T.C.
ERCİYES ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ
HAVACILIK ELEKTRİK VE ELEKTRONİĞİ ANABİLİM DALI

SEZGİSEL YÖNTEMLER KULLANILARAK ALÇAK İRTİFA UZUN MENZİL (LALE) SOLAR İNSANSIZ HAVA ARACI TASARIMI VE UYGULANMASI

Hazırlayan
Emin Tugay KEKEÇ

Danışman
Doç. Dr. Mehmet KONAR

Doktora Tezi

Ağustos 2025
KAYSERİ

T.C.
ERCİYES ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ
HAVACILIK ELEKTRİK VE ELEKTRONİĞİ ANABİLİM DALI

SEZGİSEL YÖNTEMLER KULLANILARAK ALÇAK İRTİFA UZUN MENZİL (LALE) SOLAR İNSANSIZ HAVA ARACI TASARIMI VE UYGULANMASI

(Doktora Tezi)

Hazırlayan
Emin Tugay KEKEÇ

Danışman
Doç. Dr. Mehmet KONAR

Bu çalışma, Erciyes Üniversitesi Bilimsel Araştırma Projeleri Birimi tarafından FDK-2024-13270 kodlu proje ile desteklenmiştir.

Ağustos 2025
KAYSERİ

BİLİMSEL ETİĞE UYGUNLUK

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

Emin Tugay KEKEÇ

“Sezgisel Yöntemler Kullanılarak Alçak İrtifa Uzun Menzil (LALE) Solar İnsansız Hava Aracı Tasarımı ve Uygulanması” adlı Doktora tezi, Erciyes Üniversitesi Lisansüstü Tez Önerisi ve Tez Yazma Yönergesi’ ne uygun olarak hazırlanmıştır.

Hazırlayan	**Danışman**
Emin Tugay KEKEÇ	Doç. Dr. Mehmet KONAR

Havacılık Elektrik ve Elektroniği ABD Başkanı

Dr. Öğr. Üyesi Ahmet Kerim AĞIRMAN

Doç. Dr. Mehmet KONAR danışmanlığında **Emin Tugay KEKEÇ** tarafından hazırlanan **"Sezgisel Yöntemler Kullanılarak Alçak İrtifa Uzun Menzil (LALE) Solar İnsansız Hava Aracı Tasarımı ve Uygulanması"** adlı bu çalışma jürimiz tarafından Erciyes Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü **Havacılık Elektrik ve Elektroniği** Anabilim Dalında **Doktora** tezi olarak kabul edilmiştir.

26 / 08 / 2025

JÜRİ:

Danışman : Doç. Dr. Mehmet KONAR .....

Üye : Doç. Dr. Fatma YILDIRIM DALKIRAN .....

Üye : Doç. Dr. Melih YILDIZ .....

Üye : Dr. Öğr. Üyesi Selim SOYLU .....

Üye : Dr. Öğr. Üyesi Oğuzhan ŞAHİN .....

ONAY:

Bu tezin kabulü Enstitü Yönetim Kurulunun ……...… tarih ve ……..……sayılı kararı ile onaylanmıştır.

……. /……../ ……

Prof. Dr. Munise Didem DEMİRBAŞ

Enstitü Müdürü

TEŞEKKÜR

Doktora eğitimim süresince bilgi birikimi, deneyimi ve yönlendirmeleriyle bana her zaman rehberlik eden, sabrı, anlayışı ve özverili desteğiyle bu çalışmanın başarıyla tamamlanmasında büyük katkı sağlayan değerli danışmanım Sayın Doç. Dr. Mehmet KONAR'a en içten teşekkürlerimi sunarım.

Tez İzleme Komitesi üyeleri olarak yer alan Doç. Dr. Fatma YILDIRIM DALKIRAN ve Doç. Dr. Melih YILDIZ'a, çalışmamı bilimsel çerçevede şekillendirmeme katkı sunan yapıcı yönlendirmeleri ve değerli görüşleri için teşekkür ederim. Ayrıca tez savunma jürisindeki katkılarından dolayı Dr. Öğr. Üyesi Selim SOYLU ve Dr. Öğr. Üyesi Oğuzhan ŞAHİN'e da teşekkür ederim.

Tez çalışmam boyunca gösterdiği sonsuz sabır, anlayış ve fedakârlıkla her daim yanımda olan sevgili eşim İrem KEKEÇ'e, yaşamım boyunca maddi ve manevi desteklerini hiçbir zaman esirgemeyen, varlıklarıyla bana güç veren kıymetli annem ve babama ve tüm aile fertlerime şükranlarımı sunarım. Ayrıca, tez sürecinde değerli katkıları ve yapıcı önerileriyle çalışmalarımın gelişimine önemli katkı sağlayan Öğr. Gör. Mustafa Samet GENÇAĞ'a da içten teşekkür ederim.

Bu çalışma, Erciyes Üniversitesi Bilimsel Araştırma Projeleri Birimi tarafından FDK-2024-13270 kodlu proje ile desteklenmiştir. Desteklerinden dolayı teşekkürlerimi sunarım.

Emin Tugay KEKEÇ

Ağustos 2025, KAYSERİ

SEZGİSEL YÖNTEMLER KULLANILARAK ALÇAK İRTİFA UZUN MENZİL (LALE) SOLAR İNSANSIZ HAVA ARACI TASARIMI VE UYGULANMASI

Emin Tugay KEKEÇ

Erciyes Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü
Doktora Tezi, Ağustos 2025
Danışman: Doç. Dr. Mehmet KONAR

ÖZET

Bu tez çalışmasında, alçak irtifa uzun menzil sınıfı güneş enerjili bir insansız hava aracının (İHA) tasarımı, optimizasyonu, prototip üretimi ve ilk test uçuşu gerçekleştirilmiştir. Çalışmada ilk olarak, kanat açıklığı, kütle ve en-boy oranı (AR) tasarım parametreleri, güç gereksiniminin minimize edilmesi amacıyla yapay arı kolonisi algoritması ile optimize edilmiştir. Sonraki aşamada, enerji üretim–tüketim dengesini sağlayacak konfigürasyonu belirlemek amacıyla parçacık sürü optimizasyonu (PSO) algoritması uygulanmıştır. PSO algoritmasının giriş parametreleri, kanat açıklığı (b), batarya kapasitesi (E_{bat}), uçuş hızı (V) ve toplam kütle (m_{total}) olarak belirlenmiş, çıkış parametreleri ise uygunluk fonksiyonu açısından minimize edilmesi hedeflenen performans ölçütleri olan gerekli güç (P_{req}), batarya kapasitesi (E_{bat}), toplam elektrik gücü ($P_{elec\,tot}$) ve günlük enerji tüketimi ($E_{elec\,tot}$) olmuştur. PSO algoritması, iterasyonlar boyunca her parçacığın konum ve hızını güncelleyerek güç dengesi ve batarya doluluk oranı kriterlerini sağlamıştır. Belirlenen optimum parametreler doğrultusunda prototip üretilmiş, solar hücreler ve batarya sistemi entegre edildikten sonra yer testleri ve başarılı uçuş testleri gerçekleştirilmiştir. Bulgular, geliştirilen sistemin uygun meteorolojik koşullar altında uzun süreli uçuş potansiyeline sahip olduğunu göstermektedir.

Anahtar Kelimeler: Solar İHA, Güneş enerjisi, ABC algoritması, PSO algoritması, Optimizasyon

DESIGN AND IMPLEMENTATION OF A LOW-ALTITUDE LONG-ENDURANCE (LALE) SOLAR UNMANNED AERIAL VEHICLE USING HEURISTIC METHODS

Emin Tugay KEKEÇ

Erciyes University, Graduate School of Natural and Applied Sciences
PhD Thesis, August 2025
Supervisor: Assoc. Dr. Mehmet KONAR

ABSTRACT

In this thesis study, the design, optimization, prototype production, and initial flight testing of a low-altitude long-endurance (LALE) class solar-powered unmanned aerial vehicle (UAV) were carried out. In the first stage, the design parameters of wingspan, mass, and aspect ratio (AR) were optimized using the Artificial Bee Colony (ABC) algorithm with the objective of minimizing power requirements. In the subsequent stage, the Particle Swarm Optimization (PSO) algorithm was applied to determine the configuration that would ensure the energy production–consumption balance. The input parameters of the PSO algorithm were defined as wingspan (b), battery capacity (E_{bat}), flight velocity (V), and total mass (m_{total}), while the output parameters were the performance metrics targeted to be minimized in terms of the fitness function: required power (P_{req}), battery capacity (E_{bat}), total electrical power ($P_{elec\ tot}$), and daily electrical energy consumption ($E_{elec\ tot}$). The PSO algorithm updated the position and velocity of each particle throughout the iterations to satisfy the criteria for power balance and battery state of charge. Based on the determined optimum parameters, a prototype was produced, and after the integration of solar cells and the battery system, ground tests and successful flight tests were conducted. The findings indicate that the developed system has the potential for long-endurance flights under suitable meteorological conditions.

Keywords: Solar UAV, Solar energy, ABC algorithm, PSO algorithm, Optimization

İÇİNDEKİLER

SEZGİSEL YÖNTEMLER KULLANILARAK ALÇAK İRTİFA UZUN MENZİL (LALE) SOLAR İNSANSIZ HAVA ARACI TASARIMI VE UYGULANMASI

BİLİMSEL ETİĞE UYGUNLUK ii
YÖNERGEYE UYGUNLUK ii
KABUL VE ONAY iv
TEŞEKKÜR v
ÖZET vi
ABSTRACT vii
İÇİNDEKİLER viii
KISALTMALAR xi
TABLOLAR LİSTESİ xiii
ŞEKİLLER LİSTESİ xiv
GİRİŞ 1

1. BÖLÜM
GENEL BİLGİLER ve LİTERATÜR ÇALIŞMASI

1.1. Problem Durumu 4
1.2. Araştırmanın Amacı 5
1.3. Araştırmanın Kapsamı ve Önemi 6
1.4. Literatür Özeti 7

2. BÖLÜM
TEORİK TEMELLER

2.1. İnsansız Hava Araçları ve Sınıflandırmaları 17
2.2. Güneş Enerjili İHA Sistemleri 19
2.2.1. Tarihsel Gelişim ve Temel Kavramlar 20
2.2.2. Güneş Enerjili Sistemlerde Enerji Bileşenleri ve Verimlilik 23
2.2.2.1. Solar Hücreler 24
2.2.2.2. Enerji Depolama Sistemleri 29

2.2.2.3. MPPT 33
2.2.2.4. Elektrik Motorları ve İtki Sistemleri 34
2.2.2.5. Sistem Verimliliğini Etkileyen Faktörler ve Kayıplar 36
2.2.3. Uçuş Prensipleri ve Performans 38
2.2.4. Güneş Işınım Modeli 46
2.2.5. Kütle Tahmin Modeli 50
2.3. ABC Algoritması 53
2.4. PSO Algoritması 54

3. BÖLÜM
TASARIM KRİTERLERİ VE OPTİMİZASYON SÜRECİ
3.1. Sistem Gereksinimleri 57
3.2. Görev Tanımı 58
3.3. Kanat Profili Seçimi 59
3.4. Optimizasyon Probleminin Tanımı 62
3.5. ABC Algoritması Tabanlı Model ile Minimum Güç Tüketimi Belirlenmesi 65
3.6. PSO Algoritması ile Sürekli Uçuş Kabiliyeti için Optimum Enerji Yönetimi 71

4. BÖLÜM
SİSTEM GERÇEKLEŞTİRİLMESİ
4.1. Yapısal Tasarım 84
4.2. Enerji ve İtki Sistemleri 86
4.3. Elektronik Bileşenler ve Entegrasyon 88
4.4. Üretim Süreci 91
4.5. Yer Testleri 99
4.6. Uçuş Testleri 99

5. BÖLÜM
SONUÇLAR VE ÖNERİLER
5.1. Genel Değerlendirme 102
5.2. Elde Edilen Bulgular 103
5.3. Mühendislik ve Araştırma Önerileri 104

KAYNAKÇA 106
ÖZGEÇMİŞ 117

KISALTMALAR

ABC	: Yapay Arı Kolonisi
ACO	: Karınca Kolonisi Optimizasyonu
AR	: Aspect Ratio
BEC	: Battery Elimination Circuit (Batarya Eliminasyon Devresi)
BLDC	: Brushless Direct Current Motor (Fırçasız Doğru Akım Motoru)
CFD	: Computational Fluid Dynamics (Sayısal Akışkanlar Dinamiği)
D	: Drag (Sürükleme)
DLC	: Distributed Laser Charging (Dağıtılmış Lazer Şarjı)
EASA	: European Union Aviation Safety Agency (Avrupa Havacılık Emniyeti Ajansı)
ESC	: Electronic Speed Controller (Elektronik Hız Kontrolcüsü)
FAA	: Federal Aviation Administration (Federal Havacılık İdaresi)
FEA	: Finite Element Analysis (Sonlu Elemanlar Analizi)
GA	: Genetik Algoritmalar
GPS	: Global Positioning System (Küresel Konumlama Sistemi)
HALE	: High Altitude Long Endurance (Yüksek İrtifa ve Uzun Menzil)
ICAO	: International Civil Aviation Organization (Uluslararası Sivil Havacılık Örgütü)
INS	: Inertial Navigation System (Ataletsel Seyrüsefer Sistemleri)
IoTD	: Internet of Things Devices (Nesnelerin İnterneti ile çalışan Cihazlardan)
İHA	: İnsansız Hava Araçları
KKT	: Karush-Kuhn-Tucker
L	: Lift (Taşıma)
LALE	: Low Altitude Long Endurance (Alçak İrtifa Uzun Menzil)
Li-Ion	: Lityum-iyon
Li-Po	: Lityum-polimer
LPT	: Laser Power Transfer (Lazer Güç Aktarımı)
LQR	: Linear–Quadratic Regulator (Doğrusal Karesel Regülatör)
MALE	: Medium Altitude Long Endurance (Orta İrtifa Uzun Menzil)
MPPT	: Maximum Power Point Tracking (Maksimum Güç Noktası Takipçisi)

NASA	: National Aeronautics and Space Administration (Ulusal Havacılık ve Uzay Dairesi)
NREL	: The National Renewable Energy Laboratory (Ulusal Yenilenebilir Enerji Laboratuvarı)
P&O	: Perturb & Observe
PSO	: Parçacık Sürü Optimizasyonu
PV	: Photovoltaic (fotovoltaik)
RC	: Radio Control (Radyo Kontrol)
RPAS	: Remotely Piloted Aircraft Systems
SHGM	: Sivil Havacılık Genel Müdürlüğü
SWIPT	: Simultaneous Wireless Information and Power Transfer (Eşzamanlı Kablosuz Bilgi ve Güç Aktarımı)
T	: Thrust (İtki)
W	: Weight (Ağırlık)

TABLOLAR LİSTESİ

Tablo 2.1. Sunpower C60 hücre teknik özellikleri 28
Tablo 2.2. Panasonic NCR18650B temel teknik özellikler 31
Tablo 2.3. Solar parametre değerleri 49
Tablo 3.1. Belirlenen kanat profilleri aerodinamik parametreler 60
Tablo 3.2. Optimizasyon modelinde kullanılan sabit ve göreve bağlı parametreler ... 64
Tablo 3.3. Optimizasyon sürecinde elde edilen girdi ve çıktı değerleri 68
Tablo 3.4. Giriş parametrelerinin minimum ve maksimum değerleri 72
Tablo 3.5. PSO algoritması optimum sonuçlar 82

ŞEKİLLER LİSTESİ

Şekil 2.1. Gossamer penguin....20
Şekil 2.2. Solar Challenger....21
Şekil 2.3. Pathfinder....22
Şekil 2.4. Yıllara göre solar hücre verimlilik grafiği....25
Şekil 2.5. Sunpower C60 solar hücre ve ölçüleri....26
Şekil 2.6. Sunpower C60 solar hücresi voltaja göre akımın değişim grafiği....27
Şekil 2.7. Farklı enerji depolama sistemlerinin gravimetrik enerji yoğunluğu (Wh/kg) ve gravimetrik güç yoğunluğu (W/kg) açısından karşılaştırılması....30
Şekil 2.8. Panasonic NCR18650B görseli ve ölçüleri....31
Şekil 2.9. Panasonic NCR-18650B (a) batarya deşarj karakteristikleri, (b) batarya şarj karakteristikleri....32
Şekil 2.10. T-Motor U7 V2 420KV....36
Şekil 2.11. Sistem verimlilik tablosu....37
Şekil 2.12. İHA temel enerji akış şeması....39
Şekil 2.13. İHA temel kuvvetleri....40
Şekil 2.14. Kanat yerleşim konfigürasyonları....41
Şekil 2.15. Dikdörtgen kanat tasarımı ve solar hücre yerleşimi....42
Şekil 2.16. Kanat profil parametreleri....43
Şekil 3.1. Seçilen üç farklı kanat profilinin iki boyutlu geometrik çizimleri....61
Şekil 3.2. (a) taşıma katsayısının (CL) sürükleme katsayısına (CD) göre değişimi, (b), taşıma katsayısının hücum açısına (α) göre değişimi, (c) sürükleme katsayısının hücum açısına göre değişimi, (d), CL/CD oranının hücum açısına göre değişimi....61
Şekil 3.3. Optimum güç hesabı için kullanılan iteratif model yapısı....67
Şekil 3.4. Optimum güç tüketimi için tasarım parametre modeli....67
Şekil 3.5. (a) iterasyonlara bağlı olarak AR değerinin değişimi, (b) iterasyonlara göre kanat açıklığındaki değişim, (c) toplam kütlenin iterasyonlara göre değişimi, (d) iterasyonlara bağlı (Preq) değişimi....70
Şekil 3. 6. PSO algoritması için oluşturulan optimum güç tüketimi tasarım modeli yapısı....71
Şekil 3.7. PSO algoritması için kurulan optimizasyon modelinin akış diyagramı....73
Şekil 3.8. Uygunluk fonksiyonunun akış diyagramı....75

Şekil 3.9. Amaç fonksiyonunun yakınsama grafiği 76
Şekil 3.10. İterasyona göre uçuş süresinin değişimi 77
Şekil 3.11. (a) Kütle değerinin iterasyonlara göre değişimi, (b) Hız değerinin iterasyonlara göre değişimi, (c) Batarya kapasitesinin iterasyonlara göre değişimi, (d) Kanat açıklığının iterasyonlara göre değişimi 78
Şekil 3.12. (a) İterasyona göre gerekli gücün değişimi, (b) iterasyona göre toplam elektriksel gücün değişimi 80
Şekil 3.13. İterasyona göre toplam elektrik enerjisinin değişimi 81
Şekil 4.1. Geliştirilen güneş enerjili İHA'ya ait genel görünüş teknik çizimi ve temel boyutları 85
Şekil 4.2. Geliştirilen İHA sisteminin genel elektronik mimarisini gösteren blok diyagramı 89
Şekil 4.3. Güneş enerjili İHA sistemine ait elektronik bileşenlerin genel bağlantı diyagramı 91
Şekil 4.4. İHA solidworks gerçek zamanlı görselleri 92
Şekil 4.5. Gövde üretim aşaması 93
Şekil 4.6. CNC sıcak tel köpük kesim tezgâhı 94
Şekil 4.7. Kontrol yüzeyleri karbon fiber kaplama 94
Şekil 4.8. Kanat ve gövde birleşimi modüler yapı 95
Şekil 4.9. Yatak noktaları ve menteşe bölgelerinde karbon fiber kompozit plakalarla lokal güçlendirme 96
Şekil 4.10. İHA ilk uçuş test öncesi görselleri 97
Şekil 4.11. Yer kontrol istasyonu ve QGroundControl arayüzü 98
Şekil 4.16. İlk uçuş testleri 100
Şekil 4.17. İlk uçuş testine ait uçuş yolu izleri (QGroundControl arayüzü üzerinden kaydedilen GNSS verileriyle) 101

GİRİŞ

Son yıllarda küresel ölçekte yaşanan teknolojik gelişmeler, İnsansız Hava Araçları (İHA) alanında önemli bir dönüşümün gerçekleşmesine zemin hazırlamıştır. Özellikle sivil, ticari ve askeri uygulamalarda insan faktörünü minimuma indiren, maliyetleri düşüren ve riskleri azaltan İHA sistemleri, çeşitli iş kollarında vazgeçilmez hale gelmiştir. Havadan görüntüleme, haritalama, afet yönetimi, sınır denetimi, tarımsal analiz ve maden sahalarının analizi gibi uygulama alanlarında yaygın biçimde kullanılan bu sistemler, görev ihtiyaçlarına göre farklı sınıflarda ve teknik özelliklerde tasarlanmaktadır. Ancak bu sistemlerin verimi, büyük oranda uçuş süresi, menzil kapasitesi ve enerji verimliliği gibi performans kriterlerine bağlıdır. Günümüzün ihtiyaçları kapsamında, özellikle uzun süreli görevleri yapabilecek, düşük enerji tüketimiyle yüksek verim sağlayan İHA sistemlerinin geliştirilmesi bilimsel araştırmaların ve endüstriyel uygulamaların odak noktası haline gelmiştir [1].

Elektrik motorları ile itki üreten geleneksel İHA sistemleri, genellikle lityum-polimer (Li-Po) ve lityum-iyon (Li-Ion) bataryalarla beslenmekte ve bu bataryaların sınırlı enerji kapasiteleri, uçuş süresi üzerinde doğrudan kısıtlayıcı bir etki yaratmaktadır. Böylece, özellikle geniş alanları tarama, uzun süreli havada kalma veya döngüsel görevler gerçekleştirme gerektiren uçuş operasyonlarında büyük bir performans açığına sebep olmaktadır. Örneğin, yangın izleme veya sınır güvenliği gibi görevlerde İHA'nın uçuş süresinin birkaç saatle sınırlı olması, görevlerin verimli biçimde gerçekleştirilmesini zorlaştırmaktadır. Bu bağlamda, enerji tüketimi batarya kapasitesi ve uçuş boyunca çevresel enerji kaynaklarının entegrasyonu ile desteklenmesi gerektiği anlaşılmaktadır [2].

Yenilenebilir enerji kaynaklarının havacılık sistemlerine entegrasyonu son yıllarda büyük ilgi gören araştırma konularından birisidir. Özellikle güneş enerjisi, düşük ağırlıklı ve modüler panel sistemlerinin geliştirilmesiyle birlikte İHA'lar için uygun bir çözüm sunmaktadır. Güneş panelleri entegre edilmiş İHA'lar, gün boyunca uçuş sırasında enerji üretebilmekte, bu sayede batarya kullanımını azaltmakta ve uçuş süresini önemli düzeyde arttırabilmektedir. Ancak bu sistemlerin verimliliği, hücre verimliliğine ve hücre yerleşim stratejilerine, aerodinamik yapıya etkilerine, toplam sistem kütlesine ve enerji yönetim sistemine de doğrudan bağlıdır. Bu etkenler, güneş enerjili İHA sistemlerinin tasarımını çok değişkenli ve yüksek karmaşıklık barındıran bir mühendislik problemine dönüştürmektedir [3, 4].

Bu tür karmaşık tasarım problemleri, genellikle klasik mühendislik optimizasyon yöntemleriyle çözümlenememekte veya çözüm süreçleri çok yüksek hesaplama maliyetlerine sebep oluşturmaktadır. Bu sebeple, doğadan ilham alınan, esnek ve sezgisel olarak çözüm arayabilen algoritmaların mühendislik tasarım süreçlerine entegre edilmesi, özellikle son yıllarda oldukça popüler hale gelmiştir [5, 6]. Sezgisel yöntemler, global çözüm arama yetenekleri, çok değişkenli problem çözümünde sağladıkları esneklik ve lokal minimumlara duraklamadan çözüm alanını tarayabilmeleri sebebiyle, enerji, havacılık ve makine mühendisliği gibi çok disiplinli alanlarda verimli biçimde kullanılmaktadır. Parçacık sürü optimizasyonu (Particle Swarm Optimization, PSO), Genetik Algoritmalar (Genetic algorithm, GA), Karınca Kolonisi Optimizasyonu (Ant Colony Optimization, ACO) ve benzeri yöntemler, İHA tasarımında kritik parametrelerin (kanat açıklığı, kütle, yüzey alanı, hız, batarya kapasitesi vb.) optimize edilmesinde yüksek verim göstermektedir [7].

Bu tez çalışması, sezgisel yöntemlerden Yapay Arı Kolonisi (Artificial Bee Colony, ABC) ve PSO algoritmasını kullanarak, güneş enerjisiyle çalışan, alçak irtifada görev yapan ve uzun menzilli uçuş yeteneğine sahip bir İHA sisteminin tasarımını ve uygulanmasını amaçlamaktadır. Çalışmada alçak irtifa uzun menzil (Low Altitude Long Endurance, LALE) sınıfı olarak adlandırılan özgün bir İHA sistemi geliştirilmiş, sistemin uçuş süresini en üst düzeye çıkarmak için güç tüketiminin minimize edilmesi hedeflenmiştir. Bu hedef doğrultusunda, aerodinamik yapıdan enerji yönetim sistemlerine, malzeme seçiminden yapısal tasarıma kadar pek çok parametre eş zamanlı olarak ele alınmış ve bütüncül bir mühendislik yaklaşımı benimsenmiştir. Solar hücre

entegrasyonu, enerji akış modeli, kanat profili, ağırlık tahmini ve faydalı yük dengesi gibi faktörler, PSO algoritması ile optimize edilmiştir.

Bu tez çalışması beş bölümden oluşmaktadır. Birinci bölümde, araştırmanın problem durumu, amacı, kapsamı ve önemi ele alınmış, konuyla ilgili literatürde yapılan çalışmalar özetlenmiştir. İkinci bölümde, çalışmanın teorik temelleri sunulmuş, İHA'ların sınıflandırılması, güneş enerjili sistemlerin tarihsel gelişimi ve temel bileşenleri, enerji verimliliği unsurları, uçuş prensipleri, güneş ışınım ve kütle tahmin modelleri ayrıntılı olarak açıklanmış, ayrıca çalışmada kullanılan ABC ve PSO algoritmaları tanıtılmıştır. Üçüncü bölümde, tasarım kriterleri ve izlenen yöntem verilmiş, sistem gereksinimleri, görev tanımı, kanat profili seçimi ve optimizasyon probleminin tanımlanması detaylandırılmış, minimum güç tüketimi için ABC algoritması ve sürekli uçuş kabiliyeti için PSO algoritması ile gerçekleştirilen optimizasyon süreçleri aktarılmıştır. Dördüncü bölümde, sistemin gerçekleştirilmesi süreci açıklanmış, yapısal tasarım, enerji ve itki sistemleri, elektronik bileşenler ve entegrasyon, üretim süreci ile yer ve uçuş testlerine ilişkin teknik bilgiler sunulmuştur. Beşinci bölümde ise genel değerlendirme, elde edilen bulgular ve gelecek çalışmalara yönelik mühendislik ile araştırma önerilerine yer verilmiştir.

Tez çalışmasının özgünlüğü simülasyon ortamındaki modelleme ile sınırlı kalmamış, aynı zamanda geliştirilen sistemin fiziksel prototip üretimi ve saha testleri de yapılmıştır. Ayrıca, bu tez çalışmasının Türkiye açısından taşıdığı stratejik önem de oldukça fazladır. Yerli ve milli üretim kabiliyetiyle geliştirilen bir güneş enerjili İHA sistemi dışa bağımlılığı azaltacak ve yerli havacılık sanayisine sürdürülebilirlik açısından katkı sunacaktır. Literatürde bu ölçekte tasarlanmış ve optimize edilmiş bir yerli İHA sistemine yönelik kapsamlı bir çalışma bulunmaması da bu tezin ortaya koyduğu özgün değeri güçlendirmektedir.

1. BÖLÜM

GENEL BİLGİLER VE LİTERATÜR ÇALIŞMASI

1.1. Problem Durumu

İHA'ların hızlı gelişimi, özellikle enerji verimliliği, görev süresi ve menzil gibi performans kriterlerinin ön plana çıkmasına sebep olmuştur. Geleneksel batarya veya yakıt tabanlı İHA sistemleri, sınırlı enerji kapasiteleri nedeniyle uzun süreli görevlerde yetersiz kalmaktadır. Bu durum, alçak irtifa ve uzun menzilli görevlerde sürdürülebilirliği sağlayacak alternatif enerji çözümlerine olan ihtiyacı artırmaktadır. Bu bağlamda, güneş enerjisi ile çalışan İHA sistemleri, enerji ihtiyacının kısmen ya da tamamen yenilenebilir kaynaklardan karşılanmasını sağlayarak uçuş süresini artırma potansiyeli bulundurmaktadır. Ancak bu sistemlerin tasarımı, sadece aerodinamik ve yapısal gereksinimlerle sınırlı olmayıp, aynı zamanda enerji yönetimi, hücre yerleşimi, ağırlık optimizasyonu ve güç tüketiminin minimizasyonu gibi çok boyutlu mühendislik problemlerini de içermektedir.

İlgili mühendislik problemleri genellikle doğrusal olmayan, çok değişkenli ve çok kısıtlı yapılar olduğu için klasik deterministik yöntemlerle çözülmeleri oldukça zordur. Bu nedenle, son yıllarda mühendislik optimizasyon problemlerinde sezgisel yöntemler (heuristic methods) önemli bir çözüm alternatifi olarak ön plana çıkmaktadır. PSO ve ABC gibi sezgisel yöntemler, karmaşık tasarım uzaylarında global çözüme yakın sonuçlar bulmakta ve mühendislik tasarımlarında oldukça etkin bir biçimde kullanılmaktadır.

Türkiye'nin jeostratejik ve coğrafi özellikleri dikkate alındığında, özellikle yangın tespiti, sınır güvenliği ve tarımsal izleme gibi uygulamalarda uzun süreli ve bağımsız görev yapabilen yerli ve milli İHA'lara olan ihtiyaç artmaktadır. Ancak bu alanda yapılan yerli çalışmaların sayısı sınırlı olup, literatürde güneş enerjisi destekli, düşük irtifada ve uzun menzilli uçuşa imkân tanıyan yerli bir İHA tasarımı ve optimizasyonuna dair bütünleşik bir çalışma bulunmamaktadır. Bu çalışma, söz konusu boşluğu doldurmak amacıyla, alçak irtifada, uzun menzilde görev yapabilen, solar hücre destekli bir İHA sisteminin tasarımını gerçekleştirmeyi ve sezgisel optimizasyon yöntemleri ile sistem performansını artırmayı hedeflemektedir. Böylece hem literatüre katkı sağlanması hem de yerli İHA geliştirme süreçlerine teknolojik bir altyapı kazandırılması amaçlanmaktadır.

1.2. Araştırmanın Amacı

Bu tez çalışmasının temel amacı, sürdürülebilir ve uzun süreli görevlerde kullanılabilecek, alçak irtifada uçuş gerçekleştiren ve güneş enerjisiyle çalışan bir İHA sisteminin tasarımı, optimizasyonu ve uygulanabilirliğinin araştırılmasıdır. Bu çalışma, yenilenebilir enerji kaynaklarının havacılık teknolojilerine entegrasyonu konusunda bir örnek teşkil etmeyi, aynı zamanda sezgisel algoritmaların mühendislik tasarımı süreçlerinde etkinliğini kanıtlamayı amaçlamaktadır.

Çalışmanın temel amacı bir İHA prototipi üretmenin ötesinde çok değişkenli bir tasarım probleminin çözümünde sezgisel yöntemlerin sistematik biçimde nasıl kullanılabileceğini göstermektir. Bu amaçla, aerodinamik yapıdan enerji yönetim sistemine kadar birçok bileşen eş zamanlı olarak ele alınacak, sistemin genel performansını etkileyen değişkenler optimize edilecektir. Uçuş süresi, enerji tüketimi, menzil ve sistem kararlılığı gibi kriterler, belirlenen amaç fonksiyonu çerçevesinde iyileştirilmeye çalışılacaktır.

Araştırmada özellikle PSO ve ABC gibi doğadan esinlenen sezgisel yöntemlerin gücünden yararlanılarak, geleneksel yöntemlerin yetersiz kaldığı çok boyutlu ve doğrusal olmayan tasarım uzaylarında etkin çözüm sunulması amaçlanmaktadır. Bu algoritmalar sayesinde, tasarım süreci boyunca ortaya çıkan karmaşık karar değişkenleri arasındaki etkileşimler modellenerek, optimum parametre setlerinin bulunması sağlanacaktır. Bu bağlamda, örnekleme tabanlı yaklaşım yerine, daha az işlem maliyeti ile daha verimli ve etkili sonuçlar üretilebilecektir.

Bir diğer amaç ise, güneş enerjili İHA sistemlerinin Türkiye koşullarında uygulanabilirliğini ölçerek, yerli üretim kapasitesine katkı sağlamak ve düşük maliyetli, çevre dostu aynı zamanda uzun süreli görevler gerçekleştirebilen İHA'ların geliştirilmesine zemin hazırlamaktır. Bu doğrultuda, geliştirilen İHA sisteminin üretimi, yer testleri ve ilk uçuş testleri aşamalarıyla desteklenen deneysel bir süreç de yürütülecektir.

1.3. Araştırmanın Kapsamı ve Önemi

Bu tez çalışmasının kapsamı, güneş enerjili İHA tasarımının çok disiplinli bir yaklaşımla ele alınması ile sezgisel optimizasyon yöntemleriyle hava aracının tasarım parametrelerinin belirlenmesi, enerji sisteminin boyutlandırılması, sezgisel algoritmalar aracılığıyla güç tüketiminin minimize edilmesi ve sonucunda prototip üretimi ve uçuş testlerinin gerçekleştirilmesi adımlarını kapsamaktadır.

Çalışma, özellikle alçak irtifada uzun süreli uçuş gerçekleştirmesi gereken İHA sistemlerine odaklanmakta, bu tür görevlerde ortaya çıkan enerji yönetimi ve aerodinamik optimizasyon gereksinimlerine çözüm üretmeyi hedeflemektedir. Bu bağlamda kanat açıklığı, toplam kütle, hız, batarya kapasitesi ve solar hücre yerleşimi gibi kritik değişkenlerin uçuş performansına etkileri ayrıntılı olarak incelenecek, bu değişkenlerin optimizasyonu ile İHA tasarımı yapılacaktır. Ayrıca, enerji sistemlerinin boyutlandırılması ve yerleşiminde dikkate alınması gereken parametreler de araştırmanın kapsamı içinde detaylandırılacaktır. Bu amaçla, İHA üretiminde kullanılacak solar hücre, batarya, motor, Elektronik Hız Kontrolcüsü (Electronic Speed Controller, ESC), Maksimum Güç Noktası Takipçisi (Maximum Power Point Tracking, MPPT) gibi bileşenler kapsamlı bir şekilde incelenecektir.

Bu çalışmanın önemi, çok boyutlu mühendislik problemlerinin çözümünde sezgisel algoritmaların ne kadar etkili olabileceğini göstermesi açısından büyüktür. Klasik yöntemlerle çözülmesi oldukça karmaşık olan problemleri, sezgisel algoritmalar kullanılarak daha hızlı, daha esnek ve daha verimli şekilde çözümlenebilmektedir. Ayrıca yenilenebilir enerji tabanlı bir İHA sisteminin geliştirilmesi, Türkiye'nin havacılıkta sürdürülebilirlik hedeflerine katkı sunabilecek ölçektedir. Özellikle güneş enerjisinden doğrudan yararlanan sistemlerin üretilmesinde, fosil yakıtlara bağımlılığı azaltmanın yanı sıra çevre dostu havacılık operasyonları açısından da önemli kazanımlar sunmaktadır.

Bu tez çalışması, bilimsel alana katkı sunmanın ötesinde uygulamaya dönük mühendislik sorunlarına yenilikçi çözümler üretmeyi ve benzer alanlardaki gelecekteki araştırmalara ışık tutmayı amaçlamaktadır. Tasarlanan ve üretilen sistemin optimizasyonu ve sahadaki potansiyel uygulamaları göz önüne alındığında, tez çalışmasının akademik ve endüstriyel anlamda yüksek etki potansiyeline sahip olduğu düşünülmektedir.

1.4. Literatür Özeti

İHA sistemlerine yüklenen görev ve sorumlulukların artışı ile bu alanda oldukça farklı fikirler ve tasarımlar geliştirilmiştir. Bu gelişimlere paralel olarak İHA'larda ortaya çıkan bazı problemler de tam anlamıyla aşılamamıştır. Özellikle mini ve orta ölçekli İHA'lar için menzil ve uçuş sürelerinin yetersizliği başlıca problemler arasında gösterilmektedir [8]. Menzil ve uçuş sürelerinde yaşanan bu yetersizlik üzerine pek çok bilimsel çalışma yapılmıştır. Yapılan çalışmalar, yüksek verimli bataryalar, itki sistem veriminin arttırılması, aerodinamik sürükleme kuvvetinin minimize edilmesi, yapısal malzemelerde ağırlık kazancı ve doğru görev planlaması gibi oldukça farklı disiplinleri ilgilendiren alanlarda gerçekleştirilmiştir [5, 8]. Ek olarak uçuş süresi ve menzilde artış sağlayabilmek için sabit kanatlı İHA'larda yenilenebilir enerji kaynaklarından olan güneş enerjisini kullanma fikri de son yıllarda üzerinde yoğun çalışılan alanlar arasındadır [9, 10]. Güneş enerjisinden doğrudan ve dolaylı olarak yararlanılabilmektedir [11, 12]. Güneş enerjisinin yeryüzünü ısıtması ile ortaya çıkan termal hava akımlarını kullanarak sportif hava araçları ve yırtıcı kuşlardan ilham alınarak geliştirilen deneysel İHA'lar dolaylı olarak güneş enerjisinden yararlanılarak uçuş süresi ve menzilde artış sağlayabilmektedir. Ancak oluşan termal hava akımlarının yer ve zaman değişkeni ile her şartta oluşamaması, kesin ve net olarak uçuş süresi ve menzilde bir artışı garanti edememektedir [8, 13].

Sabit kanatlı İHA'larda güneş enerjisini doğrudan kullanarak uçuş süresi ve menzilinde artış sağlayabilmenin kesin yolu ise solar paneller kullanarak elektrik enerjisi üretmektir. Solar İHA'lar için farklı ölçeklerde ve konfigürasyonlarda yapılan çok sayıda çalışma son yıllarda gerçekleştirilmiştir. Günümüzde yüksek verimli güneş panelleri ve yüksek enerji yoğunluğuna (Energy density, Wh/kg) sahip bataryaların son kullanıcılara ulaşması ile bu alanda uygulamalı çalışmalarda hızla artmıştır [14].

Morton et al. [15] çalışmalarında, 4 metre kanat açıklığına sahip mini ölçekli solar İHA sistemi tasarımına ve üretimine odaklanmıştır. Daha ağır batarya ve sensörler kullanılarak

yapılan çalışmada 24 saat üzeri uçuş kabiliyetine sahip olan ve çok günlü sürekli uçuşun yapılabilmesi için detaylı bir anlatım sunmuşlardır. Ayrıca çalışmalarında alçak irtifa uçuşu için havadan keşif uygulamalarını da incelemişlerdir.

Shiau et al. [16], deneysel bir solar İHA'nın yerleşik elektronik sistemleri için gereken gücü sağlayan güneş enerjisi yönetim sisteminin tasarımı üzerine çalışmıştır. Güç yönetim sistemi temel olarak MPPT, pil yönetimi ve güç dönüştürme aşamalarından oluşur. MPPT aşaması, solar hücrelerden elde edilebilecek maksimum gücü elde etmeye çalışır. Batarya yönetimi aşaması, Li-Ion modüllerinin şarj ve deşarj süreçlerini izler ve kontrol eder. Çalışmada bahsedilen enerji yönetim sisteminin son aşamasında ise uçuş bilgisayarı ve diğer elektronikler için gerekli +5V ve +12V güçlerin üretilmesi için DC-DC dönüşümü detaylandırılmıştır.

Oettershagen et al. [17] çalışmalarında, 5,6 m kanat açıklığına sahip güneş enerjili LALE sınıfı İHA olan Atlantik Solar'ın kavramsal tasarımını, ayrıntılı tasarım ve uçuş testlerini açıklamıştır. Bulutlar veya rüzgarlar gibi yerel meteorolojik sorunlara göre sürekli uçuş emniyetini en üst düzeye çıkarmak için geliştirilmiş bir kavramsal tasarım yöntemini sunarak uygulama yapmışlardır. Ayrıca çalışmada, arama-kurtarma amacıyla İHA'ya kamera montajı yapılarak afet bölgesinin yüksek kaliteli 3D haritaları oluşturulmuş ve uçuş verileri analiz edilmiştir.

Rajendran and Smith [18] çalışmalarında, dünyanın çeşitli şehirlerinde sürekli olarak gün aşırı uçabilen mini sınıfta bir İHA'nın tasarımında güneş ışınımı ve gün ışığı süresinin etkisini araştırmıştır. 2013 yılında dünya genelinde dağılmış 12 şehre ait güneş ışınım verileri toplanmıştır. Güneş enerjisiyle çalışan İHA'nın maksimum kalkış ağırlığı ve kanat açıklığı üzerinde şehrin mevcut güneş ışınımı ve gün ışığının etkileri incelenmiştir. Analiz, güneş enerjisiyle çalışan İHA'nın performansı için gün ışığı süresinin mevcut güneş ışınımı kadar önemli olduğunu kanıtlamıştır.

Zhang et al. [19], güneş enerjisi ile çalışan İHA'ların tasarımında yaşanan zorluklara odaklanmıştır. Bu İHA'lar için gövde tasarım ve üretim süreçlerinin uçuş menziline olan etkileri açıklanmıştır. Son bölümde, gelecekte güneş enerjisi ile çalışacak İHA'ların tasarımı için referans sağlayabilecek ve karşılaşabilecek zorluklar sunulmuştur.

Lee and Yu [20], güneş enerjisiyle çalışan İHA'nın uçuş rotasını yerçekimi potansiyeli kullanılarak optimize etmiş ve uzun menzil uçuşu yapılabileceğini doğrulamıştır. Simülasyon sonuçları, optimum rota planlamasının İHA menzilini arttırmak için etkili bir parametre olduğunu göstermiştir. Gece boyunca süzülen İHA'nın doğru ve optimum bir rota planlaması ile bataryalara olan bağımlılığı azaltılarak uçuş süresi ve menzilde önemli artışlar sunabileceğini göstermişlerdir. Ayrıca optimizasyon işlemi gerçek zamanlı olarak gerçekleştirildiği için meteorolojik değişikliklerle gerçek zamanlı olarak tepki verilebileceğini kanıtlamışlardır.

Turk et al. [21], güneş enerjisiyle çalışan, altı saat uçuş süresine sahip bir İHA kavramsal tasarımı gerçekleştirmiştir. Solar hücreler, batarya ve MPPT gibi bileşenlerin değerlendirilmesini yapmışlardır. Ülkemizde karasal iklime sahip bir uçuş bölgesi olan Eskişehir için uçuş ortamı ve güneş enerjisi üretim verimliliği araştırılmıştır. Aylık güneşlenme süreleri ve İHA'nın uçuşu için gerekli olan güç hesaplamaları ve bunların karşılaştırılması yapılmıştır. Sonuç olarak, Nisan ile Ekim ayları arasında 1.084 m² kanat alanında 472.29 Wh enerji üretimiyle güneş enerjisi destekli altı saatlik uçuşun mümkün olduğu gösterilmiştir.

Lee et al. [22] çalışmalarında, güneş enerjisiyle çalışan İHA'ların kontrol performansını iyileştirmeyi amaçlamış, esnek modlarla uçuş mekaniği denklemlerini kurmuş ve mühendislik uygulamasına uygun kontrol yöntemini önermişlerdir. Ayrıca gövde elastik deformasyonu dikkate alınarak yunuslama momenti katsayısı elde edilmiş ve hava hızı ile elevatör açısının yunuslama momenti katsayısı ve kontrol yüzeyi verimliliği üzerindeki etkisi analiz edilmiştir.

Guo et al. [23], güneş enerjisiyle uçuş yapabilen bir İHA'nın geliştirilmesi sırasında elde edilen test verilerini kullanarak uçuş koşullarıyla performans parametrelerindeki değişimi ve zamanla performans zayıflamasını gösterebilen aerodinamik, enerji ve itki sistemlerinin matematiksel ve fiziksel modellerini oluşturmuştur. Ayrıca, maksimum enerji kullanımı ilkesine dayalı bir görev kontrol stratejisi önerilmiş ve her uçuş aşamasının enerji dengesi modeli oluşturulmuştur. Strateji temelinde, güneş enerjisiyle çalışan bir İHA'nın tipik uçuş profili ve güç spektrumu analizi yapılmıştır. Son olarak, giriş parametreleri, görev parametrelerine (kalkış süresi, uçuş sezonu, uçuş enlemi, kalkış ağırlığı) ve performans parametrelerine (taşıma-sürükleme oranı, batarya yoğunluğu)

ayrılarak, görev fizibilitesi üzerindeki etkileri sırasıyla incelenmiştir. Bu çalışmanın araştırma yöntemleri ve sonuçları, güneş enerjisiyle çalışan İHA'ların görev planlaması için referans öneme sahip olduğu belirtilmiştir.

Bakar et al. [24] tarafından yapılan çalışmanın amacı, LALE sınıfı İHA'nın enerji sisteminin optimizasyonu ve yönetimi için bir tasarım yöntemi önermektir. Optimizasyon açısından solar hücreler tarafından üretilen güç girişi ve çıkışı ile seyir itkisi hesaplanmış ve İHA'nın uçuş sırasındaki enerji dengesi analiz edilmiştir. Ayrıca İHA'nın gündüz ve gece uçuşu sırasındaki enerji tüketim gereksinimlerini karşılamak için yerel çevre koşullarının (bulutlar ve gece saatleri gibi) hava aracı üzerindeki etkisi dikkate alınarak hesaplamalar yapılmıştır. Batarya kapasitesi de kalan süreye göre tahmin edilmiştir. Bu çalışmada, gün aşırı uçuş performansının istikrarını geliştirmek için optimizasyon ve uzatma yöntemleri için genişletilmiş kriterler açıklanmıştır. Ayrıca, 5 metre kanat açıklığına ve 3 kg batarya kütlesine sahip güneş enerjili İHA'nın parametrelerini simüle ederek optimizasyon yöntemi geliştirilmiştir.

Ravi et al. [25], İHA'lar için yeni bir kaynak yönetim sistemi geliştirmiştir. Bu sistem, güneş panel hücrelerinden elde edilecek gücü tahmin etmek için derin öğrenme modelinden ve kullanıcı varış oranını belirleyen tüketim modelinden oluşturulmuştur. Kaynak yönetim sistemi, enerji tüketimi ve hasat tahminleriyle iletişim için bir İHA tarafından tüketilen gücü uyarlamalı olarak değiştirmiştir. Ek olarak, kullanıcı iletişimini desteklemek için birden fazla İHA arasında enerji koordinasyon planlaması sağlanmıştır. Deney sonuçları, İHA'ların uçuş süresinin gece saatlerinde %40 iyileştiğini göstermiştir. Son olarak, İHA'nın uçuş süresini artırmak için iletim gücünün çeşitli metodolojiler kullanılarak değiştirilmesi sağlanmıştır.

George et al. [26] bir İHA'nın kanadına solar hücreleri yerleştirildiğinde, aracın aerodinamik performansı ve yapısı üzerindeki etkisini Sayısal Akışkanlar Dinamiği (Computational Fluid Dynamics, CFD) ve Sonlu Elemanlar Analizi (Finite Element Analysis, FEA) yaklaşımlarını kullanarak değerlendirmiştir. Taşıma ve sürükleme aerodinamik performansı analiz etmek için kullanılmıştır. Bu çalışmada, solar hücreler kanadın aerodinamik performansı üzerinde küçük bir etkiye sahip olduğu tespit edilmiştir.

Chao et al. [27] çalışmalarında, sabit kanatlı bir İHA'nın akıllı cihazlardan veri toplamak için güneş enerjisiyle çalışan yeni bir sabit kanatlı İHA destekli veri toplama tekniği sunmuşlardır. Herhangi bir akıllı cihazdan yüklenen minimum veri, İHA'nın üç boyutlu yörüngesini optimize etmiştir. Önerilen algoritma, Karush-Kuhn-Tucker (KKT) koşullarını sağlamakta ve lokal olarak en uygun çözümü garanti etmektedir. Ek olarak, 3 boyutlu yörünge tasarımına katkıda bulunmak için düşük irtifalarda depolanacak güneş enerjisini doğru tahmin etmenin önemini vurgulamışlardır.

Sawant et al. [28] güneş enerjisi ile uçabilecek İHA'nın detaylı tasarım planını sunmuşlardır. Çalışmada, güneş enerjili İHA için gerekli olan çeşitli sistem ve güç bileşenlerinin detaylı çalışması yapılmıştır. Çalışma ve spesifikasyonlara göre fırçasız doğru akım motoru (Brushless Direct Current Motor, BLDC), batarya, pervane vb. parçaların mekanik tasarımı ayrıntılı olarak verilmiştir.

Siri et al. [29] güneş enerjisiyle çalışan bir İHA'nın daha yüksek menzil ve uçuş süresine ulaşabilmek için kavramsal ve ön tasarım yaklaşımlarını tanıtmışlardır. Güneş enerjisi ile çalışan İHA için yapılan teorik hesaplamalar nedeniyle mevcut hava aracı ve insansız sistemlerden bazı veriler istatistiksel olarak elde edilmiştir. Tasarımın daha iyi anlaşılması ve en uygun konfigürasyon seçimi, önceki İHA'lar üzerinde tarihsel bir analiz yapılarak belirlenmiştir. Çalışmanın temel amacı, yüksek menzile sahip sabit kanatlı bir solar İHA tasarım parametrelerinin doğru belirlenmesidir. Ön tasarımda kanat geometrisi ve İHA sistemi Autodesk Fusion 360 yazılımı kullanılarak tasarlanmıştır. Ayrıca 3 boyutlu güneş enerjili İHA'nın tasarımını tamamlamak için uygun kanat açıklığı 4 metre olarak hesaplanmıştır. Performans analizi çeşitli parametreler kullanılarak hesaplanmıştır. Güneş enerji sistemini uzun süre dayanacak şekilde entegre etmek için istenen solar hücreleri ve batarya türleri üzerine kapsamlı araştırmalar yapılmıştır. Nihai amaç, bataryalar ve solar hücreleri uzun ömürlü uygulamalar için güneş enerjisiyle uçabilen bir İHA tasarlamak ve analiz etmek olmuştur.

Hu et al. [30] keşif ve gözetleme görevi için güneş enerjisiyle çalışan, sabit kanatlı bir İHA'nın itki gücünü ve üç boyutlu uçuş yörüngesini birlikte optimize etmek için yeni bir bakış açısı önermişlerdir. Çok amaçlı optimizasyon, mesafe koruma, yükseklik farkı ve güç verimliliği arasında bir denge kurmuşlardır. Ayrıca İHA irtifa kazanırken veya

kaybederken maruz kaldığı kuvvetleri analiz ederek sabit kanatlı İHA'lar için yeni bir itki güç modeli geliştirmişlerdir.

Cosson et al. [31] çalışmalarında, ince film galyum arsenit fotovoltaik hücrelere dayalı dört kanadı olan otonom bir İHA için enerjinin üretimini ve Li-Ion bataryalarda depolanmasını tahmin etmek için basit, verimli bir simülatör geliştirmiştir. Bu simülatör, İHA uçarken solar hücreler tarafından üretilen enerjinin yanı sıra batarya hücreleri toplam voltajının tahmin edilmesini sağlamıştır. Işınım, güneş eğim açıları ve Euler açıları gibi uçuş parametreleri girdi parametreleri olarak kabul edilmiştir. Ölçülen fotovoltaik güç ve batarya toplam voltajı, simüle edilen değerlerle oldukça yakın ölçülmüş ve bazı özel şirketler tarafından pratik kullanım için uygun olduğu kanıtlanmıştır. Bu çalışma iklimsel ve coğrafi koşulların İHA üzerindeki etkilerini göstermektedir. Ayrıca güneşli bir günde optimum düzeyde hava koşullarında, İHA uçuşunun 12 saat sürebileceği gösterilmiştir.

Dhanwani and Mishra [32] tarafından yapılan çalışmada yüksek irtifa ve uzun menzil (High Altitude Long Endurance, HALE) sınıfında güneş enerjisi ile uçuş yapabilen İHA optimizasyonu ve tasarımı yapılmıştır. İHA'nın kavramsal tasarımını yapmak için çeşitli metodolojiler kullanılmıştır. Kanadın farklı hücum açıları için menzil ve dayanıklılığı hesaplanmış ve buna göre İHA'nın hücum açısı ile referans alındığında her ikisi de birbirine ters orantılı olarak değiştiği için menzil ve dayanıklılığın optimizasyonuna ihtiyaç olduğu sonucuna varmışlardır. Ayrıca en iyi değerlerin 4-8°'lik bir hücum açısı üzerinde uçulduğunda alınabileceği sonucuna ulaşmışlardır.

Wani [33] tüketici pazarında mevcut olan 2 metrelik kanat açıklığına sahip radyo kontrollü (Radio Control, RC) bir İHA'nın güneş enerjisi ve batarya kombinasyonuyla çalıştırılması hedeflenmiştir. Temel amaçları, solar hücrelerden üretilen güç ile İHA'nın uçuş menzilini büyük ölçüde arttırmak olmuştur. Güç sistemi, önce uygun sistem mimarisi seçilerek ve ardından güneş enerjisi ile ilgili uygun bileşenler seçilerek tasarlanmıştır. Uçuş kontrol sistemi, uçuş testleri yapmak ve güç sistemi performansını doğrulamak için yapılandırılmıştır. İstenilen hava koşulları ile deneysel koşullar altında, uçaktaki güneş enerjisi sistemi, batarya ile depolanan kapasitenin kullanımında %22,5 tasarruf sağladığı tespit edilmiştir. Üretilen güneş enerjili İHA'nın kararlı düz uçuşu sırasında batarya voltajının düşme hızının daha yavaş olduğu gözlemlenmiştir.

Wang et al. [34] hidrojen yakıt hücrelerinin kullanımı yoluyla uçuş süresinin artırılması ve İHA'ların toplam ağırlıklarının azaltılmasını amaçlamıştır. Ayrıca, hidrojen deposunun ağırlığını, GA ve Tsai-Wu başarısızlık teorisine dayalı bir sayısal analiz kullanarak optimize etmişlerdir. Sonuç olarak, algoritma iterasyonundaki ilk ağırlığa kıyasla %23,79'dan oranında azaltılması sağlanmıştır. Ağırlık optimizasyonunun ve hidrojen yakıt hücresi kullanmanın uçuş süresini iyileştirdiğini doğrulamak için havada asılı kalma süreleri hesaplanmıştır. Sonuç olarak, hidrojen yakıt hücresi kullanılırken havada asılı kalma süresi, bataryaların kullanılmasına göre %37,85 oranında arttırılmıştır.

Fu et al. [35] çalışmalarında İHA'lar için nesnelerin interneti ile çalışan cihazlardan (Internet of Things Devices, IoTD) veri toplamış ve aynı zamanda güneş enerjisiyle çalışan bir İHA sistemine entegre etmişlerdir. Çalışmalarında doğrusal ve doğrusal olmayan şarj modellerini ele almışlardır. İHA'ların üç boyutlu yörüngesini ve IoTD'leri optimize ederek İHA'ların enerjilerini en üst düzeye çıkarılması amaçlanmıştır. Çalışmada optimizasyon problemi, genel olarak çözülmesi zor bir problem olarak formüle edilmiştir. Bu problemi başarılı bir şekilde çözmek için ardışık dışbükey yaklaşımı ve blok koordinat iniş algoritması uygulanmıştır. Simülasyon sonuçları, iki kıyaslama yöntemiyle karşılaştırıldığında algoritmanın etkinliği doğrulanmıştır.

Bakar et al. [36] çalışmalarında, gün aşırı uçuş için LALE sınıfı solar İHA'nın tasarımı için yeni bir bakış sunmuştur. Genetik algoritma, kanat, yatay ve dikey kuyruk geometrisi kullanarak kanat profilini optimize etmişlerdir. Bu çalışmada, araştırılan kütle tahmin modeli, benzer İHA'ların üretiminde kullanılan yapı, tasarım ve mevcut malzemeler ele alınarak oluşturulmuştur. Boylamsal ve yanal kontrol sistemleri, sırasıyla bir doğrusal karesel regülatör (Linear–Quadratic Regulator, LQR) ve PID denetleyici ile iç-dış döngü stratejisi kullanılarak optimize edilmiş ve geliştirilmiştir. Önerilen kontrol şemasının doğrulanması için altı serbestlik dereceli doğrusal olmayan bir simülasyon gerçekleştirilmiştir. Doğrusal olmayan simülasyonların sonuçları, tüm tasarım sürecini doğrulayarak statik analizle iyi bir uyum içerisinde olduğu gösterilmiştir.

Mohsan et al. [37] lazer güç aktarımı (Laser Power Transfer, LPT), dağıtılmış lazer şarjı (Distributed Laser Charging, DLC) ve eşzamanlı kablosuz bilgi ve güç aktarımı (Simultaneous Wireless Information and Power Transfer, SWIPT) gibi İHA'lar için en yeni şarj tekniklerini incelemiştir. İHA'ların sınıflandırılması ve çeşitli batarya şarj

yöntemleri bu çalışma kapsamında tartışılmıştır. Ayrıca güneş enerjisi kullanarak enerji üretebilen sabit kanatlı İHA'lar içinde batarya şarj yöntemleri bu çalışma içerisinde incelenmiştir.

Mukhachev et al. [38] güneş enerjisiyle çalışan bir İHA için tasarım parametrelerini ele almıştır. Güneş enerjisiyle çalışan bir İHA'nın gün aşırı uçuşu için mevsimsel ve mekânsal yeteneklerin uçuşa olan etkisini incelemişlerdir. Solar hücre verimliliği ve batarya özgül enerjisi, mevcut tahminleri tasarım parametreleri olarak kabul edilmiştir. Çalışmada 6 ay boyunca aralıksız uçuşu mümkün kılmak için mevcut teknoloji tahminleri sentezlenerek açıklanmıştır.

Pati and Deep [39] özgün solar İHA prototip tasarımı ve imalatına odaklanmıştır. Ek olarak, tek enerji kaynağı olarak güneş enerjisini kullanan ve 24 saatten uzun uçuş süresine sahip olan İHA'lar ele alınmıştır. Ayrıca alternatif enerji çözümü olarak nitelendirilen biyo-yakıt ve hidrojen yakıt hücreleri üzerine de araştırmalar yapılmıştır. Sonuç olarak hiçbir kaynağın güneş enerjisi kadar sınırsız olamayacağı düşüncesi bu çalışmada vurgulanmıştır.

Shiau et al. [40] Xihe ismini verdikleri güneş enerjisiyle çalışan İHA'nın boyutunu ve seyir hızını optimize etmek için bir GA kullanımını açıklamıştır. İHA'nın boyutunu ve performans parametrelerini elde etmek için öncelikle kavramsal bir aerodinamik konfigürasyon tasarımı yapılmıştır. Optimizasyon süreci içinde daha sonra minimum enerji harcanması için en uygun çözüm yöntemleri aranmıştır. Karar değişkenlerinin sayısını en aza indirmek için, kanat ve gövde tasarımının en-boy oranı optimizasyon sırasında sabitlenmiştir. İHA kütlesi, kanat yüzey alanı ve seyir hızı parametresinin bir fonksiyonu olarak gösterilmiştir. Bu parametrelere göre, optimizasyon problemini ve GA'yı birbirine bağlayan bir uygunluk fonksiyonu kurulmuştur. GA, minimum enerji tüketimi için optimum sonuçları aramıştır. Bu optimizasyon süreci sayesinde, İHA'nın kavramsal tasarımdaki 5,63 m^2 kanat alanını 4,91 m^2'ye düşürmeyi başarmış ve solar hücre sayısını %12,79 oranında azaltılmasına ve maliyetlerin düşürülmesine olanak tanımıştır.

Dünya genelinde karbon içerikli yakıt tüketiminin artması ile küresel ölçekte iklim değişiklikleri meydana gelmiştir. Bu durumu azaltmak için yenilenebilir enerji fikirleri ile çeşitli önlemler alınmaktadır. Yenilenebilir enerji kaynakları ele alındığı zaman en çok

bilinen yöntem ise güneş enerjisinin kullanımıdır. Güneş enerjisinin kullanımı fikri 19. Yüzyılda ortaya atılsa da geçtiğimiz 10 yılda daha verimli güneş panellerinin kullanımı ile pek çok farklı kullanım alanı bulmuştur [41]. Güneş enerjisinden faydalanılarak uçma fikri oldukça eski bir tarihe sahiptir. İlk olarak 4 Kasım 1974'te, güneş enerjisiyle çalışan Sunrise 1 isimli uçağın ilk uçuşu California, Camp Irwin'deki kuru gölde gerçekleştirilmiştir. Güneş enerjisinden faydalanarak insanlı hava araçlarının tasarlanması fikri 70'lerde ortaya atılsa da dönemin teknolojisi ile kısa süreli uçuşların mümkün olabileceği kanıtlanmıştır. 19 Aralık 1978 yılında David Williams ve Fred To, planör benzeri tasarıma sahip Solar One isimli insanlı güneş enerjili uçakları ile 1,2 km mesafede uçurarak bu alanın öncüleri olmayı başarmıştır [42].

Solar Challenger gibi büyük güneş enerjili İHA projelerinden sonra ABD hükümeti tarafından AeroVironment Inc.'e HALE sınıfı solar projeleri araştırması için fon verilmiş ve 1983'te ilk prototip olarak HALSOL isimli proje gerçekleştirilmiştir. Solar İHA konsepti için değişken kanat açıklıklarına ve farklı konfigürasyonlara sahip birçok hava aracı tasarlanmış ve üretilmiştir [43]. Özellikle 2000'li yıllardan sonra yüksek verimli batarya ve solar hücrelerin gelişimi ile mini ve orta ölçekli deneysel hava araçlarının popülaritesi artmıştır. Böylece daha küçük ölçeklerde daha uzun uçuş süresi ve menzil garantisi sunan solar İHA çalışmaları da hızla gelişerek farklı konseptlerde üretilmiş ve test edilmiştir. Bu çalışmaların örneklerinden olan Solong isimli solar İHA 4,75 m kanat açıklığı ile 1 Haziran 2005'te 48 saatlik uçuş yaparak iki gece havada kalmış ve yarım dolu bataryaları ile başarılı iniş gerçekleştirmiştir. Solong'un başarısında ana etkenler ise %20 verimlilikte güneş hücreleri, yüksek verimli motorlar ve gelişmiş batarya verimliliği olmuştur. Aynı zamanda Solong tecrübeli pilotlar tarafından termal hava akımlarından yararlanarak güneş enerjisini dolaylı olarak da kullanmayı başarmıştır. İHA çok verimli olmasına rağmen, motorların belirli zamanlarda kapalı kalarak bataryaların yeniden şarj edilebilmesi, gün aşırı uçuşların yapılabilmesine olanak tanımıştır. Motorların kapalı olmasına rağmen hava aracının uçabilmesi ise termal hava akımlarının kullanılması ile mümkün kılınmıştır [44].

2. BÖLÜM

TEORİK TEMELLER

İHA tasarımı, üretimi ve operasyonel kullanımı, çok disiplinli bir mühendislik yaklaşımını zorunlu hale getirmiştir. Aerodinamik yapı, enerji sistemleri, kontrol mekanizmaları, görev planlama ve yapay zekâ tabanlı algoritmalar gibi pek çok bileşen, bir bütün olarak sistemin verimli çalışmasında rol oynamaktadır [45]. Bu bileşenlerin başarılı bir biçimde entegrasyonu ve optimizasyonu ise yalnızca sağlam bir teorik temel üzerine inşa edilmiş mühendislik anlayışıyla mümkün kılınabilir. Bu nedenle, çalışmanın uygulama kısmına başlamadan önce, sistemin temelini oluşturan kuramsal yapıların kapsamlı şekilde ele alınması büyük önem arz etmektedir [14].

Bu bölümde, öncelikle İHA sistemlerinin tanımı, gelişimi ve sınıflandırılması üzerine teorik bilgiler verilecek ve ardından bu sistemlerin enerji ihtiyacına alternatif bir çözüm olarak öne çıkan güneş enerjili İHA teknolojilerinin teknik altyapısı ele alınacaktır. İHA'ların uçuş süresi ve menziline doğrudan etki eden parametreler belirlenerek enerji verimliliği değerlendirilecek, bu doğrultuda farklı tasarım ve analiz yaklaşımlarına yer verilecektir. Ayrıca, bu çalışmanın özgün yönlerinden biri olan sezgisel optimizasyon yöntemlerinin mühendislik problemlerinde nasıl kullanıldığı, özellikle PSO ve ABC gibi algoritmaların teorik temelleriyle birlikte detaylandırılacaktır. Böylece, LALE sınıfı İHA'nın geliştirilmesinde izlenen yöntemlerin nedenleri ortaya konacaktır. Söz konusu teorik temel, ilerleyen bölümlerde ele alınacak tasarım, optimizasyon ve uygulama süreçlerine altyapı sağlamakta ve aynı zamanda yapılan her tercihin dayandığı bilimsel çerçeveyi açıklamaktadır.

2.1.İnsansız Hava Araçları ve Sınıflandırmaları

İHA'lar son yıllarda havacılık teknolojilerindeki hızlı gelişmelerle birlikte literatürde ve endüstriyel uygulamalarda yoğun kullanım alanı bulmuştur. İnsanlı hava araçlarına alternatif olarak geliştirilen bu sistemler operasyonel maliyetleri önemli oranda düşürmekte ve riskli ortamlarda görev yapabilme yetenekleriyle öne çıkmaktadır. Özellikle yüksek riskli veya erişimi zor alanlarda, İHA'lar insanlı sistemlerin yerini alarak emniyeti ve görev verimliliğini artırmaktadır. İHA'lar havadan veri toplama, gözlem, haritalama, endüstriyel denetim, tarımsal analiz, güvenlik ve lojistik gibi çok geniş bir uygulama alanında kullanılmakta olup, günümüzde havacılığın ayrılmaz bir parçası haline gelmiştir [46].

İHA sistemleri hava aracı ile birlikte yer kontrol istasyonu, haberleşme altyapısı, sensörler ve yazılımlar gibi unsurlarıyla çok bileşenli bir yapı oluşturarak karmaşık bir sistem mimarisi meydana getirmektedir. İHA sistemleri, hava aracı gövdesi, güç üretim ve enerji depolama birimleri, uçuş kontrol sistemleri, yer kontrol istasyonu, telemetri ve haberleşme sistemleri ile faydalı yüklerden oluşmaktadır. Modern İHA'ların çoğu otonom veya yarı otonom olarak görev yapacak kabiliyete sahip bileşenlerden oluşmaktadır. Küresel konumlama sistemi (Global Positioning System, GPS), ataletsel seyrüsefer sistemleri (Inertial Navigation System, INS), çeşitli sensörler ve yapay zekâ destekli görev kontrol algoritmaları sayesinde İHA'lar karmaşık görevleri yüksek hassasiyetle yerine getirebilmektedir [47].

İHA'ların sistematik olarak sınıflandırılması teknik ve düzenleyici açılardan büyük önem taşımaktadır. Dünyada sivil havacılık otoriteleri, İHA'ların hava sahasına entegrasyonu, emniyet prosedürleri, sigorta ve kayıt işlemleri gibi konularda düzenlemeler getirmiş ve bu düzenlemelere dayalı çeşitli sınıflandırma sistemleri oluşturmuştur. Türkiye'de Sivil Havacılık Genel Müdürlüğü (SHGM) tarafından kapsamlı mevzuat çalışmaları yürütülmekte olup, İHA'lar kalkış ağırlığına göre dört temel kategoriye ayrılmaktadır: İHA0 (0–500 gram), İHA1 (500 gram–4 kg), İHA2 (4–25 kg) ve İHA3 (25 kg üzeri). Bu sınıflandırma yasal yükümlülüklerin belirlenmesinde ve mühendislik tasarımında da belirleyici bir parametre olarak kabul edilmektedir. Bu nedenle üreticiler tarafından bu kategorizasyon çalışması büyük önem taşımaktadır [48].

İHA'ların uluslararası düzeyde sınıflandırılması da birçok farklı parametreye dayanmaktadır. Amerikan Federal Havacılık İdaresi (Federal Aviation Administration, FAA), Avrupa Havacılık Emniyeti Ajansı (European Union Aviation Safety Agency, EASA) ve Uluslararası Sivil Havacılık Örgütü (International Civil Aviation Organization, ICAO) gibi otoriteler, İHA'ları farklı kategorilerde tanımlamakta ve bunlara uygun düzenlemeler geliştirmektedir. EASA, İHA operasyonlarını risk seviyesine göre "açık", "özel" ve "sertifikalı" olmak üzere üç kategoriye ayırırken; ICAO, Uzaktan kumandalı uçak sistemi (Remotely Piloted Aircraft Systems, RPAS) kavramı üzerinden İHA'ların insanlı sistemlerle benzer sorumluluklara sahip olması gerektiğini vurgulamaktadır [44]. Teknik sınıflandırmalarda en sık karşılaşılan parametreler arasında görev irtifası, görev süresi, menzil, uçuş tipi (sabit kanatlı, döner kanatlı, hibrit) ve faydalı yük kapasitesi gibi faktörler yer almaktadır. Bu bağlamda İHA'lar mikro, mini, taktik, orta irtifa uzun menzil (Medium Altitude Long Endurance, MALE) ve HALE olmak üzere farklı sınıflarda ele alınabilmektedir. Mikro ve mini sınıf sistemler genellikle düşük irtifada kısa süreli görevler için tercih edilirken, MALE ve HALE sınıfları yüksek irtifada uzun süreli görevlerde tercih edilmektedir. Bu farklılıklar, tasarım sürecinde uygulanacak mühendislik yaklaşımı üzerinde doğrudan etki yaratmaktadır [49].

Bu tez çalışması kapsamında geliştirilen LALE sınıfı solar İHA, mevcut sınıflandırmalar içerisinde açıkça tanımlanmış bir yere sahip olmasa da yeni bir tasarım perspektifi olarak alçak irtifada uzun süreli görev yapabilen sistemleri tanımlamak için bazı çalışmalarda önerilmektedir [13, 33, 38]. LALE sınıfı sistemler düşük operasyon maliyeti ve çevresel sürdürülebilirlik açısından büyük avantaj sağlamaktadır. Alçak irtifada çalışmaları sebebiyle daha ayrıntılı gözlem yapabilmekte, enerji toplama verimliliğini artırmakta ve atmosferik etkileşimleri doğrudan analiz edebilmektedirler. Gelecekte, teknik sınırlar yerine görev temelli, çevresel adaptasyon kabiliyeti, yapay zekâ desteği, enerji kaynakları ve otonomi derecesine göre sınıflandırmaların yapılması daha anlamlı olacaktır. Bu nedenle LALE sınıfı gibi ara sınıf önerileri, geleneksel yaklaşımların ötesine geçen, yenilikçi mühendislik çözümlerine imkân tanıyan ve tasarımcıya geniş bir özgürlük alanı sunan yapıdadır.

2.2. Güneş Enerjili İHA Sistemleri

21. yüzyılın en kritik küresel konularından biri olan enerji güvenliği ve çevresel sürdürülebilirlik, havacılık ve uzay sistemlerinin tasarım ve kullanımına da doğrudan etki etmektedir. Artan nüfus, kentleşme ve teknoloji bağımlılığı sonucunda enerjiye olan talep her geçen gün artmakta, buna karşılık geleneksel enerji kaynakları olan fosil yakıtlar gerek rezerv sınırları gerekse çevresel etki açısından önemli eleştirilere maruz kalmaktadır. Fosil yakıtların yanmasıyla oluşan karbon emisyonları, iklim değişikliğini hızlandırmakta ve havacılık alanı dahil olmak üzere tüm mühendislik branşlarında daha temiz, verimli ve yenilenebilir enerji kaynaklarına yönelimi zorunlu hâle getirmektedir. Böylece, güneş enerjisi gibi çevre dostu, kolay ulaşılabilir ve işletme maliyeti düşük enerji kaynaklarının mühendislik sistemlerine entegre edilmesi ekolojik ve ekonomik bir gereklilik olarak ortaya çıkmaktadır [27, 30].

İHA'lar genel olarak düşük enerji ihtiyaçları, modüler yapıları ve açık yüzey alanları sayesinde güneş enerjisi ile çalışmaya en uygun platformlar arasındadır. Güneş enerjili İHA sistemleri, uçuş sırasında atmosferden doğrudan enerji üretebilme kabiliyetiyle, bataryaya veya fosil yakıtlara dayalı klasik sistemlerin limitlerini aşarak uçuş süresini ve görev verimliliğini artırma potansiyeli barındırmaktadır. Gündüz saatlerinde solar hücreler tarafında üretilen elektrik enerjisi, doğrudan itki sistemine iletilmekte aynı zamanda bataryalarda depolanarak gece uçuşlarına imkân sağlayacak şekilde kullanılmaktadır. Böylece güneş ışınımının devamlılığı ile desteklenen bir enerji döngüsü oluşturulmakta, İHA'nın gündüz ve gece görev yapabilme yeteneği büyük ölçüde genişlemektedir [50].

Solar hücrelerin İHA sistemlerine entegrasyonu ise birçok mühendislik bileşeninin eş zamanlı ve optimize şekilde tasarlanmasını gerektirir. Güneş paneli verimliliği, panel yerleşimi, kanat geometrisi, enerji yönetimi, batarya şarj-deşarj karakteristiği ve uçuş kontrol algoritmaları gibi birbirini etkileyen parametrelerin doğru biçimde modellenmesi zorunludur. Bu nedenle güneş enerjili İHA'lar, enerji dönüşüm sistemleri, yapısal analiz ve görev planlama açısından da çok disiplinli bir mühendislik yaklaşımı gerektirir. Literatürde bu tür sistemlere yönelik yapılan çalışmalar, farklı hücre teknolojilerinin karşılaştırılması, batarya kıyaslamaları, bölgeye göre güneş ışınımı senaryoları ve görev profiline bağlı enerji optimizasyonları gibi alt başlıklarda yoğunlaşmaktadır [17, 24, 44, 51].

2.2.1. Tarihsel Gelişim ve Temel Kavramlar

Güneş enerjili hava araçlarının tarihi, havacılığın genel gelişim süreci ile paralel bir şekilde ilerlemiş, teknolojik sınırların zorlandığı birçok dönemde ilham verici yeni girişimlerle şekillenmiştir. İlk örnekler, havacılıkta güneş enerjisi kullanımının fizibilitesini test etmek amacıyla yapılmış, deneysel projeler niteliğindeydi. Bu bağlamda 1974 yılında MacCready tarafından geliştirilen Sunrise 1, yalnızca 27 kilogram ağırlığında olup, havada kalabildiği kısa süre boyunca direk güneşten elde ettiği enerjiyle uçmayı başarmıştır. Bu araç, güneş enerjisinin doğrudan itki sistemiyle entegre edilmesi fikrinin ilk uygulamalı örneklerinden biri olarak tarihe geçmiştir [52].

Bu öncü çalışmayı takiben geliştirilen Şekil 2.1'de gösterilen Gossamer Penguin (1980) ve Şekil 2.2'de Solar Challenger (1981) projeleri, güneş enerjisi ile daha uzun süreli ve daha kontrollü insanlı uçuşlara olanak tanımıştır [53]. Özellikle Solar Challenger, Fransa'dan İngiltere'ye yaptığı yaklaşık 260 kilometrelik uçuşla dikkat çekmiş ve güneş enerjisinin uzun menzilli görevlerde de kullanılabileceğini kanıtlamıştır. Ancak o dönemlerde güneş paneli verimliliği %10 seviyelerinde olduğu için, bu sistemler oldukça sınırlı güç sağlayabiliyor ve yalnızca çok hafif yapılarla iyi performans ortaya koyabiliyordu [34, 52, 53].



Şekil 2. 1. Gossamer penguin [53]

Şekil 2.2'de Solar Challenger, güneş enerjili havacılık tarihinde teknik yetkinliği ve mühendislik kararlılığıyla bir dönüm noktası olarak nitelendirilir. Paul MacCready'nin önderliğinde geliştirilen bu uçak, güneş enerjisinin potansiyelini kanıtlayan işlevsel bir

hava platformu olmuştur. Challenger'ın başarısı, güneş hücrelerinin sabit bir yüzeye yerleştirilmesiyle ve tüm hava aracının bu enerji kaynağına uygun şekilde yeniden yapılandırılmasıyla mümkün olmuştur. Uçağın en dikkat çekici yapısal özelliği, düz üst yüzeye sahip özel olarak tasarlanmış aerodinamik kanat profildir. Bu tasarım tercihi, güneş hücrelerinin güneş ışınlarına mümkün olan en dik açıyla etki etmesini sağlamak amacıyla uygulanmış ve geleneksel konveks kanat profili yapılarının dışına çıkılmıştır [35, 54].



Şekil 2. 2. Solar Challenger [53]

Yapısal bileşenler incelendiğinde, Solar Challenger hafiflik ve dayanıklılığı bir arada sağlayan kompozit malzeme kullanımıyla öne çıkmaktadır. Karbon fiber borular, Nomex bal peteği çekirdek yapılar, Kevlar takviyeler ve epoksi esaslı yapıştırıcılar bir araya getirilerek son derece hafif fakat sağlam bir hava aracı üretilmiştir. Örneğin, ana gövde ve kanat boruları, spiral sarılmış karbon fiber katmanların farklı yönelimlerde lamine edilmesi ve ardından ısıya duyarlı bantlarla fırınlanarak kürlenmesiyle ortaya çıkmıştır. Bu yöntem mukavemet ve şekil kararlılığı açısından dönemin geleneksel havacılık malzemelerine göre üstün nitelikler sağlamıştır [55].

1990'larda Ulusal Havacılık ve Uzay Dairesi (National Aeronautics and Space Administration, NASA) tarafından yürütülen projeler, yüksek irtifa ve uzun süreli görevler için güneş enerjili hava aracı geliştirme çalışmalarına ivme kazandırmıştır. Şekil 2.3'de gösterilen Pathfinder ve Helios gibi projeler, stratosfer seviyesinde görev yapabilecek, günlerce havada kalabilmesi için geliştirilmiştir [55]. Bu sistemler, atmosferik gözlem, telekomünikasyon ve iklim araştırmaları gibi birçok alanda kullanılmak üzere tasarlanmış ve "atmosferik uydu" kavramını yeniden gündeme getirmiştir. Bu İHA'lar yüksek irtifada daha fazla güneş ışınımına maruz kaldıkları için

daha verimli çalışabilmiş, ancak geniş kanat açıklıkları sebebiyle aerodinamik kararlılık ve yapısal dayanım gibi tasarım zorlukları da beraberinde gelmiştir [52, 55].



Şekil 2. 3. Pathfinder

Yüksek maliyetli ve büyük ölçekli bu projelerin yanı sıra, son yıllarda düşük irtifada görev yapabilen mini ölçekte güneş enerjili İHA sistemlerine yönelik çalışmalar da hız kazanmıştır. Özellikle SkySailor, SolarXOne, Solar Dragon ve Atlantik Solar gibi projeler, mini ve mikro sınıf sabit kanatlı İHA'ların güneş panelleriyle donatılarak uzun süreli uçuş gerçekleştirebileceğini kanıtlamıştır. Bu İHA'lar daha düşük üretim maliyetleri, sadeleştirilmiş enerji sistemleri ve modüler tasarım yaklaşımları ile sivil pek çok uygulama alanında kullanılabilecek seviyeye gelmiştir. Bu doğrultuda, yangın izleme, tarımsal gözlem, buzul gözlemi, doğal afet tespiti ve kırsal alan haritalama gibi birçok alanda güneş enerjili mini İHA'ların kullanılabilirliği önemli oranda artmıştır [52, 55, 56].

Güneş enerjili İHA'ların tarihsel gelişimi kadar, kullanılan teknoloji ve kavramsal yaklaşım da önemli bir etkendir. Bu sistemler içerisinde en temel kavramlardan biri solar hücre verimliliğidir. Solar hücreler, fotovoltaik (Photovoltaic, PV) prensibe göre çalışmakta olup, güneşten gelen ışığı doğrudan elektrik enerjisine dönüştürmektedir. Bu hücrelerin verimliliği, kullanılan hücre tipine (monokristal, polikristal, ince film vb.), panelin yüzey sıcaklığına, ışınım açısına ve çevresel faktörlere bağlı olarak değişmektedir. Günümüzde yüksek kaliteli monokristal hücrelerle %22–25 verim aralığına ulaşılabilmektedir [36]. Bir diğer önemli kavram ise enerji yönetimi stratejisidir.

Güneş enerjili bir İHA sistemi için yalnızca enerji üretimi ile değil, bu enerjinin doğru zamanda doğru bileşenlere dağıtımı da verimi doğrudan etkilemektedir. Gündüz saatlerinde panelden elde edilen enerji doğrudan motorlara iletilirken, aynı anda bataryaların da şarj edilmesi gerekir. Gece ise itki sistemi yalnızca bataryalardan beslenir. Üretilen enerji, bataryada ne kadar süre depolanabilir ne kadarı doğrudan tüketime yönlendirilir, batarya tam dolu iken gece uçuşu kaç saat sürdürülebilir gibi sorular mühendislik düzeyinde analiz gerektirir [56].

Uçuş süresi optimizasyonu, güneş enerjili İHA'ların başarısını etkileyen temel parametrelerdendir. Burada aerodinamik verimliliği, sürükleme katsayısı, ağırlık merkezi, hız, kanat yüzeyi ve toplam kütle gibi değişkenler doğrudan enerji verimliliğine etki etmektedir [36]. Geniş kanat açıklığına sahip sabit kanatlı İHA'lar, yüksek taşıma kuvveti sunarken daha fazla hücre entegrasyonuna imkân tanımakta ancak bu durum yapısal yükleri artırmaktadır. Bu nedenle, aerodinamik optimizasyon ve yapısal analiz güneş enerjili İHA tasarımında eş zamanlı ele alınması gereken mühendislik problemleridir.

Tarihsel gelişime paralel olarak gelişen bir diğer önemli faktör ise görev profiline uygun sistem entegrasyonudur. Her güneş enerjili İHA tasarımı, belirli bir görev amacıyla yapılandırılır. Örneğin, Atlantik Solar projesinde 80 saatten fazla havada kalabilen bir İHA hedeflenirken, SolarXOne projesi daha düşük irtifada, 8–10 saatlik uçuşlara odaklanmıştır [39]. Bu farklılık, panel–batarya kapasitesi dengesinin, motor gücünün ve uçuş kontrol algoritmalarının görev senaryosuna göre özelleştirilmesini gerektirmektedir. Başka bir ifadeyle, güneş enerjili İHA sistemleri görev odaklı, modüler ve optimize edilmiş yapılar olarak tasarlanmak zorundadır [57].

2.2.2. Güneş Enerjili Sistemlerde Enerji Bileşenleri ve Verimlilik

Güneş enerjili İHA'lar atmosferde uzun süreli ve kesintisiz görev yapabilme kabiliyeti ile oldukça popülerdir. Bu sistemlerin temel kriterleri, enerji üretiminin sürekliliği ve verimliliği ile doğrudan ilişkilidir. Enerji sisteminin verimli ve dengeli çalışması, uçuş süresi başta olmak üzere görev başarımı, yük taşıma kapasitesi ve güvenlik gibi birçok parametreyi etkiler. Bu bağlamda, güneş enerjili bir İHA'nın sahip olması gereken temel bileşenler, güneş ışığından enerji üretimini sağlayan solar hücreler, bu enerjiyi depolayan

batarya sistemleri ve enerjiyi mekanik harekete dönüştüren elektrikli tahrik sistemleri olarak özetlenebilir [33].

Solar hücreler, sistemin enerji üretiminden sorumlu ilk aşamasıdır. Işık enerjisini doğrudan elektrik enerjisine çeviren bu hücreler, genellikle hava aracının kanatları ve uygun yüzey alanlarına entegre edilir. Hücre yerleşimi sırasında yüzeyin ışınıma maruz kalan kısmı, uçuş yönü ve güneşin konumu gibi parametreler dikkate alınır. Solar hücre verimliliği, sistemin toplam enerji kazanımı açısından kritik öneme sahiptir. Gelişmiş monokristal hücreler %20'nin üzerinde verimlilik sağlarken, atmosferik koşullar, hücre sıcaklığı ve ışık açısı gibi değişkenler bu değeri uçuş boyunca sürekli değiştirir. Bu nedenle sistemin tüm enerji dengesi teorik hücre verimliliği ile gerçek zamanlı çevresel koşullara da bağlıdır [17, 28].

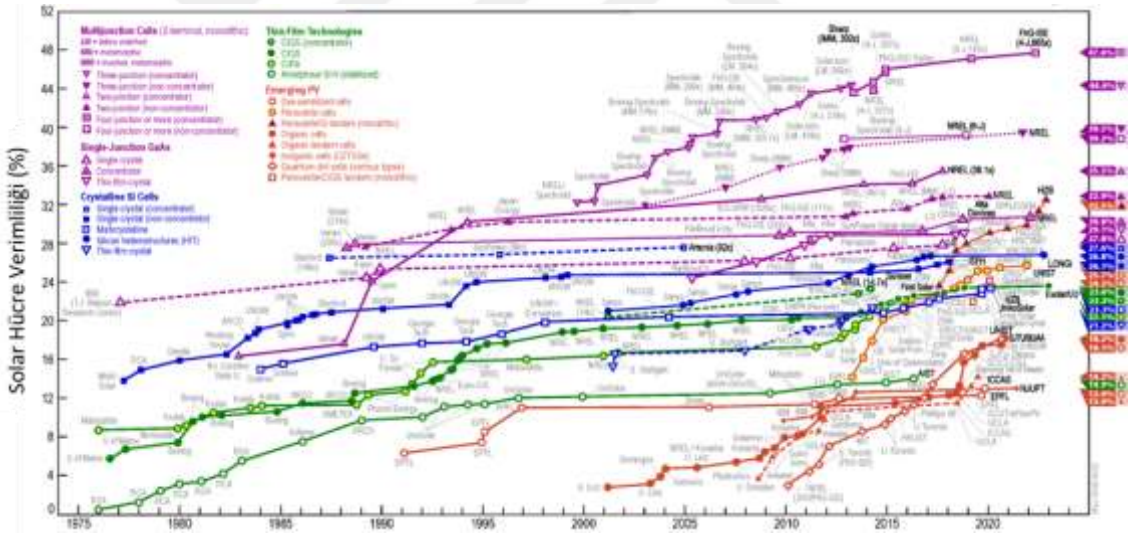
Gün boyunca üretilen enerjinin anlık tüketimi ve gelecekteki kullanımı da planlanmalıdır. Bu nedenle sistemin ikinci temel bileşeni olan batarya grubu, gece uçuşları ile kısa süreli ışınım kayıplarında da görev sürekliliğini desteklemek amacıyla kullanılır. Bataryalar, ağırlık ve hacim kısıtlamaları altında yüksek enerji yoğunluğu sağlayacak şekilde seçilmelidir. Lityum temelli hücreler bu noktada en yaygın tercih edilen seçenekler olup, hızlı şarj–deşarj kabiliyetleri ve uzun çevrim ömürleri ile öne çıkar. Ancak batarya seçiminde tek etken enerji miktarı değil aynı zamanda ısıl yönetim, yapısal entegrasyon ve uçuş güvenliğidir [41].

Elektrik motorları, bataryalardan ya da doğrudan hücrelerden gelen enerjiyi mekanik harekete dönüştürerek itki üretimini sağlar. Bu motorlar, enerji verimliliği, ağırlık, dayanıklılık ve kontrol kabiliyeti açısından yüksek performans göstermelidir. Genellikle BLDC motorlar tercih edilmekte, bu motorların pervane ile olan uyumu sistemin stabilitesi ve enerji tüketim profili üzerinde doğrudan etki yaratmaktadır. Ayrıca tahrik sisteminde kullanılacak bileşenlerin uçuş profilindeki değişken yük koşullarına uygun olarak seçilmesi, sistem genel verimliliğini artırır [58].

2.2.2.1. Solar Hücreler

Güneş enerjisi neredeyse sonsuz bir enerji kaynağı olarak dünya üzerinde sürdürülebilir etki yaratmaktadır. Son yıllarda yenilenebilir enerji kaynaklarına olan güven ile pek çok alanda güneş enerjisinden faydalanmak için yeni çalışmalar ortaya çıkmaktadır. Solar

hücreler ise güneşten sağlanabilecek enerjinin kullanılabilmesi için en iyi malzemelerdir. Güneşten gelen enerjiyi temiz ve uzun ömürlü olarak elektriğe dönüştüren solar hücreler uzay ve havacılık uygulamalarında uzun yıllar başarılı olarak kullanılmıştır. Maliyeti ve kolay ulaşılabilirliğinden dolayı silikon hücreler en çok tercih edilen solar hücrelerdir ve kristal türüne göre üç sınıfta incelenmektedir. Tamamen saf yarı iletken kullanıldığı için yüksek verime (%20-24) sahip monokristal silikon hücreler, daha uygun maliyetli ve düşük verimli (%11-16) polikristal hücreler ve son olarak zehirli ağır metalleri bulundurmadıkları için çevre dostu olan, ancak çok düşük verime sahip amorf silikon hücrelerdir [47]. Galyum arsenit, bakır indiyum diselenit gibi malzemeler ile üretilen solar hücreler çok daha yüksek verime sahip olsa da çok maliyetli üretim süreçlerine sahiptir. Şekil 2.4'te, Ulusal yenilenebilir enerji laboratuvarı (The National Renewable Energy Laboratory, NREL) tarafından hazırlanmış olan 1976'dan günümüze kadar onaylanmış solar teknolojilerin verimliliklerine ait çizelgeyi gösterilmektedir [59].

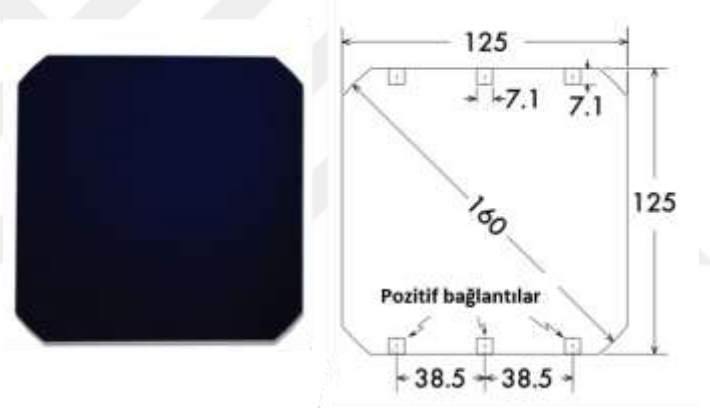


Şekil 2. 4. Yıllara göre solar hücre verimlilik grafiği

Güneş enerjili İHA sistemlerinin verimini etkileyen en önemli mühendislik alanlarından biri, solar hücre konfigürasyonlarının tasarımı ve performansıdır. Bu sistemlerde enerji, uçuş esnasında güneş ışınımı ile elde edildiği için panel verimliliği, yüzey yerleşimi, panel tipi ve çevresel etkilere karşı dayanımı gibi unsurlar uçuş süresi, batarya şarj düzeyi ve genel sistem verimliliği üzerinde önemli rol oynamaktadır [52].

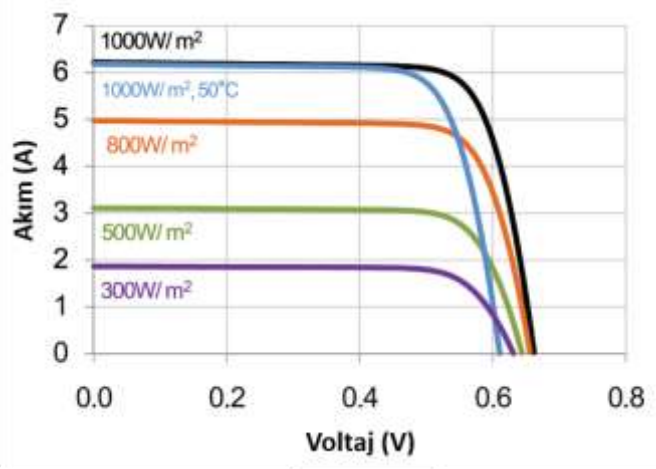
Her ne kadar literatürde Solar İHA'larda birçok farklı hücrenin kullanılabileceği ifade edilse de pratik uygulamalar yalnızca belirli marka ve modellerin etkin şekilde

kullanılabildiğini ortaya koymaktadır [16]. Bu nedenle solar hücre seçiminde özellikle kanat eğimi dolayısıyla seçilen hücrenin esnek olması ve kısıtlı kanat alanında veriminin yüksek olması temel amaçlardandır. Ayrıca maliyetinin uygun ve ağırlığının düşük olması da isterler arasında olmalıdır. Bu nedenle çalışmada daha önceki uygulamalarda kanıtlanmış ve kolay ulaşılabilir, esnek ve %22,4 verime sahip olan Monokristal silikon hücre tipinde Şekil 2.5'te gösterilen Sunpower markasının C60 solar hücrelerinin kullanılması uygun bulunmuştur [60]. Yenilikçi tasarımı ve yüksek verimi ile C60 solar hücreler yansıma önleyici kaplama ve azaltılmış voltaj-sıcaklık katsayıları ile geleneksel solar hücrelerden daha verimli gerçek uygulama sonuçları vermektedir. Şekil 2.6'da C60 solar hücresinin voltaja göre akımın değişim grafiği verilmiştir [60, 61].



Şekil 2. 5. Sunpower C60 solar hücre ve ölçüleri

Sunpower C60 hücreler, günümüzde özellikle mobil ve havacılık uygulamaları için önerilen, yüksek verimli hücreler arasında yer almaktadır. %22 seviyelerine kadar ulaşan enerji dönüşüm kabiliyeti ile bu hücreler, birim yüzeyden maksimum güç çıkışı alınmasını mümkün kılmakta, böylece sınırlı panel alanına sahip sistemlerde enerji kazanımını optimize etmektedir [52, 59, 60].



Şekil 2. 6. Sunpower C60 solar hücresi voltaja göre akımın değişim grafiği

Sistemde bu hücreler, İHA'nın kanatları üzerine entegre edilecek biçimde konumlandırılmıştır. Hücre montajı sırasında, kanat eğriliğine uyumlu esnek zeminler kullanılarak, hücrelerin mekanik zorlanmadan etkilenmemesi sağlanmıştır. Bu hücrelerin bir diğer önemli özelliği ise sıcaklık karşısındaki stabil performansıdır. Konvansiyonel PV hücrelerde, özellikle 40 °C üzeri sıcaklıklarda çıkış geriliminde ve genel verimlilikte belirgin düşüşler gözlenirken, C60 hücrelerin sıcaklık katsayısı bu etkiyi minimize edecek şekilde optimize edilmiştir. Bu durum, özellikle alçak irtifada yaz aylarında uçan İHA sistemleri için oldukça kritiktir. Hücre sıcaklığına bağlı verimlilik kaybı, uçuş süresinin düşmesine, batarya şarj süresinin uzamasına ve enerji dengesizliğine yol açabileceğinden, tercih edilen hücrenin düşük sıcaklık katsayısına sahip olması sistemin kararlılığı açısından stratejik öneme sahiptir [60]. Ayrıca, hücrelerin yüzeyine uygulanan yansıma önleyici nano-kaplama teknolojisi, doğrudan güneş ışınımı ile saçılan ışınlardan da enerji elde edilmesini desteklemektedir. Böylece gün boyunca güneşin açısal konumuna bağlı olarak yaşanabilecek kayıplar azaltılmış ve dalgalanmalar önlenmiş olacaktır. Bu da sistemin daha kararlı bir enerji üretim profiline ulaşmasına katkı sunacaktır [59, 61].

Sunpower C60 hücreleri yüksek mekanik dayanımları sayesinde, uçuş sırasında oluşan titreşim, mikro darbeler, hava akımı kaynaklı türbülans ve gövde deformasyonlarına karşı mukavemetlidir. Bu yapı özelliği, uzun ömürlü görevlerde enerji üretim performansının düşmeden korunmasına olanak tanımaktadır. Hücrelerin nominal performansını uzun süre boyunca sürdürebilmesi, uzun vadede hava aracı maliyetini de aşağı çekmektedir. Tablo 2.1'de Sunpower C60 hücrelerine ait teknik özellikler verilmiştir [61].

Tablo 2. 1 Sunpower C60 hücre teknik özellikleri

Parametre	Değer
Maksimum Güç (Pmax)	3,42 Watt
Verimlilik	22,5 %
Maksimum Güç Gerilimi (Vmp)	0,582 Volt
Maksimum Güç Akımı (Imp)	5,93 Amper
Açık Devre Gerilimi (Voc)	0,687 Volt
Kısa Devre Akımı (Isc)	6,28 Amper
Uzunluk	12,5 mm
Genişlik	12,5 mm
Kalınlık	0,165 mm

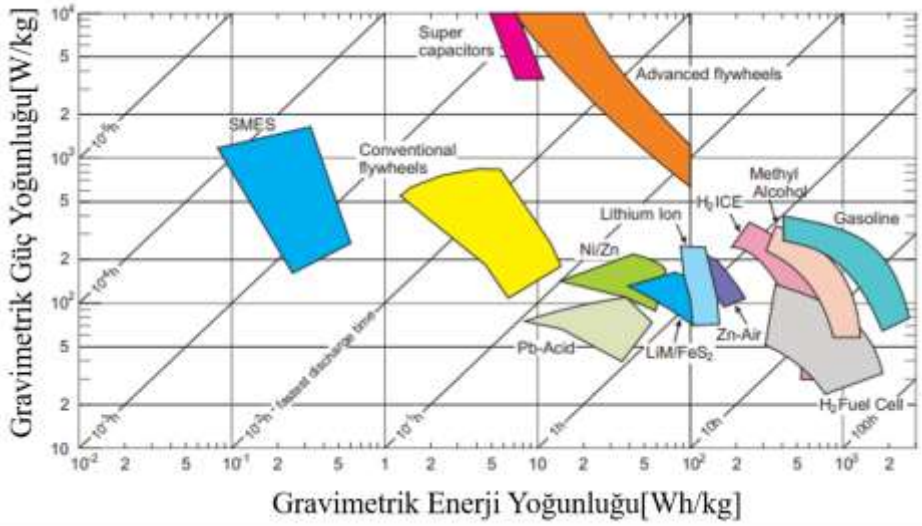
Hücrelerin uçuş esnasında etkileneceği çevresel koşullar enerji üretim karakteristiğini doğrudan etkilemektedir. Güneş ışınımı bulutluluk, nem oranı, toz yoğunluğu gibi atmosferik değişkenlerden etkilenmekte ve hücrelerden elde edilen güç çıkışında zamanla dalgalanmalara sebep olmaktadır. Geliştirilen sistemde hücre çıktısının enerji yönetim birimlerine aktarımı sırasında, gerilim regülasyonu ve MPPT algoritması ile her an maksimum güç noktasında çalışma sağlanmakta, bu da batarya şarj süresinin kısalmasına ve gece uçuş kapasitesinin artırılmasına katkı sunmaktadır. Hücrelerin düşük ışınım koşullarında dahi belirli bir enerji seviyesini koruyabiliyor olması, özellikle gün batımına yakın saatlerde uçuş devamlılığı açısından kritik rol oynamaktadır [62].

Sonuç olarak, Sunpower C60 hücreleri, yüksek dönüşüm verimliliği, sıcaklık stabilitesi, yapısal sağlamlığı ve entegrasyon kolaylığı gibi avantajlarıyla, bu tez kapsamında geliştirilen alçak irtifa uzun menzilli güneş enerjili İHA sistemi için operasyonel açıdan en uygun çözümü sunmaktadır. Hücre seçiminde laboratuvar verimliliğine ek olarak gerçek uçuş koşullarında sağlanabilecek kararlı üretim, düşük kayıp ve uzun ömürlü performans gibi parametreler değerlendirilmiştir.

2.2.2.2. Enerji Depolama Sistemleri

Güneş enerjili İHA'larda görev sürekliliğini etkileyen en önemli bileşenlerden biri enerji depolama sistemidir. Bu sistemlerin tasarımında kullanılan bataryaların performansı, sistemin uçuş süresi gibi birçok parametre üzerinde doğrudan belirleyici rol oynamaktadır. Batarya seçimi sırasında öncelikli olarak dikkate alınması gereken parametrelerin başında, gravimetrik enerji yoğunluğu (Wh/kg) ve tepe güç kapasitesi (peak power) gelmektedir. Gravimetrik enerji yoğunluğu, birim kütle başına depolanabilen enerjiyi ifade ederken, bataryanın sistem üzerindeki kütle etkisini minimize ederek uçuş verimliliğini artırmasına katkı sağlamaktadır. Bununla birlikte, bataryanın sistem içinde konumlandırılmasını etkileyen bir diğer parametre ise hacimsel enerji yoğunluğu (Wh/L) olup, özellikle gövde içi sınırlı alanların etkin kullanımı açısından ikincil derecede kritik öneme sahiptir [63].

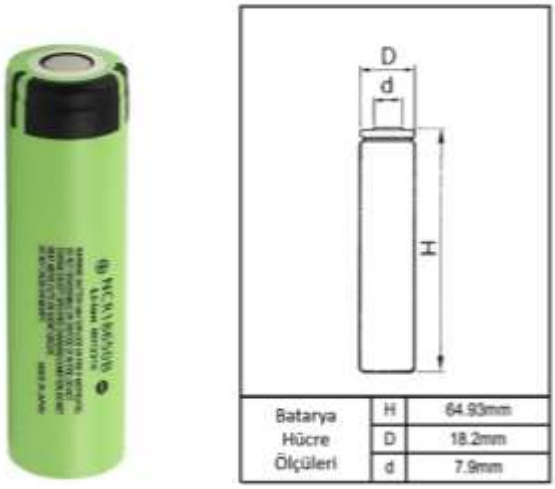
Tarihsel süreç içerisinde nikel–kadmiyum, kurşun–asit gibi pek çok farklı batarya türü Solar İHA'larda kullanılmıştır ancak günümüzde en yaygın olarak kullanılan bataryalar Li-Ion ve Li-Po teknolojisine sahip bataryalardır. Bu tercih, yüksek enerji yoğunluğu, düşük ağırlık, uzun çevrim ömrü ve hızlı şarj kapasitesi gibi avantajlarla birlikte uygun maliyet ve piyasada kolay temin edilebilirlik gibi lojistik gerekçelere de dayanmaktadır. Li-Ion ve Li-Po bataryaların teknik olarak üstünlükleri, özellikle alçak irtifada uzun süreli görevler için optimize edilen Solar İHA sistemlerinde öne çıkmaktadır. Bu kapsamda yapılan karşılaştırmalı analizlere göre, Farklı batarya teknolojilerinin tepe güç ve enerji yoğunluğu değerlerinin kıyaslaması Şekil 2.7'de verilmiştir [65].



Şekil 2. 7. Farklı enerji depolama sistemlerinin gravimetrik enerji yoğunluğu (Wh/kg) ve gravimetrik güç yoğunluğu (W/kg) açısından karşılaştırılması

Gece görevleri, düşük ışınım periyotları, ani enerji dalgalanmaları veya görev sırasında ortaya çıkabilecek olağandışı durumlar için sistemin yeterli miktarda enerjiyi depolayabilecek kapasitede olması gerekmektedir. Bu amaç doğrultusunda bu tez çalışmasında enerji depolama bileşeni olarak Panasonic NCR18650B tipi Li-Ion hücreler kullanılmıştır [11, 17, 56, 66].

NCR18650B hücresi, Panasonic tarafından uzun çevrim ömrü, yüksek enerji yoğunluğu ve güvenilirliği ön planda tutularak geliştirilmiş, 3.6 V nominal gerilime ve 3400 mAh kapasiteye sahip silindirik bir Li-Ion batarya hücresidir. Bu özellikleri ile beraber yaklaşık 243 Wh/kg gravimetrik enerji yoğunluğu değerine ulaşabilmesi, onu sabit kanatlı hava aracı sistemlerinde ideal kılan en önemli parametrelerden biridir. Şekil 2.8'de kullanılan batarya hücresinin genel görseli ve ölçüleri verilmiş, Tablo 2.2'de ise temel teknik özellikler detaylandırılmıştır [64, 67].



Şekil 2. 8. Panasonic NCR18650B görseli ve ölçüleri

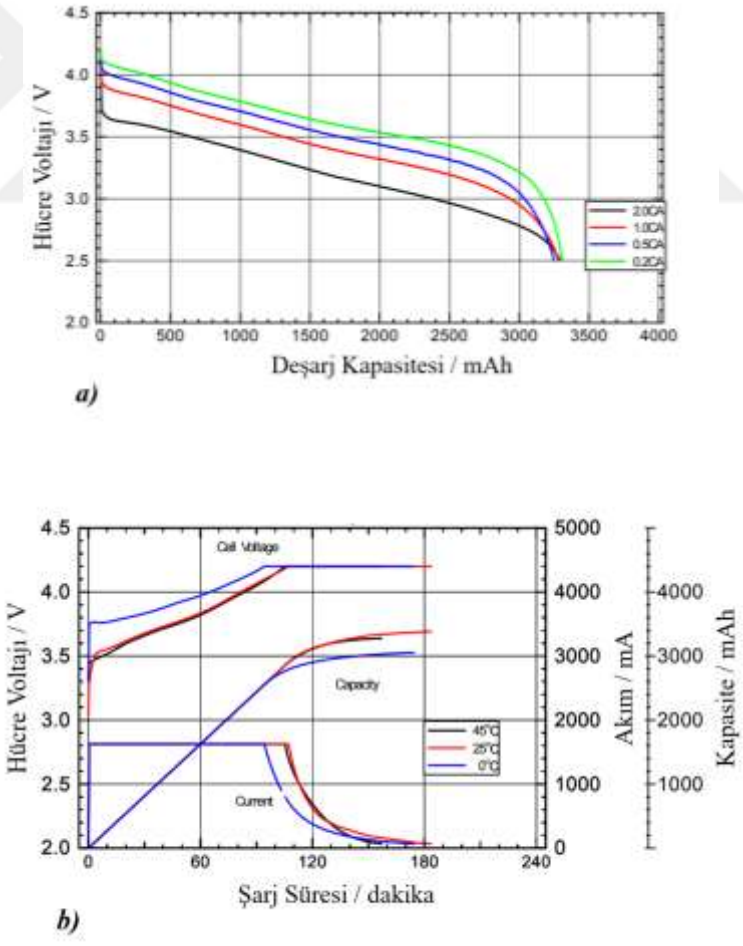
NCR18650B hücreleri -20 °C ile +60 °C arasındaki geniş sıcaklık aralığında kararlı performans sergileyebilmekte ve böylece sistemin farklı mevsimsel koşullarda görev yapabilmesini mümkün kılmaktadır. Özellikle yaz aylarında hücre yüzey sıcaklığının 50 °C'yi aşabildiği durumlarda, batarya hücrelerinin termal kararlılığını koruyabilmesi, güvenlik ve enerji sürekliliği açısından önemlidir [66, 68].

Tablo 2. 2. Panasonic NCR18650B teknik özellikler

Parametre	**Değer**
Nominal Kapasite (25°C)	Tipik 3350 mAh
Minimum Kapasite (20°C)	3200 mAh
Nominal Gerilim	3.6 V
Şarj Yöntemi	Sabit Akım – Sabit Gerilim
Şarj Gerilimi	4.2 V
Şarj Akımı	Standart: 1625 mA
Şarj Süresi	4 saat
Çalışma Sıcaklığı – Şarj	+10°C ~ +45°C
Çalışma Sıcaklığı – Deşarj	-20°C ~ +60°C
Depolama Sıcaklığı	-20°C ~ +50°C
Ağırlık (Maksimum)	47.5 g
Boyutlar (Çap x Uzunluk)	18.25 mm x 65.10 mm

Hacimsel Enerji Yoğunluğu	676 Wh/l
Gravimetrik Enerji Yoğunluğu	243 Wh/kg

Panasonic hücrelerinin bir diğer avantajı ise gerilim stabilitesi ve uzun çevrim sayısıdır. Üretici verilerine göre 500 çevrime kadar kapasitenin %80'inden fazlasını koruyabilen bu hücreler, enerji kaybını minimuma indirmektedir. Deşarj karakteristiği, 0,2C ile 1C arası yüklerde gerilim profilinin Şekil 2.9 (a) ve Şekil 2.9 (b)'de gösterildiği gibi oldukça stabil olduğu, ani gerilim düşmesi ya da ani akım artışları gibi istenmeyen durumların oluşmadığı gözlemlenmektedir. Bu durum, uçuş esnasında sistem kontrol ünitesinin, ani güç taleplerine karşı kararlı yanıt verebilmesini sağlar ve otonom görevlerde sistemin enerji kararlılığını artırır [68].



Şekil 2. 9. Panasonic NCR-18650B (a) batarya deşarj karakteristikleri, (b) batarya şarj karakteristikleri

Sonuç olarak, Panasonic NCR18650B hücrelerinin kullanımı, enerji yoğunluğu, emniyet, uzun çevrim ömrü ve çevresel dayanım gibi çok sayıda parametrede optimum çözüm sağlamaktadır. Bu batarya seçimi, geliştirilen güneş enerjili İHA sisteminin gündüz ve gece senaryolarında da kararlı biçimde görev yapabilmesini sağlamaktadır. Tablo 2.2'de sunulan teknik özelliklerin ve Şekil 2.9'da verilen şarj ve deşarj grafiklerinin mühendislik gereksinimleriyle birebir uyum içinde olması, bu hücrelerin sistem genel tasarımıyla entegre biçimde değerlendirilmesine olanak tanımış ve uçuş süresi–ağırlık dengesi bakımından ideal sonucu vermiştir.

2.2.2.3. MPPT

Güneş enerjili İHA sistemlerinde solar hücrelerin verimli çalışması hücre verimliliği veya panel yüzey alanı ile birlikte panel çıkış karakteristiğinin doğru bir şekilde kontrol edilmesiyle de doğrudan ilişkilidir. Hücreler, çevresel faktörlere (ışınım, sıcaklık, rüzgâr, hücre yüzey sıcaklığı vb.) bağlı olarak değişken gerilim ve akım üretmektedir. Böylece anlık güç üretiminin her zaman maksimumda kalabilmesi için özel kontrol algoritmalarına ihtiyaç duyulmaktadır. Bu noktada MPPT teknolojisi, sistemin enerji üretim verimliliğini maksimize etmek amacıyla kullanılan önemli bir kontrol mekanizmasıdır [42, 69].

MPPT algoritmaları, güneş hücrelerinin çıkış gerilimi ve akımı arasındaki ilişkiyi sürekli takip ederek, hücrelerin o anki çalışma noktasını maksimum güç üretilebilecek noktaya çıkarmayı amaçlar. Bu nokta, her ışınım ve sıcaklık düzeyi için farklılık gösterdiğinden, sistemin gerçek zamanlı olarak çevresel koşullara uyum sağlaması gerekmektedir. İHA sistemleri için bu durum daha da kritiktir, zira uçuş boyunca hücrelerin güneşe yönelimi, hava koşulları ve irtifa değişimleri gibi dinamik parametreler sebebiyle güç üretimi sürekli dalgalanmaktadır. MPPT sayesinde bu dalgalanmaların sistemin enerji kazanımı üzerindeki etkisi minimuma indirilir, böylece bataryalara ve motora aktarılan enerji miktarı maksimuma çıkar [11, 70].

Geliştirilen İHA'da MPPT birimi, hücrelerden gelen enerjiyi bataryalara ve doğrudan itki sistemine iletmeden önce sürekli olarak analiz eder. Bu analiz, tipik olarak bir DC-DC dönüştürücü ile gerçekleştirilir. Dönüştürücü, MPPT algoritması ile hücrelerin çıkış noktasının anlık güç–gerilim karakteristiği üzerinden değerlendirilmesini sağlar ve çıkışı optimumda tutar. Böylece hücrelerin çalışma noktası, maksimum güç çıkışına karşılık

gelen gerilimde sabitlenerek, sistem genelinde enerji verimliliğini %20'ye kadar çıkarabilir [71].

İHA uygulamasında kullanılan MPPT birimi, düşük ağırlıklı ve mikrodenetleyici tabanlı bir mimariye sahiptir. Bu, uçuşa elverişli sınırlarda ciddi ağırlık artışı oluşturmadan enerji yönetim katmanına dâhil edilmesini mümkün kılmaktadır. Ayrıca birim üzerinde sıcaklık kompanzasyonu, çıkış akım sınırlandırması ve gerilim izleme gibi emniyet önlemleri de barındırmaktadır. Geliştirilen İHA'nın uçuş testleri sırasında, MPPT modülünün etkisi doğrudan ölçülmüş ve panellerin MPPT devresi olmadan çalıştığı durumlara kıyasla, batarya şarj hızında yaklaşık %17 oranında iyileşme sağlandığı gözlemlenmiştir. Bu iyileşme, özellikle uçuş süresinin uzatılmasında ve enerji kullanımının daha etkin hâle gelmesinde önemli bir rol oynamaktadır. Ayrıca, sabah ve akşam saatleri gibi düşük ışınım koşullarında da sistemin enerji üretiminin düşmeden sürdürülebildiği tespit edilmiştir [73].

2.2.2.4. Elektrik Motorları ve İtki Sistemleri

Güneş enerjili İHA'larda itki sisteminin seçimi, uçuşu sağlayan temel mekanizma ve aynı zamanda sistemin genel enerji tüketimini doğrudan belirlemesi nedeniyle de büyük öneme sahiptir. Üretilen elektriğin önemli bir kısmı motorlar aracılığıyla mekanik enerjiye dönüştürülmektedir. Bu dönüşüm sürecinde elektrik motorlarının verimliliği, uçuş süresi, batarya tüketimi ve enerji yönetimi üzerinde doğrudan etkilidir [74]. Geliştirilen LALE sınıfı İHA sisteminde, düşük enerji tüketimiyle yüksek tork sunabilen ve uzun süreli uçuşlarda kararlı performans sağlayabilen BLDC motorlar tercih edilmiştir. BLDC motorlar, fırçalı motorlara göre daha uzun ömürlü, daha sessiz çalışan ve daha az bakım gerektiren itki sistemleridir. En önemli avantajlarından biri yüksek tork-ağırlık oranı ve dönüşüm verimliliğine sahip olmalarıdır. Bu motorlar, sabit mıknatıslar ve elektronik komütasyon sayesinde mekanik sürtünmeden kaynaklanan kayıpları minimuma indirmektedir. Tipik olarak %80–90 arasında değişen verimlilik değerleriyle çalışabilen BLDC motorlar, doğrudan ESC birimiyle senkronize biçimde kontrol edilerek uçuş boyunca hız ve güç yönetimi sağlamaktadır [74, 75].

İtki sisteminin bir diğer kritik bileşeni olan pervane, motorun sağladığı dönme momentini hava akımına çeviren ve taşıma kuvveti oluşturan yapılardır. Pervane seçimi, çap, hatve, malzeme tipi ve dönme hızı gibi çok sayıda parametreye bağlıdır. Geliştirilen İHA'da

düşük devir–yüksek tork prensibine uygun olacak biçimde büyük çaplı ve düşük hatveli sabit kanatlı pervaneler tercih edilmektedir. Bu konfigürasyon, özellikle düşük hızda uzun süreli uçuşlar için daha yüksek itki–verimlilik oranı sağlamaktadır. Ayrıca geniş çaplı pervaneler, aynı miktarda taşıma kuvvetini daha düşük devirde üretmektedir. Böylece motorun daha az güç tüketmesine ve dolayısıyla sistemin genel enerji verimliliğinin artmasına katkı sağlar [76].

İtki sisteminin enerji yönetim katmanına entegrasyonu ise ESC birimleri vasıtasıyla gerçekleştirilir. ESC, motorun devir sayısını kontrol ederken, aynı zamanda batarya çıkışındaki voltaj dalgalanmalarını da regüle etmektedir. Bu sayede uçuş sırasında motor yükü değiştikçe, sistemin ihtiyaç duyduğu gücün kararlı biçimde sağlanması mümkün olmaktadır. Ayrıca ESC modüllerinde sıcaklık sensörleri, akım sınırlayıcılar ve gerilim dengeleyiciler gibi koruma devreleri de yer almaktadır. Bu yapılar sayesinde ani yüklenmelerden doğan enerji dengesizlikleri ortadan kaldırılmaktadır. Geliştirilen sistemde ESC seçiminde yüksek akım toleransı, PWM hassasiyeti ve düşük gecikme süresi gibi kriterler dikkate alınmıştır [77].

Bu çalışmada tercih edilen motor, Şekil 2. 10'da sunulan T-Motor U7 V2 420KV modelidir [75]. Bu motor, yüksek verimlilik, düşük titreşim ve uzun süreli kararlı çalışma performansı gibi özellikleriyle güneş enerjili uzun süreli uçuş görevleri için oldukça uygundur. T-Motor U7 V2 420KV, çok rotorlu sistemler için tasarlanmış olmakla birlikte, tek motorlu sabit kanatlı sistemlerde de yüksek tork üretme kabiliyeti ve geniş voltaj aralığında kararlı çalışması sayesinde tercih edilebilir. Nominal olarak 420 devir/V (KV) değerine sahip olan bu motor, düşük devirde yüksek tork üretme kapasitesiyle verimli pervane çevrimine olanak tanır. Bu çalışmada, motorla uyumlu olarak 18x6.1 inç boyutlarında karbon fiber pervaneler tercih edilmiştir. Bu kombinasyon, düşük devirde yüksek itki üretimi sağlarken, enerji verimliliğini artırarak uçuş süresine doğrudan katkıda bulunmaktadır [75].

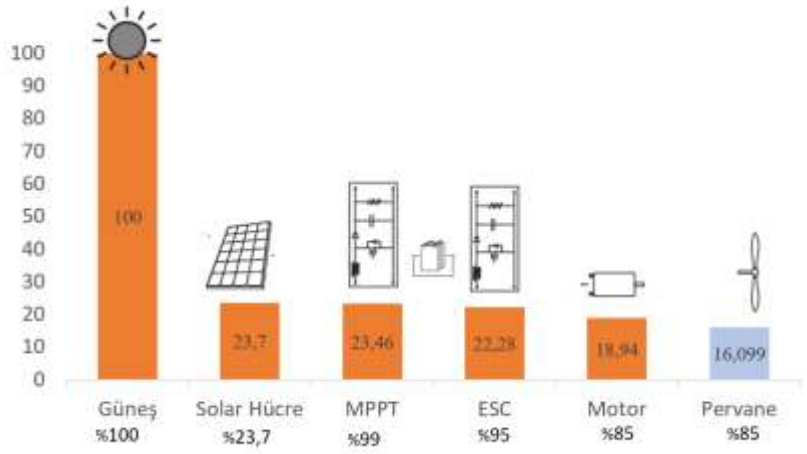


Şekil 2. 10. T-Motor U7 V2 420KV

Soğutma konusu, motor sistemlerinin sürekli çalıştığı uzun süreli uçuşlarda önemli bir mühendislik konusudur. Özellikle yaz aylarında yüksek ortam sıcaklığı ve düşük irtifada yetersiz hava akımı sebebiyle motor ve ESC bileşenleri kritik sıcaklıklara ulaşabilmektedir. Bu durumda sistemin performansı düşer, bileşen ömrü kısalır ve uçuş emniyeti riske girebilmektedir. Bu nedenle geliştirilen İHA sisteminde motor ve ESC birimleri doğrudan dış hava akımı ile temas eden alanlara yerleştirilmiş, aynı zamanda pasif alüminyum soğutucu yüzeylerle desteklenmiştir. Bu yapı, sistemin termal kararlılığını koruyarak enerji verimliliğini artırmaktadır.

2.2.2.5. Sistem Verimliliğini Etkileyen Faktörler ve Kayıplar

Güneş enerjili İHA sistemlerinde uçuş süresi enerji üretim kapasitesi ve aynı zamanda üretilen enerjinin sistem içinde ne ölçüde etkin bir biçimde aktarılabildiğiyle doğrudan ilişkilidir. Her bir bileşenin verimliliği, sistemdeki toplam güç kaybını belirlemekte; enerji zinciri boyunca biriken bu kayıplar ise uçuş performansını sınırlayan temel etkenleri oluşturmaktadır. Bu bağlamda Şekil 2.11'de gösterilen sistem verimlilik tablosu, güneş ışınımından pervane uç noktasına kadar mekanik enerjiye kadar uzanan enerji dönüşüm basamaklarında her bir aşamada oluşan verim kayıplarını görsel olarak sunmaktadır.



Şekil 2. 11. Sistem verimlilik tablosu

Şekil 2.11'de gösterilen grafikte, güneşten gelen toplam enerji %100 olarak baz alınmıştır. İlk ve en büyük verim kaybı solar hücrelerde meydana gelmektedir. SunPower C60 hücrelerin %23,7 dönüşüm verimliliği, toplam enerjinin sadece dörtte birinden daha azının elektrik enerjisine çevrilebildiğini göstermektedir [60]. Bu oran, hücre teknolojisi açısından oldukça yüksek görünse de sistemdeki ilk büyük kayıp noktası olarak öne çıkmaktadır. Devamında yer alan MPPT birimi, %99 gibi yüksek bir verimlilikle çalışmakta ve hücrelerden alınan enerjinin neredeyse tamamını batarya sistemine iletebilmektedir. Ardından gelen ESC ise %95 verimliliğe sahiptir. Bu noktada sistemdeki enerji %22,28 seviyesine kadar inmiştir [52].

Elektrik motoru, mevcut enerjinin mekanik harekete dönüştürüldüğü ilk basamak olarak, zincirdeki önemli kayıp noktalarından birini oluşturmaktadır. %85'lik verimlilik değeri ile motor, 22,28 birim enerjinin yalnızca 18,94 birimini mekanik enerjiye dönüştürebilmekte, geri kalanı ise ısıya dönüşmektedir. Bu değer, sistemin uzun süreli uçuş yapabilme kapasitesini doğrudan etkilemektedir.

Son aşamada yer alan pervane, motor–gövde–hava etkileşiminin fiziksel çıktısı olan itki kuvvetini üretmektedir. Ancak bu aerodinamik dönüşümde %85 verimlilik oranı ile son enerjinin yalnızca 16,099 birimi efektif itkiye dönüştürülebilmektedir. Diğer bir ifadeyle sistemin başında mevcut olan enerjinin yaklaşık %84'ü, panelden pervaneye uzanan süreçte çeşitli dönüşüm ve iletim kayıpları sonucu kullanılabilir itkiye dönüşmeden kaybedilmiştir. Bu durum, her bir bileşenin ayrı ayrı yüksek verimlilik değerlerine sahip

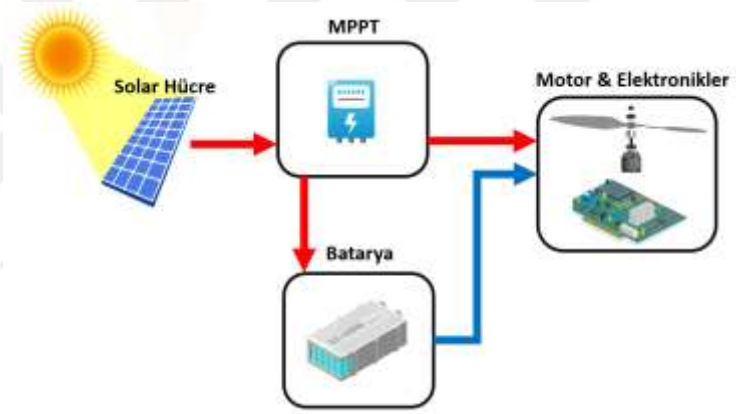
olmasının yanı sıra, sistem bütününde dönüşüm zinciri optimizasyonunun gerekliliğini açıkça ortaya koymaktadır. Ayrıca günümüzde yer alan benzer solar İHA'ların en büyük probleminin de yansıtılması açısından verimlilik değerlerinin ne kadar önemli olduğu açıkça gözlemlenmektedir. Bu değerlendirme sonucunda, sistemin toplam verimliliği yaklaşık %16 seviyesinde gerçekleşmektedir. Bu oran, mevcut ticari güneş enerjili İHA sistemleri için kabul edilebilir sınırlar içerisinde olsa da özellikle panel–motor arası kademelerdeki elektriksel ve mekanik uyumun iyileştirilmesiyle artırılabilir. Şekil 2.11'de özetlenen bu verimlilik profili, sistemdeki güç tüketiminin anlaşılmasına ve bileşen bazında yapılacak iyileştirme çalışmalarının yönlendirilmesine olanak sağlamaktadır.

2.2.3. Uçuş Prensipleri ve Performans

Güneş enerjili İHA sistemlerinde, solar hücrelerin hava aracına entegrasyonu, enerji üretim kapasitesini ve aerodinamik performansı etkileyen kritik bir tasarım parametresidir [78]. Belirli bir düzen dahilinde İHA üzerine yerleştirilen solar hücreler genellikle kanat, gövde ve yatay stabilize yüzeyleri üzerine entegre edilmektedir. Bununla birlikte, klasik uçak mimarileri dikkate alındığında, taşıyıcı kanatlar diğer tüm yapısal elemanlara kıyasla daha geniş ve düz bir yüzey alanı sunduğundan, solar hücre entegrasyonu için en uygun bileşen olarak öne çıkmaktadır. Literatürde gerçekleştirilen birçok başarılı Solar İHA projesinde de çoğunlukla kanat üzerine yapılan entegrasyonların tercih edildiği görülmektedir [14, 52, 55].

Solar hücrelerin temel görevi, gün ışığından doğrudan elektrik enerjisi üretmektir. Ancak, güneş ışığının gün boyunca sürekli değişen konumu, hava koşullarındaki değişkenlikler ve İHA'nın uçuş açısındaki farklılıklar sebebiyle, hücreler üzerinde oluşan ışınım şiddeti ve açısı sabit değildir. Bu durum, solar hücrelerin elektrik üretiminde dalgalanmalar oluşturmakta ve sistemin enerji yönetiminde istikrarsızlığa sebep olabilmektedir. Ek olarak, hücrelerin yüzey sıcaklığındaki artışlar ve gölgeleme etkileri gibi faktörler de elektrik üretimini olumsuz yönde etkilemektedir. Bu enerji üretim dalgalanmalarını minimize etmek ve hücre sisteminden her an maksimum düzeyde güç çekebilmek amacıyla, çoğu modern Solar İHA sisteminde MPPT teknolojisi kullanılmaktadır. MPPT birimi, anlık olarak solar hücre çıkış gerilimi ve akım değerlerini izleyerek, hücrelerin maksimum güç üretimini sağlayacak optimum çalışma noktasını belirlemekte ve bu

noktada sistemi sabitlemektedir. Bu sayede, değişken ışınım ve sıcaklık koşullarına rağmen hücrelerin verimliliği yüksek tutulmakta ve enerji üretimi stabilize edilmektedir. Şekil 2.12'de gösterildiği gibi, MPPT birimi tarafından üretilen enerji, öncelikli olarak İHA'nın itki sistemini beslemek ve aviyonik sistemlerin kesintisiz çalışmasını sağlamak amacıyla kullanılmaktadır [11, 56]. İtki ve aviyonik sistemlerin enerji ihtiyacının karşılanmasının ardından arta kalan enerji, batarya grubuna yönlendirilmekte ve şarj işlemi gerçekleştirilmektedir. Bu stratejik enerji yönetimi sayesinde, güneş ışığının yetersiz olduğu zaman dilimlerinde özellikle gece uçuşlarında bataryalarda depolanan enerji kullanılarak İHA'nın uçuşu kesintiye uğramadan sürdürülebilmektedir. Böylece enerji üretimi ve tüketimi optimize edilmekte, uçuş süresi ve görev başarımı artırılmaktadır.



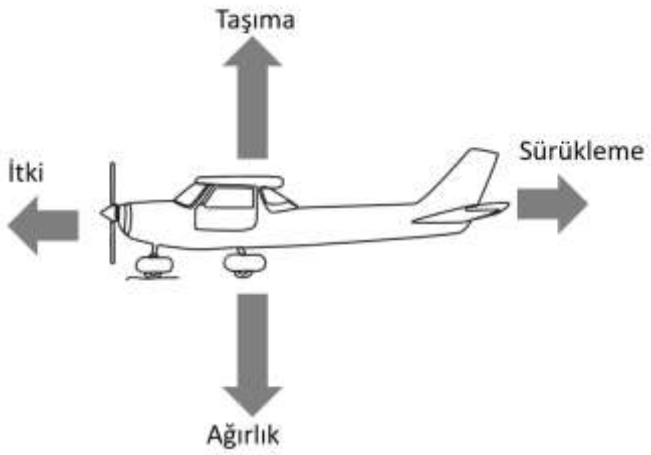
Şekil 2. 12. İHA temel enerji akış şeması

Solar enerji destekli İHA sistemlerinin aerodinamik davranışı, temel olarak klasik sabit kanatlı hava araçlarının prensipleri ile büyük ölçüde benzerlik göstermektedir. Ancak enerji üretiminin doğrudan uçuş sırasında gerçekleşmesi, uçuş performansının sürekliliği açısından bazı özel dinamikleri beraberinde getirmektedir. Geliştirilen İHA'da, uçuşun büyük bölümünde sabit seviyeli (level flight) uçuş alınarak enerji tüketiminin minimumda tutulması ve sistem verimliliğinin maksimuma çıkarılması amaçlanmıştır.

Şekil 2.13'de verilen, sabit seviyeli uçuş sırasında hava aracının ağırlığı (Weight, W) ile oluşturulan taşıma kuvveti (Lift, L) dengelenmekte, bu iki kuvvet birbirine eşit büyüklükte ancak zıt yönde etkimektedir [17, 56]. Bu durum, hava aracının irtifasını koruyarak düz ve yatay bir uçuş gerçekleştirmesine olanak tanımaktadır. Aynı şekilde,

ileri doğru hareketi sürdürebilmek için motor ve pervane sistemleri tarafından üretilen itki kuvveti (Thrust, T), hava aracının maruz kaldığı toplam sürükleme kuvvetine (Drag, D) eşit büyüklükte olmalıdır. Böylece araç, hız kaybı yaşamadan sabit bir seyir hızında uçuşuna devam edebilir [25].

$$L = W, T = D \tag{2.1}$$



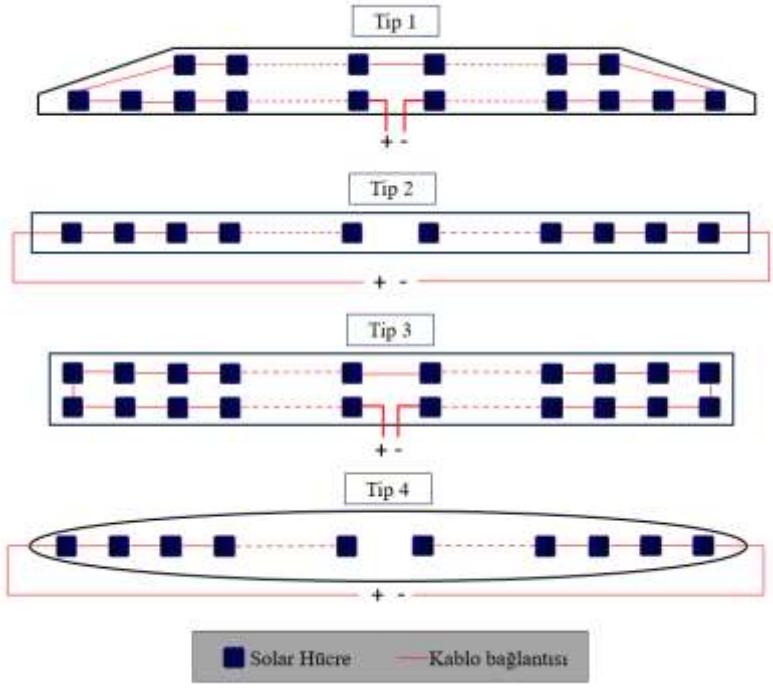
Şekil 2. 13. İHA temel kuvvetleri

Solar enerjiyle uçuş gerçekleştiren İHA sistemlerinde, özellikle sabit seviyeli uçuş koşullarının sağlanması enerji yönetimi açısından kritik bir rol oynamaktadır. Çünkü sabit hız ve sabit irtifa ile uçuş sırasında enerji tüketimi daha öngörülebilir olduğu için solar hücrelerde üretilen enerjinin anlık tüketimle dengelenmesine olanak tanımaktadır. Ayrıca, ani tırmanışlar veya manevralar sırasında oluşabilecek ani güç taleplerinin minimize edilmesi, batarya tüketimini azaltarak uçuş süresini uzatma potansiyeli sunmaktadır. Bu sebeple sistemin uçuş planlaması, sabit seviyeli ve minimum güç gerektiren uçuş rejimleri esas alınarak oluşturulmuştur.

Geliştirilen güneş enerjili İHA sistemlerinde kanat tasarımı, temel olarak geleneksel sabit kanatlı hava aracı tasarım prensiplerine benzerdir ancak solar sistemlerin entegrasyonuna bağlı olarak bazı özgün gereksinimler ortaya çıkmaktadır [52]. Bu bağlamda, kanat üzerine solar hücre yerleştirileceği gerçeği tüm tasarım süreci boyunca göz önünde bulundurulmalı sadece taşıma ve sürükleme katsayıları değil, aynı zamanda kanat profili

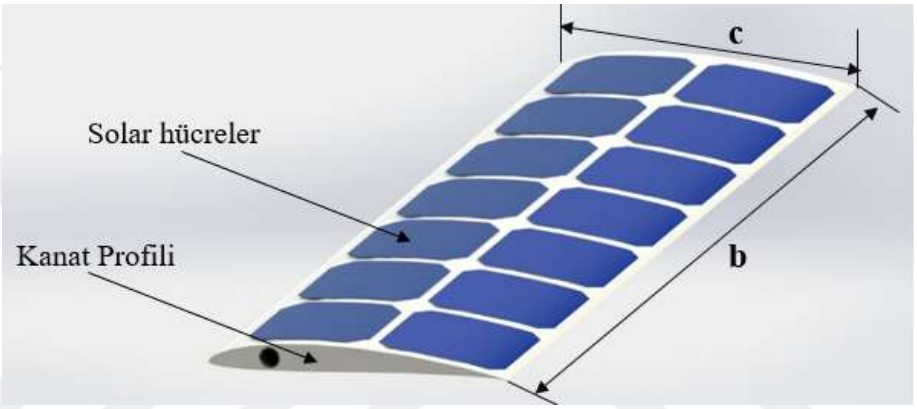
kamburluğu da kritik bir tasarım parametresi olarak ele alınmalıdır. Çünkü profilin kamburluk oranı arttıkça yüzey eğriliği artmakta ve güneş hücrelerinin yerleştirilmesi sırasında hücrelerin panel düzlemine göre eğik konumlanmasına neden olmaktadır. Eğik konumlanan hücreler, gelen güneş ışınımını daha düşük açılarla karşılayacağından, panel yüzeyine düşen efektif ışınım azalmakta ve toplam enerji üretimi düşmektedir. Bu nedenle profil seçimi, aerodinamik performansa ve solar hücre entegrasyon verimliliğine de doğrudan etki etmektedir.

Solar hücre entegrasyonunda bir diğer belirleyici unsur, kanat geometrisinin yani kanat yerleşim konfigürasyonunun belirlenmesidir. Kanat konfigürasyonu, solar hücrelerin yerleşim alanını, aerodinamik verimliliği ve yapısal üretim kolaylığını etkileyen çok boyutlu bir parametredir. Literatürde yaygın olarak kullanılan kanat yerleşim geometrileri arasında dikdörtgen, trapez, eliptik ve delta yapı gibi çeşitli tipler bulunmaktadır [47]. Şekil 2.14'te farklı kanat tipleri ve solar hücre yerleşimi karşılaştırmalı olarak sunulmuştur [17]. Geliştirilen bu tez çalışmasında, kullanım kolaylığı, üretilebilirlik, hücre entegrasyonu ve literatür desteği göz önüne alınarak Şekil 2.14'te gösterilen dikdörtgen biçimli Tip-3 kanat konfigürasyonu tercih edilmiştir.



Şekil 2. 14. Kanat yerleşim konfigürasyonları

Dikdörtgen kanat yapısı, eliptik veya trapez tipteki kanatlara kıyasla aerodinamik açıdan daha düşük L/D oranlarına sahip olsa da düz ve geniş yüzey sunması sebebiyle solar hücre yerleşimi açısından son derece uygundur. Ayrıca üretim süreçlerinde karmaşık kalıp veya kıvrımlı yapı gerektirmemesi, özellikle prototip üretiminde bu formu avantajlı hâle getirmektedir. Bu bağlamda, bu çalışmada geliştirilen LALE sınıfı güneş enerjili İHA'nın performansı, solar hücre yerleşim verimliliği ile aerodinamik sadelik arasında optimum bir denge kurularak artırılmaya çalışılmıştır [19]. Dikdörtgen kanat konfigürasyonu için solar hücrelerin yerleşimleri ve temel aerodinamik ölçütler Şekil 2.15'de sunulmuştur.



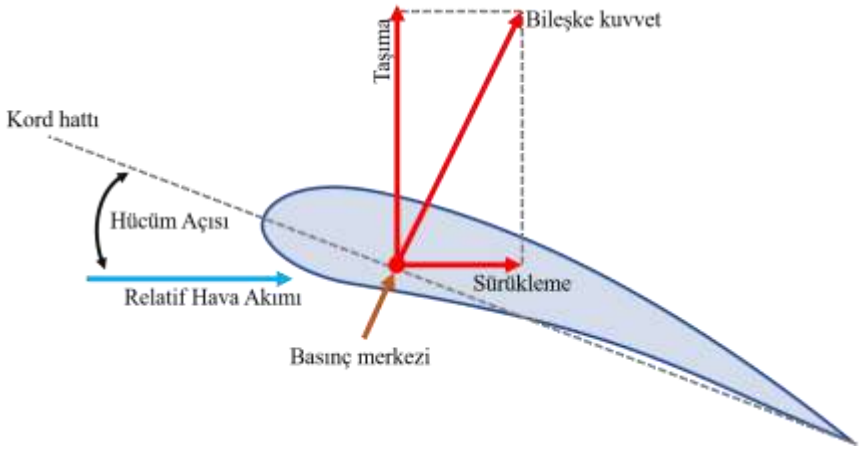
Şekil 2. 15. Dikdörtgen kanat tasarımı ve solar hücre yerleşimi

Dikdörtgen kanat konfigürasyonu için kanat alanı Denklem 2.2'de sunulmuştur.

$$S = b.c \tag{2.2}$$

Burada b kanat açıklığı ve c ise kord uzunluğunu göstermektedir. Aspect Ratio (AR) ise Denklem 2.3'e göre elde edilmektedir [18].

$$AR = \frac{b}{c} \tag{2.3}$$



Şekil 2. 16. Kanat profil parametreleri

Kanat üzerinde oluşan taşıma kuvveti, doğrudan kullanılan kanat profilinin geometrik özellikleri ile ilişkilidir. Profilin üst ve alt yüzeyinden geçen hava akımlarının hızı, yönü ve basınç farkı, bu kuvvetin büyüklüğünü belirleyen temel faktörlerdir. Dolayısıyla bir İHA'nın uçuş performansı üzerinde belirleyici rol oynayan taşıma kuvveti, genel kanat alanına ve seçilen profilin aerodinamik karakteristiğine bağlıdır. Bu kapsamda Şekil 2.16'da kullanılan kanat profiline etki eden hava akımlarının yönü ve bunların sonucunda oluşan taşıma ve sürükleme kuvvetleri ile birlikte profilin temel aerodinamik davranışı şematik olarak sunulmuştur [32].

Kanat profili üzerindeki hava akımı, üst yüzeyde daha hızlı, alt yüzeyde ise daha yavaş ilerlediğinden, Bernoulli prensibine göre üst yüzeyde daha düşük basınç oluşmakta ve yukarı yönlü net bir kuvvet oluşmaktadır. Ek olarak, kanat yüzeyindeki akış ayrılması, viskoz etkiler ve akım yönüne dik olmayan bileşenler nedeniyle sürükleme kuvveti de ortaya çıkar. Bu iki kuvvetin büyüklükleri, hava yoğunluğu, akış hızı, kanat alanı ve ilgili katsayılarla ilişkilidir. Bu ilişkileri matematiksel olarak ifade etmek amacıyla, taşıma kuvveti Denklem 2.4 ve sürükleme kuvveti Denklem 2.5 ile hesaplanmaktadır [36].

$$L = \frac{\rho}{2} C_L S V^2 \tag{2.4}$$

$$D = \frac{\rho}{2} C_D S V^2 \tag{2.5}$$

Denklem 2.4 ve Denklem 2.5'te L taşıma, D sürükleme kuvvetini, C_L taşıma katsayısını, C_D sürükleme katsayısını, ρ hava yoğunluğunu ($kg.m^{-3}$), S kanat yüzey alanını (m^2) ve

V ise İHA'nın seyir hızını ($m.s^{-1}$) ifade etmektedir C_L ve C_D büyük oranda kanat profiline, hücum açısına ve hava akışı viskozitesini temsil eden Reynolds sayısına R_e bağlıdır [79].

$$R_e = \frac{\rho v_s c}{\mu} = \frac{v_s c}{v} \tag{2.6}$$

Burada μ Akışkanın dinamik viskozitesi (kg/m.s), v, akışkanın kinematik viskozitesi, v_s, akışkanın hızı ve c, ise kord uzunluğunu temsil etmektedir. Sürükleme katsayısı Denklem 2.7'de verilen sürükleme katsayısı c_d ve indüklenmiş sürüklemenin C_{Di} toplamına eşittir [79].

$$C_D = c_d + C_{Di} \tag{2.7}$$

İndüklenmiş sürükleme kuvveti Denklem 2.8'de gösterildiği gibi hesaplanabilmektedir.

$$C_{Di} = \frac{C_L^2}{\pi * e * AR} \tag{2.8}$$

Profil sürüklemesi istenilen hücum açısı için kanat profili verilerinden elde edilebilmektedir. İndüklenmiş sürükleme ise taşıma katsayısı (C_L), en boy oranı (AR) ve Oswald verimlilik faktörünün (e) fonksiyonudur. Denklem 2.9'da e, 0 ile 1 arasında bir değere sahip olan Oswald verimlilik katsayısını yani kanat açıklığı verimlilik faktörünü ifade etmektedir [11]. Oswald verimlilik faktörü şu şekilde bulunabilir:

$$e = \frac{1}{Q + P\pi AR} \tag{2.9}$$

Burada Q, indüklenmiş sürükleme katsayısının viskoz olmayan kısmını temsil etmektedir. P ise indüklenmiş sürükleme katsayısının viskoz kısmını ifade etmektedir. Literatürde benzer çalışmalarda araştırmacılar Q ve P değerinin seçilmesinde uçaklardan alınan uçuş testleri ya da rüzgâr tünellerinden elde edilen sonuçları kullanmıştır. Yapılan çalışmalar dikkate alındığında Q ve P değerleri için yaklaşık olarak sırasıyla 1,05 ve 0,007 değerleri kullanılabilmektedir [11, 56, 79].

Şekil 2.14'te gösterilen Tip-4 eliptik kanat tasarımları için en düşük sürüklemeye sahip olduğu kabul edilmektedir [19]. İncelenen çalışmalarda e değeri, çoğunlukla 0,85 ile 0,95 arasında kabul edilmektedir. Eliptik kanat tasarımı için bu değer 1 olarak kabul

edilmektedir [23]. Ancak daha öncede belirtildiği gibi solar hücreler kanadın bütün alanına daha efektif yerleştirebilmek ve üretimi kolaylaştırmak için dikdörtgen biçimli kanat tasarımı tercih edilmiştir. Bu kanat tasarımı için en küçük Oswald verimlilik faktörü olan 0,85 değeri kullanılacaktır [36, 79].

Solar İHA'nın düz uçuş safhasında gerekli olan güç tüketimi birçok parametreye bağlıdır. Bu parametrelerin dikkatlice ele alınarak birbirleri arasındaki ilişkininde irdelenmesi önem arz etmektedir. Bu nedenle bu bölümde güç tüketimi için önemli olan parametrelerin eşitlikleri ayrıntılı biçimde incelenmiştir. İncelemede ağırlık, taşıma, sürükleme, itki, hız gibi değişkenler ele alınmıştır. İHA ağırlığı, kütle ve yerçekimi ivmesinin çarpımı olarak Denklem 2.10'da gösterilmektedir. Burada, W_{total} ağırlığı, m_{total} İHA'nın kilogram (kg) cinsinden kütlesini ve g ise yer çekimi ivmesini ifade etmektedir [36].

$$W_{total} = m_{total} . g \tag{2.10}$$

Sabit irtifada yapılacak stabil ve düz bir uçuşta kanatlar tarafından üretilecek taşıma kuvveti İHA ağırlığına eşitken itki kuvveti ise sürükleme kuvvetine eşittir. Böylece Denklem 2.4'den hareketle Denklem 2.11 ve Denklem 2.12 yazılabilmektedir [41, 79].

$$m_{total} . g = \frac{\rho}{2} C_L S V^2 \tag{2.11}$$

$$V = \sqrt{\frac{2. \, m_{total} . g}{C_L \rho S}} \tag{2.12}$$

İtki kuvveti ise Denklem 2.1 ve Denklem 2.5'ten yola çıkarak Denklem 2.13'te verildiği gibi yeniden yazılabilmektedir.

$$T = D = \frac{\rho}{2} C_D S V^2 \tag{2.13}$$

Burada ise D sürükleme kuvvetini, T itki kuvvetini ve C_D sürükleme katsayısını göstermektedir. Sürükleme katsayısı Denklem 2.7'de gösterildiği gibi kanat profilinin sürükleme katsayısı c_d ve indüklenmiş sürüklemenin C_{Di} toplamına eşittir. İndüklenmiş sürükleme kuvveti Denklem 2.8'de gösterildiği gibi hesaplanabilmektedir. Düz uçuş için gereken güç P_{req}, ise en yalın şekliyle Denklem 2.14'te sunulmuştur [34, 79].

$$P_{req} = T\ x\ V \tag{2.14}$$

Denklem 2.13 ve Denklem 2.14 kullanılarak, düz uçuş gereken güç Denklem 2.15'deki gibi yeniden oluşturulabilmektedir [56, 80].

$$P_{req} = T\ x\ V = \frac{C_D}{C_L^{3/2}} \sqrt{\frac{(m_{total} \cdot g)^3}{S}} \sqrt{\frac{2}{\rho}} \tag{2.15}$$

Denklem 2.15'de verilen S, yüzey alanı ile AR değiştirilebilmektedir. Böylece Denklem 2.16'da düz uçuş için gereken güç farklı biçimde hesaplanabilmektedir [56, 80].

$$P_{req} = T\ x\ V = \frac{C_D}{C_L^{3/2}} \sqrt{\frac{2ARg^3}{\rho}} \frac{m_{total}^{\frac{3}{2}}}{b} \tag{2.16}$$

İtki sisteminin farklı bileşenlerinin verimliliği göz önüne alındığında, sabit irtifalı düz uçuştaki gerekli elektrik gücü Denklem 2.17'deki gibi ifade edilebilmektedir [79].

$$P_{elec\ tot} = \frac{1}{\eta_{ESC}\ \eta_{mot}\ \eta_{grb}\ \eta_{prl}} P_{req} + \frac{1}{\eta_{bec}} (P_{av} + P_{pld}) \tag{2.17}$$

η_{prl} pervane, η_{mot} motor, η_{grb} dişli kutusu ve η_{ESC} ESC verimliliğini simgelemektedir. P_{av} aviyonik için gerekli güç ve P_{pld} ise faydalı yük için gereken gücü göstermektedir. Ayrıca aviyonik ve faydalı yük için gerekli güç, batarya eliminasyon devresi (Battery Elimination Circuit, BEC) tarafından sağlanırsa, η_{bec} verimliliği de dikkate alınmalıdır. Denklem 2.18 ise Günlük enerji tüketimi olan $E_{elec\ tot}$ hesaplanabilmesi için kullanılabilmektedir [36, 79, 81].

$$E_{elec\ tot} = P_{elec\ tot} \left(T_{day} + \frac{T_{night}}{\eta_{chrg}\ \eta_{dchrg}} \right) \tag{2.18}$$

Denklem 2.18'de Bataryanın gece boyunca şarj verimliliği η_{chrg} ve deşarj verimliliği η_{dchrg} ile gösterilmiştir. T_{day}, gündüz süresini, T_{night} gece süresini temsil etmektedir [56, 79, 80].

2.2.4. Güneş Işınım Modeli

Güneş enerjisi ile çalışan İHA sistemlerinin enerji üretim potansiyeli, doğrudan çevresel ve coğrafi faktörlere bağlıdır. Güneşten elde edilebilecek elektriksel güç miktarı, uçağın

bulunduğu enlem, uçuş zamanı (gün ve saat), hücrelerin konumlandırıldığı yüzeyin yönelimi ve yıl içindeki mevsimsel değişimler gibi çok sayıda parametre tarafından belirlenmektedir [82]. Bu nedenle, güneş enerjili İHA'ların enerji üretim kapasitelerinin doğru bir şekilde tahmin edilebilmesi için, güneş ışınımı ile ilgili değişkenlerin matematiksel olarak modellenmesi gereklidir. Bu bölümde, uçuş esnasında güneş ışınımından elde edilecek elektriksel gücün hesaplanabilmesi amacıyla kullanılan temel geometrik ve astronomik değişkenler açıklanmakta ve bunlara dayalı olarak uygulanabilir bir metodoloji sunulmaktadır [83].

Bu bağlamda, güneşin Dünya'ya göre açısal konumunu temsil eden sapma açısı (δ) en temel parametrelerden biridir. Sapma açısı, güneş ışığının ekvatora göre yaptığı açıyı ifade eder ve yıl boyunca periyodik olarak değişim gösterir. Bu açı, özellikle öğle saatlerinde güneş ışınlarının atmosferden geçiş yönünü belirlemesi nedeniyle, yatay ve eğik yüzeylere gelen ışınımın miktarını doğrudan etkiler. Güneş–Dünya sistemi arasındaki geometrik ilişkinin bu açısal bileşeni, herhangi bir gün için matematiksel olarak Denklem 2.19 yardımıyla hesaplanabilir. Sapma açısının yıl içerisindeki değişimini doğru modellemek, panelin maksimum ışınımı alacağı saat aralıklarını belirlemede ve enerji üretim verimliliğini artırmada önemli bir rol oynamaktadır [82, 84].

Güneş ışınımına dair yapılan bu tür modellemeler, hücrenin hangi konumda ne kadar enerji üreteceği ile sistemin enerji yönetim algoritmalarını, batarya şarj planlamasını ve uçuş saatlerinin optimize edilmesini de etkiler. Sapma açısına ek olarak, gün uzunluğu, saat açısı (hour angle), hücrelerin yüzey eğimi (tilt angle) ve yerel enlem gibi parametreler de güneş ışınımının yönü ve şiddeti üzerinde belirleyici etkiye sahiptir. Bu nedenle, güneş enerjili İHA sistemlerinde tasarım, aerodinamik veya elektriksel parametrelerle birlikte coğrafi girdilerle desteklenmelidir [84].

$$\delta = 23.45 \ \sin(360 \frac{284+n}{365}) \tag{2.19}$$

Burada, güneş enerjisinden elde edilebilecek güç 21 Haziran 2025 için hesaplanmıştır. Çünkü belirlenen bölge için Mayıs, Haziran ve Temmuz ayları maksimum güneş radyasyonunun meydana geldiği en sıcak mevsimleri temsil etmektedir. Bu nedenle bu çalışma kapsamında yapılacak uçuşların Mayıs, Haziran ve Temmuz aylarında yapılması planlanmaktadır. Denklem 2.19'da yılın ilk günü olan 1 Ocak için n=1 olacak şekilde

sayısal dizi hesaplanabilmektedir. Bu nedenle planlanan 21 Haziran 2025 için n=172 değeri alınarak sapma açısı hesaplanmıştır. Enlem (ϕ) olarak Kayseri şehri için Talas Belediyesi Model Uçak ve İHA uçuş pisti enlemini temsil eden 38.71445°seçilmiştir.

Belirli bir günde güneş ışığının saatlerini değerlendirmek için dönmesi gereken açı değeri olan saat açısı (ω_s), enlem (ϕ) ve sapma açısı (δ) değerlerinin fonksiyonu olarak Denklem 2.20'de gösterilmiştir [38, 81].

$$\omega_s = \cos^{-1}(\tan\phi \tan\delta) \tag{2.20}$$

Belirli bir konumda birim alan için toplanan enerji, günün her saati için rakımla birlikte önemli ölçüde değişkenlik göstermektedir. Bunun nedeni, deniz seviyesine yakın yerlerde partiküller ve su buharı gibi bozucu etkenlerin güneş ışığını kesintiye uğratması ve alınabilecek enerjiyi önemli ölçüde değiştirmesidir. Öte yandan, yüksek rakımlarda ise bulutlar ve güneş ışığını kesebilecek etkenler daha az olacağı için birim alanda alınacak enerji miktarı da alçak irtifalara göre daha fazla olabilecektir. Bu çalışmada 2500 metrenin altında uçması planlanan bir solar İHA tasarımı düşünülmektedir. Bu nedenle saat açısı (ω_s) hesaplandıktan sonra güneşten alınabilecek günlük ortalama toplam ışınım H_0 Denklem 2.21'de gösterilmiştir [85].

$$H_0 = \frac{24*1367}{\pi}\left(1 + 0.033\cos\frac{360n}{365}\right) * (\cos\phi\cos\delta\ \sin\omega_s + \frac{\pi\omega_s}{180}\sin\phi\sin\delta) \tag{2.21}$$

Gün ışığı süresinin uzunluğu veya maksimum güneşlenme saatleri (S_{max}) Denklem 2.22'de sunulmuştur [37, 81].

$$S_{max} = \frac{2}{15}\cos^{-1}(-\tan\phi.\tan\delta) \tag{2.22}$$

Daha sonra, aylık ortalama günlük küresel radyasyon (H), Kayseri Talas Belediyesi Model Uçak ve İHA uçuş pisti için 1200 m uçuş irtifası belirlenerek Denklem 2.23'de gösterildiği gibi tahmin edilebilmektedir.

$$\frac{H}{H_0} = a + b(\frac{T_{day}}{S_{max}}) \tag{2.23}$$

Denklem 2.23'de a ve b değeri iklim ve bitki örtüsüne göre değişen iki farklı ampirik sabittir. Bu nedenle İHA uçuş bölgesi olan Kayseri kışları soğuk ve kar yağışlı, yazları ise sıcak ve kurak karasal nitelikli iklim ile bozkır bitki örtüsünün egemen olduğu bir

bölgedir. Literatürde Duffie ve Bechkman tarafından yapılan çalışmada bulunan iklim ve bitki örtüsüne göre hazırlanan tablo incelendiğinde bu tez çalışmasında Kayseri şehri için ampirik sabitleri, a=0,35 ve b= 0,31 olarak alınmıştır [86]. Ayrıca T_{day} günlük ortalama güneşlenme saati, yerel meteoroloji istasyon verileri incelenerek bulunmuştur. Türkiye Enerji İşleri Genel Müdürlüğü tarafından geçmiş yıllar referans alınarak hazırlanan Güneş Enerji Potansiyel Atlası verileri Kayseri – Talas bölgesi için aylık ortalama güneşlenme saatleri ölçülmüştür [44]. Burada yıllık en uzun 12,14 saat ve en kısa 3,54 saat günlük güneşlenme süreleri olduğu tespit edilmiştir [87]. Günün her saatinde (h), belirli bir saat için anlık saat açısı (derece olarak) Denklem 2.24'de gösterildiği gibi tahmin edilebilmektedir. [83, 87].

$$\omega = (15h - 180) \tag{2.24}$$

Saatlik küresel güneş ışınımı olan I_g Denklem 2.25'de sunulmuştur [83].

$$I_g = \left[\frac{\pi}{24}(c + d.\cos\omega)\frac{\cos\omega - \cos w_s}{\sin w_s - \frac{\pi w_s}{180}\cos w_s}\right] x\ H \tag{2.25}$$

$$c = 0.409 + 0.5016\ \sin(\omega_s - 60)$$

$$d = 0.6609 - 0.4767\sin(\omega_s - 60)$$

Yukarıdaki denklemler kullanılarak hesaplanan solar parametrik değerler Kayseri'deki Model Uçak ve İHA uçuş pistinin bulunduğu Talas ilçesi için Tablo 2.3'de verilmiştir. Ayrıca Ulusal Meteoroloji istasyon verilerinin geçmiş yıllar ve bunların ortalamaları solar İHA enerji modeli oluşturmak için büyük önem taşımaktadır.

Tablo 2. 3. Solar parametre değerleri

Parametre	**Birimler**
Bölge	Kayseri / Türkiye
İrtifa	1200 m
Gün (n)	172 (21 Haziran)
Sapma açısı	23,44978°
Saat açısı	110,34642°
Enlem açısı	38.71445°

Günlük ortalama ışınım	41818,65 $kJ \cdot m^{-2} \cdot gün^{-1}$
Güneşlenme süresi	12,14 saat
Aylık ortalama günlük radyasyon	24,266 $kJ \cdot m^{-2} \cdot gün^{-1}$

2.2.5. Kütle Tahmin Modeli

Bir İHA'nın performans parametrelerini ve sistem tasarım maliyetlerini etkileyen en önemli faktörlerden biri, tahmin edilen toplam kalkış kütlesidir. Özellikle enerji üretimi sınırlı olan güneş enerjili İHA sistemlerinde, kütlenin doğru bir şekilde öngörülmesi, taşıma kapasitesi, uçuş süresi, motor seçimi, kanat alanı ve batarya boyutlandırması gibi birçok alt tasarım kriterinin optimize edilmesi açısından kritik öneme sahiptir. Kütle tahmin süreci, kavramsal tasarımın en erken aşamasında yapılmak zorunda olup, bu nedenle esnek ve güvenilir bir yaklaşıma ihtiyaç duyulmaktadır [56, 79].

Günümüzde çeşitli görev profilleri ve yapı konfigürasyonlarına sahip çok sayıda solar İHA geliştirilmiş olmasına rağmen, tüm bu sistemleri kapsayan genel geçer bir ağırlık tahmin modelinin bulunması oldukça güçtür. Literatür incelendiğinde, güneş enerjili İHA'lara özgü kütle tahmin çalışmalarının sayıca sınırlı olduğu ve bu alanda hâlen sistematik bir çerçeve oluşturulamadığı görülmektedir [18, 56, 79]. Bu nedenle, mühendislik uygulamalarında sıklıkla kullanılan ampirik ve yarı ampirik yöntemler, belirli kabuller ve önceki sistem verileri üzerinden elde edilen denklemlerle ağırlık tahmini yapma imkânı sunmaktadır [18].

İHA kütle tahmini yaklaşımları genel olarak iki temel sınıfa ayrılmaktadır: Sonlu eleman tabanlı hesaplamalar ve ampirik/yarı ampirik modeller. FEA, karmaşık yapısal modellere uygulanan yüksek hassasiyetli tahmin yöntemleri olup, genellikle özgün yapı analizleri ve detaylı mühendislik aşamalarında kullanılır. Ancak bu yöntemler, yüksek hesaplama maliyeti ve modelleme süresi gerektirdiğinden, kavramsal tasarım aşamasında uygulanabilir değildir [79].

Ampirik yaklaşımlar ise, belirli geometrik, yapısal ve operasyonel parametrelere dayalı olarak geçmiş sistemlerden elde edilen istatistiksel verilerin formüle edilmesiyle oluşturulan denklem setlerine dayanır. Bu modellerde kanat açıklığı, gövde uzunluğu, hız, yük katsayısı gibi parametreler ile literatürden alınmış sabit çarpanlar birleştirilerek,

gövde, kanat ve kuyruk gibi alt bileşenlerin ayrı ayrı ağırlıkları tahmin edilir. Bu sayede her bileşen için ayrı kütle değerleri elde edilebilir ve toplam kalkış kütlesi hesaplanabilir [16, 80].

Yarı ampirik yöntemler ise, ampirik yaklaşımın sadeleştirilmiş ancak güvenilirliği korunmuş bir versiyonudur. Bu yöntemler, geçmişte test edilmiş İHA sistemlerinden elde edilen verilerin istatistiksel olarak yorumlanmasıyla türetilmiş fonksiyonlara dayanır. Uygulaması görece kolaydır ve belirli sınırlar içinde yüksek doğrulukla sonuç vermektedir. Özellikle kavramsal tasarımın erken evrelerinde, tasarım değişkenlerine hızlı geri bildirim sağlama yeteneği sayesinde tercih edilmektedir [42, 79, 80].

Bu çalışmada, LALE sınıfı solar İHA'nın toplam kalkış kütlesi, yarı ampirik bir ağırlık tahmin modeli ile hesaplanmıştır. Bu amaçla kullanılan model, literatürde önerilen güvenilir formüllerden biri olan Denklem 2. 26 ile temsil edilmiştir. Bu denklem yardımıyla, motor, batarya, hücre, gövde ve kanat gibi alt sistemlere ait yapısal ve operasyonel parametreler girilerek, İHA'nın toplam kalkış kütlesi m_{total} tahmin edilmiştir. Söz konusu tahmin, sistem tasarımının ilerleyen aşamalarında yapılacak daha ayrıntılı kütle analizleri için başlangıç referansı oluşturmakta ve genel sistem mimarisinin enerji–taşıma–yapısal dengelemesini sağlamaya yardımcı olmaktadır [79].

$$m_{total} = m_{fixed} + m_{solarcells} + m_{bat} + m_{strct} + m_{propulsion} \tag{2.26}$$

Burada m_{fixed} İHA üzerinde yer alan ve tasarımın en başında belirtilen uçuş kontrol kartı, MPPT ve faydalı yük gibi diğer ana bileşen ölçülerine bağlı olmayan sabit kütleyi temsil etmektedir. Böylece:

$$m_{fixed} = m_{payload} + m_{avionics} \tag{2.27}$$

$m_{solarcells}$ solar hücrelerinin kütlesinin tahmin edilmesi, üretici tarafından yayınlandığı için diğer parametrelere göre daha kolaydır. Ancak burada kaç adet solar hücre ihtiyacı olduğuna Denklem 2.17 ve 2.25'ten faydalanarak solar hücre alanını elde edilebilmektedir [88].

$$m_{solarcells} = \frac{Panel_{area}}{Cell_{area}} * Cell_{mass} * k_{enc} \tag{2.28}$$

$Cell_{area}$ hücre alanını, $Cell_{mass}$ hücre kütlesini, g yerçekimi sabitini ve k_{enc} ise 1'den küçük bir değere sahip olan, güneş hücrelerinin kapsüllenmesinin ağırlık kısmını temsil eden bir sabittir [79, 88].

m_{bat} enerji depolama sisteminin ağırlığını temsil etmektedir. m_{bat}, bataryada depolanması gereken enerji ile doğru orantılı gravimetrik enerji yoğunluğuyla ise ters orantılıdır. Denklem 2.29'da gösterilmiştir [13, 79].

$$m_{bat} = \frac{T_{night}}{\eta_{dchrg}\ k_{bat}} P_{elec\ tot} \tag{2.29}$$

İHA yapısının kütle tahmini (m_{strct}) oldukça karmaşık ve zor bir bölümdür. Literatürde yapılan bazı yapı kütle tahmin yöntemleri vardır. Bu çalışmada, en kapsamlı geliştirilen yöntemlerden birisi olan kaynak [79]'da belirtilen yöntem kullanılacaktır. Noth tarafından geliştirilen bu çalışmada, çeşitli boyut ve özelliklerde toplamda 415 farklı insanlı ve insansız RC modelleri içeren kapsamlı bir ampirik model önermiştir [79, 80, 81]. İHA yapısının kütlesini tahmin etmek için Denklem 2.30 kullanmıştır [88].

$$m_{strct} = k_{strct}\ b^{x1}\ AR^{x2} \tag{2.30}$$

g yer çekimi sabiti, b kanat açıklığı, AR en boy oranıdır. k_{strct}, $x1$ ve $x2$, uçağın yapım kalitesine göre değişen ve çalışma [80]'de elde edilen sabitlerdir. LALE sınıfında tasarlanan İHA sistemleri için elle kalkış yaptırmak en sık kullanılan yöntemdir. İHA ağırlığını ve sürükleme kuvvetini arttıracağından dolayı iniş takımları tercih edilmemektedir. Bu nedenle elle fırlatılarak kalkış yapılabilmesinin yanı sıra gövde üzerine iniş yapabilmesi planlanmıştır. Ancak elle kalkış yaptırılan İHA'lar, pistten kalkış yapan İHA modellerine göre kalkış esnasında daha fazla motor gücüne ihtiyaç duymaktadır. Bu nedenle tasarım aşamasında elle kalkış yapılabilmesi için gerekli gücün sağlanabileceği bir itki sistemi düşünülmelidir. Ek olarak güneş enerjisi kullanılarak uçuş yapılabilmesi için meteorolojik şartların en uygun olduğu zaman dilimi güneş ışınımının en fazla olduğu zamanlardır. Böylece güneş ışınımının fazla olduğu zaman diliminde termal hava akımları, kafa rüzgarı ve türbülans yoğun olduğu için motor gücünün fazla olması bu aşamalarda daha rahat bir uçuş deneyimi sunacaktır. Bu çalışmada itki sisteminin İHA toplam ağırlığına etkisi için motor, ESC ve pervanenin de katkısı da değerlendirilmiştir [44, 79, 80].

$$m_{propulsion} = 0{,}008 * P_{req} \tag{2.31}$$

Tahmini toplam ağırlık hesaplandıktan sonra daha önce varsayılan ağırlıktan büyük olması durumunda bu değer güncellenir ve sabit seviyeli uçuş için gerekli güç yeniden hesaplanmalıdır.

2.3.ABC Algoritması

Sezgisel optimizasyon yöntemleri, özellikle çözüm uzayının çok boyutlu, doğrusal olmayan ve diferansiyellenebilir olmayan yapılar içerdiği mühendislik problemlerinde, klasik deterministik yöntemlere alternatif olarak öne çıkmaktadır. Bu kapsamda, yapay arı kolonisi algoritması, Karaboga [89] tarafından geliştirilmiş ve doğadaki bal arılarının koloni hâlindeki besin kaynağı arama davranışını modelleyen bir optimizasyon tekniği olarak literatüre kazandırılmıştır. Algoritma, temel olarak bir arı topluluğunun yüksek verim sağlayan nektar kaynaklarını keşfetme, değerlendirme ve bu kaynaklar üzerinde yoğunlaşma süreçlerini matematiksel modelleme yoluyla optimize etmeyi amaçlamaktadır [89, 90].

ABC algoritması, işçi arılar (employed bees), gözlemci arılar (onlooker bees) ve izci arılar (scout bees) olmak üzere üç temel arı tipine dayalı olarak çalışmaktadır. İşçi arılar, mevcut çözüm kümelerini temsil eden bireylerdir ve her biri belirli bir besin kaynağına atanır. Bu arılar, kaynak çevresinde yerel arama yaparak çözümün kalitesini iyileştirmeye çalışır. Gözlemci arılar ise, işçi arıların keşfettiği kaynaklara ilişkin bilgileri değerlendiren ve olasılıksal bir seçim süreciyle daha verimli kaynaklara yönelen bireylerdir. İzci arılar ise, belirli bir iterasyon süresi boyunca iyileşmeyen çözümleri terk ederek yeni, rastgele çözümler oluşturmakla görevlidir. Bu üçlü yapı, algoritmanın hem keşif (exploration) hem de sömürü (exploitation) yeteneklerini dengeli bir biçimde sürdürebilmesini sağlar [91].

ABC algoritmasının temel avantajlarından biri, diferansiyel bilgi gerektirmemesi ve az sayıda kontrol parametresi ile çalışabilmesidir. Bununla birlikte, konverjans sürecindeki kararlılığı ve çeşitli mühendislik uygulamalarında gösterdiği yüksek başarı oranı, bu algoritmayı tasarım optimizasyonu problemleri için uygun bir araç hâline getirmiştir. Literatürde, enerji sistemlerinin yönetimi, uçak ve hava aracı tasarımı, elektriksel parametre optimizasyonları ve diğer çok değişkenli problemlerde geniş bir kullanım alanı

bulmuştur. Özellikle aerodinamik yapıların enerji tüketimi odaklı tasarımında, çözüm uzayındaki olası parametre kombinasyonlarını verimli biçimde değerlendirebilme kabiliyeti nedeniyle sıklıkla tercih edilmektedir [89].

Bu tez kapsamında, alçak irtifa uzun menzil güneş enerjili İHA tasarımına yönelik olarak, üç temel tasarım parametresinin (kanat açıklığı, kütle ve AR) optimizasyonu hedeflenmiştir. Bu parametrelerin, uçuş süresi ve enerji tüketimi üzerindeki belirleyici etkileri göz önünde bulundurularak, en düşük güç gereksinimini sağlayacak tasarım konfigürasyonunun elde edilmesi amacıyla ABC algoritması uygulanmıştır. Algoritmanın uygulama süreci, parametre sınırlarının belirlenmesi, uygun başlangıç popülasyonunun tanımlanması, uygunluk (fitness) fonksiyonunun güç gereksinimi üzerinden kurgulanması ve iteratif iyileştirme mekanizmalarının devreye alınması şeklinde yapılandırılmıştır. İlgili modelleme ve uygulama detaylarına, tez kapsamında 3. bölümde ayrıntılı olarak yer verilmiştir.

2.4. PSO Algoritması

Parçacık sürü optimizasyonu, doğal sistemlerdeki kolektif zekâya dayanan sezgisel bir optimizasyon algoritması olup, ilk kez 1995 yılında Kennedy ve Eberhart tarafından geliştirilmiştir [93]. Algoritma, kuş sürülerinin ve balık topluluklarının yiyecek arama davranışlarını model alarak, bireylerin (parçacıkların) kendi deneyimlerinden ve topluluğun genel deneyiminden yararlanarak çözüm uzayında optimal noktaya yönelmelerini sağlar. PSO, özellikle sürekli ve çok boyutlu optimizasyon problemlerinde yüksek verimlilik sağlaması, uygulanabilirliğinin genişliği ve algoritmik sadeliği ile mühendislik alanında yoğun olarak kullanılan bir tekniktir [94].

PSO algoritması, her biri potansiyel bir çözümü temsil eden bir parçacık kümesi (popülasyon) ile çalışır. Her parçacık, bulunduğu konuma karşılık gelen çözümün uygunluk değerini (fitness) değerlendirir ve hem kendi en iyi pozisyonunu (pBest) hem de küresel en iyi pozisyonu (gBest) sürekli olarak günceller. Parçacıklar, bu iki bilgiye göre hız ve konumlarını güncelleyerek çözüm uzayında hareket ederler. Bu süreçteki güncellemeler, belirli dengeleme katsayıları (inertia weight, cognitive ve social coefficients) aracılığıyla yönlendirilir. Böylece algoritma yerel ve küresel arama yeteneklerini dengeli şekilde kullanarak hızlı bir yakınsama elde etmeyi hedefler [95].

PSO'nun avantajları arasında, az sayıda algoritma parametresi ile uygulanabilir olması, diferansiyel bilgi gerektirmemesi ve karmaşık çözüm uzaylarında bile yüksek doğrulukta sonuçlar verebilmesi yer almaktadır. Bu özellikleri, PSO'yu özellikle aerodinamik yapıların, enerji sistemlerinin ve çok hedefli mühendislik optimizasyonlarının çözümünde ön plana çıkarmaktadır.

Bu tez kapsamında PSO algoritması, güneş enerjisiyle çalışan alçak irtifa uzun menzilli İHA'nın tasarım parametrelerinin optimum değerlerini belirlemek amacıyla kullanılmıştır. Uçuş süresini 24 saat üzerine çıkarmayı hedefleyen bu çalışmada, kanat açıklığı, uçuş hızı, kütle ve batarya kapasitesi gibi çok sayıda parametre aynı anda değerlendirilmiştir. Optimizasyon sürecinde, gerekli güç ve toplam elektriksel enerji gibi kritik çıktılar hesaplanmış, çözüm uzayındaki enerji yetersizliği durumları cezalandırılarak sistemin enerji denge şartlarını sağlayan tasarımlar önceliklendirilmiştir. PSO algoritmasının sağladığı sonuçlar, bu türden karmaşık çok değişkenli problemler için etkin bir çözüm yaklaşımı sunduğunu göstermiştir. Uygulama detaylarına ve sayısal sonuçlara 3. bölümde ayrıntılı olarak yer verilmiştir.

3. BÖLÜM

TASARIM KRİTERLERİ VE OPTİMİZASYON SÜRECİ

Bu bölümde, LALE sınıfı güneş enerjili İHA sisteminin kavramsal tasarım sürecinde izlenen yöntemsel yaklaşım detaylandırılmış ve sistem gereksinimlerinden başlayarak görev tanımı, performans kriterleri, enerji planlaması, tasarım parametrelerinin belirlenmesi ve optimizasyon aşamalarına kadar olan süreç ele alınmıştır. Önceki bölümlerde sunulan teorik temeller doğrultusunda, sistem bileşenleri arasındaki etkileşimler dikkate alınarak mühendislik açısından uygulanabilir, optimize edilmiş ve bütünleşik bir tasarımın ortaya konulması hedeflenmiştir. Tasarım süreci, enerji üretim ve tüketim dengesinin sağlanması ile yapısal kararlılığın göz önünde tutulmasıyla biçimlendirilmiştir.

Bölüm boyunca öncelikle sistemin temel mühendislik gereksinimleri sunulacak, ardından görev tanımı ile uçuş senaryosu açıklanacak ve son olarak seçilen tasarım parametreleri sezgisel algoritmalar kullanılarak optimize edilecek, böylece maksimum enerji verimliliği ile minimum ağırlığa ulaşılması hedeflenmiştir. Bu bütünsel yaklaşım sayesinde LALE İHA sistemi, görev ihtiyaçlarını karşılayan, yüksek verimliliğe sahip ve sürdürülebilir uçuş kabiliyeti bulunan bir yapı olarak ortaya konmuştur.

3.1. Sistem Gereksinimleri

Geliştirilen güneş enerjili İHA için belirlenen sistem gereksinimleri, tasarım sürecinin tüm aşamalarını yönlendiren temel çerçeveyi oluşturmaktadır. Sistem gereksinimleri nihai uçuş performansının yanı sıra yapı, enerji ve kontrol sistemleriyle ilgili tüm karar mekanizmalarını etkileyen temel ilkeleri tanımlar. Bu çalışmada geliştirilen LALE sınıfı İHA, gündüz saatlerinde güneş enerjisiyle uzun süreli uçuş gerçekleştirebilecek şekilde planlanmıştır. Tasarımda enerji üretimi ve tüketiminin dengeli biçimde yönetildiği, hafif, aerodinamik olarak dengeli ve operasyonel koşullara uygun bir İHA tasarımı hedeflenmiştir.

İHA'nın tasarımında dikkate alınan başlıca gereksinimler, düşük irtifada sabit hızda uçuş yapabilme, yeterli güneş ışınımına sahip bölgelerde uzun görev sürelerini destekleyebilme ve sürekli güç üretimi ile batarya destekli sistem arasında geçiş sağlayabilme yeteneğidir. Bu hedeflere ulaşmak için öncelikle uçuş irtifası, menzil, seyir hızı ve uçuş süresi gibi temel performans parametreleri belirlenmiştir. Ayrıca, kullanılacak enerji kaynaklarının taşıma kapasitesi üzerindeki etkisi de göz önünde bulundurularak, hücre yerleşimi, batarya ağırlığı, motor gücü ve elektronik sistemlerin toplam yükü optimize edilmiştir.

Yapısal gereksinimler doğrultusunda, kanat alanı hem uçuş için gerekli taşıma kuvvetini sağlayacak hem de güneş panellerinin yüzeyle uyumlu biçimde entegre edilebilmesine imkân verecek şekilde boyutlandırılmıştır. Kanat profilinin düzlüğü, hücrelerin verimli ışık alabilmesi açısından önemli bir faktör olarak değerlendirilmiş ve optimizasyon sürecine dahil edilmiştir. Gövde ve kuyruk yapısının ise düşük direnç oluşturacak biçimde seçilmesi ve taşıyıcı sistemle dengeli bir kütle dağılımı oluşturması hedeflenmiştir. Tüm bu unsurların dengelenebilmesi için, toplam kalkış kütlesi sınırlandırılmış ve sistemin bileşenlerinin bu kütle sınırları içinde kalacak şekilde boyutlandırılması sağlanmıştır.

Enerji gereksinimleri açısından bakıldığında, İHA'nın uçuş boyunca kendi enerjisini karşılayabilecek düzeyde güneş ışınımını toplayabilmesi, güç yönetim devresi ile sürekli regülasyon yapılabilmesi ve şarj–deşarj döngüsünün yüksek verimlilikte sürdürülebilmesi sağlanmalıdır. Güneş hücrelerinden elde edilen enerji, uçuş kontrol sistemleri, aviyonik bileşenler ve motoru beslemenin ötesinde, batarya dolumunu da destekleyerek gece uçuşlarında sistemin sürdürülebilirliğini sağlamalıdır. Bu sebeple,

hücre verimliliği, MPPT doğruluğu, batarya kapasitesi ve motor–ESC uyumu gibi sistem öğeleri, gereksinimler çerçevesinde karşılıklı uyum içinde tasarlanmıştır.

Sonuç olarak, sistem gereksinimleri sadece teknik sınırlamaları değil, bununla birlikte uçuş emniyeti, enerji sürdürülebilirliği ve operasyonel başarıyı da kapsayacak şekilde tanımlanmıştır. Bu gereksinimlerin karşılanabilir olması ise teorik modellemelerin ve sezgisel optimizasyon yaklaşımlarının başarıyla uygulanabilmesi için temel koşuldur.

3.2. Görev Tanımı

Geliştirilen güneş enerjili İHA sisteminin tasarımı, belirli bir görev profili doğrultusunda şekillendirilmiştir. LALE sınıfı İHA için planlanan görev, alçak irtifada uzun süreli gözlem ve izleme faaliyetlerinin gerçekleştirilmesidir. Bu görev tipi, sabit nokta çevresinde yavaş ve kararlı bir uçuşun sürdürülebilmesi, düşük güç tüketimi ile sistem bileşenlerinin uzun süreli çalışmaya uygun olması ve gündüz-gece geçişlerine karşı enerji sürekliliği sağlayacak bir yapının oluşturulmasını zorunlu kılmaktadır. Özellikle geniş alanların havadan gözlemlenmesi, tarım arazilerinin izlenmesi, yangın erken uyarısı veya çevresel değişkenlerin takibi gibi sivil uygulamalar için bu görev profili kritik önem taşımaktadır.

Görev koşulları, hava aracının Kayseri şehrinde önceden belirlenmiş bir rota veya sabit bir dairesel yörünge üzerinde, 80 ~120 metre irtifa aralığında ve yaklaşık 10 ~12 m/s seyir hızında uçuş gerçekleştirmektir. Bu uçuş sırasında İHA'nın ana fonksiyonu, güneş hücreleri aracılığıyla elde ettiği enerjiyi anlık olarak motor sistemine ve aviyonik bileşenlere aktarmak, aynı zamanda bataryaları da şarj ederek enerji depolamaktır. Gündüz saatlerinde enerji üretimi aracılığıyla sistemin ihtiyaçlarının karşılanması ve batarya doluluğunun artırılması amaçlanırken ışınımın azaldığı geç saatlerde bu depolanan enerji kullanılarak uçuşun sürekliliği sağlanacaktır.

Görev tanımı kapsamında ayrıca İHA’nın görev süresince kendi kendine uçuş kabiliyetine sahip olması, dış müdahaleye ihtiyaç duymadan enerji yönetimini gerçekleştirebilmesi ve uçuş planlamasına entegre edilmiş kontrol algoritmalarıyla otonom şekilde görevini sürdürebilmesi beklenmektedir. Bu bağlamda uçuş rotası, ışınım optimizasyonu göz önünde bulundurularak planlanmakta, sistemin sabit seviyede uçuş

yapabilmesi için gerekli aerodinamik ve enerji koşulları görev parametreleriyle uyumlu şekilde tanımlanmaktadır.

3.3. Kanat Profili Seçimi

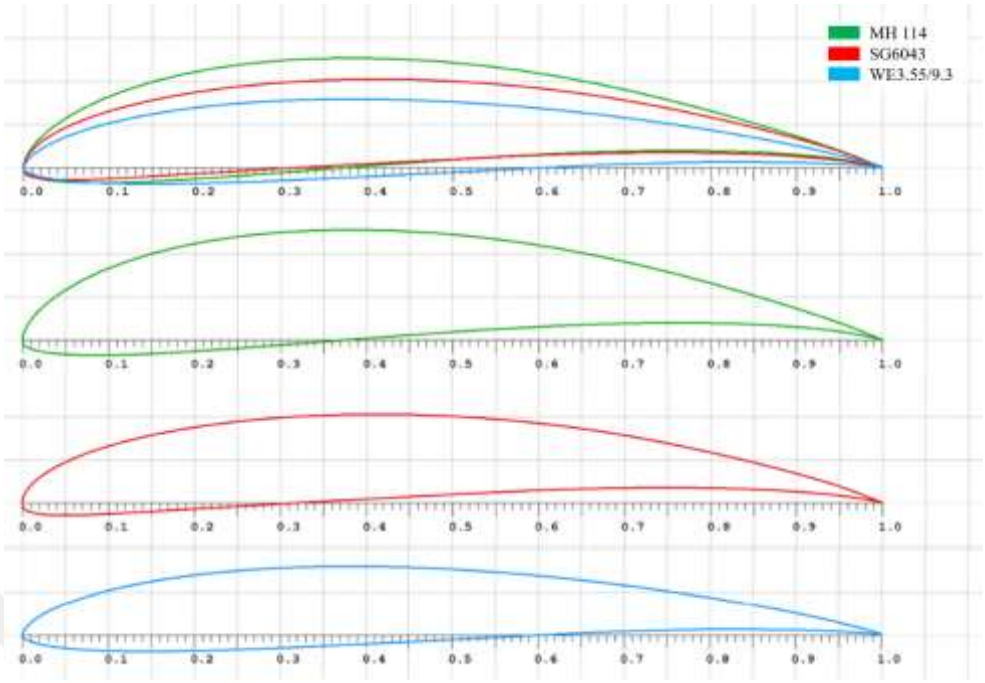
Güneş enerjili İHA tasarımında, kanat profili seçimi aerodinamik verimlilik ve solar hücre entegrasyon kabiliyeti bakımından kritik bir rol oynamaktadır. Kanadın taşıma ve sürükleme karakteristiklerini belirleyen profil geometrisi, uçuş süresi, enerji verimliliği ve görev başarımı üzerinde doğrudan etkili olup, düşük Reynolds sayılarında çalışan küçük sınıf İHA'lar için daha da önem kazanmaktadır. Bu nedenle düşük hız ve yüzey düzlüğü ile entegrasyon uygunluğu açısından avantajlı olan bir profilin seçilmesi, sistemin genel başarısını belirleyen temel tasarım kararıdır. Bu çalışmada, farklı geometrik ve aerodinamik özelliklere sahip kanat profilleri detaylı biçimde karşılaştırılmış ve elde edilen sonuçlara göre sistemin taşıma/sürükleme dengesi, panel yerleşimi uyumu ve üretim kolaylığı gibi çok kriterli değerlendirmelere dayalı olarak en uygun profil belirlenmiştir.

Kanat konfigürasyon seçimi ve kanat parametreleri belirlendikten sonra kanat profili seçimi gerçekleştirilmelidir. Bu aşamada yapılan benzer çalışmalara ek olarak seçilen pek çok kanat profili üzerinde analizler yapılmıştır. Kanat taşıma ve sürükleme kuvvetini bulmak için AR ve kanat açıklığının tespit edilmesi gerekmektedir. Bu çalışmada ele alınan 15 farklı kanat profili, XFLR5 yazılımı kullanılarak analiz edilmiştir [46]. Ayrıca sabit 4 derecelik hücum açısında kanat profilleri için C_L, C_D ve C_L/C_D grafikleri Tablo 3.1'de gösterilmiştir. Bu açı, düşük hücum açılarında kanat profillerinin aerodinamik performansını karşılaştırmaya imkân tanıdığı ve pratik uçuş koşullarında sık kullanılan bir değer olduğu için tercih edilmiştir.

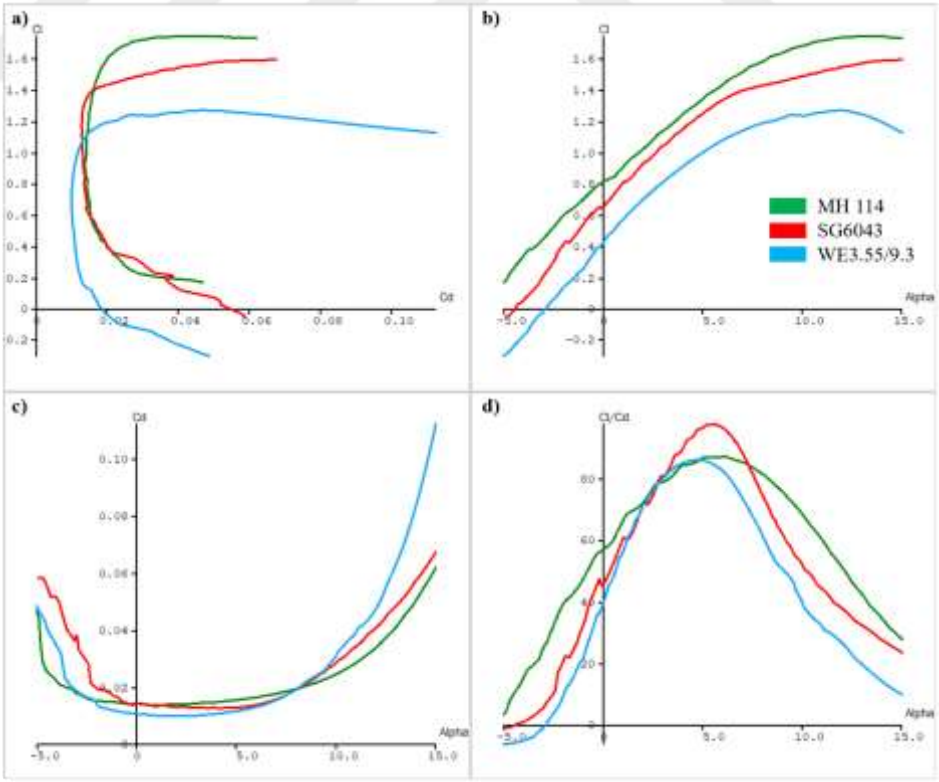
Tablo 3. 1. Belirlenen kanat profillerinin 4 derece hücum açısında aerodinamik değerleri

Kanat Profili	C_L	C_D	C_L/C_D
Eppler 210	0,961	0,0146	65,82
Naca6409	1,089	0,0132	82,5
We3,55-9,3	0,912	0,0107	85,23
S1223	1,644	0,0232	70,86
S1210	1,508	0,0184	81,95
SG6043	1,15	0,0128	89,84
FX 63–137	1,299	0,0161	80,68
Eppler 212	0,871	0,0107	81,40
SD5060	0,69	0,0103	66,99
SD7032	0,873	0,0114	76,57
Aquila (9.3%)	0,829	0,0118	70,25
Medium S9000 (9%)	0,751	0,0106	70,84
S9037	0,827	0,0108	76,57
AG24	0,723	0,0108	66,94
AG25	0,738	0,0105	70,28
AG26	0,741	0,0104	71,25
Mh114	1,25	0,0148	84,45

Optimum kanat profili seçimi için gerekli aerodinamik katsayıları belirlemek için Xfoil yazılımının kanat profili analizini temel alan XFLR5 analiz aracı kullanılmıştır. Kanat profili analizi için 305mm kord uzunluğu ile uçuş yapılacak bölge olan karasal iklim şartları ve yaklaşık 1200 metre irtifa göz önünde bulundurularak Reynolds sayısı 1,9 x 10^5 olarak belirlenmiştir. Tablo 3.1'e göre en iyi C_L/C_D değerlerine sahip 3 kanat profili Şekil 3.1'de gösterilmiştir. Şekil 3.2'de seçilen 3 kanat profili XFLR5 açık kaynak kodlu yazılımı ile aerodinamik performansları karşılaştırılmıştır.



Şekil 3. 1. Seçilen üç farklı kanat profilinin iki boyutlu geometrik çizimleri



Şekil 3. 2. (a) taşıma katsayısının (C_L) sürükleme katsayısına (C_D) göre değişimi, (b), taşıma katsayısının hücum açısına (α) göre değişimi, (c) sürükleme katsayısının hücum açısına göre değişimi, (d), C_L/C_D oranının hücum açısına göre değişimi

Şekil 3.2'de, seçilen üç farklı kanat profilinin aerodinamik performans parametreleri karşılaştırmalı olarak sunulmaktadır. Şekil 3.2 (a) taşıma katsayısının (C_L) sürükleme katsayısına (C_D) göre değişimini göstermekte olup, yüksek taşıma-düşük sürükleme oranı açısından MH 114 profilinin üstün performans sergilediği gözlemlenmektedir. Şekil 3.2 (b), taşıma katsayısının hücum açısına (α) göre değişimini göstermekte ve MH 114 ile SG6043 profillerinin pozitif hücum açıları altında daha yüksek taşıma katsayısı değerlerine ulaştığını ortaya koymaktadır. Şekil 3.2 (c) ise sürükleme katsayısının hücum açısına göre değişimini sunmakta olup, düşük hücum açılarında SG6043 profilinin daha düşük C_L değerleriyle öne çıktığı görülmektedir. Son olarak Şekil 3.2 (d), aerodinamik verimlilik olarak da bilinen C_L/C_D oranının hücum açısına göre değişimini göstermekte ve SG6043 profilinin belirli açılarda maksimum verimliliğe ulaştığı görülmektedir. Bu analizler, LALE sınıfı güneş enerjili İHA için en uygun kanat profilinin seçilmesinde temel alınmıştır.

3.4.Optimizasyon Probleminin Tanımı

Güneş enerjili İHA tasarımında, uzun süreli uçuş kabiliyetinin sağlanabilmesi için aerodinamik verimlilik, enerji üretim ve depolama kapasitesi ile yapısal ağırlık arasında hassas bir denge kurulması gerekmektedir. Kanat açıklığı, toplam kütle, AR, batarya kapasitesi ve hava hızı gibi birbirine bağlı parametreler, enerji tüketimini ve uçuş performansını doğrudan etkilemektedir. Bu parametrelerin doğru şekilde belirlenmesi, sistemin sürdürülebilirliği açısından kritik öneme sahiptir.

Optimizasyon problemi, uçuş sırasında ihtiyaç duyulan toplam gücün (P_{req}) minimuma indirilmesi amacıyla tanımlanmıştır. Problem, çok değişkenli, doğrusal olmayan ve birbirine bağlı çok sayıda parametre içerdiğinden, klasik analitik yöntemlerle çözülmesi güçtür. Bu nedenle, çözüm uzayını etkin biçimde tarayabilen ve küresel optimuma yaklaşabilen sezgisel algoritmalar tercih edilmiştir. Bu kapsamda, çalışmada ABC ve PSO sezgisel algoritmaları kullanılmıştır. Her iki algoritma da doğadan esinlenilmiş, popülasyon tabanlı optimizasyon teknikleri olmakla birlikte, farklı model yapıları üzerinde uygulanmışlardır.

ABC algoritması, daha basitleştirilmiş bir model üzerinde, kanat açıklığı, AR ve toplam kütle değişkenlerini optimize ederek minimum güç tüketimini hedeflemiştir. PSO algoritması ise daha geniş kapsamlı bir model üzerinde, hava hızı, batarya kapasitesi ve

kanat açıklığı değişkenlerini değerlendirerek sistemin enerji tüketimi, batarya kapasitesi, toplam elektrik gücü ve günlük enerji harcaması gibi çıktıları optimize etmiştir.

Bu farklılıkların nedeni, her iki algoritmanın farklı mühendislik sorularına yanıt vermesi ve modelleme sürecinde farklı kısıtlar ve hedefler doğrultusunda geliştirilmiş olmalarıdır. Bu bölümde, her iki yöntemle çözülmeye çalışılan optimizasyon probleminin genel çerçevesi tanımlanmakta, yöntemlerin seçilme gerekçeleri açıklanmakta ve sonraki alt başlıklarda her bir yöntem ayrı ayrı detaylandırılmaktadır.

Optimizasyon sürecinde kullanılan değişkenlerin her biri, sistemin farklı bir alt bileşenine etki etmektedir. Kanat açıklığı, solar hücre yerleşimi ve taşıma açısından belirleyici olurken, AR, aerodinamik verimliliği doğrudan şekillendirmektedir. Kütle ise batarya, motor, yapı elemanları ve faydalı yük gibi pek çok alt sistemin toplam etkisini temsil etmektedir. Bu nedenle değişkenler arasında doğrusal olmayan, çok boyutlu bir ilişki bulunmaktadır ve bu ilişki iteratif hesaplama modeliyle değerlendirilmiştir.

Tablo 3.2'de, bu çalışmada kullanılan optimizasyon modeline ait sabit fiziksel büyüklükler, verimlilik katsayıları ve görev tabanlı değişkenler sunulmuştur. Kanat profil katsayıları, batarya enerji yoğunluğu, solar hücre kütle yoğunluğu ve enerji dönüşüm verimlilikleri gibi değerler modelin arka planını oluşturmakta ve sabit tutuldukları varsayılarak tasarım değişkenlerinin etkisi analiz edilmektedir. Bu parametreler, denklem temelli sistemin tutarlılığını ve optimizasyonun mühendislik temelli doğruluğunu sağlamaktadır.

Tablo 3. 2. Optimizasyon modelinde kullanılan sabit ve göreve bağlı parametreler

Sabit Parametreler			
Parametre	Değer	Birim	Açıklama
C_L	0,92	-	Kanat profili taşıma katsayısı
c_d	0,0107	-	Kanat profili sürükleme katsayısı
C_{Di}	0,0051	-	İndüklenmiş sürükleme katsayısı
e	0,90	-	Oswald's verimlilik faktörü
I_T	950	W/m^2	Toplam solar enerji
k_{bat}	240*3600	J/kg	Li-Ion batarya enerji yoğunluğu
k_{sc}	0,448	kg/m^2	Solar hücre kütle yoğunluğu
k_{enc}	0,49	kg/m^2	Kapsül verimliliği
k_{strct}	0,44/9,81	kg/m^3	Yapı kütlesi tahmin katsayısı
m_{av}	850	g	Elektronik kütlesi
P_{av}	1,5	W	Elektronikler için gereken güç
x_1	3,1	-	Yapı kütlesi tahmini kanat açıklığı üst sabiti
x_2	-0,25	-	Yapı kütle tahmini kanat AR üst sabiti
Verimlilikler			
η_{bec}	0,85	-	BEC verimliliği
η_{sc}	0,237	-	Solar hücre verimliliği
η_{cbr}	0,97	-	Kanat profilinin şeklinden kaynaklanan kayıplar
η_{chrg}	0,95	-	Batarya şarj verimliliği
η_{ESC}	0,95	-	ESC verimliliği
η_{dchrg}	1,03	-	Batarya deşarj verimliliği
η_{grb}	0,97	-	Dişli verimliliği
η_{mot}	0,85	-	Motor verimliliği
η_{mppt}	0,99	-	MPPT verimliliği
η_{prl}	0,85	-	Pervane verimliliği
Göreve Bağlı Değişkenler			
m_{pld}	0	kg	Faydalı yük ağırlığı
η_{wthr}	0,7	-	Gökyüzü faktörü
P_{pld}	0	W	Faydalı yük güç tüketimi
ρ	1,111	kg/m^3	Hava yoğunluğu (1200m)
T_{day}	12,14*3600	sn	Gün uzunluğu

Bu çalışmadaki optimizasyon süreci, çok değişkenli, doğrusal olmayan ve kısıtlı bir problem yapısı sergilemektedir. Çalışmada yer alan bütün Denklemler birbirine bağlı olması nedeniyle, her bir parametrede yapılan değişiklik, sistemin enerji ihtiyacını ve

ağırlığını zincirleme biçimde etkiler. Bu durum, çözüm uzayını oldukça karmaşık hâle getirmekte ve klasik yöntemlerle çözümü zorlaştırmaktadır. Bu nedenle sezgisel bir algoritmanın kullanılması tercih edilmiştir.

3.5. ABC Algoritması Tabanlı Model ile Minimum Güç Tüketimi Belirlenmesi

ABC algoritması, herhangi bir başlangıç çözümüne bağlı kalmadan geniş çözüm uzayını etkili biçimde tarayabilmekte, yerel minimumlara takılmadan küresel çözüme ulaşma potansiyeli göstermektedir. Bu algoritma, literatürde enerji sistemleri, yapısal analiz, malzeme tasarımı, robotik ve havacılık gibi çok sayıda mühendislik alanında başarıyla uygulanmış, özellikle enerji tüketimini minimize etmeye yönelik problemlerde hızlı ve istikrarlı sonuçlar verdiği görülmüştür [91, 92].

Bu çalışmada, ABC algoritması, LALE sınıfı güneş enerjili İHA sisteminin uçuş sırasında ihtiyaç duyduğu gücü minimize eden optimum tasarım parametrelerini belirlemek amacıyla kullanılmıştır. Söz konusu optimizasyon problemi, kanat açıklığı, AR ve toplam kütle gibi birbirine bağlı çok sayıda değişken içerdiği ve doğrusal olmayan eşitlikler üzerinden tanımlandığı için, klasik yöntemlerle çözülmesi güçleşmektedir. Bu nedenle, ABC algoritması hesaplama etkinliği ve çözüm kalitesi açısından bu problem için uygun bir yöntem olarak değerlendirilmiştir. Optimizasyon problemi için geliştirilen amaç fonksiyonu Denklem 3.1'de gösterilmiştir.

$$min\ P_{req} = f(m, b, AR) \tag{3.1}$$

Bu denklem, tasarım değişkenleriyle sistemin enerji ve kütle bileşenleri arasındaki ilişkiyi ortaya koyan iteratif bir hesaplama modeli oluşturmaktadır. Her bir parametrede yapılan değişiklik, sistemin genel enerji ihtiyacı ve kütlesi üzerinde zincirleme etki yarattığından, eş zamanlı olarak optimize edilmeleri gerekmektedir.

ABC algoritması, başlangıçta tanımlanan parametre aralıklarında rastgele oluşturulan bireylerden oluşan bir popülasyonla çalışır. Bu çalışmada kullanılan aralıklar:

$$4 \leq b \leq 7(m)$$

$$10 \leq AR \leq 20$$

$$2 \leq m \leq 7(kg)$$

Her birey, bir çözüm vektörü olarak Denklem 3.2'de tanımlanır.

$$X_i = [m_i, b_i, AR_i] \tag{3.2}$$

Her çözüm için, sistem modeli çalıştırılarak $P_{req,i}$ hesaplanır ve bu değer, uygunluk fonksiyonu (fitness) olarak değerlendirilir:

$$Fitness_i = \frac{1}{1+P_{req,i}} \tag{3.3}$$

Algoritma iteratif olarak aşağıdaki adımları izler:

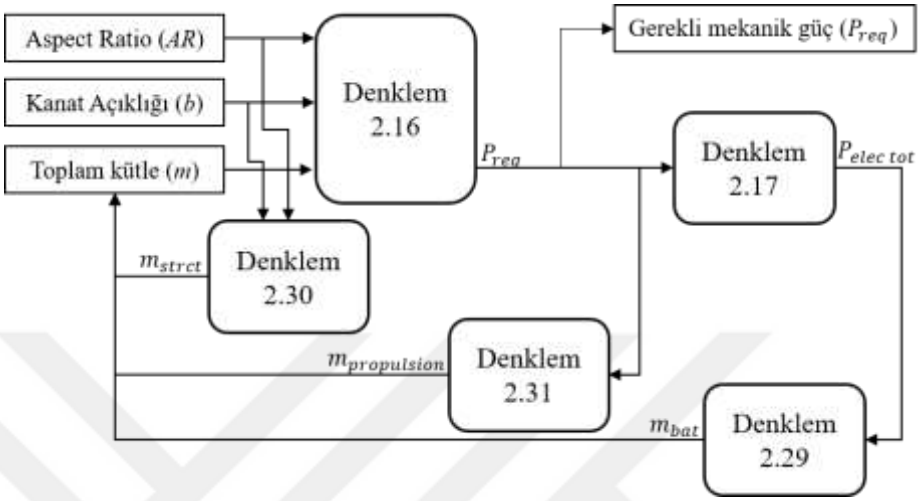
1. **İşçi arılar:** Mevcut bireylerin yakın çevresinde yeni çözümler üretir.
2. **Gözcü arılar:** Fitness değeri yüksek bireyler etrafında yoğunlaşır.
3. **İzci arılar:** Kötü bireyleri terk ederek yeni rastgele bireyler oluşturur.
4. **Yakınsama:** Maksimum iterasyon sayısı ya da minimum değişim koşulu sağlandığında işlem durur.

Uygulama sonunda, minimum P_{req} değerine karşılık gelen birey, optimum tasarım parametrelerini vermektedir. Bu kombinasyon, İHA'nın yapısal sınırlarını aşmadan, en verimli enerji tüketimi ile görev yapmasını sağlayacak parametre setini oluşturur. ABC algoritmasının başlangıç fazında, her bireyin tasarım değişkenlerine ait değeri rastgele fakat tanımlı sınırlar içerisinde oluşturulur. Bu, algoritmanın arama uzayını geniş kapsamlı tarayabilmesini sağlar. Yeni oluşturulan çözüm vektörü bileşenleri Denklem 3.4'e göre hesaplanabilmektedir.

$$x_{ij} = x_j^{min} + rand(0,1) \,.\, (x_j^{max} - x_j^{min}) \tag{3.4}$$

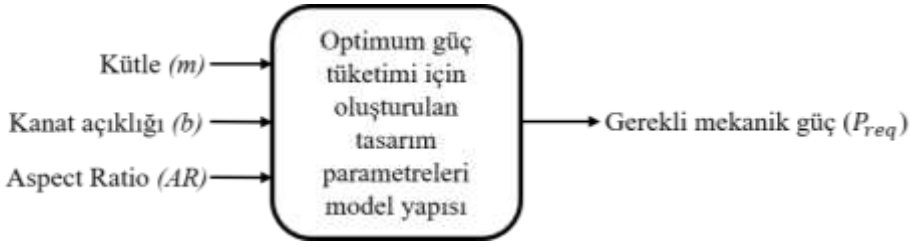
Şekil 3.3'de gösterilen yapı, kütle, kanat açıklığı ve AR parametrelerinin sistem içerisindeki etkilerini ve karşılıklı ilişkilerini ortaya koyan iteratif bir hesaplama modeli sunmaktadır. İlgili yapı, Denklem 2.16'dan başlayarak, her bir tasarım değişkeninin sisteme etkisini hesaplayan ardışık eşitliklerle birbirine bağlanmış bir çözüm döngüsü oluşturur. İlk adımda, kanat açıklığı, AR ve toplam kütleye bağlı olarak gerekli mekanik güç (P_{req}) hesaplanmakta ve ardından bu değer Denklem 2.17 üzerinden elektriksel güce ($P_{elec\,tot}$) dönüştürülmektedir. Elektriksel güç ise batarya kütlesi (m_{bat}), itki sistemi

kütlesi ($m_{propulsion}$) ve yapısal kütle (m_{strct}) gibi bileşenleri belirleyen denklemlerde kullanılmaktadır. Bu sayede her tasarım parametresi enerji ve kütle üzerinden sistemin tüm performansına etki etmektedir.



Şekil 3. 3. Optimum güç hesabı için kullanılan iteratif model yapısı

Kanat açıklığı, AR ve toplam kütle gibi tasarım değişkenlerinin, sistemin toplam güç ihtiyacını belirleyen denklemlerle nasıl ilişkilendirildiğini göstermektedir. Bu yapı, iteratif hesaplama ile enerji ve kütle bileşenlerini birlikte değerlendirerek sistem düzeyinde bir denge sağlar. İkinci bir gösterim olarak Şekil 3.4'de aynı modelin daha sadeleştirilmiş, kavramsal bir versiyonudur. Bu görsel, üç temel giriş parametresinin (m, b, AR) sistemin nihai çıktısı olan gereken güç (P_{req}>) üzerinde oluşturduğu etkiyi özetlemektedir. Bu yapı, optimizasyon algoritmalarının hedef fonksiyonuna doğrudan bağlıdır ve modelin mantığını sade biçimde görselleştirmeye olanak sağlar.



Şekil 3. 4. Optimum güç tüketimi için tasarım parametre modeli

Üç temel parametre üzerinden oluşturulan model yapısı, sistemin minimum güç ihtiyacını sağlayacak şekilde yapılandırılmıştır. Bu bağlamda, tasarım parametrelerinin bu şekilde bütünsel olarak ele alınması, mühendislik doğruluğu ve hesaplamalı verimlilik açısından sistematik bir yaklaşım sunar. Parametreler arasında kurulan iteratif ilişki sayesinde, yapılan her tasarım değişikliği, enerji ve kütle bileşenlerini eş zamanlı olarak etkiler ve bu sayede denge noktaları ortaya çıkar. Böylelikle, optimize edilen tasarım, güç tüketimini azaltan, batarya kapasitesini doğru belirleyen ve yapısal yükleri dengeleyen bir yapı sunar.

Tablo 3.3'te, ABC algoritmasının farklı iterasyon sayıları için elde ettiği optimum tasarım parametreleri ve güç tüketimi sonuçları sunulmuştur. Bu çalışmada optimizasyon için kullanılan ABC algoritmasının kontrol parametreleri 50 koloni büyüklüğü, 2500, 5000 ve 10000 yineleme ve 30 çalışma zamanı olarak seçilmiştir. ABC algoritması ile gerçekleştirilen optimizasyon sürecinde üç farklı iterasyon sayısı için elde edilen giriş ve çıkış parametreleri incelendiğinde; 2500 iterasyon durumunda gerekli güç 5.763 W olarak belirlenmiş, bu değere karşılık kanat açıklığı 4.001 metre, en-boy oranı 19.969 ve toplam kütle 5.464 kilogram olarak hesaplanmıştır. 5000 iterasyon sonucunda gerekli güç 5.761 W seviyesine ulaşmış, bu iterasyonda kanat açıklığı 4.001 metre, en-boy oranı 19.959 ve toplam kütle 6.861 kilogram olarak elde edilmiştir. 10000 iterasyon değerinde ise gerekli güç 5.757 W düzeyine gerilemiş, buna karşılık kanat açıklığı 4.000 metre, en-boy oranı 19.964 ve toplam kütle 4.443 kilogram olarak bulunmuştur. Sonuçlar, iterasyon sayısı arttıkça gerekli güç değerinin küçük farklarla azaldığını ve parametrelerin ise erken aşamalarda kararlı değerlere ulaştığını ortaya koymaktadır.

Tablo 3. 3. Optimizasyon sürecinde elde edilen girdi ve çıktı değerleri

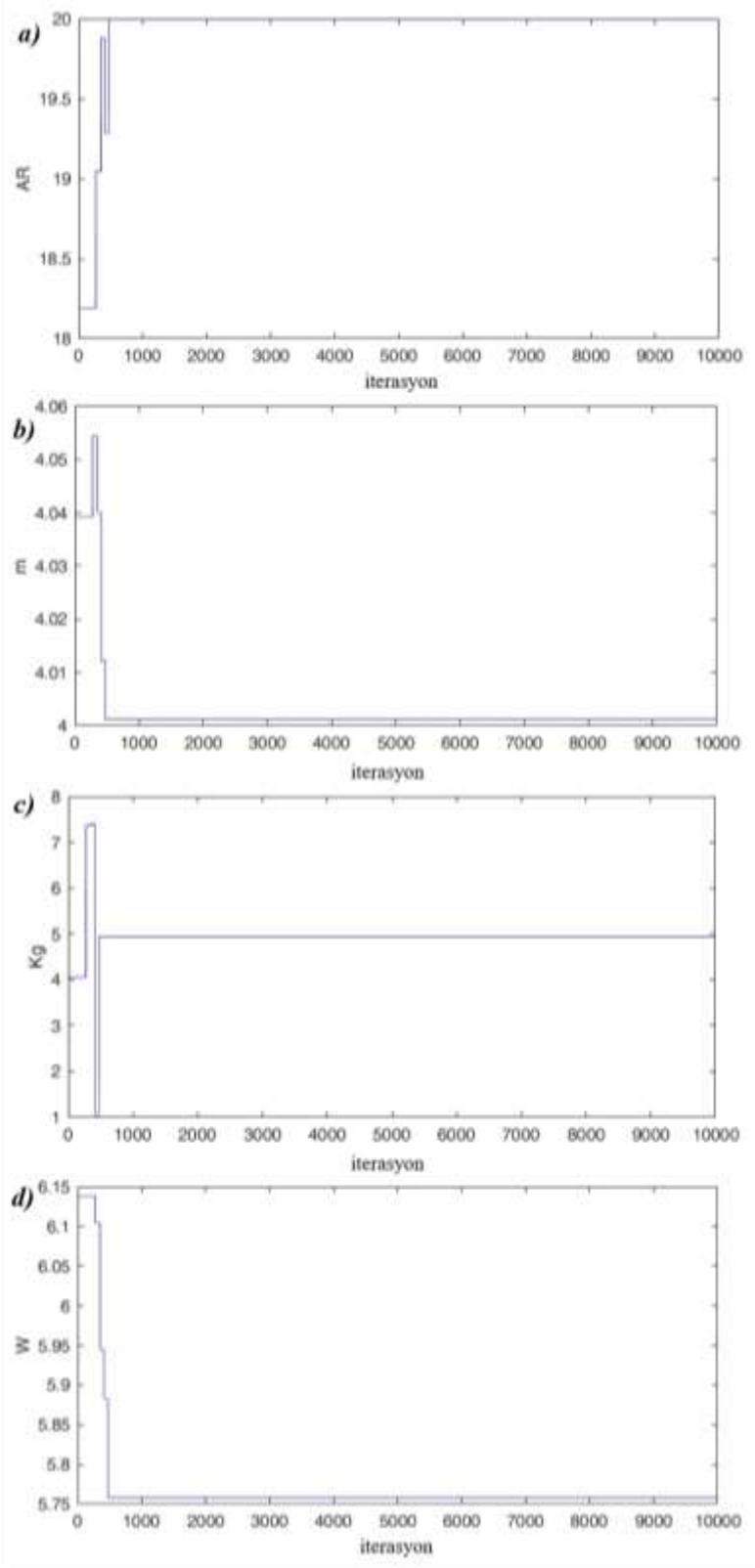
İterasyon	P_{req}	b	AR	m
2500	5.763	4.001	19.969	5.464
5000	5.761	4.001	19.959	6.861
10000	5.757	4.000	19.964	4.443

Şekil 3.5'de, ABC algoritması kullanılarak gerçekleştirilen optimizasyon sürecinde iterasyon sayısına bağlı olarak AR, kanat açıklığı, toplam kütle ve gerekli güç (P_{req})

değişimleri gösterilmektedir. Grafikler, ABC algoritmasının çözüm uzayında başlangıçta geniş bir tarama gerçekleştirdiğini, daha sonra ise optimum parametreler etrafında yoğunlaşarak hızlı bir yakınsama sağladığını ortaya koymaktadır.

Şekil 3.5 (a)'da iterasyonlara bağlı olarak AR değerinin değişimi yer almaktadır. Başlangıçta geniş bir aralıkta dalgalanan AR değeri, yaklaşık 1000 iterasyon sonrasında sabit bir değere ulaşmıştır. Bu durum, algoritmanın çözüm uzayındaki yerel minimumlardan çıkarak optimum AR değerini bulduğunu ve çözümü kararlı hale getirdiğini göstermektedir. Şekil 3.5 (b)'de iterasyonlara göre kanat açıklığındaki değişim sunulmuştur. Kanat açıklığı da başlangıçta geniş bir aralıkta gezinmiş, daha sonra oldukça kısa bir süre içinde minimum güç tüketimiyle uyumlu olan optimum değere yakınsamıştır. Özellikle ilk birkaç yüz iterasyonda önemli dalgalanmalar görülse de ilerleyen süreçte kararlılığın sağlandığı gözlemlenmektedir.

Şekil 3.5 (c)'de toplam kütlenin iterasyonlara göre değişimini göstermektedir. Başlangıçta kütle değeri yüksek seviyelerde dalgalanmış, ardından algoritmanın öğrenme süreciyle birlikte optimum kütleye hızlıca ulaşılmış ve bu değerde sabitlenmiştir. Bu sonuç, tasarımın hem taşıma hem de enerji verimliliği açısından dengeli hale getirildiğini göstermektedir. Şekil 3.5 (d)'de uçuş sırasında ihtiyaç duyulan toplam gücün iterasyonlara bağlı olarak değişimini göstermektedir. Başlangıçta yüksek değerlerde olan P_{req}, ABC algoritmasının parametreleri optimum değerlere doğru yönlendirmesiyle birlikte hızla azalmış ve minimum değere yakınsamıştır. Bu grafik, optimizasyon sürecinin başarısını ve ABC'nin etkinliğini doğrudan göstermektedir.

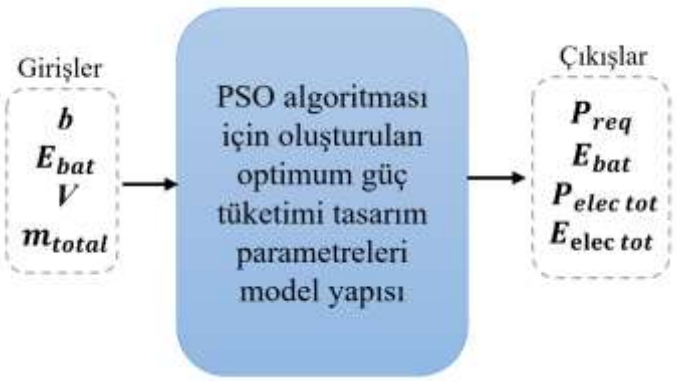


Şekil 3. 5. (a) iterasyonlara bağlı olarak AR değerinin değişimi, (b) iterasyonlara göre kanat açıklığındaki değişim, (c) toplam kütlenin iterasyonlara göre değişimi, (d) iterasyonlara bağlı (P_{req}) değişimi

Genel olarak Şekil 3.5, ABC algoritmasının iterasyon ilerledikçe tüm parametrelerde kararlı bir optimum nokta bulduğunu, çözüm uzayında etkin şekilde çalıştığını ve uçuş için gerekli gücü minimize eden bir çözüm elde ettiğini ortaya koymaktadır. Parametrelerin tamamı, ilk birkaç yüz iterasyon içinde büyük oranda iyileşmiş ve kalan iterasyonlarda ise kararlılığını korumuştur. Bu durum, ABC'nin güçlü bir yakınsama özelliği sergilediğini ve mühendislik açısından güvenilir bir optimizasyon aracı olduğunu göstermektedir.

3.6. PSO Algoritması ile Sürekli Uçuş Kabiliyeti için Optimum Enerji Yönetimi

Bu çalışmada, PSO algoritması, daha önce tanımlanan kanat açıklığı (b), batarya kapasitesi (E_{bat}), uçuş hızı (V) ve toplam kütle (m_{total}) değişkenlerinin uygun aralıklar içinde değerlendirilerek, uçuş sırasında ihtiyaç duyulan güç tüketimini (P_{req}), batarya enerjisi (E_{bat}), toplam elektrik gücü ($P_{elec\,tot}$) ve günlük enerji tüketimi ($E_{elec\,tot}$) minimize eden optimum çözüm kümesini bulmak amacıyla kullanılmıştır. PSO algoritmasının çözüm uzayını daha hızlı tarayabilmesi ve yakınsama davranışının farklı bir doğaya sahip olması nedeniyle mühendislik açısından daha güvenilir bir tasarımın ortaya konmasına olanak tanımaktadır.



Şekil 3. 6. PSO algoritması için oluşturulan optimum güç tüketimi tasarım modeli yapısı

Şekil 3.6'da PSO algoritmasının uygulanmasında kullanılan optimizasyon modelinin yapısı şematik olarak sunulmaktadır. Modelin giriş parametreleri, sistemin aerodinamik ve enerji yönetimi açısından kritik olan değişkenlerinden oluşmaktadır. Bunlar kanat açıklığı (b), batarya kapasitesi (E_{bat}), uçuş hızı (V) ve toplam kütle (m_{total}). Bu

parametreler, İHA'nın uçuş süresi, enerji tüketimi ve yapısal ağırlığı üzerinde doğrudan belirleyici etkiye sahiptir.

Modelin çıktıları ise, PSO algoritmasının uygunluk fonksiyonu açısından minimize edilmesi hedeflenen performans ölçütleridir. Bunlar uçuş sırasında gerekli güç (P_{req}), batarya kapasitesi (E_{bat}), toplam elektrik gücü ($P_{elec\,tot}$) ve günlük enerji tüketimi ($E_{elec\,tot}$). Giriş değişkenleri, model içerisindeki hesaplama yapısına aktarılmakta ve sistemin enerji dengesini sağlayacak şekilde çıktı parametreleri üretilmektedir.

Şekil 3.7'de PSO algoritmasının çözüm uzayını nasıl tanımladığını ve çözüm bulmak için hangi giriş–çıkış ilişkisinden yararlandığını görsel olarak özetlemektedir. Giriş parametreleri üzerinde yapılan iteratif güncellemeler, sistemin enerji ve güç gereksinimlerini minimize eden optimum kombinasyonu ortaya çıkarmaktadır. Şekil 3.7, aynı zamanda PSO'nun, çoklu performans kriterlerini eş zamanlı olarak değerlendirebilme yeteneğini açıkça ortaya koymaktadır.

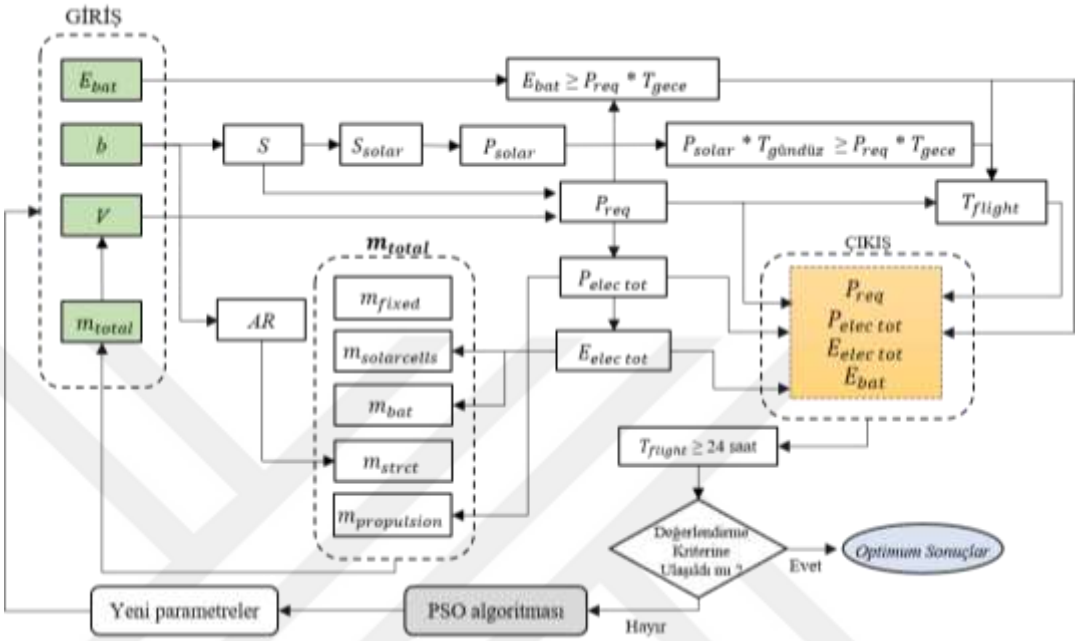
Tablo 3.4'te PSO algoritmasının çalıştırıldığı çözüm uzayını tanımlamak için kullanılan dört temel giriş parametresine ait minimum ve maksimum sınır değerleri verilmiştir. Kanat açıklığı, hava hızı, toplam kütle ve batarya kapasitesi için belirlenen bu sınırlar, literatürde LALE sınıfı güneş enerjili İHA'lar için önerilen değerlerdir ve Kayseri bölgesinin iklim koşulları dikkate alınarak belirlenmiştir.

Tablo 3. 4. Giriş parametrelerinin minimum ve maksimum değerleri

Parametre	**Açıklama**	**Minimum Değer**	**Maksimum Değer**
$\boldsymbol{b}$	Kanat Açıklığı	2,5 m	6 m
$\boldsymbol{V}$	Hava Hızı	6 m/s	20 m/s
$\boldsymbol{m_{total}}$	Toplam Kütle	2 kg	14 kg
$\boldsymbol{E_{bat}}$	Batarya Kapasitesi	50 Wh	300 Wh

Kanat açıklığı 2,5 m ile 6 m arasında, hava hızı 6 m/s ile 20 m/s arasında, toplam kütle 2 kg ile 14 kg arasında ve batarya kapasitesi ise 50 Wh ile 300 Wh arasında sınırlandırılmıştır. Bu sınırlar mühendislik açısından uygulanabilirliği ve uçuş sırasında

enerji dengesinin sağlanabilmesi için uygun bir çözüm aralığı sunmaktadır. PSO algoritması, bu parametrelerin her biri için belirtilen aralıkta rastgele başlangıç değerleri üretmiş ve iteratif olarak bu sınırlar içinde optimum çözüm arayışını sürdürmüştür.



Şekil 3. 7. PSO algoritması için kurulan optimizasyon modelinin akış diyagramı

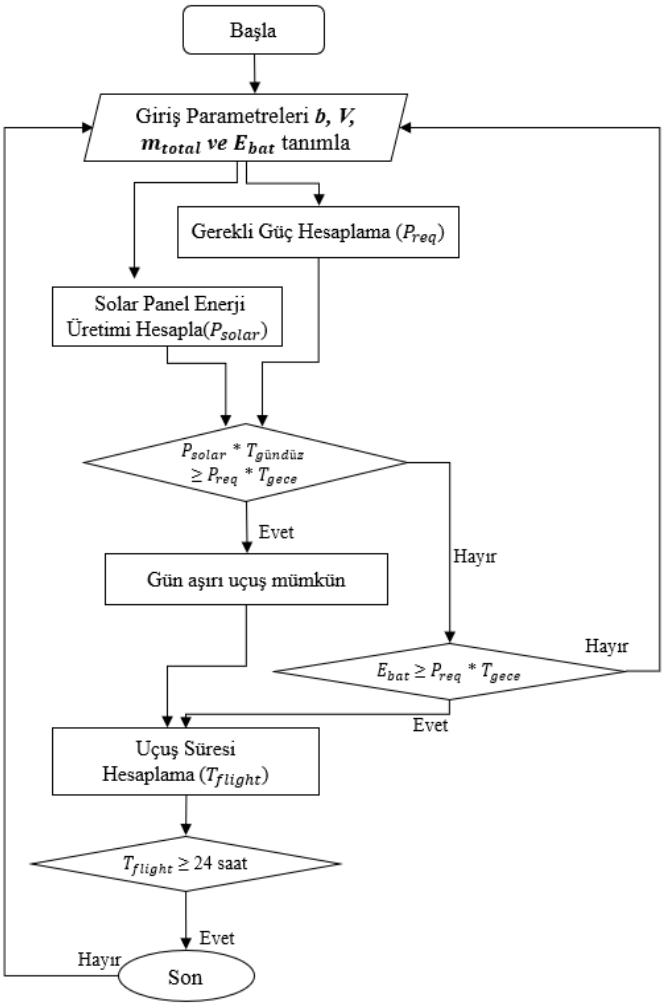
Şekil 3.7'de, PSO algoritması için kurulan optimizasyon modelinin genel akış diyagramı sunulmaktadır. Diyagram, giriş parametrelerinden başlayarak uygunluk fonksiyonu kontrolüyle optimum sonuçlara ulaşana kadar olan süreci ayrıntılı biçimde görselleştirmektedir. Hesaplama sırasında, batarya kapasitesinin gece boyunca (T_{night}) gerekli gücü karşılayabilmesi ve güneş panelinin gündüz (T_{day}) boyunca yeterli enerji sağlayabilmesi kısıtları kontrol edilmektedir. Son olarak, uçuş süresinin 24 saatten büyük olup olmadığı kontrol edilmekte ve değerlendirme kriterleri sağlandığında optimum sonuçlar olarak belirlenmektedir. Sağlanmayan çözümler için algoritma yeni parametreler üretmekte ve süreç iteratif olarak devam etmektedir.

Bu çalışmada PSO algoritması için kontrol parametreleri sabit değerler yerine literatürde yaygın olarak kullanılan standart değerler üzerinden tanımlanmıştır [94, 96]. Bilişsel katsayı (c_1) ve sosyal katsayı (c_2) her biri 2,0 olarak alınmıştır. Atalet ağırlığı (w) ise iterasyonlar boyunca dinamik olarak azaltılmıştır. Başlangıçta 0,9 olarak tanımlanan w, her iterasyonda doğrusal bir azalma ile 0,4 seviyesine kadar düşürülmüştür. Bu yaklaşım,

algoritmanın başlangıç aşamalarında geniş çözüm uzayını keşfetmesine, ilerleyen aşamalarda ise daha dar bölgelerde çözüme odaklanmasına imkân tanımış ve yakınsama hızını artırmıştır.

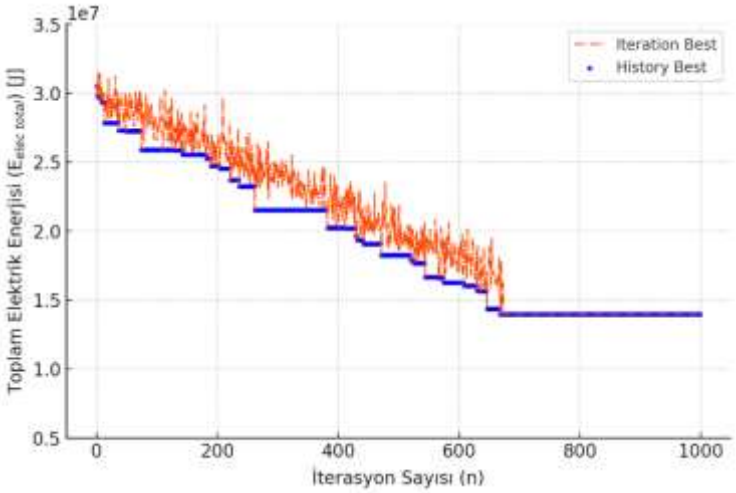
Şekil 3.8'de, PSO algoritmasında kullanılan uygunluk fonksiyonunun hesaplanma sürecine ilişkin akış diyagramı sunulmaktadır. Akış, giriş parametrelerinin tanımlanmasıyla başlamakta ve gerekli güç hesaplamasıyla devam etmektedir. Ardından, güneş panelinden elde edilen enerji (P_{solar}) belirlenerek, gece süresince batarya kapasitesinin (E_{bat}) yeterli olup olmadığı ve gündüz süresince güneş panelinin sağladığı enerjinin gerekli gücü karşılayıp karşılamadığı kontrol edilmektedir.

Bu iki temel koşul sağlandığında, gün ışığının uçuş için yeterli minimum seviyede olup olmadığı denetlenir. Sonrasında uçuş süresi hesaplanır ve 24 saati karşılayıp karşılamadığı değerlendirilir. Tüm bu kısıtların sağlandığı durumda çözüm uygun kabul edilir, aksi halde çözüm reddedilerek algoritma yeni parametreler üretir. Akış diyagramı, PSO algoritmasında uygunluk fonksiyonunun enerji dengesi ve görev süresi hedeflerine göre nasıl belirlendiğini ve çözümün geçerliliğinin nasıl kontrol edildiğini görselleştirmektedir. Böylece, her bir aday çözüm, iteratif süreçte bu kriterler doğrultusunda optimize edilerek optimum noktaya ulaşmaktadır.



Şekil 3. 8. Uygunluk fonksiyonunun akış diyagramı

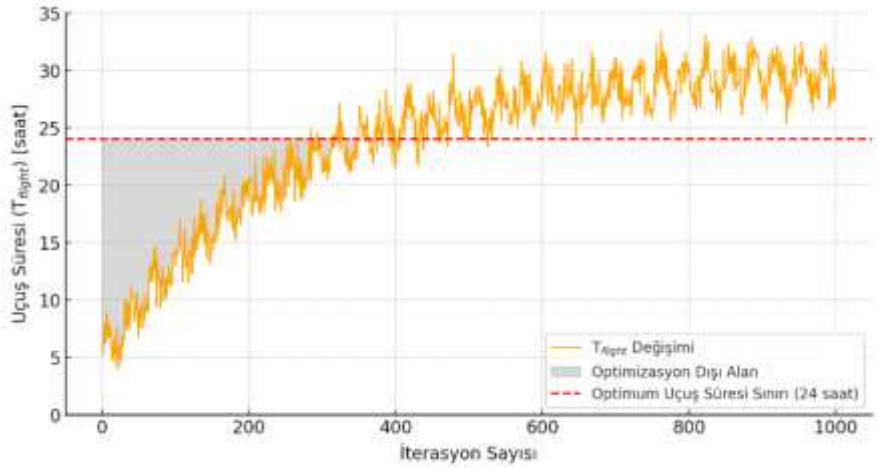
Şekil 3.9'da, PSO algoritmasının çalışması sırasında amaç fonksiyonunun iterasyon sayısına bağlı olarak değişimini gösteren yakınsama grafiği sunulmaktadır. Yatay eksende iterasyon sayısı, düşey eksende ise toplam elektrik enerjisi ($E_{elec\,tot}$) gösterilmektedir. Grafik üzerinde, her iterasyon sırasında elde edilen en iyi çözüm ve o ana kadar bulunan en iyi çözüm ayrı ayrı çizilmiştir.



Şekil 3. 9. Amaç fonksiyonunun yakınsama grafiği

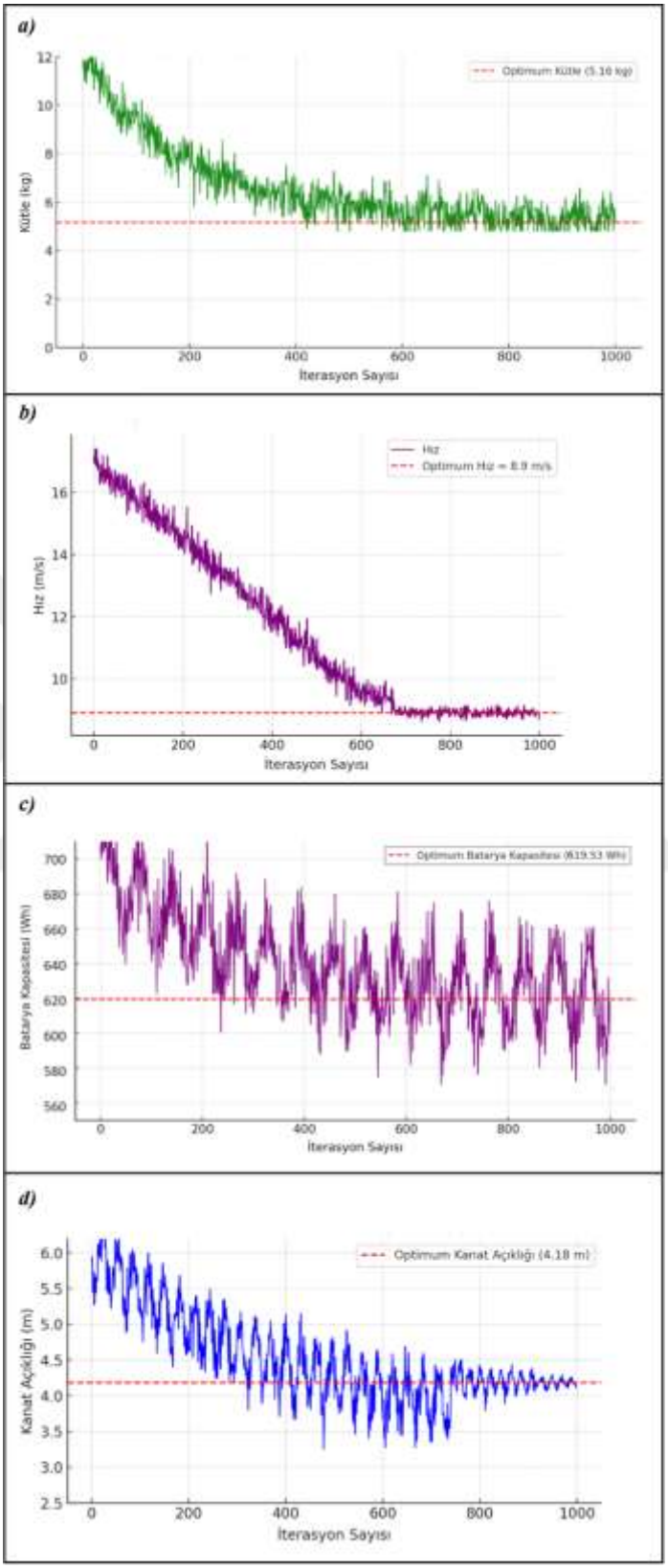
Başlangıçta, yüksek enerji tüketimine sahip çözümlerle başlayan süreç, iterasyon ilerledikçe enerji tüketimini düşüren çözümlere doğru yönelmiştir. Özellikle ilk 500 iterasyonda amaç fonksiyonunda hızlı bir düşüş gözlenmiş, 800. iterasyon civarında ise kararlı bir minimum değere ulaşılmıştır. Bu durum, PSO algoritmasının çözüm uzayını etkin biçimde taradığını ve küresel minimuma yakın bir çözüm bulduğunu göstermektedir. Grafik ayrıca, PSO'nun keşif (exploration) ve sömürü (exploitation) evrelerini dengeli biçimde yürüttüğünü, çözüm kalitesini istikrarlı bir şekilde iyileştirdiğini ve uygunluk fonksiyonunda dalgalanmalar olsa da genel eğilimin minimum değere doğru olduğunu ortaya koymaktadır. Bu sonuç, PSO algoritmasının enerji verimliliğini artıran optimum tasarım parametrelerini başarıyla belirlediğini doğrulamaktadır.

Şekil 3.10'da PSO algoritmasının optimizasyon sürecinde uçuş süresinin iterasyon sayısına bağlı olarak değişimi sunulmaktadır. Yatay eksende iterasyon sayısı, düşey eksende ise uçuş süresi (saat) gösterilmektedir. Grafik üzerinde, uçuş süresi değerinin her iterasyon boyunca nasıl geliştiği ve 24 saatlik optimum uçuş süresi sınırına ulaşma eğilimi gözlenmektedir.



Şekil 3. 10. İterasyona göre uçuş süresinin değişimi

Başlangıçta, düşük uçuş süreleriyle başlayan süreç, yaklaşık 200–300 iterasyon sonrasında belirgin bir iyileşme göstermekte ve 24 saat sınırına yaklaşmaktadır. Grafik üzerinde kırmızı kesikli çizgi ile gösterilen 24 saatlik optimum uçuş süresi sınırı, hedeflenen minimum uçuş süresini temsil etmektedir. Uçuş süresi bu sınırın altındaki gri bölgede kaldığında çözüm kabul edilmemekte, algoritma yeni parametreler üretmektedir. Yaklaşık 500 iterasyon sonrasında uçuş süresi 24 saat sınırını geçerek stabil hale gelmiş ve optimum çözüm değerleri etrafında küçük dalgalanmalarla kararlılığını korumuştur. Grafik, PSO algoritmasının uçuş süresi açısından arama uzayında etkin bir keşif gerçekleştirdiğini ve kısıtları sağlayacak şekilde optimum çözümü başarıyla bulduğunu göstermektedir. Ayrıca, uçuş süresinin zamanla iyileşmesi ve dalgalanmaların azalması, algoritmanın yakınsama performansını da doğrulamaktadır. Şekil 3.11'de, PSO algoritması ile gerçekleştirilen toplam kütle, seyir hızı, batarya kapasitesi ve kanat açıklığının değişimleri, Şekil 3.11(a)-(d) arasında verilmiştir.



Şekil 3. 11. (a) Kütle değerinin iterasyonlara göre değişimi, (b) Hız değerinin iterasyonlara göre değişimi, (c) Batarya kapasitesinin iterasyonlara göre değişimi, (d) Kanat açıklığının iterasyonlara göre değişimi

(a) Toplam kütle değişimi: Şekil 3. 11. (a)'da toplam kütlenin iterasyonlara göre değişimini göstermektedir. Başlangıçta yüksek değerlerde olan kütle, iterasyon ilerledikçe kademeli olarak azalmış ve yaklaşık 5,16 kg seviyesinde kararlı hale gelmiştir. Bu sonuç, tasarımın, yapısal ve enerji verimliliği açısından optimum noktaya ulaştığını göstermektedir.

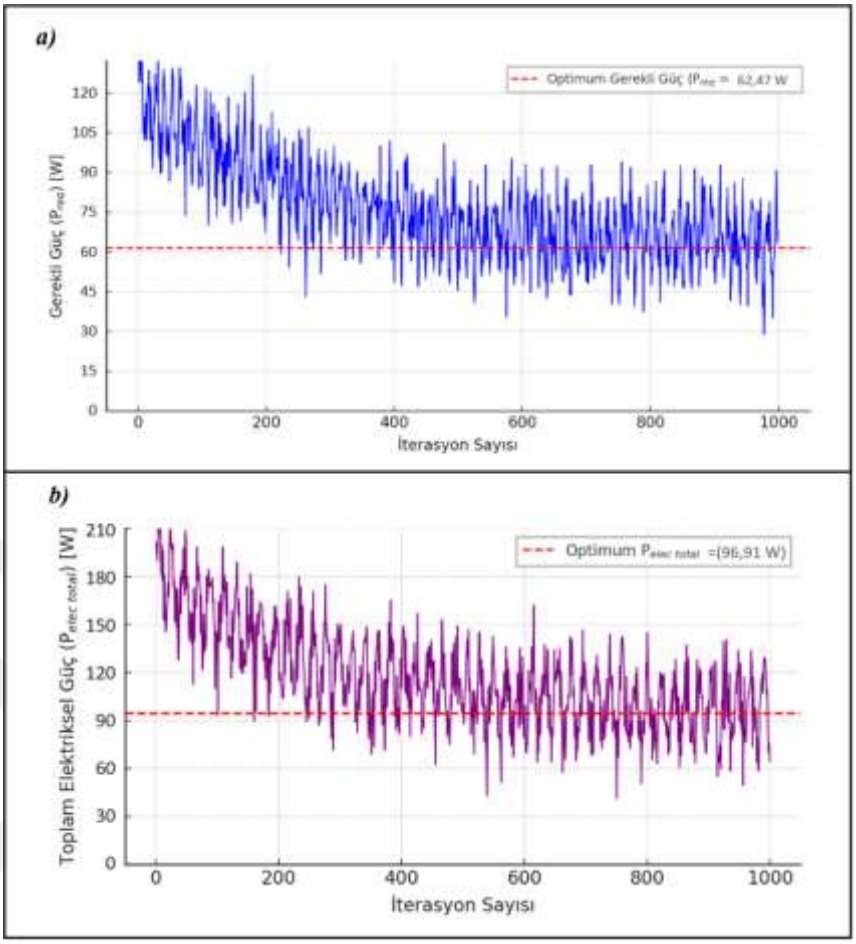
(b) Seyir hızı değişimi: Şekil 3. 11. (b)'de uçuş hızı değerinin optimizasyon sürecindeki değişimini sunmaktadır. Başlangıçta yüksek olan hız değerleri, iterasyon boyunca düşerek yaklaşık 8,9 m/s civarında sabitlenmiştir. Bu değer, enerji tüketimini minimize eden optimum seyir hızı olarak belirlenmiştir.

(c) Batarya kapasitesi değişimi: Şekil 3. 11. (c)'de batarya kapasitesinin iterasyonlar boyunca nasıl iyileştiğini göstermektedir. Başlangıçta dalgalı bir seyir izleyen batarya kapasitesi, yaklaşık 619,53 Wh seviyesinde optimum bir değere yakınsamıştır. Bu sonuç, gece uçuşlarını sürdürebilecek minimum enerji depolama kapasitesinin belirlendiğini ortaya koymaktadır.

(d) Kanat açıklığı değişimi: Şekil 3. 11. (d)'de kanat açıklığının iterasyonlara göre değişimini göstermektedir. Başlangıçta geniş bir aralıkta değişen kanat açıklığı, yaklaşık 4,18 m seviyesinde sabitlenmiştir. Bu, taşıma kuvveti ve enerji tüketimi arasında optimum dengeyi sağlayan kanat açıklığı olarak belirlenmiştir.

Şekil 3.11'de sunulan grafikler, PSO algoritmasının tüm parametrelerde etkili bir yakınsama sağladığını ve çok değişkenli çözüm uzayında optimum noktayı başarıyla belirlediğini göstermektedir. Ayrıca, ilk birkaç yüz iterasyonda hızlı bir iyileşme gerçekleşmiş, ilerleyen iterasyonlarda kararlı bir çözüm yapısı ortaya çıkmıştır.

Şekil 3.12 (a) ve (b)'de, sırasıyla PSO algoritması ile gerçekleştirilen optimizasyon sürecinde iterasyonlara bağlı olarak gerekli mekanik güç ve toplam elektriksel güç değişimleri sunulmaktadır. Grafikler, algoritmanın çözüm uzayındaki arama sürecinde güç tüketimini azaltarak optimum noktalara nasıl ulaştığını göstermektedir.



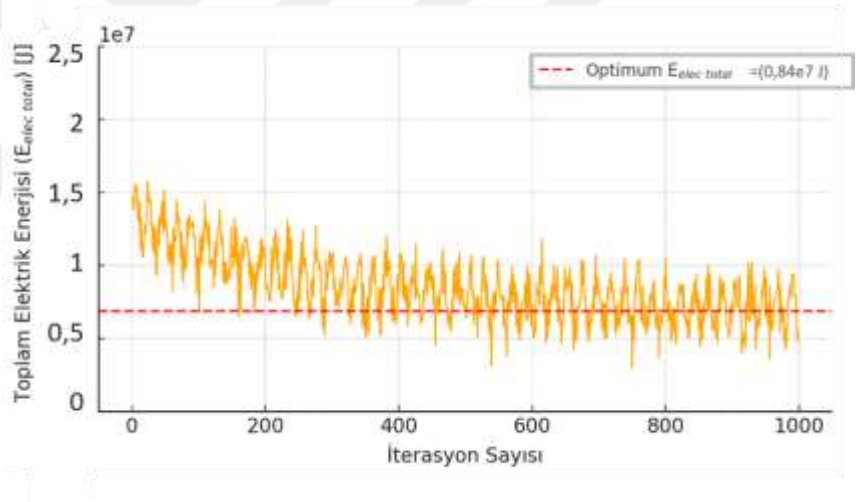
Şekil 3. 12. (a) İterasyona göre gerekli gücün değişimi, (b) iterasyona göre toplam elektriksel gücün değişimi

Şekil 3.12 (a)'da yer alan P_{req} değerinin iterasyon sayısı boyunca nasıl değiştiği gösterilmektedir. Başlangıçta oldukça yüksek seviyelerde seyreden mekanik güç değeri, yaklaşık 500 iterasyon içinde belirgin biçimde azalmış ve optimum seviyeye (62.47 W) yakınsamıştır. Dalgalanmalar, çözüm arayışındaki süreci yansıtmaktadır. Şekil 3.12. (b)'de ise $P_{elec\ tot}$ değerinin iterasyonlara bağlı olarak değişimi verilmiştir. Elektriksel güç de başlangıçta yüksek seviyelerde başlamış, iterasyon ilerledikçe azalmakta ve yaklaşık 96.91 W civarında optimum seviyede kararlılık kazanmaktadır. Elektriksel güçteki dalgalanmalar da mekanik güçte olduğu gibi, PSO'nun çözüm uzayında farklı kombinasyonları değerlendirdiğini göstermektedir.

Her iki grafik, PSO algoritmasının iterasyon sayısının artmasıyla birlikte daha verimli çözümler bulduğunu ve güç tüketimini önemli ölçüde azalttığını açıkça ortaya

koymaktadır. İlk iterasyonlarda geniş bir aralıkta değişen güç değerleri, ilerleyen iterasyonlarda küçülen dalgalanmalarla birlikte kararlı bir minimum değere ulaşmıştır.

Şekil 3.13'de PSO algoritmasının iterasyonlara bağlı olarak toplam elektrik enerjisi ($E_{elec\ tot}$) üzerindeki etkisi sunulmaktadır. Yatay eksende iterasyon sayısı, düşey eksende ise toplam elektrik enerjisi [J] gösterilmektedir. Başlangıçta oldukça yüksek olan $E_{elec\ tot}$ değeri, yaklaşık ilk 200–300 iterasyon içerisinde hızlı bir azalma göstermiş, ardından daha yavaş bir eğimle optimum değere doğru yakınsamıştır. Dalgalanmalar, çözüm uzayında farklı parametre kombinasyonlarının denenmesini ve algoritmanın keşif fazındaki etkinliğini göstermektedir. İterasyonların ilerlemesiyle birlikte toplam elektrik enerjisi değeri daha kararlı bir hale gelmiş ve yaklaşık 0.84×10^7 J seviyesinde optimum noktaya ulaşmıştır.



Şekil 3. 13. İterasyona göre toplam elektrik enerjisinin değişimi

Tablo 3.5'de, PSO algoritmasının yürütülmesi sonucunda elde edilen optimum tasarım parametreleri ve performans ölçütleri sunulmaktadır. Kanat açıklığı 4,18 m, hava hızı 8,9 m/s ve toplam kütle 5,16 kg olarak belirlenmiştir. Bu parametreler enerji tüketimini minimize eden ve uçuş süresini 24 saatten fazla olmasını sağlayan optimum değerleri temsil etmektedir. Batarya kapasitesi yaklaşık 419,53 Wh olarak belirlenmiş ve bu kapasite, gece uçuşlarının sürdürülebilmesi için gerekli enerjiyi sağlayacak şekilde optimize edilmiştir. Uçuş süresi 24 saatten uzun olacak şekilde planlanmış ve bu değer, sistemin sürdürülebilir uçuş gerçekleştirebilmesini mümkün kılmıştır.

Performans çıktıları açısından, gerekli güç 62,47 W, gerekli elektrik gücü 96,91 W ve toplam gerekli elektrik enerjisi 8,46 MJ olarak hesaplanmıştır. Bu sonuçlar, PSO algoritmasının çözüm uzayında başarılı bir şekilde küresel minimuma ulaşarak uçuş süresini artıran ve enerji tüketimini minimize eden optimum parametre setini bulduğunu göstermektedir. Tablo 3.5'de sunulan değerler, LALE sınıfı güneş enerjili İHA'nın enerji verimliliği ve operasyonel süre açısından 24 saatin üzerine çıkması ile tasarım hedeflerini karşıladığını ve önerilen yöntemle mühendislik açısından uygulanabilir bir çözüm sunulduğunu doğrulamaktadır.

Tablo 3. 5. PSO algoritması optimum sonuçlar

Parametre	Açıklama	Optimum Sonuç
$\boldsymbol{b}$	Kanat Açıklığı	4,18 m
$\boldsymbol{V}$	Hava Hızı	8,9 m/s
$\boldsymbol{m_{total}}$	Toplam Kütle	5,16 kg
$\boldsymbol{E_{bat}}$	Batarya Kapasitesi	419,53 Wh
$\boldsymbol{T_{flight}}$	Uçuş süresi	24+
$\boldsymbol{P_{req}}$	Gerekli güç	62,47 W
$\boldsymbol{P_{elec\ total}}$	Gerekli elektrik gücü	96.91 W
$\boldsymbol{E_{elec\ total}}$	Gerekli Elektrik enerjisi	8.46 MJ

Bu bölümde, LALE sınıfı güneş enerjili İHA'nın tasarım parametrelerini optimize etmek amacıyla PSO algoritmasının uygulanması detaylı biçimde sunulmuştur. PSO algoritması, uçuş süresi, enerji tüketimi ve sistem ağırlığı gibi birbiriyle ilişkili ve doğrusal olmayan parametreleri başarılı bir şekilde dengelemiş, mühendislik kısıtlarını karşılayan ve enerji verimliliğini artıran optimum tasarım parametrelerini belirlemiştir. Elde edilen sonuçlar, kanat açıklığı, hava hızı, toplam kütle ve batarya kapasitesi açısından literatürdeki örneklerle uyumlu, ancak çalışma sahasına özgü daha etkin çözümler sunmuştur.

Optimizasyon sürecinde, güç tüketimi ve elektrik enerjisi seviyelerinde belirgin azalmalar sağlanmış, uçuş süresi hedeflenen 24 saat sınırını aşacak şekilde planlanmıştır. Parametrelerin hızlı ve kararlı bir şekilde yakınsamış olması, PSO algoritmasının çözüm

uzayında etkili bir mekanizması yürüttüğünü göstermektedir. Sonuç olarak, PSO algoritması ile gerçekleştirilen optimizasyon çalışması, sistemin uzun süreli ve sürdürülebilir uçuş gerçekleştirmesi için gerekli enerji ve ağırlık dengesinin sağlandığını, bu yaklaşımın güneş enerjili İHA'lar için uygulanabilir ve güvenilir bir yöntem olduğunu kanıtlamıştır.

4. BÖLÜM

SİSTEM GERÇEKLEŞTİRİLMESİ

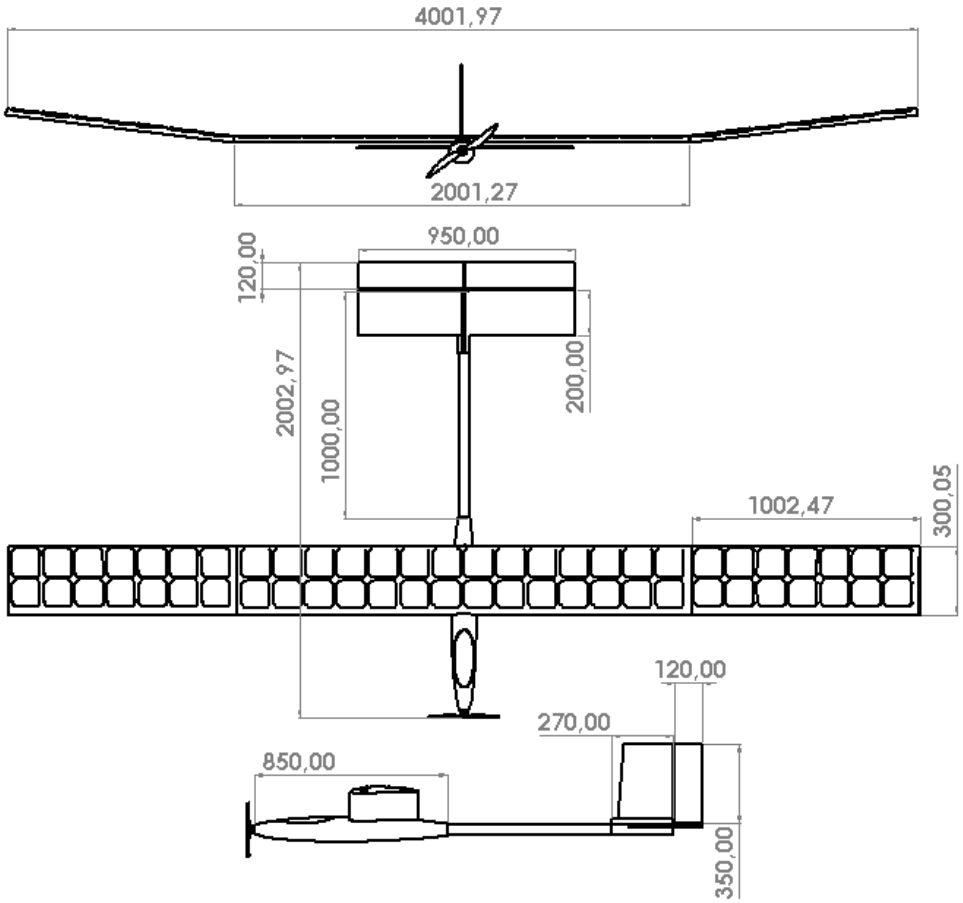
Bu bölümde, önceki bölümlerde optimizasyon yöntemleriyle belirlenen tasarım parametrelerine uygun olarak geliştirilen güneş enerjili LALE sınıfı İHA'nın gerçekleştirim sürecinden bahsedilmiştir. Sistem gerçekleştirilmesi kapsamında, yapısal tasarım, enerji ve itki sistemleri, elektronik bileşenlerin entegrasyonu, üretim süreci ve nihai olarak yer ve uçuş testleri aşamalarına yer verilmiştir.
Her bir aşama, mühendislik tasarım döngüsünün bir parçası olarak, teorik hesaplamalara ve pratik uygulama koşullarına uygun şekilde gerçekleştirilmiştir. Tasarımın uygulanabilirliği, üretim kolaylığı, mekanik sağlamlığı ve enerji verimliliği dikkate alınarak sistem bileşenleri seçilmiş ve bir araya getirilmiştir.

4.1. Yapısal Tasarım

Yapısal tasarım, İHA'nın tüm aerodinamik yükleri taşıyacak ve optimize edilmiş uçuş performansını sağlayacak şekilde planlanmıştır. Önceki bölümlerde belirlenen kanat açıklığı, AR ve toplam kütleye uygun olarak, gövde, kanat, kuyruk ve bağlantı elemanlarının geometrik ve malzeme özellikleri belirlenmiştir.
Yapısal bileşenler genel olarak hafif, dayanıklı ve üretimi kolay malzemelerden seçilmiş olup, güneş hücresi entegrasyonuna olanak sağlayacak düz yüzeyler ve uygun yüzey eğriliği dikkate alınmıştır. Kanat ve gövde tasarımı, taşıma/sürükleme oranını maksimize ederken, minimum ağırlık ve yeterli yapısal dayanım sağlamak üzere optimize edilmiştir.

Yapısal tasarım aşamasında, uçuş sırasında maruz kalınan aerodinamik yüklerin güvenle taşınabilmesi, minimum ağırlık ve yüksek dayanım sağlanması hedeflenmiştir. Bu amaç doğrultusunda, farklı bileşenler için görevlerine ve yüklenme karakteristiklerine uygun olarak farklı malzemeler seçilmiştir.

Yapısal tasarım sürecinde belirlenen geometrik ölçüler ve oranlar, minimum ağırlık ve maksimum aerodinamik verimlilik kriterleri göz önünde bulundurularak belirlenmiştir. Şekil 4.1'de İHA'nın genel geometrik boyutlarını ve temel ölçülerini gösteren teknik çizim sunulmuştur. Bu çizim, gövde, kanat ve kuyruk yapılarının boyutsal ilişkilerini ve modüler yapının ölçülerini göstermektedir.



Şekil 4. 1. Geliştirilen güneş enerjili İHA'ya ait genel görünüş teknik çizimi ve temel boyutları

Yapısal tasarım sürecinde belirlenen ölçüler ve oranlar aerodinamik performansı ve solar hücre entegrasyonunu, taşıma kolaylığını ve üretilebilirliği de göz önünde bulunduracak şekilde optimize edilmiştir. Özellikle kanat ve gövde yüzeylerinin eğriliklerinin, solar hücrelerinin yüzeye düzgün bir şekilde yerleştirilmesine olanak sağlayacak kadar düşük seçilmesine dikkat edilmiştir. Bu amaçla, kanat üzerinde seçilen profil, düşük kamburlu,

yüksek taşıma/sürükleme oranına sahip bir yapı sunarken, modüler bağlantı mekanizması ile de kolayca monte ve demonte edilebilir hale getirilmiştir.

İHA'nın gövdesi, yüksek dayanım/ağırlık oranına sahip fiberglass malzemeden üretilmiştir. Fiberglassın seçilme nedeni, düşük maliyet, yüksek işlenebilirlik ve yeterli mekanik dayanım sağlamasıdır. Gövde içinde, elektronik bileşenler ve batarya paketi için uygun yerleşim alanları sağlanmış, iç kabuk yapısı da rijitlik artırıcı plakalarla desteklenmiştir. Yapısal tasarım sürecinde öncelikli hedef, İHA'nın tüm aerodinamik yükleri taşıyabilecek ve uzun süreli uçuşlarda yapısal bütünlüğünü koruyacak optimum geometri ve malzeme kombinasyonunu belirlemek olmuştur. Gövde, kanat, kuyruk ve bağlantı elemanları, optimize edilen parametrelere uygun olarak düşük ağırlık ve yüksek rijitlik sağlayacak şekilde tasarlanmıştır.

Gövde için seçilen düz yüzey geometrisi, güneş hücrelerinin etkin entegrasyonuna olanak tanıyacak şekilde belirlenmiştir. Kanat yapısı, taşıma/sürükleme oranını maksimize edecek ve taşınabilirliği kolaylaştıracak modüler bir yapıda planlanmıştır. En çok yük altında kalan bağlantı bölgeleri için alüminyum ve karbon fiber kombinasyonunun yüksek mukavemet sağlaması nedeniyle bu malzemeler tercih edilmiştir.

Kuyruk yüzeyleri ve stabilizer yapılarında düşük yoğunluklu çekirdek malzeme XPS köpük ile karbon fiber kaplama tercih edilerek ağırlığın azaltılması ve yeterli rijitliğin sağlanması hedeflenmiştir. Bağlantı parçaları, karmaşık geometriler ve yerel takviyeler gerektirdiği için karbon fiber takviyeli filament kullanılarak 3D yazıcıda üretilmeye uygun şekilde tasarlanmıştır. Tüm yapısal elemanlar, uçuş sırasında meydana gelecek bükülme, burulma ve darbe yükleri göz önünde bulundurularak, minimum ağırlık, maksimum dayanım ve kolay montaj kriterlerine göre optimize edilmiştir. Tasarımın modüler yapıda planlanması sayesinde, saha koşullarında taşınabilirlik ve bakım kolaylığı da sağlanmıştır.

4.2. Enerji ve İtki Sistemleri

Enerji ve itki sistemlerinin tasarımında temel hedef, uzun süreli ve kesintisiz uçuş gerçekleştirebilecek, yüksek enerji verimliliğine sahip, hafif ve güvenilir bir yapı ortaya koymaktır. Güneş enerjisi ile çalışan İHA'nın uçuş sırasında ihtiyaç duyduğu güç, solar hücreleri tarafından üretilmekte ve güneş ışığının yeterli olmadığı gece saatlerinde ise

enerji, bataryalardan sağlanmaktadır. Bu nedenle, enerji üretim, depolama ve yönetim bileşenleri, uçuşun her anında sistemin güç ihtiyacını karşılayacak kapasitede seçilmiştir.

İHA'nın kanat ve gövde yüzeyine toplamda 46 adet güneş hücresi entegre edilmiştir. Hücreler, yüksek verimlilik sunan SunPower C60 hücreleri olup, yüzeyde maksimum alan kaplayacak ve minimum eğrilik nedeniyle verim kaybı yaratmayacak şekilde yerleştirilmiştir. Hücreler seri-paralel bağlantı ile tasarlanmış ve kanadın iki yüzeyinde simetrik olarak dağıtılmıştır. Güneşten üretilen enerji, MPPT aracılığıyla optimum seviyede bataryalara aktarılmaktadır. MPPT sayesinde, hücrelerin anlık ışınım koşullarına göre maksimum verimle çalışması sağlanmış, enerji üretim kayıpları minimize edilmiştir.

Enerji depolama için, yüksek enerji yoğunluğu ve uzun çevrim ömrü nedeniyle Panasonic NCR18650B lityum-iyon hücrelerinden oluşan bir batarya paketi kullanılmıştır. Batarya paketi, 6S5P konfigürasyonunda tasarlanmış, toplamda 400 Wh kapasiteden daha fazlasını sağlayacak şekilde yapılandırılmıştır. Bataryalar, uçuş sırasında güneş ışığının yetersiz kaldığı gece saatlerinde gerekli enerjiyi sağlamakta ve enerji kesintisi yaşanmasını engellemektedir. Batarya yönetim sistemi ile şarj, deşarj ve hücre dengesi izlenmekte, güvenli çalışma koşulları sağlanmaktadır.

İtki sistemi için ise, yüksek verimli bir fırçasız elektrikli motor (T-motor U7 420 KV) seçilmiştir. Motor, optimize edilmiş pervane ile birlikte çalışacak şekilde yapılandırılmış ve gerekli itme kuvvetini sağlarken enerji tüketimini minimumda tutacak bir hızda çalıştırılmıştır. Motor kontrolü için düşük kayıplı bir ESC kullanılmıştır. Pervane seçimi, optimizasyon çalışmaları sonucunda belirlenen itki/güç oranını sağlayacak şekilde, aerodinamik olarak uygun ve mekanik olarak dayanıklı malzemeden seçilmiştir.

İtki sistemi tasarımında, güneş enerjili İHA'nın düşük enerji tüketimi ile uzun süreli uçuş yapabilmesi ve uçuş sırasında güvenilir performans sunabilmesi amacıyla yüksek verimliliğe sahip bir motor–pervane kombinasyonu tercih edilmiştir. Bu amaçla, fırçasız elektrik motor olarak T-Motor U7 V2.0 seçilmiştir. U7 V2.0, çok rotorlu ve sabit kanatlı platformlar için geliştirilmiş, yüksek tork kapasitesine sahip bir motordur. Motor, 6S–12S arası gerilimde çalışabilmekte, maksimum sürekli güç çıkışı yaklaşık 700 W, maksimum sürekli akımı ise 40 A seviyesindedir. Motorun düşük KV değeri (420 KV) sayesinde büyük çaplı pervanelerle düşük devirde çalışarak yüksek verimlilik sağlamaktadır. U7

V2.0, düşük ısı üretimi, sessiz çalışma karakteristiği ve yüksek dayanıklılığı ile özellikle enerji verimliliği odaklı sabit kanatlı platformlar için uygundur. Gövdeye montajı için CNC işlenmiş alüminyum gövde ve yüksek kaliteli rulman yapısı, titreşimsiz bir çalışma sunarak sistemin genel güvenilirliğine katkı sağlamaktadır.

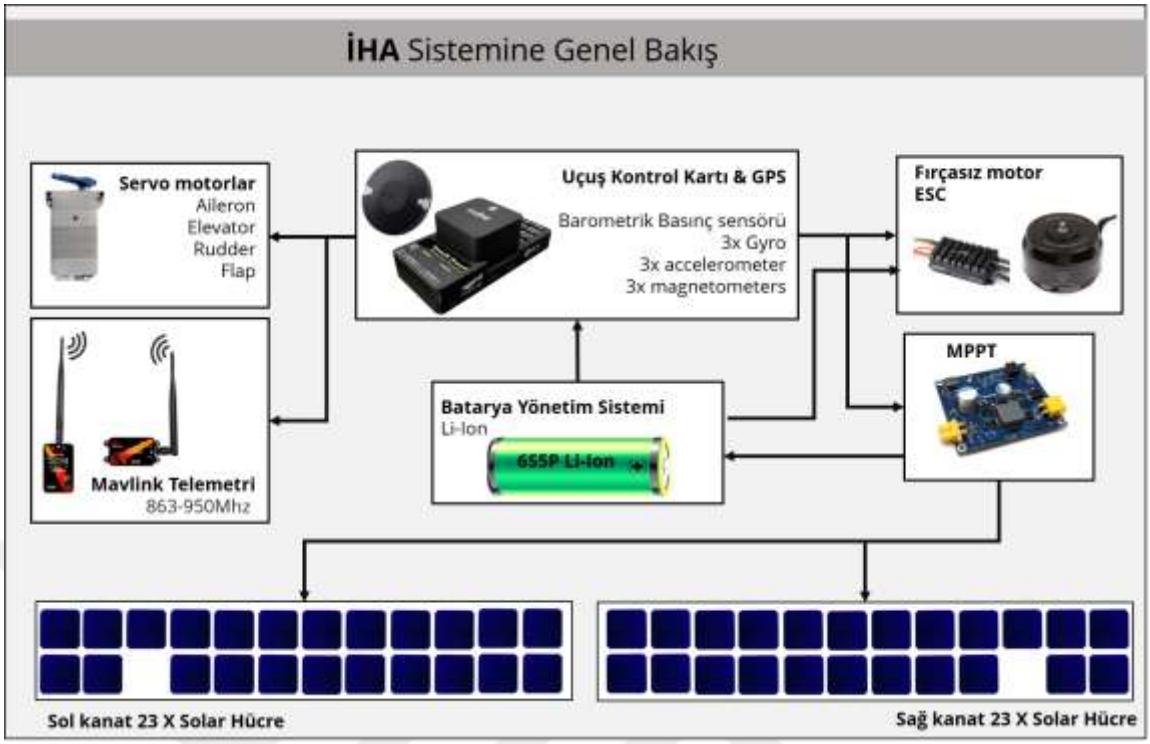
Motor ile birlikte kullanılan pervane ise T-Motor 18×6.1” karbon fiber pervane olarak belirlenmiştir. Büyük çaplı ve düşük hatveli bu pervane, düşük hızlarda yüksek kaldırma kuvveti sağlayarak kanadın aerodinamik verimliliğini desteklemekte ve uçuş sırasında enerji tüketimini minimize etmektedir. Karbon fiber malzemeden üretilmiş olması sayesinde, düşük ağırlıkla birlikte yüksek rijitlik ve burulma direnci sunarak titreşimi azaltmakta ve performans kaybını önlemektedir.

Sonuç olarak, solar hücreler, MPPT, lityum-iyon batarya paketi, fırçasız motor ve optimize edilmiş pervane ile sistemin enerji üretimi, depolanması ve mekanik itki gereksinimleri karşılanmış, uzun süreli uçuşu mümkün kılacak şekilde enerji ve itki sistemleri bütünleştirilmiştir. Seçilen bileşenler, uçuş güvenliği ve enerji verimliliği açısından sistemin başarısında kritik rol oynamaktadır.

4.3. Elektronik Bileşenler ve Entegrasyon

Geliştirilen güneş enerjili İHA’nın görev sırasında uçuş kontrolü, enerji yönetimi, itki, veri iletimi ve faydalı yük operasyonlarının etkin bir şekilde gerçekleştirilebilmesi için elektronik bileşenler titizlikle seçilmiş ve sistematik olarak entegre edilmiştir. Elektronik alt sistemler, enerji verimliliği ve operasyonel güvenilirlik açısından optimize edilerek, en düşük enerji tüketimi ile en yüksek işlevsellik hedeflenmiştir.

Şekil 4.2’de, güneş enerjili İHA’nın elektronik sistemlerine ilişkin genel bir yapısal blok diyagramı sunulmuştur. Bu diyagramda, enerji üretimi (güneş hücreleri), enerji yönetimi (MPPT ve batarya yönetim sistemi), uçuş kontrol (Pixhawk Cube & GPS), itki (fırçasız motor ve ESC), yönlendirme (servo motorlar) ve veri iletişim (Mavlink telemetri) bileşenleri arasındaki bağlantılar bütüncül bir bakış açısıyla gösterilmiştir.



Şekil 4. 2. Geliştirilen İHA sisteminin genel elektronik mimarisini gösteren blok diyagramı

Kanat yüzeylerine entegre edilen toplam 46 adet solar hücre (23+23 dağılımında), MPPT üzerinden batarya yönetim sistemine bağlanarak optimum enerji üretimi sağlamakta, aynı zamanda uçuş sırasında enerji akışı gerçek zamanlı kontrol edilmektedir. Bataryadan sağlanan enerji ise uçuş kontrol sistemi, telemetri modülü, servo motorlar ve itki sistemi gibi tüm alt bileşenlere dengeli bir şekilde dağıtılmaktadır. Uçuş kontrol kartı, servo motorları ve fırçasız motoru yönlendirerek aerodinamik kontrolü sağlarken, telemetri birimi sayesinde yer istasyonu ile sürekli veri alışverişi gerçekleştirilmektedir. Şekil 4.2, sistemin modüler, entegre ve görev odaklı yapısını bütünsel biçimde yansıtarak, elektronik tasarım felsefesinin yüksek verimlilik ve güvenilirlik ilkelerine göre yapılandırıldığını göstermektedir.

İHA'nın konumlandırılması ve stabil uçuşunun sağlanabilmesi için yüksek hassasiyetli bir Pixhawk Cube ve entegre Here 3 GPS modülü kullanılmıştır. Uçuş kontrol kartı üzerinde barometrik basınç sensörü, üç eksenli jiroskop, ivmeölçer ve manyetometreler yer almakta, böylece gerçek zamanlı olarak konum, irtifa, hız ve yönelim verileri hassas biçimde ölçülmektedir. Bu bileşenler, uçuş sırasında oluşan ani yük değişimleri ve

atmosferik türbülanslara karşı gerekli düzeltmeleri yaparak kararlı uçuş performansı sağlamaktadır.

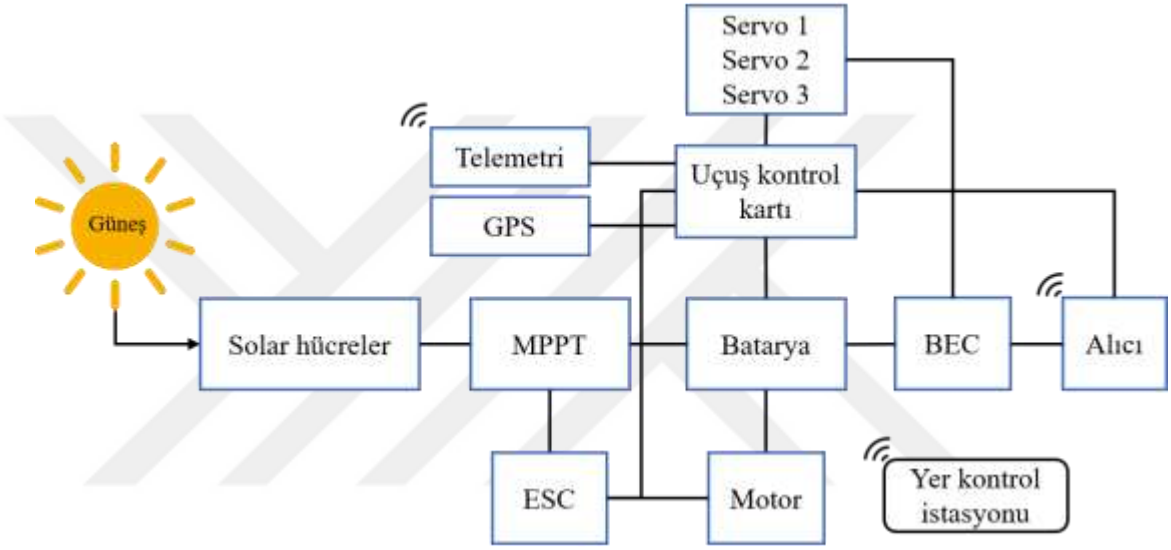
Enerji üretimi ve depolaması, sistemin en kritik unsurlarından biridir. Kanat ve gövde yüzeylerine entegre edilen 46 adet güneş hücresinden elde edilen enerji, MPPT aracılığıyla optimize edilerek bataryalara aktarılmaktadır. MPPT ünitesi, güneş ışınım koşullarındaki değişimlere uyum sağlayarak hücrelerin her an en yüksek verimlilikte çalışmasını mümkün kılar. Enerji depolama birimi olarak kullanılan 6S5P Li-ion batarya paketi, batarya yönetim sistemi tarafından kontrol edilmekte ve hücre dengesi, aşırı şarj/deşarj ve sıcaklık koruması sağlanmaktadır. Batarya yönetim sistemi sayesinde batarya ömrü korunurken, uçuş sırasında sürekli ve güvenli enerji sağlanmaktadır.

İtki sistemi için seçilen T-Motor U7 V2.0 KV420 fırçasız elektrik motoru, 18×6.1” karbon fiber pervane ile eşlenmiş, yüksek verimlilik ve yeterli itki üretecek şekilde yapılandırılmıştır. Motor kontrolü, düşük kayıplı ESC aracılığıyla sağlanmakta ve gerektiğinde itki hızı hassas biçimde ayarlanmaktadır. Kontrol yüzeylerinin hareketi için aileron, rudder, ve elevatorlere bağlı yüksek torklu dijital servo motorlar kullanılmıştır. Servo motorlar, uçuş sırasında hassas manevra kabiliyeti sunarken, düşük enerji tüketimiyle de sistemi desteklemektedir.

Uçuş sırasında İHA ile yer kontrol istasyonu arasında çift yönlü iletişim için Mavlink telemetri modülleri (863–950 MHz) kullanılmıştır. Bu modüller, uçuş verilerinin gerçek zamanlı olarak iletilmesini, kontrol komutlarının güvenilir biçimde aktarılmasını ve uçuşun her an izlenebilmesini sağlamaktadır. Telemetri sistemi, düşük gecikme süresi ve yüksek sinyal bütünlüğü ile operasyonel güvenliği artırmaktadır.

Tüm elektronik bileşenler, sistematik bir şekilde düzenlenerek kompakt, erişilebilir ve güvenilir bir yerleşim planına göre gövde içerisine entegre edilmiştir. Kablo düzenlemeleri, elektromanyetik girişim riskini minimize edecek biçimde yapılmış, ısı üreten bileşenler için pasif soğutma çözümleri sağlanmıştır. Enerji dağıtım ve kontrol kabloları renk kodlamalarıyla ayrıştırılmış, bakım ve arıza tespiti kolaylaştırılmıştır. Bileşenlerin montajı sırasında titreşim önleyici elemanlar ve yalıtım malzemeleri kullanılarak uçuş sırasında oluşabilecek mekanik ve elektriksel problemler en aza indirilmiştir.

Şekil 4.3'de, geliştirilen güneş enerjili İHA sisteminde yer alan temel elektronik bileşenlerin bütüncül bir bakış açısıyla nasıl entegre edildiğini göstermektedir. Güneşten elde edilen enerji, solar hücreler aracılığıyla toplanmakta ve MPPT devresi üzerinden enerji yönetim sistemi olan batarya modülüne yönlendirilmektedir. Elde edilen bu enerji motorun sürülmesini sağlayan ESC üzerinden fırçasız motorlara aktarılmakta ve sistemin düşük voltaj ihtiyacını karşılayan BEC üzerinden uçuş kontrol kartı, alıcı, telemetri ve diğer yardımcı bileşenlere dağıtılmaktadır.



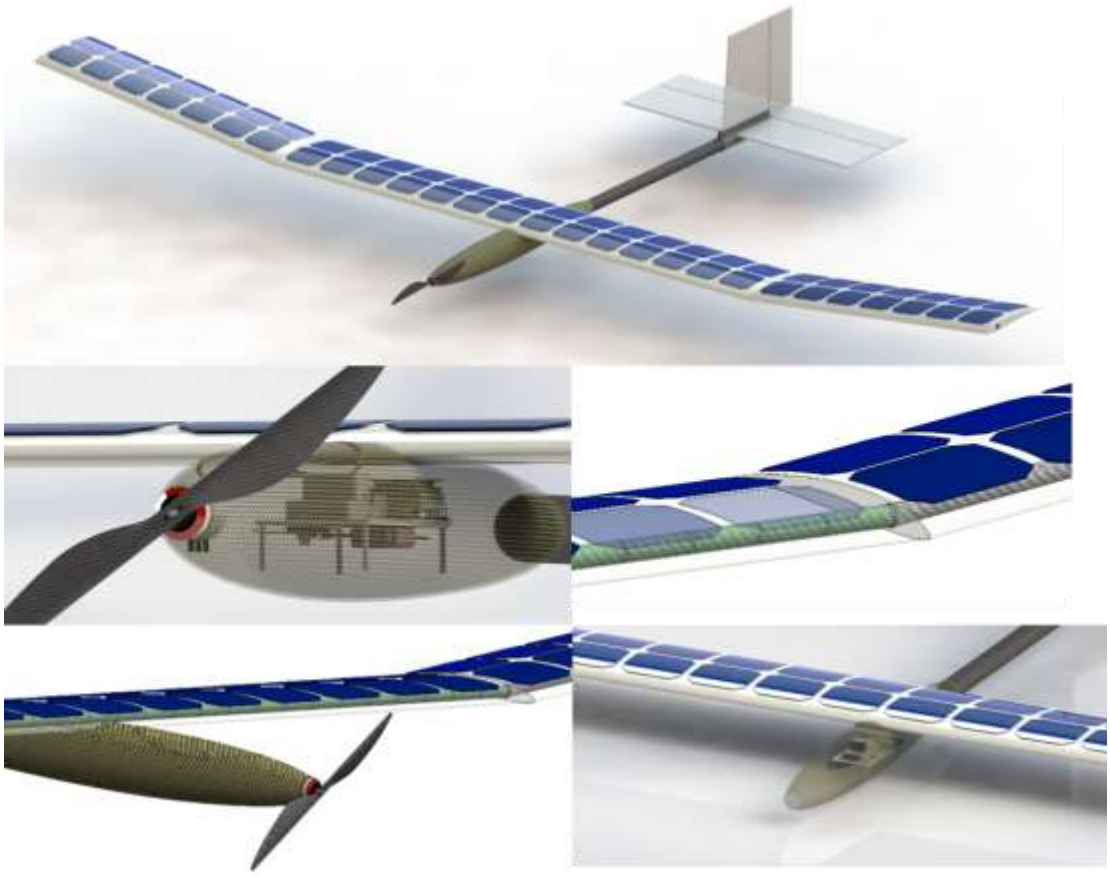
Şekil 4. 3. Güneş enerjili İHA sistemine ait elektronik bileşenlerin genel bağlantı diyagramı

Uçuş kontrol kartı, servo motorları yönetmekte ve aynı zamanda GPS modülü ile konumsal farkındalık sağlar. Telemetri modülü aracılığıyla yer kontrol istasyonu ile çift yönlü iletişim kurulmakta ve uçuş verileri anlık olarak izlenebilmektedir. Bu yapı, enerji verimliliği ve sistem güvenliği açısından optimize edilmiş bir elektronik mimariyi temsil etmektedir.

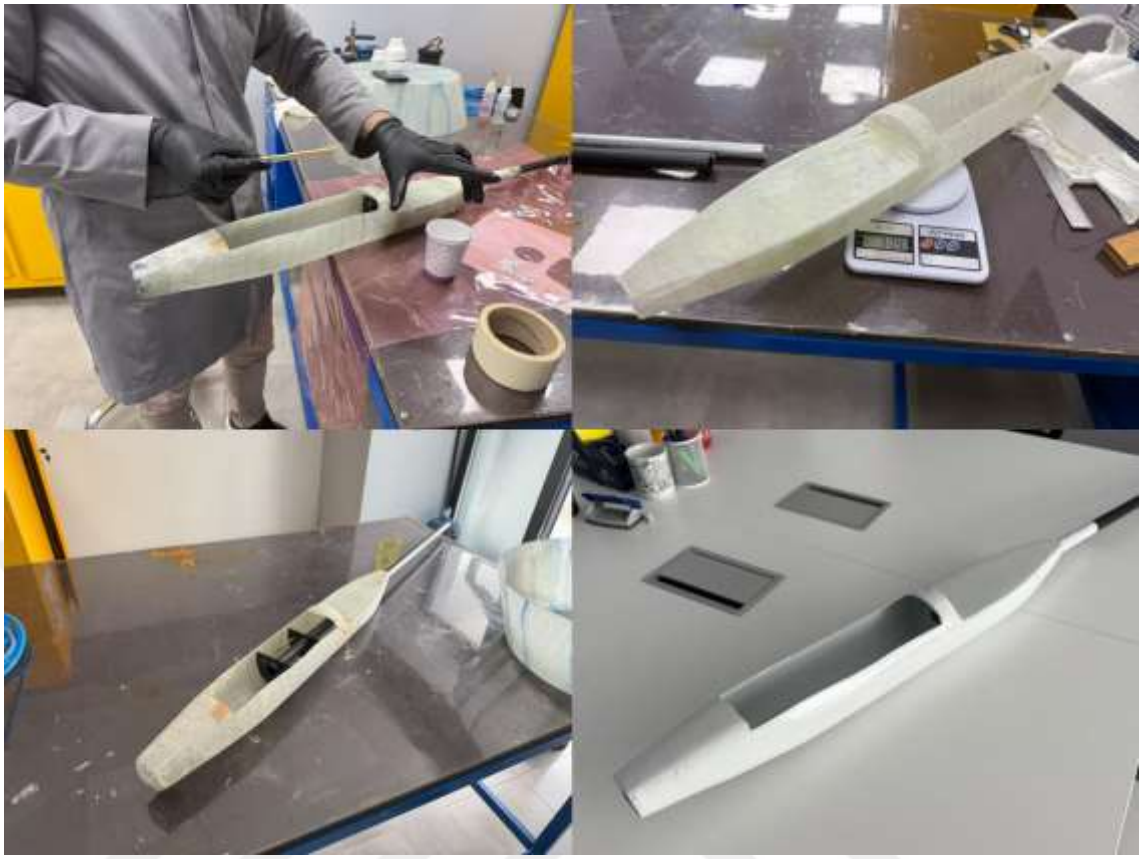
4.4. Üretim Süreci

İHA'nın yapısal bileşenlerinin üretim süreci, mekanik yükleri güvenle taşıyabilecek dayanımın sağlanması ve optimize edilmiş ağırlık-aerodinamik performans ilişkisini destekleyecek şekilde çok bileşenli ve hassas bir mühendislik yaklaşımıyla yürütülmüştür. Gövde, yüksek spesifik mukavemet, yüzey düzgünlüğü ve UV dayanımı kriterleri doğrultusunda tamamen cam elyaf (fiberglass) kompozitten üretilmiştir. Üretim

süreci, ilk aşamada Şekil 4.4'te gösterilen SolidWorks ortamında modellenen geometrik verilerin pozitif master modele dönüştürülmesiyle başlamış, bu model kullanılarak CNC kontrollü makinelerle yüksek hassasiyette negatif kalıp elde edilmiştir. Kalıp yüzeyleri, reçine yapışmasını engellemek ve yüksek yüzey kalitesi sağlamak amacıyla özel ayırıcı ajanlar ve polisaj işlemiyle hazırlanmıştır. Laminasyon aşamasında Şekil 4.5'te gösterildiği gibi epoksi bazlı reçine ile emprenye edilmiş cam elyaf katmanları, el yatırması (hand lay-up) yöntemiyle kalıba yerleştirilmiş, ardından vakum torbalama tekniği kullanılarak homojen reçine dağılımı ve boşluksuz bir yapı elde edilmiştir. Kürleme işlemi, reçinenin mekanik özelliklerini maksimum düzeyde kazanması için kontrollü ortam koşullarında gerçekleştirilmiştir.

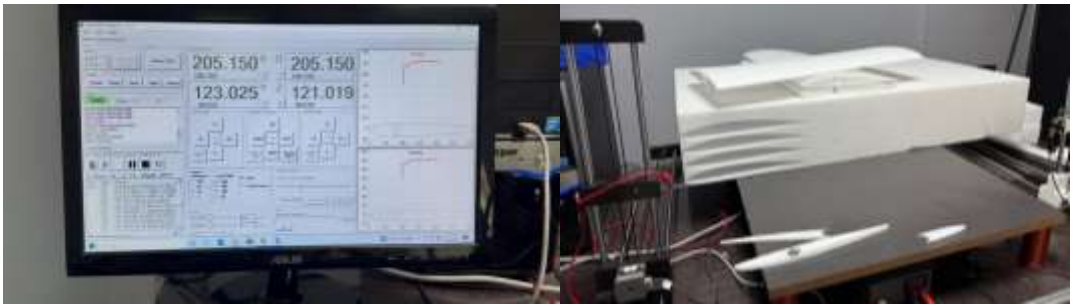


Şekil 4. 4. İHA solidworks gerçek zamanlı görselleri



Şekil 4. 5. Gövde üretim aşaması

Kanat yapısında, düşük yoğunluk ve yüksek rijitlik gereksinimlerini karşılamak amacıyla XPS köpük, karbon fiber ve alüminyumdan oluşan hibrit bir yapı tercih edilmiştir. Kanat ve kuyruk yüzeylerinin kesimi, yüksek hassasiyet gerektiren aerodinamik profil geometrisinin doğru şekilde elde edilebilmesi amacıyla bilgisayar destekli CNC sıcak tel kesim tezgâhında gerçekleştirilmiştir. Şekil 4.6'da görüldüğü üzere, bu işlemde CAD ortamında hazırlanan kesit verileri kullanılarak XPS köpük istenilen geometriye uygun biçimde otomatik olarak şekillendirilmiştir. İç yapı, CNC ile kesilen XPS köpükten oluşturulmuş, dış yüzeyler ise karbon fiber takviyeli kompozit tabakalarla kaplanarak kanatlara gerekli eğilme ve burulma dayanımı kazandırılmıştır. Özellikle kanat köklerinde, uçuş sırasında ortaya çıkabilecek yüksek kesme ve burulma yüklerine karşı yeterli yapısal bütünlük sağlayabilmek amacıyla karbon fiber takviyeli alüminyum bağlantı bileşenleri entegre edilmiştir. Böylece yapısal dayanım artırılmış ve minimum kütle artışıyla aerodinamik performans korunmuştur.



Şekil 4. 6. CNC sıcak tel köpük kesim tezgâhı

Kuyruk yapısı ile gövde bağlantısı, yüksek yük aktarımı ve yapısal rijitlik gereksinimlerinden dolayı tamamen karbon fiber kompozit malzeme kullanılarak imal edilmiştir. Yatay ve dikey stabilize yüzeyler, Şekil 4.7'de gösterildiği gibi kanat tasarımına benzer şekilde XPS köpük çekirdek üzerine karbon fiber kaplama şeklinde tasarlanmıştır. Stabilizelerin gövdeye bağlantısı ise, üç boyutlu yazıcı (3D printer) ile karbon fiber takviyeli filament kullanılarak üretilen özel bağlantı parçaları aracılığıyla gerçekleştirilmiştir. Bu sayede karmaşık geometriler üretilebilmiş ve bağlantı bölgelerinde yüksek dayanım-maliyet-optimizasyonu sağlanmıştır.



Şekil 4. 7. Kontrol yüzeyleri karbon fiber kaplama

Kanat–gövde bağlantısı, yapısal sistemin en kritik bölgelerinden biri olarak özel önem arz etmektedir. Bu bölgede, karbon fiber ve alüminyum alaşımlarından üretilmiş özel bağlantı elemanları kullanılarak rijitlik ve dayanım artırılmıştır. Şekil 4.8'de sunulduğu gibi modüler yapı prensibiyle tasarlanan kanatlar, saha operasyonlarında taşıma, montaj ve bakım kolaylığı sunacak şekilde iki parçalı olarak üretilmiş ve gövdeden ayrılabilir

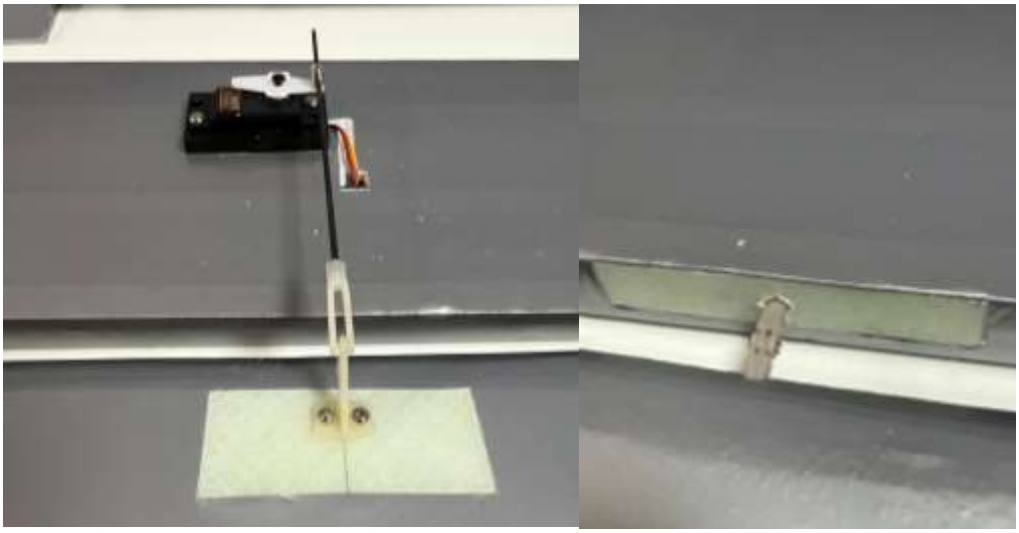
hale getirilmiştir. Bu yapı, saha koşullarında hızlı montaj/demontaj yapılabilmesine olanak tanımakta ve sistemin operasyonel esnekliğini artırmaktadır.



Şekil 4. 8. Kanat ve gövde birleşimi modüler yapı

İHA'nın uçuş kontrol yüzeylerinin hareket ettirilmesi, gövde ve kanat sistemine entegre edilen servo motorlar aracılığıyla gerçekleştirilmiştir. Bu servo motorlar ise aileron, elevator ve rudder aerodinamik kontrol yüzeylerini hareket ettirecek şekilde konumlandırılmış ve her biri, uçuş kontrol kartından gelen sinyallerle senkronize olarak çalışacak biçimde yapılandırılmıştır. Kontrol yüzeylerine iletim, düşük boşluk toleransına sahip karbon fiber rodlar ve bağlantı kolları aracılığıyla sağlanmış, böylece kumanda girdilerine anlık ve hassas tepkiler verilmesi mümkün kılınmıştır.

Servo motorların montajında ve hareketli yüzeylerle bağlantısında Şekil 4.9'da gösterilen mekanik deformasyonları en aza indirmek amacıyla, yatak noktaları ve menteşe bölgelerinde karbon fiber kompozit plakalarla lokal güçlendirmeler yapılmıştır. Bu güçlendirmeler, servo motor yataklarının kanat ya da kuyruk yapısına sabitlendiği bölgelerde delaminasyon veya yapısal yorulma riskini azaltmakta ve servo torkunun doğrudan rijit yapıya aktarılmasını sağlamaktadır. Aynı şekilde, menteşe hatları boyunca uygulanan karbon fiber destek plakaları, sürekli tekrarlanan hareketlerden doğabilecek gevşeme ve çatlamaların önüne geçmek için kritik rol oynamaktadır. Bu uygulamalar sayesinde, kontrol yüzeylerinin tepkisel hassasiyeti artırılmış ve uzun süreli operasyonlarda mekanik bütünlük korunarak sistem güvenilirliği sağlanmıştır.



Şekil 4. 9. Yatak noktaları ve menteşe bölgelerinde karbon fiber kompozit plakalarla lokal güçlendirme

Geliştirilen İHA'nın, tüm yapısal ve elektronik sistem entegrasyonu tamamlanmış, ancak henüz solar hücrelerin entegre edilmemiş versiyonu Şekil 4.10'da sunulmuştur. Bu aşamada uçak, gövde ve kanat yapıları, enerji ve itki sistemleri, kontrol yüzeyleri ve uçuş elektronikleri dahil olmak üzere tüm alt sistemleriyle uçuşa hazır hâle getirilmiştir. Kanat–gövde montajı tamamlanmış, servo sistemleri kontrol yüzeylerine başarıyla bağlanmış ve itki sistemi olarak kullanılan fırçasız motor ile ESC senkronize edilmiştir. Gövde içerisine yerleştirilen batarya grubu, uçuş sırasında enerji ihtiyacını karşılayacak şekilde test edilmiş, MPPT ünitesi ve güç dağıtımı sistemi yerleştirilmiş ancak bu noktada güneş paneli entegrasyonu henüz gerçekleştirilmemiştir.

Bu yapı, yer testleri ve ilk uçuş testlerinin gerçekleştirilebilmesi için ideal bir aşamayı temsil etmektedir. Aynı zamanda sistemin tüm elektriksel ve mekanik bileşenlerinin birlikte çalışabilirliğini değerlendirme fırsatı sunmakta, solar hücre entegrasyonu öncesinde aerodinamik performansın, itki–enerji verimliliğinin ve kontrol yüzeylerinin işlevselliğinin doğrulanmasına olanak sağlamaktadır. Şekil 4.10'da sunulan yapı, sistem bütünlüğünün tamamlandığı ve uçuş öncesi test aşamasına geçildiğini belgelemektedir.



Şekil 4. 10. İHA ilk uçuş test öncesi görselleri

Geliştirilen İHA sisteminin uçuş kontrol altyapısı, endüstride yaygın olarak kullanılan Pixhawk Cube Black uçuş kontrol kartı üzerine inşa edilmiştir. Bu kart, açık kaynaklı PX4 uçuş yazılımını desteklemesi, modüler yapısı ve geniş sensör entegrasyon kabiliyeti nedeniyle tercih edilmiştir. Uçuş kontrol kartının kurulumu, sistemin enerji dağıtımı, ESC bağlantıları, servo çıkışları ve sensör girişleri (IMU, barometre, GPS) ile tam uyumlu olacak şekilde yapılandırılmıştır. Pixhawk Cube'un bağlantı noktaları, taşıyıcı karta sabitlenmeden önce vibrasyon sönümleyici (damping) özellikteki bir yalıtım platformu üzerine monte edilmiş, böylece uçuş sırasında oluşabilecek titreşimlerin IMU sensörlerini olumsuz etkilemesinin önüne geçilmiştir. Güç modülü aracılığıyla kartın beslemesi sağlanmış, ayrıca telemetri, GPS ve harici pusula modülleri CAN ve UART arabirimleri üzerinden bağlanarak sistem bütünlüğü sağlanmıştır.

Uçuş kontrol sisteminin yazılımsal konfigürasyonu ve tüm kalibrasyon işlemleri, Şekil 4.11'de gösterilen QGroundControl arayüzü üzerinden gerçekleştirilmiştir. İlk aşamada sensör kalibrasyonları (ivmeölçer, jiroskop, pusula) hassas bir şekilde yapılmış, ardından seviye (level horizon) ve yön tayini (heading alignment) ayarları tamamlanmıştır. GPS modülü üzerinden koordinat referansı alınarak home point tanımlaması yapılmış, ardından servo çıkışları atanarak kontrol yüzeyleri doğru hareketlerle eşleştirilmiştir. Uçuş modları (Stabilize, Loiter, RTL, Manual vb.) belirlenmiş ve güvenli uçuş için arıza senaryolarına (failsafe) uygun protokoller tanımlanmıştır. Ayrıca yer istasyonu ile çift yönlü haberleşme için Mavlink protokolü üzerinden çalışan telemetri bağlantısı kurulmuş, uçuş esnasında canlı veri takibi ve görev planlaması için gerekli yapılandırmalar tamamlanmıştır. Bu yazılım altyapısı sayesinde, tüm uçuş operasyonları manuel ve otomatik modda kontrol edilebilecek şekilde optimize edilmiştir.



Şekil 4. 11. Yer kontrol istasyonu ve QGroundControl arayüzü

Sonuç olarak, üretim sürecinin her aşamasında malzeme seçimi ve üretim yöntemi, optimize edilmiş aerodinamik yapı ile minimum ağırlık ve maksimum yapısal dayanım hedefleri doğrultusunda belirlenmiştir. Bu bütüncül yaklaşım sayesinde, güneş enerjili İHA'nın uçuş esnasında karşılaşabileceği aerodinamik ve yapısal yükleri güvenle

taşıyabilecek, aynı zamanda pratik saha kullanımı sağlayacak modüler, hafif ve rijit bir yapı ortaya konmuştur.

4.5. Yer Testleri

Uçuş öncesi validasyonun en kritik adımlarından biri olan yer testleri, geliştirilen güneş enerjili İHA'nın tüm alt sistemlerinin işlevselliğini değerlendirmek ve olası arızaları uçuş öncesinde tespit etmek amacıyla çok aşamalı bir prosedür doğrultusunda gerçekleştirilmiştir. Bu kapsamda, öncelikle Pixhawk Cube uçuş kontrol kartı üzerinden QGroundControl yazılımı aracılığıyla tüm sensör kalibrasyonları (ivmeölçer, pusula, jiroskop ve barometre) yeniden gözden geçirilmiş ve sistemin doğru referans düzleminde çalıştığından emin olunmuştur. Uçuş kontrol kartına bağlı tüm servo çıkışları kontrol yüzeyleriyle eşleştirilmiş, kontrol yüzeylerinin sıfır noktaları, mekanik bağlayıcılar ve bağlantı çubukları üzerinde mikro ayarlamalar yapılarak hassas biçimde ayarlanmıştır.

Ardından, Radiomaster TX16S verici ve ELRS (ExpressLRS) alıcı-modül sistemi arasında iletişim doğrulanmış ve kanal eşleştirmeleri yapılmıştır. QGroundControl arayüzünde kumanda girişlerine karşılık gelen kanal hareketleri izlenmiş, yönsel doğruluk ile maksimum ve minimum hareket açıları sistem gereksinimlerine göre sınırlandırılmıştır. Stabilize mod, Manual mod, pozisyon ve RTL gibi temel uçuş modları ayrı ayrı denenmiş ve her modda yüzeylerin sistem tarafından doğru yanıt verdiği doğrulanmıştır. Özellikle Stabilize modu altında, uçuş kontrol kartının yüzeyleri otomatik olarak stabilize etmeye çalıştığı durumlar test edilerek, açısal sapmalara karşı kontrol girdilerinin ters yönde düzeltici tepki ürettiği görülmüştür.

4.6. Uçuş Testleri

Geliştirilen güneş enerjili İHA'nın tüm yer testlerinin başarıyla tamamlanmasının ardından, sistemin gerçek çevresel koşullarda performansının doğrulanması amacıyla ilk uçuş testi gerçekleştirilmiştir. Bu test, yapısal bütünlüğün, aerodinamik kararlılığın, uçuş kontrol algoritmalarının ve enerji yönetim sistemlerinin bütünleşik olarak çalışabilirliğini değerlendirmek üzere planlanmıştır.

Uçuş testi, Şekil 4.16'da sunulduğu gibi Kayseri şehrinde açık alan şartlarında, rüzgârın düşük olduğu bir meteorolojik pencere içerisinde gerçekleştirilmiş ve önceden belirlenen emniyetli uçuş senaryosu doğrultusunda uygulanmıştır. Uçuş modlarından stabilize

(stabilized) mod ve Manuel (manual) mod ile yapılarak, kontrol algoritmalarının güvenilirliği test edilmiştir.

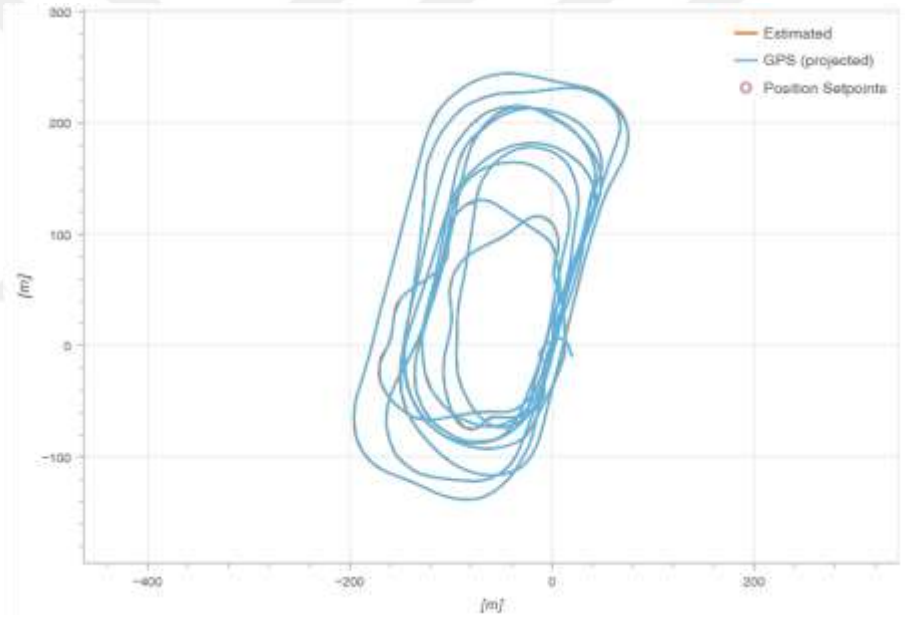
İlk uçuş testi süresince, kontrol yüzeylerinin yön tepkileri, motor performansı ve sistemin genel dinamik kararlılığı gözlemlenmiş, uçuş esnasında herhangi bir anormal titreşim, kontrol sapması ya da enerji sistemine ilişkin kritik alarm durumuna rastlanmamıştır. Bu test, sistemin tasarım hedefleri doğrultusunda emniyetli ve kararlı bir uçuş gerçekleştirebildiğini göstermiş ve sonraki geliştirme aşamaları için önemli geri beslemeler sağlamıştır.



Şekil 4. 12. İlk uçuş testleri

İlk uçuş testi sırasında, önceden belirlenen dairesel görev profili doğrultusunda İHA'nın uçuş stabilitesi, yönelme kabiliyeti ve GPS temelli konumlandırma doğruluğu değerlendirilmiştir. Şekil 4.17'de, QGroundControl arayüzü üzerinden kaydedilen uçuş yolu verileri gösterilmektedir. İHA kalkıştan sonra önceden tanımlanmış görev rotasını

takip ederek sabit irtifada ve yaklaşık sabit hızda uçuşunu sürdürmüştür. Elde edilen iz verileri, platformun yönelme kontrol yüzeyleri aracılığıyla yönlendirme komutlarına uygun cevap verdiğini ve otonom modda rota sapmasının düşük olduğunu ortaya koymaktadır. Şekil 4.17'de gerçekleştirilen test uçuşunda mavi çizgi stabilize modda yapılan yarı-otonom uçuş fazını temsil etmektedir. Test uçuşu süresince ELRS protokolüyle çalışan RadioMaster TX16S kumanda ve ELRS alıcı modülü kullanılarak manuel kumanda gerçekleştirilmiş, ardından stabilize moda geçilerek Pixhawk Cube kontrol kartı üzerinden uçuş devam ettirilmiştir. Stabilize mod, roll ve pitch eksenlerindeki eğimlerin otomatik dengelenmesini sağlayarak pilota sadece yön ve gaz komutları bırakmaktadır.



Şekil 4. 13. İlk uçuş testine ait uçuş yolu izleri (QGroundControl arayüzü üzerinden kaydedilen GNSS verileriyle)

Uçuş sırasında GNSS sinyal kalitesi yeterli düzeyde olup, ani sapmalar veya pozisyon kilidi kaybı gözlemlenmemiştir. Bu veriler ışığında, sistemin navigasyon ve kontrol algoritmalarının uçuş ortamına uygun şekilde çalıştığı doğrulanmıştır. Ayrıca uçuş yolu boyunca İHA'nın herhangi bir titreşim veya kararsızlık belirtisi göstermemesi, aerodinamik kararlılığın yeterli düzeyde olduğunu desteklemektedir.

5. BÖLÜM

SONUÇLAR VE ÖNERİLER

5.1. Genel Değerlendirme

Bu tez çalışması kapsamında, LALE sınıfı güneş enerjili bir İHA'nın tasarımı, optimizasyonu, üretimi ve sistem entegrasyonu bütüncül bir yaklaşımla gerçekleştirilmiştir. Çalışmanın temel amacı, güneş enerjisi tabanlı elektrikli tahrik sistemi ile beslenen, enerji verimliliği yüksek ve uzun süreli kesintisiz uçuş kabiliyetine sahip bir hava aracı platformu geliştirmektir. Bu doğrultuda, aerodinamik yapı ile enerji üretim–tüketim dengesi arasındaki etkileşim dikkate alınarak, teorik modelleme ve uygulamalı testleri kapsayan kapsamlı bir araştırma yürütülmüştür.

Çalışmanın ilk aşamasında, literatürde yer alan mevcut güneş enerjili İHA projeleri incelenmiş ve benzer tasarım konseptlerinin performans kriterleri değerlendirilmiştir. Elde edilen bulgular doğrultusunda, tasarım parametrelerinin optimizasyonu için ABC ve PSO algoritmalarının kullanılmasına karar verilmiş, her iki yöntem kanat açıklığı, kütle ve boy oranı gibi kritik değişkenler üzerinde uygulanmıştır. Böylece, minimum güç gereksinimi ile maksimum uçuş süresi sağlayacak konfigürasyonların belirlenmesi hedeflenmiştir.

İzleyen aşamada, optimizasyon sürecinden elde edilen aerodinamik konfigürasyon temel alınarak prototip üretimi gerçekleştirilmiş, solar hücreler ve batarya sistemi entegre edilmiştir. Bu aşamada, sistemin yapısal dayanımı, enerji dönüşüm verimliliği ve uçuş kontrol stabilitesi dikkate alınmış, yer testleri ve uçuş öncesi entegrasyon kontrolleri tamamlanmıştır.

5.2. Elde Edilen Bulgular

Optimizasyon aşamasında, ABC ve PSO algoritmaları ile yürütülen analizler sonucunda kanat açıklığı, kütle ve boy oranı gibi temel tasarım değişkenlerinin güç gereksinimi üzerindeki etkileri belirlenmiştir. ABC algoritması ile yürütülen optimizasyon sürecinde, kanat açıklığı, AR ve toplam kütle değişkenlerinin güç gereksinimi üzerindeki etkileri incelenmiş, iterasyon sayısına bağlı olarak sonuçların kararlı bir yapıya ulaştığı gözlemlenmiştir. Elde edilen sonuçlara göre, 2500 iterasyonda 5,763 W, 5000 iterasyonda 5,761 W ve 10000 iterasyonda 5,757 W olarak hesaplanan güç gereksinimi, artan iterasyon sayısına rağmen yalnızca 0,006 W'lık bir değişim göstermiştir. Bu durum, algoritmanın geniş çözüm uzayında hızlı bir biçimde optimum çözüme ulaştığını ve düşük iterasyon sayılarında dahi kararlı sonuçlar üretebildiğini ortaya koymaktadır. Kanat açıklığının tüm iterasyonlarda yaklaşık 4,00 m seviyesinde sabit kalması, optimizasyon sürecinde bu parametrenin belirgin bir şekilde tanımlandığını göstermektedir. Benzer şekilde boy oranı değerlerinin 19,959 ile 19,969 arasında dar bir aralıkta kalması, elde edilen çözümlerin aerodinamik verimlilik açısından tutarlı olduğunu ortaya koymuştur. Toplam kütle değerlerinde gözlenen küçük varyasyonlar ise farklı konfigürasyonlar arasındaki yapısal ve ekipman bazlı farklardan kaynaklanmaktadır.

PSO algoritması ile gerçekleştirilen optimizasyon sürecinde ise enerji üretim–tüketim dengesini sağlayacak en uygun konfigürasyon belirlenmiştir. Optimum çözüme göre, kanat açıklığı 4,18 m, hava hızı 8,9 m/s, toplam kütle 5,16 kg ve batarya kapasitesi 419,53 Wh olarak elde edilmiştir. Bu konfigürasyonda gerekli güç 62,47 W olarak hesaplanırken, toplam elektrik gücü 96,91 W ve toplam enerji gereksinimi 8,46 MJ olarak belirlenmiştir. Optimum uçuş süresi ise 24 saatten uzun olarak öngörülmüş, bu da sistemin uygun güneşlenme koşullarında kesintisiz görev icra edebileceğini göstermiştir. PSO algoritmasının, iterasyonlar boyunca parçacıkların konum ve hızlarını güncelleyerek güç dengesi ve batarya doluluk oranı kriterlerini sağlaması sonucunda, enerji üretimi ve tüketimi arasındaki fark minimuma indirilmiştir. Elde edilen bu bulgular ABC ve PSO algoritmalarının güç gereksinimi minimizasyonu ve enerji optimizasyonu süreçlerinde etkin bir şekilde kullanılabileceğini ve tasarım parametrelerinin yüksek hassasiyetle belirlenmesine olanak sağladığını ortaya koymaktadır.

ABC algoritması ile elde edilen optimizasyon sonuçları, geniş çözüm uzayında dengeli bir arama yeteneği sergileyerek düşük iterasyon sayılarında stabil çözümler üretmiştir. PSO algoritması ise hızlı yakınsama eğilimi göstermiş ve özellikle güç tüketimi optimizasyonunda daha kısa sürede yüksek kaliteli çözümlere ulaşmıştır. Enerji modelleme sonuçları, optimum konfigürasyonun yılın belirli dönemlerinde kesintisiz uzun süreli uçuş sağlayabileceğini göstermiştir. Bu durum, voltaj ve akım stabilitesinin, modelleme sürecinde öngörülen değerlere yakın seyretmesi ile de desteklenmiştir. Dolayısıyla, geliştirilen sistemin uygun meteorolojik koşullarda günlük enerji üretim kapasitesi ile tüketim profilini dengeleyebildiği ve uçuş süresinin batarya kapasitesi ile sınırlı kalmaksızın uzatılabildiği ortaya konmuştur.

5.3. Mühendislik ve Araştırma Önerileri

Bu çalışma kapsamında geliştirilen LALE sınıfı güneş enerjili İHA, enerji verimliliği, aerodinamik optimizasyon ve uzun süreli uçuş kabiliyeti açısından başarılı sonuçlar vermiştir. Ancak, sistemin daha ileri düzeye taşınması ve farklı operasyonel koşullara uyarlanması amacıyla aşağıdaki mühendislik ve araştırma önerileri sunulmaktadır:

1. **Aerodinamik Tasarımın İyileştirilmesi:** Mevcut tasarımda belirlenen optimum kanat profilleri, enerji verimliliği ve taşıma performansı açısından uygun sonuçlar vermiştir. Ancak, özellikle değişken meteorolojik koşullarda performans artışı sağlamak amacıyla adaptif hücum açısı (variable incidence) veya kanat ucu geometrisi optimizasyonu gibi ek aerodinamik çözümler değerlendirilebilir.

2. **Enerji Yönetim Sistemlerinin Geliştirilmesi:** MPPT verimliliğinin artırılması ve batarya yönetim sistemi algoritmalarının iyileştirilmesi, enerji dönüşüm ve depolama süreçlerinde daha yüksek performans sağlayabilir. Bu kapsamda, yapay zekâ tabanlı enerji yönetimi stratejilerinin entegrasyonu gelecekteki çalışmalar için önemli bir potansiyel taşımaktadır.

3. **Hafif ve Yüksek Verimli Malzeme Kullanımı:** Gövde ve kanat yapılarında karbon fiber kompozitler gibi yüksek mukavemet/ağırlık oranına sahip malzemelerin daha yaygın kullanımı, yapısal kütleyi azaltarak enerji tüketimini doğrudan düşürebilir. Ayrıca, yüzey kaplama malzemelerinin solar hücre verimliliğini artıracak optik özelliklere sahip olması değerlendirilebilir.

4. **Solar hücre Teknolojisinin İyileştirilmesi:** Daha yüksek dönüşüm verimliliğine sahip, hafif ve esnek fotovoltaik hücre teknolojilerinin kullanılması, toplam enerji üretimini artırabilir. Bunun yanı sıra, çok katmanlı (multi-junction) hücre ile düşük ışık yoğunluğu koşullarında da verimli enerji üretimi sağlanabilir.

5. **Farklı Coğrafya ve İklim Senaryolarında Testler:** Modelin performansının farklı güneşlenme sürelerine ve sıcaklık koşullarına sahip coğrafyalarda test edilmesi, sistemin global kullanım potansiyelini değerlendirmek açısından önemlidir. Özellikle yüksek irtifa, kıyı bölgeleri veya tropikal iklimlerde uzun süreli testler yapılması önerilmektedir.

6. **Gelişmiş Görev Planlama ve Otonomi:** Uçuş planlarının enerji üretim ve tüketim tahminleri ile entegre edilmesi, görev sürekliliğini artırabilir. Bu amaçla, otonom rota optimizasyonu ve görev yönetimi için sezgisel veya derin öğrenme tabanlı algoritmaların kullanılması, sistemin operasyonel kapasitesini genişletebilir.

7. **Kritik Görevlerde Kullanım Senaryoları:** Yangın tespiti, tarımsal gözlem, sınır güvenliği ve uzun süreli çevresel izleme gibi görevlerde, bu çalışmada geliştirilen platformun operasyonel performansının değerlendirilmesi, sistemin sivil ve kamu kullanım alanlarını genişletebilir.

Bu öneriler, geliştirilen sistemin mevcut tasarımından yola çıkarak daha yüksek performans, daha geniş operasyonel esneklik ve farklı görev profillerine uyum sağlayabilecek yeni nesil güneş enerjili İHA'ların geliştirilmesine katkı sunacaktır.

KAYNAKÇA

1. Hashim, H. A., 2025. Advances in UAV avionics systems architecture, classification and integration: a comprehensive review and future perspectives. **Results in Engineering**, **25**(1): 137-146.

2. Munasinghe, I., Perera, A., Deo, R. C., 2024. A comprehensive review of uav-ugv collaboration: Advancements and challenges. **Journal of Sensor and Actuator Networks, 13**(6): 81-95.

3. Sekander, S., Tabassum, H., Hossain, E., 2020. Statistical performance modeling of solar and wind-powered UAV communications. **IEEE Transactions on Mobile Computing, 20**(8): 2686-2700.

4. Panahi, F. H., 2023. Reliable and energy-efficient UAV communications: A cost-aware perspective. **IEEE Transactions on Mobile Computing, 23**(5): 4038-4049.

5. Dai, X., Duo, B., Yuan, X., Tang, W., 2022. Energy-efficient UAV communications: A generalized propulsion energy consumption model. **IEEE Wireless Communications Letters, 11**(10): 2150-2154.

6. Yan, M., Zhang, L., Jiang, W., Chan, C. A., Gygax, A. F., Nirmalathas, A., 2024. Energy consumption modeling and optimization of UAV-assisted MEC networks using deep reinforcement learning. **IEEE Sensors Journal, 24**(8): 13629-13639.

7. Roberge, V., Tarbouchi, M., Labonté, G., 2012. Comparison of parallel genetic algorithm and particle swarm optimization for real-time UAV path planning. **Industrial İnformatics, 9**(1): 132-141.

8. Konar, M., Kekeç, E. T., 2021. İnsansız Hava Araçlarının Uçuş Süresinin Termal Hava Akımları Kullanılarak Arttırımı. **Avrupa Bilim ve Teknoloji Dergisi** (23): 394-400.

9. Yıldırım Dalkıran, F., and Gençağ, M. S., 2021. Küresel Seyrüsefer Uydu Sistemleri Kullanılamayan Alanlarda İnsansız Hava Aracının Stabilizasyonunun Artırılması. **Journal of Aviation, 5**(1): 36-44.

10. Gong, J., Chang, T. H., Shen, C., Chen, X., 2018. Flight time minimization of UAV for data collection over wireless sensor networks. **IEEE Journal on Selected Areas in Communications, 36**(9): 1942-1954.

11. Oettershagen, P., Stastny, T., Hinzmann, T., Rudin, K., Mantel, T., Melzer, A., Siegwart, R., 2018. Robotic technologies for solar-powered UAVs: fully autonomous updraft-aware aerial sensing for multiday search-and-rescue missions. **Journal of Field Robotics, 35**(4): 612-640.

12. Cacciuttolo, C., Guzmán, V., Catriñir, P., 2024. Renewable solar energy facilities in south america—the road to a low-carbon sustainable energy matrix: A Systematic Review. **Energies, 17**(22): 5532.

13. Rai, S., Rawat, A., Kumar, A., 2025. Design and performance analysis of high-altitude UAVs: trends, challenges, and innovations. **Discover Applied Sciences, 7**(8): 1-28.

14. Al Dhafari, L. S., Afzal, A., Al Abri, O. K., Khan, A., 2024. Solar-powered UAVs: a systematic literature review, 1-8. In *2nd International Conference on Unmanned Vehicle Systems*, 2024, Oman, IEEE. 1-8 s/pp.

15. Morton, S., D'Sa, R., Papanikolopoulos, N., 2015. Solar powered UAV: design and experiments, 2460–2466. *2015 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems (IROS)*, 28 Eylül–2 Ekim 2015, Hamburg, Almanya, IEEE, 7 s/pp.

16. Shiau, J., Ma, D., Yang, P., Wang, G., Gong, H., 2009. Design of a solar power management system for an experimental uav. **IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems,** (45): 1350-1360.

17. Oettershagen, P., Melzer, A., Mantel, T., Rudin, K., Stastny, T., Wawrzacz, B., Siegwart, R., 2017. Design of small hand-launched solar-powered UAVs: From

concept study to a multi-day world endurance record flight. **Journal of Field Robotics, 34**(7): 1352-1377.

18. Rajendran, P., Smith, H., 2015. Implications of longitude and latitude on the size of solar-powered UAV. **Energy Conversion and Management, 98,** 107-114.

19. Zhang, L., Ma, D., Yang, M., Yang, X., Yu, Y., 2022. Modeling and simulation of flight profile and power spectrum for near-space solar-powered UAV. **Aerospace, 9**(11): 672-984.

20. Lee, J. S., Yu, K. H., 2017. Optimal path planning of solar-powered UAV using gravitational potential energy. **IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 53**(3): 1442-1451.

21. Turk, I., Ozbek, E., Ekici, S., Karakoc, T. H., 2022. A conceptual design of a solar powered UAV and assessment for continental climate flight conditions. **International Journal of Green Energy, 19**(6): 638-648.

22. Lee, Y., Park, E. T., Jeong, J., Shi, H., Kim, J., Kang, B. S., Song, W., 2020. Weight optimization of hydrogen storage vessels for quadcopter UAV using genetic algorithm. **International Journal of Hydrogen Energy, 45**(58): 33939-33947.

23. Guo, Q., Qiu, M., Li, X., Sun, W., Guo, Z., 2023. Integrated design and flight validation of solar-powered unmanned aerial vehicle (UAV) structure and propulsion system. **Energies, 16**(20): 7110.

24. Li, K., Wu, Y., Bakar, A., Wang, S., Li, Y., Wen, D., 2022. Energy system optimization and simulation for low-altitude solar-powered unmanned aerial vehicles. **Aerospace, 9**(6): 331-347.

25. Ravi, P., Wang, M., Scott, M. J., 2022. Solar powered UAV charging strategy design by machine learning. **Journal of Smart Environments and Green Computing, 2**(3): 126-142.

26. Emad, G., Atef, A., El-Salamony, M., Khalifa, M., 2022. Influence of solar panel on wing aerodynamic and structural characteristics of UAV, 108-111. *In 2022 4th*

Novel Intelligent and Leading Emerging Sciences Conference (NILES), 05.01.2022, Mısır.

27. Sun, C., Xiong, X., Ni, W., Ohtsuki, T., Wang, X., Max-Min Fair 3D Trajectory Planning for Solar-Powered UAV-Assisted Data Collection. *In 2022 IEEE/CIC International Conference on Communications in China (ICCC),* 02.02.2022, Çin.

28. Sawant, S., Kapde, A., Gadakh, H., Sontakke, R., 2022. Study of Solar Powered Unmanned Aerial Vehicle. **International Journal of Advances in Engineering and Management (IJAEM). 4** (5): pp: 1851-1855.

29. Siri Bhuvana, S., Agnihotri, P., Kunche, S. P. T., Mishra, A. K., 2022. Design and development of solar powered uav for long endurance. **Multidisciplinary International Journal 8** (2): 31-39.

30. Hu, S., Ni, W., Wang, X., Jamalipour, A., 2022. Disguised Tailing and Video Surveillance With Solar-Powered Fixed-Wing Unmanned Aerial Vehicle. **IEEE Transactions on Vehicular Technology, 71(**5): 5507-5518.

31. Cosson, M., David, B., Arzel, L., Poizot, P., Rhallabi, A., 2022. Modelling of photovoltaic production and electrochemical storage in an autonomous solar drone. **eScience, 2**(2): 235-241.

32. Dhanwani, P., Mishra, A. K., 2022. Numerical and Computational Investigation on High Altitude Long Endurance UAV wing for different Angles of Attack. **International Journal of All Research Education and Scientific Methods (IJARESM), 10**(9): 794-798.

33. Wani, D., 2022. Design Of A Solar System To Support The Main Power Supply Of An Unmanned Aerial Vehicle, Doctoral Dissertation, Makerere University, Lisans, Kampala,98.

34. Wang, H., Li, P., Xiao, H., Zhou, X., Lei, R., 2023. Intelligent energy management for solar-powered unmanned aerial vehicle using multi-objective genetic algorithm. **Energy Conversion and Management, 280:** 116805.

35. Fu, Y., Mei, H., Wang, K., Yang, K. 2021. Joint optimization of 3D trajectory and scheduling for solar-powered UAV systems. **IEEE Transactions on Vehicular Technology, 70**(4): 3972-3977.

36. Bakar, A., Ke, L., Liu, H., Xu, Z., Wen, D. 2021. Design of low altitude long endurance solar-powered UAV using genetic algorithm. **Aerospace, 8**(8): 228-245.

37. Mohsan, S. A. H., Othman, N. Q. H., Khan, M. A., Amjad, H., Żywiołek, J. 2022. A Comprehensive Review of Micro UAV Charging Techniques. **Micromachines, 13**(6): 977.

38. Mukhachev, P., Padalitsa, D., Ivanov, A. 2022. Preliminary design and technology forecast synthesis for solar-powered high altitude aircraft. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, **Part G: Journal of Aerospace Engineering, 236** (11): 2225-2234.

39. Pati, A., Deep, D., 2022 Unmanned Air Vehicle using Solar power. **UGC Care Group I Listed Journal. 11(**02): 707-717.

40. Shiau, J. K., Ma, D. M., Chiu, C. W., Shie, J. R. 2010. Optimal sizing and cruise speed determination for a solar-powered airplane. **Journal of Aircraft, 47**(2): 622-629.

41. Amoiralis, E. I., Tsili, M. A., Spathopoulos, V., Hatziefremidis, A. 2014. Energy efficiency optimization in UAVs: a review. **In Materials Science Forum 792** (1): 281-286.

42. Dwivedi, V. S., Kumar, P., Ghosh, A. K., Kamath, G. M., 2018. Selection of size of battery for solar powered aircraft. **IFAC-PapersOnLine, 51**(29): 424-430.

43. Khan, N. R., Raghorte, A. V., Nandankar, P. V., Waware, J. A., 2023. Solar powered UAV: A comprehensive review. **American Institute of Physics, 2753** (1): 1-9.

44. Rahmatı, S., Ghased, A., 2015. Solar aırcraft desıgn. **Cumhuriyet Üniversitesi Fen Edebiyat Fakültesi Fen Bilimleri Dergisi, 36**(3): 190-201.

45. Kekec, E. T., Konar, M., Gencag, M. S., Yildirim Dalkiran, F., 2025. Determination of solar UAV design parameters for continuous flight with minimum power consumption by ABC algorithm based. **Aircraft Engineering and Aerospace Technology, 97** (8): 869–878.

46. Shakeri, R., Al-Garadi, M. A., Badawy, A., Mohamed, A., Khattab, T., Al-Ali, A. K., Guizani, M., 2019. Design challenges of multi-UAV systems in cyber-physical applications: A comprehensive survey and future directions. **IEEE Communications Surveys & Tutorials, 21**(4): 3340-3385.

47. Ozdemir, U., Aktas, Y. O., Vuruskan, A., Dereli, Y., Tarhan, A. F., Demirbag, K., Inalhan, G. 2014. Design of a commercial hybrid VTOL UAV system. **Journal of Intelligent & Robotic Systems, 74**(1): 371-393.

48. Yardımcı, G., 2019. İnsansız hava araçlarına Türk mevzuatından bir bakış. **Journal of Aviation, 3**(1): 61-80.

49. Yildiz, A. E., 2024. Comparative analysis of classification regulations for uncrewed aerial vehicles and proposal for framework. **International Journal of Sustainable Aviation, 10**(4): 350-384.

50. Amorosi, L., Chiaraviglio, L., Galan-Jimenez, J., 2019. Optimal energy management of UAV-based cellular networks powered by solar panels and batteries: Formulation and solutions. **IEEE Access, 7:** 53698-53717.

51. Li, S., Fang, Z., Verma, S. C., Wei, J., Savkin, A. V., 2024. Navigation and deployment of solar-powered unmanned aerial vehicles for civilian applications: A comprehensive review. **Drones, 8**(2): 42.

52. Hildmann, H., Kovacs, E., 2019. Using unmanned aerial vehicles (UAVs) as mobile sensing platforms (MSPs) for disaster response, civil security and public safety. **Drones, 3**(3): 59.

53. Cowley**,** M., Solar challenger. (Web sayfası: **https://www.humanpoweredflight.co.uk/hpfMedia/media/7/solar-challenger-aeromodeller-1981.pdf** (Erişim tarihi: Ocak 2025).

54. Ákos, Z., Nagy, M., Leven, S., Vicsek, T., 2010. Thermal soaring flight of birds and unmanned aerial vehicles. **Bioinspiration & biomimetics, 5**(4), 45-53.

55. Noll, T. E., Ishmael, S. D., Henwood, B., Perez-Davis, M. E., Tiffany, G. C., & Wierzbanowski, T., 2007. Technical findings, lessons learned, and recommendations resulting from the helios prototype vehicle mishap. In NATO/RTO AVT-145 Workshop on Design Concepts, Processes and Criteria for UAV Structural Integrity.

56. Oettershagen, P., Stastny, T., Mantel, T., Melzer, A., Rudin, K., Gohl, P., Siegwart, R., 2016. Long-endurance sensing and mapping using a hand-launchable solar-powered uav. In *Field and Service Robotics: Results of the 10th International Conference*. Cham: Springer International Publishin, pp. 441-454.

57. Romeo, G., Frulla, G., Cestino, E., 2007. Design of a high-altitude long-endurance solar-powered unmanned air vehicle for multi-payload and operations. **Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, 221**(2): 199-216.

58. Mohanraj, D., Aruldavid, R., Verma, R., Sathiyasekar, K., Barnawi, A. B., Chokkalingam, B., Mihet-Popa, L., 2022. A review of BLDC motor: state of art, advanced control techniques, and applications. **IEEE Access, 10**: 54833-54869.

59. Varma, R. K., Maleki, H., 2018. PV solar system control as STATCOM (PV-STATCOM) for power oscillation damping. **IEEE Transactions on Sustainable Energy, 10**(4): 1793-1803.

60. Sunpower., 2010. C60 solar cell. (Web sayfası: http://eshop.terms.eu/_data/s_3386/files/1379942540-sunpower_c60_bin_ghi.pdf. (Erişim tarihi: Ocak 2025).

http://eshop.terms.eu/_data/s_3386/files/1379942540-sunpower_c60_bin_ghi.pdf.

61. Gruber, M., Wagner, J., Klein, K., Hörmann, U., Opitz, A., Stutzmann, M., Brütting, W. 2012. Thermodynamic efficiency limit of molecular donor-acceptor

solar cells and its application to diindenoperylene/C60-based planar heterojunction devices. **Advanced Energy Materials, 2**(9): 1100-1108.

62. Peciak, M., Skarka, W., Mateja, K., Gude, M., 2023. Impact analysis of solar cells on vertical take-off and landing (VTOL) fixed-wing UAV. **Aerospace, 10**(3): 247.

63. Kubota, K., Dahbi, M., Hosaka, T., Kumakura, S., Komaba, S., 2018. Towards K-ion and Na-ion batteries as "beyond Li-ion". **The chemical record, 18**(4): 459-479.

64. Winter, M., Barnett, B., Xu, K., 2018. Before Li ion batteries. **Chemical reviews, 118**(23): 11433-11456.

65. Deng, D., 2015. Li-ion batteries: basics, progress, and challenges. **Energy Science & Engineering, 3**(5): 385-418.

66. Zhang, S. S., Xu, K., Jow, T. R., 2003. The low temperature performance of Li-ion batteries. **Journal of Power Sources, 115**(1): 137-140.

67. Zhang, S. S. 2020. Challenges and strategies for fast charge of Li-ion batteries. **ChemElectroChem, 7**(17): 3569-3577.

68. Barsoukov, E., Jang, J. H., Lee, H. 2002. Thermal impedance spectroscopy for Li-ion batteries using heat-pulse response analysis. **Journal of power sources, 109**(2): 313-320.

69. Eltawil, M. A., Zhao, Z. 2013. MPPT techniques for photovoltaic applications. **Renewable and sustainable energy reviews, 25:** 793-813.

70. De Brito, M. A. G., Galotto, L., Sampaio, L. P., e Melo, G. D. A., Canesin, C. A. 2012. Evaluation of the main MPPT techniques for photovoltaic applications. **IEEE transactions on industrial electronics, 60**(3): 1156-1167.

71. Bendib, B., Belmili, H., Krim, F., 2015. A survey of the most used MPPT methods: Conventional and advanced algorithms applied for photovoltaic systems**. Renewable and Sustainable Energy Reviews, 45**: 637-648.

72. Kumar, D., Chatterjee, K. 2016. A review of conventional and advanced MPPT algorithms for wind energy systems. **Renewable and sustainable energy reviews, 55**: 957-970.

73. Beriber, D., Talha, A., 2013. MPPT techniques for PV systems, 1437-1442. *4th International conference on power engineering, energy and electrical drives*, IEEE, pp.

74. Nadolski, R., Ludwinek, K., Staszak, J., Jaśkiewicz, M., 2012. Utilization of BLDC motor in electrical vehicles. ***Przeglad Elektrotechniczny, 88***(4A): 180-186.

75. Singh, B., Singh, S., 2009. State-of-art on permanent magnet brushless DC motor drives***. Journal of power Electronics, 9***(1): 1-17.

76. Park, J. S., Lee, K. D., 2017. Design and implementation of BLDC motor with integrated drive circuit. **International Journal of Power Electronics and Drive Systems (IJPEDS), 8**(3): 1109-1116.

77. Salah, W. A., Ishak, D., Hammadi, K. J., Taib, S., 2011. Development of a BLDC motor drive with improved output characteristics. **Przeglad Elektrotechniczny (Electrical Review), 87**(3): 258-261.

78. Kahveci, M., Can, N., 2017. İnsansız hava araçları: tarihçesi, tanımı, dünyada ve Türkiye'deki yasal durumu. **Selçuk Üniversitesi Mühendislik, Bilim ve Teknoloji Dergisi, 5**(4): 511-535.

79. Noth, A., 2008. Design of solar powered airplanes for continous flight. ETH Zurich, Doktora tezi, Zürih, 196.

80. Noth, A., Engel, W., Siegwart, R., 2006. Design of an ultra-lightweight autonomous solar airplane for continuous flight, 441-452. *Field and service robotics: results of the 5th international conference*, Berlin, Heidelberg: Springer Berlin Heidelberg, 1084/pp.

81. Noth, A., Engel, M. W., Siegwart, R., 2006. Flying solo and solar to Mars. **IEEE robotics & automation magazine, 13**(3): 44-52.

82. Tobiska, W. K., Woods, T., Eparvier, F., Viereck, R., Floyd, L., Bouwer, D., White, O. R., 2000. The SOLAR2000 empirical solar irradiance model and forecast tool. **Journal of Atmospheric and Solar-Terrestrial Physics, 62**(14): 1233-1250.

83. Antonanzas-Torres, F., Urraca, R., Polo, J., Perpiñán-Lamigueiro, O., Escobar, R., 2019. Clear sky solar irradiance models: A review of seventy models. **Renewable and Sustainable Energy Reviews, 107**: 374-387.

84. Davies, J. A., McKay, D. C., 1982. Estimating solar irradiance and components. **Solar Energy, 29**(1): 55-64.

85. Pelaez, S. A., Deline, C., MacAlpine, S. M., Marion, B., Stein, J. S., Kostuk, R. K., 2018. Comparison of bifacial solar irradiance model predictions with field validation. **IEEE Journal of Photovoltaics, 9**(1): 82-88.

86. Duffie, J. A., Beckman, W. A., 1980. Solar engineering of thermal processes. New York: Wiley, p/16591.

87. Gepa, 2025. Türkiye enerji haritası. (Web sayfası: https://gepa.enerji.gov.tr/), (Erişim tarihi: Haziran 2025).

88. MacCready, P. B., Lissaman, P. B. S., Morgan, W. R., Burke, J. D., 1983. Sun-powered aircraft designs. **Journal of Aircraft, 20**(6): 487-493.

89. Karaboga, D., Basturk, B. 2007. A powerful and efficient algorithm for numerical function optimization: artificial bee colony (ABC) algorithm. **Journal of global optimization, 39**(3): 459-471.

90. Karaboga, D., Gorkemli, B., Ozturk, C., Karaboga, N., 2014. A comprehensive survey: artificial bee colony (ABC) algorithm and applications. **Artificial intelligence review, 42**(1): 21-57.

91. Karaboga, D., Basturk, B. 2008. On the performance of artificial bee colony (ABC) algorithm. **Applied soft computing, 8**(1): 687-697.

92. Xu, C., Duan, H. 2010. Artificial bee colony (ABC) optimized edge potential function (EPF) approach to target recognition for low-altitude aircraft. **Pattern Recognition Letters, 31**(13): 1759-1772.

93. Mikki, S., Kishk, A., 2007. Physical theory for particle swarm optimization. **Progress In Electromagnetics Research, 75**: 171-207.

94. Kameyama, K., 2009. Particle swarm optimization-a survey. **IEICE transactions on information and systems, 92**(7): 1354-1361.

95. Imran, M., Hashim, R., Abd Khalid, N. E., 2013. An overview of particle swarm optimization variants. **Procedia Engineering, 53**: 491-496.

96. Freitas, D., Lopes, L. G., Morgado-Dias, F., 2020. Particle swarm optimisation: a historical review up to the current developments. **Entropy, 22**(3): 362.

ÖZGEÇMİŞ

KİŞİSEL BİLGİLER

Adı Soyadı: Emin Tugay Kekeç

Uyruğu: Türkiye (T.C)

EĞİTİM

Derece	Kurum	Mezuniyet Tarihi
Yüksek Lisans	Erciyes Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Havacılık Elektrik ve Elektroniği	2020
Lisans	Erciyes Üniversitesi, Sivil Havacılık Y.O. Uçak Elektrik Elektronik	2018
Lise	Hürriyet Endüstri Meslek Lisesi, Kayseri	2013

İŞ DENEYİMLERİ

Yıl	Kurum	Görev
2020-Halen	Kapadokya Üniversitesi, Uçak Teknolojisi	Öğretim Görevlisi

YABANCI DİL

İngilizce

YAYINLAR

1. Kekec, E. T., Konar, M., Gencag, M. S., Yildirim Dalkiran, F., 2025. Determination of solar UAV design parameters for continuous flight with minimum power consumption by ABC algorithm based. **Aircraft Engineering and Aerospace Technology, 97** (8): 869–878.