapılacaktır.



Şekil 3.1 İHA kanat çeşitleri [67]

Kanat açıklığı arttıkça aerodinamik verimlilik artar. Bu artışın bir sınırı vardır, çünkü aynı zamanda İHA MTOW'da artar [26]. HALE sınıfında yer alan İHA'lar için yüksek süzülme oranlarına sahip kanat profillerinin uygun olduğu görülmektedir. Özellikle literatürde, kanat tasarımları için kaldırma katsayısı 1,3'ten yüksek olan kanat profilleri en çok tercih edilendir [25]. Üretimi kolay ve fiyatı uygun olduğundan dolayı [17], çalışma kapsamında İHA tasarımı için, kanat çeşitleri arasından dikdörtgen kanat tercih edilmiştir.

3.3.1 Kanatların Gövdedeki Konumlarının Sınıflandırılması

Bu bölümde kanatların İHA gövdesine yapılacak montajın konumlarından bahsedilmektedir.

- **Alçak Kanat:** Hava aracının gövdesi tam olarak kanatların ortasında yer alır. Yüksek kanat yapı ile karşılaştırıldığında boş ağırlığının artmasına neden olur [26].
- **Orta Kanat:** Orta kanat yapısı, İHA'da yüksek aerodinamik verimliliğe sahiptir. Bu kanat konum çeşidi, İHA yük kapasitesini azaltır. Dezavantajı alçak kanat konumunda olduğu gibi güneş ışınlarının erişimini sınırlar [26].
- **Yüksek Kanat:** İHA seyir uçuşu esnasında, daha fazla dengede kalarak kanatların yerden çekilmesi ile doğal yer etkisi sağlar. Konum gereği kanatların

gövdenin yüksek yerine monte edilmesi güneş ışınlarının erişimleri kısmında, herhangi bir olumsuz etkisi yoktur [26].

Tablo 3.1'de gövde pozisyonlarına göre uçak kanatları çeşitleri verilmektedir:

Tablo 3.1 Uçaklarda gövde pozisyonlarına göre uçak kanat çeşitleri [68]

Alçak Kanat	Orta Kanat	Yüksek Kanat
		
Kanat gövdenin altında yer alır	Kanat gövdenin ortasında yer alır	Kanat gövdenin üstünde yer alır

Kanatlara fotovoltaik hücrelerin yerleştirilmesi planlanmaktadır. Bu yüzden kanatta herhangi bir gölgenin oluşması engellenmelidir. Güneş ışınları düz bir şekilde gelmelidir. Bu şartları yüksek kanat profili sağlamaktadır. Yüksek kanat profilinde aynı zamanda kanat yekpare biçimde gövdeye monte edildiği için fotovoltaik alanda kayıp oluşmamaktadır. Bu çalışmada İHA'nın kanatları gövdenin üstünde olacak şekilde, yüksek kanat konum profili uygun görülmüştür.

3.3.2 Kanat Profilinin Seçilmesi

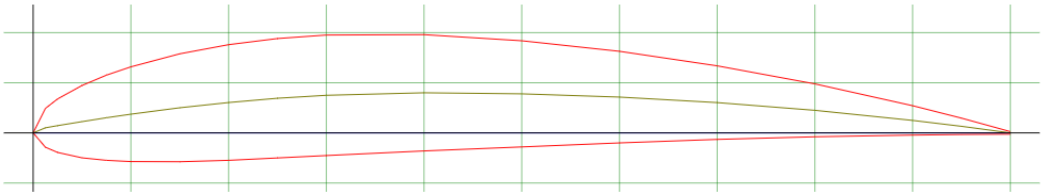
Kanat profili seçiminde kaldırma kuvveti katsayısının (C_L) 1,3' ten yüksek olması ve aynı zamanda kaldırma kuvveti katsayısının (C_L) sürüklenme kuvveti katsayısına (C_D) oranı en yüksek (C_{Lmax}/C_D) olan kanat profili [25, 43-44], tasarım kapsamında kanat profili olarak tercih edilecektir.

Tablo 3.2'de kanat profilleri, kaldırma kuvveti katsayısı (C_{Lmax}), sürüklenme kuvveti katsayıları (C_D) ve C_{Lmax}/C_D oranları verilmektedir.

Tablo 3.2 Bazı kanat profillerinin C_{Lmax}/C_D oranları [43-45]

Kanat Profili	C_{Lmax}	C_D	C_{Lmax}/C_D
AQUILA 9.3%	0,83	0,013	64
MH 60	0,8159	0,00985	82,83
MH 115	1,34	0,0215	62,134
NACA 1410	0,587	0,00829	70,81
NACA 2214	1,46	0,0179	81,3
NACA 2412	1,36	0,0154	88,1
NACA 2415	0,885	0,01025	86,34
NACA 4412	1,48	0,0137	107,6
NACA 6409	1,3668	0,01570	87,06
NACA 23015	1,53	0,0214	71,3
S 1223	1,6794	0,01699	98,85
S 9000 - 9%	0,75	0,01127	66,5
S 9037 - 9%	0,83	0,116	71
SD 6080	1,0645	0,01274	83,55
SG 6043	1,2878	0,01314	98,01
WE3.55	0,91	0,0115	78,5

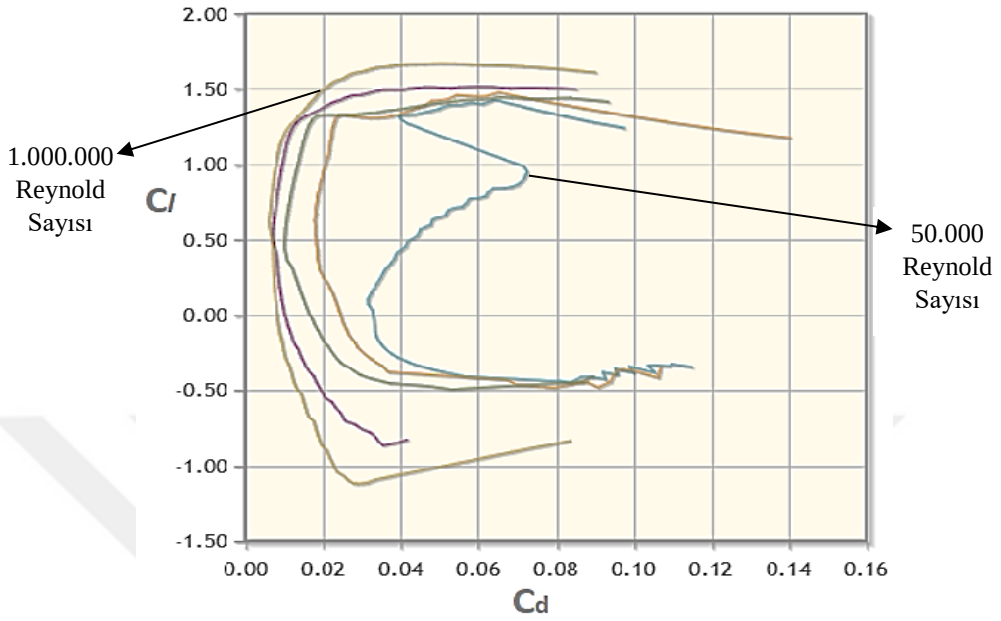
Tablo 3.2 incelendiğinde hem kaldırma kuvveti katsayısının (C_L) 1.3'ten yüksek olan ve maksimum C_{Lmax}/C_D oranına sahip olan NACA 4412 kanat profili, bu çalışma kapsamında kanat profili olarak tercih edilmiştir. NACA 4412 kanat profili Şekil 3.2'te gösterilmektedir.



Şekil 3.2 NACA 4412 kanat profili görseli [45]

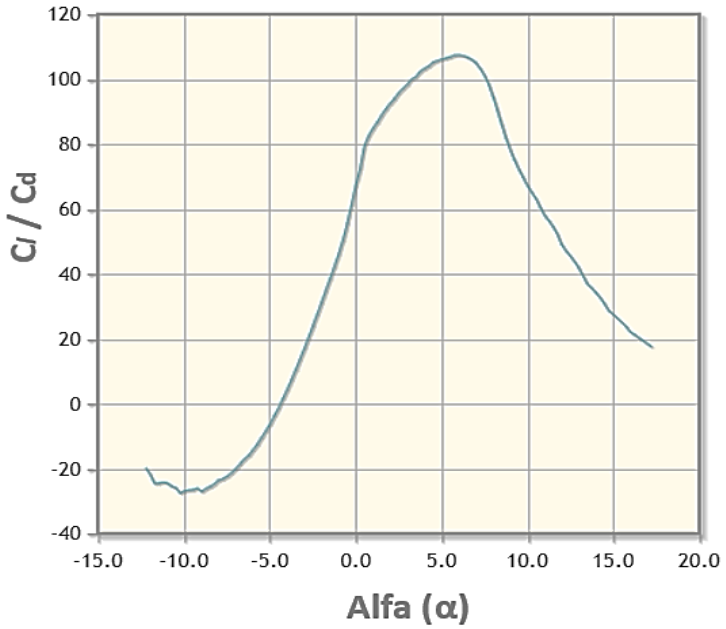
XFOIL programında NACA 4412 kanat profili için maksimum kaldırma kuvveti katsayısı (C_{Lmax}) 1,48 kanat kaldırma katsayısı (C_L) 0,2445, sürükleme kuvveti

katsayısı (C_D) 0,0201 olarak verilmektedir. Şekil 3.3'te NACA 4412 kanat profiline ait 50.000, 100.000, 200.000, 500.000 ve 1.000.000 Reynold sayılarında farklı (C_L/C_D) grafiği verilmektedir:



Şekil 3.3 NACA 4412 C_L/C_D grafiği [45]

Şekil 3.4'te ise Reynold sayısı 500.000, hücum açısı (α = 6.0º) ile C_L/C_D ve alfa grafiği verilmektedir:



Şekil 3.4 NACA 4412 C_L/C_D ve alfa grafiği [45]

Şekil 3.3 ve Şekil 3.4 XFOIL programında üretilerek elde edilmiştir [45]. Şekil 3.3 50.000, 100.000, 200.000, 500.000 ve 1.000.000 Reynold sayılarında üretilmiştir.

Şekil 3.3'te yer alan çizgiler içten dışa doğru en küçük Reynold sayısından (50.000) başlayarak, en yüksek Reynold sayısına (1.000.000) doğru gitmektedir [45]. Şekil 3.3'ten şu sonuç çıkartılabilir; Reynold sayısı arttıkça kaldırma kuvveti katsayının (C_L) arttığı, buna bağlı olarak uçuş irtifasının düşebileceği, Reynold sayısı azaldıkça, kaldırma katsayı kuvveti katsayının (C_L) azaldığı bu durumda uçuş irtifasının yükselebileceği görülmektedir. Şekil 3.4'te 500.000 Reynold sayında, 6 derece hücum açısı ile kaldırma kuvveti katsayısının (C_L), sürüklenme kuvveti katsayısına (C_D) oranının en yüksek olduğu durum gösterilmektedir. Burada C_L/C_D oranının 107,47 olduğu görülmektedir. Bu grafik farklı Reynold sayılarında da üretilebilmektedir.

3.4 Kuyruk Tasarımlarının İncelenmesi

Uçağın kuyruk yapısı belirlenirken; düşük yüzey alanı, ağırlık, düşük sürükleme ve kontrol edilebilirlik gibi faktörler göz önüne alınması gerekmektedir [4]. Ayrıca çalışma kapsamında fotovoltaik sisteminin kapasitesini arttırmak için İHA'nın kuyruk bölgesine fotovoltaik hücreleri yerleştirilmesi planlanmaktadır. Kuyruk yapısı belirlenirken fotovoltaik hücrelerinin montajı düşünülerek seçim yapılmalıdır.

3.4.1 Kuyruk Yapılarının Sınıflandırılması

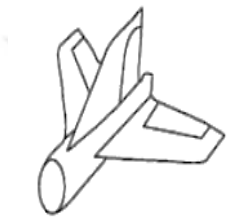
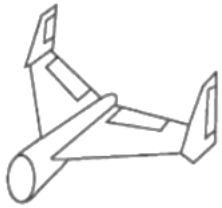
Bu bölümde denge ve kontrol özelliklerine göre kuyruk yapıları incelenmiştir [26].

- **Klasik Kuyruk Yapısı:** Klasik kuyruk yapılarında, yatay dengeleyici dikey dengeleyicinin altında yer alır. Bu kuyruk yapılarında İHA'nın boş ağırlık korunur, sisteme ek ağırlığı yoktur. Dezavantajı, yatay dengeleyicinin üstüne dikey dengeleyici yerleştirilmesi nedeniyle güneş ışınlarının, fotovoltaik hücrelerine erişimleri engellenir [26].
- **V Kuyruk Yapısı:** Bu kuyruk yapılarına fotovoltaik hücrelerini yerleştirmek mümkün değildir. Nedeni, kuyruk yüzeyi güneş ışınlarına düşük açılardan maruz kalır. V kuyruk yapıları İHA'lar için karmaşıktır. Çarpışma ve arıza riski artar, bu nedenle V kuyruk yapıları İHA'lar için uygun değildir [26].
- **T Kuyruk Yapısı:** Yatay dengeleyici, dikey dengeleyicinin üstünde yer alır. Yatay dengeleyici, kanatçık gibi dikey dengeleyicinin aerodinamik

verimliliğini artırır. Bu kuyruk yapısı İHA'nın boş ağırlığını artırsa da, yatay dengeleyicinin üstüne yerleştirilecek fotovoltaik hücreleri için uygundur [26].

- **H Kuyruk Yapısı:** Dikey dengeleyiciler, yatay dengeleyici için kanatçık gibi davranırlar. Bu nedenle aerodinamik verimlilikte bir artış söz konusudur. Dezavantajı dikey dengeleyicilerinin güneş ışınlarını engellemesi sebebiyle, yatay dengeleyiciye fotovoltaik hücresi yerleştirmek mümkün değildir [26].

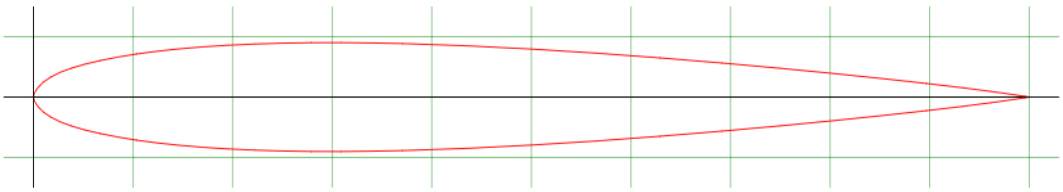
Şekil 3.5'te kuyruk yapılarına ait görseller bulunmaktadır:

Klasik Kuyruk	V Kuyruk	T Kuyruk	H Kuyruk
			

Şekil 3.5 Kuyruk yapıları [69]

Bu çalışmada, aerodinamik performans açısından en iyi olan [17] ve fotovoltaik hücrelerini kuyruk bölümüne yerleştirmek için en uygun olan [26] T tipi kuyruk çeşidi seçilmiştir. Kuyruk profil tercihi yapılırken, sürükleme değerini düşük tutmak ve yüksek taşıma/sürükleme oranını tutturma amaçları hedeflenmiştir [26].

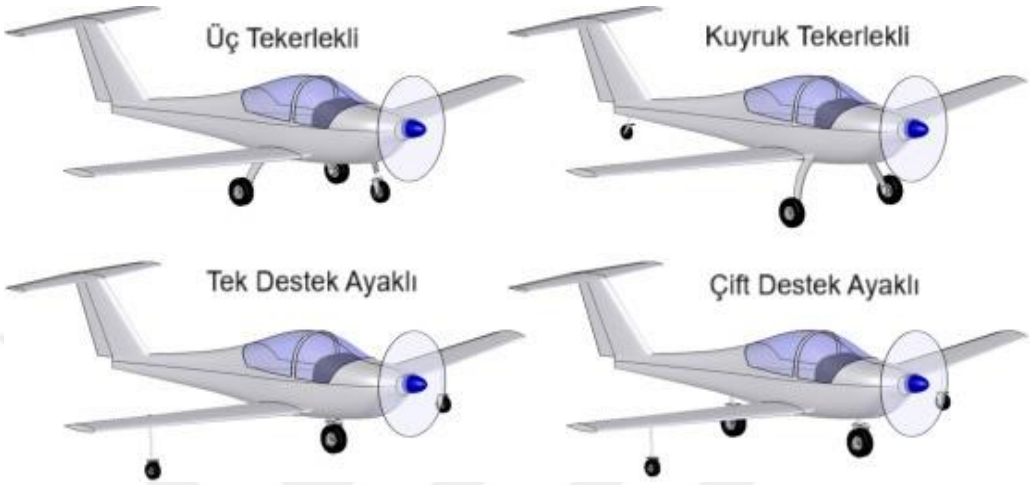
NACA 0006, NACA 0008, NACA 0009, NACA 0010 ve NACA 0012 profilleri arasından, bu çalışma kapsamında kuyruk profili olarak en yüksek C_L/C_D oranına sahip NACA 0009 profili (Şekil 3.6) tercih edilmiştir.



Şekil 3.6 NACA 0009 kuyruk profili görseli [45]

3.5 İniş Takımlarının İncelenmesi

Sabit kanatlı insansız hava araçlarının uçabilmesi için, İHA elle fırlatılabilir ya mancınık sistemi ile fırlatılabilir ya da iniş takımlarına sahip olması gerekmektedir. Bu çalışma kapsamında İHA'da üç tekerlekli bir iniş takımına sahip olacaktır.



Şekil 3.7 İniş takımı çeşitleri [70]

Sabit kanatlı İHA'larda iniş takımı olarak en çok kullanılan üç tekerlekli iniş takımı çeşitleridir (Şekil 3.7). Ana iniş takımı olarak ifade edilen aracın arkasındaki tekerlekler, ağırlık merkezine çok yakındır ve yükün çoğunu bu kısım üstlenir. Ön iniş takımı ağırlık merkezine uzaklığından dolayı hafif yükler taşımaktadır. Ana iniş takımı toplam yükün %80-90 arasındaki yükü taşırken, ön iniş takımı toplam yükün %10-20 arasındaki yükü taşımaktadır. Aynı zamanda üç tekerlekli iniş takımı düzenine, burun iniş takımı da denilmektedir [46]. Kavramsal tasarımın özeti; bir adet elektrik motoru, bir adet pervane, gövdenin üstüne yerleştirilecek yüksek kanat konumu, NACA 4412 kanat profili, T kuyruk yapısı ve NACA 0009 kuyruk profili ve üç tekerlekli iniş takımına sahip özellikte olmasına ve bu kararlar doğrultusunda İHA'nın uygun tasarımının yapılması amaçlanmaktadır.

3.6 İHA Yapısal Boyut Parametrelerinin Belirlenmesi

Bu çalışmada tasarımı planlanan İHA'nın parametreleri belirlenirken, benzer literatür kaynakları incelenmiştir. İHA yakıt hücresi, fotovoltaik ve bataryadan oluşan bir hibrit enerji sistemine sahip olduğu için ve fotovoltaik sistemden maksimum seviyede güç alabilmek, yerleştirilen fotovoltaik hücresi sayısına bağlı

olduğundan dolayı İHA kanat uzunluğu önemli bir parametredir. Literatür kaynakları incelendikten sonra İHA'nın kanat uzunluğu 7,25 metre olarak karar verilmiştir. Bölüm 3.2'de de değinildiği gibi, gövde uzunluğu belirlenirken, diğer çalışmalardaki kanat uzunlukları ve gövde uzunlukları incelenmiş, kanat/gövde uzunluğu oranlarının ortalaması alınarak (Tablo 3.3) bir kanat/gövde uzunluğu oranı belirlenmiştir.

Tablo 3.3 Kanat/Gövde uzunluğu oranları [4, 6, 17, 41]

İHA Adı	Kanat Uzunluğu (m) (W)	Gövde Uzunluğu (m) (L)	W / L Oranı
Sky-Sailor	3.2	0.82	3.90
Atlantik-Solar	5.7	0.81	7.03
Sun Sailor	4.2	0.94	4.46
-	2.8	1	2.80
-	3.4	1.02	3.33
-	2.12	0.69	3.07
Ortalama W/L Oranı			4.09

Fotovoltaik hücrelerinin İHA kanatlarına ve kuyruk bölgesine montajının yapılması planlanmaktadır. Kanat uzunluğu belirlenirken, Tablo 2.12'de yer alan fotovoltaik sisteme sahip İHA çalışmaları incelenmiş ve kanat uzunluğunun çok yüksek olmamasına dikkat edilmiştir. Çünkü kanat boyunun uzun olması İHA ağırlığının artışına sebep olacaktır, bu durum İHA için dezavantajlı olacağı anlamına gelmektedir. Tüm bu şartlar altında kanat uzunluğu 7,25 metre, daha önceki yapılan hesaplamalarda, kanat uzunluğu/gövde uzunluğu (W/L) oranı 4,09 olarak dikkate alındığında, İHA'nın gövde uzunluğu 1,77 metre olmasına karar verilmiştir.

İHA gövde ağırlığının çok artmaması için, gövde iç kalınlığı 0,02 metre (2 cm), enerji ekipmanlarının ve diğer ekipmanların gövdeye sığması için de, gövde çapı 0,31 metre (31 cm) olmasına karar verilmiştir. Benzer literatür çalışmaları incelendikten sonra, yatay kuyruk uzunluğunun 1,04 metre, yatay kuyruk alanının 0,26 m², dikey kuyruk uzunluğunun 0,36 metre (36 cm) olmasına karar verilmiştir. İHA'ya ait diğer yapısal boyut parametrelerinin Tablo 3.4'te ki gibi olmasına karar verilmiştir:

Tablo 3.4 İHA yapısal boyut parametreleri

Parametre Adı	Birim Değeri
Kanat uzunluğu	7.25 m
Kanat kord (veter) uzunluğu	0.375 m
Kanat kalınlığı	0.02 m
Kanat açıklık oranı (AR)	19.3
Kanat alanı (S)	2.72 m²
Gövde uzunluğu	1.77 m
Gövde çapı (R)	0.31 m
Gövde iç kalınlığı	0.02 m
Yatay kuyruk uzunluğu	1.04 m
Yatay kuyruk kord (veter) uzunluğu	0.25 m
Yatay kuyruk alanı	0.26 m²
Yatay kuyruk kalınlığı	0.02 m
Dikey kuyruk uzunluğu	0.36 m
Dikey kuyruk kord (veter) uzunluğu	0.19 m
Dikey kuyruk alanı	0.066 m²
Dikey kuyruk kalınlığı	0.03 m

3.7 Ortalama Ağırlık Tahmini

İncelenen literatür kaynaklarına göre bu bölümde, İHA'nın ilk ağırlık tahmini yapılacaktır. Ortaya ortalama bir ağırlığın çıkması beklenmektedir. Bu ağırlığa göre İHA'nın itme kuvveti, kaldırma kuvveti ve hızı hesaplanacaktır. Daha sonra bir güç hesabı yapılacaktır. Toplam uçuş süresine göre toplam enerji miktarı belirlenecektir. Toplam talep edilen enerji miktarı hesabına göre İHA'nın diğer ekipmanları seçilecektir. Bu ekipmanlar şu şekilde sıralanabilir; motor-pervane, fotovoltaik hücre, MPPT, batarya ve yakıt hücresi sistemine ait ekipmanların seçimleri yapılacaktır. İHA'nın itki ve enerji sistemine ait ekipmanların seçiminin yapıldıktan sonra tekrar ağırlık kontrolü yapılacaktır. İlk başta tahmin ettiğimiz ağırlığın ne kadar değiştiğinin analiz edilmesi gerekmektedir. Ortalama ağırlık

tahmini, İHA'ya ait kesin ağırlığı temsil etmemektedir. İHA'nın tahmini kalkış ağırlığı (MTOW) aşağıdaki Denklem 3.1 ile modellenmiştir:

$$MTOW = W_{wing} + W_{fuselage} + W_{tail} + W_{landinggear} + W_{propulsion} + W_{avionic} + W_{energysystem} + W_{other} \quad (3.1)$$

W_{wing}: Kanat ağırlığı (kg)

$W_{fuselage}$: Gövde ağırlığı (kg)

W_{tail}: Kuyruk ağırlığı (kg)

$W_{landinggear}$: İniş takımı ağırlığı (kg)

$W_{propulsion}$: İtki sistemi ağırlığı (kg)

$W_{avionic}$: Aviyonik ağırlığı (kg)

$W_{energysystem}$: Enerji sisteminin ağırlığı (kg)

W_{other}: Diğer ağırlık (güvenlik marjı için) (kg)

İHA'nın kanat ağırlığını tahmin etmek için, kullanılacak malzemenin yoğunluğuna, kanat yüzey alanına ve kanat kalınlığı gibi bilgilere ihtiyaç vardır. Kanat ağırlığının nasıl tahmin edileceği, Denklem 3.2'te verilmektedir [42].

$$W_{wing} = \rho_m \; x \; S \; x \; t_w \quad (3.2)$$

ρ_m: malzeme yoğunluğu (kg/m³)

S: kanat yüzey alanı (m²)

t_w: kanat kalınlığı (m)

Bu çalışmada İHA'nın boş iskelet yapısını (kanat, gövde, kuyruk) balsa ağacından yapılması planlanmıştır. Balsa ağacının seçilme sebebi, hafif ve dayanıklı olmasından dolayı tercih edilmiştir. Balsa ağacının yoğunluğu 90 kg/m³ tür.

W_{wing} = 90 (kg/m³) x 2.72 (m²) x 0.02 (m)

W_{wing} = 4.896 gr

İHA gövdesi bir silindire benzetilebilir. Gövde içerisine hidrojen tankı, yakıt hücresi yığını gibi vb. enerji taşıyıcı malzemeler yerleştirilecektir. İHA gövde ağırlığını tahmin etmek için aşağıdaki Denklem 3.3 kullanılmaktadır:

$$W_{fuselage} = \rho_m \; x \; h_f \; x \; \pi \; x \; R \; x \; t_f \quad (3.3)$$

ρ_m: malzeme yoğunluğu (kg/m³)

h_f: gövde uzunluğu (m)

R: gövde çapı (m)

t_f: gövde iç kalınlığı (m)

$W_{fuselage}$ = 90 (kg/m³) x 1.77 (m) x 3,14 x 0.31 (m) x 0.02 (m)

$W_{fuselage}$ = 3.101 gr

Kuyruk ağırlığı, yatay ve dikey kuyruk ağırlığı olarak tahmin edilmektedir. Kuyruk ağırlık tahmin hesaplama formülü Denklem 3.4'te verilmektedir:

$$W_{tail} = \rho_m \, x \, A_{th} \, x \, t_{th} + \rho_m \, x \, A_{tv} \, x \, t_{tv} \quad (3.4)$$

ρ_m: malzeme yoğunluğu (kg/m³)

A_{th}: yatay kuyruk alanı (m²)

t_{th}: yatay kuyruk kalınlığı (m)

A_{tv}: dikey kuyruk alanı (m²)

t_{tv}: dikey kuyruk kalınlığı (m)

W_{tail} = 90 (kg/m³) x 0.26 (m²) x 0.02 (m) + 90 (kg/m³) x 0.066 (m²) x 0.03 (m)

W_{tail} = 586 gr

Bu çalışmada üç tekerlekli bir iniş takımının kullanılması planlanmıştır. [76]'da yapılan çalışmada 25 kg kalkış ağırlığına sahip bir İHA'da üç tekerlekli iniş takımının ağırlığı 420 gr olarak kabul edilmiştir. Tez çalışması kapsamında ortalama bir iniş takımının ağırlığı;

$W_{landinggear}$= 588 gr. olarak kabul edilmiştir.

İHA'nın ilk ağırlık tahmini; İHA'nın itki sistemleri, enerji sistemleri, aviyonik ve yapısal bileşenlerden oluşmaktadır. Yapısal bileşenlerinin ağırlığı bu bölümde belirlenmişti. Güvenlik marjı olarak 478 gr. gibi bir ağırlık, toplam İHA ağırlığı içeresinde tolerans olarak bırakılmıştır. İtki sistemi, aviyonik ve hibrit enerji sistemlerine ait ağırlıklar ise, literatürde yer alan ve tez içeriğine benzer çalışmalar temel alınarak karar verilmiştir. Tablo 3.5'te İHA'nın ağırlık tahmini yapılması için, İHA bileşenlerine göre ağırlık verileri bulunmaktadır:

Tablo 3.5 İHA tahmini ağırlık verileri

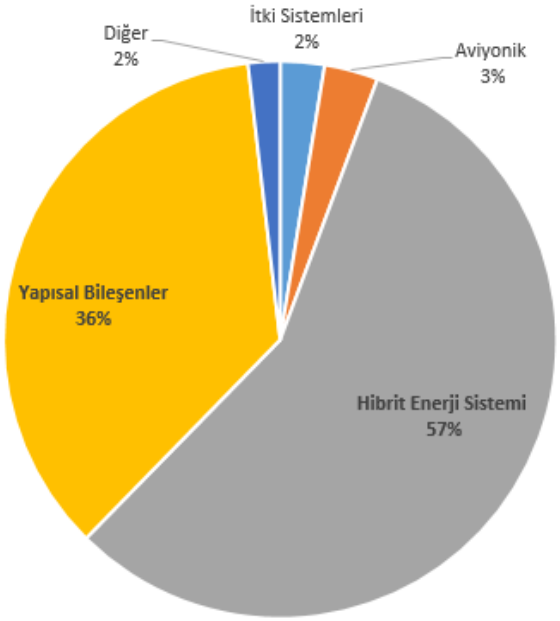
Bileşen Grubu	Ürün Adı	Ağırlık (gr)
İtki Sistemi	DC Motor	575 gr
	Pervane	87 gr
Aviyonik	ESC (Elektronik Hız Kontrolü)	106 gr
	Oto-pilot sistemi	300 gr
	Kamera	400 gr
Hibrit Enerji Sistemi	Yakıt Hücresi Yığını	3.512 gr
	Hidrojen Miktarı	106 gr
	Oksijen Miktarı	960 gr
	Hidrojen Depolama Tank Ağırlığı	2.300 gr (300 bar)
	Oksijen Depolama Tank Ağırlığı	2.300 gr
	Regülatör	300 gr (0,6-0,8 bar)
	Yakıt Hücresi Kontrol Kartı	100 gr
	Fotovoltaik Hücreler	1.520 gr
	MPPT	525 gr
	Lityum Polimer Batarya	1.460 gr
	EMS Kontrol Kartı	300 gr
	Sistem Bağlantı Kabloları	1.150 gr
Yapısal Bileşenler	Kanat	4.896 gr
	Gövde	3.101 gr
	Kuyruk	586 gr
	İniş Takımları	588 gr
Diğer (güvenlik marjı)		478 gr
Toplam İHA Ağırlığı		**25.650 gr (25,65 kg)**

Çalışma kapsamında tasarımı planlanan İHA'nın tahmini kalkış ağırlı 25.650 gr (25,65 kg) olarak hesaplanmıştır. Tablo 3.6'da bileşen gruplarına göre ağırlık bilgileri verilmektedir:

Tablo 3.6 Bileşen grubuna göre ağırlık dağılımı

Bileşen Grubu	**Ağırlık (gr)**
İtki Sistemleri	662
Aviyonik	806
Hibrit Enerji Sistemi	14.533
Yapısal Bileşenler	9.171
Diğer	478
Toplam	**25.650 gr (25,65 kg)**

Şekil 3.8'te İHA ağırlık dağılımının; itki sistemleri, aviyonik, hibrit enerji sistemleri ve yapısal bileşenlerin yüzdelik olarak verilmiştir.



Şekil 3.8 İHA yüzdelik olarak tahmini ağırlık dağılımı (%)

Uçuş sırasında, yakıt hücresinin depolama tankında bulunan hidrojen ağırlığındaki azalma, İHA ağırlık merkezinin değiştirmediği varsayılmıştır.

3.8 Aerodinamik Hesaplamalar

İHA düz uçuşunu gerçekleştirdiği sırada dört kuvvet bileşeni etki eder (Şekil 3.9). Kaldırma kuvveti, kanatlar tarafından sağlanır ve İHA'yı uzaktan yöneten pilot tarafından kontrol edilen kuvvettir. Ayrıca kaldırma kuvveti sabit kanatlı İHA'larda ileri hız ile ilgilidir. Kaldırma kuvveti devamlı olarak artırıldığında, kanatlar sürekli olarak hava akışına maruz kalmaktadır. İtme kuvveti motor tarafından sağlanır. Sürükleme kuvveti uçuş sırasında oluşur ve İHA'nın hızına direnmektedir. Yerçekimi ivmesi sayesinde ağırlık kuvveti oluşur. Taşıma kuvveti ise ağırlığa karşı koyan kuvvettir, aynı zamanda İHA'yı havada tutan taşıma kuvvetidir [11, 17, 23].

Kaldırma kuvveti (Lift) denklemi ve sürüklenme kuvveti denklemi (Drag), Denklem 3.5 ve Denklem 3.6'da verilmektedir [11]:

$$W = L = {(C_L \; x \; \rho \; x \; V^2 \; x \; S)}/{2} \tag{3.5}$$

$$D = {(C_D \; x \; \rho \; x \; V^2 \; x \; S)}/{2} \tag{3.6}$$

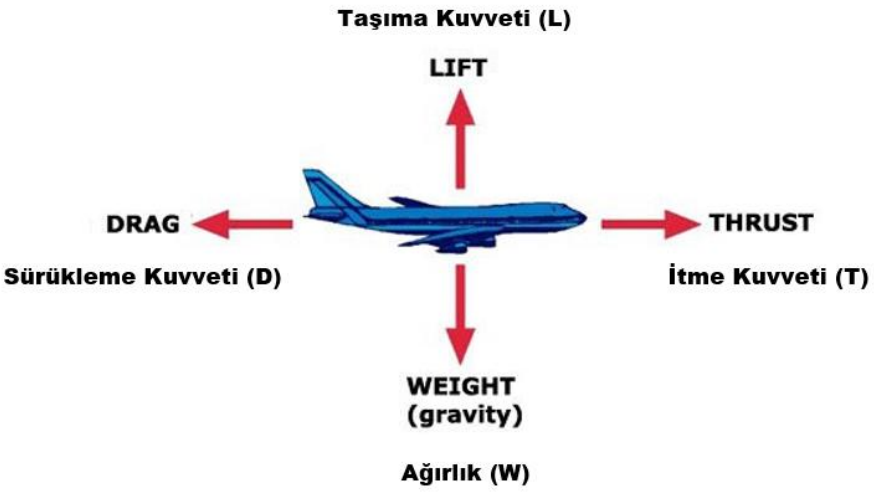
ρ: Havanın yoğunluğu (kg/m³)

V: İHA'nın hızı (m/s)

S: Kanat alanı (m²)

C_L: Kaldırma kuvveti katsayısıdır

C_D: Sürüklenme kuvveti katsayısıdır



Şekil 3.9 İHA'ya etki eden kuvvetler [71]

Taşıma kuvveti, ağırlığı geçmesi durumunda İHA havalanacaktır [6]. Denklem 3.7'te İHA'nın hızı hesaplanmaktadır:

$$V = \sqrt{\frac{2xW}{C_L\ x\ \rho\ x\ S}} \tag{3.7}$$

W: İHA ağırlığını ifade etmektedir (m.g)

ρ: Havanın yoğunluğu (genellikle 1.225 kg/m³ olarak alınmaktadır)

$$V = \sqrt{\frac{2x25,65x9,81}{0,2445x1,225x2,72}} = 24,8\ m/s$$

İHA'nın hızı 24,8 m/s olarak hesaplanmıştır.

İHA havada seyir uçuşu yaptığı sırada görevi bittikten sonra, alçalmaya geçtiği esnada iniş hızı (stall velocity) aşağıdaki Denklem 3.8'te gösterilmektedir [34]:

$$V_{stall} = \sqrt{\frac{2xW}{\rho x C_{Lmax} x S}} \tag{3.8}$$

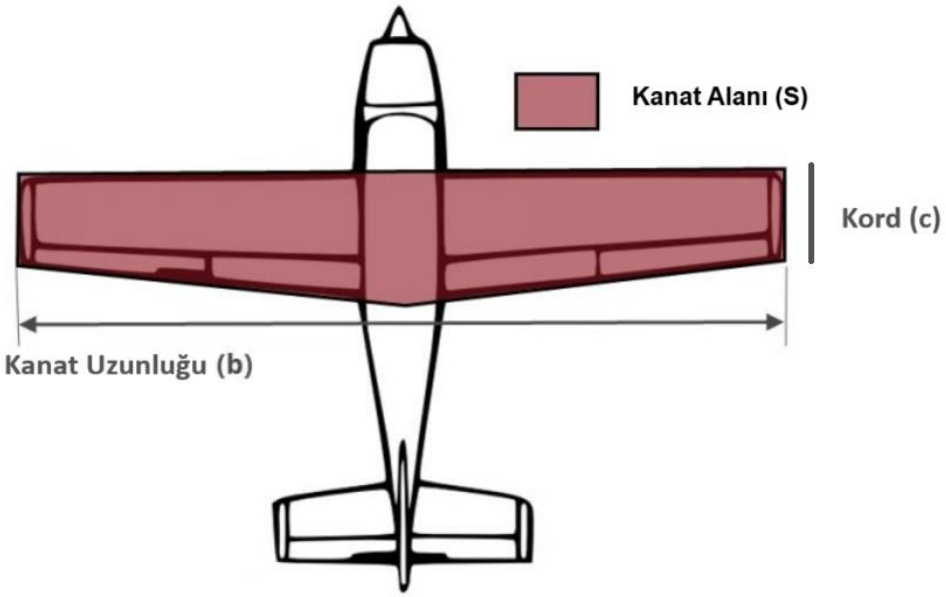
$$V_{stall} = \sqrt{\frac{2x25,65x9,81}{1,48x1,225x2,72}} = 10\ m/s$$

İHA'nın tutunma hızı V_{stall} 10 m/s olarak hesaplanmıştır.

Kanat açıklık oranı (AR); kanat boy uzunluğunun, kord (veter) boyuna bölünmesiyle veya kanat boy uzunluğu karesinin, kanat alanına bölünmesiyle bulunur (Şekil 3.10).

$$AR = \frac{b}{c} = \frac{b^2}{S} \tag{3.9}$$

$$S = b\ x\ c \tag{3.10}$$



Şekil 3.10 Kanadın genel geometrisi [72]

Minimum sürükleme hızı L/D_{max} olarak gösterilir. Toplam sürükleme eğrisinde kaldırma – sürükleme oranının en büyük olduğu noktadır. Formülü Denklem 3.13'te verilmektedir. Bu hızda toplam sürükleme en aza indirilir. Bu nokta aynı zamanda, toplam kaldırma kuvveti (L) ile toplam sürüklenme kuvveti (D) arasındaki maksimum orandır. Bu nokta en iyi kayma hızını sağlamaktadır [25, 27].

$$C_D = C_{D_0} + K.(C_L)^2 \tag{3.11}$$

Denklem 3.11 ile verilen polar denkleminde C_{D_0} sıfır sürükleme katsayısındaki, $K.(C_L)^2$ ise indüklenmiş sürükleme katsayısı olarak adlandırılmaktadır. İndüklenmiş sürükleme katsayısı içinde yer alan K değeri ise şu şekilde hesaplanmaktadır:

$$K = \frac{1}{e.\pi.AR} \tag{3.12}$$

e: Oswald verimlilik sayısı (genellikle 0.7 - 0.85 arasında bir değerdir)

$$K = \frac{1}{0{,}8.3{,}14.19{,}3} = 0{,}0206$$

Denklem 3.11'den C_{D_0} elde edilmek istenirse:

$$C_{D_0} = 0{,}0201 - (0{,}0206)x(0{,}2445)^2 = 0{,}0188$$

$$\frac{L}{D_{max}} = \sqrt{\frac{1}{4.C_{D_0}.K}} \tag{3.13}$$

$$\frac{L}{D_{max}} = \sqrt{\frac{1}{4x0{,}0188x0{,}0206}} = 25{,}40$$

Maksimum taşıma katsayısı (L), sürükleme kuvveti (D) oranı 25,40 olarak hesaplanmıştır.

Tırmanma oranı (R/C) İHA'nı dikey hızını temsil etmektedir. Zamana göre pozitif veya negatif irtifa değişim oranıdır [73]. Bu çalışmada R/C'nin birimi m/s olarak kabul edilmektedir. Formülü Denklem 3.14'te verilmektedir [74].

Tırmanma Oranı (R/C):

$$\frac{R}{C} = V.\sin(\theta) \tag{3.14}$$

Burada V, İHA'nın seyir hızını, $\sin(\theta)$ tırmanma açısını ifade etmektedir. Hava araçlarının tırmanma ve alçalma açısı 15 – 20 derece olarak kabul edilmektedir [75]. Çalışma kapsamında İHA'nın 20 derecelik açı ile tırmanış yaptığı varsayılmıştır.

R/C = 24,8 x sin(20º)

R/C = 8,5 m/s

Tablo 3.7'de hava araçları için belirli irtifalarda tırmanma süreleri verilmektedir [25].

Tablo 3.7 Belirli irtifalar için tırmanma süreleri [25]

İrtifa (ft)	Tırmanma Süresi (dakika)
15.000	6.41
20.000	12.39
30.000	23.01
45.000	51.06

İHA'nın en yüksek irtifaya tırmanması için gereken süre, tırmanma süresi Denklem 3.15 verilmektedir [25]:

$$t = \sum \left[\frac{\Delta h}{(R/C)_{max}}\right]_i \tag{3.15}$$

Tırmanma oranı (R/C) 8,5 m/s olarak dikkate alınmıştır. Yukarıdaki denkleme göre çalışma kapsamında İHA, arzu edilen 30.000 feet (9.144 m) yüksekliğe 18 dakikada çıkması beklenmektedir. Çalışma kapsamında İHA'nın belirli zaman içerisinde ve belirli bir menzilde uçmasını sağlayacak ve bu amaç doğrultusunda kullanılacak parametreler Tablo 3.8'te verilmektedir. Kanat profili Bölüm 3.3, kuyruk profili ise Bölüm 3.4' e göre belirlenmiştir. Kanat ile ilgili veriler Bölüm 3.6'dan üretilmiştir. Kanat kaldırma katsayısı ve sürükleme katsayısı ilgili kanat profillerinden elde edilmiştir. Sıfır sürükleme katsayısı ise Denklem 3.11'den elde edilmiştir. İHA kalkış ağırlığı (25,65 kg) Bölüm 3.7'den elde edilmiştir. Seyir hızı Denklem 3.7'den, stall hızı Denklem 3.8'den ve tırmanma oranı Denklem 3.14'den elde edilmiştir.

Tablo 3.8 Kullanılan aerodinamik parametreler

Parametre	**Sembol**	**Değer**	**Birim**
Kanat profili	-	NACA 4412	-
Kuyruk profili	-	NACA 0009	-
Kanat uzunluğu	b	7,25	m
Kanat kord (veter) uzunluğu	c	0,375	m
Kanat alanı	S	2,72	m^2
İHA kalkış ağırlığı	MTOW	25,65	kg
İrtifa	h	30.000	ft
Kanat açıklık oranı	AR	19,3	-
Maksimum kaldırma kuvveti katsayısı	$C_L max$	1,48	-
Kanat kaldırma katsayısı	C_L	0,2445	-
Sürükleme katsayısı	C_D	0,0201	-
Sıfır sürükleme katsayısı	C_{D_0}	0,0188	-
Oswald verimlilik sayısı	e	0,80	-
Seyir hızı	V	24,8	m/s
Stall hızı	V_{stall}	10	m/s
Tırmanma oranı	R/C	8,5	m/s

3.9 Ortalama Güç Hesabı

İHA'nın görevi esnasında harcayacağı güç önemlidir. İHA'lar kalkış sırasında çok fazla güce ihtiyaç duyarlar. Sabit kanatlı İHA'nın kalkış sırasında talep ettiği maksimum güç formülü Denklem 3.16'da verilmektedir [1]:

$$P_{max} = \frac{T.V}{\eta_p} \tag{3.16}$$

T: itme kuvveti (N)

V: ileri hız (m/s)

η_p: pervane verimi

$$T = \frac{C_D.\rho.V^2.S}{2} \tag{3.17}$$

$$T = \frac{0{,}0201x1{,}225x24{,}8^2x2{,}72}{2} = 20{,}6\ N\ (Newton)$$

Pervane verimi (η_p) %80 olarak kabul edilmiştir [50].

$$P_{max} = \frac{20{,}6x24{,}8}{0{,}8} = 639\ \text{W}$$

İHA'nın seyir uçuşu sırasında talep ettiği minimum seyir uçuş gücü Denklem 3.18'te verilmektedir [12]:

$$P_{cr} = \sqrt{\frac{2.W^3.C_D^2}{\rho.S.C_L^3}} \tag{3.18}$$

W: İHA ağırlığı (kg)

C_D: Toplam sürükleme katsayısı

ρ: Hava yoğunluğu (kg/m³)

S: Kanat yüzey alanı (m²)

C_L: Taşıma katsayısını ifade etmektedir.

$$P_{cr} = \sqrt{\frac{2x(25{,}65x9{,}81)^3x(0{,}0201)^2}{1{,}225x2{,}72x(0{,}2445)^3}} = 514\ \text{W}$$

Çalışma kapsamında İHA 30.000 ft (9.144 m) yüksekliğe çıkması için gereken süre bir önceki bölümde hesaplanmıştır. İHA 30.000 ft yüksekliğe 18 dakikada (18/60 saat) çıkması beklenmektedir.

Bu çalışmada İHA görev gereği 3.800 km menzili kat etmesi beklenmektedir. İHA hızı 24,8 m/s (89,3 km/h) olarak göz önünde bulundurulduğunda, İHA'nın toplam uçuş süresi 42,5 saat (2550 dakika) olarak hesaplanmaktadır.

İHA'nın tüm uçuş boyunca talep ettiği toplam enerji miktarı $E_{\text{İ}HA}$ Denklem 3.19'daki gibi hesaplanmaktadır:

$$E_{\text{İ}HA} = P_{max}.t_{climb} + P_{cr}.t_{cr} \tag{3.19}$$

t_{climb}: Tırmanma süresi (h)

t_{cr}: Uçuş süresi (h)

$E_{\text{İ}HA} = 639W.(18/60)h + 514W.(42{,}2)h = 21.883\ Wh \cong 22\ kWh$

Bölüm 3.9'un sonunda İHA'nın tüm uçuş süresi boyunca talep ettiği toplam enerji miktarını bulduk (22 kWh). Aynı zamanda Bölüm 3.9'da İHA'nın kalkış sırasında ve uçuş süresi boyunca ihtiyacını karşılayacak gücü hesaplanmıştır. Bir sonraki bölümde İHA'nın gücüne göre ve toplam enerji talebini karşılayacak, motor-pervane, fotovoltaik hücre, MPPT, batarya ve yakıt hücresi elemanlarının seçimi yapılacaktır.

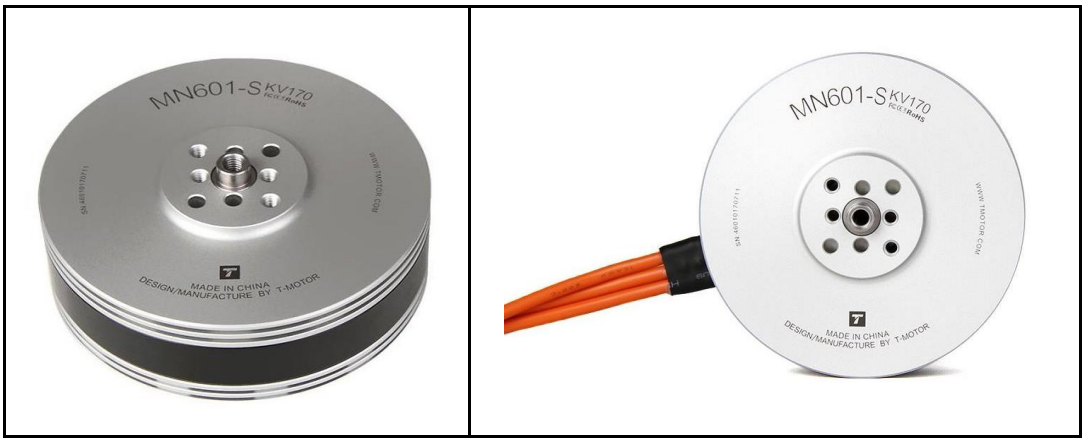
4
EKİPMAN SEÇİMİ – AĞIRLIK VE GÜÇ HESAPLAMASI – UÇUŞ SENARYOSU

Bu bölümde itki sistem elemanlarından motor ve pervane seçimi yapılacaktır. Aynı zamanda, uçuş süresi boyunca yeterli enerjiyi karşılaması için enerji ekipmanlarının seçimi de bu bölümde yapılacaktır. Bu seçimler yapıldıktan sonra sistemin ağırlığı Bölüm 3.7'deki ortalama ağırlık tahmini ile karşılaştırılması yapılacaktır. Ağırlık, ortalama ağırlık tahmininden fazla ise yeni ağırlığa göre yeniden güç ve toplam enerji talebini karşılayacak enerji miktarı hesaplanacaktır. Bu süreçte çıkan sonuçlara göre, uçuş süresi ve uçuş menzilinde değişikliğe gidilebilir. Bu konu ve diğer senaryolar ise, uçuş senaryosu bölümünde yer verilmesi planlanmaktadır.

4.1 İHA Motor ve Pervane Seçimi

İHA motoru seçiminde, İHA'nın uçuş profilini karşılayabilecek güçte bir motor seçilmelidir. Güç hesaplarına göre İHA'nın yaklaşık 650 Watt civarında güç talebi vardır. Bölüm 2.3.3'te elektrik motorlarının İHA'lara sağladığı avantajlardan bahsedilmektedir. Bilindiği üzere elektrikli motorları AC ve DC olmak üzere ikiye ayrılmaktadır.

Fırçasız DC motorlar, fırçalı motora göre daha yüksek bir verime sahiptir. Fırçasız DC motorların verimi %85 – %90 arasındadır [77]. Enerji kullanımı sayesinde fırçasız DC motorlar yüksek verimliliğe sahiptir. Genellikle havacılık uygulamalarında Fırçasız DC motor tercih edilir [26]. Bu çalışmada, tasarımı planlanan İHA'da fırçasız DC elektrik motorunun kullanılması tercih edilmektedir. Elektrik enerjisine sahip elektrik motoru İHA'nın uçuşunu gerçekleştirmek için pervaneyi döndürecek ve elektrik enerji mekanik enerjiye dönüşecektir. Belirli bir araştırmanın sonucunda, bu çalışma kapsamında Şekil 4.1'te yer alan T-Motor MN601-S KV 170 fırçasız elektrik motoru tercih edilmiştir.



Şekil 4.1 İHA uçuşu için tercih edilen elektrik motoru [47]

Pervaneyi İHA'ya yerleştirmek için dört adet konum çeşidi vardır. Bunlar; çekici tip pervane, itici tip pervane, çift motorlu pervane ve orta motor pervanesidir [17]. Bu çalışmada, İHA'ya uygun olan önden çekici tip pervanenin kullanılmasına karar verilmiştir. Pervaneler ve motor, yapılandırma gereksinimleri nedeniyle İHA'nın ileri gövde ucuna yerleştirilmesi düşünülmüştür.

Belirli bir araştırmanın sonucunda tercih edilen pervane (Şekil 4.2), iki kanatlı yapıdan oluşan pervanenin çapı 20 inç (50.8 cm), eğimi 6 inç (15.2 cm) ve ağırlığı 47 gramdır.



Şekil 4.2 İHA'da kullanılacak pervane görseli [47]

Tablo 4.1'te İHA için tercih edilen elektrik motoruna ve pervaneye ait bazı teknik özellikler yer almaktadır.

Tablo 4.1 Motor ve pervanenin bazı teknik özellikleri [47]

Teknik Özellik	Birim Değerleri
Motor Adı	T-Motor MN601-S KV 170
RPM/V	170
Boşta çalışma akımı (20 V)	0.8 A
Pik akım	30 A
İç direnç	115 mΩ
Maksimum güç (180 s)	1500 W
Nominal gerilim	6 - 12S (Li-Po)
Ağırlık	250 gr
Boyutları	Çap: 68,8 mm - Uzunluk: 34,9 mm
ESC (Elektronik Hız Kontrolü)	Flame 60A 12S
Pervane boyutları	20 x 6 inç (50.8 x 15.2 cm)
Pervane ağırlığı	47 gr

4.2 Fotovoltaik Panel Seçimi

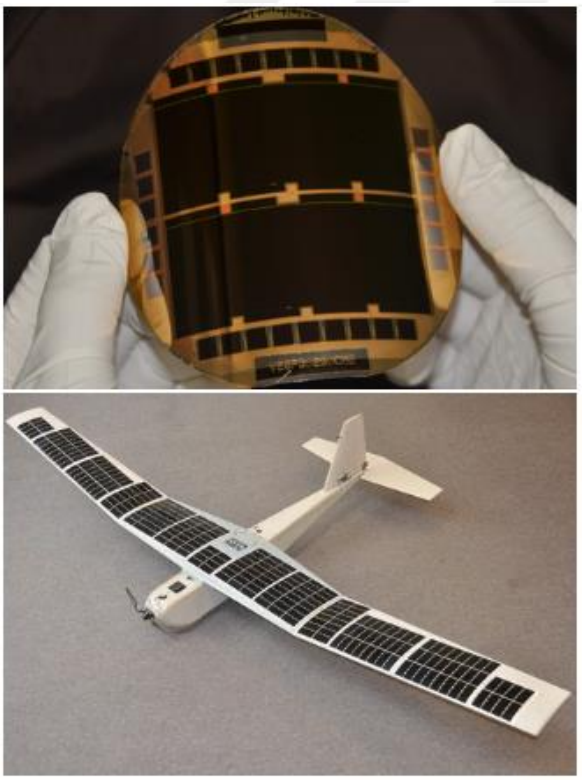
Solar Impulse ve Qinetiq Zephyr fotovoltaik enerjili İHA'lar %22 ve %28 verimlilikte fotovoltaik paneller kullanıldı. Ayrıca, GaAs tabanlı fotovoltaik paneller %30 verimliliğe sahiptir, bu fotovoltaik panel uzay endüstrisinde yaygın olarak kullanılır. Son teknolojik üstünlüğüyle GaAs tabanlı panellerin verimleri neredeyse %40' ı aşmıştır [25]. İHA'larda genellikle silikon ve ince film fotovoltaik paneller kullanılmaktadır. Tercih edilmelerinin nedenleri arasında, hafifliği, maliyeti, verimi ve İHA kanatlarına uygun olması gelmektedir. İnce film fotovoltaik panellerin verimi, silikon fotovoltaik panellerden fazla olsa da, ağırlığı silikon panellerinin neredeyse üç katıdır [12]. Silikon fotovoltaik panelleri kırılgan bir yapıya sahiptir. İHA'nın aerodinamik yapısını bozmadan kanatlara monte etmek bir problemdir. Bu problemi çözmek için, İHA düz kanat olmalıdır veya fotovoltaik paneller kanat yapısına uyacak şekilde bükülmelidir [12]. Değerlendirmeler sonucunda MicroLink Devices firması tarafından üretilen GaAs (Gallium arsenide) tabanlı fotovoltaik panellerin seçilmesine karar verilmiştir. MicroLink Devices firması İHA'lar ve uzay araçları için fotovoltaik paneller ve güneş levhaları

üretmektedir [48]. Tablo 4.2'de AM 1.5 aydınlatma altında ve 25 ºC standart koşullarında bazı özellikler verilmektedir.

Tablo 4.2 Fotovoltaik paneline ait bazı özellikler [48]

Parametre Adı	Parametre Değeri
Verim	%31
Boyutları	6,6 x 3,1 cm
Kalınlığı	40 μm
Ağırlık	350 gr/m²

Bu fotovoltaik paneller aynı zamanda, çok esnek olup ve kavisli yüzeylere uyum sağlamaktadır [48]. Firmanın fotovoltaik panel ürünlerine ait başka uygulamalarda kullanılmış hali ile görseller Şekil 4.3'te yer verilmektedir.



Şekil 4.3 GaAs fotovoltaik panel görseli [48]

Çalışma kapsamında fotovoltaik paneller İHA'nın kanatlarına ve kuyruk kısmına yerleştirilecektir. Kanat alanı 2.72 m², yatay kuyruk alanı ise 0.26 m² olarak çıkmaktadır. Toplam fotovoltaik alan, iki alanın toplamıdır yani 2.98 m². Kanatlara 1.320 adet, kuyruk bölgesine 120 adet fotovoltaik hücresi olmak üzere toplam 1.440 adet fotovoltaik hücre yerleştirilmesi planlanmaktadır. Denklem 2.20'de, toplam güneşlenme süresine göre fotovoltaik sistemden elde edilebilecek toplam enerji miktarı (kWh) formülü verilmektedir. Bu formülde yer alan güneşlenme süresi

(saat) ve güneş ışıması (kW/m²) değerlerini bulmak için, İHA'nın keşif gözlem uçuşunu gerçekleştireceği bölgenin incelenmesi gerekmektedir. Bu nedenle Tablo 4.3'te İHA'nın keşif görevi güzergâhında olan illerin güneş radyasyon değeri (kWh/m²-yıl), güneşlenme süresi (saat-yıl) ve güneş ışıması (kW/m²) verilmektedir.

Tablo 4.3 İHA güzergâhı güneş radyasyonu (kWh/m²-yıl), güneşlenme süresi (saat-yıl) ve güneş ışıması (kW/m²) değerleri [49]

İl	**Güneş Radyasyon (kWh/m²-yıl)**	**Güneşlenme Süresi (saat-yıl)**	**Güneş Işıması (kW/m²)**
Malatya	1,599	2.873	0.557
Kahramanmaraş	1,610	2.913	0.553
Gaziantep	1,582	2.978	0.531
Hatay	1,536	2.997	0.513
Kilis	1,575	2.975	0.529
Şanlıurfa	1,586	3.033	0.523
Mardin	1,588	3.033	0.524
Şırnak	1,601	2.975	0.538
Hakkâri	1,610	3.508	0.459
Van	1,652	3.070	0.538
Ağrı	1,570	2.778	0.565
Iğdır	1,487	3.340	0.445
Kars	1,472	2.537	0.580
Ardahan	1,472	2.310	0.637
Artvin	1,409	2.124	0.663
Erzurum	1,393	2.504	0.556
Erzincan	1,555	2.595	0.599
Ortalama	**-**	**2.855**	**0,548**

İHA güzergâhı boyunca ortalama güneşlenme süresi 2.855 (saat-yıl) olarak bulunmuştur. Günlük ortalama güneşlenme süresi;

2.855 saat-yıl / 365 gün = 7,82 saat/gün olarak çıkmaktadır.

Bu çalışma kapsamında 1 günlük güneşlenme süresini 8 saat olarak varsayılmıştır. Ortalama güneş ışıması değeri 0.548 kW/m² (548 W/m²) olarak çıkmaktadır. İHA'nın toplam 42,5 saat uçuş gerçekleştireceği hesaplandığına göre, fotovoltaik sistemden 16 saat faydalanılacaktır. Bu durumda değerleri Denklem 2.20'deki gibi yerlerine yazıldığında;

$$E_{solarpower} = \left(\frac{548x16}{\pi/2}\right) x(2{,}98x\%31x\%97{,}5x\%87) = 4.374\ Wh = 4{,}37\ kWh$$

16 saat boyunca fotovoltaik sistemden 2,98 m²'lik fotovoltaik panel alanı ile toplam 4,37 kWh enerji elde edilmesi planlanmaktadır.

4.2.1 MPPT Seçimi

Maksimum Güç Noktası Takibi (MPPT), maksimum voltajı ve akımı yüke maksimum güç vermesi için, batarya ile fotovoltaik hücrelerinin bağlantısında kullanılması gerekmektedir [6]. MPPT'ler genellikle fotovoltaik ile çalışan arabalar için üretilmektedir. Bu nedenle İHA için MPPT seçimi yapılırken hem hafif olmalı hem de küçük boyutta olmalıdır [6]. Çalışma kapsamında fotovoltaik hücrelerinden elde edilecek maksimum güç 200 Watt'tır. MPPT seçimi yapılırken ayrıca fotovoltaik hücrelerinden elde edilecek pik giriş gücüne dikkat edilmelidir. İHA'larda kullanım açısından uygun olan üç adet MPPT ön plana çıkmaktadır. Bu üç MPPT'ye ait bazı özellikler Tablo 4.4'te verilmektedir.

Tablo 4.4 MPPT seçimi için karşılaştırmanın yapılması [51-53]

Nomura MPPT		**AERL RaceMax 600B MPPT**		**Drivetek MPPT**	
Pik güç (input)	150 W	Pik güç (Pmp)	600 W	Sürekli güç girişi	800 W
Sürekli Güç Girişi	125 W	Sıcaklık	50 ºC (max)	Sıcaklık	70 ºC (max)
Isc	6.5 A	Isc	6 A	Giriş Akımı	9 A
Voc	10 - 30 V	Voc	40 - 135 V	Giriş Voltajı	36 V
Çıkış voltajı	18-33 V veya 23-37 V	Ağırlık	720 gr	Çıkış Voltajı	40 V
Ağırlık	52 gr	Boyutlar	170x120x65 mm	Ağırlık	650 gr
Boyutlar	90x40x19 mm	Güneş yarış arabaları için özel olarak üretilmiştir		Boyutlar	170x100x80 mm

Nomura MPPT kapasite bakımından yetersiz olacaktır, RaceMax 600B ise güneş yarış arabaları için özel olarak tasarlanmıştır. MPPT cihazları arasında karşılaştırma yapıldığında, bu çalışma kapsamında %97,5 verimi ile Drivetek MPPT (Şekil 4.4) kullanılmasına karar verilmiştir.



Şekil 4.4 Drivetek MPPT görseli [53]

4.3 Batarya Seçimi

Hibrit enerji kaynağı olarak tasarlanan İHA'da, batarya seçiminde belirleyici iki faktör vardır. Birincisi, İHA'nın en fazla enerji ihtiyacı duyduğu kalkış, tırmanış ve manevralar esnasında bataryanın kullanılması [4], ikincisi yakıt hücresinin ve fotovoltaik sistemin yetmediği durumlarda bataryanın kullanılmasıdır. Bu nedenle, yakıt hücresi, fotovoltaik sistem, motor ve bataryanın çalışma voltajlarının birbiri ile uyumlu aralıklarda çalışıyor olması gerekmektedir.

Bölüm 2.6'da İHA'larda en çok kullanılan batarya türünün lityum polimer batarya olduğuna değinilmiştir. Lityum polimer bataryanın çalışma kapsamında istenilen uçuş süresini sağlaması noktasında İHA'nın toplam ağırlığını fazlaca arttırdığı görülmüştür. Bu nedenle enerji yoğunluğu (Wh/kg) yüksek bir bataryaya ihtiyaç duyulmaktadır. Araştırmalar sonucunda çalışma kapsamında İHA'da kullanılmak üzere Farasis-P84 (Şekil 4.5) yeniden şarj edilebilir bir bataryanın kullanılmasına karar verilmiştir. Bataryaya ait bazı teknik özellikler Tablo 4.5'te verilmektedir.

Tablo 4.5 Bataryanın karakteristik özellikleri [54]

Katot	NCM
Anot	Si-Grafit
Boyutlar	294 x 104 x 13.9 mm
Ağırlık	960 ±15 gr
Kapasite (Ah)	84
Voltaj	2.5 – 4.2
Enerji Yoğunluğu (Wh/kg)	315
Yeniden Şarj Süresi (dk)	25

Farasis-P84 bataryaları, bir lityum pil türüdür. Katot içerisinde Nikel Kobalt Manganez'den oluşan (NCM) bir kompozit malzemeyi ifade eder [55].

kWh = Ah x Volt / (1.000)

P84 = 84x4.2/1000 = 0.36 kWh / adet

12 adet P84 bataryanın kullanılmasına karar verilmiştir. Bu durumda bataryadan elde edilecek toplam enerji miktarı ve toplam batarya ağırlığı şu şekildedir;

$E_{battery}$ = 0.36 x 12 = 4.32 kWh

Toplam batarya ağırlığı = 945 x 12 = 11.3 kg



Şekil 4.5 Seçilen bataryanın görseli [54]

12 adet batarya paneli için firmaya özel üretim talebinde bulunacaktır. 12 adetli bataryanın toplam ağırlığı 11,3 kg olması beklenmektedir. Bu 12 adetli bataryadan toplam 4,32 kWh enerji talebini karşılayacak kapasiteye sahiptir. Fotovoltaik sistemden fazla üretilen elektrik bu batarya depolanacaktır. Batarya doğrudan MPPT'ye bağlanarak, fotovoltaik hücrelerinden gelen elektrik enerjisi ile şarj

olacaktır. Aynı zamanda yakıt hücresinden fazla üretilen elektrik yine bu batarya sisteminde depolanması planlanmaktadır.

4.4 Yakıt Hücresi Seçimi

Günümüzde sıvılaştırılmış hidrojenin kullanılması ve yaygınlaştırılması geniş bir altyapı çalışması gerektirdiğinden ve yüksek maliyetinden dolayı İHA'larda kullanılması pek mümkün görünmemektedir. Kimyasal yöntemler ile hidrojenin depolanması yönteminde en çok kullanılan $NaBH_4$ ise, basınçlandırılmış hidrojen depolama yöntemine göre düşük enerji yoğunluğundan (Wh/kg - Wh/L) [81] dolayı, tez çalışma kapsamındaki İHA'da kullanılması tercih edilmemektedir. Bu çalışmada hidrojen gazı basınçlandırılmış silindir tankta depolanacaktır. Çalışma kapsamında tasarımı planlanan İHA yakıt hücresi sisteminde, hücrelerin hidrojen ile saf oksijen yerine hava ile beslenecek şekilde düşünülmüştür. Hidrojen gazı tanktan, hava beslemesinde ise ortamdaki hava fan ile beslenecek şekilde tasarlanmıştır. Yakıt hücresinin ağırlığı ve boyutları, İHA'nın ortalama güç ihtiyacına göre hesaplanmaktadır. Hem İHA'nın ağırlığı olsun, hem de uçuş süresinin fazla olmasından dolayı yüksek güç yoğunluklu enerji talebini karşılayacak yakıt hücresi sistemine ihtiyaç vardır. Bu nedenle yakıt hücresi seçiminde 1 kW'lık güç sistemi tercih edilmesi planlanmaktadır. Yakıt hücresi termodinamiği bölümünde bahsedildiği gibi teorik hücre potansiyeli 1,23 Volt'tur. Yakıt hücresinin gerçek koşullar altında potansiyeli 1 Voltun altındadır. Yakıt hücresinde 1 kW'lık gücünde bir sisteme sahip olmak istiyorsak 1000 Amperden yüksek akım değerlerine ve 1000 cm^2 civarında geniş bir aktif yüzey alanına sahip olunması gerekir. 1 A/cm^2 akım yoğunluğu (j), yakıt hücresi için genel olarak bilinen bir çalışma yoğunluğudur. Konuya ilişkin örnek verecek olursak, yakıt hücresinden 1 kW'lık güç elde etmek için [14];

- Hücre potansiyeli: 0,6 V
- Akım yoğunluğu: 1 A/cm^2
- Ortalama hücre sayısı: 40 adet (seri bağlı)
- Toplam akım: 42 A
- Potansiyel: 24 V, olacaktır.

Yakıt hücresinde, hücre yığının net gücü akım ile yığın voltajının bilinmesiyle bulunabilir [14]:

$$W = V_{yığın}\ x\ I \quad (4.1)$$

$$V_{yığın} = VxN \quad (4.2)$$

N: Hücre sayısı

$V_{yığın}$ = 0,6 x 40 = 24 V

W= 24V x 42A =1.008 W = 1 kW

Araştırmalar sonucunda çalışma kapsamında Horizon firmasına ait H-1000W (1 kW) PEMFC serisi tercih edilmiştir. Yakıt hücresi sisteminin uçuş sırasında 16 saat çalışarak 16 kWh'lık bir enerji üretmesi beklenmektedir. Tablo 4.6'da yakıt hücresine ait bazı teknik özellikler verilmektedir.

Tablo 4.6 H-1 kW PEMFC serisine ait bazı teknik özellikler [56]

Yakıt hücresi türü	PEM
Hücre sayısı	48
Maksimum güç	1000 W
Maksimum performans	28,8 V - 35 A
Reaktanlar	Hidrojen ve hava
Ortam sıcaklığı	5 - 30°C (41-86°F)
Maksimum yığın sıcaklığı	65°C (149°F)
Hidrojen basıncı	0,45-0,55 Bar
Soğutucu	Hava (entegre soğutma fanı)
Yığın ağırlığı (fan ve kasa ile)	4kg (±100g)
Kontrolör ağırlığı	400g (±30g)
Yığın boyutu	268x219x123 mm
Maksimum çıkışta akış hızı	13L/dak
Başlangıç çalışma süresi	≤30s (ortam sıcaklığı)
Sistemin verimliliği	28,8V'ta %40
Alçak gerilim koruması	24 V
Aşırı akım koruması	42 A
Aşırı sıcaklık koruması	65 ºC

Yakıt hücresinin uçuş sırasında 16 saat çalışması için hidrojen miktarını hesaplamak için Denklem 4.3 kullanılacaktır;

$$i = n.F.\nu \tag{4.3}$$

i: akım

n: mol sayısı

F: Faraday sabiti (96.485 C/mol)

ν: H_2' nin molar debisi (mol/s)

48x35(A) = 2 (mol) x 96.845 (C/mol) x ν

ν = 0,0087 mol/s

0,0087 = mol / (16x60x60)s

H_2 mol = 501,12

n (mol) = m (gr) / m_a

m_a (H_2) = 1,00794

501,12 = m (gr) / (2x1,00794)

H_2 (m) = 1.011 gr

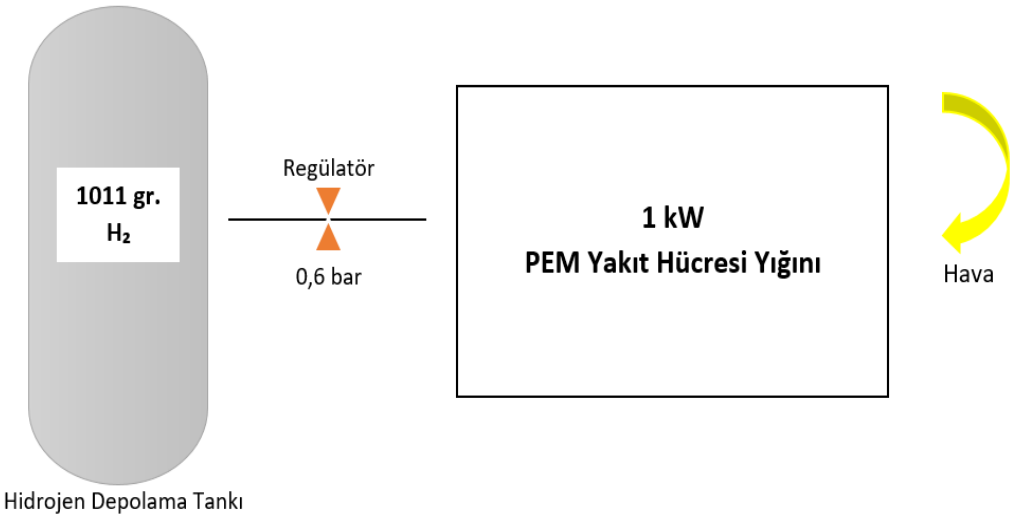
Yakıt hücresi sisteminin 16 saat çalışması için 1.011 gram (1,01 kg) hidrojen gazına (H_2) ihtiyaç vardır. Bu sonuçta yer alan hidrojen ağırlığına göre, benzer bir ağırlık hesaplaması aşağıda yer almaktadır;

- Seçilen yakıt hücresi modülüne göre hidrojen debisi: 13 L/dk (Tablo 4.6),
- Toplam 16 saatlik kullanımda: 13 (L/dk) x 16 x 60 (dk) = 12.480 L (H_2),
- Yüksek saaflıktaki 1 litre H_2 = 0,082 gr ise,
- 12.480 x 0,082 = 1.023 gr (1,02 kg) H_2 gereklidir.

Yukarıda yer alan iki farklı hesaplamada, hidrojen miktarının birbirine yakın bir değer çıktığı görülmektedir. Ayrıca, 2009 yılında NRL tarafından geliştirilen Ion Tiger Programında 36 hücreli PEM yakıt hücresi ile 500 gr hidrojen 350 bar basınçta depolanarak, 550 W gücünde, 18,2 kg ağırlığında, 5,2 metre kanat açıklığına sahip İHA'yı 26 saat uçurabilmiştir [1]. Bir başka çalışmada ise, 650 W yakıt hücresi gücüne sahip ve 2,2 saat uçuş gerçekleştirecek olan bir İHA için 106 gr H_2 gazının gerektiğine değinilmektedir [34]. Şekil 4.6'da H-1 kW PEMFC serisine ait yakıt hücresinin görseli yer almaktadır.



Şekil 4.6 H-1000W PEMFC görseli [56]



Şekil 4.7 Yakıt hücresinin çalışma sistemi

Şekil 4.7'de yakıt hücresi sisteminin çalışma prensibi basitçe gösterilmektedir. Ion Tiger programında yürütülen çalışmada, 350 bar basınç altında 500 gram hidrojen 4,1 kg ağırlığındaki bir tankta depolanmıştır. Tank ağırlığı içerisinde hidrojenin ağırlık oranı %13 seviyelerine kadar çıkmaktadır. Bir başka kaynakta ise Tip-V tankının 1.000 bar basınç altında Tip-IV tankına göre %20 daha hafif olduğu belirtilmektedir [1, 57]. Çalışma kapsamında, yakıt hücresi sisteminde kullanılacak 1.011 gr hidrojen gazı 1.000 bar basınç altında özel kompozit malzemeden yapılmış Tip-V tankında depolanmasına karar verilmiştir. Bu tankta hidrojen ağırlığının oranı, tank ağırlığına oranı %19 olarak kabul edilmiştir. Bu durumda hidrojen

depolama tankının ağırlığı 5.321 gram (5,3 kg) olarak hesaplanmıştır. Tablo 4.7'de depolama tankına ait bazı özellikler verilmektedir.

Tablo 4.7 Depolama tankına ait bazı özellikler [57-58]

Tank tipi	Type-V
Basınç	1000 bar
Malzeme	Kompozit
Ağırlık	5,3 kg
Boyutlar	Uzunluk: 769 mm Çap: 289 mm

4.5 İHA Toplam Ağırlık Hesaplamaları

Bölüm 3.6'da İHA'nın yapısal boyut parametreleri belirlenmiştir. Bölüm 3.7'de ise ortalama ağırlık tahmini analizi yapılmıştır ve İHA'nın kalkış ağırlığı bulunmuştur. Daha sonra Bölüm 4'te İHA tasarımında kullanılacak; motor, pervane, fotovoltaik hücreler, MPPT, batarya ile yakıt hücresi elemanlarının seçimi yapılmıştır. Yeni oluşan ağırlık Bölüm 3.7'de yapılan tahmini ağırlığın üstünde bir ağırlık çıkmıştır.

Ayrıca fotovoltaik sistemden biraz daha fazla faydalanmak için İHA'nın kanat uzunluğu (b) 7,3 metre, kanat kord (veter) uzunluğu (c) 0,51 metre olarak belirlenmiştir. Son durumda kanat açıklık oranı (AR) 14,3 olmuştur. Kanat yüzey alanı (S) 3,72 m² olarak hesaplanmıştır. İlk duruma göre (Bölüm 3.6) kanat yüzey alanı 1 m² artmıştır. Yeni oluşan kanat boyutlarına göre kanat ağırlığı da artmaktadır. Denklem 3.2'e göre tekrar hesaplamak gerekirse:

Kanat ağırlığı: 90 (kg/m³) x 3,72 (m²) x 0,02 (m) = 6.696 gram

Kanat ağırlığı 6.696 gram olarak çıkmaktadır.

Gövdenin uzunluğunda veya çapında herhangi bir değişme olmamıştır.

Gövde ağırlığı: 90 (kg/m³) x 1,77 (m) x π.(0,31 m) x 0,02 (m) = 3.103 gram

Yatay kuyruk ve dikey kuyrukta boyut olarak herhangi bir değişiklik yapılmamıştır. Kuyruk ağırlığı ilk bölümde (Bölüm 3.6), 586 gram olarak belirlenmişti. İniş

takımlarının ağırlığında ise, bir çalışmada toplam ağırlığın %4 olarak hesaplanmış ve aynı oran diğer başka bir kaynakta da geçmektedir [59-60]. Bu çalışmada iniş takımlarının ağırlığı toplam ağırlığın %4'ü olarak kabul edilecektir. İHA'nın toplam ağırlığı değişmiştir ve 40 kg olarak kabul edilmiştir. Bu durumda iniş takımlarının ağırlığı 1.600 gram olarak belirlenmiştir. Fotovoltaik hücreler açısından yatay kuyruk bölgesinde herhangi bir değişiklik olmamıştır. Kanat alanı 1 m^2 arttığı için, kanatlara yerleştirilen fotovoltaik hücre sayısı artmıştır. Bundan dolayı fotovoltaik hücre ve yardımcı elemanlarının (kablo, konnektör vb.) ağırlığı 2.032 gram olarak kabul edilmiştir. İHA'nın yapısal ağırlığının son güncel hali ile diğer ekipmanların (motor, batarya, yakıt hücresi, MPPT, vb.) seçiminden sonraki, son durumda oluşan İHA'nın yeni ağırlığı ve boyut bilgileri Tablo 4.8'te verilmektedir.

Tablo 4.8 İHA bileşenlerine ait yeni ağırlık ve boyut bilgileri

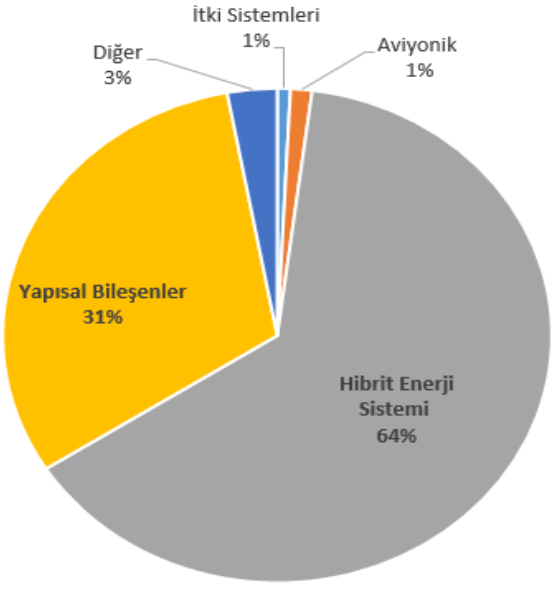
Bileşen Grubu	**Ürün Adı**	**Ağırlık (gr)**	**Boyutlar (cm)**
İtki Sistemleri	DC Motor	250	Çap: 6,9 Uzunluk: 3,5
	Pervane	47	50.8 x 15.2
Aviyonik	ESC (Elektronik Hız Kontrolü)	73,5	6,65 x 3,85 x 1,77
	Oto-pilot sistemi (Pixhawk 6C)	34,6	8,48 x 4,4 x 1,24
	Kamera	380	-
Hibrit Enerji Sistemi	Yakıt Hücresi Yığını	3.900	26,8 x 21,9 x 12,3
	Hidrojen Gaz Miktarı	1.011	-
	Hidrojen Depolama Tank Ağırlığı	5.300	Uzunluk: 76,9 cm Çap: 28,9 cm
	Yakıt Hücresi Kontrol Kartı	370	-
	Fotovoltaik Hücreler	2.032	-
	MPPT	650	17 x 10 x 8
	Batarya	11.340	29,4 x 10,4 x 14
Yapısal Bileşenler	Kanat	6.696	Uzunluk: 730 cm Veter: 51 cm
	Gövde	3.103	Uzunluk: 177 cm Çap: 31 cm
	Kuyruk	586	Yatay kuyruk uzunluğu: 104 cm Dikey kuyruk uzunluğu: 36 cm
	İniş Takımları	1.600	-
Diğer (güvenlik marjı)		1.127	-
Toplam İHA Ağırlığı:		**38.500 gr (38,5 kg)**	

Bölüm 3.7'de yer alan ağırlık tahminine göre İHA'nın toplam kalkış ağırlığı 12.850 gr, yani 13 kg yakın bir ağırlık artışı söz konusudur. Tablo 4.9'da İHA bileşen gruplarına göre yeni ağırlık dağılımları verilmektedir:

Tablo 4.9 Bileşen grubuna göre ağırlık dağılımı

Bileşen Grubu	**Ağırlık (gr)**
İtki Sistemleri	297
Aviyonik	488
Hibrit Enerji Sistemi	24.603
Yapısal Bileşenler	11.985
Diğer	1.127
Toplam:	**38.500 gr (38,5 kg)**

Şekil 4.8'te İHA ağırlığının bileşen gruplarına göre dağılımlarının yüzdelik olarak grafikte sunulmuştur:



Şekil 4.8 İHA yeni ağırlığın bileşen gruplarına göre yüzdelik dağılımı (%)

Bölüm 3.7'deki tahmini ağırlık dağılımına göre; hibrit enerji sistemlerinin ağırlığı %5 artmış, yapısal bileşenlerin ağırlığı toplam ağırlık içerisinde %2 azaldığı görülmektedir.

4.6 İHA Yeni Güç Hesaplamaları

Kanat uzunluğu, kanat alanı ve İHA'nın toplam kalkış ağırlığında (MTOW) değişiklik olduğu için, Bölüm 3.8 ve 3.9'da yapılan hesaplamalara göre; hız, stall hızı, tırmanma oranı, kalkış sırasında talep edilen güç, seyir uçuş gücü, toplam uçuş süresi ve en sonunda İHA'nın uçuş yapabilmesi için gereken toplam enerji talebi değişmiştir. Yeni hesaplamalar aşağıda tekrar güncel hali ile yeniden yapılacaktır.

Hız Denklem 3.7'deki gibi hesaplanmaktadır:

Hız (V):

$$V = \sqrt{\frac{2x38{,}5x9{,}81}{0{,}2445x1{,}225x3{,}72}} = 26\ m/s\ \approx (93{,}6\ km/h)$$

Bölüm 3.8'de hız 24,8 m/s olarak çıkmıştı. Yeni oluşan ağırlık ile hız da artmıştır. Yeni hız 26 m/s olmuştur.

Stall hızı Denklem 3.8'deki gibi hesaplanmaktadır:

Stall hızı (V_{stall}):

$$V_{stall} = \sqrt{\frac{2x38{,}5x9{,}81}{1{,}48x1{,}225x3{,}72}} = 10{,}6\ m/s \approx (38{,}2\ km/h)$$

Bölüm 3.8'de stall hız 10 m/s olarak çıkmıştır. Yeni oluşan ağırlık ile stall hız da artmıştır.

Tırmanma oranı (R/C) Denklem 3.14'deki gibi hesaplanmaktadır:

Tırmanma oranı (R/C):

$$R/C = 26xsin(20) = 8{,}9\ m/s$$

Bölüm 3.8'de tırmanma oranı 8,5 m/s olarak çıkmıştı. Yeni oluşan ağırlık, hızı değiştirdi, hız da tırmanma oranını görüldüğü üzere değiştirmiştir.

Denklem 3.15'e göre İHA 30.000 ft (9.144 m) yüksekliği tırmanma oranı 8,9 m/s ile 17 dakikada çıkması beklenmektedir.

İHA'nın kalkış sırasında maksimum güç ihtiyacı duymaktadır. Maksimum gücü bulmak için önce Denklem 3.17'e göre itme kuvveti, daha sonra Denklem 3.16'daki gibi maksimum güç hesaplanmaktadır:

Maksimum güç (P_{max}):

$$T = \frac{0{,}0201x1{,}225x26^2x3{,}72}{2} = 30{,}95\ N\ \approx 31\ N$$

$$P_{max} = \frac{31x26}{\%80} = 1.007{,}5\ W$$

Bölüm 3.9'da maksimum kalkış gücü 639 W olarak çıkmıştı. Yeni oluşan ağırlık ile maksimum kalkış gücü de artmış oldu.

İHA'nın seyir uçuşu esnasında talep ettiği güç Denklem 3.18'deki gibi hesaplanmaktadır:

$$P_{cr} = \sqrt{\frac{2x(38{,}5x9{,}81)^3x(0{,}0201)^2}{1{,}225x3{,}72x(0{,}2445)^3}} = 808{,}5\ W$$

Bölüm 3.9'da İHA'nın seyir uçuşu esnasında talep ettiği güç miktarı 514 W olarak çıkmıştı. Yeni oluşan ağırlık ile İHA'nın seyir uçuşu esnasında talep ettiği güç miktarı da artmıştır.

Yeni ağırlığın değişmesi ile İHA'nın hızı, stall hızı, tırmanma oranı, kalkış sırasındaki maksimum gücü ve seyir uçuşu esnasındaki talep ettiği gücün arttırtığı görülmektedir. Tırmanma süresinin ise 1 dakika azaldığı görülmektedir. Bölüm 3.9'da belirlediğimiz hedef uçuş süresini 42,5 saatten, 31,3 saate düşürme kararı alınmıştır. Buna göre İHA'nın tüm uçuş süresi boyunca talep ettiği toplam enerji miktarı Denklem 3.19'daki gibi hesaplanmaktadır:

$$E_{İHA} = 1.007{,}5(W)x(17/60)h + 808{,}5(W)x31(h) = 25.349\ Wh \cong 25{,}35\ kWh$$

İHA'nın 31,3 saat uçuş süresi boyunca, 38,5 kg kalkış ağırlığı, 26 m/s seyir hızı ile talep ettiği toplam enerji miktarı 25,35 kWh olarak hesaplanmıştır. Bölüm 3.9'da $E_{İHA}$ 21,88 kWh olarak çıkmıştı. Uçuş süresinin kısaltılmasına rağmen, İHA'nın kalkış ağırlığı arttığı için 3,47 kWh ekstra bir enerji talebi ortaya çıktığı görülmektedir.

Uçuş süresinin kısalmasıyla İHA'nın fotovoltaik sistemden elde ettiği enerji miktarı da değişmektedir. Sabah saat 09.00'da görevine başlaması planlanan İHA'nın fotovoltaik sistemden en fazla 15 saat faydalanacağı düşünülmektedir. Denklem

2.20'deki fotovoltaik sistemden faydalanmak için kullanılan formül burada tekrar kullanılmaktadır:

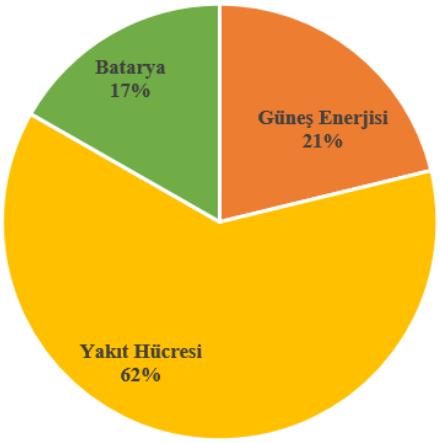
$$E_{solarpower} = \left(\frac{548x15}{\pi/2}\right) x(3{,}98x\%31x\%97{,}5x\%87) = 5.476{,}7\ Wh \cong 5{,}47\ kWh$$

Tablo 4.10'da uçuş süresi boyunca hibrit enerji sisteminden elde edilen toplam enerji miktarı dağılıma göre verilmektedir.

Tablo 4.10 Hibrit enerji sisteminden elde edilen enerji dağılımları

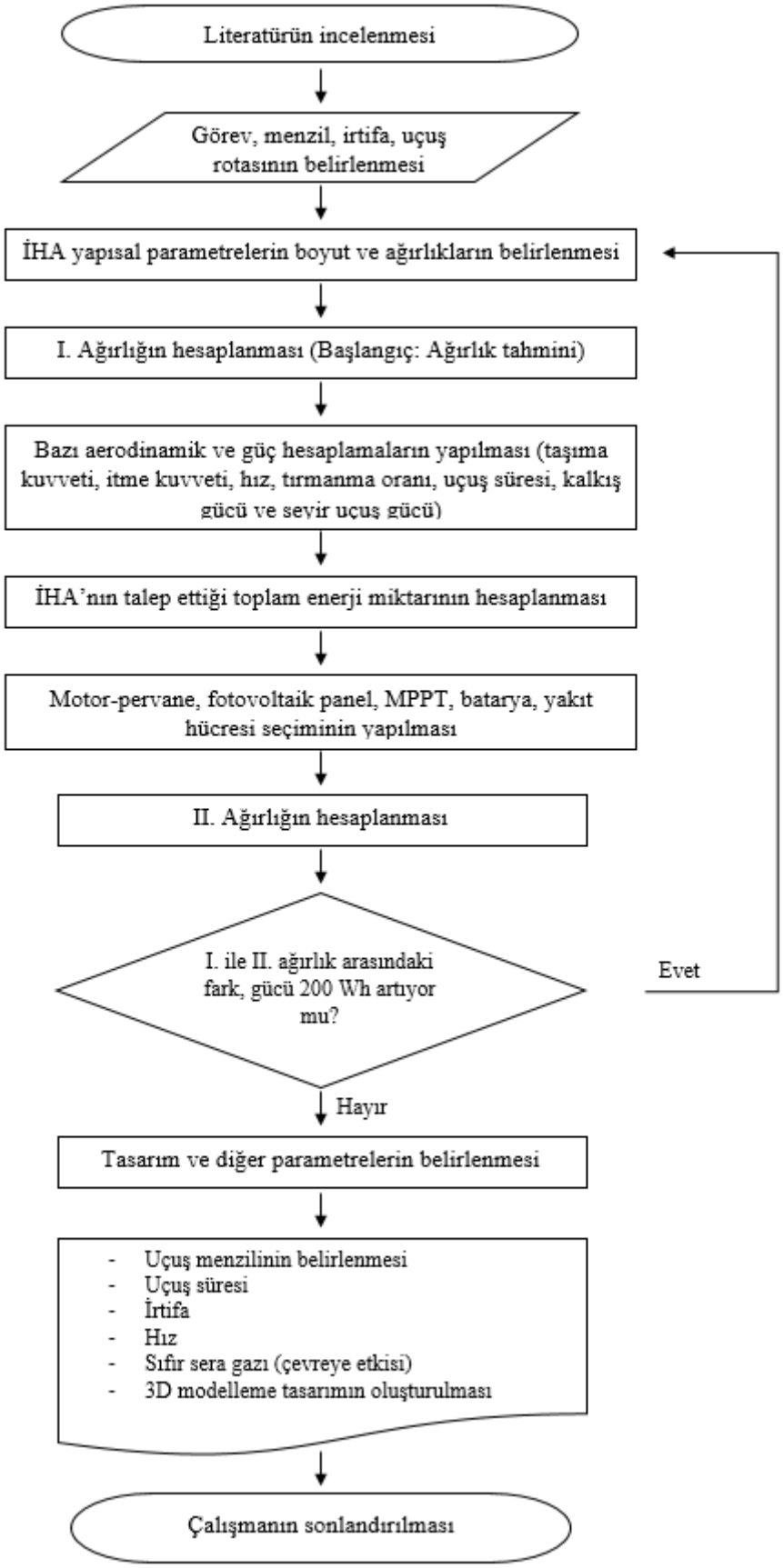
Enerji Türü	Enerji Miktarı (kWh)
Fotovoltaik Sistem	5,47
Yakıt Hücresi	16
Batarya	4,32
Toplam	25,8

Hibrit enerji sisteminden elde edilen toplam enerji miktarı 25,8 kWh'dir. İHA'nın tüm uçuş süresi boyunca talep ettiği enerji 25,35 kWh'dır. Bu durumda, her ihtimale karşı 450 Wh'lık fazla enerji bataryada depolanacaktır. Şekil 4.9'da hibrit enerji sistemlerin karşıladığı enerji miktarlarının yüzdelik olarak dağılımı gösterilmektedir.



Şekil 4.9 Hibrit enerji sistemlerine ait yüzdelik dağılımı (%)

Şekil 4.10'da çalışma kapsamında İHA tasarımında uygulanan algoritma adımları verilmektedir. Çalışma kapsamında İHA tasarımı yapılırken bu algoritma adımlarına göre yapılmıştır. I. ile II. ağırlık arasında fark, gücü 200 Wh arttırtığında, algoritmada ikinci basamağa geri dönülecektir. 200 Wh ise, toplam talep edilen enerji miktarının %1'ine eş değerdedir.



Şekil 4.10 Uzun uçuş süresine sahip İHA tasarım algoritması

Hava araçlarında ağırlık çok önemli bir faktördür. Çünkü ağırlık arttıkça, hız, güç, uçuş süresi gibi fonksiyonlar etkilenmektedir. Hava aracının ağırlığı arttıkça, gücü hali ile uçuş süresi azalmaktadır. Uçuş süresini arttırmak istiyorsanız o zamanda enerji kaynaklarının kapasitelerini arttırmanız gerekmektedir. Enerji kapasitesinin artması demek, ağırlığı tekrardan arttırıcı bir etkiye sahip demektir. Tablo 4.11'de enerji sistemleri ve sisteme kattıkları ağırlıkları yönünden bir karşılaştırma yapılmıştır. Buradaki temel soru tam olarak şu şekildedir, İHA'nın uçuş süresi boyunca talep ettiği toplam enerji miktarını diğer enerji sistemleri ile karşılaştırsaydık ağırlık nasıl değişirdi.

Tablo 4.11 Hibrit enerji sistemlerinin karşılaştırılması

<table>
<tr><th></th><th>Batarya</th><th>Fotovoltaik</th><th>Yakıt Hücresi</th><th>Fotovoltaik+ Batarya</th><th>Yakıt Hücresi +Batarya</th><th>Yakıt Hücresi+ Fotovoltaik+ Batarya</th></tr>
<tr><td>Talep edilen enerji miktarı çarpım faktörü</td><td>5,97
(25,8/4,32)</td><td colspan="2" rowspan="8">Fotovoltaik ve yakıt hücresi yavaş tepkimeye girmelerinden ve kalkış sırasındaki gücü tek başlarına karşılayamadıkları için batarya ile birlikte, hibrit olarak kullanılması gerekmektedir.</td><td>4,70
(25,8-5,47/4,32)</td><td>2,27
(25,8-16/4,32)</td><td>25,8/25,8</td></tr>
<tr><td>Birincil Enerjinin Ağırlığı (gr)</td><td>67.700
(11.340x5,97)</td><td>53.298
(11.340x4,70)</td><td>25.742
(11.340x2,27)</td><td rowspan="8">38.500
(Toplam Ağırlık-gr)</td></tr>
<tr><td>İkincil Enerjinin Ağırlığı (gr)</td><td>-</td><td>2.682
(Fotovolatik+ MPPT)</td><td>10.581
(Yakıt hücresi elemanları)</td></tr>
<tr><td>İtki Sistemlerin Ağırlığı (gr)</td><td>297</td><td>297</td><td>297</td></tr>
<tr><td>Aviyonik Ağırlığı (gr)</td><td>488</td><td>488</td><td>488</td></tr>
<tr><td>Yapısal Ağırlık (gr)</td><td>11.985</td><td>11.985</td><td>11.985</td></tr>
<tr><td>Diğer Ağırlık (gr)</td><td>1.127</td><td>1.127</td><td>1.127</td></tr>
<tr><td>Toplam Ağırlık (gr)</td><td>81.597</td><td>69.877</td><td>50.220</td></tr>
</table>

Fotovoltaik + batarya hibrit sisteminde, İHA kanatlarından dolayı fotovoltaik sisteminin kapasitesi bellidir. Bu nedenle ağırlık değişimi bataryaya göre baz alınarak hesaplanmıştır.

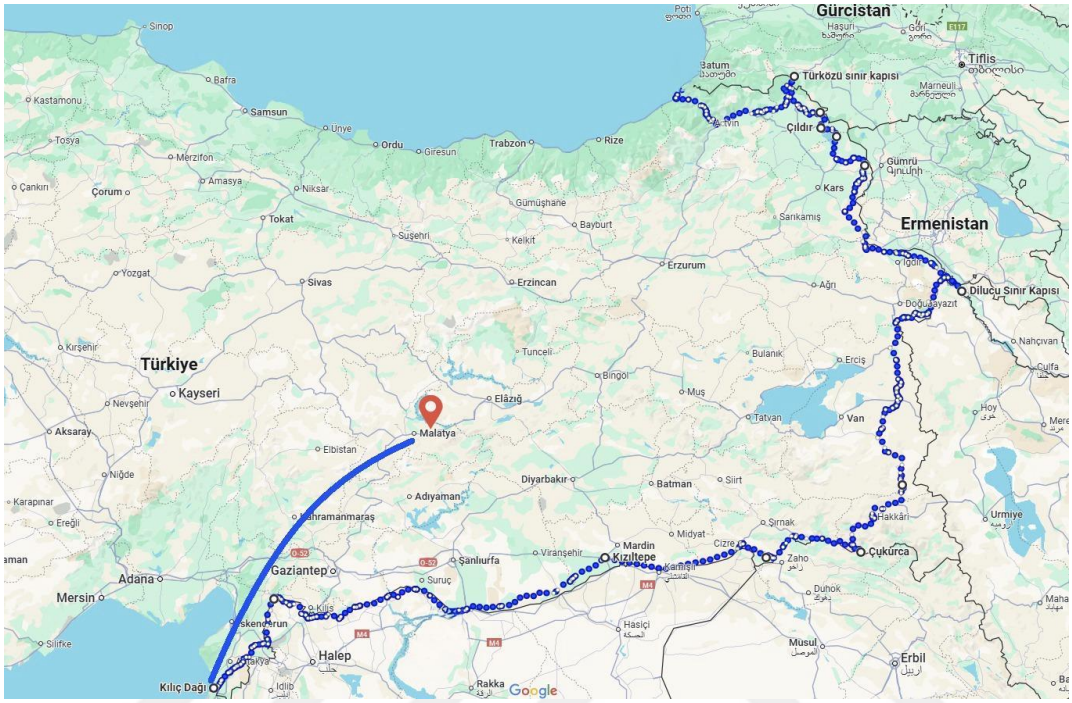
Yakıt hücresi + batarya hibrit sisteminde, yakıt hücresi kapasitesi 1 kW sabit tutulmuştur. Nedeni ise, eğer yakıt hücrenin gücü arttırılsaydı yakıt hücresi sistemine ait ekipman ve yardımcı elemanların ağırlığı artacak, dolayısıyla İHA'nın ağırlığı artacaktı. Eğer yakıt hücresinin gücü azaltılsaydı, bu seferde diğer enerji sistemlerine olan talep artacaktı ve lineer olarak İHA'nın ağırlığı artmış olacaktı. Bu yüzden yakıt hücresinin gücü sabit tutularak ve bataryanın enerji çarpım faktörü baz alınarak, toplam ağırlık hesabı yapılmıştır.

Tablo 4.11 incelendiğinde, hedeflenen uçuş süresi boyunca enerji kaynağı olarak tek başına batarya ile karşılandığında İHA'nın toplam kalkış ağırlığı 81,6 kg olmaktadır. Bu üçlü hibrit sistem ağırlığının 2,12 katı demektir. Fotovoltaik + batarya hibrit sistemin ağırlığı, tasarlanan üçlü hibrit sistem ağırlığının 1,8 katıdır. Yakıt hücresi + fotovoltaik + batarya hibrit sistemin toplam ağırlığı, diğer enerji sistemleri arasından en az olanıdır. En yakın rakibi yakıt hücresi + batarya olup bu sistemin ağırlığı, tez çalışması kapsamında tasarlanan İHA'nın ağırlığından 11,7 kg (11.720 gr) daha fazla olacağı görülmektedir.

4.7 Uçuş Senaryolarının Gerçekleştirilmesi

İHA belirli bir bölgeyi keşif yapmak üzere gövde ucuna monte edilmiş kamera aracılığıyla gözlem yapılması istenilmektedir. Harita 2.1'de ve Bölüm 3.9'da İHA'nın menzili 3.800 km olarak belirlenmişti. Fakat en son yapılan yeni ağırlık (Bölüm 4.5) ve güç hesaplamaları (Bölüm 4.6) ile İHA'nın uçuş menzili kısaltılmıştır. İHA'ya ait güncel uçuş rotası Harita 4.1'de yer almaktadır. İHA Malatya'da bir üsten görevine başlayacak tüm Güneydoğu ve Doğu Anadolu Bölgesindeki (Artvin ili dahil), Türkiye'ye sınırı olan ülkelerden herhangi usulsüz davranışlara (terör, göçmen hareketi, kaçakçılık, vb.) karşı güvenlik önlemleri kapsamında keşif gözlem uçuş görevini gerçekleştirecektir. Bu uçuş rotasına ek olarak 51 km tolerans bırakılmıştır. İHA'nın toplam uçuş menzili 2.908 km'dır. Harita 2.1'de yer alan uçuş rotasında İHA, en son görev yeri olan Artvin'den Malatya'ya yakıt ikmali veya iniş yapmadan geri gidebilmekteydi. Fakat son

hesaplamalar ile bazı değişikler yapıldı. Güncel olan Harita 4.1'e göre, İHA'nın en son görev yerinden Malatya'da bulunan hava üssüne geri dönmesini istiyorsak, Artvin'de yakıt ikmalinin yapılması (hidrojen beslemesi + batarya dolumu) gerekmektedir.



Harita 4.1 İHA yeni uçuş rotası [62]

İHA'nın yeni uçuş bölgesine ait yer uzaklık bilgileri Tablo 4.12' de yer almaktadır:

Tablo 4.12 İHA uçuş bölgesine ait yer uzaklık bilgileri

Bölge Adı	**Uzaklık (km)**
Türkiye Doğu Kara Sınır Uzunluğu	2.477
Malatya – Hatay (Kuş Uçuşu)	380
Tolerans Uçuş Menzili	51
Toplam	**2.908 km**

Belirlenen uçuş bölgesinde, keşif gözlem uçuşunu gerçekleştirmek için İHA'ya ait bazı parametreler Tablo 4.13' de yer almaktadır.

Tablo 4.13 İHA uçuş parametreleri

İHA Parametre Adı	Parametre Birimleri
İHA Seyir Hızı	26 m/s (93,6 km/h)
İHA Stall Hızı	10,6 m/s (38,2 km/h)
İHA Uçuş Süresi	31,3 saat (1.878 dakika)
İHA Uçuş İrtifası	30.000 ft (9.144 m)
İHA Uçuş Menzil Uzunluğu	2.908 km

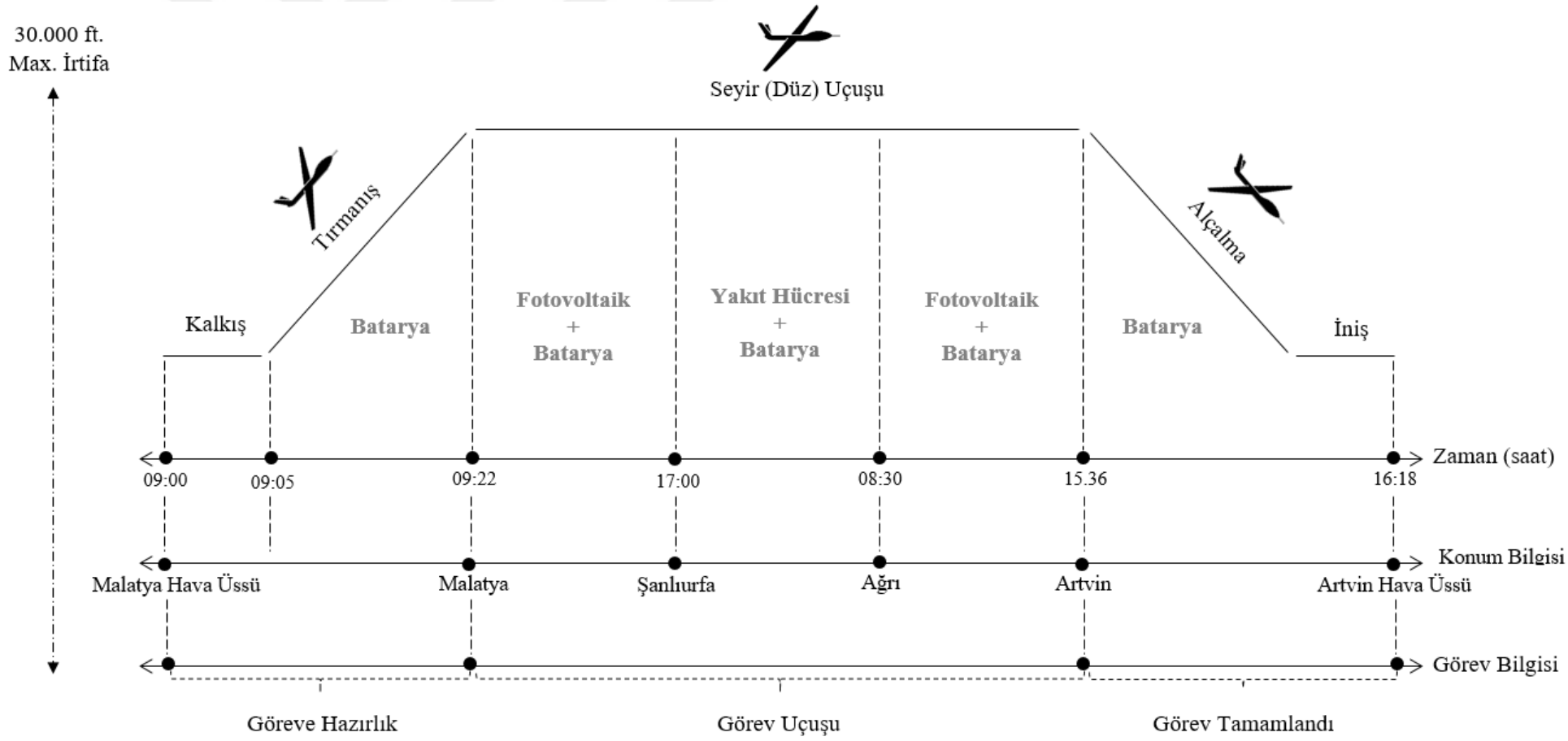
İHA'lar en fazla enerji talebine kalkış esnasında ihtiyaç duyarlar. Yatay uçuş esnasında daha az enerji talebi söz konusudur [14]. Yakıt hücresi ve fotovoltaik sistem yavaş dinamiklere sahip olduğundan dolayı, İHA en fazla enerji ihtiyacı duyduğu kalkış esnasında, tırmanış sırasında ve ani manevralarda bataryayı kullanacaktır. Ayrıca alçalma uçuşu sırasında da bataryayı kullanacaktır. Şekil 4.11'de İHA'nın uçuş senaryosu verilmektedir. Şekil 4.11'de yer alan uçuş senaryosunda belirli zaman dilimlerinde, konum ve görev bilgisi verilmekte ve aynı zamanda enerji kullanım durumunu gösteren bir şablon yer almaktadır. Şekil 4.11'e göre, batarya uçuş süresi boyunca, sistemin sigortası gibi görev görecek ve her enerji geçiş fazında kullanılması beklenilmektedir. Seyir uçuşuna geçtiği zaman gündüzleri fotovoltaik sistem, akşam ve gece olduğunda ise yakıt hücresi devreye girecektir.

Şekil 4.11'e göre, İHA uçuşunu sabah saat 09.00 civarında başlaması planlanmaktadır. Uçuş süresi 31,3 saat olduğundan dolayı en son ki görev yeri olan Artvin'e ertesi gün saat 16.18 civarında gelmesi planlanmaktadır. İHA'nın gece görüş kamerası sayesinde, gece olduğu zamanda kamera kayıt yapabilmektedir. İHA'nın maksimum irtifaya 17 dakikada çıkabileceğini Bölüm 4.6'da bahsedilmektedir. İniş süresi olarak da, Denklem 3.14 ve Denklem 3.15'de verilen formüller ile ayrıca iniş süreleri de bulunmaktadır. İHA alçalma uçuşunu 20 derecelik açı ile 10,6 m/s stall hızı ile iniş yapıldığı varsayıldığında, iniş süresi:

$$\text{İniş süresi oranı} = 10{,}6\ (m/s)\ x\ \sin(20°) = 3{,}62\ (m/s)$$

$$\text{İniş süresi} = \frac{9.144\ m}{3{,}62\ m/s} = 2.526\ s = 42\ dakika,$$ olarak hesaplanmaktadır.

Şekil 4.11’deki uçuş senaryosuna göre, tüm uçuş süresi boyunca İHA fotovoltaik sistemden birinci gün 8 saat, ikinci gün 7 saat olmak üzere toplam 15 saat faydalanması beklenmektedir. Yakıt hücresi sistemi ise, havanın kararığı akşam saat 17.00 civarı ile ertesi gün sabah 09.00 saatleri arasında 16 saat çalışması planlanmaktadır.



Şekil 4.11 İHA'nın uçuş senaryosu

4.7.1 Hibrit Sisteme Sahip İnsansız Hava Aracının Karbon Emisyon Azaltımı

Karbon ayak izi insan faaliyetlerinin sonucunda çevreye yaydığı zararın ölçüsüdür. Çevreye yayılan sera gazlarının azaltılması, iklim değişikliğini olumlu yönde etkileyen bir faktördür. Bu bölümde tez çalışması kapsamındaki İHA fosil yakıt ile çalışan bir hava aracı olsaydı, bu fosil yakıtın çevreye yaydığı sera gazının miktarı hesaplanmaktadır. İHA'nın tüm uçuş boyunca talep ettiği enerji miktarı 25,8 kWh olarak hesaplanmıştı;

$$25{,}8\ \text{kWh} = 92.880\ \text{kJ}$$

İHA fosil yakıtlardan benzin kullanılacağı varsayılmaktadır. Benzinin alt ısıl değeri (LHV) 43.400 kJ/kg 'dir. İHA'nın talep ettiği toplam enerji miktarı (kJ) ile benzinin alt ısıl değeri bölünürse, ortaya İHA'nın talep ettiği benzin miktarı ortaya çıkacaktır:

$$\frac{92.880\ kJ}{43.400\ kJ/kg} = 2{,}14\ kg\ benzin$$

İHA'larda kullanılan küçük pistonlu motorların verimleri genellikle %20 – 30 civarındadır. Optimize edilmiş büyük bir dizel motorda verim %35' e kadar çıkabilmektedir [82]. Benzin ile çalışan İHA'nın yakıt verimi %30 olarak kabul edildiği varsayılmaktadır:

$$x - (0{,}3).x = 2{,}14$$

$$x = 3{,}06\ kg\ benzin \cong 4{,}08\ litre\ benzin$$

İHA'nın bir görev uçuşu boyunca için talep ettiği benzin miktarı (1 litre=0,75 kg) 4,08 litre olarak çıkmaktadır. Yanma sırasında karbon, oksijenle birleşerek CO_2 oluşur. Karbon (C) atomik ağırlığı 12 g/mol, karbondioksit (CO_2) atomik ağırlığı 44 g/mol ise:

$$\text{1 gram karbon yandığında: } \frac{44}{12} = 3{,}67\ \text{gr.}\ CO_2\ oluşur.$$

Benzinin karbon içeriği %86 ise:

$$3{,}06x0{,}86 = 2{,}63\ kg\ karbon\ (C)\ içermektedir$$

İHA'nın bir görev uçuşu boyunca doğaya:

$$3{,}67\ x\ 2{,}63 = 9{,}65\ kg\ CO_2\ yaymaktadır.$$

İHA uçuş süresi boyunca bir yılda, 182 sefer uçuşu gerçekleştirebilir. Bakım, aşırı olumsuz hava olayları gibi vb. şartlar altında İHA'nın bir yılda 170 uçuş yaptığı varsayıldığında:

$$170\ x\ 9{,}65\ kg\ CO_2 = 1.640\ kg\ CO_2$$

doğaya sera gazı olarak 1.640 kg CO_2 yaymaktadır. Bu değer normal bir benzinli otomobilin 750 litre (≈12.000 km menzil) kullanımı sonucunda doğaya yaydığı sera gazı ile eş değerdir [83]. Tez çalışma kapsamındaki hibrit enerji sistemine sahip İHA, doğaya karbondioksit yerine sadece su yaymaktadır. Bu özelliği tasarımı gerçekleştirilen İHA çevreci bir niteliğe sahiptir.

4.7.2 İHA Üretimi İçin Maliyet Analizi

Bu bölümde İHA'nın üretilmesi için gerekli maliyetin analizi yapılmaktadır. Ücretlerin belirlenmesi için detaylı bir şekilde piyasa araştırması yapılmıştır. Maliyet ücretleri Dolar ($) üzerinden belirlenmiştir. Tablo 4.14'de yer alan hidrojen gazı üretimi dünyada çeşitli ülkelerde (Amerika, Çin, Almanya gibi) üretim maliyeti değişmektedir. Burada hidrojen gazının 1 kg'lık üretim maliyeti 16 $ üzerinden hesaplamaya dâhil edilmiştir.

Hidrojen depolama tank fiyatları için piyasa araştırması yapıldığında en düşük ve özelliklerine göre 1.500 Dolar ($)'dan başlayarak 6.000 Dolara kadar çıktığı görülmektedir. 2023 yılında yayınlanan başka bir kaynakta ise [90], hidrojen depolama tip-IV tankının kg fiyatının 633 $/kg olarak üretildiği belirtilmektedir. Tablo 4.14'de ise bu değer 650 $/kg olarak belirlenmiştir. Hidrojen depolama tank maliyeti ise 3.500 $ (Dolar) olarak belirlenmiştir.

İHA'nın kanat, gövde ve kuyrukların yapılması için 2,5 metreküp balsa ağacına ihtiyaç duyulduğu belirlenmiştir. Bu hacmin içerisinde talaşlı imalat yapımı esnasındaki fireler dâhil edilmiştir. Proje boyunca bir danışmandan 60 saatlik danışmanlık hizmeti alınacağı planlanmıştır. Proje boyunca İHA'nın prototip üretimi için bir teknisyen personel görevlendirilmiştir. Bu personel proje boyunca 220 saat çalışacağı planlanmıştır. Teknisyen personel 1 ay çalışacak olup, aylık maaş ve sigorta masrafı dâhil edilmiştir.

Tablo 4.14 Üretim için gerekli malzeme - ekipman ve diğer masrafların ücret listesi

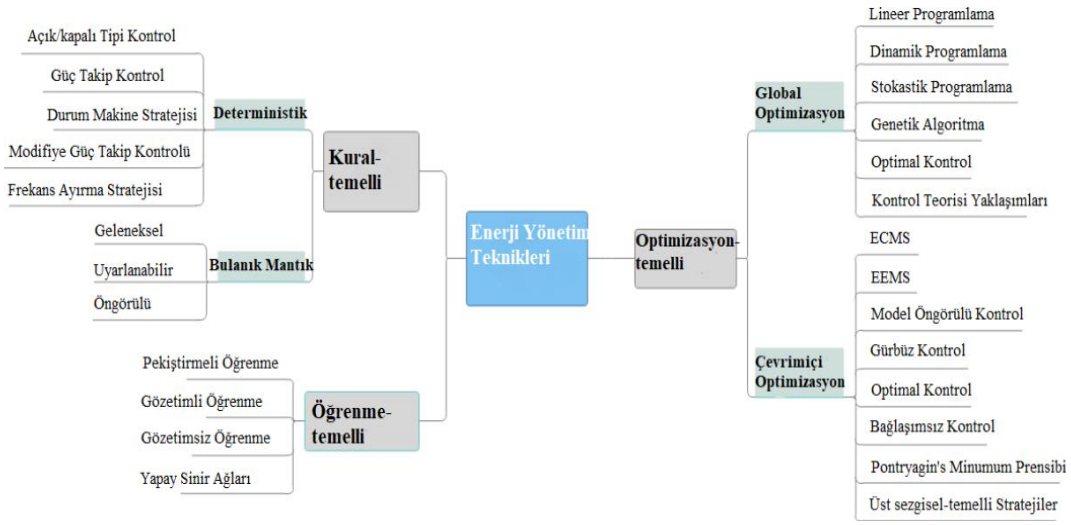
Ürün Adı	Birim Miktarı	Birim Ücret ($)	Talep Edilen Miktar	Talep Ücret ($)	Ref.
DC Motor	1 adet	260	1 adet	260	[47]
Pervane	1 adet	109	1 adet	109	[47]
ESC	1 adet	110	1 adet	110	[47]
Oto-pilot sistemi (Pixhawk)	1 adet	167	1 adet	167	[86]
Kamera	1 adet	528	1 adet	528	[87]
Yakıt Hücresi Yığını	1 kW/adet	5.218	1 kW/adet	5.218	[88]
Hidrojen Gazı	1 kg	16	1,2 kg	19	[89]
Hidrojen Depolama Tankı	1 kg	650	5,3	3.500	[90]
Yakıt Hücresi Kontrol Kartı	1 adet	350	1 adet	350	[91]
Fotovoltaik Hücre	1 adet	0,24	1.440 adet	350	[92]
MPPT	1 adet	37	1 adet	37	[93]
Batarya	1 adet	18	12 adet	216	[94]
Balsa Ağacı	1 m^3	8.493	2,5 m^3	21.233	[95]
İniş Takımları	1 adet	137	1 adet	137	[96]
Bağlantı Kablosu	1 m	1,1	25 m	28	[97]
Sinyal Anteni	1 adet	19	1 adet	19	[98]
Ar-Ge Masrafı	-	-	-	2.000	-
Danışmanlık Hizmeti	1 kişi/saat	12,5	60 saat	750	-
Teknisyen Personel	1 kişi/saat	12,5	220 saat	2.750	-
Diğer (Kargo, elektrik, depo vb.)	-	-	-	2.000	-
Toplam (Ücret)	**39.781 (≈ 40.000 $)**				

İHA üstlendiği görev misyonu ve uçuş süresi itibari ile yüksek teknolojiye sahip bir hava aracı olarak tasarlanmıştır. İHA'nın üretimi için gereken maliyetin yaklaşık 40.000 $ olduğu hesaplanmıştır. Bu maliyet, İHA'nın seri üretime geçildiği durumda, maliyetlerin düşeceği beklenmektedir. Bir kaynağa göre [99], kamera ile gözlem uçuşu yapabilen ve 55 dakikalık uçuş süresine sahip normal bir drone, günlük kiralama bedeli 500 $ olarak belirlenmiştir. Proje sonunda üretimi gerçekleştirilmesi planlanan İHA bu kiralama bedeli düşünüldüğünde, 80 günlük kiralama sonunda kendini amorti edeceği varsayılmıştır. Benzer uçuş süresine sahip (31,3 saat) bir İHA'nın günlük kiralama bedeli daha yüksek olacağı varsayıldığında ise, proje sonunda üretimi gerçekleştirilecek İHA'nın 80 günden daha az kısa bir sürede kendini amorti etmesi beklenmektedir.

5
ENERJİ YÖNETİM SİSTEMİ

İHA'nın talep duyduğu andaki gerekli enerji ihtiyacını, hibrit enerji kaynakları arasında optimum seviyede paylaştırmaktan enerji yönetim sistemi (EMS) sorumludur. Bu optimum paylaşımı yaptığı sırada bazı özelliklere ait kontrollerin (şarj durumu, ömür çevrimi, vb.) yapılması gerekmektedir [12]. Tasarlanan İHA, yakıt hücresi, fotovoltaik sistem ve bataryaya sahip üçlü bir hibrit enerji sistemine sahip olduğundan dolayı, İHA'nın uçuşu sırasında hangi zamanda, hangi enerji çeşidine ve ne kadar enerji miktarına ihtiyaç duyduğu, gibi taleplerin yönetilmesi adına enerji yönetim sistemine (EMS) ihtiyaç duyulmaktadır.

Hibrit enerji sistemlerinde güç akış kontrolü DC/DC dönüştürücü sayesinde gerçekleştirilir. Hibrit enerji sistemlerinde enerji yönetimi DC/DC dönüştürücülere gönderilen akım komutları ile yapılmaktadır. İHA'larda uygulanan enerji yönetimi modeline ait stratejiler; kural temelli, öğrenme temelli ve optimizasyon temelli olmak üzere (Şekil 5.1) üç ayrı sınıfa ayrılmaktadır [12].



Şekil 5.1 Enerji yönetim stratejilerinin sınıflandırılması [12]

Bu stratejilerin karşılaştırılması Tablo 5.1'de verilmektedir:

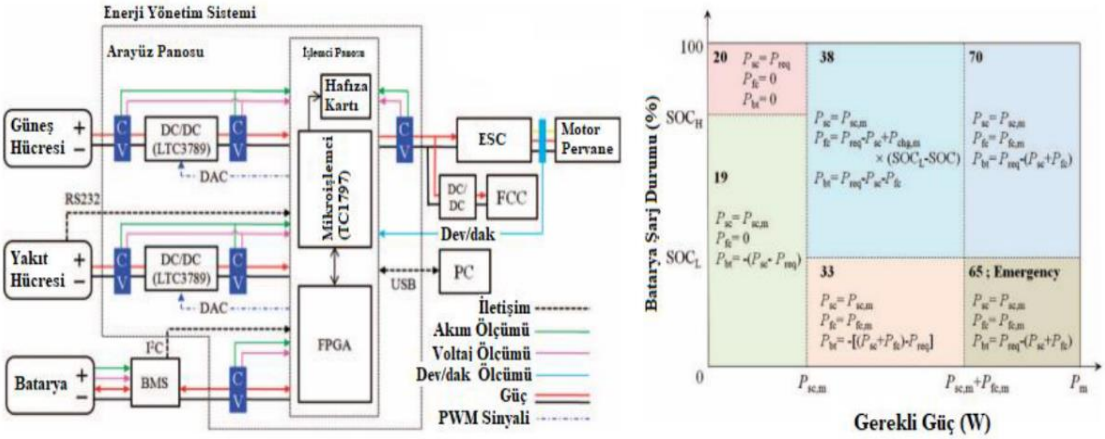
Tablo 5.1 Enerji yönetim sistemlerinin karşılaştırılması [12]

Enerji Yönetim Sistemi	Avantajı	Dezavantajı
Deterministik Kural Temelli	Hesaplama yükleri düşüktür ve basittirler. Çevrimiçi uygulanabilirlikleri vardır.	Verimleri düşüktür. En iyi çözümü garanti etmezler. Kalibrasyon ve parametre ayarı gerektirler.
Bulanık Mantık Kural Temelli	Çevrimiçi uygulanabilirlikleri vardır. Çok değişkenli doğrusal olmayan sistemler için uygundurlar.	Optimalliği garanti etmezler. Üyelik fonksiyonu ve kuralların kalibrasyonu gereklidir. Kurallar insan tecrübesi ve geçmiş bilgiye dayanır.
Öğrenme Temelli	Model bağımsızlığı, öğrenme, çevrimiçi uygulanabilirlik ve adaptif yapıya sahiptirler.	Yakınsama ve öğrenme zaman alır. Kararlı olmayabilirler. Karmaşık yapıya sahiptirler.
Global Optimizasyon Temelli	Optimalliği garanti ederler. Kalibrasyon gerektirmezler.	Hesaplama yükleri fazladır. Çevrimiçi uygulanamazlar. Matematiksel olarak karmaşıktırlar.
Çevrimiçi Optimizasyon Temelli	Çevrimiçi uygulanabilirlik ve yeterli optimallik sunarlar.	Küresel optimalliği garanti etmezler.

Kural temelli çalışmalar genellikle İHA'ların enerji yönetim sisteminde kullanıldığı görülmektedir. Bunun nedeni, hesaplama yüklerinin düşük ve basit olmasından dolayı çevrimiçi uygulanabilirliğin olmasıdır [12]. Enerji yönetim sistemi kullandığı algoritmalar sayesinde, kaynaklar arasında enerji paylaşım görevini üstlenmektedir. Enerji yönetim sisteminin kurulabilmesi için teorik olarak İHA'nın güç ve enerji ihtiyacının hesaplanması gerekmektedir [4, 12].

Yapılan bir çalışmada, yaz ve kış aylarında yürütülen uçuş testlerinde İHA, 6.4 m kanat açıklığına ve 18 kg kütleye sahiptir. İHA'nın seyir uçuşu esnasında gereken güç 425 W, uçuş boyunca ihtiyaç duyduğu en fazla güç ise 1.3 kW olarak belirlenmiştir. Hibrit sistem, lityum polimer batarya (25.9 V (nominal voltaj) - 4.3 Ah (kapasite)), 2 adet PEM yakıt hücresinden ve 3 adet fotovoltaik hücreden (165.2 W pik güç - 28.1 anma voltajı) oluşmaktadır. Bu literatür çalışmasında hem pasif hem de aktif enerji yönetimi modelleri uygulanmıştır. Aktif enerji yönetiminde ise, kural temelli enerji yönetim stratejisi uygulanmıştır. Aktif enerji yönetim sistemi ile batarya şarj durumunun %45 seviyesinde korunduğu gözlenmiştir. Bu literatür

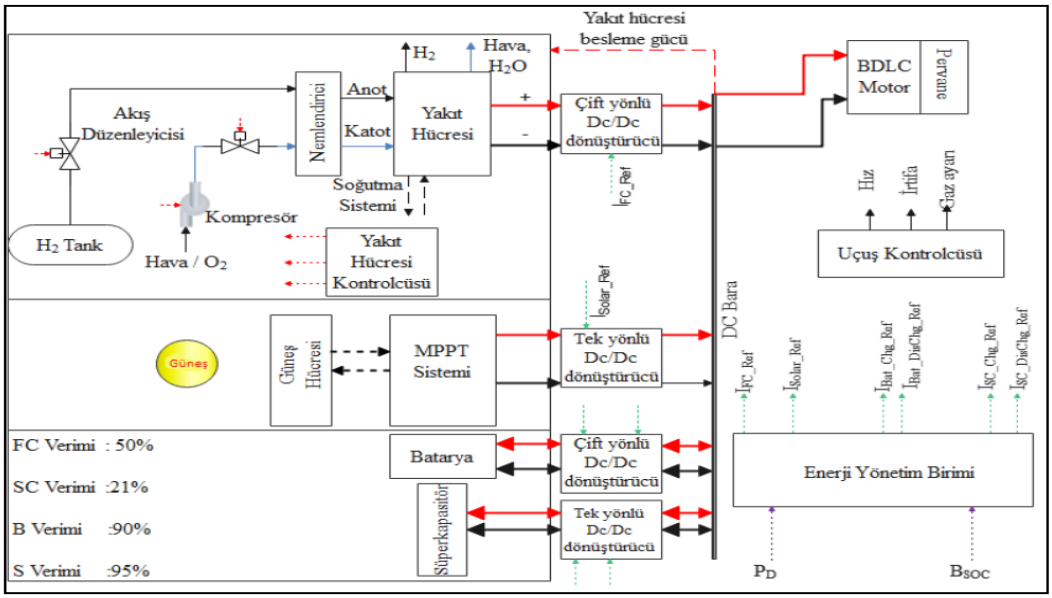
çalışması, İHA'larda aktif enerji yönetim sisteminin uygulandığı ilk çalışma olması açısından önemlidir. Yapılan bu literatür çalışmasında, geliştirilen hibrit sistem topolojisi (solda) ve enerji yönetimi algoritması (sağda) Şekil 5.2'de verilmektedir [12].



Şekil 5.2 İHA hibrit sistem topolojisi (solda) ve enerji yönetim algoritması (sağda) [12]

5.1 Enerji Yönetim Sistemlerinin İncelenmesi

Bu bölümde literatürde yapılan çalışmalar incelenmiş, yaptığımız çalışma kapsamına uygun sistem tasarımları, sistem topolojileri ve diğer bilgiler paylaşılmıştır. Örneğin Şekil 5.3'te hibrit enerji sistemine sahip bir İHA için oluşturulabilecek, enerji bileşenleri ve enerji yönetim modelinin uygulanması gösterilmektedir [12].



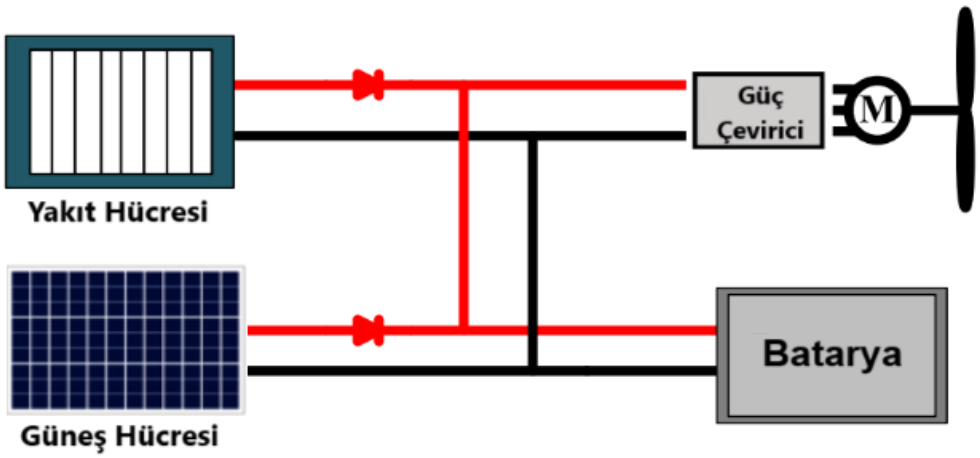
Şekil 5.3 Yapılan bir çalışmadaki hibrit enerji sistemine sahip İHA'nın enerji bileşenleri ve enerji yönetim sisteminin yapısı [12]

Şekil 5.3'deki sistemde; yakıt hücresi, fotovoltaik, batarya ve süperkapasitör birlikte ele alınmıştır. Yakıt hücresi ve batarya çift yönlü DC/DC dönüştürücüler ile fotovoltaik hücresine bağlı MPPT ile süperkapasitör tek yönlü DC/DC dönüştürücüler kullanmış ve daha sonra dönüştürücüler DC barasına bağlanmıştır. Tek yönlü DC/DC dönüştürücülerden sadece enerji çıkışı olmuştur, çift yönlü dönüştürücülerde ise hem enerji çıkışı hem de sisteme enerji girişi olmuştur.

İHA'lar için hibrit güç sistemlerinin topoloji tasarımları hibrit güç sistemlerindeki her enerji kaynağının güvenliğini garanti etmelidir. Sistemdeki çıkış gücü, yükün güç talebini karşılayabilmek içindir. Buradaki, regülatör ana enerji kaynağının veya genel hibrit güç sisteminin çalışma verimliliğini artırabilir. DC-DC dönüştürücüler genellikle, hibrit güç sistemlerinde farklı enerji kaynaklarının çıkış gücünü dengelemek ve çalışma verimliliklerini artırmak için regülatör olarak kullanılır [40].

Sistem topolojileri yapılarına göre 3'e ayrılmaktadır;

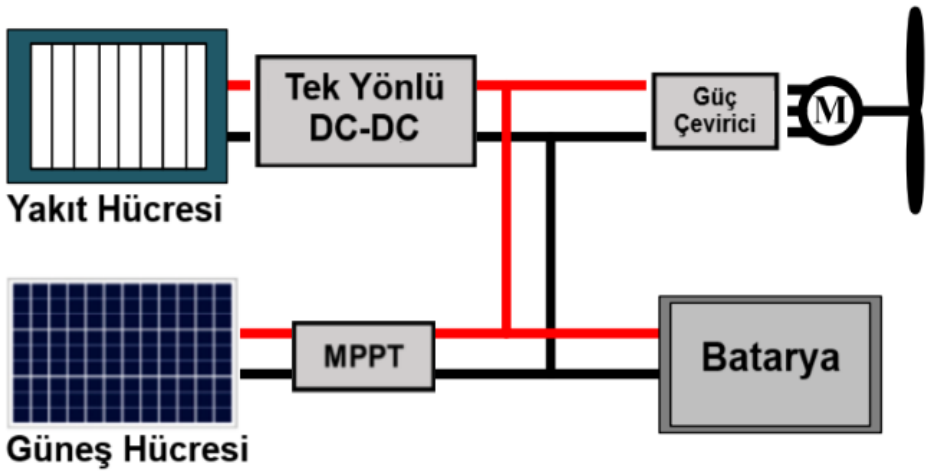
i. Regülatörsüz pasif yapı (Şekil 5.4),
ii. Regülatörlerin kısmen uygulandığı yarı aktif yapı (Şekil 5.5),
iii. Regülatörlerin her enerji kaynağını kontrol etmek için kullanıldığı full aktif yapı (Şekil 5.6) [40].



Şekil 5.4 Yakıt Hücresi/Güneş Hücresi/Batarya pasif hibrit güç sistemi [40]

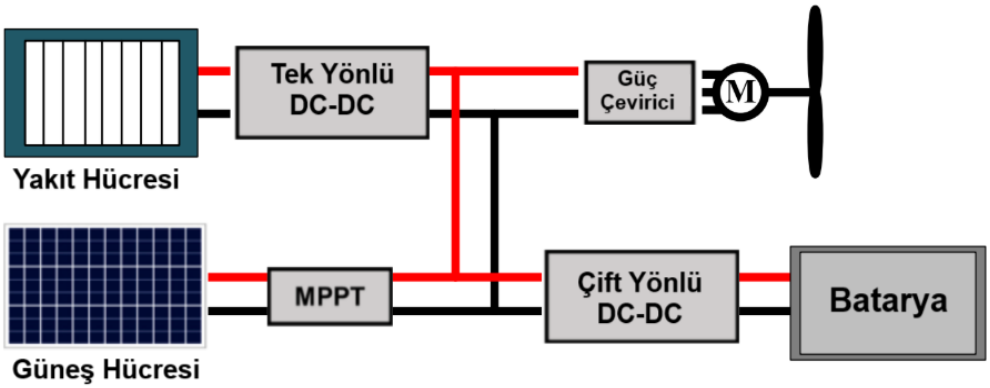
Pasif hibrit güç sisteminin oluşturmanın en basit yolu, her güç kaynağını doğrudan DC barasına bağlamaktır. Pasif hibrit güç sistemlerinde her güç kaynağının çıkış voltajı eşleşmeyebilir. Bu problemi çözmek için, yakıt hücresi veya güneş

hücrelerini ters voltaj veya ters akımdan korumak amacıyla diyotlar uygulanır. Pasif hibrit güç sistemleri; küçük boyut, hafiflik, düşük maliyet, düşük enerji kaybı gibi nedenlerle küçük İHA'lar için oldukça yaygındır [40].



Şekil 5.5 Yakıt Hücresi/Güneş Hücresi/Batarya yarı aktif hibrit güç sistemi [40]

Yarı aktif hibrit güç sisteminde görüldüğü gibi, DC-DC dönüştürücü ile entegre edilmiş bir MPPT denetleyicisi, güneş hücrelerinin çıkış gücünü düzenlemek için uygulanır. Yakıt hücresi tek yönlü bir DC-DC dönüştürücü aracılığıyla DC barasına bağlanır [40].



Şekil 5.6 Yakıt Hücresi/Güneş Hücresi/Batarya full aktif hibrit güç sistemi [40]

Full aktif hibrit güç sistemlerinde görüldüğü gibi, tüm enerji kaynakları ilgili DC-DC dönüştürücüleri tarafından düzenlenmelidir. Yakıt hücreleri ve güneş hücreleri

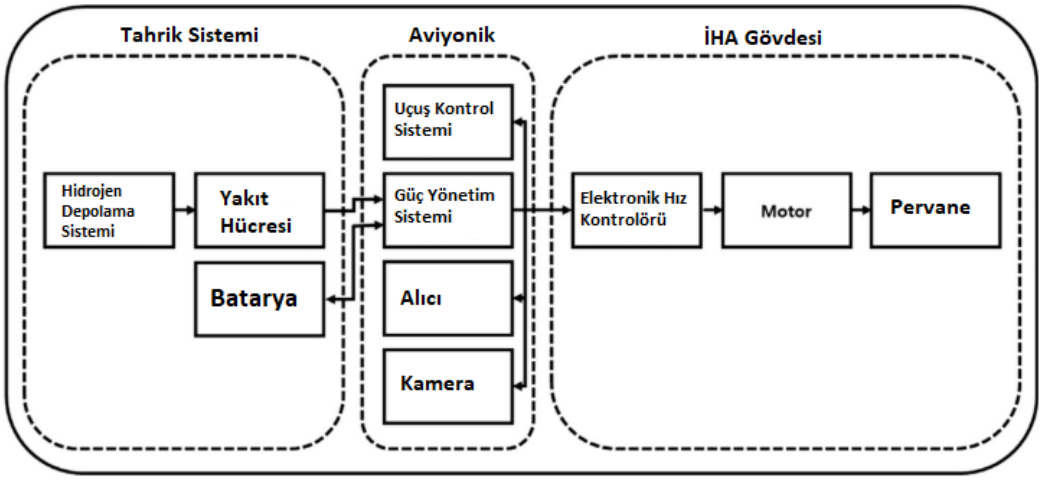
için güç dalgalanması tamamen önlenebilir. Full aktif hibrit sisteminin kapsamlı performansı, uygun kontrol stratejilerinin benimsenmesi ile geliştirilebilir [40].

Pasif ve aktif yapıların karşılaştırması Tablo 5.2'de verilmektedir:

Tablo 5.2 Pasif ve aktif yapının avantajları ve dezavantajlarına göre kıyaslanması [40]

Topoloji	Avantajlar	Dezavantajlar
Pasif Güç Sistemi	Basitleştirilmiş yapı, hafif, enerji kaybı yok	Güç çıkışı düzenlenmesini devre dışı bırakır, düşük güç dağıtım verimi, yakıt hücrelerinin kullanım ömrünü kısaltır
Aktif Güç Sistemi	Optimize edilmiş güç çıkışı ve çalışma verimliliği, daha güvenilir	Büyük ağırlık ve ekstra alan gereklidir, ekstra güç dönüştürme kaybı oluşur

Başka bir çalışmada, PEM yakıt hücresine sahip küçük İHA'nın, itki sistemleri, hibrit enerji sistemleri, aviyonik ve enerji yönetim sistemlerine ait sistem topolojisi (Şekil 5.7) gösterilmektedir [61]. Bu sistem topolojisi ile yaptığımız çalışmadaki farklardan bir tanesi hibrit enerji sistemi olarak, yakıt hücresi ve bataryanın kullanılmasıdır.



Şekil 5.7 İHA sistem topolojisi örneği [61]

5.2 Enerji Yönetim Sistemi Stratejisinin Uygulanması

Bu bölümde, çalışma kapsamına uygun enerji yönetim stratejisi uygulanacaktır. Enerji yönetimi teknikleri açısından, Kural Temelli → Deterministik → Güç Takip Kontrolü (Şekil 5.1), yönetim tekniği seçilmiştir.

İlk başta, saatlik olarak tüketilen enerjiye ve sistemde üretilen enerjiye göre bataryanın şarj durumu gösteren bir simülasyon çalışması yapılacaktır. Daha sonra oluşturduğumuz algoritma ile bir enerji yönetim modeli oluşturulacaktır. En sonda ise, sistem topolojisi tasarlanarak, enerji yönetim sistemi bölümünü bitirilmesi beklenmektedir.

Sabah saat 09.00'da uçması planlanan İHA'nın 31,3 saat uçuş süresi boyunca, belirli saatler diliminde bataryanın şarj durumu hesaplanarak (Tablo 5.3), saatlik olarak sistemin çalışabilirliği simüle edilmiştir.

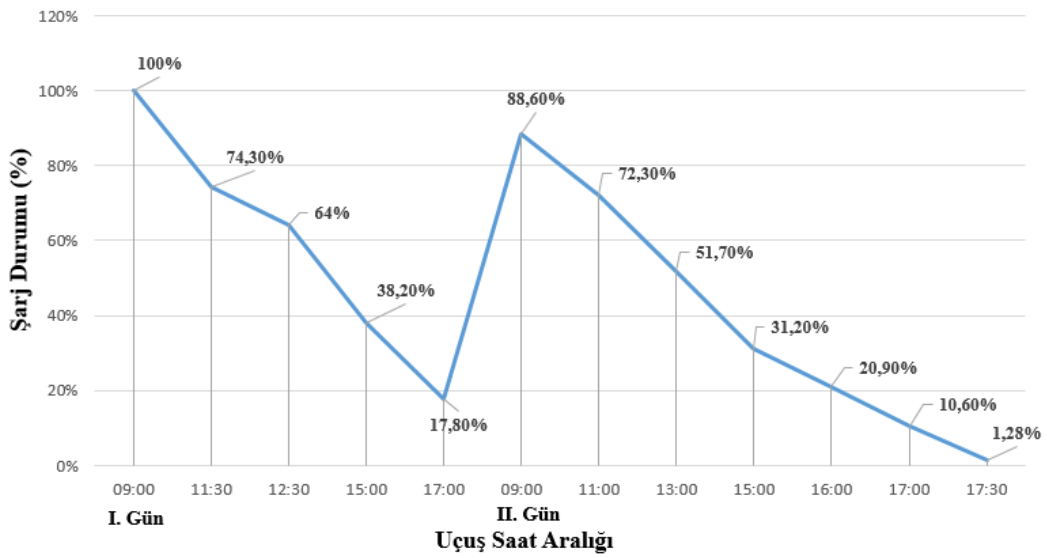
Tablo 5.3 Belirli saat aralığına göre bataryanın şarj durumu

S. No.	Uçuş Saat Aralığı	İHA'nın Tükettiği Enerji Miktarı (Wh)	Sistemin Ürettiği Enerji Miktarı (Wh)	Bataryanın Şarj Durumu (%)
1	09:00 - 11:30 (I. Gün)	2.024,1	911,7 (2,5 saatte fotovoltaik sistemden üretilen enerji miktarı)	%74,3 [(4.320-2.024,1+911,7)/(4320)]
2	11:30 - 12:30	808,5	364,7	%64
3	12:30 - 15:00	2.024,1	911,7	%38,2
4	15:00 - 17:00	1.617	729,4	%17,8
5	17:00 - 09:00	12.936	16.000 (Yakıt Hücresinin 16 saatte ürettiği enerji miktarıdır. Bu miktarın %19,15'lik kısmı bataryaya gönderilecektir.)	% 88,6
6	09:00 - 11:00 (II. Gün)	1.617	911,7 (Uçuş bölgesinde saat 08:30'da güneşin doğduğu bilinmektedir.)	%72,3
7	11:00 - 13:00	1.617	729,4	%51,7
8	13:00 - 15:00	1.617	729,4	%31,2
9	15:00 - 16:00	808,5	364,7	%20,9
10	16:00 - 17:00	808,5	364,7	%10,6
11	17:00 - 17:30	404,25	- (Saat 17:00'den sonra akşam olduğu için fotovoltaik sistemden faydalanılmamıştır. Yakıt hücresinde hidrojen miktarı artık kalmamıştır.)	%1,28

Tablo 5.3'de yer alan bataryanın şarj durumu (%) başlığı altındaki veriler, Denklem 5.1'den üretilerek elde edilmiştir. Denklem 5.1 aşağıda yer almaktadır:

$$Bataryanın\ Şarj\ Durumu\ (\%) = \frac{[(Başlangıç\ Enerji\ Miktarı - Tüketilen\ Enerji\ Miktarı) + Üretilen\ Enerji\ Miktarı]}{Toplam\ Enerji\ Miktarı} \quad (5.1)$$

Bölüm 4.6'da, İHA'nın sahip olduğu enerji kapasitesi ve hızı ile ilişkili olan, uçuş süresi 31,3 saat olmasına karar verilmiştir. Tablo 5.3'te yapılan şarj simülasyonuna göre ise İHA'nın toplam 32,5 saat uçuş yapabileceği gösterilmektedir. Bu durumda uçuş süresi 1,2 saat (72 dakika) artmıştır. Bunun nedeni fotovoltaik sistemden akşam saat 17:00'ye kadar yararlanıldığından dolayıdır. II. gün saat 16:00'da şarjın durumu azalmıştır ama fotovoltaik hücreler şarjın azaldığı durumlarda dahi enerji üretmeye devam etmektedir. Şekil 5.8'de saat aralıklarına göre bataryanın şarj durumunu grafik ile gösterilmektedir.



Şekil 5.8 Belirli saat aralıklarına göre bataryanın şarj durumu (%)

İHA uçuşunu her zaman olumlu havalarda gerçekleştirilmesi beklenemez. Aylara göre İHA'nın uçuş güzergâhı boyunca geçtiği şehirlerde güneş ışıma değerleri (kWh/m²-gün) ve güneşlenme süreleri (saat-gün) değişmektedir. Bu kapsamda İHA uçuşunu gerçekleştireceği ve güneşlenme değerlerinin en düşük olduğu Aralık ve Ocak ayları olumsuz uçuş senaryosu, güneşlenme değerlerinin en yüksek olduğu Haziran ve Temmuz ayları için olumlu uçuş senaryosu gerçekleştirilmiştir. Tablo 5.4'te İHA uçuş güzergâhı boyunca güneş ışıma değerleri (kWh/m²-gün) ve güneşlenme süreleri (saat-gün) verilmektedir.

Tablo 5.4 Olumlu ve olumsuz İHA uçuş senaryosu için güneş ile ilgili veriler [100]

Senaryo Türü	**Olumsuz Senaryo**			**Olumlu Senaryo**		
İller	Aralık-Ocak (kWh/m²) (ortalama)	Aralık-Ocak Güneşlenme Süresi (h) (ortalama)	Aralık-Ocak (kW/m²)	Haziran-Temmuz (kWh/m²) (ortalama)	Haz.-Tem. Güneşlenme Süresi (h) (ortalama)	Haziran-Temmuz (kW/m²)
Malatya	1,81	3,93	0,460	6,83	11,76	0,580
Kahramanmaraş	1,9	4,03	0,471	6,79	11,78	0,576
Osmaniye	1,88	4,40	0,427	6,54	11,59	0,564
Hatay	1,89	5,04	0,375	6,47	11,01	0,587
Kilis	1,94	4,64	0,418	6,62	11,45	0,578
Gaziantep	1,91	4,49	0,425	6,67	11,68	0,571
Şanlıurfa	1,87	4,54	0,412	6,70	12,33	0,543
Mardin	1,85	4,39	0,421	6,72	12,68	0,530
Şırnak	1,88	4,41	0,426	6,76	12,27	0,551
Hakkâri	1,88	6,54	0,287	6,79	12,66	0,536
Van	1,82	5,1	0,357	7,08	11,60	0,610
Ağrı	1,63	4,03	0,404	6,78	11,07	0,612
Iğdır	1,47	5,74	0,256	6,53	12,46	0,524
Kars	1,46	3,63	0,402	6,58	10,22	0,644
Ardahan	1,34	3,58	0,374	6,52	8,80	0,741
Artvin	1,32	3,31	0,399	6,22	7,87	0,790
Ortalama:		**4,49**	**0,395**	**Ortalama:**	**11,33**	**0,596**

Tablo 4.14'e göre, İHA'nın uçuş rotası boyunca kış aylarında (Aralık-Ocak) bölgenin güneşlenme süresi ortalama 4,49 saat, güneş ışıma değeri ise ortalama 395

W/m², yaz aylarında ise (Haziran-Temmuz) güneşlenme süresi ortalama 11,33 saat, güneş ışıma değeri ise ortalama 596 W/m² olarak hesaplanmıştır.

Olumsuz senaryoda fotovoltaik sistemden üretilen enerji miktarı:

$$E_{solarpower} = \left(\frac{395x9}{\pi/2}\right) x(3{,}98x\%31x\%97{,}5x\%87) = 2.368{,}6\ Wh \cong 2{,}37\ kWh$$

Olumlu senaryoda fotovoltaik sistemden üretilen enerji miktarı:

$$E_{solarpower} = \left(\frac{596x22{,}7}{\pi/2}\right) x(3{,}98x\%31x\%97{,}5x\%87) = 9.014\ Wh \cong 9{,}01\ kWh$$

Olumsuz senaryoda fotovoltaik sistemden üretilen enerji miktarı azaldığından dolayı, İHA'nın talep ettiği toplam enerji miktarı da 3,1 kWh azalmıştır. Bu aradaki farkı doldurmak adına hibrit enerji sistemine; biraz daha hidrojen gazı eklenebilir veya batarya sayısı arttırabilir. Aradaki 3,1 kWh'lık enerji farkını kapatmak için 196 gram hidrojen eklenerek, yakıt hücresinin toplamda 19 saat çalıştırılarak İHA'nın normal uçuşu için gerekli enerji miktarı elde edilebilir. Diğer bir alternatif olarak 9 adet batarya eklenerek, aradaki 3,1 kWh'lık enerji farkı kapatılabilir. Bataryanın eklenmesi durumunda İHA'nın ağırlığı 8,5 kg artmaktadır. İHA ağırlığının artması uçuş için dezavantajlı bir durumdur. Son olarak olumsuz uçuş senaryosunda yani kış mevsiminde İHA'nın aradaki enerji farkı, yakıt hücresine 196 gr hidrojen gazı eklenmesi; hem İHA'nın toplam kalkış ağırlığının fazla arttırılmaması adına uygun olacak, hem de hidrojen gazının bataryaya göre uygun maliyetli olması açısından, hibrit enerji sistemine hidrojen gazı eklenmesinin daha uygun olduğu görülmektedir.

Olumlu senaryoda ise güneş ışıma değeri ve güneşlenme süresi arttığından fotovoltaik sistemden, normal uçuşa göre 3,5 kWh fazla enerji elde edildiği görülmektedir. Olumlu senaryoda fotovoltaik sistemden daha fazla enerji elde edildiği için İHA'nın uçuş süresi 4,37 saat artarak toplam uçuş süresi 35,6 saate çıkmaktadır. Aynı zamanda bu senaryoda İHA'nın uçuş menzili 409 km artarak, toplam uçuş menzili 3.317 km'ye çıkmaktadır. Tablo 5.5'te olumsuz, normal ve olumlu uçuş senaryosunu özetleyen bilgi verilmektedir.

Tablo 5.5 Olumsuz-normal ve olumlu uçuş senaryosu

	Olumsuz Uçuş Senaryosu	**Normal Uçuş Senaryosu**	**Olumlu Uçuş Senaryosu**
Elde Edilen Toplam Enerji Miktarı (kWh)	22,7	25,8	29,3
Açıklama	Normal uçuşa göre 3,1 kWh'lık aradaki enerji farkı, yakıt hücresi sistemine 196 gr. H_2 eklenerek İHA'nın normal uçuşu yapması sağlanacaktır.	-	Fotovaltaik sistem normal uçuş senaryosuna göre 3,5 kWh'lık enerji artışı olmuştur. Bu durumda İHA'nın uçuş süresi 4,37 saat artmış ve uçuş menzili 409 km artmıştır.

İHA'nın bir saniyede talep ettiği güç miktarı, yakıt hücresinin, fotovoltaik sistemin bir saniyede ürettiği güç miktarları ile bataryanın bir saniyede motora gönderdiği güç miktarı şu şekildedir;

$P_{İHA}$: 808,5 Wh/(1x60x60) = 0,224 W/s

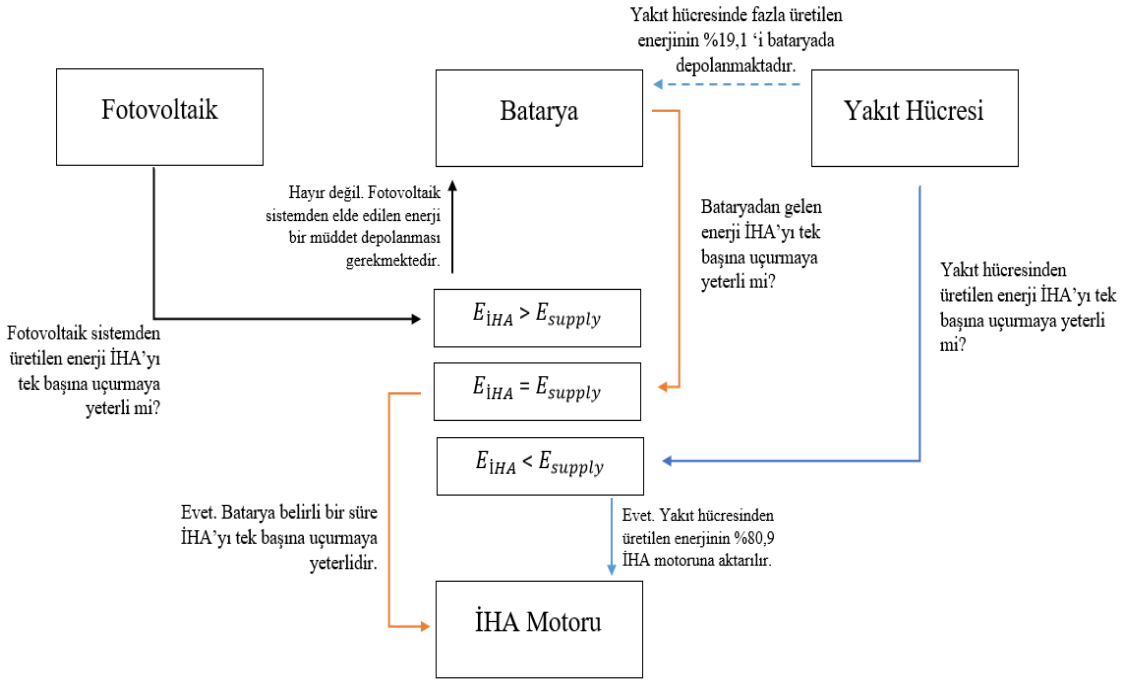
$P_{YakıtHücresi}$: 16000 Wh/(16x60x60) = 0,277 W/s

$P_{Fotovoltaik}$: 5470 Wh/(15x60x60) = 0,101 W/s

$P_{Batarya}$: 4320 Wh/(5,3x60x60) = 0,226 W/s

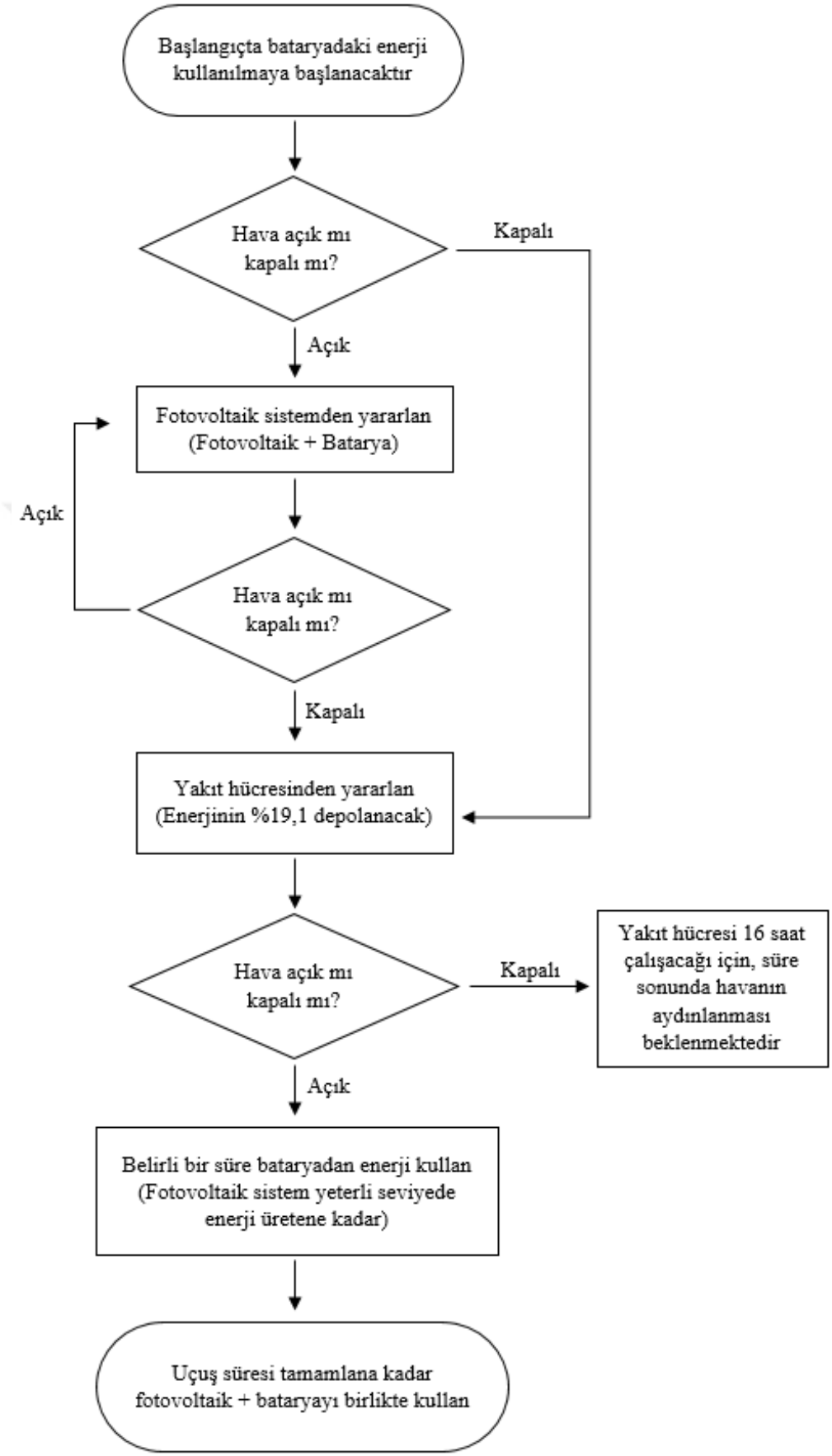
Fotovoltaik sistemden bir saniyede üretilen enerji, İHA'yı uçuracak güçte değildir. Bu nedenle fotovoltaik sistemden gelen enerji belirli bir müddet bataryada depolanması gerekmektedir. Bataryada bir saniyede depolanan enerji miktarı, İHA'yı uçuracak güçtedir. Batarya bu gücünü belirli bir sürede kullanabilir. Tek başına uçuş süresi boyunca İHA'yı uçuracak güçte yeterli değildir. Yakıt hücresinden bir saniyede üretilen enerji İHA'yı uçuracak güce sahiptir. Yakıt hücresinin 16 saat sürenin sonunda ürettiği enerjinin %19,1 'ini batarya depolanacaktır. İHA uçuşunu sabah 08.30 – 09.30 saatleri arasında başlaması, uçuş süresi açısından daha verimli hale gelmektedir. Eğer İHA uçuşunu akşam 21.00 saatinde başlamış olsa fotovoltaik sistemden, tüm uçuş süresi boyunca sadece 8 saat yararlanmış olacaktır. Bu durumda İHA uçuş süresinden 4 saatlik bir kayıp

olacaktır. Şekil 5.9'da enerji yönetim sisteminin nasıl çalıştığını tanımlayan enerji yönetim sistemi çalışma prensibi verilmektedir.



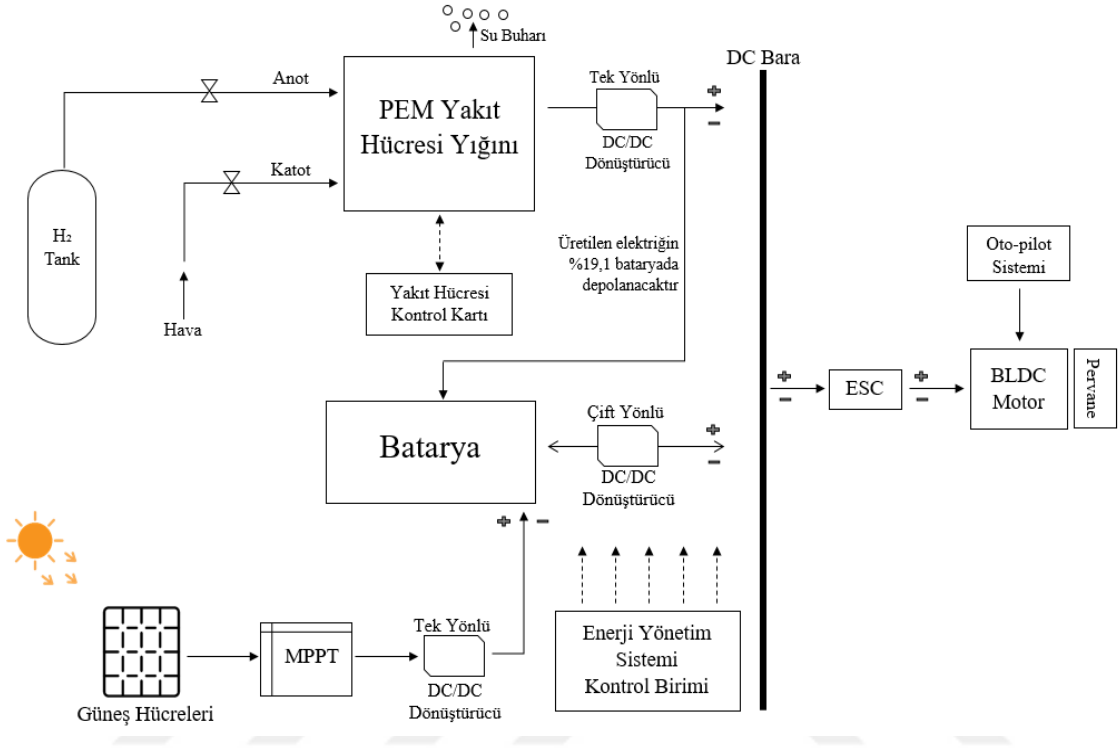
Şekil 5.9 Enerji yönetim sistemi çalışma prensibi

Şekil 5.10'da enerji yönetim sistemine ait bir algoritma verilmektedir. Başlangıçta batarya ile beslenecek olan bu sistem, havanın açık mı kapalı mı olduğunu belirli saatlerde sorgulayarak, açık ise fotovoltaik sistemden faydalanmayı, kapalı ise yakıt hücresi sisteminin devreye gireceğini anlatmaktadır. Yakıt hücresi 16 saat çalışacağı için sabah saatlerinde, sistem kendine tekrar sorgulayacak ve havanın açık olduğu saatlerde fotovoltaik tekrar devreye girecektir. Uçuşun son zamanlarına doğru, yani İHA'nın alçalma durumunda enerji ihtiyacı bataryadan sağlanacaktır.



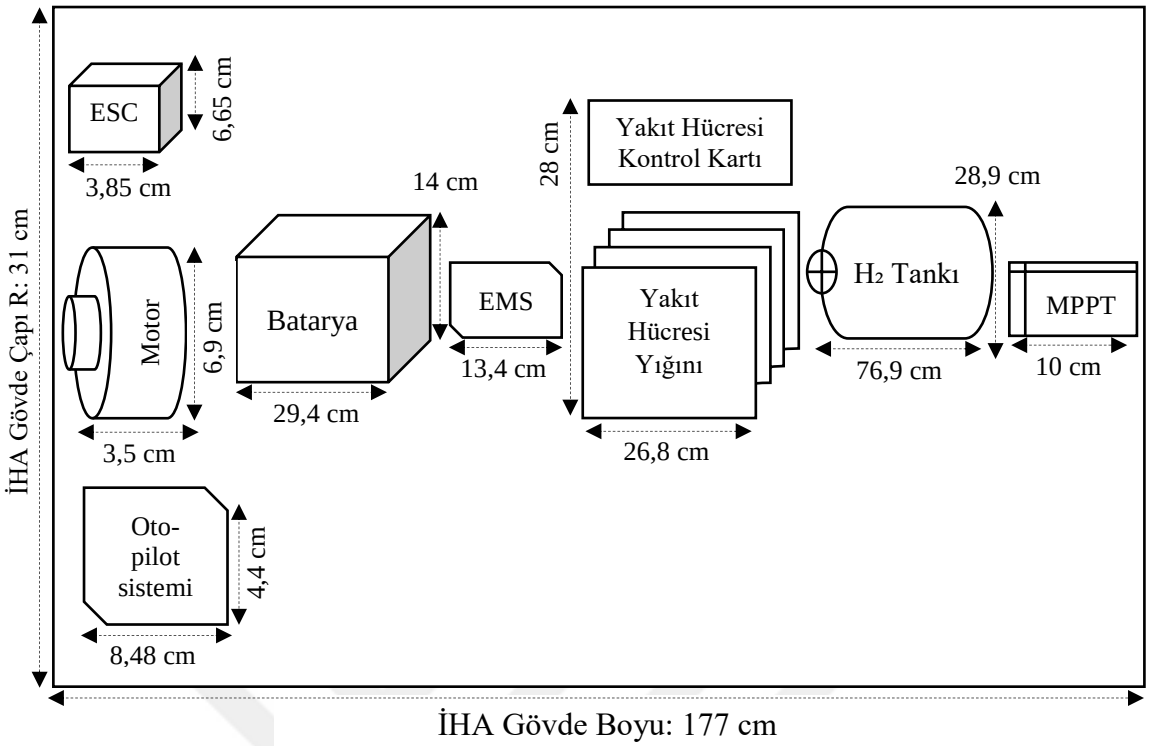
Şekil 5.10 Enerji yönetim sistemi algoritması

Enerji yönetim sisteminin son bölümünde ise, sistem topolojisi tasarlanırken; hibrit enerji sistemi, aviyonik ve itki sistemi birlikte gösterilmektedir. Şekil 5.11'de İHA'nın sistem topolojisi yer almaktadır.



Şekil 5.11 İHA sistem topoloji görseli

Uçuşa yardımcı ekipmanların İHA gövde içerisindeki yerleşim planı Şekil 5.12'de, yer almaktadır. Motor gövdenin en uç kısmında yer almaktadır, pervane mili ile bağlantılıdır. Oto-pilot sistemi ve ESC, motorun sağında ve solunda yer almaktadır. Batarya ise motorun hemen arkasında yer almaktadır. Batarya ile yakıt hücresi sistemi arasında EMS (enerji yönetim sistemi) kontrol birim kartı yer almaktadır. Hidrojen depolama tankı ise yakıt hücresi sisteminin hemen arkasında yer almaktadır ve yakıt hücresi sistemi ile bağlantılıdır. MPPT gövdenin hemen arkasında yer almaktadır. MPPT'nin gövdenin en son kısmında yer almasının nedeni, kanatlarda fotovoltaik paneller olduğu gibi, kuyruk bölgesinde de fotovoltaik paneller yer almaktadır. Kuyruk bölgesindeki fotovoltaik panellerine de yakın olması için, MPPT gövdenin en sonuna konumlandırılmıştır.



Şekil 5.12 Uçuşa yardımcı ekipmanların İHA gövde içi yerleşim planı

İHA gövde çapı 31 cm, gövde uzunluğu 177 cm olarak Tablo 4.8'de yer almaktadır. Uçuşa yardımcı ekipmanların yerleşim planı içerisindeki, sahip oldukları uzunlukların toplamı şu şekildedir;

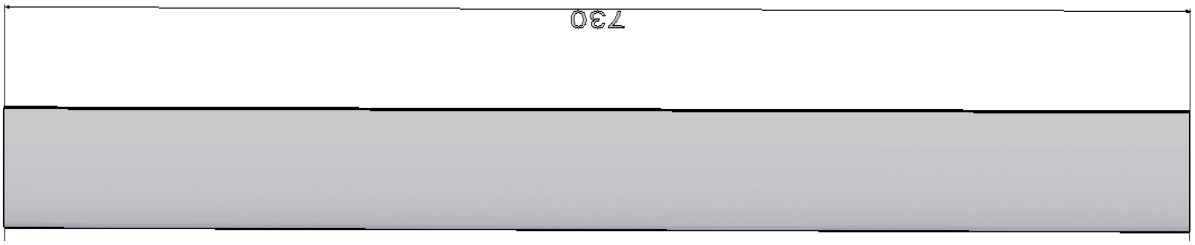
$$Ekipman\ Boy\ Uzunlukları: 3{,}5 + 29{,}4 + 13{,}4 + 26{,}8 + 76{,}9 + 10 = 160\ cm$$

İHA gövde boy uzunluğunun 177 cm olduğu durumda, yerleşim planına göre ekipmanlar yerleştirildikten sonra 17 cm gibi bir boşluk olduğu görülmektedir. Bu 17 cm, ekipmanlar arasında boşluk olarak dağıtılacaktır. İHA gövde çapının 31 cm olduğu göz önünde bulundurulursa, en büyük çap olarak 28,9 cm ile hidrojen depolama tankı sahiptir. Daha sonra ardından yakıt hücresi yığını ile yakıt hücresi kontrol kartı gelmektedir. Yakıt hücresi yığını ile yakıt hücresi kontrol kartı toplam çap uzunlukları 28 cm olarak belirlenmiştir. Bu durumda tüm ekipmanların İHA gövde çapına ve gövde uzunluğuna sığdığı görülmektedir.

6
İHA 3D TASARIMI

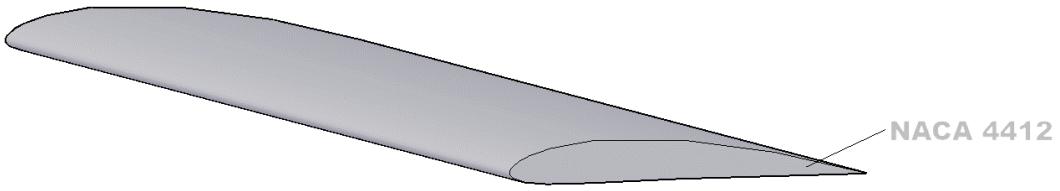
Bu bölümde İHA'nın 3 boyutlu tasarımları yer almaktadır. 3 boyutlu tasarımlar Autodesk CAD 3D Modeling programlarında çizilmiştir. Tasarımı çizilen İHA'ya RY³ adı verilmiştir. 3D tasarımlar oluşturulurken, en son güncel yapısal parametrelerin yer aldığı Bölüm 4.5'de ki boyutlar temel alınarak çizilmiştir. Gövde tasarımı, kanat tasarımı, kuyruk tasarımı ve pervane tasarımı bölümlerinde, detaylı boyut ölçümleri verilmekte, en son bölümde ise İHA'nın bütüncül tasarımının farklı açılardan görünüşleri yer almaktadır.

6.1 Kanat Tasarımı



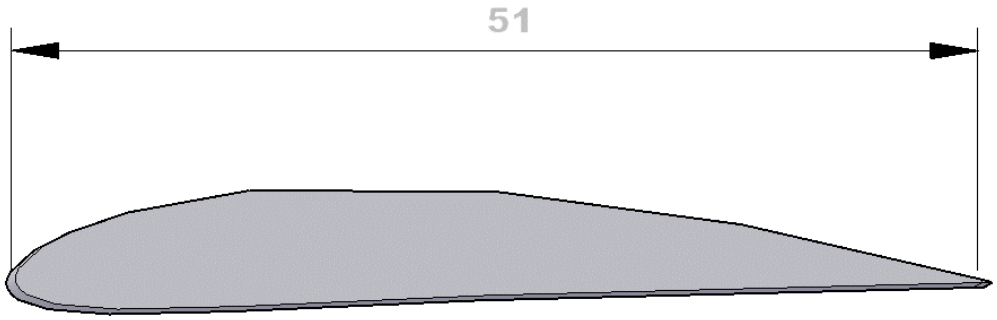
Şekil 6.1 Kanat boy uzunluğu

Şekil 6.1'de kanatın boyu cm cinsinden verilmektedir. Kanatın boyu 730 cm olarak çizilmiştir.



Şekil 6.2 Kanat profili

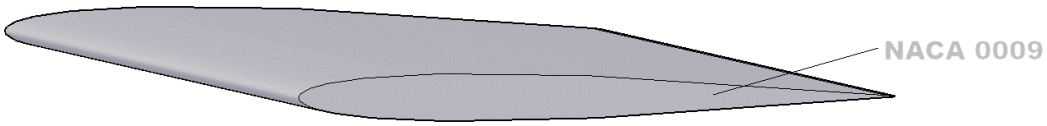
Şekil 6.2'de kanat profili verilmektedir. Kanat profili daha önceden NACA 4412 tercih edilmişti. Autodesk CAD 3D Modeling programlarında bire bir NACA 4412 profili elde edilerek model oluşturulmuştur.



Şekil 6.3 Kanat kord (veter) görseli

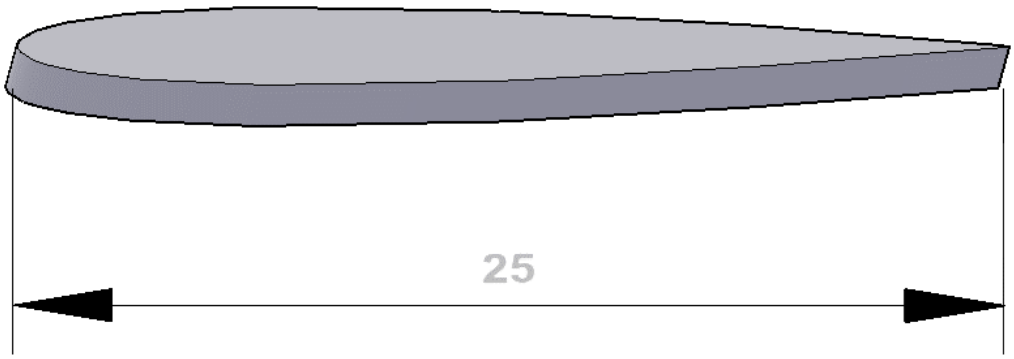
Şekil 6.3'te kanat kord (veter) uzunluğu verilmektedir. Kanat kord uzunluğu 51 cm olarak çizilmiştir.

6.2 Kuyruk Tasarımı



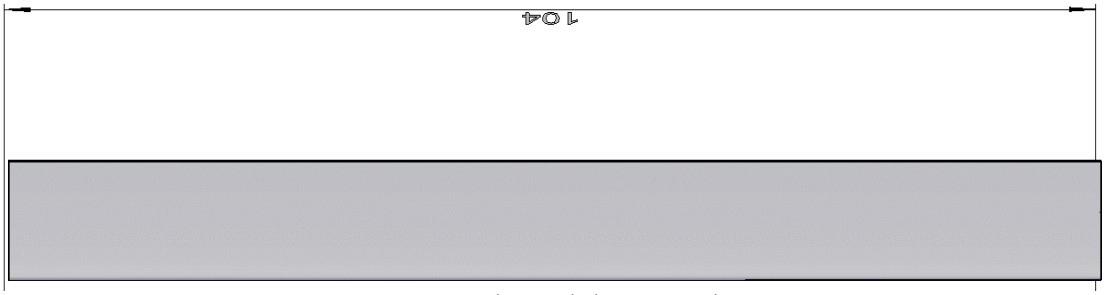
Şekil 6.4 Yatay kuyruk profili

Şekil 6.4'de yatay kuyruk profili gösterilmektedir. Kuyruk profili daha önceden NACA 0009 olarak belirlenmişti. NACA 0009 profili Autodesk CAD 3D Modeling programlarında bire bir elde edilerek model oluşturulmuştur.



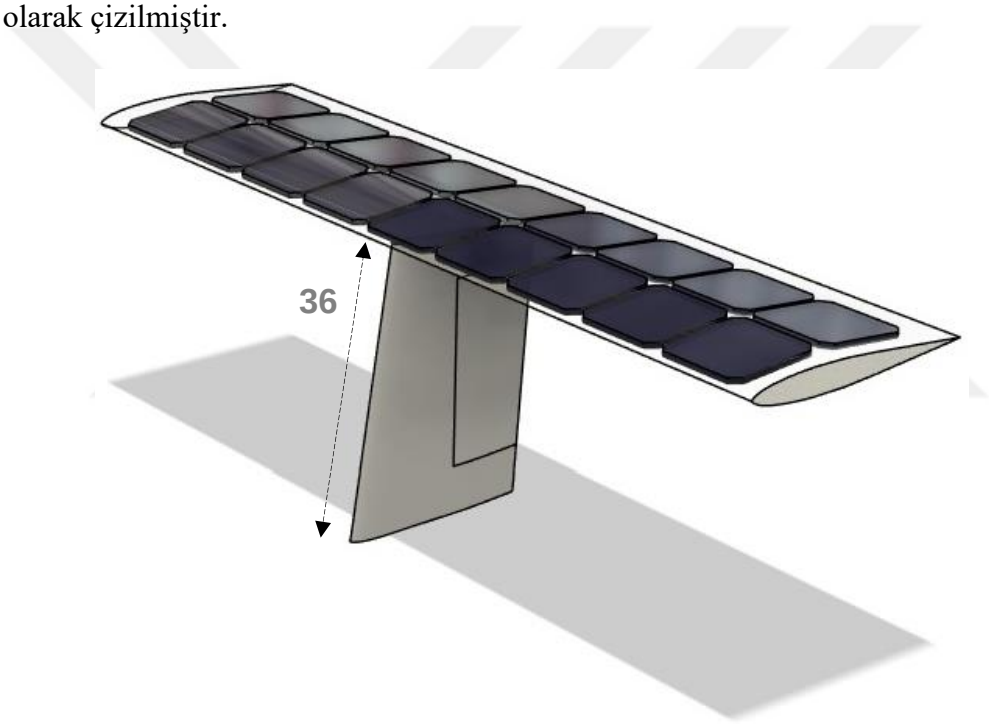
Şekil 6.5 Yatay kuyruk kord (veter) uzunluğu

Şekil 6.5’te yatay kuyruk kord (veter) uzunluğu verilmektedir. Yatay kuyruk kord uzunluğu 25 cm olarak çizilmiştir.



Şekil 6.6 Yatay kuyruk boy uzunluğu

Şekil 6.6’da yatay kuyruk boy uzunluğu verilmektedir. Yatay kuyruk boyu 104 cm olarak çizilmiştir.



Şekil 6.7 Dikey kuyruk yüksekliği

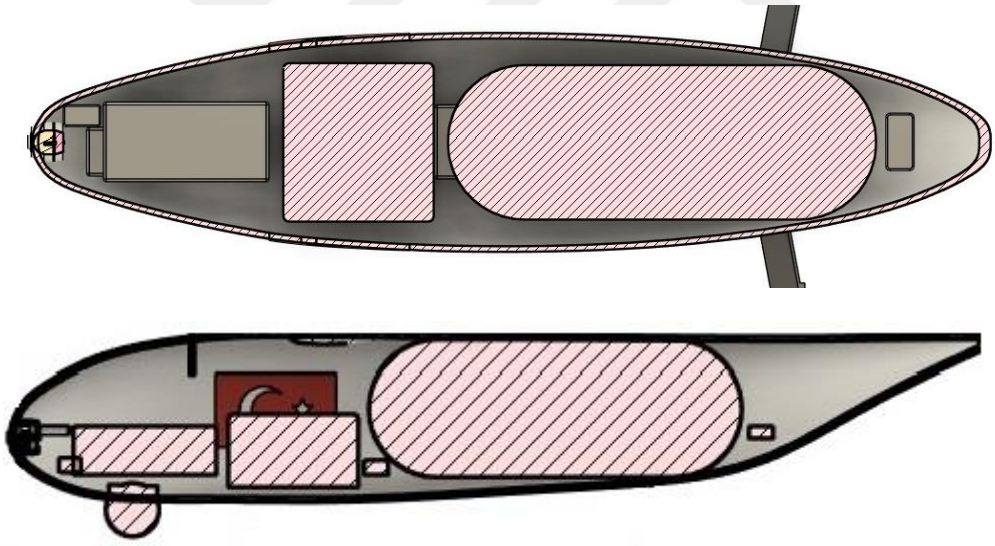
Şekil 6.7’de T tipi kuyruk görseli yer almaktadır. Dikey kuyruk yüksekliği 36 cm olarak çizilmiştir.

6.3 Gövde Tasarımı



Şekil 6.8 Gövde boy ve çap uzunluğu

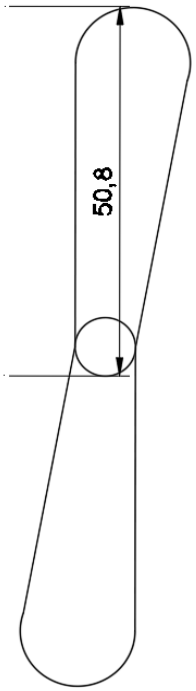
Şekil 6.8'de gövde boy uzunluğu verilmektedir. Gövdenin boy uzunluğu 177 cm olarak çizilmiştir. Aynı zamanda Şekil 6.8'de gövde yüksekliği verilmektedir. Yükseklik aynı zamanda gövde çapını da ifade etmektedir. Gövdenin yüksekliği 31 cm olarak çizilmiştir.



Şekil 6.9 Gövde içinin üstten görünüşü (üst) - gövde içinin yandan görünüşü (alt)

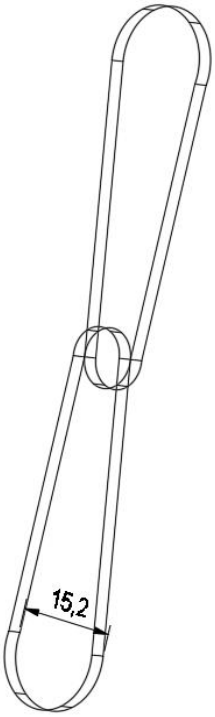
Şekil 6.9'da gövde içinde yer alan enerji ekipmanları ve aviyonik ekipmanlarının görseli yer almaktadır. Motor gövdenin ucunda yer almaktadır, ardından batarya, bataryanın yanında ESC ve oto-pilot sistemi, bataryanın arkasında EMS (enerji yönetim sistemi) kontrol kartı, daha sonra yakıt hücresi yığını, hidrojen tankı ve en sonda da MPPT cihazı yer almaktadır.

6.4 Pervane Tasarımı



Şekil 6.10 Pervane boy uzunluğu

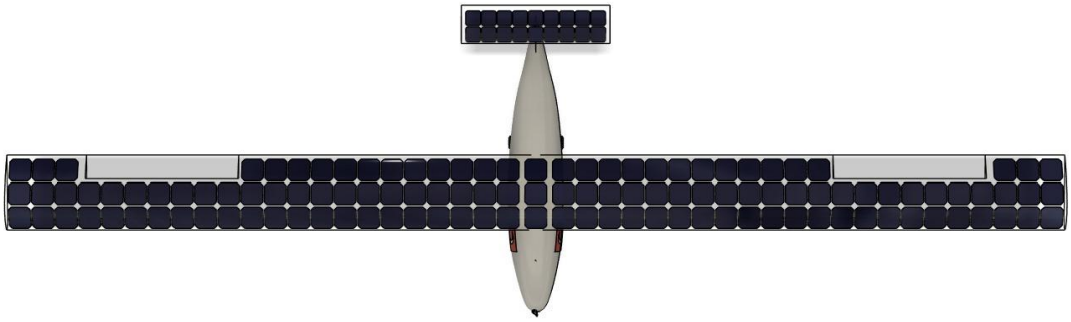
Şekil 6.10'da pervanenin boyundan görsel yer almaktadır. Pervanenin boyu 50,8 cm olarak çizilmiştir. Şekil 6.11'de ise pervanenin eni 15,2 cm olarak çizilmiştir.



Şekil 6.11 Pervanenin en uzunluğu

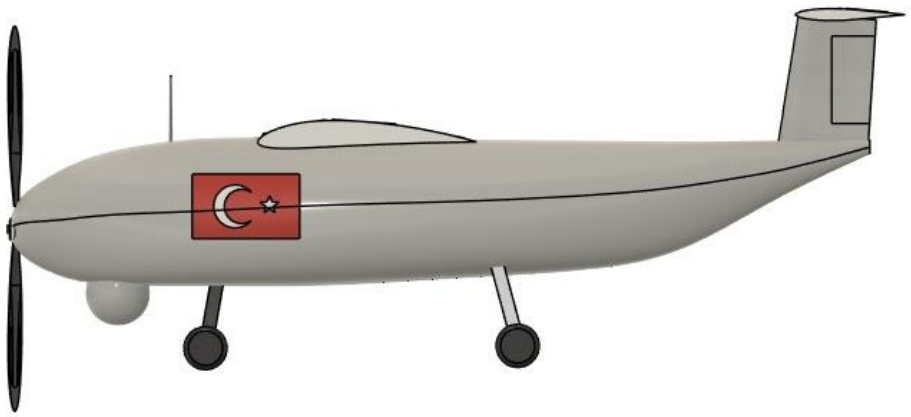
6.5 İHA Genel Tasarımı

Yukarıdaki bölümlerde; İHA'nın gövde tasarımı, kanat tasarımı, kuyruk tasarımı ve pervane tasarımları gösterilmiştir. Bu bölümde ise, RY^3 isimli İHA'nın genel tasarımı üstten, yandan, kuşbakışı, yerden ve arkadan çizimleri gösterilmektedir.



Şekil 6.12 İHA'nın üstten görünüşü

Şekil 6.12'de İHA'nın üstten görünüşü verilmektedir.



Şekil 6.13 İHA'nın yandan görünüşü

Şekil 6.13'te İHA'nın yandan görünüşü verilmektedir.



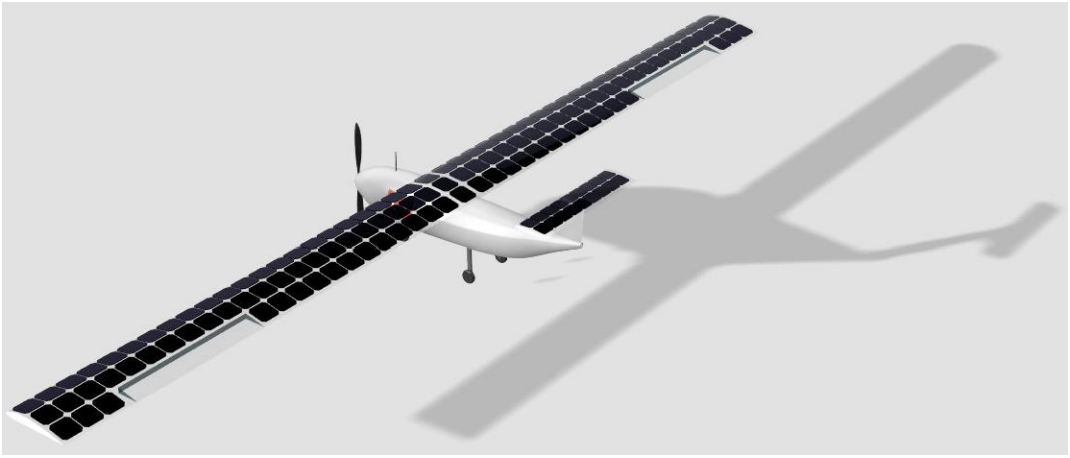
Şekil 6.14 RY^3 İHA'nın kuşbakışı görseli

Şekil 6.14'de İHA'nın kuş bakışı görseli yer almaktadır. Kanat ve kuyruk bölgesinde fotovoltaik paneller yer almaktadır.



Şekil 6.15 RY^3 İHA'nın yerden görünüşü

Şekil 6.15'te İHA'nın yerden görünüşü verilmektedir. Bu bakış açısı ile İHA'nın havada uçuşu tasvir edilmektedir. Türk Bayrağının üstündeki anten, İHA'nın sinyal alıcısıdır. Türk Bayrağının sol çaprazındaki nesne ise İHA'nın kamerasıdır. Aynı zamanda İHA üç tekerlekli iniş takımına sahiptir.



Şekil 6.16 RY^3 İHA'nın arkadan görünüşü

Şekil 6.16'da İHA'nın arkadan görünüşü yer almaktadır. Burada İHA'nın iniş yaptığı sıradaki uçuşu tasvir edilmektedir.

7
TARTIŞMA

Bu tez çalışmasında, yakıt hücresi, fotovoltaik ve bataryadan oluşan hibrit enerji sistemine sahip bir İHA'nın tasarımı gerçekleştirilmiştir. Bu İHA'nın uçuş görevi, Güneydoğu Anadolu Bölgesi ile Doğu Anadolu Bölgesinde yer alan, Türkiye'nin komşu ülkelerine sınırı olan hat boyunca güvenliği (terör, göçmen hareketi, kaçakçılık vb.) sağlamak için keşif ve gözlem yapmaktır. İHA'nın uçuş rotası şu şekildedir; Malatya'da bulunan bir hava üssünden havalanarak önce Hatay'a daha sonra sınır hattı boyunca ilerleyecek en son görev yeri olan Artvin'de sonlanacaktır. Uçuş rotası boyunca bölgenin ortalama güneş ışıması 0,548 kW/m², güneşlenme süresi ise ortalama 7,82 saat/gün olarak belirlenmiştir.

Bu çalışma kapsamında tasarlanan İHA, HALE (Yüksek İrtifa Uzun Dayanımlı) sınıfına girmektedir. Aynı zamanda İHA sabit kanatlı olup, tahrik sistemi olarak elektrikli fırçasız DC motora ve önden çekişli pervaneye sahiptir. Gövde ucunun ön kısmına gece görüş özelliğine sahip optik bir kamera da bulunmaktadır. İHA uçuşunu 30.000 ft. (9.144 m) irtifada gerçekleştirmesi beklenmektedir. Benzer çalışmalara sahip literatür kaynakları incelenerek ilk başta İHA'nın kanat, gövde ve kuyruk boyutları belirlenmiştir. Kanat profili NACA 4412, yatay kuyruk profili NACA 0009 olarak tercih edilmiştir. Kanat uzunluğu (b) 7,25 metre, kanat kord (veter) uzunluğu (c) 0,375 metre olarak belirlenmiştir. Kanat yüzey alanı (S) 2,72 m²'dir. Kanat boyu ile gövde boyu arasındaki oran 4,09 olarak belirlenmiştir. Gövde boyu 1,77 metre, gövde çapı 0,31 metre olarak belirlenmiştir. Yatay kuyruk uzunluğu 1,04 metre, yatay kuyruk alanı 0,26 m² olarak hesaplanmıştır. Dikey kuyruk uzunluğu 0,36 metredir. Ortaya İHA'nın yapısal ağırlığı çıkmıştır. Benzer literatür kaynaklarına göre, İHA'ya ait itki sistemleri, aviyonik ve hibrit enerji sistemlerine sahip, ayrıca diğer başlığı altında ağırlık için güvenlik marjı bırakılarak İHA'nın ortalama ağırlığı tahmin edilmiştir. İHA'nın ortalama ağırlığı 25,65 kg olarak hesaplanmıştır. Daha sonra ağırlığa göre; seyir hızı, stall hızı, tırmanma oranı (R/C), kalkış sırasındaki maksimum gücü, seyir uçuşu esnasındaki minimum gücü, menzil uzunluğuna göre uçuş süresi ve en sonunda İHA'nın uçuş süresi boyunca, talep ettiği toplam enerji miktarı hesaplanmıştır.

Daha sonra, İHA'nın uçuş profiline ve karakteristik özelliklerine göre ekipman seçimi yapılmıştır. İHA'nın gücüne göre fırçasız DC bir elektrik motoru seçilmiştir. Bu motora uyumlu bir de pervane seçimi yapılmıştır. Fotovoltaik sistemden yararlanmak için yüksek verimliliğe sahip GaAs (Gallium Arsenide) tabanlı fotovoltaik panel seçilmiştir. Fotovoltaik paneller kanatlara ve yatay kuyruk yüzey alanına yerleştirilecektir. Fotovoltaik paneller toplam 2,98 m²'lik bir alana montajı yapılacaktır. Fotovoltaik sistemden elde edilen elektrik enerjisi, MPPT aracılığıyla bataryada depolanacaktır. Batarya seçiminde ise ağırlığı düşük enerji kapasitesi yüksek bir batarya seçilmiştir. Enerji yoğunluğu 315 Wh/kg olan ve yeniden şarj edilebilen 12 adet (945 gr/adet) Farasis-P84 (NCM) bataryası tercih edilmiştir. Yakıt hücresi sistemi seçiminde ise, saf oksijen yerine hava beslemeli bir yakıt hücresi yığını tercih edilmesi amaçlanmıştır. Aynı zamanda bu yakıt hücresinin gücü yüksek olmalıdır. Bu amaçlar doğrultusunda, kullanımı yaygın ve ticarileştirilmiş Horizon Firmasına ait H-1000W tercih edilmiştir. Yakıt hücresi uçuş süresi boyunca 16 saat çalışması planlanmıştır. Bu süre içerisinde 1.011 gr. hidrojene ihtiyaç duyulduğu hesaplanmıştır. Hidrojen Type-V tankında 1.000 bar'da basınçlandırılmış olarak 76,9x28,9 cm boyutlarında bir tankta depolanacaktır. Yakıt hücresinden elde edilen toplam elektrik enerjisinin %19,1'i bataryada depolanacaktır. Ekipman seçimleri yapıldıktan sonra oluşan ağırlık ile Bölüm 3.7'de yapılan ortalama tahmini ağırlık karşılaştırılmıştır. Son yapılan ağırlık analizi ile birlikte İHA'nın toplam kalkış ağırlığının arttığı gözlemlenmiştir. Kalkış ağırlığı değişince tüm aerodinamik hesaplamalar (hız, güç, uçuş süresi vb.) değişmiştir. Şekil 4.10'da yer alan, uzun uçuş süresine sahip İHA tasarım algoritma adımları izlenerek, belirli bir hızda, istenilen menzilde ve belirli enerji kapasitesine göre uçuşunu gerçekleştirmek için İHA'nın kalkış ağırlığı 38,5 kg olarak hesaplanmıştır. Ayrıca fotovoltaik sistemden biraz daha faydalanmak için, kanat yüzey alanı (S) 1m² artırılmıştır (uzunluk: 7,3 m, veter: 0,51 m). Bu sayede fotovoltaik hücreler 3,98 m²'lik bir alana yerleştirilecektir. İHA'nın kalkış ağırlığının artması ve hibrit enerji sisteminin kapasitesine göre bazı değişiklere gidilmiştir; İHA'nın uçuş menzili 3.800 km'den, 2.908 km'ye, uçuş süresi 42,5 saatten, 31,3 saate düşürülmüştür.

Bu güncel uçuş verilerine göre İHA'nın görevini yerine getirmesi açısından bir sakıncası olmadığı tespit edilmiştir. İlk uçuş senaryosunda İHA Malatya'dan

başlayarak önce Hatay'a daha sonra sınır hattı boyunca en son durağı Artvin'e gidip oradan herhangi bir iniş veya yakıt ikmali yapmadan tekrar Malatya hava üssüne dönebilecekti. Uçuş menzili ve uçuş süresinin değişmesiyle yeni uçuş senaryosunda İHA Artvin'e gidecek ama tekrar Malatya'ya dönmek için Artvin'de yakıt ikmali (hidrojen dolumu+batarya şarj dolumu) yaparak, başlangıç noktasına dönebilecektir (Harita 4.1). Uçuş senaryosuna göre İHA'nın fotovoltaik sistemden maksimum seviyede faydalanması için, uçuşun sabah saat 09.00'da başlaması uygun olacaktır. İHA uçuş görevini ertesi gün saat 16.48 tamamlanması beklenmektedir.

İHA'nın talep duyduğu andaki gerekli enerji ihtiyacını, hibrit enerji kaynakları arasında optimum seviyede paylaştırmaktan enerji yönetim sistemi (EMS) sorumludur. Bu çalışmada, enerji yönetim teknikleri arasından Kural Temelli → Deterministik → Güç Takip Kontrol, yönetim tekniği seçilmiştir.

Belirli saat aralığına göre bataryanın şarj durumu (Tablo 5.3) simüle edilmiştir. Bu simülasyonda görülmektedir ki, İHA uçuşuşunu saat 16.18'de tamamlanması beklenirken, saat 16.18'de hava kararmadığından dolayı fotovoltaik sistem, elektrik enerjisi üretmeye devam etmektedir. Bu durumda İHA'nın uçuş süresi 1,2 saat daha artarak toplam uçuş süresinin 32,5 saat olduğu tespit edilmiştir. İHA uçuşunu saat 17.30'da, bataryanın %1,28 şarjı kalarak görevini tamamlamaktadır.

Tablo 2.17'den elde edilen ve Tablo 7.1'de yer verilen, çalışma kapsamında İHA ile literatürde yer alan ve benzer özelliklere sahip İHA çalışmaları açısından bir kıyaslama yapılmıştır. Yakıt hücresi olarak daha çok PEM ve sadece bir çalışmada $NaBH_4$ kullanılmıştır.

Tablo 7.1 Literatürdeki benzer İHA çalışmaları ile tezde yer alan İHA'ya ait bazı özellikler

Sıra No.	Kullanılan Hibrit Enerji Sistemi	Toplam Kalkış Ağırlığı (kg)	Kanat Uzunluğu (m)	Hız (m/s)	Uçuş Süresi (h)
1	FC+PV+Bat.	18	6,9	12,1	4,5
2	FC+PV+Bat.	10	3,8	17	14,8
3	FC ($NaBH_4$)+PV+Bat.	11	4,2	15	1,5
4	FC+PV+Bat.	3,3	2,12	10	8,6
Tez	FC+PV+Bat.	38,5	7,3	26	32,5

Bu çalışmada yer alan İHA, kendi sınıfındaki diğer çalışmalarda yer alan İHA'lara göre ayırt edici bir özelliği sahip olduğu Tablo 7.1'de görülmektedir.

Enerji yönetim sisteminin çalışma prensibine Şekil 5.9'da yer verilmiştir. Bu prensibten yola çıkarak, enerji yönetim sistemi algoritması oluşturulmuştur (Şekil 5.10). Bu algoritmaya göre; başlangıç uçuşu batarya ile başlayacaktır, günün belirli saatlerinde havanın açık mı, kapalı mı olduğunu sorgulayarak, açık ise fotovoltaik sistemden faydalanacaktır, eğer hava kapalı ise yakıt hücresi kullanılacaktır. Havanın kapalı olduğu durumlarda ise, belirli bir zaman içerisinde algoritma sistemi tekrar kendini sorgulayarak havanın açık olduğu durumda fotovoltaik sistemden faydalanacaktır. Uçuşun sonlarına doğru, alçalma uçuşu sırasında İHA'nın enerjisi batarya tarafından sağlanacaktır. Ayrıca İHA'nın daha önceden belirlenmiş yapısal parametrelerine göre (kanat uzunluğu, gövde uzunluğu, kanat profili, vb.) 3D tasarımları oluşturulmuştur. Yapılan 3D tasarımları ile İHA'nın prototip üretiminin gerçekleştirilmesi amaçlanmıştır.

8
SONUÇ

Bu çalışma kapsamında, Türkiye'nin Güneydoğu ve Doğu Anadolu Bölgesinde yer alan sınır hattı boyunca güvenlik (terör, göçmen hareketi, kaçakçılık vb.) amacı ile keşif ve gözlem yapılması için, yakıt hücresi, fotovoltaik ve bataryadan oluşan hibrit enerji sistemine sahip bir İHA tasarımı gerçekleştirilmiştir. Şekil 4.10'da yer alan tasarım algoritmasına göre, İHA'nın tasarım parametreleri oluşturulmuştur. İHA'nın toplam kalkış ağırlığı 38,5 kg, kanat uzunluğu 7,3 m, kanat kord veteri 0,51 m, gövde uzunluğu 1,77 m, gövde çapı ise 0,31 m olarak belirlenmiştir. Yakıt hücresi ve batarya gövdenin içine, fotovoltaik paneller ise kanatlara ve yatay kuyruğa olacak şekilde toplam 3,98 m²'lik bir alana monte edilmesi planlanmaktadır. Tablo 5.3'te yer alan, bataryanın şarj simülasyonuna göre İHA normal günde toplam 32,5 saat uçuş yapabilme kabiliyetine sahip olduğu görülmektedir. İHA uçuşunu 30.000 ft. (9.144 m) irtifada, 26 m/s (93,6 km/h) uçuş hızı ile 2.908 km'lik bir uçuş menziline sahiptir. Yaz aylarında (Haziran – Temmuz), güneş enerjisinden daha fazla faydalanıldığı için İHA'nın uçuş kabiliyetlerinin arttığı ve uçuş süresinin 4,37 artarak toplam 36,8 saate çıkabildiği, ayrıca uçuş menzilinin 409 km artarak toplamda 3.317 km'lik bir uçuş menziline ulaşılabileceği görülmektedir. Ayrıca kullanılan bu hibrit sistem, diğer enerji sistemleri ile karşılaştırıldığında (sadece batarya, yakıt hücresi+batarya veya fotovoltaik+batarya) en avantajlı sistemin, bu çalışma kapsamında tercih edilen hibrit sistem (FC+PV+Batarya) olduğu görülmektedir.

Tez çalışması kapsamında yer alan İHA ile benzer özelliklere sahip ve literatürde yer alan diğer İHA çalışmaları kıyaslandığında (Tablo 7.1), bu çalışmada yer alan İHA'nın diğer çalışmadaki İHA'lara göre ayırt edici bir özelliği olduğu görülmektedir. Çalışma kapsamında tasarlanan İHA içten yanmalı motora sahip bir hava aracı olsaydı, bir uçuşunda doğaya 9,65 CO_2 salınımı yapacaktı. Bir yılda ortalama 170 uçuş yaptığı varsayıldığında, doğaya 1.640 kg CO_2 salınımını engellemektedir. Bu değer, 750 litre yakıt kullanan (12.000 km menzil) bir otomobilin yaydığı sera gazına eşdeğerdir. Maliyet analizi sonucuna göre, bir adet İHA'nın üretimi için 40.000 $ (Dolar) kaynağa ihtiyaç olduğu tespit edilmiştir. Üretim maliyetinin seri üretime geçildiğinde, maliyetlerin düşeceği

beklenmektedir. Ayrıca bir günlük İHA kiralama bedeli ile bir kıyaslama yapıldığında, çalışma kapsamında üretimi gerçekleştirilecek olan İHA kendini 80 günden daha kısa bir sürede amorti etmesi beklenilmektedir. Hibrit enerji sistemlerinde, enerji yönetim sistemi ihtiyaç duyulan bir unsurdur. Çünkü İHA'nın talep duyduğu andaki gerekli enerji ihtiyacını, hibrit enerji kaynakları arasında optimum seviyede paylaştırmaktan enerji yönetim sistemi (EMS) sorumludur. Bu çalışma kapsamında enerji yönetimi teknikleri açısından, Kural Temelli→Deterministik→Güç Takip Kontrolü (Şekil 5.1), yönetim tekniği seçilmiştir. Ek olarak, Şekil 5.9'da enerji yönetim sisteminin çalışma prensibi ile Şekil 5.10'da enerji yönetim sistemine ait bir algoritma yer almaktadır.

Çalışmanın en son bölümünde daha fazla geliştirme ve prototipleme çabalarını desteklemek için, İHA'nın bir 3D modeli oluşturulmuştur. Elde edilen sonuçlara göre tez kapsamında belirlenen hedeflerin hepsi yerine getirilmiştir. Bu çalışmanın, yenilenebilir enerji teknolojilerinden yararlanmak suretiyle sürdürülebilir havacılığa önemli katkılarda bulunduğu elde edilen sonuçlarla ortaya konmaktadır.

Bu konuda gelecekte yapılabilecek çalışmalar şu şekilde sıralanabilir:

- Batarya teknolojisinin gelişmesi ile, yüksek enerji yoğunluğuna (Wh/kg) sahip bataryalar sisteme entegre edilerek, İHA'nın ağırlığı azaltılabilir,
- İHA'nın modüler uçuş sistemi geliştirilerek başka amaçlar için (kargo, vb.) kullanılabilir,
- Mevcutta var olan hibrit enerji sistemi geliştirilebilir veya yeni hibrit enerji sistemi eklenerek, sistem daha da iyileştirilebilir,
- İHA'nın olumsuz hava olayları (rüzgâr, yağmur, kar, vb.) karşısında enerji yönetim sistemi teknikleri geliştirilebilir,
- İHA'nın ürün tasarımı iyileştirilerek, çalışma kapsamında geliştirilen İHA'nın protipi üretilebilir.

KAYNAKÇA

[1] B. Erdör Türk, "İnsansız hava araçlarında menzil uzatılmasına yönelik yakıt pili tabanlı yenilikçi bir enerji sisteminin tasarımı ve uygulanması," Doktora Tezi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Yıldız Teknik Üniversitesi, İstanbul, 2020.

[2] L. Semiz, "İnsansız hava araçları için PEM tipi yakıt pili üretilmesi ve test edilmesi," Yüksek Lisans Tezi, Fen Bilimleri Enstitüsü, TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi, Ankara, 2012.

[3] Türkiye Uzay Ajansı (TUA), "Dünya'nın Atmosferi ve Katmanları," [Çevrimiçi]. Mevcut: https://tua.gov.tr/tr/blog/dunya/dunya-nin-atmosferi-ve-katmanlari. [Erişim: 04.12.2024].

[4] G. Yalın, "Pem yakıt hücresi-lityum polimer batarya hibrit sistemiyle tahrikli mini-İHA üretimi ve enerji yönetim sisteminin modellenmesi," Doktora Tezi, Lisansüstü Eğitim Enstitüsü, Eskişehir Teknik Üniversitesi, Eskişehir, 2019.

[5] N. Kaya, "Hidrojen kullanan turbofanlı bir insansız hava aracının ekserjetik sürdürülebilirlik analizi," Doktora Tezi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Anadolu Üniversitesi, Eskişehir, 2015.

[6] İ. Türk, "Güneş enerjili insansız hava aracı tasarımı," Yüksek Lisans Tezi, Lisansüstü Eğitim Enstitüsü, Eskişehir Teknik Üniversitesi, Eskişehir, 2020.

[7] T.C. Enerji ve Tabii Kaynaklar Bakanlığı, "Bilgi Merkezi, Enerji, Güneş," [Çevrimiçi]. Mevcut: https://enerji.gov.tr/bilgi-merkezi-enerji-gunes. [Erişim: 05.12.2024].

[8] Vikipedi, "Güneydoğu Anadolu Bölgesi," [Çevrimiçi]. Mevcut: https://tr.wikipedia.org/wiki/G%C3%BCneydo%C4%9Fu_Anadolu_B%C3%B6lgesi. [Erişim: 05.12.2024].

[9] Vikipedi, "Doğu Anadolu Bölgesi," [Çevrimiçi]. Mevcut: https://tr.wikipedia.org/wiki/Do%C4%9Fu_Anadolu_B%C3%B6lgesi. [Erişim: 05.12.2024].

[10] Vikipedi, "Türkiye'deki Dağlar Listesi," [Çevrimiçi]. Mevcut: https://tr.wikipedia.org/wiki/T%C3%BCrkiye%27deki_da%C4%9Flar_listesi. [Erişim: 05.12.2024].

[11] H. Sever ve Ö. Kuplay, *İnsansız hava araçları (makinelerin yükselişi)*, 2. Baskı, Ankara: Adalet Yayınevi, 2023.

[12] H. Çınar, "Bir İHA'nın üst sezgisel algoritmalarla enerji yönetimi ve eniyilemesi," Doktora Tezi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Gebze Teknik Üniversitesi, Kocaeli, 2022.

[13] E. Ata, "İnsansız hava aracı için yakıt hücresi sistemi," Yüksek Lisans Tezi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Gebze Yüksek Teknoloji Enstitüsü, Kocaeli, 2013.

[14] G. Yalın, "İnsansız hava aracı için polimer elektrolit membran yakıt hücresi yığını geliştirilmesi," Yüksek Lisans Tezi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Anadolu Üniversitesi, Eskişehir, 2015.

[15] Vikipedi, "İçten Yanmalı Motor," [Çevrimiçi]. Mevcut: https://tr.wikipedia.org/wiki/%C4%B0%C3%A7ten_yanmal%C4%B1_motor. [Erişim: 06.12.2024].

[16] Vikipedi, “Elektrik Motoru,” [Çevrimiçi]. Mevcut: https://tr.wikipedia.org/wiki/Elektrik_motoru. [Erişim: 06.12.2024].

[17] F. Baykal, “Güneş enerjisiyle desteklenen insansız hava aracı tasarım ve üretimi,” Yüksek Lisans Tezi, Lisansüstü Eğitim Enstitüsü, İstanbul Teknik Üniversitesi, İstanbul, 2022.

[18] M. Gören, “Düşük irtifa insansız hava araçları için 150 wattlık PEM yakıt pili sistemi geliştirilmesi,” Yüksek Lisans Tezi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Niğde Üniversitesi, Niğde, 2015.

[19] A. Yılmaz, S. Ünvar, M. Ekmen ve S. Aydın, “Yakıt pili teknolojisi,” *Technological Applied Sciences,* 12(4), pp. 187-190, Ekim 2017. Doi: 10.12739/NWSA.2017.12.4.2A0126.

[20] Vikipedi, “Doğrudan Metanol Yakıt Hücresi,” [Çevrimiçi]. Mevcut: https://tr.wikipedia.org/wiki/Do%C4%9Frudan_metanol_yak%C4%B1t_h%C3%BCcresi. [Erişim: 08.12.2024].

[21] N. Yelegen, “Birleştirilmiş rejeneratif PEM yakıt hücresi stağı geliştirilmesi,” Doktora Tezi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Niğde Ömer Halisdemir Üniversitesi, Niğde, 2023.

[22] OpenAI, “ChatGPT (Sürüm: ChatGPT.v2-2023)” [Çevrimiçi Yazılım]. Mevcut: https://chatgpt.com. [Erişim: 08.12.2024].

[23] E. E. Pınar, “Energy optimal path planning of an unmanned solar powered aircraft,” Yüksek Lisans Tezi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Orta Doğu Teknik Üniversitesi, Ankara, 2013.

[24] M. U. Karaoğlan & N. Kuralay, “PEM yakıt hücresi modeli,” *Mühendis ve Makine Dergisi,* 55 (657), pp. 52, 2014.

[25] E. Mermer, “Conceptual design of a hybrid (turbofan/solar) powered HALE UAV,” Yüksek Lisan Tezi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Orta Doğu Teknik Üniversitesi, Ankara, 2016.

[26] A. S. Parlak, “Solar unmanned aerial vehicle design and production,” Yüksek Lisans Tezi, Fen Bilimleri Enstitüsü, İstanbul Teknik Üniversitesi, İstanbul, 2018.

[27] Dauntless Soft, "Dictionary L/D max," [Çevrimiçi]. Mevcut: http://dictionary.dauntless-soft.com/definitions/groundschoolfaa/L%7B%7BSLASH1%7D%7DD+MAX. [Erişim: 16.12.2024].

[28] B. Lee, P. Park & C. Kim, “Power managements of a hybrid electric propulsion system powered by solar cells, fuel cells, and batteries for UAVs,” *Handbook of Unmanned Aerial Vehicles,* pp. 495-524, 2015. Doi: 10.1007/978-90-481-9707-1 115

[29] B. Lee, S. Kwon, P. Park & K. Kim, “Active power management system for an unmanned aerial vehicle powered by solar cells, a fuel cell, and batteries,” *IEEE transactions on aerospace and electronic systems,* 50(4), pp. 3167-3177, 2014. Doi: 10.1109/TAES.2014.130468.

[30] M. Gadalla & S. Zafar, “Analysis of a hydrogen fuel cell-PV power system for small UAV,” *International Journal of Hydrogen Energy,* 41(15), pp. 6422-6432, 2016. Doi: 10.1016/j.ijhydene.2016.02.129

[31] B. G. Gang & S. Kwon, “Design of an energy management technique for high endurance unmanned aerial vehicles powered by fuel and solar cell systems,” *International Journal of Hydrogen Energy,* 43(20), pp. 9787-9796, 2018. Doi: 10.1016/j.ijhydene.2018.04.049

[32] S. Keiyinci & K. Aydın, “Conceptual Design of Fuel Cell Based Hybrid Unmanned Air Vehicle,” *European Mechanical Science,* 5(1), pp. 14-20, 2021. Doi: 10.26701/ems.770407

[33] Ó. González-Espasandín, T. J. Leo & E. Navarro-Arévalo, “Fuel cells: A real option for unmanned aerial vehicles propulsion,” *The Scientific World Journal,* 2014 (1), pp. 9, 2014. Doi: 0.1155/2014/497642

[34] J. Renau, A. Lozano, J. Barroso, J. Miralles, J. Martín, F. Sánchez & F. Barreras, “Use of fuel cell stacks to achieve high altitudes in light unmanned aerial vehicles,” *International Journal of Hydrogen Energy,* 40(42), pp. 14573-14583, 2015. Doi: 10.1016/j.ijhydene.2015.02.071

[35] Addcomposites Company, "What is A Hydrogen Tank & Tank-Types," [Çevrimiçi]. Mevcut: https://www.addcomposites.com/post/what-is-a-hydrogen-tank-tank-types. [Erişim: 21.12.2024].

[36] M. N. Boukoberine, Z. Zhou & M. Benbouzid, “A critical review on unmanned aerial vehicles power supply and energy management: Solutions, strategies, and prospects,” *Applied Energy,* 255 (113823), pp. 16, 2019. Doi: 10.1016/j.apenergy.2019.113823

[37] B. Wang, D. Zhao, W. Li, Z. Wang, Y. Huang, Y. You & S. Becker, “Current technologies and challenges of applying fuel cell hybrid propulsion systems in unmanned aerial vehicles,” *Progress in Aerospace Sciences,* 116, (100620), pp. 5, 2020. Doi: 10.1016/j.paerosci.2020.100620

[38] L. Xu, Y. Huangfu, R. Ma, R. Xie, Z. Song, D. Zhao & L. Xu, “A comprehensive review on fuel cell UAV key technologies: propulsion system, management strategy, and design procedure,” *IEEE Transactions on Transportation Electrification,* 8(4), pp. 4118-4139, 2022. Doi: 10.1109/TTE.2022.3195272

[39] H. Pourrahmani, “Performance evaluation and the implementation of the turbocharger, fuel cell, and battery in Unmanned Aerial Vehicles (UAVs),” *Sustainable Energy Technologies and Assessments,* 57, (103255), pp. 8, 2023. Doi: 10.1016/j.seta.2023.103255

[40] C. Xiao, B. Wang, D. Zhao & C. Wang, “Comprehensive investigation on Lithium batteries for electric and hybrid-electric unmanned aerial vehicle applications,” *Thermal Science and Engineering Progress,* 38, (101677), pp. 11-14, 2023. Doi: 10.1016/j.tsep.2023.101677

[41] A. Bakar, L. Ke, H. Liu, Z. Xu & D. Wen, “Design of low altitude long endurance solar-powered UAV using genetic algorithm,” *Aerospace,* 8(8), pp. 228, 2021. Doi: 10.3390/aerospace8080228

[42] M. Hassanalian & A. Abdelkefi, “Methodologies for weight estimation of fixed and flapping wing micro air vehicles,” *Meccanica*, 52, pp. 2047-2068, 2017. Doi:10.1007/s11012-016-0568-y

[43] K. Reddy & A. Poondla, “Performance analysis of solar powered Unmanned Aerial Vehicle,” *Renewable Energy*, 104, pp. 20-29, 2017. Doi: 10.1016/j.renene.2016.12.008

[44] W. M. Tsai, “Develop Solar Hybrid Electric Propulsion System for Hybrid VTOL+ Fixed Wing UAV,” Doktora Tezi, Capitol Teknoloji Üniversitesi, Maryland, 2022.

[45] Airfoil Tools, “Airfoil Database List,” [Çevrimiçi]. Mevcut: http://airfoiltools.com/search/airfoils?m=a. [Erişim: 30.12.2024].

[46] M.R. Koçak, “İnsansız Hava Aracı İniş Takımı Tasarımı ve Analizi,” Yüksek Lisans Tezi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Gazi Üniversitesi, Ankara, 2022.

[47] Tmotor, "Product Specifications," [Çevrimiçi]. Mevcut: https://store.tmotor.com/product/mn601-s-kv170-motor-navigator-type.html?srsltid=AfmBOoqhG4MTaxlFs_zjjpdpZXdb7qoTltGRKsvlB1jrOYpQm9bcU31M. [Erişim: 01.01.2025].

[48] MicroLink Devices, Inc. "Photovoltaic," [Çevrimiçi]. Mevcut: https://mldevices.com/index.php/product-services/photovoltaics. [Erişim: 02.01.2025].

[49] Danishine Solar Enerji, "Türkiye’de Güneş Enerjisi Potansiyeli," [Çevrimiçi]. Mevcut: https://danishinesolar.com/turkiye-potansiyeli/. [Erişim: 02.01.2025].

[50] Hamburg University of Applied Sciences (HAW), "Propeller Efficiency Calculation in Conceptual Aircraft Design," [Çevrimiçi]. Mevcut: https://www.fzt.haw-hamburg.de/pers/Scholz/transfer/Airport2030_TN_Propeller-Efficiency_13-08-12_SLZ.pdf. [Erişim: 03.01.2025].

[51] AERL Company, "Solar Car Controller," [Çevrimiçi]. Mevcut: https://www.aerl.com.au/solar-car-controller/. [Erişim: 03.01.2025].

[52] Academia Edu, "EK-6 Nomura MPPT," [Çevrimiçi]. Mevcut: https://www.academia.edu/9614059/EK_6_Nomura_MPPT_2pager. [Erişim: 03.01.2025].

[53] Academia Edu, "EK-5 Drivetek MPPT Datasheet," [Çevrimiçi]. Mevcut: https://www.academia.edu/9614053/EK_5_Drivetek_MPPT_Datasheet_Teknolus. [Erişim: 03.01.2025].

[54] Farasis Energy, "Product Overview," [Çevrimiçi]. Mevcut: https://www.farasis-energy.com/app/uploads/2023/08/Farasis_Broschure-Produktubersicht_Web_Adresse_DE.pdf. [Erişim: 03.01.2025].

[55] UFine Battery Blog, "What is The NCMA Battery," [Çevrimiçi]. Mevcut: https://www.ufinebattery.com/blog/what-is-the-ncma-battery/. [Erişim: 03.01.2025].

[56] Horizon Fuel Cell, "H-Series Brochure," [Çevrimiçi]. Mevcut: https://www.horizoneducational.com/h-1000-pem-fuel-cell-1kw/p1355. [Erişim: 04.01.2025].

[57] Q. Cheng, R. Zhang, Z. Shi & J. Lin, “Review of common hydrogen storage tanks and current manufacturing methods for aluminium alloy tank liners,” *International Journal of Lightweight Materials And Manufacture*, 7(2), pp. 269-284, 2024.

[58] Quantum Fuel Cell Systems LLC, "Hydrogen Cylinder General Specifications," [Çevrimiçi]. Mevcut: https://www.qtww.com/wp-content/uploads/2019/06/H2-Tank-Specifications-June-2019-All-Tanks-1.pdf. [Erişim: 05.01.2025].

[59] Havacılık Bilgileri (ucaklar.org), [Çevrimiçi]. Mevcut: https://ucaklar.org/inis-takimlari/. [Erişim: 07.01.2025].

[60] İTÜ Uçak ve Uzay Bilimleri Fakültesi, "Örnek Proje," [Çevrimiçi]. Mevcut: https://web.itu.edu.tr/kayam/ornekProje.pdf. [Erişim: 07.01.2025].

[61] T. H. Oh, “Conceptual design of small unmanned aerial vehicle with proton exchange membrane fuel cell system for long endurance mission,” *Energy Conversion and Management,* 176, pp. 349-356, 2018. Doi: 10.1016/j.enconman.2018.09.036

[62] Google Maps, [Çevrimiçi]. Mevcut: https://www.google.com/maps. [Erişim: 07.01.2025].

[63] AirMobi UAV, "Skyeye 2600 Fixed-wing UAV Platform," [Çevrimiçi]. Mevcut: https://www.airmobi.com/product/skyeye-2600-fixed-wing-uav-platform/. [Erişim: 16.01.2025].

[64] Japan International AeroSpace, “Exhibition 2024,” [Çevrimiçi]. Mevcut: https://www.japanaerospace.jp/en/exhibitor/596. [Erişim: 16.01.2025].

[65] Enerji Sistemleri Mühendisliği, "Güneş Enerjisi Nedir? Nasıl Çalışır?," [Çevrimiçi]. Mevcut: https://www.enerjisistemlerimuhendisligi.com/gunes-enerjisi/2397/. [Erişim: 17.01.2025].

[66] SmartUp The Innovation Hub, "Ground Control to Rocket Men: Make Solar Planes Not Toxic Spaceships," [Çevrimiçi]. Mevcut: https://smartup.life/ground-control-to-rocket-men-make-solar-planes-not-toxic-spaceships/. [Erişim: 17.01.2025].

[67] PartsBase Blog, "Types of Aircraft Wings," [Çevrimiçi]. Mevcut: https://blog.partsbase.com/types-of-aircraft-wings/. [Erişim: 18.01.2025].

[68] Aviationfile, "Types of Airplane Wings," [Çevrimiçi]. Mevcut: https://www.aviationfile.com/types-of-airplane-wings/. [Erişim: 18.01.2025].

[69] Pinterest, [Çevrimiçi]. Mevcut: https://tr.pinterest.com/pin/370702613088269266/. [Erişim: 19.01.2025].

[70] S. Gudmundsson, *General aviation aircraft design: Applied Methods and Procedures*, 1. Baskı, USA: Butterworth-Heinemann, 2014.

[71] Blogspot, "Inertia Relief Nedir?," [Çevrimiçi]. Mevcut: https://kortagu.blogspot.com/2020/08/inertia-relief-nedir.html. [Erişim: 19.01.2025].

[72] AeroToolbox, "Aircraft Reference Wing Area," [Çevrimiçi]. Mevcut: https://aerotoolbox.com/wing-area/. [Erişim: 19.01.2025].

[73] Vikipedi, "Tırmanma Oranı," [Çevrimiçi]. Mevcut: https://en.wikipedia.org/wiki/Rate_of_climb#cite_note-1. [Erişim: 19.01.2025].

[74] Embry-Riddle Aeronautical University, "Introduction to Aerospace Flight Vehicles," [Çevrimiçi]. Mevcut: https://eaglepubs.erau.edu/introductiontoaerospaceflightvehicles/chapter/climbing-ceiling-gliding/. [Erişim: 19.01.2025].

[75] Anadolu Üniversitesi, "Uçak Bilgisi ve Uçuş İlkeleri," [Çevrimiçi]. Mevcut: https://ets.anadolu.edu.tr/storage/nfs/HIS201U/ebook/HIS201U-16V1S1-8-0-1-SV1-ebook.pdf. [Erişim: 19.01.2025].

[76] S. Suewatanakul, A. Porcarelli, A. Olsson, H. Grimler, A. Chiche, R. Mariani & G. Lindbergh, "Conceptual Design of a Hybrid Hydrogen Fuel Cell/Battery Blended-Wing-Body Unmanned Aerial Vehicle," *Aerospace,* 9 (275), May 2022. Doi: 10.3390/aerospace9050275

[77] Assun Motors Pte Ltd., "Understanding DC Brushless Motor Efficiency & How to Test For It," [Çevrimiçi]. Mevcut: https://assunmotor.com/blog/dc-brushless-motor-efficiency/. [Erişim: 30.01.2025].

[78] H. Ucgun, U. Yuzgec, M. Kesler & C. Cicekdemir, "The Comparison of Energy Sources Used in Unmanned Air Vehicles," *International Journal of Scientific and Technological Research,* 5 (6), June 2019. Doi: 10.7176/JSTR/5-6-05

[79] Vikipedi, "Yakıt Hücresi," [Çevrimiçi]. Mevcut: https://tr.wikipedia.org/wiki/Yak%C4%B1t_h%C3%BCcresi. [Erişim: 31.01.2025].

[80] G. Uçar, "Bir hava solumalı polimer elektrolit membranlı yakıt hücresinin membran elektrot bileşkesinin tasarımı ve en iyileştirilmesi," Yüksek Lisans Tezi, Kimya Mühendisliği Anabilim Dalı, Anadolu Üniversitesi, Eskişehir, 2012.

[81] C. Koşar, "Hidrojen Depolama Yöntemleri," *Open Journal of Nano,* 6 (1), pp. 2-6, Temmuz 2021.

[82] Türkiye Gazetesi, "Verimi ve Tasarrufu ile Dünyaya Fark Atıyor: Türk Yapımı Motor Gururumuz Olacak," [Çevrimiçi]. Mevcut: https://arsiv.turkiyegazetesi.com.tr/teknoloji/verimi-ve-tasarrufu-ile-dunyaya-fark-atiyor-turk-yapimi-motor-gururumuz-olacak-813607. [Erişim:02.02.2025].

[83] Ankara Büyükşehir Belediyesi, "Karbon Ayakizi Hesaplayıcı," [Çevrimiçi]. Mevcut: https://karbonayakizi.ankara.bel.tr/#/vehicle. [Erişim: 02.02.2025].

[84] B. K. Altınkeski, O. Özyiğit & E. Çevik, "Çevre Dostu Teknolojiler, Sivil Havacılık ve Çevre Kalitesi Arasındaki İlişkisi: Panel Eşik Değer Regresyon Analizi," *Gaziantep University Journal of Social Sciences,* 21(3) pp. 1166, Haziran 2022.

[85] T.C. Çevre, Şehircilik ve İklim Değişikliği Bakanlığı, Meteoroloji Genel Müdürlüğü, "Atmosfer," [Çevrimiçi]. Mevcut: https://www.mgm.gov.tr/genel/sss.aspx?s=atmosfer. [Erişim: 19.02.2025].

[86] Direnc.net, "Robotik-Drone-Eğitim," [Çevrimiçi]. Mevcut: https://www.direnc.net/pixhawk-px4-pix-248-32-bit-ucus-kontrol-cihazi-basit-paket. [Erişim: 28.02.2025].

[87] Alibaba.com, "Consumer Electronics," [Çevrimiçi]. Mevcut: https://www.alibaba.com/product-detail/SIYI-ZR10-2K-4MP-30X-Hybrid_1601225309677.html?spm=a2700.7724857.0.0.506b3f80qrFNQ3. [Erişim: 28.02.2025].

[88] Fuel Cell Store, "Horizon H-1000 PEM Fuel Cell," [Çevrimiçi]. Mevcut: https://www.fuelcellstore.com/horizon-1000-watt-pem-fuel-cell. [Erişim: 28.02.2025].

[89] Petrochemical Chemical&Energy, "How Much Does a Gallon of Hydrogen Fuel Cost?" [Çevrimiçi]. Mevcut: https://www.petro-online.com/news/measurement-and-testing/14/breaking-news/how-much-does-a-gallon-of-hydrogen-fuel-cost/57718. [Erişim: 28.02.2025].

[90] H. K. Shin & S. K. Ha, "A Review on the Cost Analysis of Hydrogen Gas Storage Tanks for Fuel Cell Vehicles," *Energies*, 16(5233), July 2023. Doi: 10.3390/en16135233

[91] Made-in-China Manufacturer & Supplier, "fuel cell sensor," [Çevrimiçi]. Mevcut: https://www.made-in-china.com/multi-search/fuel%2Bcell%2Bsensor/F1/1.html?pv_id=1il6j2en2ebf&faw_id=null. [Erişim: 28.02.2025].

[92] Amazon.com, [Çevrimiçi]. Mevcut: https://www.amazon.com/dp/B07VL1PT64?ref=emc_p_m_5_i_atc&th=1. [Erişim: 28.02.2025].

[93] AliExpress.com, [Çevrimiçi]. Mevcut: https://tr.aliexpress.com/i/1005006279318377.html?gatewayAdapt=glo2tur. [Erişim: 28.02.2025].

[94] Made-in-China Manufacturer & Supplier, [Çevrimiçi]. Mevcut: https://lithiumhua.en.made-in-china.com/product/ZOVaDrMcyskq/China-Farasis-P53-55ah-3-7V-Li-ion-Pouch-Cell-LiFePO4-Lithium-Polymer-Battery-for-Electric-Vehicles-Bicycles-Scooters.html. [Erişim: 28.02.2025].

[95] Güven Sanat, "Maket Balsa Levha," [Çevrimiçi]. Mevcut: https://www.guvensanat.com/gvn-art-maket-balsa-levha-10x100-cm-15-mm-64901. [Erişim: 28.02.2025].

[96] Türk Hava Kurumu Model Uçak, "Kategori-Tekerlekler ve İniş Takımları," [Çevrimiçi]. Mevcut: https://www.thkmodelucak.com/kategori/tekerlekler-ve-inis-takimlari. [Erişim: 28.02.2025].

[97] Star Akım Firması, "Zayıf Akım Kabloları," [Çevrimiçi]. Mevcut: https://www.starakim.com/erse-liycy-3x1-120434. [Erişim: 28.02.2025].

[98] Amazon.com, [Çevrimiçi]. Mevcut: https://www.amazon.com/iFlight-Albatross-5-8GHz-LHCP-RP-SMA/dp/B0D66PVYMZ. [Erişim: 28.02.2025].

[99] Blue Skies Drone Rental, [Çevrimiçi]. Mevcut: https://rent.blueskiesdronerental.com/package/matrice-300-rtk-l1-sensor. [Erişim: 28.02.2025].

[100] T.C. Enerji ve Tabii Kaynaklar Bakanlığı Enerji İşleri Genel Müdürlüğü, "Güneş Enerjisi Potansiyeli Atlası (GEPA)," [Çevrimiçi]. Mevcut: https://gepa.enerji.gov.tr/. [Erişim: 04.03.2025]

[101] K. Lu, "Comparison and evaluation of different types of solar cells," *Proceedings of the 2023 International Conference on Functional Materials and Civil Engineering*, pp. 269, 2023. Doi: 10.54254/2755-2721/23/20230664.

TEZDEN ÜRETİLMİŞ YAYINLAR

Konferans Bildirileri

1. Y. Orhan & A. V. Akkaya, "Conceptual Design and Energy Management of A Hybrid Energy-Powered UAV For Reconnaissance Missions," *2nd International Thales Congress on Life, Engineering, Architecture, and Mathematics*, pp. 358, Cairo, Egypt, 2025. Doi: 10.30546/19023.978-9952-8545-6-5.2025.09.