



Optimal energy management using particle swarm optimization for long endurance low altitude (Lale) UAVs with continuous flight capability

Emin Tugay Kekeç^{1,2*}, Mehmet Konar³

¹Aircraft Technology, Cappadocia Vocational College, Cappadocia University, 50420, Nevşehir, Türkiye

²Graduate School of Natural and Applied Science, Aviation Electrical and Electronics, Erciyes University, 38280, Kayseri, Türkiye

³Aviation Electrical and Electronics, Faculty of Aeronautics and Astronautics, Erciyes University, 38280, Kayseri, Türkiye

Highlights:

- Aerodynamic optimization for a solar-powered mini-UAV
- Minimization of power consumption and multi-day flight using Particle Swarm Optimization (PSO)
- Battery optimization through energy density analysis

Keywords:

- Solar-powered UAV
- Solar UAV optimization
- Battery energy density
- PSO-based optimization

Article Info:

Research Article

Received: 13.04.2025

Accepted: 19.09.2025

DOI:

10.17341/gazimmfd.1675074

Acknowledgement:

This study was supported by the Erciyes University Scientific Research Projects (BAP) Coordination Unit under the project number FDK-2024-13270

Correspondence:

Author: Emin Tugay Kekeç
e-mail: tugay.kekec@kapadokya.edu.tr
phone: +90 534 749 9121

Graphical/Tabular Abstract

In this study, the Particle Swarm Optimization (PSO) algorithm was used to optimize the design of a solar-powered, low-altitude long-endurance (LALE) class electric UAV. The objective was to enable continuous flight over 24 hours while minimizing energy consumption. Parameters such as wingspan, speed, mass, battery capacity, and aspect ratio were optimized through PSO. As a result, the required power was reduced to 62.47 W, which is approximately 23% lower than values reported in similar studies. The variation of required mechanical power across iterations is shown in Figure 1, demonstrating the stable convergence of the algorithm. Furthermore, PSO enabled high-accuracy results in a short time due to its fast convergence capability. While genetic algorithms and DSA methods are known to achieve around 17% savings, this study highlights PSO as a more efficient alternative.

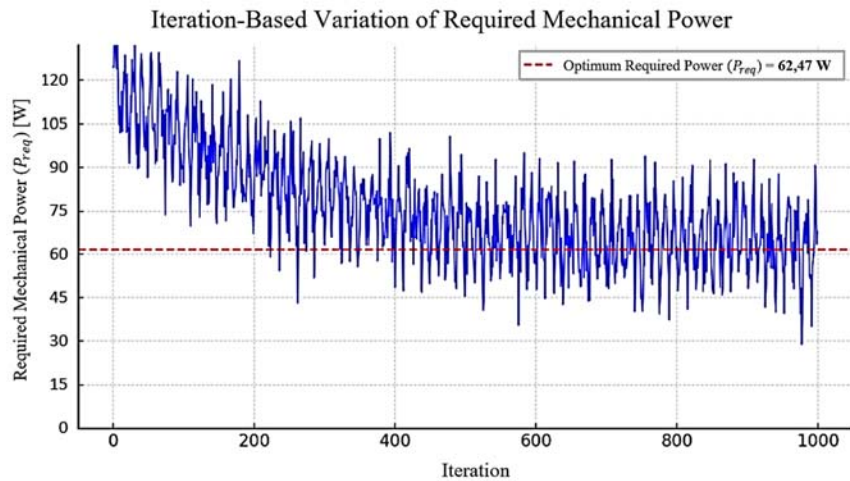


Figure A. English Figure A or Table A name

Purpose: The primary objective of this study is to determine the optimal combination of design parameters that minimizes power consumption for a solar-powered, low-altitude long-endurance (LALE) class unmanned aerial vehicle (UAV). The aim is to achieve a system capable of sustaining continuous flight by extending the flight duration beyond 24 hours while maintaining energy balance conditions.

Theory and Methods: In this study, key parameters such as wingspan, speed, mass, and battery capacity were optimized using the Particle Swarm Optimization (PSO) algorithm to minimize power consumption. A penalty function was applied when energy balance conditions were not met. The power model was developed based on system efficiencies and regional solar irradiance data.

Results: As a result of the optimization process, the required power was reduced to 62.47 W, and the total electrical energy was optimized to approximately 8.46 MJ. The system achieved energy balance, enabling continuous flight beyond 24 hours. Compared to similar studies, this result demonstrates a more efficient structure with approximately 23% lower power consumption.

Conclusion: The findings show that the PSO algorithm is an effective and practical method for optimizing solar-powered LALE-class UAVs. It enables both reduced power consumption and improved flight endurance. The approach offers significant advantages in terms of energy efficiency and design process acceleration compared to other optimization techniques.



Sürekli uçuş kabiliyetine sahip uzun süre havada kalabilen alçak irtifa (LALE) İHA'lar için parçacık sürü optimizasyonu (PSO) ile optimum enerji yönetimi

Emin Tuğay Kekeç^{1,2*}, Mehmet Konar³

¹Kapadokya Üniversitesi, Kapadokya Meslek Yüksekokulu, Uçak Teknolojisi, 50420, Nevşehir, Türkiye

²Erciyes Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Havacılık Elektrik ve Elektronik, 38280, Kayseri, Türkiye

³Erciyes Üniversitesi, Havacılık ve Uzay Bilimleri Fakültesi, Havacılık Elektrik ve Elektronik, 38280, Kayseri, Türkiye

Ö N E Ç İ K A N L A R

- Güneş enerjisiyle çalışan mini İHA için aerodinamik optimizasyon
- Parçacık Sürü Optimizasyonu (PSO) ile güç tüketiminin minimize edilmesi ve çok günlük uçuş
- Enerji yoğunluğu analizi ile batarya optimizasyonu

Makale Bilgileri

Araştırma Makalesi

Geliş: 13.04.2025

Kabul: 19.09.2025

DOI:

10.17341/gazimmfd.1675074

Anahtar Kelimeler:

Güneş enerjili İHA,
solar İHA optimizasyon,
batarya enerji yoğunluğu,
PSO tabanlı optimizasyon

ÖZ

Bu çalışmada, güneş enerjisiyle çalışan alçak irtifa uzun süreli uçuş kabiliyetine sahip (LALE) sınıfı insansız hava aracı (İHA) tasarımı için gerekli tasarım parametrelerinin optimizasyonu hedefiyle Parçacık Sürü Optimizasyonu (PSO) algoritması uygulanmıştır. Hedef, uçuş süresini 24 saatin üzerine çıkarırken enerji tüketimini minimize etmek ve sistemin enerji dengesi şartlarını sağlamaktır. Optimizasyon boyunca kanat açıklığı, uçuş hızı, kütle ve batarya kapasitesi gibi değişkenler değerlendirilmiştir; gerekli güç, toplam elektriksel güç ve enerji ihtiyacı gibi çıktılar hesaplanmıştır. Türkiye'de yer alan ve yıllık güneşlenme süresi bakımından sınırlı bir bölge olan Kayseri şehri dikkate alınarak, enerji üretim kapasitesi gerçekçi sınırlar içerisinde modellenmiştir. PSO algoritması, çözüm geçerliliğini sağlamak için enerji yetersizliği koşullarında ceza fonksiyonu uygulamıştır. Elde edilen sonuçlar, gerekli gücün 62,47 W seviyelerine indirildiğini, toplam elektrik enerjisinin yaklaşık 8,46 MJ olarak optimize edildiğini ve batarya ile güneş paneli dengesinin sağlanarak sürekli uçuşun mümkün olduğunu göstermektedir. Bu yöntem, özellikle LALE sınıfı güneş enerjili İHA tasarımlarında verimli ve uygulanabilir bir optimizasyon yaklaşımı sunmaktadır.

Optimal energy management using particle swarm optimization for long endurance low altitude (Lale) UAVs with continuous flight capability

H I G H L I G H T S

- Aerodynamic optimization for a solar-powered mini-UAV
- Minimization of power consumption and multi-day flight using Particle Swarm Optimization (PSO)
- Battery optimization through energy density analysis

Article Info

Research Article

Received: 13.04.2025

Accepted: 19.09.2025

DOI:

10.17341/gazimmfd.1675074

Keywords:

Solar-powered UAV,
solar UAV optimization,
battery energy density,
PSO-based optimization

ABSTRACT

In this study, the Particle Swarm Optimization (PSO) algorithm was applied to optimize the design parameters of a solar-powered Low Altitude Long Endurance (LALE) class unmanned aerial vehicle (UAV). The main objective is to extend the flight duration beyond 24 hours while minimizing energy consumption and ensuring the system's energy balance conditions. Throughout the optimization process, variables such as wingspan, flight speed, mass, and battery capacity were evaluated, and outputs including required power, total electrical power, and energy demand were calculated. Considering Kayseri, a region in Türkiye with limited annual solar irradiance, the energy production capacity was modeled within realistic constraints. The PSO algorithm employed a penalty function under energy deficiency conditions to maintain solution validity. The results show that the required power was reduced to 62.47 W, the total electrical energy was optimized to approximately 8.46 MJ, and a balance between the battery and solar panel was achieved, making continuous flight feasible. This approach presents an efficient and applicable optimization method, particularly for the design of LALE-class solar-powered UAVs.

1. Giriş (Introduction)

İnsansız Hava Araçları (İHA'lar), son yıllarda havacılık teknolojilerindeki gelişmelerle beraber dayanıklılık, enerji verimliliği ve uzun süreli uçuş açısından önemli ilerlemeler kaydetmiştir [1, 2]. Bu bağlamda, güneş enerjisi ile çalışan İHA'lar çevresel sürdürülebilirliği ve uzun görev sürelerini mümkün kılan yenilikçi çözümlerden biri olarak öne çıkmaktadır [3, 4]. Fotovoltaik (PV) panellerin İHA yapısına entegre edilmesi ile uçuş süresi artırılabilir ve bataryaya olan bağımlılık azaltılmaktadır [5-7]. Ancak, güneş enerjisi ile güç tüketimi arasındaki dengeyi optimize etmek, gün aşırı uçuş yapabilen bir sistem geliştirmek için en büyük zorluklardan biridir [8,9]. Güneş enerjili İHA'lar, geleneksel elektrikli ve yakıtla çalışan hava araçlarına kıyasla birçok avantaja sahiptir [9, 10]. Özellikle uzun süreli gözetleme, afet yönetimi ve haberleşme gibi görevlerde, yakıt tüketimi veya batarya kısıtlamaları olmaksızın uzun süre havada kalabilme potansiyeline sahiptirler [11, 12]. Bu avantajlarına rağmen, mevcut literatürde hala çözülmesi gereken önemli mühendislik problemleri vardır [13]. Özellikle, güneş panellerinin verimliliği, batarya depolama kapasiteleri ve aerodinamik optimizasyon arasındaki denge, uzun süreli uçuşlar için kritik öneme sahiptir [10, 14, 15].

Literatürde, LALE sınıfı İHA'lar üzerine geliştirilen çalışmaların büyük bir kısmı, kanat açıklığı 4 ila 7 metre arasında değişen güneş enerjili İHA'ların tasarım ve üretimine odaklanmıştır [8-13]. Bunun yanı sıra, bu sistemlerin belirli zaman dilimlerinde uçuş performanslarını inceleyen simülasyon çalışmaları yaygın olarak gerçekleştirilmiştir [17]. Solar İHA'ların enerji yönetimi, özellikle batarya enerji yoğunlukları ve güneş hücrelerinin verimleri, birçok çalışmanın odak noktası olmuştur. Bu kapsamda, maksimum güç noktası takibi (Maximum Power Point Tracking, MPPT), pil yönetimi ve güç dönüşüm süreçleri, güneş enerjili İHA sistemlerinin tasarım sürecinde kritik bileşenler olarak ele alınmaktadır [18-20]. Murdoch vd. [20], solar İHA'lar için yeni bir MPPT devresi tasarımı önermiş ve bu sistemin performansını detaylı analizlerle değerlendirmiştir. Pil yönetimi aşaması, lityum polimer pil modüllerinin şarj ve deşarj süreçlerini izleme ve kontrol mekanizmalarına odaklanmaktadır. Güneş ışınımı ve gün uzunluğu gibi bölgesel ve zamana bağlı değişkenlik gösteren parametreler, yapılan çalışmalarda farklı yöntemlerle ele alınmıştır. Bazı çalışmalarda, geçmiş yıllara ait ulusal meteoroloji gözlemlerine dayalı veriler kullanılırken, bazı çalışmalarda bu değişkenler matematiksel modellerle tahmin edilmiştir [21, 22].

Literatürde sıkça karşılaşılan bir diğer önemli konu optimum rota planlamasıdır. Bu kapsamda, çeşitli optimizasyon teknikleri kullanılarak İHA'nın belirlenen rota üzerinde enerji tüketiminin minimize edilmesi hedeflenmiştir [8, 23, 24]. Güneş panellerinin kanatlara entegrasyonu ile ilgili yapılan çalışmalar, İHA'nın aerodinamik performansı ve yapısal bütünlüğü üzerindeki etkileri incelemiştir [25, 26]. Özellikle Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği (CFD) ve Sonlu Elemanlar Analizi (FEA) teknikleri kullanılarak, kanat yüzeyine yerleştirilen güneş panellerinin taşıma ve sürüklenme katsayılarına olan etkileri analiz edilmiştir [27]. Yapılan araştırmalar, solar panellerin kanadın aerodinamik performansı üzerindeki etkisinin görece düşük, ancak kanat yapısı üzerindeki etkisinin daha belirgin olduğunu ortaya koymuştur [28, 29].

Son dönemde gerçekleştirilen bazı çalışmalarda, geleneksel İHA'lara solar hücrelerin entegre edilmesiyle uçuş süresi ve menzil üzerindeki etkiler değerlendirilmiş ve simülasyonlar gerçekleştirilmiştir [29]. Morton vd. [16], 4 metre kanat açıklığına sahip mini ölçekli bir solar İHA sistemi geliştirerek, bu platformun tasarım ve üretimine odaklanmıştır. Daha yüksek kapasiteli bataryalar ve sensörler

kullanılarak gerçekleştirilen çalışmada, İHA'nın 24 saat üzeri kesintisiz uçuş yapabilmesi sağlanmış ve çok günlük uçuş kabiliyetini artırmaya yönelik detaylı analizler sunulmuştur. Ayrıca, alçak irtifa keşif uygulamaları kapsamında havadan görüntüleme sistemleri ile entegre edilerek, bu tür platformların operasyonel kabiliyetleri de incelenmiştir. Oettershagen vd. [10, 32] çalışmalarında, 5,6 m kanat açıklığına sahip güneş enerjili Atlantik Solar'ın kavramsal tasarımını, ayrıntılı geliştirmesini ve uçuş testlerini açıklamıştır. Bulutlar veya rüzgarlar gibi yerel meteorolojik sorunlara göre sürekli uçuş emniyetini en üst düzeye çıkarmak için geliştirilmiş bir kavramsal tasarım yöntemi sunularak 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 vd. [33] 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 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. Yongjie vd. [34] çalışmalarında, güneş enerjisi ile çalışan İHA'ların tasarımında yaşanan zorluklara odaklanmıştır. Bu İHA'lar için gövde tasarım ve üretim süreçlerinin uçuş menziline olan etkileri açıklanmıştır.

Lee vd. [25] çalışmalarında, güneş enerjisiyle çalışan bir İHA'nın uçuş rotası optimize edilerek ve uzun menzil uçuşu geliştirilmiştir. Simülasyon sonuçları, optimum rota planlamasının İHA menziline arttırmak için etkili bir parametre olduğunu göstermiştir. Hu vd. [35] çalışmalarında, güneş enerjisiyle çalışan İHA'ların kontrol performansını iyileştirmeyi amaçlamış, esnek modlarla tam uçuş mekanik denklemlerini kurmuş ve mühendislik uygulamasına uygun kontrol yöntemini önermişlerdir. Li vd. [36] yaptıkları çalışmanın amacı, LALE sınıfı İHA'nın enerji sisteminin optimizasyonu ve yönetimi için bir tasarım yöntemi önermektir. Ayrıca, 5 metre kanat açıklığına ve 3 kg batarya kütlesine sahip güneş enerjili İHA'nın parametrelerini simüle ederek optimizasyon yöntemi geliştirilmiştir. Ravi vd. [37] çalışmalarında, İHA'lar için yeni bir kaynak yönetim sistemi geliştirmiştir. Bu sistem, güneş panel hücrelerinden elde edilecek gücü tahmin etmek için enerji toplama derin öğrenme modelinden ve kullanıcı varış oranını belirleyen tüketim modelinden oluşturulmuştur.

Bu çalışmanın temel amacı, LALE sınıfı solar İHA'nın gün boyunca ürettiği enerjiyi en verimli biçimde kullanarak gece boyunca da uçuşunu sürdürebilmesi için gerekli optimizasyonları gerçekleştirmektir. Bu bağlamda, en karmaşık parametrelerden olan kanat açıklığı, batarya kapasitesi, uçuş hızı ve aerodinamik performans gibi parametrelerin doğru şekilde dengelenmesi gerekmektedir. En önemli amaçlardan biri, sabit irtifada yapılan düz uçuş için gerekli mekanik güç (P_{req}), toplam elektrik gücü tüketimi ($P_{elec\ tot}$), toplam enerji tüketimini ($E_{elec\ tot}$) minimize etmek ve uçuş süresini (T_{flight}) maksimize etmektir. Ayrıca optimum batarya kapasitesini belirlemektir. Özellikle gece boyunca batarya tüketiminin gündüz üretilen enerji ile karşılanabilmesi, uzun süreli uçuşun ana belirleyici faktörlerinden biridir. Literatürde, benzer sistemler için enerji yönetimi, aerodinamik analizler ve batarya ömrü gibi konular incelenmiş olsa da bu çalışmanın temel farkı, kanat açıklığı, hız, toplam kütle ve enerji tüketimini birlikte ele alarak çok kriterli bir optimizasyon yaklaşımı sunmasıdır. Literatürde, benzer sistemler için enerji yönetimi, aerodinamik analizler ve batarya ömrü gibi konular incelenmiş olsa da bu çalışmanın temel farkı, kanat açıklığı, hız, toplam kütle ve enerji tüketimini birlikte ele alarak çok kriterli bir optimizasyon yaklaşımı sunmasıdır. Mevcut çalışmalar [31],

genellikle sabit tasarım parametreleri ile analiz yaparken, bu çalışmada hızlı yakınsama ve doğrusal olmayan problemlerde etkin performans göstermesi nedeniyle Parçacık Sürü Optimizasyonu (PSO) algoritması kullanılarak tasarım parametrelerinin optimum değerleri iteratif olarak belirlenmiştir. Böylece İHA'nın 24 saat üzeri sürekli uçuş kabiliyeti elde edebilmesi için en uygun aerodinamik ve enerji yönetimi parametreleri optimize edilmiştir. Bu kapsamda, çalışma sistematik bir optimizasyon süreci sunması ve uzun süreli otonom uçuş için tasarım değişkenlerini dinamik olarak belirleyebilmesi açısından literatüre önemli bir katkı sağlamaktadır. Çalışmanın geri kalan bölümleri şu şekilde düzenlenmiştir: İkinci bölümde, güneş enerjisiyle çalışan İHA'nın aerodinamik modeli, kütle tahmin yöntemi ve güneş ışınımı modeli ayrıntılı olarak açıklanmıştır. Üçüncü bölümde, problem tanımı ve kısıtlar ele alınarak, kanat profili, batarya ve solar panel seçimi gibi kritik tasarım kararları tartışılmıştır. Dördüncü bölümde, optimizasyon süreci detaylandırılarak, PSO algoritmasının uygulanışı ve uygunluk fonksiyonunun nasıl oluşturulduğu açıklanmıştır. Beşinci bölümde, elde edilen optimizasyon sonuçları ve İHA'nın uçuş süresi, enerji tüketimi ve tasarım parametrelerinin değişimi değerlendirilmiştir. Son olarak, altıncı bölümde, çalışmanın genel sonuçları özetlenmiş ve gelecekte yapılabilecek çalışmalar hakkında öneriler sunulmuştur.

2. Teorik Metod (Theoretical Method)

Bu bölümde, güneş enerjili LALE sınıfı İHA enerji dengesini optimize etmek amacıyla kullanılan yöntemler açıklanmaktadır. Literatürde yapılan önceki çalışmalardan farklı olarak, giriş parametreleri daha etkin ve verimli bir biçimde belirlenmiş, kapsamlı bir kütle tahmin yöntemi ele alınmıştır. Çalışmada, kanat açıklığı, uçuş hızı, batarya kapasitesi ve güneş paneli alanı gibi tasarım parametreleri dikkate alınarak, uçuş süresinin maksimize edilmesi ve güç tüketiminin minimize edilmesi amaçlanmıştır. Optimizasyon sürecinde, güneş enerjili İHA'nın aerodinamik yapısı, enerji tüketimi ve depolama kapasitesi detaylı bir şekilde modellenmiş ve bu doğrultuda PSO algoritması kullanılmıştır. Gerçekçi sınır koşulları ve sistem kısıtları göz önünde bulundurularak yapılan analizler ile gün aşırı uçuş için en uygun tasarım parametreleri belirlenmiş ve optimizasyonun etkinliği değerlendirilmiştir.

Belirli bir düzen ile İHA üzerine yerleştirilen solar hücreler genellikle kanat, gövde ve yatay stabilize üzerine entegre edilebilmektedir. Ancak geleneksel uçak konseptleri göz önüne alındığı zaman kanat diğer bütün uçak bileşenlerinden daha geniş bir alana sahiptir. Bu nedenle kanat üzerine solar hücre entegrasyonu literatürde en sık karşılaşılan konsepttir [10, 31]. Solar hücreler gün ışığında ve güneşten gelen ışığı doğrudan elektrik enerjisine dönüştürme

kabiliyetine sahiptir. Ayrıca güneş ışığının konumu ve panellere sürekli değişken açılarda etki etmesinden kaynaklı olarak üretilen elektrik enerjisi de oldukça değişken ve pek çok parametreye bağlı olarak dalgalanmaktadır. Bunu ortadan kaldırmak için genellikle solar panellerin bulunduğu bütün projelerde MPPT kullanılmaktadır [20, 39]. MPPT tarafından elde edilen güç Şekil 1'de gösterildiği gibi ilk olarak itki sistemini ve aviyonik ekipmanları beslemek için kullanılmakta ve daha sonra arta kalan enerjiyi bataryaları şarj ederek güneş ışığının olmadığı zaman diliminde İHA uçuşunu devam ettirebilmesi için kullanılmaktadır.

2.1. Aerodinamik Model (Aerodynamic Model)

Solar enerjili İHA'lar, uzun süreli uçuş sağlamak için güneş panellerinden elde edilen enerjiyi kullanarak motorlarını besler ve aerodinamik verimliliği maksimize edecek şekilde tasarlanır. Dengeli yatay uçuş koşullarında Eş. 1'de gösterildiği gibi İHA'nın ağırlık kuvveti (W) ve taşıma kuvveti (L), sabit seviyeli uçuşu koruyacak şekilde birbirine eşittir. Aynı şekilde, motor ve pervane tarafından üretilen itki (T), hava aracının maruz kaldığı toplam sürüklenme kuvvetine (D) eşit kabul edilmektedir. Solar enerjili İHA'ların uçuş süresini maksimize edebilmesi için enerji yönetimi, aerodinamik stabilize ve optimum itki kullanımı büyük önem taşımaktadır. Güneş panellerinin yüzey alanı, yerleşimi ve verimliliği, taşıma ve itki kuvvetleri üzerinde doğrudan etkili olup kesintisiz bir uçuş sağlamak için enerji üretiminin ve tüketiminin dengelenmesini gerektirir.

$$L = W, T = D \quad (1)$$

Eş. 2'de, W ağırlığı, m_{total} İHA'nın kilogram (kg) cinsinden kütlelerini ve g ise yer çekimi ivmesini ifade etmektedir. Ayrıca L taşıma, C_L taşıma katsayısını, ρ hava yoğunluğunu ($kg \cdot m^{-3}$), S kanat yüzey alanını (m^2) ve V ise İHA'nın seyir hızını ($m \cdot s^{-1}$) ifade etmektedir [31].

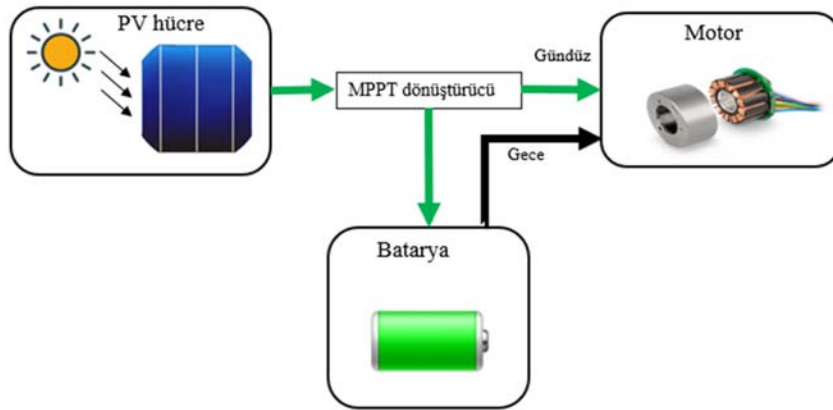
$$W = m_{total} \cdot g \quad \text{ve} \quad L = \frac{\rho}{2} C_L S V^2 \quad (2)$$

Eş. 1 ve Eş. 2'den hareketle Eş. 3 ve Eş. 4 elde edilebilmektedir.

$$m_{total} \cdot g = \frac{\rho}{2} C_L S V^2 \quad (3)$$

$$T = D = \frac{\rho}{2} C_D S V^2 \quad (4)$$

Burada ise D sürüklenme kuvvetini, T itki kuvvetini ve C_D sürüklenme katsayısını temsil etmektedir. C_L ve C_D büyük oranda kanat profiline, hücum açısına ve hava akışı viskozitesini temsil eden Reynolds



Şekil 1. Solar İHA temel enerji yönetim şeması (Solar UAV basic energy management scheme)

sayısına (R_e) bağlıdır. Sürüklenme katsayısı Eş. 5’de gösterildiği gibi kanat ucu girdapları tarafından oluşturulan indüklenen sürüklenme C_{Di} ile profil sürüklenmesi c_d toplamına eşittir.

$$C_D = c_d + C_{Di} \quad (5)$$

İndüklenmiş sürüklenme katsayısı Eş. 6’da gösterildiği gibi hesaplanabilmektedir.

$$C_{Di} = \frac{C_L^2}{\pi * e * AR} \quad (6)$$

Profil sürüklenmesi istenilen hücum açısı için kanat profili verilerinden elde edilebilmektedir. İndüklenmiş sürüklenme ise taşıma katsayısı (C_L), en boy oranı (AR) ve Oswald verimlilik faktörünün (e) fonksiyonudur. Eş. 6’da e 0 ile 1 arasında değere sahip olan Oswald verimlilik katsayısını yani kanat açıklığı verimlilik faktörünü ifade etmektedir [10]. Oswald verimlilik katsayısı eliptik kanat tasarımları için en düşük sürüklemeye sahip olduğu kabul edilmektedir [33]. İncelenen çalışmalarda Oswald verimlilik faktörü (e), 0,85 ile 0,95 arasında kabul edilmektedir. Eliptik kanat tasarımı için bu değer bir olarak kabul edilebilmektedir. Ancak daha öncede belirtildiği gibi güneş panellerini kanadın bütün alanına daha efektif yerleştirebilmek ve üretimi kolaylaştırmak için dikdörtgen biçimli kanat tasarımı tercih edilmiştir. Bu kanat tasarımı için Oswald verimlilik faktörü için $e \approx 0,90$ değeri kullanılacaktır. Düz uçuş için gereken güç P_{req} , ise Eş. 7’de sunulmuştur.

$$P_{req} = T \times V \quad (7)$$

Eş. 4 ve Eş. 7 kullanılarak, düz uçuş gereken güç Eş. 8’deki gibi yazılabilmektedir.

$$P_{req} = \frac{\rho}{2} C_D S V^3 \quad (8)$$

Eş. 8’de ifade edilen V farklı bir formda dönüştürülerek Eş. 9’da yeniden düzenlenebilmektedir.

$$V = \sqrt{\frac{2 \cdot m_{total} \cdot g}{C_L \rho S}} \quad (9)$$

İtki sisteminin farklı bileşenlerinin verimliliği göz önüne alındığında, sabit seviyeli uçuştaki gerekli elektrik gücü Eş. 10’deki gibi belirlenir:

$$P_{elec\ tot} = \left(\frac{1}{\eta_{ctrl} \eta_{mot} \eta_{grb} \eta_{prl}} \right) P_{req} + \frac{1}{\eta_{bec}} (P_{av} + P_{pld}) \quad (10)$$

η_{prl} pervane, η_{mot} motor, η_{grb} dişli kutusu ve η_{ctrl} 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 BEC tarafından sağlanırsa, η_{bec} verimliliği de dikkate alınmalıdır. Günlük enerji tüketimi ($E_{elec\ tot}$) Eş. 11’deki gösterildiği gibi hesaplanabilmektedir.

$$E_{elec\ tot} = P_{elec\ tot} \left(T_{day} + \frac{T_{night}}{\eta_{chrg} \eta_{dchrg}} \right) \quad (11)$$

Bataryanın gece boyunca şarj ve deşarj verimliliği η_{chrg} , η_{dchrg} ile gösterilmiştir. T_{day} , gündüz süresini, T_{night} gece süresini temsil etmektedir.

2.2. Kütle Tahmin Modeli (Mass Estimation Model)

Bir İHA’nın maliyet ve performansı üzerinde doğrudan etkisi olan ağırlık tahmini, tasarım süreci için oldukça önemlidir [15].

Günümüzde aktif olarak kullanılan solar İHA sayısı oldukça fazladır. Ancak bu İHA’ların hepsini kapsayan bir ağırlık tahmin modeli bulmak oldukça zordur. Literatürde solar İHA ağırlık tahmin modelleri için sınırlı sayıda çalışma yapıldığı gözlemlenmiştir [41]. Ağırlık tahmini için sonlu eleman, ampirik ve yarı ampirik yaklaşımlar olarak iki farklı sınıf mevcuttur. Sonlu eleman ağırlık tahmini her uçak için özel bir tahmin yöntemidir. Ampirik yöntemler, geometrik şekil, hız, yük ve istatistiksel olarak üretilen katsayıları bir araya getiren denklemler ile İHA gövde ve kanat gibi ana bileşenlerin ağırlıklarını eğriler ile tahmin etme yöntemidir. Yarı ampirik yöntemler ise geçmiş veriler incelenerek elde edilen istatistiksel olarak türetilmiş denklemlerden oluşur. Bu denklemler diğer yöntemlere göre daha kolay uygulanabilmesinden dolayı İHA kavramsal tasarım aşamasında gerekli kütle tahmini için yeterli sonuçlar vermektedir. Bu çalışmada kullanılacak olan yarı ampirik ağırlık tahmin yöntemi ile Eş. 12 kullanılarak m_{total} , İHA toplam kalkış kütlesi tahmin edilebilmektedir [42].

$$m_{total} = m_{fixed} + m_{solarcells} + m_{bat} + m_{strct} + m_{propulsion} \quad (12)$$

Burada m_{fixed} İHA üzerinde yer alan ve tasarımın en başında belirtilen uçuş kontrol kartı, MPPT ve faydalı yük gibi diğer ana bileşen ölçülerine (AR gibi) bağlı olmayan Eş. 13’deki gibi hesaplanan sabit kütleli temsil etmektedir.

$$m_{fixed} = m_{payload} + m_{avionics} \quad (13)$$

$m_{payload}$ faydalı yük kütlelerini ve $m_{avionics}$ ise aviyonik kütlelerini temsil etmektedir. $m_{solarcells}$ solar hücrelerin kütlesi ise Eş. 14’te sunulmuştur.

$$m_{solarcells} = S_{solar} * k_{sc} * k_{enc} \quad (14)$$

Burada, S_{solar} solar hücre alanı, k_{sc} solar hücre yüzey yoğunluğu ve k_{enc} ise 1’den küçük bir değere sahip olan, güneş panelinin kapsüllenmesinin ağırlık kısmını temsil eden sabittir. m_{bat} enerji depolama sisteminin ağırlığını temsil etmektedir. m_{bat} , bataryada depolanması gereken enerji ile doğru orantılı gravimetrik enerji yoğunluğuyla ise ters orantılıdır. Eş. 15’de gösterilmiştir.

$$m_{bat} = \frac{T_{night}}{\eta_{dchrg} k_{bat}} P_{elec\ tot} \quad (15)$$

$m_{structure}$ İHA yapısının ağırlık tahmini oldukça karmaşık ve zor bir bölümdür. Literatürde yapılan bazı yapı ağırlık tahmin yöntemleri vardır. Bu çalışmada en kapsamlı geliştirilen yöntemlerden birisi olan Noth [41] tarafından geliştirilen yöntemi kullanılacaktır. Noth çalışmasında, çeşitli boyut ve özelliklerde toplamda 415 farklı insanlı ve insansız RC modelleri içeren kapsamlı bir ampirik model önermiştir. İHA yapısının ağırlığını tahmin etmek için Eş. 16 kullanmıştır.

$$m_{strct} = k_{strct} b^{x1} AR^{x2} \quad (16)$$

g yer çekimi sabiti, b kanat açıklığı, AR en boy oranıdır. k_{strct} , $x1$ ve $x2$, uçağın yapım kalitesine göre değişen sabitlerdir [34]. LALE sınıfında tasarlanan İHA sistemleri için elle kalkış yaptırmak en sık kullanılan yöntemdir. İHA ağırlığını ve sürüklenme kuvvetini arttıracığından dolayı iniş takımları tercih edilmemektedir. Bu nedenle elle fırlatılarak kalkış yapılabilmesinin yanı sıra gövde üzerine iniş yapabildiği 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 rüzgârı ve türbülansın yoğun olduğu bilindiği için motor gücünün fazla olması bu aşamalarda daha rahat bir uçuş deneyimi sunacaktır. Bu çalışmada itki sisteminin İHA toplam ağırlığına etkisini belirlemek için Eş. 17 kullanılmıştır.

$$m_{propulsion} = 0,008 * P_{req} \quad (17)$$

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. Güneş Işınımı Modeli (Solar Irradiance Model)

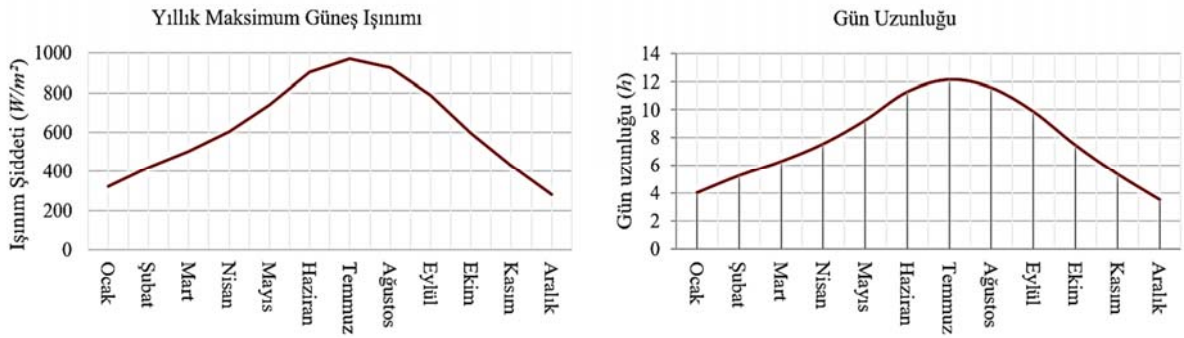
Güneş enerjisi ile uçuş yapabilen İHA'ların ne kadar enerji üretebilecekleri pek çok parametreye bağlıdır. Uçuş yapılacak yer, gün ve saat oldukça önemli parametrelerdir. Bu bölümde birtakım eşitlikler ile güneş enerjisinden elde edilecek elektriksel güç parametreleri hakkında anlaşılır bir metodoloji sunulmaktadır. Lokasyon ve zamana bağlı olarak metre kare başına düşen günlük güneş enerjisi Eş. 18 ile hesaplanabilmektedir.

$$E_{day\ density} = \frac{I_{max} T_{day}}{\pi/2} \eta_{wthr} \quad (18)$$

Burada I_{max} maksimum ışınımı temsil etmektedir. η_{wthr} ise bulutlu ve diğer etkenlerden dolayı gökyüzünde güneşin engellenmesi durumlarını simgeleyen gökyüzü faktörüdür. Toplam üretilebilecek elektrik enerjisi ise Eş. 19 ile hesaplanabilmektedir.

$$P_{solar} = E_{day\ density} * S_{solar} * \eta_{sc} * \eta_{cbr} * \eta_{mmpt} \quad (19)$$

Burada η_{sc} solar hücre verimi, η_{cbr} kanat kamburluğundan kaynaklı azalan verimi, η_{mmpt} ise MPPT verimini göstermektedir. T_{day} günlük ortalama güneşlenme saatini temsil etmektedir. Yerel meteoroloji istasyon verileri incelenerek bulunabilmektedir. Türkiye Enerji İşleri Genel Müdürlüğü tarafından geçmiş yıllar referans alınarak hazırlanan Güneş Enerji Potansiyel Atlası verileri Kayseri – Talas bölgesi için Şekil 2 (b)'de aylık ortalama güneşlenme saatleri gösterilmiştir. Burada yıllık en uzun 12,14 saat ve en kısa 3,54 saat günlük güneşlenme süreleri olduğu tespit edilmiştir. Ayrıca Ulusal Meteoroloji istasyon verilerinin geçmiş yıllar ve bunların ortalamaları solar İHA enerji modeli oluşturmak için büyük önem taşımaktadır. Kayseri Talas bölgesinin yıl boyu aylara göre maksimum solar radyasyon değerleri I_{max} Ulusal Meteoroloji istasyon verileri ile Şekil 2 (a)'da gösterilmiştir.



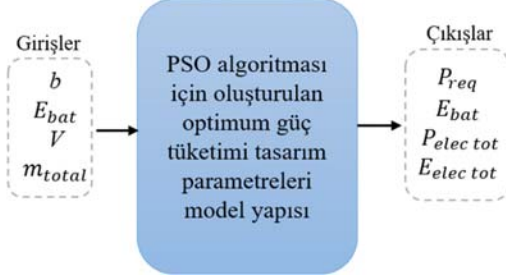
Şekil 2. (a) Kayseri Talas Yıllık Maksimum güneş ışınımı (b) aylık ortalama güneşlenme süreleri
(a) Annual Maximum Solar Radiation in Kayseri Talas, (b) Monthly Average Sunshine Duration)

3. Problem Tanımı ve Kısıtları (Problem Definition and Constraints)

Güneş enerjili insansız hava araçlarının (İHA) sürekli uçuş gerçekleştirebilmesi, optimum aerodinamik tasarım, verimli enerji yönetimi ve hafif ancak yüksek kapasiteli enerji depolama sistemlerinin entegrasyonuna bağlıdır. Bu çalışmada, kanat profili, güneş paneli ve batarya seçimi gibi temel bileşenler optimize edilerek, uzun süreli uçuş sağlayan bir sistem tasarlanması amaçlanmaktadır. Optimizasyon sürecinde kanat aerodinamiği, güneş paneli verimliliği ve batarya kapasitesi gibi değişkenler, uçuş süresi ve enerji tüketimi açısından değerlendirilmiştir. Optimum parametrelerin belirlenebilmesi için fiziksel sınırlamalar ve operasyonel gereklilikler dikkate alınarak bir dizi tasarım kısıtı uygulanmıştır. Bu kısıtlar, hava aracı performansını artırırken aynı zamanda ağırlık, güç tüketimi ve yapısal dayanıklılığı optimize etmeyi hedeflemektedir. Bu bölümde, kanat profili seçimi, güneş paneli verimliliği ve batarya teknolojileri ele alınarak, İHA'nın uçuş süresi ve enerji yönetimi üzerindeki etkileri detaylandırılacaktır. Bu çalışmada, güneş enerjisiyle çalışan bir İHA'nın uçuş süresini maksimize etmek için PSO kullanılarak kritik tasarım parametreleri optimize edilmiştir. Optimizasyon sürecinde hava hızı, batarya kapasitesi ve kanat açıklığı, temel giriş değişkenleri olarak ele alınmıştır. Hava hızı, enerji tüketimi ve aerodinamik verimlilik açısından kritik bir parametre olup taşıma kuvvetini ve sürüklenme kuvvetini doğrudan etkilemektedir. Batarya kapasitesi, gece uçuşlarını sürdürebilmek için yeterli enerji depolanmasını sağlamalı, ancak eklenen ağırlık nedeniyle aerodinamik performansı olumsuz etkilememelidir. Kanat açıklığı ise taşıma kuvvetini artırarak daha düşük güç tüketimiyle sabit seviyeli uçuş sağlarken, aynı zamanda yapısal ağırlık ve taşıma kapasitesi açısından belirli kısıtlamalara tabidir.

Bu parametrelerin optimum değerlerini belirlemek önemli bir mühendislik problemidir. Öncelikle, güneş panellerinin üretebileceği güç atmosferik koşullara bağlı olarak değişkenlik göstermekte ve bulutluluk, güneş ışınım açısı gibi çevresel faktörlerden etkilenmektedir. Batarya kapasitesinin artırılması, gece uçuş süresini uzatırken, toplam kütleyi artırarak enerji tüketimini de yükseltmektedir. Aynı şekilde, kanat açıklığının artırılması taşıma kuvvetini artırırken, yapısal ağırlık ve sürüklenme kuvveti üzerinde olumsuz etkiler yaratabilir. Bu tür çok değişkenli bir sistemde, optimum tasarım parametrelerini belirlemek doğrusal olmayan ve birbirine bağlı birçok faktör içerdiğinden geleneksel analitik yöntemlerle çözülmesi zordur. Bu zorlukları aşmak için, bu çalışmada PSO algoritması kullanılarak optimum uçuş koşullarını sağlayan parametreler belirlenmiştir. Optimizasyon süreci sonunda, İHA'nın gerekli güç ihtiyacı, toplam elektrik gücü tüketimi, günlük enerji harcaması, uçuş süresi ve batarya kapasitesi gibi kritik performans ölçütleri değerlendirilmiştir. Sonuç olarak, PSO

algoritması ile belirlenen optimum parametreler, güneş enerjili İHA'nın uzun süreli ve sürdürülebilir uçuş gerçekleştirmesi için en uygun tasarım değerlerini ortaya koymuş ve uygulamalarda etkin bir şekilde kullanılabileceğini göstermiştir.



Şekil 1. PSO algoritması giriş ve çıkış değerleri (PSO algorithm input and output values)

Şekil 3'te gösterilen diyagramda, optimizasyon sürecinin temel bileşenleri ve giriş-çıkış parametreleri görselleştirilmiştir. Giriş parametreleri, kanat açıklığı (b), hava hızı (V), toplam kütle (m_{total}) ve batarya kapasitesi (E_{bat}) olarak belirlenmiştir. Bu parametreler, İHA'nın toplam aerodinamik ve enerji performansını belirleyen temel değişkenlerdir. Kanat alanı (S) ve güneş paneli yüzey alanı (S_{solar}), bu değişkenler doğrultusunda hesaplanarak güneş panellerinden elde edilen güç (P_{solar}) belirlenmektedir. İHA'nın uçuş süresini belirleyen en kritik bileşenlerden biri, gündüz boyunca üretilen güneş enerjisinin gece boyunca uçuşa devam etmek için yeterli olup olmamasıdır. Diyagramda gösterildiği üzere, batarya enerjisinin (E_{bat}) gece süresince gerekli güç tüketimini karşılaması gerekmektedir. Bu denge, $P_{solar} * T_{gündüz} \geq P_{req} * T_{gece}$ eşitsizliği ile ifade edilmektedir.

Optimizasyon süreci, toplam güç tüketimi ($P_{elec\ tot}$), toplam enerji tüketimi ($E_{elec\ tot}$) ve uçuş süresi (T_{flight}) gibi performans kriterleri doğrultusunda gerçekleştirilmiştir. PSO algoritması, bu parametreleri sürekli olarak güncelleyerek en uygun tasarım değerlerine ulaşmayı

hedflemektedir. Diyagramda gösterildiği gibi, optimizasyon süreci iteratif olarak çalışmakta ve belirlenen kriterlere ulaşılan kadar tasarım parametreleri güncellenmektedir. Sonuç olarak, bu optimizasyon süreci sayesinde, güneş enerjili İHA'nın uçuş süresini maksimize eden en uygun kanat açıklığı, batarya kapasitesi, kütle ve hız parametreleri belirlenmiştir. Tablo 1'de PSO optimizasyonu giriş parametrelerinin minimum ve maksimum değerleri sunulmuştur.

3.1. Kanat Profili Seçimi ve Aerodinamik Optimizasyon (Airfoil Selection and Aerodynamic Optimization)

Güneş enerjili İHA'ların uzun süreli uçuş performansını artırmak için aerodinamik verimliliğin maksimum seviyeye çıkarılması kritik öneme sahiptir. Bu doğrultuda, uygun kanat profili seçimi ve aerodinamik optimizasyon çalışmaları uçuş süresini uzatmak ve enerji tüketimini minimize etmek amacıyla gerçekleştirilmiştir. Bu aşamada yapılan benzer çalışmalara ek olarak seçilen pek çok kanat profili üzerinde analizler yapılmıştır. Güneş enerjili İHA'lar için kanat profili belirlenirken yüksek taşıma katsayısı, düşük sürtünme katsayısının yanı sıra kanat profilinin düşük kamburluğa sahip olması güneş panellerinin daha düz formda kanat üzerine entegre edilerek daha verimli çalışması için önem arz etmektedir. Kanat taşıma ve sürüklenme kuvvetini bulmak için AR ve kanat açıklığının tespit edilmesi gerekmektedir. Bu çalışmada, literatürde sıkça kullanılan 15 farklı kanat profili seçilmiş ve bu profiller üzerinde XFLR5 yazılımı aracılığıyla kapsamlı aerodinamik analizler gerçekleştirilmiştir. Ayrıca sabit 4 derecelik hücum açısında kanat profilleri için C_L , C_D ve C_L/C_D değerleri Tablo 2'de gösterilmiştir.

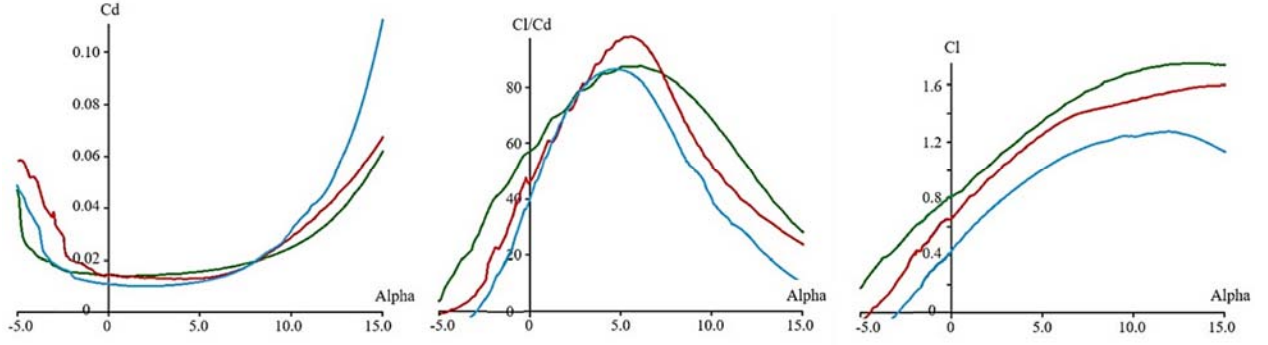
Optimum kanat profili seçimi için gerekli aerodinamik katsayıları belirlemek için Xfoil'in kanat profili analizini temel alan Xflr5 analiz aracı kullanılmıştır. Kanat profili analizi için 305mm kord uzunluğu ile uçuş yapılacak bölge olan karasal iklim şartları ve yaklaşık 1200 metre irtifa göz önünde bulundurularak Reynolds sayısı $1,9 \times 10^5$ olarak belirlenmiştir. Tablo 2'ye göre en iyi taşıma ve sürüklenme değerlerine sahip Şekil 4'de seçilen 3 kanat profili XFLR5 açık kaynak kodlu yazılımı ile aerodinamik performansları karşılaştırılmıştır.

Tablo 1. Giriş Parametrelerinin Minimum ve Maksimum Değerleri (Minimum and Maximum Values of Input Parameters)

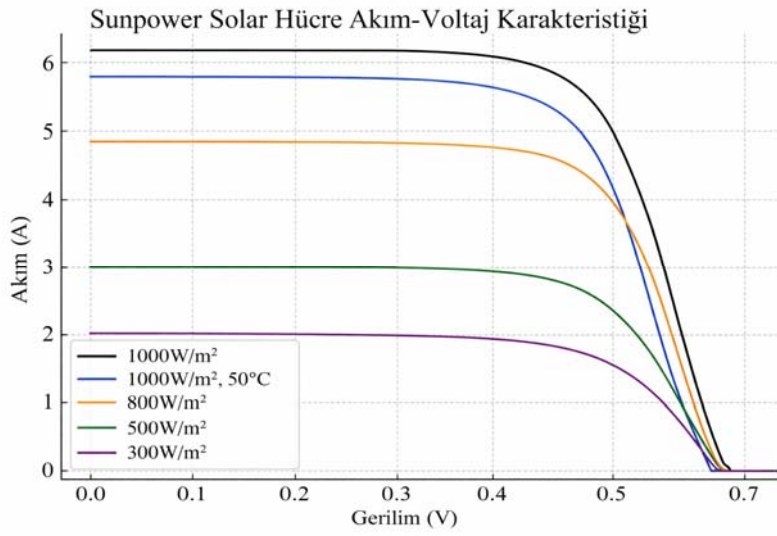
Parametre	Açıklama	Minimum Değer	Maksimum Değer
b	Kanat Açıklığı	2,5 m	6 m
V	Hava Hızı	6 m/s	20 m/s
m_{total}	Toplam Kütle	2 kg	14 kg
E_{bat}	Batarya Kapasitesi	50 Wh	300 Wh

Tablo 2. Kanat profili aerodinamik parametreler (Airfoil aerodynamic parameters)

Kanat Profilleri	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



Şekil 4. Seçilen 3 farklı kanat profili aerodinamik performans karşılaştırması
(Comparison of aerodynamic performance of 3 different selected airfoils)



Şekil 5. Sunpower C60 solar hücresi I-V grafiği (Sunpower C60 solar cell I-V graph)

Belirlenen üç kanat profili, düşük Reynolds sayılarında güvenilir sonuçlar sunan XFLR5 yazılımı ile analiz edilmiş ve tatmin edici aerodinamik veriler elde edilmiştir. Ancak, literatürde yapılan çalışmalar dikkate alındığında, daha az kamburluğa sahip olan ve güneş hücrelerinin entegrasyonuna daha uygun olan We3,55 profili, bu çalışma için daha verimli bir seçenek olarak değerlendirilmiştir.

3.2. Solar Hücre Seçimi (Solar Cell Selection)

Güneş enerjisi neredeyse sonsuz bir enerji kaynağı olarak dünya üzerinde sürekli etki yaratmaktadır. Son yıllarda yenilenebilir enerji kaynaklarına olan güven ile pek çok alanda güneş enerjisinden faydalanmak için yeni çalışmalar ortaya çıkmaktadır [43]. 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 [44]. Birden çok katmana sahip olan solar hücreler genellikle doğada çok bulunan ve maliyeti uygun olan silikon gibi yarı iletkenlerden üretilmektedir. Kullanılan malzeme ve üretim süreçlerine bağlı olarak sınıflandırılacak çeşitli solar hücreler günümüzde kullanılmaktadır. 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. Silikon dışında üretilen galyum arsenit, bakır indiyum diselenit gibi malzemeler ile üretilen solar hücreler çok daha yüksek verime sahip olsa da aynı zamanda çok maliyetli üretim süreçleri gerekmektedir [25].

Solar İHA'lar için literatürde pek çok hücrenin kullanılabileceği düşünülse de gerçek uygulamalar açıkça göstermektedir ki çok sınırlı marka ve model solar hücre gerçek uygulamalarda kullanımı efektif olmaktadır. Bu nedenle solar hücre seçiminde özellikle kanat eğimi dolayısıyla seçilen hücrenin esnek olması ve kısıtlı kanat alanında veriminin yüksek olması temel amaçlardır. 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 Sunpower markasının C60 solar hücrelerinin kullanılması uygun bulunmuştur. Yenilikçi tasarımı ve yüksek verimi ile C60 solar hücreler yansımaya önleyici kaplama ve azaltılmış voltaj-sıcaklık katsayıları ile geleneksel solar hücrelerden daha verimli gerçek uygulama sonuçları vermektedir [10]. C60 için güneş ışınım değerlerinde Şekil 5'de I-V grafiği gösterilmiştir.

3.3. Batarya Seçimi (Battery Selection)

Solar İHA'lar için enerji depolama amacıyla kullanılan batarya seçimi için Wh/kg cinsinden belirtilen gravimetrik enerji yoğunluğu ve peak power en önemli parametrelerdir. Ayrıca batarya şekli ile Wh/L cinsinden belirtilen hacimsel enerji yoğunluğu da batarya yerleşimi

için ikincil öneme sahiptir [45]. Elektrokimyasal bataryalar kimyasal olarak depolanan enerjiyi, elektrik enerjisine dönüştürebilen depolama sistemleridir. Anot ve katot isimli iki ayrı metalden oluşan elektrolit ile temas halinde olduğu için elektron akışı meydana getirir. Bu işlem deşarj işlemidir ancak solar İHA uygulamalarında şarj edilebilir batarya olarak bilinen ve sürekli kullanıma uygun bataryalar tercih edilmektedir. Geçmişten günümüze çeşitli bataryalar solar İHA sistemlerinde kullanılsa da günümüzde en çok tercih edilen bataryalar maliyet ve kolay ulaşım göz önünde bulundurulduğunda Lityum iyon (Li-Ion) ve lityum polimer (Li-Po) bataryalardır [46].

Günümüzde kullanılan ve rahat temin edilebilecek batarya seçenekleri ile kıyaslama yapılırsa Li-Ion bataryalar solar İHA çalışmaları için en iyi seçenektir. Çalışmada Li-Ion bataryalar incelemeleri neticesinde Panasonic marka NCR-18650B tercih edilmiştir [21]. Piyasada bulunan bataryalar içerisinde yapılan değerlendirmede ortalama 3200 mAh kapasitesi ve 243 Wh/kg gravimetrik enerji yoğunluğu ile rakiplerinden daha yüksek enerji depolama kapasitesine sahiptir. Panasonic NCR-18650B ait şarj ve deşarj karakteristikleri Şekil 6'da sunulmuştur.

3.4. Optimizasyon Sabitleri ve Parametreleri (Optimization Constants and Parameters)

Bu çalışmada kullanılan tasarım parametreleri ve görev bağlı değişkenler, İHA'nın enerji dengesi, aerodinamik performansı ve uçuş süresi açısından en uygun sonuçları elde edebilmesi için dikkatlice belirlenmiştir. Tablo 3, optimizasyon sürecinde kullanılan sabit parametreleri, görev bağlı değişkenleri ve hava aracı tasarım değişkenlerini özetlemektedir. Bu parametreler, PSO algoritması ile optimize edilecek değişkenler için sınırları belirlemek amacıyla kullanılmıştır.

Tablo 3'te sunulan değişkenler, tasarım sürecinde dikkate alınan hava yoğunluğu, güneş ışınımı, batarya ve solar panel verimleri gibi fiziksel koşulların etkisini göstermektedir. Bu değişkenler, optimizasyon boyunca kanat açıklığı, toplam kütle ve batarya kapasitesi gibi parametrelerin sınırlarını belirlemede ve PSO algoritmasının çözüm uzayını daraltarak en verimli sonuçları elde etmesine yardımcı olmaktadır. Problem kısıtları, sadece belirli parametrelerin artırılması veya azaltılmasını değil, tüm sistem bileşenlerinin birlikte optimize edilmesini gerektirmektedir. PSO algoritması, bu değişkenler arasındaki karmaşık ilişkiyi değerlendirerek en uygun tasarım parametrelerini bulmakta ve optimum enerji yönetimi ile sürekli uçuş kabiliyeti hedefini gerçekleştirmektedir.

Enerji dönüşüm süreçleri, uzun süreli ve kesintisiz uçuş gerçekleştirebilmesi için en önemli faktörlerden biridir. Şekil 7'de gösterilen verimlilik analizi, güneşten elde edilen enerjinin, sistemin farklı bileşenleri arasında nasıl aktarıldığını ve bu süreçte ne kadar kayıp yaşandığını sunmaktadır. Güneş ışınımı başlangıçta %100

enerji kaynağı olarak kabul edilse de bu enerjinin yalnızca %23,7'si solar paneller aracılığıyla elektrik enerjisine dönüştürülmektedir. MPPT sistemi ile bu oran korunurken, motor kontrol ünitesi, motor, dişli kutusu ve pervane boyunca aktarılan enerji giderek azalmakta ve nihai olarak yalnızca %15,62'si itki üretiminde kullanılabilir.

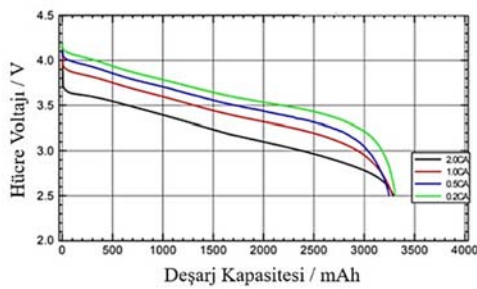
4. Optimizasyon Algoritması (Optimization Algorithm)

Güneş enerjili İHA uzun süreli uçuş gerçekleştirebilmesi, tasarım parametrelerinin optimum şekilde belirlenmesine bağlıdır. Bu süreçte, kanat açıklığı, batarya kapasitesi, hız ve toplam kütle gibi değişkenler, uçuş süresini maksimize edecek şekilde optimize edilmelidir. Ancak, bu parametreler arasındaki karmaşık etkileşimler ve çoklu kısıtlar, geleneksel optimizasyon yöntemlerinin yetersiz kalmasına neden olabilmektedir. Bu çalışmada, PSO algoritması kullanılarak, İHA'nın en verimli biçimde tasarlanması amaçlanmıştır. Optimizasyon sürecinde, uygunluk fonksiyonu (fitness function) olarak uçuş süresi belirlenmiş ve bu sürenin 24 saat veya daha uzun olması gerektiği bir kısıt olarak modele eklenmiştir. Algoritma, her iterasyonda parçacıkların konumlarını güncelleyerek, en iyi çözüm kümesine ulaşmaya çalışmaktadır. Bu süreçte, batarya kapasitesi, güneş panellerinin enerji üretimi ve aerodinamik performans gibi fiziksel kısıtlar da göz önünde bulundurularak tasarım optimizasyonu gerçekleştirilmiştir. Bu bölümde, PSO algoritmasının uygulanma süreci, kullanılan parametreler, uygunluk fonksiyonunun tanımlanması ve kısıtların optimizasyona entegrasyonu detaylı olarak ele alınacaktır.

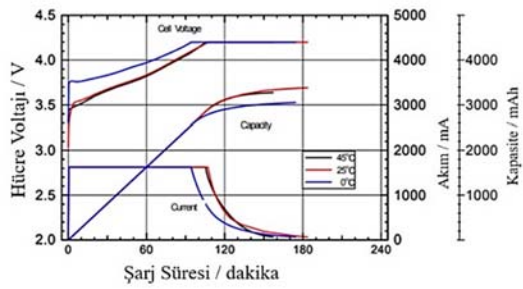
4.1. PSO Algoritması ve Uygulanışı (PSO Algorithm and Its Implementation)

PSO, doğadan ilham alan bir sezgisel optimizasyon algoritması olup, kuş veya balık sürülerinin kolektif hareketlerinden esinlenerek geliştirilmiştir [47]. PSO, yüksek boyutlu ve karmaşık çözüm uzaylarında hızlı yakınsama sağlayarak optimum tasarım parametrelerini belirleyebilme yeteneğine sahiptir. Bu çalışmada, PSO algoritması güneş enerjili İHA uzun süreli uçuş gerçekleştirebilmesi için en uygun tasarım değişkenlerini belirlemek amacıyla kullanılmıştır. PSO algoritmasının tercih edilmesinin başlıca nedeni, algoritmanın sürekli değişkenli ve çoklu kısıt içeren mühendislik problemlerinde düşük hesaplama maliyetiyle etkili çözümler sunabilmesidir. Literatürde yaygın olarak kullanılan Genetik Algoritma (GA), Diferansiyel Evrim (DE) ve Karınca Kolonisi Optimizasyonu (ACO) gibi alternatif sezgisel algoritmalar da incelenmiş, ancak PSO'nun daha az parametreye ihtiyaç duyması, daha hızlı yakınsama sağlaması ve global minimuma yönelme başarısı bu çalışmanın ihtiyaçlarıyla daha uyumlu bulunmuştur. Özellikle LALE sınıfı İHA tasarımı gibi yüksek boyutlu ve doğrusal olmayan çözüm alanlarında, PSO algoritması geniş çapta başarıyla uygulanmaktadır [36, 38, 47]. Bu nedenle, bu çalışmada temel PSO algoritması tercih edilmiş ve performansı optimize edilen uygunluk fonksiyonu ile değerlendirilmiştir.

NCR18650B için Deşarj Oranı Karakteristikleri



NCR18650B için Şarj Karakteristikleri



Şekil 6. Panasonic NCR-18650B şarj ve deşarj karakteristikleri (Panasonic NCR-18650B charge and discharge characteristics)

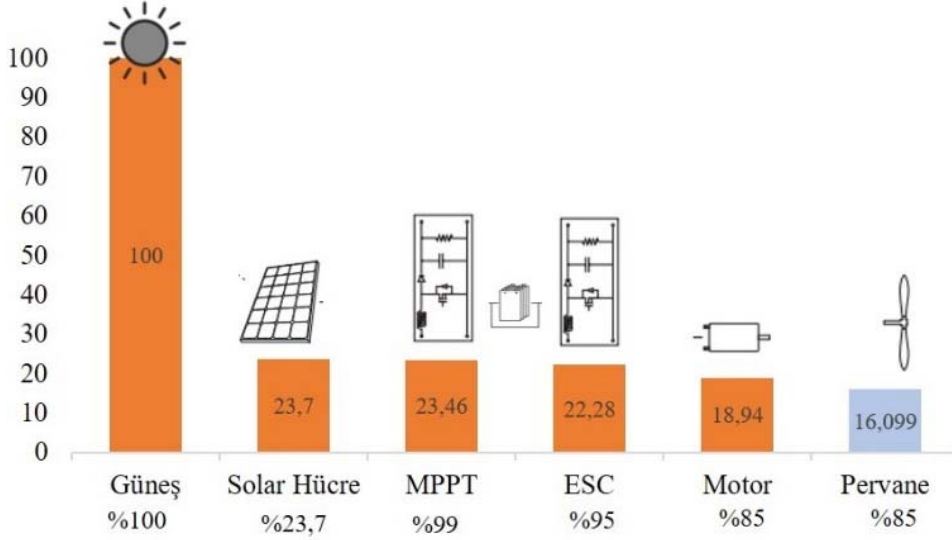
Tablo 3. Tasarım için gerekli sabitler ve değişkenler (Constants and variables required for design)

Sabit parametreler			
Parametre	Değer	Birim	Açıklama
C_L	0,92	-	Kanat profili taşıma katsayısı
c_d	0,0107	-	Kanat profili sürüklenme katsayısı
C_{Di}	0,0051	-	Parazit sürüklenme katsayısı
e	0,85	-	Oswald's verimlilik faktörü
I_T	950	W/m^2	Toplam güneş enerjisi
k_{bat}	240*3600	J/kg	Lityum Ion batarya enerji yoğunluğu
k_{enc}	0,49	kg/m^2	Kapsülleme verimi
k_{struct}	0,44/9,81	kg/m^3	Yapı kütle tahmin sabiti
k_{sc}	0,59	kg/m^2	Solar hücre yüzey yoğunluğu
m_{av}	850	kg	Aviyonik kütlesi
η_{bec}	0,65	-	BEC verimi
η_{sc}	0,237	-	Solar hücre verimi
η_{cbr}	0,97	-	Kanat profilinin şeklinden kaynaklı kayıplar
η_{chrg}	0,95	-	Batarya şarj verimi
η_{ESC}	0,95	-	ESC verimi
η_{dchrg}	1,03	-	Batarya deşarj verimi
η_{grb}	0,97	-	Dişli kutusu verimi
η_{mot}	0,85	-	Motor verimi
η_{mppt}	0,99	-	MPPT verimi
η_{prl}	0,85	-	Pervane verimi
P_{av}	1,5	W	Aviyonik için gerekli güç
x_1	3,1	-	Yapı kütle tahmin kanat açıklık üst sabiti
x_2	-0,25	-	Yapı kütle tahmin kanat AR üst sabiti
a	0,35	-	İklim ve bitki örtüsü için ampirik sabit
b	0,31	-	İklim ve bitki örtüsü için ampirik sabit
Göreve bağlı parametreler			
Parametre	Değer	Birim	Açıklama
m_{pld}	0	kg	Faydalı yük ağırlığı
η_{wthr}	0,7	-	Gökyüzü faktörü
P_{pld}	0,5	W	Faydalı yük tükettiği güç
ρ	1,111	kg/m^3	Hava yoğunluğu (1200m)
T_{day}	12,14*3600	sn	Gün uzunluğu
Hava aracı tasarım değişkenleri			
Parametre	Değer	Birim	Açıklama
V		-	Aspect ratio
b		m	Kanat açıklığı
m		kg	Toplam ağırlık
E_{bat}		Wh	Batarya kapasitesi

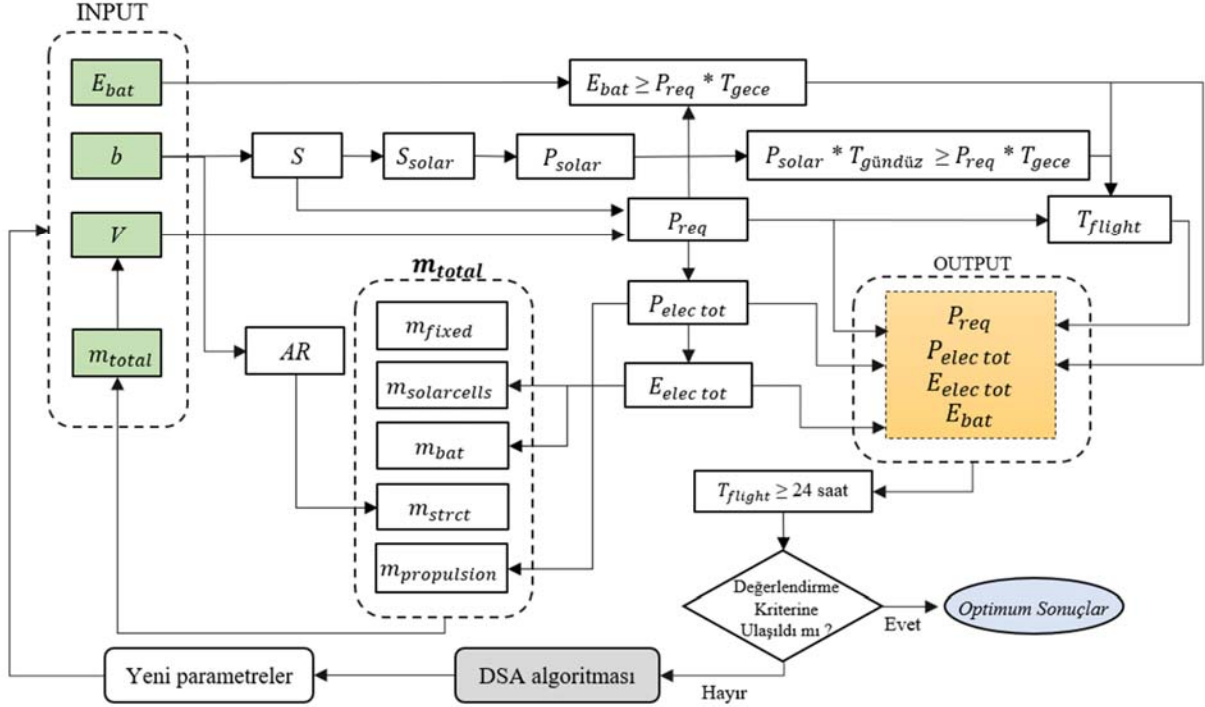
Bu çalışmada temel PSO algoritması tercih edilmiştir çünkü algoritmanın orijinal hali, düşük parametre sayısı ile daha sade ve yorumlanabilir bir çözüm yapısı sunmaktadır. Literatürde moment ağırlıklı (inertia weight), daraltma katsayılı (constriction coefficient) ve adaptif PSO gibi pek çok varyant geliştirilmiş olmasına rağmen, bu versiyonlar genellikle algoritmanın karmaşıklığını artırmakta ve parametre ayarlama sürecini uzatmaktadır. Bu çalışmanın temel amacı, uygulanabilir, tekrar üretilebilir ve mühendislik açısından sade bir optimizasyon yaklaşımı sunmaktır. Ayrıca, seçilen uygunluk

fonksiyonu ve ceza tabanlı kısıtlama mekanizması, temel PSO'nun stabil çalışmasına olanak sağlamıştır. Gelecekteki çalışmalarda, algoritmanın varyantlarıyla karşılaştırmalı analizler planlanmaktadır.

Optimizasyon değişkenleri olarak kanat açıklığı b , batarya kapasitesi (E_{bat}), seyir hızı (V) ve toplam kütle (m) seçilmiştir. Her parçacık, bu dört değişkenin bir kombinasyonunu temsil eden bir çözüm önerisi olarak değerlendirilmekte ve uygunluk fonksiyonuna göre puanlandırılmaktadır. Optimizasyon sürecinin temel amacı, uçuş



Şekil 7. Sistem bileşenleri verimlilik grafiği (System components efficiency chart)



Şekil 8. Optimizasyon Sürecinin Akış Diyagramı (Optimization Process Flowchart)

süresi (T_{flight}) ve enerji yönetimini en üst seviyeye çıkartacak parametreleri bulmaktır. Optimizasyon süreci, başlangıç popülasyonunun rastgele oluşturulmasıyla başlamakta, ardından her parçacığın uygunluk değeri hesaplanmaktadır. Uygunluk fonksiyonunun temel bileşenleri toplam enerji gereksinimi (P_{req}) gerekli elektrik gücü ($P_{elec tot}$), toplam enerji tüketimi ($E_{elec tot}$), uçuş süresi (T_{flight}) ve batarya kapasitesi (E_{bat}) olarak belirlenmiştir. PSO algoritması her iterasyonda parçacıkların hız ve konumlarını güncelleyerek optimum çözümü aramaktadır. Her parçacığın bireysel en iyi konumu ($pbest$) ile küresel en iyi konumu ($gbest$) dikkate alınarak hız ve konum güncellemeleri Eş. 20 ile gerçekleştirilmektedir.

$$v_i^{t+1} = wv_i^t + c_1r_1(pbest_i - x_i^t) + c_2r_2(gbest - x_i^t) \quad (20)$$

Konum güncelleme Eş. 21 ile gerçekleştirilmektedir [47].

$$x_i^{t+1} = x_i^t + v_i^{t+1} \quad (21)$$

Burada w atalet ağırlığını, c_1 ve c_2 bilişsel ve sosyal katsayıları, r_1 ve r_2 ise rastgele oluşturulan sayıları temsil etmektedir. Bu süreç, belirlenen maksimum iterasyon sayısına ulaşılan veya çözümde iyileşme gözlenmeye kadar devam etmektedir. Optimizasyon sonucunda, tasarım değişkenlerinin P_{req} , $P_{elec tot}$, $E_{elec tot}$, T_{flight} ve E_{bat} üzerindeki etkileri analiz edilmiştir.

- Kanat açıklığının artırılması, toplam taşıma kuvvetini ve solar panel yüzey alanını artırarak daha fazla enerji üretimi sağlayabilir, ancak kanat ağırlığını ve yapısal yükleri artırarak toplam kütleyi olumsuz etkilemektedir.
- Batarya kapasitesinin artırılması, gece boyunca depolanan enerjiyi artırarak uçuş süresini uzatabilir, ancak ağırlık artışına neden olacağı için enerji tüketimini artırmaktadır.
- Seyir hızının artırılması, hava aracının aerodinamik verimini artırarak optimum hızda enerji tüketimini dengeleyebilir, ancak fazla hız yüksek sürüklenme kuvvetine yol açarak enerji tüketimini artırmaktadır.
- Toplam kütlenin azaltılması, güç gereksinimini (P_{req}) düşürerek uçuş süresini artırabilir, ancak batarya kapasitesi ve taşıma kapasitesinde azalmaya yol açmaktadır.

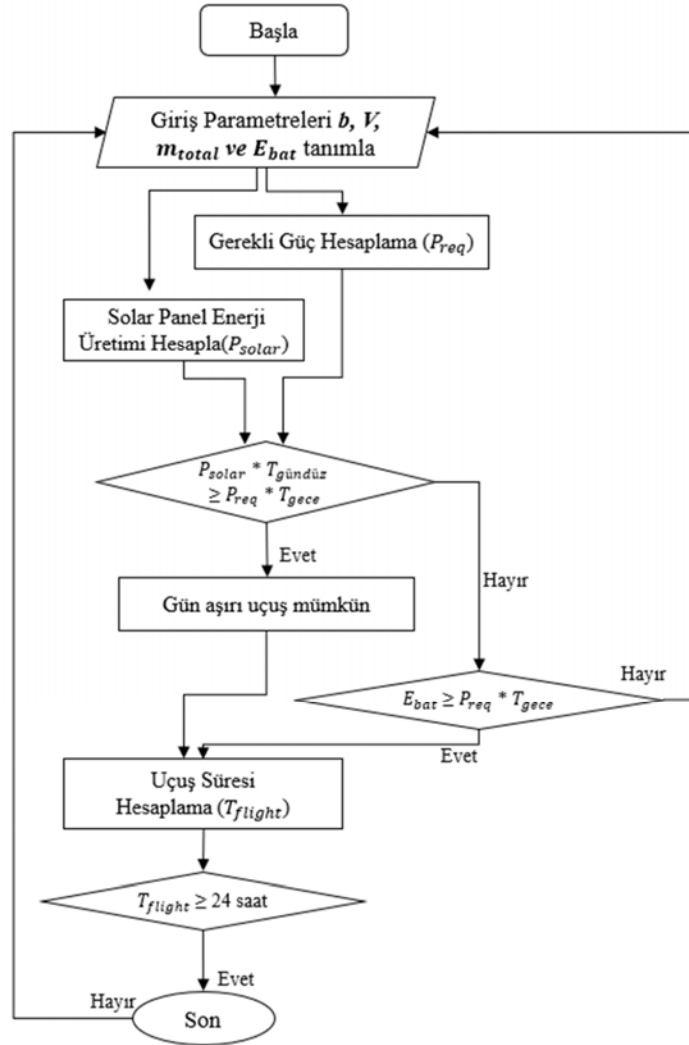
Bu bağlamda, PSO algoritması, uçuş süresini maksimize edecek en uygun parametre kombinasyonlarını belirleyerek optimum enerji yönetimini sağlamaktadır. PSO'nun en büyük avantajı daha önce belirtildiği gibi çözüm uzayında hızlı ve etkili bir şekilde optimum çözüme ulaşabilmesi, çoklu değişkenleri dikkate alarak küresel en iyi çözüme ulaşabilmesidir [48]. PSO algoritmasının güneş enerjili İHA tasarımına uygulanışı, kullanılan parametreler ve optimizasyon sürecine entegrasyonu Şekil 8'de detayları ile sunulmuştur.

4.2. Uygunluk Fonksiyonu (Fitness Function)

Optimizasyon sürecinde, uygunluk fonksiyonu (fitness function), parçacıkların çözüm uzayında ne kadar iyi performans gösterdiğini belirleyen bir ölçüttür. Bu çalışmada, temel amaç güneş enerjili İHA uçuş süresini (T_{flight}) maksimize etmektir. Bununla birlikte, P_{req} , $P_{elec\ tot}$, $E_{elec\ tot}$, T_{flight} ve E_{bat} gibi parametreler de optimize edilmesi gereken kritik değişkenlerdir. Uygunluk fonksiyonunun temel amacı, uçuş süresini artırırken batarya tüketimini ve enerji dengesini optimize eden en iyi tasarım parametrelerini belirlemektir. Optimizasyon sürecinde kullanılan uygunluk fonksiyonu Eş. 22'de tanımlanmaktadır.

$$F = w_1 \left(\frac{T_{flight}}{T_{target}} \right) - w_2 \left(\frac{E_{elec\ tot}}{E_{bat}} \right) - w_3 \left(\frac{P_{elec\ tot}}{P_{solar}} \right) \quad (22)$$

Eş. 22'de T_{target} Belirlenen minimum uçuş süresi hedefini (24 saat) temsil etmektedir. w_1, w_2, w_3 Optimizasyon ağırlıklarını temsil etmektedir. Eşitlik, uçuş süresini (T_{flight}) maksimize ederken, bataryanın hızla tükenmesini ($E_{elec\ tot}/E_{bat}$) ve elektrik güç dengesizliğini ($P_{elec\ tot}/P_{solar}$) minimize etmeye çalışmaktadır. PSO algoritmasının temel amacı, uçuş süresini maksimize eden parametreleri belirlemektir. Bu kapsamda, uçuş süresi 24 saatin



Şekil 9. Uygunluk fonksiyonunun akış diyagramı (Flowchart of fitness function)

altındaysa çözüm ceza fonksiyonu ile değerlendirilir. Enerji tüketimi açısından, toplam elektrik enerjisi ihtiyacı ($E_{elec\ tot}$) ile batarya kapasitesi (E_{bat}) karşılaştırılarak süreklilik sağlanır; batarya yetersizse çözüm geçersiz kabul edilir. Ayrıca, güneş paneli tarafından üretilen güç (P_{solar}), elektriksel güç tüketimini karşılamalıdır; aksi takdirde enerji dengesi bozulur ve uçuş süresi olumsuz etkilenir. Şekil 9'da gösterilen akış diyagramı, gün aşırı uçuş kabiliyeti için gerekli tasarım parametrelerini ve enerji yönetimi kriterlerini değerlendirme sürecini özetlemektedir. Bu süreçte, güneş panellerinin ürettiği enerji, günlük ve gece enerji tüketimi ile karşılaştırılarak bataryanın uçuş süresi üzerindeki etkisi hesaplanmaktadır. Optimizasyon algoritması, uçuş süresinin 24 saat veya daha uzun olmasını sağlamak için tasarım parametrelerini dinamik olarak güncellemektedir.

Optimizasyon sırasında, belirlenen tasarım kısıtlarını ihlal eden çözümlerin uygunluk değerleri düşürülmelidir. Bu amaçla Eş. 23 ceza fonksiyonları uygulanmaktadır.

$$Penalty = \max(0, 24 - T_{flight}) \times C_1 + \max(0, P_{elec\ tot} - P_{solar}) \times C_2 \quad (23)$$

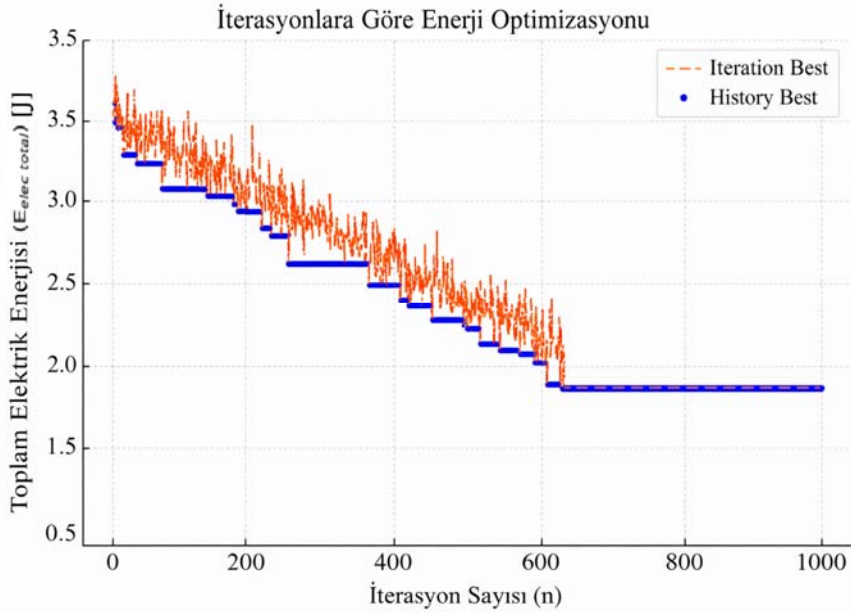
Burada C_1 ve C_2 ceza katsayılarıdır ve uçuş süresi 24 saatten az olduğunda veya enerji üretimi tüketimden düşük olduğunda çözüme negatif katkı eklenerek PSO algoritmasının bu çözümleri elenmesi sağlanır. Bu çalışmada kullanılan uygunluk fonksiyonu, uçuş süresi ile enerji tüketimi arasındaki karmaşık ilişkiyi dengeleyerek optimum tasarım parametrelerini belirlemek amacıyla oluşturulmuştur. Uygulanan PSO tabanlı optimizasyon metodu, bu çalışmada kullanılan özel kısıtlarla sınırlı olmayıp, farklı görev senaryoları ve fiziksel kısıtlar altında da etkin bir şekilde çalışabilecek biçimde yapılandırılmıştır. Örneğin, gece uçuş süresinin uzatılması, batarya kapasitesinin sabitlenmesi veya maksimum kütle sınırının düşürülmesi gibi farklı durumlar tanımlandığında algoritma benzer başarıyla optimum çözümlere ulaşabilmektedir. Bu çalışmada odak noktası, sürekli uçuş için enerji dengesinin sağlanması olduğundan kısıtlar buna göre yapılandırılmıştır. Ancak uygunluk fonksiyonuna entegre edilen ceza tabanlı değerlendirme sistemi, farklı kısıtlara

sahip senaryoların da aynı yapı altında modellenebilmesine olanak tanımaktadır. Gelecek çalışmalarda, alternatif uçuş görevleri veya faydalı yük değişkenleri gibi farklı senaryolar altında sistematik karşılaştırmalar planlanmaktadır.

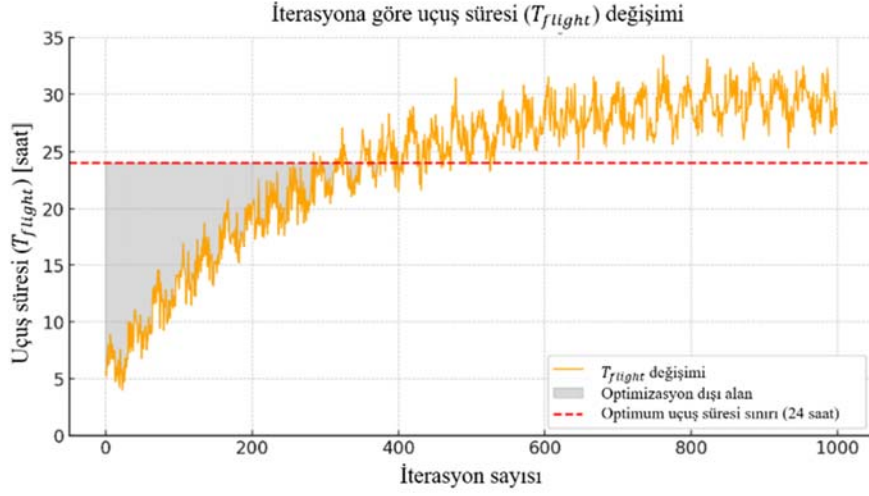
5. Sayısal Simülasyon ve Analizler (Numerical Simulation and Analysis)

Bu bölümde, hava aracının enerji tüketimini minimize etmek amacıyla gerçekleştirilen optimizasyon sürecinin sayısal simülasyon sonuçları detaylı olarak ele alınmaktadır. Optimizasyon süreci boyunca kanat açıklığı, uçuş hızı, kütle ve batarya kapasitesi gibi tasarım değişkenleri değerlendirilmiş ve en uygun parametrelerin belirlenmesi için PSO yöntemi uygulanmıştır. Simülasyonlardan elde edilen veriler, iterasyonlar boyunca enerji tüketimindeki iyileşmeyi, hız değişimlerini ve optimum uçuş parametrelerini görselleştirmek amacıyla grafikler halinde sunulmuştur. Optimizasyon sürecinde, her iterasyonda en düşük enerji tüketimini sağlayan çözümler belirlenerek güncellenir. Iteration Best eğrisi, her iterasyonda bulunan en iyi (en düşük) enerji değerini temsil eder ve optimizasyonun nasıl ilerlediğini gösterir. Ancak, bazı iterasyonlarda önceki değerlerden daha yüksek enerji tüketimi hesaplanabilir. Bu nedenle, History Best eğrisi, o ana kadar elde edilen en düşük enerji tüketimini kaydederek genel eğilimi daha net bir şekilde ortaya koyar. Şekil 10 incelendiğinde, başlangıçta yüksek enerji tüketimi değerleri görülmekte, iterasyonlar ilerledikçe ise 'Iteration Best' değerleri dalgalansa da 'History Best' eğrisi giderek daha düşük ve kararlı bir seviyeye ulaşmaktadır. Bu durum, algoritmanın başlangıçta farklı çözümler denerken zamanla daha iyi çözümler bulduğunu ve optimizasyon sürecinin başarılı bir yakınsamaya ulaştığını göstermektedir. Böylece enerji tüketiminin belirlenen minimum seviyeye yaklaştığı net biçimde gözlemlenebilmektedir.

Hava aracının uçuş süresinin optimizasyon sürecindeki değişimini gösteren Şekil 11, iterasyon ilerledikçe T_{flight} değerinin nasıl arttığını ve belirli bir noktada stabil hale geldiğini ortaya koymaktadır. Başlangıçta düşük olan uçuş süresi, optimizasyon algoritmasının



Şekil 10. Amaç fonksiyonunun yakınsama grafiği (Convergence plot of the objective function)



Şekil 11. İterasyona Göre Uçuş Süresinin Değişimi (Variation of flight duration over iterations)

çeşitli parametreleri iyileştirmesiyle birlikte hızla artmış ve yaklaşık 400. iterasyondan sonra 24 saatlik hedef uçuş süresine ulaşmıştır. Grafikte kırmızı kesik çizgi, optimum uçuş süresi sınırını (24 saat) temsil etmektedir. 674. iterasyondan itibaren sistem, 24 saatlik süreyi aşan çözümleri üretmiş ve uçuş süresi 25-30 saat aralığında dalgalanarak stabil hale gelmiştir. Bu durum, algoritmanın enerji tüketimini en aza indirerek uçuş süresini artırma konusunda başarılı olduğunu göstermektedir. Ayrıca, gri alan optimizasyon dışı bölgeyi temsil etmektedir, bu bölgedeki çözümler henüz 24 saatlik uçuş süresi hedefini sağlayamayan iterasyonları göstermektedir. İterasyon ilerledikçe bu bölge tamamen ortadan kalkmış ve sistem, sürekli olarak 24 saat ve üzeri uçuş süresine ulaşabilen çözümler üretmeye başlamıştır. Bu sonuçlar, batarya kapasitesi, kanat açıklığı ve hız gibi parametrelerin optimizasyonu sayesinde uzun süreli uçuşların mümkün hale geldiğini doğrulamaktadır.

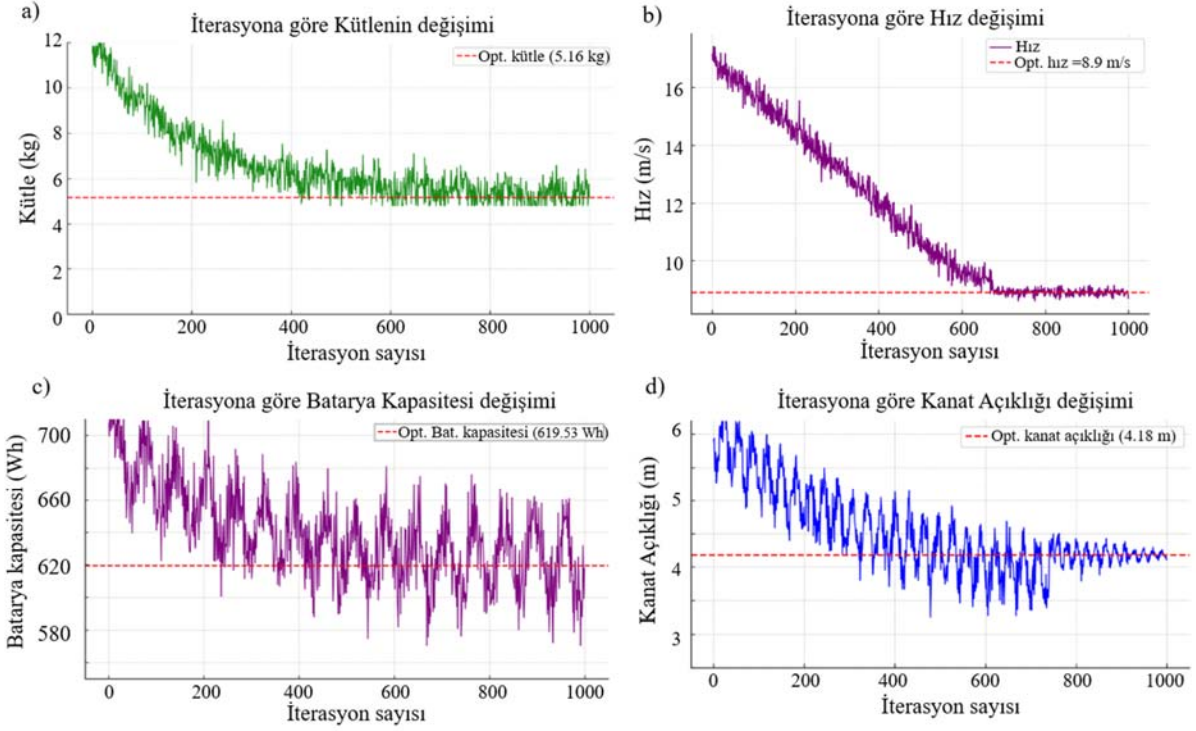
Hava aracının toplam kütesinin iterasyon ilerledikçe nasıl değiştiği Şekil 12 (a)'da verilmiştir. Optimizasyonun başlangıcında, kütle nispeten yüksek bir değere sahiptir; ancak, iterasyon süreci boyunca hafif yapıların tercih edilmesi ve aerodinamik tasarımın iyileştirilmesi sayesinde kütle azaltılmıştır. Algoritmanın ortasına kadar önemli ölçüde azalan kütle, bu noktadan sonra 5,16 kg civarında stabilize olmuştur. Bu sonuç, optimize edilen hava aracının hem yapısal bütünlüğünü koruyacak hem de enerji verimliliğini maksimize edecek bir kütle aralığında tasarlandığını göstermektedir. Optimizasyon sürecinde uçuş hızının değişimi Şekil 12 (b)'de sunulmaktadır. Başlangıçta hız 17 m/s olarak belirlenmiş ve iterasyon ilerledikçe sistem, minimum enerji tüketimi ile en verimli uçuş hızını belirlemek için hız değerlerini güncellemiştir. İterasyon sayısı arttıkça hız kademeli olarak azalmış ve yaklaşık 674. iterasyondan sonra 8,9 m/s civarında sabitlenmiştir. Bu durum, optimizasyon algoritmasının daha düşük enerji tüketimiyle sürdürülebilir uçuş sağlayan en uygun hız değerini başarıyla belirlediğini göstermektedir. Ayrıca, optimum hız bölgesinde küçük dalgalanmalar gözlemlenmiştir, bu da algoritmanın hassasiyetini ve farklı hız seçeneklerini değerlendirme sürecini yansıtmaktadır.

Batarya kapasitesinin optimizasyon sürecinde nasıl değiştiği Şekil 12 (c)'de gösterilmektedir. Optimizasyonun başlangıcında, daha uzun uçuş süresi sağlayacak yüksek kapasiteli batarya seçenekleri değerlendirilmiştir. Ancak, batarya kapasitesinin artması kütleyi de artırdığı için, optimum enerji tüketimi açısından en verimli kapasitenin belirlenmesi kritik bir süreç olmuştur. İterasyonlar ilerledikçe batarya kapasitesi 619,53 Wh civarında stabilize olmuş ve

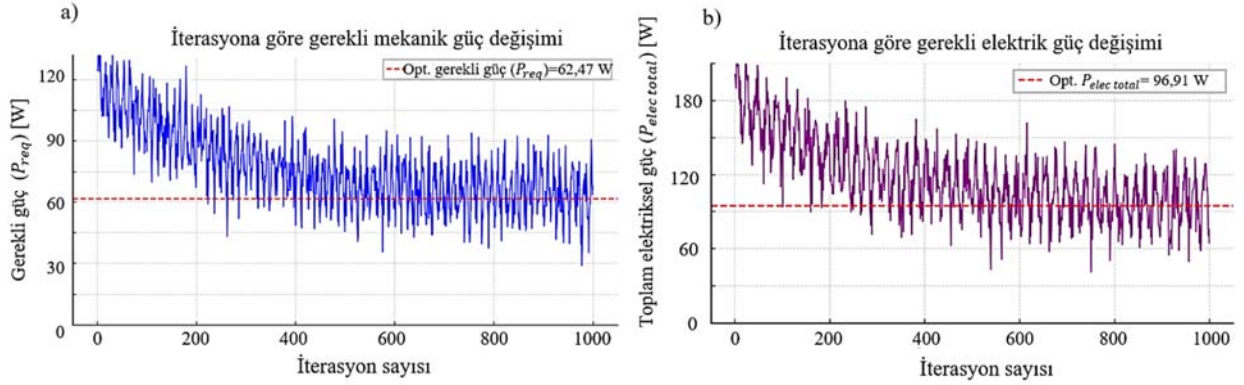
en uygun uçuş süresini sağlayan değer bulunmuştur. Bu sonuç yeterli enerji sağlayan ve hava aracının kütesini aşırı artırmayan dengeli bir batarya kapasitesi seçildiğini göstermektedir. Optimizasyon sürecinde kanat açıklığının değişimi Şekil 12 (d)'de gösterilmektedir. İlk iterasyonlarda kanat açıklığı geniş bir aralıkta değişim göstermiş ve farklı kanat açıklıklarının enerji tüketimine etkisi araştırılmıştır. İterasyon ilerledikçe, aerodinamik verimlilik ve enerji tüketimi açısından en uygun kanat açıklığı belirlenmiş ve sistem yaklaşık 4,18 metreye yakınsayarak stabil hale gelmiştir. Bu durum, optimizasyon algoritmasının en iyi taşıma-sürüklenme oranını sağlayan kanat açıklığını başarıyla belirlediğini ve gereksiz büyük kanat yüzeylerinden kaynaklanan ek sürüklemeyi minimize ettiğini göstermektedir.

Hava aracının uçuş süresini artırmak ve enerji tüketimini optimize etmek için gerçekleştirilen süreçte, P_{req} değerinin iterasyonlarla nasıl değiştiği Şekil 13 (a)'da gösterilmektedir. Optimizasyonun başlangıcında yüksek güç gereksinimleri gözlemlenirken, iterasyon ilerledikçe aerodinamik verimlilik artırılmış ve P_{req} giderek azalarak stabil bir noktaya ulaşmıştır. Özellikle algoritmanın ortalarına doğru güç tüketimi düşük dalgalanmalar göstererek belirli bir eşik değere yakınsamıştır. Bu durum, hava aracının optimum hız ve aerodinamik yapı ile minimum enerjiyle uçuş gerçekleştirebildiğini kanıtlamaktadır.

Optimizasyon sürecinde $P_{elec\ tot}$ değerinin nasıl değiştiği Şekil 13 (b)'de sunulmaktadır. Başlangıçta yüksek güç tüketimi gerektiren tasarımlar değerlendirilmiş, ancak iterasyon ilerledikçe motor verimi, pervane verimi ve güç aktarma sistemindeki kayıplar azaltılmıştır. Bu iyileştirmeler sonucunda, $P_{elec\ tot}$ değeri belirgin şekilde düşmüş ve belirli bir noktadan sonra kararlı hale gelmiştir. Optimum aerodinamik tasarımın sağlanması, hem sistemin güç ihtiyacını minimize etmiş hem de uzun süreli uçuşlar için enerji yönetimini daha verimli hale getirmiştir. İHA'nın toplam enerji tüketiminin ($E_{elec\ tot}$) optimizasyon sürecindeki değişimi Şekil 14'te gösterilmektedir. Başlangıçta yüksek enerji tüketimine sahip çözümler denenmiş, ancak iterasyon ilerledikçe güç tüketiminin azalması ve batarya verimliliğinin artırılmasıyla $E_{elec\ tot}$ düşürülmüştür. Yaklaşık 600. iterasyondan sonra enerji tüketimi stabil hale gelmiş ve belirli bir seviyede dalgalanmalar gözlemlenmiştir. Bu sonuç, hava aracının optimize edilmiş bir güç yönetimiyle enerji verimliliğini maksimum seviyeye çıkardığını ve uzun süreli uçuş için gerekli olan enerji ihtiyacının en aza indirildiğini göstermektedir.



Şekil 12. (a) İterasyona Göre Toplam Kütle Değişimi b) İterasyona Göre Seyir Hızının Optimizasyonu c) İterasyona Göre Batarya Kapasitesi Değişimi d) İterasyona Göre Kanat Açıklığının Değişimi (a) Variation of total mass over iterations b) Cruise speed optimization over iterations c) Battery capacity variation over iterations d) Variation of wingspan over iterations)



Şekil 13. (a) İterasyona Göre Gerekli Gücün Değişimi b) İterasyona Göre Toplam Elektriksel Gücün Değişimi (a) Variation of required power over iterations b) Variation of total electrical power over iterations)

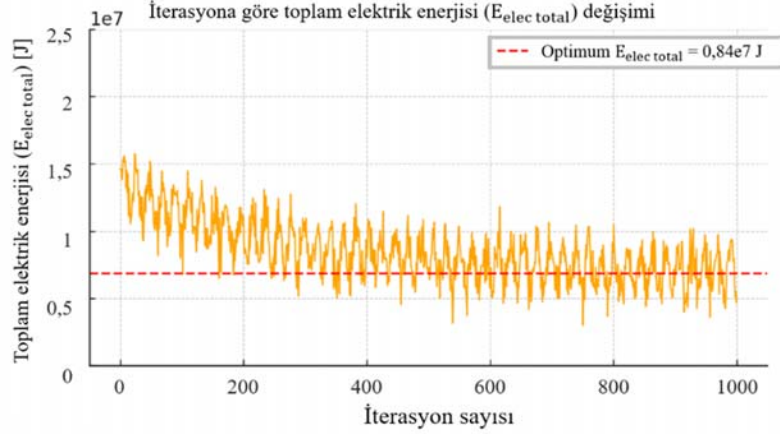
6. Sonuçlar ve Tartışmalar (Results and Discussions)

Bu çalışmada, uzun süreli uçuş yapabilen bir insansız hava aracının enerji tüketiminin optimize edilmesi amaçlanmıştır ve bu doğrultuda kanat açıklığı, hız, batarya kapasitesi ve toplam kütle gibi kritik tasarım değişkenleri değerlendirilmiştir. PSO yöntemi kullanılarak gerçekleştirilen sayısal simülasyonlar, enerji tüketimini minimize ederken uçuş süresini artırmaya yönelik en uygun tasarım parametrelerini belirlemiştir.

Tablo 4'te elde edilen sonuçlar, optimizasyon sürecinin hava aracının enerji yönetimi üzerinde doğrudan etkili olduğunu göstermektedir. Başlangıçta yüksek enerji tüketimine sahip olan tasarımlar, iterasyon ilerledikçe daha verimli hale gelmiş ve sistem belirli bir noktadan

sonra kararlı bir yapı kazanmıştır. Özellikle T_{flight} değerinin 24 saatlik uçuş süresini aşarak istikrarlı hale gelmesi, optimizasyon sürecinin başarılı olduğunu kanıtlamaktadır.

Optimum sonuçlara ulaşıldığında, gerekli güç tüketimi düşürülerek, toplam elektrik enerjisi tüketimi $E_{elec\ total}$ minimize edilmiş ve hava aracının daha az enerji harcayarak uzun süreli uçuş yapabilmesi sağlanmıştır. Bu iyileştirme, batarya kapasitesinin en verimli şekilde kullanılması ve hava aracının aerodinamik verimliliğinin artırılmasıyla mümkün olmuştur. Sonuç olarak, bu çalışma, enerji tüketimi ve uçuş süresi optimizasyonu açısından önemli bir yöntem sunmaktadır. Benzer sistemlerin tasarımında ve gelecekteki insansız hava araçları optimizasyon çalışmalarında bu yaklaşımın uygulanabilir ve genişletilebilir olduğu değerlendirilmektedir.



Şekil 14. İterasyona Göre Toplam Elektrik Enerjisinin Değişimi (Variation of total electrical energy over iterations)

Tablo 4. Optimum Sonuçlar (Optimum results)

Parametre	Açıklama	Optimum Sonuç
b	Kanat Açıklığı	4,18 m
V	Hava Hızı	8,9 m/s
m_{total}	Toplam Kütle	5,16 kg
E_{bat}	Batarya Kapasitesi	419,53 Wh
T_{flight}	Uçuş süresi	24+
P_{req}	Gerekli güç	62,47 W
$P_{elec total}$	Gerekli elektrik gücü	96,91 W
$E_{elec total}$	Gerekli Elektrik enerjisi	8.46 MJ

7. Sonuçlar (Conclusions)

Bu çalışmada, LALE sınıfı güneş enerjili elektrikli İHA için gerekli güç tüketimi en aza indirilmiş ve optimize edilmiş bir tasarım başarıyla elde edilmiştir. PSO algoritması sayesinde kanat açıklığı, kütle, hız ve batarya kapasitesi gibi temel parametreler etkin bir şekilde optimize edilmiş; sonuç olarak gereken güç değeri yalnızca 62,47 W'a düşürülmüştür. Elde edilen bu sonuç, literatürde benzer amaçlarla yapılmış çalışmalardan açık şekilde daha başarılıdır. Diğer çalışmalarda optimize edilen sistemlerin çoğu 110–220 W arasında mekanik güç tüketimiyle çalışmakta; dolayısıyla bu çalışmada yaklaşık %23 oranında daha düşük güç gereksinimi ile çok daha verimli bir yapı sunulmaktadır. Ayrıca, PSO algoritmasının hızlı yakınsama özelliği sayesinde çözüm süreci daha kısa sürede tamamlanmış ve yüksek doğrulukla optimum sonuçlara ulaşılmıştır. Yapılan karşılaştırmalı literatür incelemelerinde, genetik algoritmalar ve DSA temelli optimizasyon yöntemleriyle güç tüketiminin yaklaşık %17 oranında azaltılabildiği görülmektedir. Bu bulgular, LALE sınıfı güneş enerjili İHA tasarımlarında bu algoritmaların enerji verimliliği ve tasarım sürecinin hızlandırılması açısından önemli katkılar sunabileceğini ortaya koymaktadır.

Bu çalışmayı diğerlerinden ayıran en önemli unsurlardan biri de optimizasyonun Kayseri gibi güneşlenme süresi bakımından sınırlı bir bölgede gerçekleştirilmiş olmasıdır. Ayrıca, önerilen PSO tabanlı optimizasyon yaklaşımı yalnızca Kayseri özelinde geçerli değildir. Güneşlenme süresi, ışıma yoğunluğu ve gündüz/gece oranı gibi çevresel veriler, modele dışsal parametre olarak entegre edilebilmekte ve algoritma bu farklılıkları dikkate alarak yeni çözüm uzayında çalışabilmektedir. Ön incelemelerde, modelin Ankara ve Antalya gibi bölgeler için çalıştırılması durumunda batarya kapasitesi ve kanat açıklığı gibi tasarım çıktılarında bazı sapmalar görülse de sürekli uçuş koşullarının sağlandığı ve yöntemin genel geçerliliğini koruduğu

gözlemlenmiştir. Bu durum, çalışmanın sadece lokal bir çözümden ibaret olmadığını, farklı bölgelerde de uygulanabilir nitelikte olduğunu açıkça göstermektedir. Gelecekte yapılacak sistematik karşılaştırmalarla algoritmanın farklı güneş ışıma rejimleri altındaki performansı daha da ayrıntılı şekilde doğrulanabilecektir. Literatürdeki birçok çalışma, gün uzunluğu ve güneşlenme süresi açısından çok daha avantajlı coğrafyalarda yapılmıştır. Buna rağmen, bu çalışmada daha zorlayıcı çevresel koşullarda dahi daha düşük enerji ile daha uzun süreli uçuş imkânı sağlanarak literatürdeki yaklaşımların ötesine geçilmiştir. Sonuç olarak, bu çalışma; optimize edilmiş parametrelerle düşük güç tüketimi sağlayan, çevresel koşullara dayanıklı ve yüksek verimlilik sunan bir güneş enerjili İHA tasarımının başarıyla gerçekleştirildiğini ortaya koymaktadır. Elde edilen bu bulgular, gelecekte yapılacak gerçek uçuş testlerine ve daha ileri uygulamalara güçlü bir temel oluşturmaktadır.

Bu çalışmada kullanılan model, enerji yönetimi ve aerodinamik yapı açısından sadeleştirilmiş bir yapıya sahiptir. Ancak bu sadeleştirme, çözümün gerçeklikten tamamen kopmasına neden olmamaktadır. Örneğin, kullanılan itki sistemi verimlilikleri, batarya şarj-deşarj kayıpları, solar panel yönelme etkisi, atmosfer yoğunluğu gibi parametreler gerçeğe uygun aralıklarda modellenmiş ve literatürdeki deneysel verilerle örtüşen katsayılarla çalışılmıştır. Gerçek dünya uygulamasına geçildiğinde; rüzgâr etkisi, sıcaklık dalgalanmaları, bileşenler arası entegrasyon kayıpları gibi ilave faktörlerin uçuş süresi üzerinde etkili olabileceği öngörülmektedir. Bununla birlikte, mevcut modelin güçlü yönlerinden biri; MPPT sistemi, batarya karakteristikleri ve güneş ışıma verisinin Türkiye Meteoroloji verileri ile gerçek verilere dayalı olarak modellenmiş olmasıdır. Gelecekte yapılacak modelleme çalışmaları ve rüzgâr tüneli / uçuş testleri ile bu sonuçların geçerliliği daha somut olarak doğrulanabilecektir.

Teşekkür (Acknowledgement)

Bu çalışma, Erciyes Üniversitesi Bilimsel Araştırma Projeleri (BAP) Koordinasyon Birimi tarafından FDK-2024-13270 numaralı proje kapsamında desteklenmiştir.

Kaynaklar (References)

- Konar M., Kekeç ET., İnsansız Hava Araçlarının Uçuş Süresinin Termal Hava Akımları Kullanılarak Artırımı, *European Journal of Science and Technology*, 23 (3), 394-400, 2021.
- Altın C., Particle swarm optimization based ultra fast renewable energy source optimization tool design, *Journal of the Faculty of Engineering and Architecture of Gazi University*, 39 (4), 2289-2304, 2024.
- Konar, M., Hatipoğlu, S. A., Maximisation the autonomous flight performance of unmanned helicopter using BSO algorithm, *The Aeronautical Journal*, 128 (1329), 2656-2667, 2024.
- Gezer A., Turan O., Baklacioğlu T., Path planning based on unmanned aerial vehicle performance with segmented cellular genetic algorithm, *Journal of the Faculty of Engineering and Architecture of Gazi University*, 40 (1), 135-154, 2024.
- Karaburun, N. N., Hatipoğlu, S. A., Konar, M., Aircraft takeoff speed prediction with machine learning: parameter analysis and model development, *The Aeronautical Journal*, 129 (1336), 1534-1549, 2025.
- Altındaş A., Arıkan M., Erol S., Routing and payload planning of multi-base, heterogeneous fleet unmanned aerial vehicles to time-windowed missions, *Journal of the Faculty of Engineering and Architecture of Gazi University*, 40 (3), 1611-1624, 2025.
- Kekeç, E. T., Konar, M., Gencag, M. S., Yildirim Dalkiran, F., 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, 2025.
- Ayvaz E., Atay Y., Babaoğlu İ., Multi-Objective task planning for multi-UAVs based on constraint satisfaction problem, *Journal of the Faculty of Engineering and Architecture of Gazi University*, 40 (3), 1673-1688, 2025.
- El-Atab N., Mishra RB., Alshanbari R., Hussain MM. Solar Powered Small Unmanned Aerial Vehicles: A Review, *Energy Technology*, 9 (12), 108-111, 2021.
- Oettershagen, P., Melzer, A., Mantel, T., Rudin, K., Stastny, T., Wawrzacz, B., 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, 2018.
- De Carvalho Bertoli G., Pacheco GM., Adabo GJ., Extending flight endurance of electric unmanned aerial vehicles through photovoltaic system integration, 2015 International Conference on Renewable Energy Research and Applications, ICRERA 2015, Institute of Electrical and Electronics Engineers Inc, 89 (8), 143-147, 2015.
- Ahn H., Ahn J., Design and Analysis of a Solar-Power Mini-UAV for Extended Endurance at Low Altitude, *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*, 20 (3), 561-569, 2019.
- Sri KRB., Aneesh P., Bhanu K., Natarajan M., Design analysis of solar-powered unmanned aerial vehicle, *Journal of Aerospace Technology and Management* 22 (8), 397-407, 2016.
- Chu Y., Ho C., Lee Y., Li B., Development of a solar-powered unmanned aerial vehicle for extended flight endurance, *Drones*, 5 (2), 44, 2021.
- Zhao X., Zhou Z., Zhu X., Guo A., Design of a hand-launched solar-powered unmanned aerial vehicle (UAV) system for plateau, *Applied Sciences (Switzerland)* 29 (1), 1-26, 2020.
- Morton, S., D'Sa, R., Papanikolopoulos, N., Solar powered UAV: Design and experiments, In 2015 IEEE/RSJ international conference on intelligent robots and systems, Hamburg, Germany, IEEE, 2460-2466, 2-3 Ekim, 2015.
- Zhao A., Zou H., Jin H., Wen D., Structural design and verification of an innovative whole adaptive variable camber wing, *Aerosp Sci Technol*; (89)11-18, 2019.
- Shiau JK., Ma DM., Chiu CW., Shie JR., Optimal sizing and cruise speed determination for a solar-powered airplane, *J Aircr* 47 (5), 622-629, 2010.
- Lv H., Chen Y., Li S., Ahmad A., Bonilla Licea D., Aerodynamics, Stability and Control Analysis of Tactical Solar Power UAV, *IOP Conf Ser Mater Sci Eng* (886), 12-16. 2020.
- Murdoch S., Reynoso S., Design and Implementation of a MPPT circuit for a Solar UAV, *IEEE Latin America Transactions*; 11 (3), 108-111, 2013.
- Kim D., Kim T., Lee J., Park S., Autonomous Flight Control of a Low-Altitude, Long-Range Solar Powered UAV, 2022 International Conference on Unmanned Aircraft Systems, ICUAS 2022, Institute of Electrical and Electronics Engineers Inc.; 1324-32, 11-14 Ekim, 2022.
- Oettershagen P., Melzer A., Mantel T., Rudin K., Stastny T., Wawrzacz B., Design of small hand-launched solar-powered UAVs: From concept study to a multi-day world endurance record flight, *J Field Robot*, (34) 1352-1377, 2017.
- Klesh AT., Kabamba PT., Solar-powered aircraft: Energy-optimal path planning and perpetual endurance, *Journal of Guidance, Control, and Dynamics* (32) 1320-1329, 2009.
- Wu J., Wang H., Li N., Yao P., Huang Y., Yang H., Path planning for solar-powered UAV in urban environment, *Neurocomputing* (275), 2055-2065, 2018.
- Lee JS., Yu KH., Optimal Path Planning of Solar-Powered UAV Using Gravitational Potential Energy, *IEEE Trans Aerosp Electron Syst* (53), 1442-1451, 2017.
- Murzello RE., Nazarinia M., Hughes AJ., Solar powered unmanned aerial vehicle: a numerical approach in improving solar cell performance, *International Journal of Aerodynamics*, (7), 61-82, 2020.
- Panagiotou P., Tsavlidis I., Yakinthos K., Conceptual design of a hybrid solar MALE UAV, *Aerosp Sci Technol*, (53), 207-219, 2016.
- Alfalari A., Alaiwi Y., Investigation of the Effective Factors on Solar Powered Fixed-Wing UAV for Extended Flight Endurance, *ISMSIT 2022- 6th International Symposium on Multidisciplinary Studies and Innovative Technologies, Proceedings* (828-833), 9-13 Aralık, 2022.
- Leutenegger S., Jabas M., Siegwart RY., Solar airplane conceptual design and performance estimation: What size to choose and what endurance to expect, *Journal of Intelligent and Robotic Systems: Theory and Applications*, (61), 545-561, 2011.
- Bahrami Torabi H., Sadi M., Varjani AY., Solar Power System for experimental unmanned aerial vehicle (UAV); Design and fabrication, 2011 2nd Power Electronics, Drive Systems and Technologies Conference, PEDSTC 2011, 129-34, 15-18 Şubat, 2011.
- Türk I., Ozbek E., Ekici S., Karakoc TH., A conceptual design of a solar powered UAV and assessment for continental climate flight conditions, *Int J Green Energy* (19) 638-648, 2022.
- Oettershagen P., Melzer A., Mantel T., Rudin K., Stastny T., Wawrzacz B., Perpetual flight with a small solar-powered UAV: Flight results, performance analysis and model validation, *IEEE Aerospace Conference Proceedings* 2157-2170, 21 Haziran, 2016.
- Rajendran P., Smith H., Development of design methodology for a small solar-powered unmanned aerial vehicle, *International Journal of Aerospace Engineering*, 42 (3), 629-641, 2018.
- Yongjie Z., Yongqi Z., Kang C., Structural Design and Difficulties of Solar UAV, *IOP Conf Ser Mater Sci Eng*; 60 (8), 012-016. 2019.
- Hu Y., Yang Y., Ma X., Li S., Computational optimal launching control for balloon-borne solar-powered unmanned aerial vehicles in near-space, *Sci Prog*, 103 (3), 285-301, 2020.
- Li K., Wu Y., Bakar A., Wang S., Li Y., Wen D., Energy System Optimization and Simulation for Low-Altitude Solar-Powered Unmanned Aerial Vehicles, *Aerospace*, 9 (1), 331-354, 2022.
- Ravi P., Wang M., Scott MJ., Solar powered UAV charging strategy design by machine learning, *J Smart Environ Green Comput* 12 (4), 126-135, 2022.
- Bakar A., Ke L., Liu H., Xu Z., Wen D., Design of low altitude long endurance solar-powered UAV using genetic algorithm, *Aerospace* 8 (1), 114-124, 2021.
- Oettershagen P., Solar-Powered Unmanned Aerial Vehicles Design and Environment-Aware Navigation for Robust Low-Altitude Multi-Day Continuous Flight, *Doktora Tezi, Zürich Enstitüsü, Zürich*, 2018.
- Jashnani S., Nada TR., Ishfaq M., Khamker A., Shaholia P., Sizing and preliminary hardware testing of solar powered UAV, *The Egyptian Journal of Remote Sensing and Space Science* 16 (2), 189-198, 2013.
- Noth A., Design of Solar Powered Airplanes for Continuous Flight, *Doktora Tezi, Zürich Enstitüsü, Zürich*, 2008.
- da Silva JRC., Pacheco GM., An extended methodology for sizing solar unmanned aerial vehicles: Theory and development of a python framework for design assist, *Sensors* 21 (1), 658-670, 2021.

43. Fonrodona M., Escarré J., Villar F., Soler D., Asensi JM., Bertomeu J., PEN as substrate for new solar cell Technologies, *Solar Energy Materials and Solar Cells*, 89 (4), 37–47, 2005.
44. Ranabhat K., Patrikeev L., Revina AA evna., Andrianov K., Lapshinsky V., Sofronova E., An Introduction to Solar Cell Technology, *Journal of Applied Engineering Science*, 14 (1), 481–491, 2016.
45. Nitta N., Wu F., Lee JT., Yushin G., Li-ion battery materials: present and future, *Materials Today*, 18 (1), 252–264, 2015.
46. Chombo PV., Laoonual Y., A review of safety strategies of Li-ion Battery, *J Power Sources*, 478 (2), 286-249, 2020.
47. Wang D., Tan D., Liu L., Particle swarm optimization algorithm: an overview, *Soft Comput*, 22, 387–408, 2018.
48. Ebbesen S., Kiwitez P., Guzzella L., A generic particle swarm optimization Matlab function, *Proceedings of the American Control Conference*, 22 (6), 1519–1524, 2012.