

T.C.
GEBZE TEKNİK ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

BİR İHA’NIN ÜST SEZGİSEL ALGORİTMALARLA ENERJİ
YÖNETİMİ VE ENİYİLEMESİ

HASAN ÇINAR
DOKTORA TEZİ
MAKİNE MÜHENDİSLİĞİ ANABİLİM DALI

GEBZE
2022

T.C.
GEBZE TEKNİK ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

BİR İHA’NIN ÜST SEZGİSEL
ALGORİTMALARLA ENERJİ YÖNETİMİ
VE ENİYİLEMESİ

HASAN ÇINAR
DOKTORA TEZİ
MAKİNE MÜHENDİSLİĞİ ANABİLİM DALI

DANIŞMANI
PROF. DR. İLYAS KANDEMİR

GEBZE
2022

T.R.
GEBZE TECHNICAL UNIVERSITY
GRADUATE SCHOOL OF NATURAL AND APPLIED SCIENCES

**ENERGY MANAGEMENT AND
OPTIMIZATION BASED ON META-
HEURISTIC ALGORITHMS FOR A UAV**

HASAN ÇINAR
**A THESIS SUBMITTED FOR THE DEGREE OF
DOCTOR OF PHILOSOPHY**
DEPARTMENT OF MECHANICAL ENGINEERING

THESIS SUPERVISOR
PROF. DR. İLYAS KANDEMİR

GEBZE
2022



DOKTORA JÜRİ ONAY FORMU

GTÜ Fen Bilimleri Enstitüsü Yönetim Kurulu'nun 16/12/2021 tarih ve 2021/59 sayılı kararıyla oluşturulan jüri tarafından 04/01/2022 tarihinde tez savunma sınavı yapılan Hasan ÇINAR'ın tez çalışması Makine Mühendisliği Anabilim Dalında DOKTORA tezi olarak kabul edilmiştir.

JÜRİ

ÜYE

(TEZ DANIŞMANI) : Prof. Dr. İlyas KANDEMİR

ÜYE

: Prof. Dr. Osman Saim DİNÇ

ÜYE

: Prof. Dr. Nuriye Leman Okşan ÇETİNER YILDIRIM

ÜYE

: Prof. Dr. Kadri Süleyman YİĞİT

ÜYE

: Dr. Öğr. Üyesi Sedat TOKGÖZ

ONAY

Gebze Teknik Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Yönetim Kurulu'nun
...../...../..... tarih ve/..... sayılı kararı.

İMZA/MÜHÜR

ÖZET

Bu tez çalışmasında öncelikle küçük tipteki insansız hava araçları (İHA) için fosil yakıtlara bağlı motorların (pistonlu veya türbinli) yerine alternatif olarak kullanılabilecek batarya, yakıt hücresi, süperkapasitör ve güneş hücresi gibi enerji elemanları ve bunların İHA'lar bakımından performansları incelenerek literatür araştırması yürütülmüştür. Ayrıca bu enerji bileşenlerinin oluşturduğu hibrit sistemlerin enerji yönetimi ve bunlar üzerine yapılan çalışmalar karşılaştırmalı olarak literatür araştırmasında ele alınmıştır.

Bu çalışmada küçük tipteki İHA'larda kullanılmak üzere yakıt hücresi ve bataryadan oluşan hibrit itki sisteminin kavramsal tasarımı ve boyutlandırılması için enerji tüketim odaklı optimizasyon çalışmaları yürütülmüştür. Bu hibrit itki sistemi ve İHA'nın boyutlandırılması, İHA'nın maksimum uçuş aşamasındaki enerji tüketiminin minimizasyonu esas alınıp üst sezgisel optimizasyon algoritmaları kullanılarak yapılmıştır. Boyutlandırma için oluşturulan çok değişkenli doğrusal olmayan kısıtlara sahip optimizasyon probleminin çözümünde üst sezgisel algoritmaların klasik optimizasyon yöntemine göre daha makul sonuçlar verdiği gözlenmiştir. Çalışma sonucunda İHA için kanat yükleme, en-boy oranı, uçuş hızı, yakıt hücresi gücü, batarya gücü ve İHA'nın ağırlık oranları belirlenmiştir.

Yakıt hücresi, batarya ve süperkapasitörden oluşan üçlü hibrit sistemde güç akışını kontrol etmek amacıyla üst sezgisel algoritmalara dayalı optimizasyon temelli enerji yönetimi ve kontrolü çalışmaları yürütülmüştür. Bu çalışmalarda uygulanan üst sezgisel algoritmalar içinde hidrojen tüketimi ve hesaplama süresi bakımından en makul sonucu sinüs kosinüs algoritması (SCA) sağlamıştır. Ayrıca bu çalışmada uygulanan üst sezgisel algoritmalara dayalı optimizasyon temelli enerji yönetim tekniğinin hidrojen tüketimi bakımından bazı kural temelli enerji yönetim tekniklerinden daha iyi sonuçlar verdiği gözlenmiştir.

Anahtar Kelimeler: İHA, Yakıt Hücresi, Optimizasyon ve Kontrol, Üst Sezgisel Algoritmalar, Enerji Yönetimi ve Kontrolü.

SUMMARY

In this thesis, firstly, for small-type unmanned aerial vehicles (UAV), energy components such as batteries, fuel cells, supercapacitors, and solar cells that can be used as alternatives to fossil fuel-based engines (piston or turbine) and their performance in terms of UAVs are examined in the literature section. In addition, the energy management of hybrid systems formed by these energy components and the studies on them are discussed comparatively in the literature review.

In this study, energy consumption-based optimization studies are carried out for the conceptual design and sizing of the hybrid propulsion system consisting of fuel cells and batteries for use in small-type UAVs. The sizing of this hybrid propulsion system and the UAV, by using meta-heuristic optimization algorithms has been conducted based on the minimization of the energy consumption of the UAV at the endurance flight stage. In solving the multi-variable optimization problem with nonlinear constraints created for sizing, it has been observed that meta-heuristic algorithms provide more reasonable results than the classical optimization method. As a result of the study, wing loading, aspect ratio, flight speed, fuel cell power, battery power, and weight ratios of the UAV are determined.

The optimization-based energy management and control studies based on meta-heuristic algorithms are carried out to control the power flow in the triple hybrid system consisting of the fuel cell, battery, and supercapacitor. Among the metaheuristic algorithms applied in this study, the sine cosine algorithm (SCA) provides the most reasonable result in terms of hydrogen consumption and computation time. In addition, it has been observed that the optimization-based energy management technique based on meta-heuristic algorithms applied in this study provides better results in terms of hydrogen consumption than some rule-based energy management techniques.

Key Words: UAV, Fuel Cell, Optimization ve Control, Meta-heuristic Algorithms, Energy Management and Control.

TEŞEKKÜR

Başta, bilgi ve tecrübesi ile bu tez konusunun oluşmasının yolunu açan ve değerli katkılarıyla beni yönlendiren danışmanım Prof. Dr. İlyas KANDEMİR'e,

Tez izleme komitesinde bulunan ve değerli görüşlerini bildirerek çalışmalarına yön veren Prof. Dr. Osman Saim DİNÇ ve Dr. Öğr. Üyesi Sedat TOKGÖZ'e,

ve doktora çalışmalarım süresince büyük sabır ve fedakârlık gösteren aileme en içten teşekkürlerimi sunarım.

İÇİNDEKİLER

	<u>Sayfa</u>
ÖZET	v
SUMMARY	vi
TEŞEKKÜR	vii
İÇİNDEKİLER	viii
SİMGELER ve KISALTMALAR DİZİNİ	xi
ŞEKİLLER DİZİNİ	xiii
TABLOLAR DİZİNİ	xix
1. GİRİŞ	1
1.1. Tezin Amacı, Katkısı ve İçeriği	2
2. İNSANSIZ HAVA ARAÇLARI	4
2.1. İHA'ların Sınıflandırılması	4
2.2. İHA'ların Mekanik-Elektriksel Bileşenleri ve Kullanım Alanları	6
2.2.1. İHA'ların Mekanik ve Elektriksel Bileşenleri	6
2.2.2. İHA'ların Kullanım Alanları	7
2.3. İHA'lar için Enerji Sağlayıcıları	8
2.3.1. Bataryalar	12
2.3.2. Yakıt Hücreleri	15
2.3.3. Süperkapasitörler	21
2.3.4. Güneş Hücreleri	23
2.4. İHA'da Hibrit Topoloji Mimarileri	27
2.4.1. İçten Yanmalı Motora Sahip Hibrit Sistemler	28
2.4.2. Tamamen Elektrikli Hibrit Sistemler	30
2.4.3. Birden Çok Elektrik Motorlu Hibrit Sistemler	32
3. İHA'LARDA HİBRİT ELEKTRİKLİ İTKİ SİSTEMLERİNİN ENERJİ YÖNETİMİ VE KONTROLÜ ÜZERİNE YAKLAŞIMLAR	36
4. İHA'LARDA ENERJİ YÖNETİMİ ÜZERİNE LİTERATÜR ARAŞTIRMASI	39
4.1. Pasif ve Kural Temelli Çalışmalar	40
4.2. Optimizasyon Temelli Çalışmalar	45

4.3. Öğrenme Temelli Çalışmalar	48
4.4. Patent Çalışmaları	49
5. HİBRİT ELEKTRİKLİ İHA’NIN GÖREV GEREKSİNİMLERİ, KAVRAMSAL TASARIMI ve BOYUTLANDIRILMASI	50
5.1. Hibrit İtki Sistemine Sahip İHA’nın Kavramsal Tasarımı	53
5.1.1. Görev Profili ve Performans Gereklilikleri	53
5.1.2. Kısıtlı Optimizasyon Probleminin Formülasyonu ve İHA Bileşenlerinin Boyutlandırılması	56
5.1.3. İHA’nın Ağırlık Analizi	60
5.2. Kavramsal Tasarım Çalışmalarında Kullanılan Üst Sezgisel Algoritmalar	61
5.2.1. Yapay Arı Kolonisi Algoritması	62
5.2.2. Genetik Algoritma	63
5.2.3. Parçacık Sürü Optimizasyon Algoritması	65
5.3. Simülasyon Sonuçları ve Tartışma	66
6. ÜST SEZGİSEL ALGORİTMALARA DAYALI ENERJİ YÖNETİMİ ve SİMÜLASYON SONUÇLARI	77
6.1. Enerji Yönetiminin Uygulandığı Sistemin Yapısı ve Bileşenlerinin Modeli	79
6.1.1. Hibrit Sistem Yapısı ve Problemin Oluşturulması	80
6.1.2. Batarya Modeli	83
6.1.3. Süperkapasitör Modeli	84
6.1.4. Yakıt Hücresi Modeli	86
6.2. Enerji Yönetiminde Kullanılan Üst sezgisel Algoritmalar	88
6.2.1. Karınca Aslanı Optimizasyon Algoritması	88
6.2.2. Sinüs Kosinüs Algoritması	92
6.2.3. Güve Alevi Optimizasyon Algoritması	93
6.3. Simülasyon Çalışmalarının Sonuçları	95
7. SONUÇLAR ve ÖNERİLER	104
7.1. Çalışma Sonuçları	104
7.2. Olası Çalışma Konuları	107
KAYNAKLAR	109

ÖZGEÇMİŞ

125

EKLER

126

SİMGELER ve KISALTMALAR DİZİNİ

<u>Simgeler ve</u>	<u>Açıklamalar</u>
<u>Kısaltmalar</u>	
A	: Ekspansiyonel voltaj (V)
A_{SC}	: Yüzey alanı (m^2)
A_i	: Elektrot ve elektrolit arasındaki serbest yüzey alanı (m^2)
A_s	: Tafel eğimi
AR	: En-boy oranı (-)
a	: Eğri uydurma parametresi (-)
$a_{1/2}$	: $\frac{1}{2}$ diyotu için parametre (-)
B	: Ekspansiyonel kapasite (A/h)
β_0	: Sıcaklık katsayısı (C^{-1})
C_f	: Düz-plaka yüzey sürtünme katsayısı (-)
C	: Süperkapasitör kapasitansı (F)
c	: Molar konsantrasyon ($mol\ m^{-3}$)
C_L	: Taşıma katsayısı (-)
C_H	: <i>Helmholtz</i> kapasitansı (F)
$C_{L,mak}$	: Maksimum taşıma katsayısı (-)
$C_{D,0}$	: Sıfır-taşıma sürüklenme katsayısı (-)
C_D	: Toplam sürüklenme katsayısı (-)
C_r	: Süperkapasitör kapasitansı (F)
C_{GC}	: <i>Gouy-Chapman</i> kapasitansı (F)
d	: <i>Helmholtz</i> tabaka uzunluğu (m)
d	: İki katman arasındaki boşluk (m)
D_{to}	: Minimum kalkış mesafesi (m)
E_{SC}	: Depo edilen enerji (Joule)
E_u	: Kullanılabilir enerji (Joule)
ED_h	: Yakıt hücresi enerji yoğunluğu ($Wh\ kg^{-1}$)
ED_b	: Batarya enerji yoğunluğunu ($Wh\ kg^{-1}$)
E_n	: Termodinamik voltaj (V)
E	: Hücre voltajı (V)
E_{OC}	: Açık çevrim voltajı (V)

e	: Oswald verim faktörü (-)
ε	: Elektronik malzemenin geçirgenliği (F/m)
ε_r	: İki katman arasındaki yalıtkanlık sabiti (-)
ε_0	: Serbest hacimdeki yalıtkanlık sabiti (-)
ε_0	: Serbest hacmin geçirgenliği (F/m)
e_{gap}	: Malzeme bant aralığı (eV)
α	: Şarj transfer katsayısı
F	: Faraday sabiti (Coulombs/elektron mol)
G	: Gibbs serbest enerjisi (kJ mol ⁻¹)
G_T	: Güneş radyasyonu (W m ⁻²)
g	: Yerçekimi ivmesi (m s ⁻²)
H	: Reaksiyon entalpisi (kJ mol ⁻¹)
i_{fc}	: Hücre akımı (A)
i_t	: Gerçek batarya akımı (A)
I	: Operasyon akımı (A)
I_{sh}	: Şönt akımı (A)
I_L	: Işık akımı (A)
I_0	: Diyot doyma akımı (A)
J	: Amaç fonksiyonu (-)
k_0	: Işık akım parametresi (A W ⁻¹ m ²)
k_B	: Boltzman sabiti (J K ⁻¹)
$k_{1/2}$	: ½ diyotu için parametre (-)
K_u	: Gerilim altında kalma sabiti (-)
K_c	: Voltaj sabiti (-)
k_{to}	: Kalkış katsayısı (-)
l	: Uzunluk (m)
lpm	: Litre/dakika (liter per minute)
M	: Mach sayısı (-)
N_e	: Elektrot katman sayısı (-)
n	: Hidrojen başına elektron sayısı (-)
p_{H_2}	: Hidrojen kısmi basıncı (Pa)
$p_{O_2}^{0.5}$	: Oksijen kısmi basıncı (Pa)
p_{H_2O}	: Su kısmi basıncı (Pa)

P_{EM}	: Elektrik motor gücü (W)
P_{IC}	: İçten yanmalı motor gücü (W)
P_B	: Batarya gücü (W)
P_{FC}	: Yakıt hücresi gücü (W)
P_{SC}	: Güneş hücresi gücü (W)
P_S	: Süperkapasitör gücü (W)
P_{cr}	: Seyir aşaması gücü (W)
P_D	: Talep gücü (W)
P_{req}	: Gerekli güç (W)
P_{end}	: Maksimum uçuş aşaması gücü (W)
P_{vmak}	: Maksimum hız aşaması gücü (W)
P_{to}	: Kalkış aşaması gücü (W)
P_{cl}	: Tırmanış aşaması gücü (W)
P_{bat}^{min}	: En düşük batarya şarj durumu (%)
P_{O_2}	: Oksijen kısmi basıncı (atm)
$P_{yakıt}$	: Yakıt basıncı (atm)
P_{bat}^{mak}	: En yüksek batarya şarj durumu (%)
P_{hava}	: Hava basıncı (atm)
Q	: Maksimum batarya kapasitesi (Ah)
Q_c	: Hücrenin elektrik şarjı (C)
R	: <i>Reynolds</i> sayısı (-)
R_S	: Seri direnç (Ohm)
R_{Sh}	: Şönt direnci (Ohm)
RC	: Tırmanma oranı ($m s^{-1}$)
R	: İdeal gaz sabiti (J/mol K)
S_{amin}	: <i>Stall</i> hızı ve <i>endurance</i> hızı arasındaki en düşük fark ($m s^{-1}$)
S	: Entropi (kJ/K mol)
S	: <i>Stall</i> hızı ve maksimum uçuş aşaması hızı arasındaki fark ($m s^{-1}$)
SOC^{min}	: En düşük batarya şarj durumu (%)
SOC	: Batarya şarj durumu (%)
SOC^{mak}	: En yüksek batarya şarj durumu (%)
T_c	: Hücre sıcaklığı (K)
T	: Çalışma sıcaklığı (K)

Δt	: Zaman aralığı (s)
t_{to}	: Kalkış aşaması süresi (s)
t_{cl}	: Tırmanış aşaması süresi (s)
t_{cr}	: Seyir aşaması süresi (s)
t_{end}	: Maksimum uçuş aşaması süresi (s)
t_{vmak}	: Maksimum hız aşaması süresi (s)
Uf_{H_2}	: Hidrojen tüketimi
U	: Operasyon voltajı (V)
Uf_{O_2}	: Oksijen tüketimi
ΔV_{act}	: Aktivasyon voltaj kaybı (V)
ΔV_{ohmic}	: <i>Ohmic</i> voltaj kaybı (V)
ΔV_{con}	: Konsantrasyon voltaj kaybı (V)
V_c	: Voltaj (V)
V_{end}	: Maksimum uçuş aşaması hızı ($m s^{-1}$)
V_{cr}	: Seyir hızı ($m s^{-1}$)
V_{stall}	: <i>Stall</i> hızı ($m s^{-1}$)
V	: Hız (m/s)
ΔV	: Voltaj farkı (V)
V_{dc}^{min}	: Bara voltajının en düşük değeri (V)
V_{dc}	: Bara voltajı (V)
V_{dc}^{mak}	: Bara voltajının en yüksek değeri (V)
$V_{yakıt}$	: Yakıt debisi ($L dak^{-1}$)
V_{hava}	: Hava debisi ($L dak^{-1}$)
W_{el}	: Elektrik işi (kJ)
W	: İHA ağırlığı (N)
WL	: Kanat yüklemesi ($N m^{-2}$)
$W_{toplamlam}$	: Toplam İHA ağırlığı (N)
W_{af}	: İHA'nın boş ağırlığı (N)
W_{hss}	: Hidrojen depolama biriminin ağırlığı (N)
W_{fc}	: Yakıt hücresinin ağırlığı (N)
W_b	: Batarya ağırlığı (N)
W_{pl}	: İHA'nın faydalı yük ağırlığı (N)
W_{av}	: Aviyonik sistem ağırlığı (N)

x	: Yakıttaki hidrojen oranı (%)
y	: Havadaki oksijen oranı (%)
ρ	: Hava yoğunluğu (kg/m^3)
Alt Simgeler	
av	: Aviyonik
act	: Aktivasyon
bat ve B	: Batarya
con	: Konsantrasyon
cr	: Seyir uçuşu (cruise)
cl	: Tırmanış uçuşu (climbing)
chg	: Şarj
$dischg$	: Deşarj
D	: Sürükleme (drag)
$D, 0$	: Sıfır-taşıma (zero-lift)
D	: Talep (demand)
dc	: Doğru akım
el	: Elektrik
end	: Maksimum uçuş aşaması (endurance)
EM	: Elektrik motoru
FC	: Yakıt hücresi (fuel cell)
H_2	: Hidrojen
hss	: Hidrojen depolama sistemi
ICE	: İçten yanmalı motor (internal combustion engine)
L	: Taşıma (lift)
L, mak	: Maksimum taşıma (maximum lift)
min	: Minimum
mak	: Maksimum
O_2	: Oksijen
pl	: Faydalı yük
req	: Gerekli (required)
ref	: Referans
S	: Seri
Sh	: Şönt
SC	: Güneş hücresi

<i>S</i>	: Süperkapasitör
<i>to</i>	: Kalkış (take-off)
<i>v_{mak}</i>	: Maksimum hız
$1/2$	: ½ diyotu
ABC	: Yapay arı kolonisi (artificial bee colony)
AR	: En boy oranı (aspect ratio)
B	: Batarya (battery)
bkz.	: Bakınız
BLDC	: Fırçasız doğru akım motoru (brushless DC motor)
CA	: Kır kurdu algoritması (coyote algorithm)
CSA	: Guguk kuşu arama algoritması (cuckoo search algorithm)
CTC	: Kısıtlı termostat kontrol (constraint thermostat control)
DC	: Doğru akım (direct current)
DMFC	: Doğrudan metanol yakıt hücresi (direct methanol fuel cell)
DA	: Yusufçuk algoritması (drangonfly algorithm)
ECMS	: Enerji tüketim minimizasyon stratejisi (energy consumption minimization strategy)
EEMS	: Harici enerji maksimizasyon stratejisi (external energy maximization strategy)
ESC	: Elektronik hız kontrolcüsü (electronic speed control)
EYS	: Enerji yönetim sistemi
FC	: Yakıt hücresi (fuel cell)
FSM	: Bulanık durum makinesi (fuzzy state machine)
<i>fmincon</i>	: Doğrusal olmayan kısıtlara sahip çok değişkenli fonksiyonun minimum değerini bulma (find minimum of constrained nonlinear multivariable function)
GA	: Genetik algoritma (genetic algorithm)
GOA	: Çekirge optimizasyon algoritması (grasshopper optimization algorithm)
GWA	: Gri kurt algoritması (grey wolf algorithm)
HAD	: Hesaplamalı akışkanlar dinamiği
HB	: Bal arısı (honey bee)
HWIL	: Döngüdeki donanım simülasyonu (hardware in the loop)

HALE	: Yüksek irtifa uzun menzil (high altitude long endurance)
İHA	: İnsansız hava aracı
ICE	: İçten yanmalı motor (internal combustion engine)
MPPT	: Maksimum güç noktası takibi (maximum power point tracking)
MALE	: Orta irtifa uzun menzil (medium altitude long endurance)
MBA	: Mayın patlaması algoritması (mine-blast algorithm)
MFO	: Güve-alevi optimizasyonu (moth-flame optimization)
MVO	: Çoklu evren optimizasyonu (multi-verse optimizer)
örn.	: Örnek
PEMFC	: Proton değişim membranlı yakıt hücresi (proton-exchange membrane fuel cell)
PSO	: Parçacık sürü optimizasyonu (particle swarm optimization)
SOFC	: Katı oksit yakıt hücresi (solid oxide fuel cell)
SFO	: Ayçiçeği optimizasyonu (sunflower optimizer)
SSA	: Salp sürü algoritması (salp swarm algorithm)
SCA	: Sinüs kosinüs algoritması (sine cosine algorithm)
SC	: Güneş hücresi (solar cell)
SOC	: Batarya şarj durumu (state of charge)
SOH	: Batarya ömrü (state of health)
S	: Süperkapasitör (supercapacitor)
VTOL	: Dikey kalkış ve iniş (vertical take-off and landing)
WL	: Kanat yüklemesi (wing loading)
WOA	: Balina optimizasyon algoritması (whale optimization algorithm)

ŞEKİLLER DİZİNİ

<u>Sekil No:</u>	<u>Sayfa</u>
1.1: Bir İHA için örnek hibrit itki sistemi ve enerji yönetiminin yapısı.	2
2.1: İHA'ların kanat yapısına göre sınıflandırılması.	5
2.2: Çeşitli sınıflardaki İHA'ların uygulama örnekleri.	6
2.3: Sabit kanatlı ve küçük tipteki bir İHA'nın bileşenlerinin gösterimi.	7
2.4: Hibrit elektriksel itki sistemine sahip bir İHA'da enerji bileşenleri ve enerji yönetim sistemi yapısının gösterimi.	10
2.5: Verim, kullanım ömrü, kütle ve hacimsel enerji yoğunluğu bakımından enerji bileşenlerinin karşılaştırılması.	11
2.6: PEM tipi yakıt hücresinin temel yapısının gösterimi.	17
2.7: Çift katmanlı süperkapasitörün temel hücre yapısı.	22
2.8: Tek-diyot tipindeki güneş hücresinin eşdeğer çevrimi.	24
2.9: Bir güneş hücrenin tipik akım-voltaj ve voltaj-güç karakteristiği.	25
2.10: Bazı güneş hücresine sahip İHA'ların özellikleri ve zaman içinde gelişimi.	26
2.11: HALE tipindeki bir İHA'nın tipik uçuş profili.	27
2.12: Güç ve enerji yoğunluğu bakımından enerji kaynaklarının karşılaştırılması.	29
2.13: İçten yanmalı motorlar ve elektrik motorlarının oluşturduğu seri (a) ve paralel (b) konfigürasyonlar.	30
2.14: Batarya/süperkapasitör ve yakıt hücresinin oluşturduğu ikili hibrit sistemin yapısı.	31
2.15: Batarya, yakıt hücresi ve süperkapasitörün oluşturduğu üçlü hibrit sistem örnekleri.	32
2.16: Ön-arka konfigürasyonlu birden çok motora sahip bazı elektrikli uçak görselleri.	33
2.17: Bir sabit kanatlı İHA için iki motorlu hibrit topoloji örneği.	34
2.18: İki motora sahip İHA'da güç paylaşım algoritmasının akış diyagramı.	35

3.1:	Elektrikli araçlar için enerji yönetim stratejilerinin sınıflandırılması.	37
4.1:	Lee ve arkadaşları tarafından geliştirilen hibrit sistem topolojisi (solda) ve enerji yönetim algoritması (sağda).	41
4.2:	Savvaris ve arkadaşları tarafından oluşturulan kural temelli enerji yönetim tekniği.	42
4.3:	Potansiyel enerji depolama tekniği (sağda) ve uygulandığı İHA'nın resmi (solda).	43
4.4:	Zhang ve arkadaşları tarafından geliştirilen enerji yönetim stratejisi.	44
4.5:	Han ve arkadaşları tarafından geliştirilen enerji yönetim tekniğinin yapısı.	47
5.1:	Yakıt hücresi ve batarya hibrit itki sistemine sahip İHA'nın görev profili ve uçuş aşamalarının gösterimi.	55
5.2:	İHA'nın görevi boyunca irtifa ve hız değişimi.	55
5.3:	ABC algoritması akış diyagramı.	63
5.4:	Genetik algoritma akış diyagramı.	64
5.5:	Parçacık sürü optimizasyon algoritmasının akış diyagramı.	66
5.6:	Laminer ve türbülanslı akışa göre düz-plaka yüzey sürtünme katsayısının değişimi.	68
5.7:	Maksimum uçuş aşaması hızı ve gerekli gücü, en-boy oranı, kanat yüklemesinin değişimi.	69
5.8:	En-boy oranı ve taşıma-sürüklenme oranının değişimi.	69
5.9:	Maksimum uçuş aşaması parametresi ve kanat alanına göre maksimum uçuş aşaması gücünün değişimi.	70
5.10:	Maksimum uçuş aşaması için gerekli güç ile yakıt hücresinin sağlayabildiği gücün İHA ağırlığına göre değişimi.	70
5.11:	Maksimum uçuş ve seyir aşamaları için ihtiyaç duyulan güç ile yakıt hücresinin sağlayabileceği gücün İHA ağırlığına göre değişimi.	71
5.12:	Yakıt hücresinin sağlayabileceği güç, maksimum uçuş aşamasındaki gerekli güç ve bu ikisi arasındaki farkın kanat alanı ve İHA ağırlığı ile değişimi.	71

5.13:	Hız ile taşıma katsayısının değişimi.	72
5.14:	Hız ile gerekli gücün değişimi.	72
5.15:	Kanat yükleme ve itki ağırlık oranı ile tırmanış ve kalkış aşamaları için gerekli gücün değişimi.	73
5.16:	Kanat yükleme ve itki ağırlık oranı ile seyir, maksimum hız ve maksimum uçuş aşamaları için gerekli gücün değişimi.	74
5.17:	İHA bileşenlerinin ağırlık oranları.	75
5.18:	İHA'nın uçuş aşamalarına göre ağırlık oranları.	75
5.19:	İHA'nın itki sistemi bileşenleri ağırlık oranları.	76
6.1:	Enerji yönetiminin uygulandığı hibrit sistemin yapısı.	81
6.2:	Simülasyonlarda kullanılan güç talebinin zaman ile değişimi.	81
6.3:	Bataryanın deşarj ve nominal akım karakteristiği.	84
6.4:	Süperkapasitörün şarj eğrisi.	85
6.5:	Hibrit sistemde kullanılan yakıt hücresi modelinin şematik gösterimi.	87
6.6:	Yakıt hücresi performans eğrisi.	88
6.7:	Karınca aslanı algoritması akış diyagramı.	90
6.8:	Sinüs kosinüs algoritması akış diyagramı.	92
6.9:	Güve alevi optimizasyon algoritması akış diyagramı.	94
6.10:	Hidrojen tüketimi açısından üst sezgisel algoritmaların karşılaştırılması.	96
6.11:	Simülasyon boyunca farklı algoritmalar için toplam hidrojen tüketiminin değişimi (benchmark study).	98
6.12:	Simülasyon boyunca farklı algoritmalar için birim zaman için hidrojen tüketiminin değişimi (benchmark study).	99
6.13:	Simülasyon boyunca bataryanın şarj durumu, akım, güç ve voltaj değişimi.	100
6.14:	Simülasyon boyunca süperkapasitörün akım, güç ve voltaj değişimi.	100
6.15:	Simülasyon boyunca yakıt hücresinin akım, güç ve voltaj değişimi.	101
6.16:	Simülasyon boyunca kaynaklar arası güç paylaşımının değişimi.	101

6.17:	Simülasyon boyunca DC/DC dönüştürücülerin giriş voltaj değişimleri.	102
6.18:	Simülasyon boyunca DC barasının voltaj değişimi.	102

TABLÖLER DİZİNİ

<u>Tablo No:</u>	<u>Sayfa</u>
2.1: Kütle, menzıl, irtifa ve uçuş süresine göre insansız hava araçlarının sınıflandırılması.	5
2.2: Enerji kaynaklarının güç ve enerji yoğunluğu açısından karşılaştırılması.	12
2.3: Enerji kaynaklarının üstünlükleri ve eksiklikleri bakımından karşılaştırılması.	12
2.4: Farklı batarya tiplerinin performans indekslerine göre karşılaştırılması.	14
2.5: İHA’larda çoğunlukla kullanılan yakıt hücrelerinin temel özellikleri ve karşılaştırılması.	17
2.6: Literatürdeki yakıt hücresine (FC) sahip İHA’ların incelenmesi.	20
2.7: Bataryalar ve süperkapasitörlerin karşılaştırılması.	22
3.1: Enerji yönetim stratejilerinin (EYS) karşılaştırılması ve İHA’lar için uygulama örnekleri.	38
4.1: İHA’larda enerji yönetimi üzerine yapılan çalışmaların özeti (HWIL-hardware-in-the-loop-simulation).	39
4.2: Motapan ve arkadaşları tarafından geliştirilen sisteme uygulanan enerji yönetim stratejilerinin karşılaştırılması.	46
4.3: Hibrit itki sistemine sahip küçük İHA’lar için bazı patent çalışmaları.	49
5.1: Batarya ve yakıt hücresi hibrit itki sistemine sahip İHA’nın performans gereklilikleri.	56
5.2: Harmon ve arkadaşları tarafından oluşturulan modelin optimizasyonunda uygulanan üst sezgisel algoritmaların sonuçlarının karşılaştırılması.	58
5.3: Yakıt hücresi ve bataryadan oluşan hibrit itki sistemi modeline uygulanan üst sezgisel algoritmaların sonuçlarının karşılaştırılması.	67
6.1: Hibrit sistemde kullanılan batarya, yakıt hücresi ve süperkapasitör özelliklerinin karşılaştırılması.	82
6.2: DC/DC dönüştürücü verim değerleri.	82
6.3: Hibrit sistemde kullanılan bataryanın özellikleri.	84

6.4	Hibrit sistemde kullanılan süperkapasitörün özellikleri.	85
6.5:	Hibrit sistemde kullanılan yakıt hücresinin özellikleri.	87
6.6:	Optimizasyon algoritmalarının hidrojen tüketimi açısından karşılaştırılması (simülasyon tipi: ayrık, örnek zamanı: 0.0001 s).	97
6.7:	Literatürde uygulanan üst sezgisel optimizasyon yöntemlerinin hidrojen tüketimi bakımından karşılaştırılması.	98

1. GİRİŞ

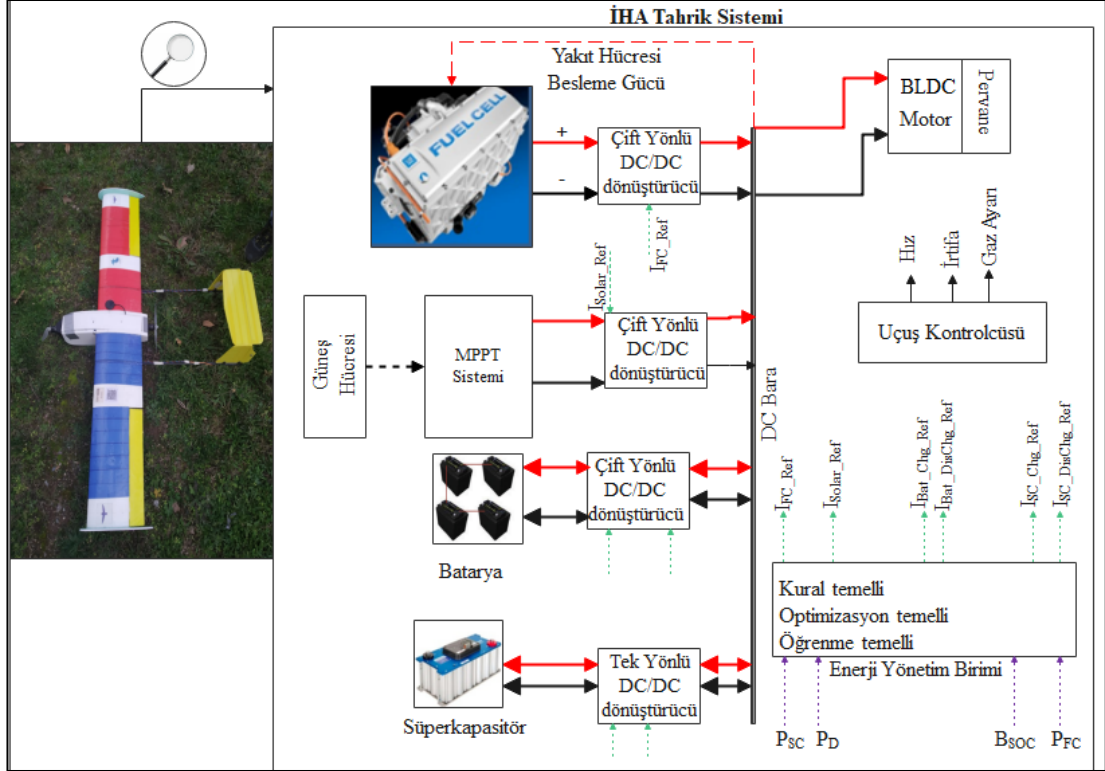
Mini ve mikro sınıftaki insansız hava araçları (İHA) için enerji sağlayıcısı olarak fosil yakıtlara bağlı motorlar (pistonlu veya türbinli motorlar), batarya, yakıt hücresi ve güneş hücreleri kullanılmaktadır. Enerji ve güç yoğunluğu açısından fosil yakıtlara bağlı motorlar halen iyi bir seçenektir. Ancak bu motorların fosil yakıtlara bağlı olması, gürültülü ve titreşimli çalışmaları, ısı izlerinin yüksek ve zararlı emisyonlara sahip olması araştırmacıları alternatif enerji kaynaklarını araştırmaya yönlendirmektedir. Bu bağlamda son yıllarda İHA’larda alternatif enerji sağlayıcısı olarak batarya, yakıt hücresi, güneş hücresi ve süperkapasitörlerin kullanımına yönelik hem akademik hem de ticari alanda ilgi artmış durumdadır.

Bu alternatif enerji sağlayıcılarının hiçbiri, sınırlı enerji ve güç yoğunluklarına sahip olmalarından dolayı kısa uçuş süreleri hariç, bir İHA’nın tümüyle enerji ihtiyacını tek başlarına karşılayamamaktadır. Bu sebeple bunların en az ikisinin birleşimiyle hibrit (melez) sistemler oluşturulmaktadır. Böyle hibrit sistemler elektrikli araba, tren, feribot, otobüs ve şebekeden bağımsız yenilenebilir enerji santrallerinde yaygın olarak kullanılmaktadır. Benzer şekilde bu hibrit sistemler, İHA’lar içinde son zamanlarda yaygın şekilde araştırma konusu olmuştur. Bu şekilde oluşturulan hibrit sistemlerde her bir enerji bileşeninin çalışma sınırlarının kontrolü ve operasyon ömürlerinin korunması, toplam sistem verimliliğinin korunması, talep gücünün enerji bileşenleri arasında en optimum şekilde paylaşılması gibi sebeplerden dolayı enerji yönetimi ve kontrolüne ihtiyaç vardır. İHA’larda talep yükünün diğer araçlara göre daha dinamik bir yapıya sahip olması ve İHA’ların uçuş profilinin farklı aşamalardan oluşmasından dolayı enerji yönetiminin önemi daha da artmaktadır.

İHA’lar için örnek bir hibrit sistem ve enerji yönetiminin sistem içindeki görevi Şekil 1.1’de gösterilmiştir. Enerji yönetim birimi DC/DC dönüştürücüler aracılığıyla İHA’nın talep duyduğu gücü enerji kaynakları arasında en optimum şekilde paylaşmaktan sorumludur. Ayrıca bu paylaşımı yaparken enerji bileşenlerinin bazı özelliklerinin (örnek: şarj durumu, ömür durumu vb.) kontrolünün yapılması gerekmektedir.

İHA’ların enerji yönetimi konusunda, çevrimiçi uygulanabilirlik ve problemin dış dinamiklerinin enerji yönetimine dahil edilmesi bu konudaki araştırma boşluklarıdır. Bir diğer önemli konu hibrit sistemdeki enerji bileşenlerin

boyutlandırılması ve kavramsal tasarımıdır. Enerji yönetiminin etkili bir şekilde ve en az kütle ile yapılabilmesi için tasarım öncesi boyutlandırma çalışmalarının yürütülmesi gerekmektedir.



Şekil 1.1: Bir İHA için örnek hibrit itki sistemi ve enerji yönetiminin yapısı.

Özetle, yüksek menzil/uçuş süresi ve fosil yakıtlara bağılılığı azaltmak amacıyla oluşturulan hibrit sistemlerin enerji yönetimi ve kontrolüne ihtiyaçları vardır. Ayrıca bu hibrit sistemlerin, uçuş öncesi tasarım aşamasında boyutlandırma optimizasyonlarının yapılması verimlilik açısından gereklidir. Bu çalışmada, ağırlıklı olarak bu iki konu üzerinde araştırmalar ve simülasyonlar yürütülmüştür. Ayrıca bu konular üzerine ilgili çalışmaların kapsamlı bir literatür araştırması ve olası gelecek araştırma konuları ele alınmıştır.

1.1. Tezin Amacı, Katkısı ve İçeriği

Elektrikli hibrit kara araçlarında enerji yönetimi konusunda birçok akademik ve ticari çalışma olmasına rağmen İHA'larda bu alanda çok az çalışma vardır. Bu çalışmalarda genel olarak kural temelli enerji yönetim teknikleri üzerine

odaklanmaktadır. Bunun sebebi olarak kural temelli enerji yönetim tekniklerinin düşük hesaplama yüküne ve basit bir yapıya sahip olması gerekçe olarak gösterilebilir. Ancak kural temelli enerji yönetim teknikleri, en iyi çözümü bulma konusunda yeterli isteği karşılamamaktadır. Bu bağlamda çalışmanın amaçlarından birisi, bir İHA için enerji sağlayıcısı olabilecek bir hibrit sistem üzerinde, gerçek zamanlı uygulama potansiyeli olan üst sezgisel algoritmalara dayalı optimizasyon temelli enerji yönetim tekniğinin simülasyonlarının yapılmasıdır. Tezin bir diğer amacı, hibrit itki sistemine sahip İHA'nın kendisi ve enerji kaynaklarının minimum enerji tüketimine göre üst sezgisel algoritmalar ile boyutlandırma optimizasyon çalışmalarının yürütülmesidir.

Bu tez, üst sezgisel algoritmaların düşük hesaplama yükü sağlayarak kural temelli enerji yönetimi çalışmalarına göre daha optimum sonuçlar sağlaması bakımından literatüre katkı sağlamaktadır. Tamamen elektrikli hibrit itki sistemine sahip bir İHA için enerji tüketimini minimize ederek yeni bir kavramsal tasarım metodu sunması tezin bir diğer katkı alanını oluşturmaktadır.

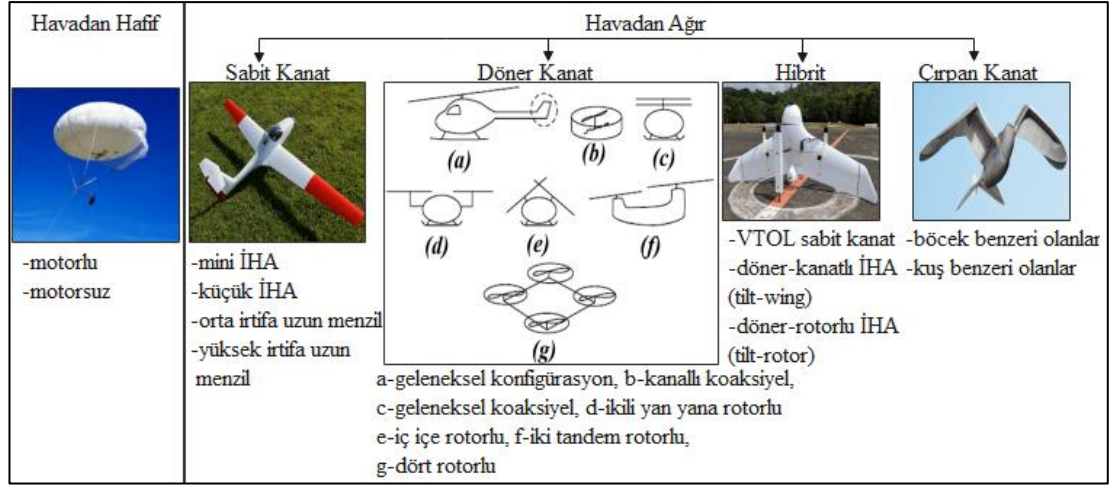
Bu tez çalışması 7 bölümden oluşmaktadır. Tezin 2, 3 ve 4. bölümlerinde, İHA'ların sınıflandırılması ve bileşenlerinin özellikleri, hibrit İHA'lar için enerji kaynağı/dönüştürücüsü olarak kullanılan batarya, yakıt hücresi, güneş hücresi ve süperkapasitör gibi enerji bileşenlerinin genel özellikleri ve birbirleriyle performans indeksleri bakımından karşılaştırılması çalışmaları verilmiştir. Ayrıca bu bölümlerde genel enerji yönetim teknikleri ve İHA'ların enerji yönetimi ile ilgili literatür araştırması sunulmuştur. Tezin 5. bölümünde batarya ve yakıt hücresinden oluşan hibrit bir İHA'nın kavramsal tasarımı ve en az enerji tüketimine dayalı boyutlandırma optimizasyon simülasyon çalışmaları verilmiştir. Bu boyutlandırma optimizasyon çalışmalarında üst sezgisel algoritmalar kullanılmıştır ve çalışmalar MATLAB programında yürütülmüştür. Tezin 6. bölümünde bir İHA için enerji sağlayıcısı olarak kullanılacak hibrit sistemin üst sezgisel algoritmalar ile optimizasyon temelli enerji yönetimi simülasyon çalışmaları yürütülmüştür. Tezin son bölümünde genel sonuçlar ve ilgili araştırmacılar için merak uyandırabilecek gelecek araştırma konuları değerlendirilmiştir.

2. İNSANSIZ HAVA ARAÇLARI

Bu tez çalışmasında küçük tipteki (small-type) insansız hava araçları (İHA) için üst sezgisel algoritmalar ile enerji yönetimi ve kavramsal tasarım çalışması yürütülmüştür. Bu sebeple bu bölümde kısaca insansız hava araçlarının yapısı, sınıflandırılması ve İHA'lar için enerji sağlayıcıları hakkında bilgi verilmiştir. Tamamen elektrikli İHA'ları tahrik etmek için kullanılan batarya, yakıt hücresi, güneş hücresi ve süperkapasitörlerin modellenmesi, enerji ve güç kapasiteleri, birbiriyle karşılaştırılması ve İHA'lardaki uygulama örnekleri ele alınmıştır. Ayrıca günümüzde halen etkinliğini koruyan fosil yakıtlara bağlı içten yanmalı motorlardan kısaca bahsedilmiştir.

2.1. İHA'ların Sınıflandırılması

İHA'ların net bir sınıflandırılması olmayıp kütle, otonomluk derecesi, menzil, uçuş süresi, uçuş şekli, irtifa, kanat tipi ve görevi gibi birçok faktöre göre yapılabilmektedir. En genel sınıflandırma, aracın havadan hafif ve ağır olmasına göre yapılabilir (bkz. Şekil 2.1). Bir diğer yaygın kullanılan ve kütle menzil gibi özellikleri dikkate almadan yapılan sınıflandırma ölçütü kanat tipidir. İHA'lar kanat tipine göre sabit kanat (fixed-wing), döner kanat (rotary-wing), çırpın kanat (flapping-wing) olmak üzere üç gruba ayrılmaktadır (bkz. Şekil 2.1). Bu kadar çok İHA sınıfından seçim yapmak için birçok kriter olduğu açıktır ancak bunlardan en etkilisinin insansız hava aracının görevi olduğu söylenebilir. İHA seçimi ve tasarımı onun görevine göre yapılmalıdır. Her bir İHA; maliyet, uçuş süresi, menzil, kütle, kalkış şekli, uçuş hızı, enerji sağlayıcısı, tahrik sistemi ve irtifa gibi birçok parametre açısından farklılık gösterir. Bu yüzden görevi belli olan bir İHA'nın seçiminde başarımlı ölçüsü (figure of merit) tekniğinden faydalanılabilir. Buna göre her bir parametre önem derecesine göre puanlandırılarak belli bir görev için toplamda en çok puanı alan İHA sınıfından seçim yapılmalıdır. Göreve göre İHA tipi belirlendikten sonra tasarımının ve boyutlandırılmasının yapılması daha uygun olacaktır. Genel olarak İHA'ların kanat yapısına göre bir sınıflandırılması Şekil 2.1'de yer almaktadır [1-3].



Şekil 2.1: İHA'ların kanat yapısına göre sınıflandırılması.

İHA tasarımında ve seçiminde kalkış kütlesi, menzil, irtifa ve uçuş süresi en önemli parametreler arasındadır. Bu bağlamda spesifik görevler dışında, İHA tasarımı ve seçimi bu parametrelere göre yapılmaktadır. Ancak İHA sınıfları arasında kesin ayrımlar bulunmamakta olup farklı kaynaklara göre değişiklik göstermektedir. Bu parametrelere göre insansız hava araçlarının sınıflandırılması Tablo 2.1'de verilmiştir [4-8]. Tablo 2.1'deki sınıflandırma için Kuzey Atlantik Antlaşması Örgütü'nün (North Atlantic Treaty Organization-NATO) İHA sınıflandırma rehberi ve ilgili kaynaklar kullanılmıştır. Ayrıca bu sınıfa giren İHA'ların örnek resimleri Şekil 2.2'de verilmiştir.

Tablo 2.1: Kütle, menzil, irtifa ve uçuş süresine göre insansız hava araçlarının sınıflandırılması.

Sınıf	Kategori	Kütle (kg)	Menzil (km)	İrtifa (m)	Uçuş Süresi
Sınıf-1	Mikro	<2	>10	<60	Birkaç saat
	Mini	2-10	25	<600	<12 saat
	Small	10-25	50	<900	<12 saat
Sınıf-2 (150-600 kg)	Taktiksel	<600	200	<900	<48 saat
Sınıf-3	HALE	1000-1500	>500	<3000	Günler/Haftalar
	MALE	2500-5000	>2000	<20000	Günler/Haftalar



Şekil 2.2: Çeşitli sınıflardaki İHA'ların uygulama örnekleri.

İHA'ların tahrik sisteminde kullanılacak enerji kaynağı, onun görevi ve sınıfına göre farklılık göstermektedir. Bu enerji kaynakları içten yanmalı motor, batarya, süperkapasitör, piezo-elektrik esaslı malzeme, yakıt hücresi ve güneş hücresi olabileceği gibi bunların en az iki tanesinin oluşturacağı hibrit sistemlerde olabilir. Bu çalışmada incelenen hibrit tahrik sisteminde kaynaklar arası güç paylaşımından sorumlu olan enerji yönetim sistemi İHA'nın sınıfından bağımsızdır. Aynı enerji yönetim tekniği ile farklı sınıflardaki İHA'ların enerji kontrolü yapılabilir. Ancak çalışmanın kavramsal tasarım kısmında küçük tipte (small-type) bir İHA için çalışmalar yürütülmüştür.

2.2. İHA'ların Mekanik-Elektriksel Bileşenleri ve Kullanım Alanları

Birçok tipte ve birçok farklı amaç için kullanılan İHA platformu olmasına rağmen bunların genel yapısı ve mekanik-elektriksel bileşenleri benzerdir. Bu bölümde öncelikle İHA'ların mekanik ve elektriksel bileşenleri hakkında bilgi verilmiştir ve ardından günümüzdeki kullanım alanlarından bahsedilmiştir.

2.2.1. İHA'ların Mekanik ve Elektriksel Bileşenleri

Sabit kanat kategorisinde ve küçük tip sınıfında bir İHA'nın sahip olduğu bileşenler ve kendisi Şekil 2.3'te gösterilmiştir. Küçük değişiklikler göstermekle birlikte genel olarak döner kanat kategorisindeki İHA'larda benzer ekipmanlara sahiptir. İHA'nın enerji sağlayıcısı olarak içten yanmalı motor, yakıt hücresi, batarya,

- Fotoğrafçılık ve film endüstrisi,
- Haritacılık,
- Arama ve kurtarma çalışmaları,
- Bilimsel çalışmalarda veri toplama,
- Hava tahminleri,
- Trafik izleme ve kontrol,
- Salgın hastalık tanısı ve kontrolü,
- Afet sonrası hasar tespiti,
- Yük taşıma ve kargo,
- Kablosuz kapsama alanı ve
- Büyük endüstriyel tesislerin izlenmesi ve denetimi gibi çok çeşitli alanlarda kullanılmaktadır.

İnsansız hava araçları askeri olarak:

- Keşif ve gözetleme,
- Hedef belirleme ve yem olarak kullanma,
- Çatışma,
- Sınır güvenliği,
- Uçak pistlerinin güvenliği,
- Düşman takibi,
- Radyo sinyallerinin iletimi,
- Radar ya da sinyal kesici (jammer) olarak kullanım,
- Hasar belirleme çalışmaları ve
- Kötü hava koşullarında yön belirleme gibi çok çeşitli amaçlar için kullanılmaktadırlar.

2.3. İHA'lar için Enerji Sağlayıcıları

İHA'ların itki sistemleri için kullanılan enerji sağlayıcıları; içten yanmalı motorlar, jet motorları, bataryalar, yakıt hücreleri, güneş hücreleri ve süperkapasitörlerdir. Bunlar arasında içten yanmalı motorlar ve jet motorları fosil yakıtlara bağlıdır. Fosil yakıtlar doğada sınırlı miktarda bulunmakta ve çevreye birçok

zararlı etkileri vardır. Ayrıca içten yanmalı motorlar ve itki motorları diğer sistemlere göre daha gürültülü ve titreşimli çalışmaktadırlar. Ek olarak bu motorların ısı izleri daha yüksektir. Diğer taşımacılık alanlarında olduğu gibi havacılıkta da fosil yakıtlara bağlı çalışan motorlar yerine tamamen elektrikli sistemlere doğru geçiş eğilimi vardır. Elektrik motorların kullanılması sessiz ve titreşimsiz çalışma, düşük termal iz, yüksek dönüşüm verimliliği ve zararlı emisyon gazlarının olmaması gibi avantajlar sunmaktadır [9]. Bu sebeple son yıllarda hem havacılık alanında hem de diğer taşımacılık alanlarında fosil yakıt kullanımının azaltılması için hem akademik hem de ticari olarak yoğun çalışmalar yapılmaktadır. Bu çalışma, hibrit elektrikli itki sistemine sahip İHA'nın kavramsal tasarımı ve hibrit enerji sağlayıcı sistemin enerji yönetimi üzerine odaklanmaktadır.

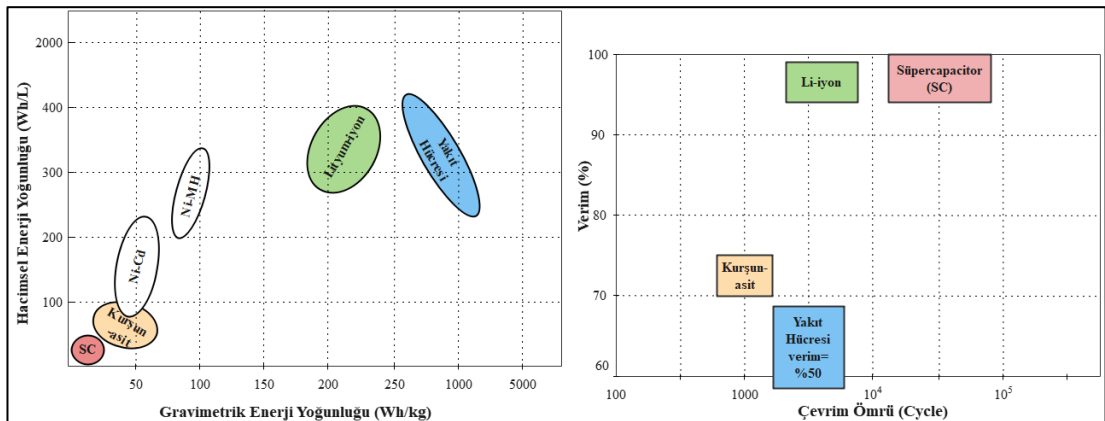
Diğer güç sistemlerinde olduğu gibi elektrikli tahrikli İHA'lar içinde enerji bileşenlerini dönüştürücüler, transformatörler ve depolama elemanları olarak sınıflandırılmaktadır [10]. Yakıt hücreleri ve güneş hücreleri aslında birer enerji dönüştürücüdür. Yakıt hücreleri kimyasal enerjiyi elektrik enerjisine dönüştürür. Benzer şekilde güneş hücrelerinde foton enerjisini elektrik enerjisine dönüştürülmektedir. Bataryalar ve süperkapasitörler enerji depolama elemanı olarak düşünülebilir. Bunlar kimyasal enerjiyi elektrik enerjisi olarak depolamaktadır.

Enerji dönüşümünde iç değişkenler (örn. akım, ötelenme/açısal hız ve yakıt debisi) ve uç değişkenler (örn. voltaj, tork, kuvvet ve yakıt ısıtma değeri) önemlidir. Bu iki değişkenin çarpımı çalışılan alanda gücü vermektedir. Enerji dönüştürücü ve depolama elemanlarının her biri onun güç dönüşüm verimi, performans karakteristiği ve iç değişkenlere karşı uç değişkenlerin değişimi gibi özelliklere göre karakterize edilmektedir. DC/DC dönüştürücülerde enerji aynı alanda kaldığı için bunlar transformatörler olarak isimlendirilir.

Hibrit enerji sağlayıcısına sahip sistemlerde güç akış kontrolü DC/DC dönüştürücüler aracılığıyla yapılır. Her DC/DC dönüştürücü maksimum akım, dönüştürücü verimi, güç ağırlık oranı ve güç yoğunluğu gibi karakteristik özelliklere sahiptir. İHA'lar için güç/ağırlık oranı ve dönüştürücü dinamik cevap hızı doğrudan kalkış ağırlığı ve uçuş verimliliğini etkilediği için çok önemli parametrelerdir. Batarya ve süperkapasitör gibi enerji depolama elemanlarında kimyasal olarak depolanan enerji ihtiyaç olduğu anda elektrik enerjisine dönüştürülerek kullanılmaktadır. Yakıt hücresi (benzer şekilde güneş hücresi) ile batarya arasındaki temel fark yakıt hücrelerinde

Batarya, süperkapasitör, yakıt hücresi ve güneş hücresi gibi enerji bileşenleri uygulamada önemli olan bazı performans indekslerine göre karakterize edilebilir. Bu performans indeksleri (key performance indexes-KPIs) aşağıdaki gibi listelenmiştir. Bu kriterler bakımından enerji bileşenlerinin karşılaştırılması Şekil 2.5'te gösterilmiştir [13-15].

- Kütlesel enerji yoğunluğu (birim kütle için enerji)
- Hacimsel enerji yoğunluğu (birim hacim için enerji)
- Güç yoğunluğu (birim hacim veya kütle için güç)
- Depolama verimi (enerji taşıyıcısının kütlesinin enerji taşıyıcısının ve tankının toplam kütlesine bölümü)
- Dönüşüm verimi (deşarj sırasında açığa çıkan enerjinin şarj sırasında depolanan enerjiye oranı)
- Kullanım ömrü



Şekil 2.5: Verim, kullanım ömrü, kütlesel ve hacimsel enerji yoğunluğu bakımından enerji bileşenlerinin karşılaştırılması.

Kütlesel enerji yoğunluğu bir kilogram başına depo edilebilecek enerji miktarını göstermektedir. Benzer şekilde hacimsel enerji yoğunluğu birim hacim başına depo edilebilecek enerji miktarını ifade eder. En yaygın kullanılan performans indeksleri güç yoğunluğu ve enerji yoğunluğudur. Bu performans indeksleri bakımından enerji bileşenleri farklı özelliklere sahiptirler. Bu enerji bileşenlerinin bir karşılaştırması Tablo 2.2'de gösterilmiştir [16]. Ayrıca İHA'larda kullanılan enerji bileşenlerinin birbirlerine karşı üstünlük ve eksiklikleri Tablo 2.3'te yer almaktadır [17-19].

Tablo 2.2: Enerji kaynaklarının güç ve enerji yoğunluğu açısından karşılaştırılması.

Enerji Kaynağı	Güç Yoğunluğu (W/kg)	Enerji Yoğunluğu (Wh/kg)
Yakıt Hücresi	10-100	600-1000
Batarya	1-500	10-200
Süperkapasitör	110-10000	2-8
Güneş Hücresi	50-200 W/m ²	-
İçten Yanmalı Motor	500-900	500-2000

Tablo 2.3: Enerji kaynaklarının üstünlükleri ve eksiklikleri bakımından karşılaştırılması.

Enerji Kaynağı	Üstünlüğü	Eksikliği
Batarya	Nispeten yüksek enerji yoğunluğuna sahiptir.	Düşük güç yoğunluğuna sahiptir.
Yakıt Hücresi	Enerji yoğunlukları yüksektir. Batarya ve süperkapasitör gibi yardımcı enerji kaynağı ile yüksek uçuş süreleri elde edilebilir.	Dinamik cevap hızları iyi değildir. Hidrojenin depolanması problemi vardır.
Güneş Hücresi	İHA üzerinde enerji üretilebilir.	Büyük yüzey alanı ve MPPT gerektirir. Genellikle HALE tipi İHA'lar için uygundur.
Süperkapasitör	Yüksek güç yoğunluğuna sahiptir.	Düşük enerji yoğunluğuna sahiptir. Sadece kısa süreli pik yükleri karşılayabilir.
Piezo-elektrik Malzemeler	İHA üzerinde enerji üretilebilir.	Üretilen enerji miktarı çok küçüktür sadece küçük elektriksel elemanları besleyebilir.
İçten Yanmalı/Türbinli Motor	Enerji ve güç yoğunlukları yüksektir.	Titreşimli çalışma, yüksek ısı iz ve zararlı emisyonla sahiptir.

2.3.1. Bataryalar

Küçük, mini ve mikro sınıfında yer alan elektrikli İHA'larda en çok kullanılan enerji depolama elemanı bataryalardır. Yüksek uçuş süresi ve menzil gerektirmeyen uygulamalar için tek başlarına yeterli olabilmektedirler. Ancak birçok uygulama için tek başlarına yeterli olmayıp içten yanmalı motorlar veya yakıt hücreleri ile hibrit sistemleri oluşturulmaktadır. Özellikle son yıllarda batarya ve yakıt hücresi hibrit

sistemi, enerji bileşenlerinin birbirini tamamlayıcı bir sistemini oluşturduğu için akademik olarak ilgi çekmiştir [2], [20]. Bu bölümde, İHA'lar açısından bataryaların genel özellikleri ve yapısından bahsedilmiştir.

İHA'larda batarya seçimi ve boyutlandırması önemli bir konudur ve İHA'nın kalkış (take-off), tırmanma (climbing), seyir (cruise), maksimum uçuş (endurance) ve iniş (landing) uçuş aşamalarının hepsi birlikte dikkate alınarak yapılmalıdır. Ayrıca hava araçlarında kütle çok önemli olduğu için seçilen batarya en az kütle ile İHA'nın enerji ihtiyacını karşılayabilecek nitelikte olmalıdır. Diğer batarya tiplerine göre daha yüksek güç yoğunluğuna sahip oldukları için küçük ve mikro sınıftaki İHA'larda genellikle Lityum-polimer (Li-po) grubu bataryalar kullanılmaktadır [11]. Çeşitli batarya tiplerinin enerji yoğunluğu ve güç yoğunluğu bakımından karşılaştırması Tablo 2.4'te verilmiştir [28-31].

Sadece batarya ile tahrik edilen İHA'ların uçuş süresi ve menzilinde önemli kısıtlamalar vardır. Literatürde sadece batarya ile tahrik edilen İHA'nın maksimum 90 dakika uçuş süresine sahip olduğu gözlenmiştir [21]. Bu yüzden bataryalar ile diğer enerji kaynakları arasında hibrit sistemler oluşturulmaktadır. Batarya ve yakıt hücresi ikilisi küçük boyutlu İHA'lar için son zamanlarda popüler bir seçim olmuştur. Ayrıca bataryaların içten yanmalı motorlar ile oluşturduğu melez sistemlerde bulunmaktadır. İçten yanmalı motorlar ile oluşturdukları melez itki sisteminin tekli sisteme göre yakıt tüketimi, enerji verimliliği, emisyon azalması ve toplam sistem ağırlığı bakımından üstünlük sağladığı ispatlayan birçok çalışma vardır (örnek: [22], [23]). Ayrıca hibrit sisteme uygulanacak enerji yönetim tekniğinin etkinliği, enerji bileşenlerinin seçimine büyük oranda bağlıdır. Bu yüzden hibrit itki sisteminin tahrik ettiği İHA'larda, uçuş öncesi tasarım optimizasyonun yapıldığı birçok çalışma vardır (Örnek: [24-26]).

Batarya boyutlandırması için genel olarak tecrübe temelli (experience-based sizing), eşdeğer hesaplama temelli (equivalent calculation-based sizing), ve optimizasyon temelli (optimization-based sizing) boyutlandırma olmak üzere üç tip yöntem vardır [27]. Bu çalışmanın 5. bölümünde küçük bir İHA için yakıt hücresi ve bataryadan oluşan hibrit sistemin optimizasyon temelli boyutlandırılması yapılmıştır. En az enerji tüketimi referans alınarak yakıt hücresi, batarya ve İHA'nın temel boyutları belirlenmiştir.

Tablo 2.4: Farklı batarya tiplerinin performans indekslerine göre karşılaştırılması.

	Kurşun-asit	Ni-Cd	Ni-MH	Fe-Cr	Li-iyon	Li-po
Enerji Yoğunluğu (Wh/kg)	30-50	45-80	60-120	20-35	110-160	150
Güç Yoğunluğu (W/kg)	180	150	250-1000	70-100	180	245-430
Nominal Voltaj (V)	2	1.25	1.25	1.18	3.60	3.70
Çevrim Ömrü	200-300	1500	300-500	-	500-1000	300-500

Enerji yönetim çalışmalarında İHA'nın menzilini ve uçuş süresini doğru tahmin edebilmek ve enerji yönetim algoritmasının etkinliğini arttırmak için bataryayı doğru modellemek gerekmektedir. Ancak bataryalar şarj/deşarj oranı, yük profili, sıcaklık hücre termodinamiği ve hücre kimyasına bağlı olan doğrusal olmayan bir yapıya sahip olduğu için modellenmeleri zordur [32]. Birçok farklı değişkene bağlı yapılarından dolayı çoklu çalışma alanlarını bünyelerinde barındırırlar.

Literatürde batarya modelleri elektrokimyasal, matematiksel ve elektriksel olmak üzere üç grupta incelenmektedir. Elektrokimyasal modeller hücre yapısı simülasyonunu yapmak için kısmi diferansiyel denklemleri kullandıkları için karmaşık bir yapıya sahiptirler [32]. Ek olarak kısmi diferansiyel denklemlerin kullanımı çözüm süresini arttırır. Bu sebeplerde elektrokimyasal modellerin elektrikli araçların enerji yönetiminde kullanılması rantabl değildir. Bu model çoğunlukla elektrolit/elektrot tasarımı ve optimizasyonu için kullanılmaktadır. Ancak bu model hücreleri mikroskobik ölçekte ve termodinamik yasalarına göre incelediği için en doğru modeldir [32]. Matematiksel modeller batarya özelliklerini tahmin etmek için olasılık temelli, analitik, ya da deneysel formülleri kullanmaktadır. Bu modelin doğruluğu elektrokimyasal ve elektriksel modellerin değerleri arasında olup %5-20 aralığında değişmektedir [33]. Elektriksel çevrim modelleri voltaj kaynağı, kapasitör, direnç gibi basit elektriksel devre elemanları kullanılarak modellenir [34]. Basit yapılarından dolayı uygulanması kolaydır ve elektrikli araçların enerji yönetimi için en uygun modeldir [34].

Literatürde elektrikli araçların enerji yönetimi için yapılan simülasyon çalışmalarında genellikle MATLAB/Simulink bünyesinde bulunan eşitlik (2.1) ve eşitlik (2.2) kullanılmaktadır [35]. Bu eşitliklerde V_{bat} , E_0 , i , i^* , R , K , i_t , Q , B ve A sırasıyla batarya voltajı, batarya sabit voltajı, batarya akımı, filtrelenmiş batarya akımı, iç direnç, polarizasyon sabiti, gerçek batarya akımı, maksimum batarya kapasitesi, ekspansiyonel kapasite ve ekspansiyonel voltajı ifade etmektedir.

$$V_{bat} = E_0 - K \frac{Q}{Q-i_t} i^* - K \frac{Q}{Q-i_t} i_t + A e^{-(B i_t)} \quad \text{Deşarj } i^* < 0 \quad (2.1)$$

$$V_{bat} = E_0 - K \frac{Q}{i_t+0.1Q} i^* - K \frac{Q}{Q-i_t} i_t + A e^{-(B i_t)} \quad \text{Şarj } i^* > 0 \quad (2.2)$$

Bataryaların kullanıldığı İHA’larda uçuş süresi ve menzilin doğru tahmini için bataryaların şarj durumu (state of charge-SOC) ve ömür (state of health-SOH) değerlerinin doğru tahmin edilmesi gerekmektedir. SOC bataryada kalan enerji miktarını göstermektedir. Enerji yönetim algoritmasının etkinliği ve İHA’nın güvenli operasyonu için SOC’nin doğru tahmin edilmesi gerekmektedir [36]. SOC doğrudan sensörler aracılığıyla ölçülen bir büyüklük olmadığı için literatürde birçok tahmin yöntemi geliştirilmiştir [37]. SOC tahmini şarj/deşarj oranı, yaşlanma, sıcaklık gibi birçok iç ve dış faktöre bağlı olup doğrusal olmayan bir yapıya sahiptir. Literatürde yaygın kullanılan SOC tahmin yöntemleri açık çevrim voltaj bazlı yöntemler, model bazlı yöntemler ve *Coulomb counting* temelli yöntemlerdir [38]. SOH bataryaların ilk kullanılmamış durumuna göre kıyaslanmasının bir ölçüsüdür. Başka bir deyişle bataryada yaşlanma ve bozulmadan (degradation) kaynaklanan performans kaybını göstermektedir. SOH değeri, SOC’de olduğu gibi doğrudan ölçülemez ve çeşitli yöntemler ile tahminin yapılması gerekmektedir [36].

2.3.2. Yakıt Hücreleri

Özellikle küçük ve mikro sınıftaki İHA’lar için yakıt hücreleri sessiz çalışma, zararlı egzoz olmaması ve titreşimsiz çalışma sağladığından dolayı fosil yakıtlara bağlı çalışan motorlar için iyi bir alternatiftir. Bunların yanı sıra dönüşüm verimi açısından içten yanmalı motorlara göre daha üstündürler. Yakıt hücreleri suyun ters elektrolit reaksiyonu ile kimyasal enerjiyi elektrik enerjisine dönüştüren cihazlardır. Yakıt

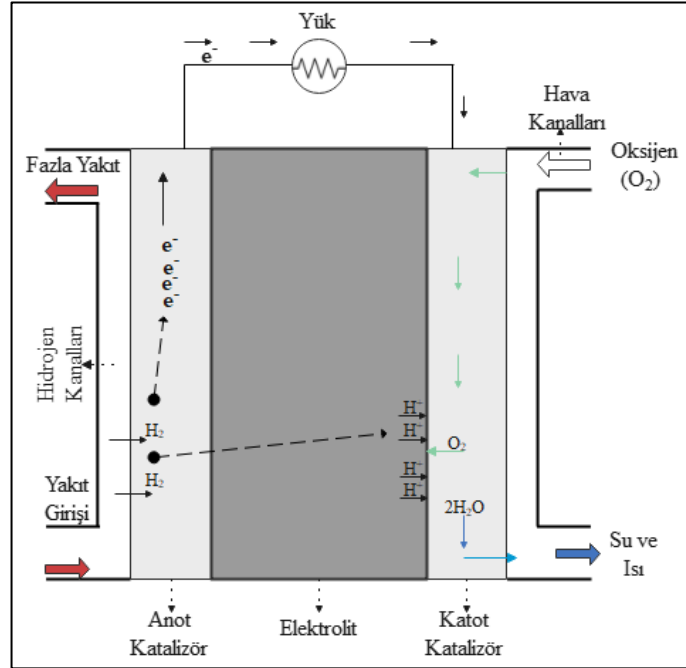
hücreleri kullanılan elektrolit tipine, kullanılan yakıtta ve operasyon sıcaklığına göre sınıflandırılabilir.

İHA’larda çoğunlukla proton değişim membranlı yakıt h creti (proton-exchange membrane fuel cell-PEMFC), doğrudan metanol yakıt h creti (direct metanol fuel cell-DMFC) ve katı oksit yakıt h creti (solid oxide fuel cell-SOFC) tipleri kullanılmaktadır. Bunların bazı özellikleri ve kimyasal reaksiyonları Tablo 2.5’te verilmiştir [20], [41], [1]. Bu yakıt hücreleri arasında, küçük ve mikro tipteki İHA’lar için diğer yakıt h creti tiplerine göre daha verimli oldukları ve düşük çalışma sıcaklıkları sağladıkları için genellikle PEMFC tipi yakıt hücreleri kullanılmaktadır. SOFC tipi yakıt hücrelerinin verimleri PEMFC’lere yakın olmasına rağmen çalışma sıcaklıkları 500-1000  C arasındadır. Bu sıcaklık aralığı İHA’lar için ilave soğutma ekipmanları gerektirir ve bu durum İHA’nın a ırlılı ının artmasına sebep olacaktır. İHA’larda SOFC tipi yakıt h cretinin kullanımına [39], [40] çalışmaları örnek verilebilir. İHA’lar için kullanılan bir diğer yakıt h creti tipi DMFC’dir. DMFC ve PEMFC  alışma sıcaklıkları birbirine yakın olmasına rağmen DMFC’nin g   yoğunluğu ve verimi PEMFC’den düşüktür. DMFC’nin g   yoğunluğu 50 W/kg ve verimi %20-30 arasındadır oysa PEMFC’lerin ki sırasıyla 150 W/kg ve %40-60 arasındadır [41], [42]. İki yakıt h creti arasındaki farklılıklar DMFC’de yakıt olarak metanol kullanıldığı içindir. Metanol hidrojenden daha kolay depo edilebilmesine rağmen reaksiyon hızı yavaştır. Bu sebeple DMFC’lerin g   yoğunluğu ve verimi PEMFC’lerden daha düşük olmaktadır. İHA’larda DMFC’lerin kullanımına [43], [44], [45], [46] çalışmaları örnek verilebilir.

İHA’larda kullanımına yönelik üzerine en çok akademik çalışma yapılan yakıt h creti tipi olan PEMFC’nin temel yapısı şekil 2.6’da verilmiştir. Bir hücre katalizöre sahip iki elektrot, elektrolit ve akış kanallarından oluşmaktadır. Anottaki katalist hidrojeni (H^+) ve elektronu (e^-) iyonlarına ayırır [47]. Yakıt h cretinde elektrolit sadece protonların geçmesine için verir ve elektronlar bir dış çevrim yardımıyla katot kısmına geçer. Böylece anottan katot kısmına doğru elektron hareketi ile elektrik üretilir. Daha sonra protonlar, elektronlar ve oksijen, katot tarafında su oluşturur. Böylece yakıt h cretinden çevreye sadece su ve ısı yayılır. Bu şekilde yakıt h cretine hidrojen sa landı ça elektrik enerjisi üretilir. Mini/Mikro sınıftaki İHA’larda en çok kullanılan yakıt h creti tipi PEM olduğu için bu yakıt h cretinin temel yapısı ve formülleri verilmiştir.

Tablo 2.5: İHA’larda çoğunlukla kullanılan yakıt hücrelerinin temel özellikleri ve karşılaştırılması.

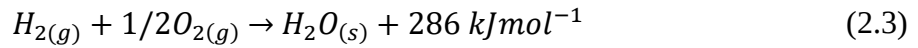
	Yakıt ve Oksitleyici	Verim (%)	Çalışma Sıcaklığı (°C)	Yığın/ Sistem Güç Yoğ. (W/kg)	Kimyasal Reaksiyon
PEMFC	Hidrojen Oksijen/Hava	40-60	30-100	>500 >150	$H_2 \rightarrow 2H^+ + 2e^-$ ve $\frac{1}{2} O_2 + 2H^+ + 2e^- \rightarrow H_2O$ $\frac{1}{2} O_2 + H_2 \rightarrow H_2O$
DMFC	Metanol Oksijen/Hava	20-30	20-90	>70 >50	$CH_3OH + H_2O \rightarrow CO_2 + 6H^+ + 6e^-$ ve $\frac{3}{2} O_2 + 6H^+ + 6e^- \rightarrow 3 H_2O$ $CH_3OH + \frac{3}{2} O_2 \rightarrow H_2O + CO_2$
SOFC	Hidrojen/Hidrokarbon Oksijen/hava	30-50	500-1000	>800 >100	$H_2 + O^{2-} \rightarrow H_2O + 2e^-$ ve $\frac{1}{2} O_2 + 2e^- \rightarrow O^{2-}$ $\frac{1}{2} O_2 + H_2 \rightarrow H_2O$



Şekil 2.6: PEM tipi yakıt hücresinin temel yapısının gösterimi.

PEM tipi yakıt hücresinde meydana gelen toplam kimyasal reaksiyon, eşitlik (2.3) ile verilmiştir. Buna göre 1 mol hidrojen ile oksijenin reaksiyona girmesi sonucu 1 mol su oluşmakta ve 286 kJ/mol enerji çevreye yayılmaktadır. Bu enerji eşitlik (2.4) ile entalpi ve entropi arasındaki fark olarak verilmiştir. Bir hücreden elde edilebilecek enerji en genel formda eşitlik (2.5) ve eşitlik (2.6) ile ifade edilmiştir [48]. Bu eşitliklerde W_{el} , G , n , F ve E sırasıyla elektrik işi, Gibbs serbest enerjisi, hidrojen başına elektron sayısı, Faraday sabiti ve hücre voltajını ifade etmektedir. Bir hücre

voltajı eşitlik (2.7) ve eşitlik (2.8) ile verilmiştir. Eşitlik (2.8)'e basınç ve sıcaklık etkileri dahil edilerek bir hücrenin teorik voltajı eşitlik (2.9) (*Nernst* Denklemi) ile bulunur [47]. Eşitlik (2.9)'a göre standart atmosfer basıncı ve sıcaklıkta bir hücreden 1.229 V elde edilebilir. Bu eşitliklerde H , T , S , p_{H_2} , $p_{O_2}^{0.5}$ ve p_{H_2O} sırasıyla reaksiyon entalpisi, sıcaklık, entropi, hidrojen kısmi basıncı, oksijen kısmi basıncı ve su kısmi basıncını ifade etmektedir. Ancak pratikte aktivasyon, *ohmik* ve konsantrasyon kayıplarından dolayı elde edilebilecek voltaj yaklaşık 0.7 V değerindedir. Yüksek voltaj değerlerini karşılamak için hücreler seri bağlanarak hücre yığınları oluşturulur. Bu yığınların voltajı toplam hücre voltajını ifade eder. Ayrıca hücrelerin alanı toplam akımı belirler. Yakıt hücrelerinin etkinlikleri voltaja karşı akım yoğunluğu eğrileri ile belirlenir. Hücre kayıplarından sonra toplam voltaj eşitlik (2.10) ile ifade edilmektedir [47].



$$\Delta G = \Delta H - T\Delta S \quad (2.4)$$

$$W_{el} = -\Delta G \quad (2.5)$$

$$W_{el} = nFE \quad (2.6)$$

$$E = \frac{-\Delta G}{nF} \quad (2.7)$$

$$E = \frac{-1}{nF} (\Delta H - T_{fc}\Delta S) \quad (2.8)$$

$$E(T, p) = \left(-\frac{\Delta H - T\Delta S}{nF} \right) + \frac{RT}{nF} \ln \left(\frac{p_{H_2} p_{O_2}^{0.5}}{p_{H_2O}} \right) \quad (2.9)$$

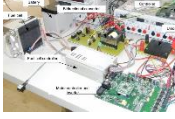
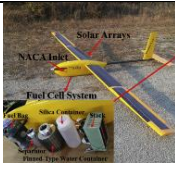
$$V = E - \Delta V_{act} - \Delta V_{ohmic} - \Delta V_{con} \quad (2.10)$$

Simülasyon çalışmalarında yakıt hücresini modellemek için kimyasal, deneysel ve elektriksel olmak üzere üç tip model kullanılmaktadır [49]. Kimyasal modeller hücre kimyası/termodinamiği, ısı transferi ve kütle taşınımı gibi olayları içerdiği için karmaşık bir yapıya sahiptirler. Bu yüzden, bu modeller çevrimiçi araç enerji yönetimi için uygun değildir. Deneysel modeller deneysel ifadeleri ve bu ifadelerden türetilen tabloları kullanmaktadır. Deneysel yöntemler kimyasal modellere göre daha basit bir yapıya sahip oldukları için hesaplama yükleri azdır. Ancak bu modeller sadece belirli yakıt hücresi tipleri için ve belirli operasyon aralıkları için geçerlidir. Elektriksel modeller yakıt hücrelerini, diyot, direnç gibi basit elektriksel devre elemanları kullanarak modellemektedir. Basit yapıya sahip oldukları için çevrimiçi araç enerji yönetimi için en uygun modellerdir. Hibrit İHA'ların itki sisteminin simülasyon çalışmalarında genellikle Ji ve arkadaşlarının [29] yaptığı çalışmadaki model kullanılmaktadır.

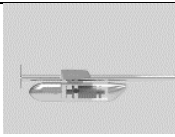
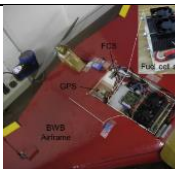
Yakıt hücrelerinde geliştirilmesi gereken konulardan biri düşük dinamik cevap hızlarına sahip olmalarıdır. İHA'lar genellikle sürekli değişken dinamik bir güç talebine ihtiyaç duydukları için yakıt hücrelerinin bu talebi karşılama kapasitesi uçuş performansını etkilemektedir. Düşük dinamik cevap hızından dolayı yakıt hücrelerinin dinamik performans eğrisi ile polarizasyon eğrisi arasında fark oluşmaktadır. Batarya ve süperkapasitörün dinamik cevap hızı yakıt hücrelerinden daha büyüktür. Bu yüzden İHA'larda çoğunlukla batarya ve yakıt hücresi ya da süperkapasitör ve yakıt hücresi hibrit sistemleri oluşturulmaktadır [50]. Bu şekilde oluşturulan hibrit sistemler sayesinde yakıt hücresinin dinamik cevap hızı, yakıt hücresi membran dehidrasyonu ve yakıt starvationu konularında iyileşmeler sağlandığı Verstraete ve arkadaşlarının [51] yaptığı çalışmada ispatlanmıştır. Yakıt hücrelerinin dinamik performansı su, ısı ve gaz yönetimine bağlı olup özellikle İHA uygulamaları için geliştirilmesi gereken konular arasındadır [52], [53].

Yakıt hücresine sahip ilk İHA (*Hornet*) 2003 yılında geliştirilmiştir [54]. *Hornet*, 0.25 saat uçuş süresine sahip idi. 2003 yılından günümüze hem ticari hem de akademik çalışmalarda birçok yakıt hücresine sahip İHA geliştirilmiştir. Günümüzde uçuş süreleri ile ilgili birçok gelişme sağlanmıştır. Örneğin 2013 yılında geliştirilen *Ion Tiger* isimli İHA, 48 saat uçuş süresine sahiptir [42]. Tablo 2.6'da akademik olarak geliştirilen yakıt hücresine sahip öne çıkan İHA'lar ve bunların özellikleri ele alınmıştır.

Tablo 2.6: Literatürdeki yakıt hücresine (FC) sahip İHA'ların incelenmesi.

Model	FC Gücü (W) FC Kütlesi (g) İHA Kütlesi (kg) Kanat Açıklığı (m)	FC Üretici Tipi	Katkı	Ref.
	150 W 320 g 6.50 kg 2.77 m	PEMFC <i>Spectronik</i> FLY-150	Süperkapasitörün hibrit sistem üzerine etkisi detaylı olarak araştırılmıştır.	[55]
	250 W 730 g 6.50 kg 3 m	PEMFC <i>Horizon</i> <i>Aerostak</i> A-250	Yakıt hücresine sahip İHA için detaylı tasarım planı sunulmuştur.	[56]
	200 W - 18.50 kg 6.90 m	PEMFC <i>Horizon</i> <i>Aerostak</i> A-200	Tamamen elektrikli küçük İHA için aktif enerji yönetimi ilk kez uygulanmıştır.	[57]
	100 W 0.90 kg 7.75 kg -	PEMFC <i>Horizon</i> H-100 PEM	Yakıt hücresi değişkenleri kontrol edilerek enerji ve güç yönetimi yapılmıştır.	[58]
	218 W 0.60 kg - 2,5 m	PEMFC Yazarlar	Sodyum bikarbonat temelli bir yakıt hücresi geliştirilmiş ve İHA'da uçuş testleri yapılmıştır.	[59]
	465 W (Pik Güç) 4.96 kg 16.40 kg 6.58 m	PEMFC Yazarlar	Yakıt hücresine sahip İHA'ların tasarım yöntemlerinin karşılaştırılması sunulmuştur.	[60]
	300 W 11 kg 2.80 kg 4.2 m	PEMFC Yazarlar	Batarya, yakıt hücresi ve güneş hücresinden oluşan sisteme, güç değiştirme tekniği uygulanmıştır.	[61]
	500 W - - -	PEMFC HES A-500	Yakıt hücresi ve batarya hibrit sistemi için yer testleri yapılmış ve kural temelli enerji yönetimi uygulanmıştır.	[62]

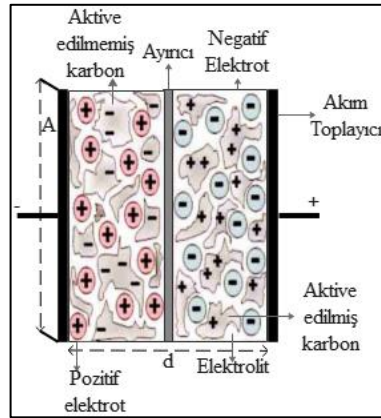
Tablo 2.6 (devamı): Literatürdeki yakıt hücresine (FC) sahip İHA'ların incelenmesi.

Model	FC Gücü (W) FC Kütlesi (g) İHA Kütlesi (kg) Kanat Açıklığı (m)	FC Üretici Tipi	Katkı	Ref.
	100 W - - 2 m	PEMFC Yazarlar	Sodyum bikarbonat (NaBH ₄) temelli yakıt hücresi geliştirilmiştir.	[63]
	200 W 9.80 kg 2 kg (sadece FC) 4.70 m	PEMFC <i>Horizon Aeropak 200</i>	Yakıt hücresi batarya hibrit sisteminin detaylı performansı incelenmiştir.	[64]
	245 W 2.60 kg - -	SOFC Yazarlar	İHA için katı oksit yakıt hücresi geliştirilmiş ve HAD simülasyonları yapılmıştır.	[40]
	100 W 470 g 2.10 kg 1.52 m	PEMFC (NaBH ₄ temelli) <i>Horizon H-100 PEM</i>	Batarya ve yakıt hücresi hibrit sistemi için pasif enerji yönetimi uygulanmıştır.	[65]

2.3.3. Süperkapasitörler

Süperkapasitörler ana enerji kaynağı olmaktan ziyade pik yükleri karşılamak amacıyla yardımcı enerji kaynağı olarak kullanılmaktadırlar. Çift katmanlı (double-layer) hücre yapısına sahip bir süperkapasitörün yapısı Şekil 2.7'de verilmiştir. Buna göre süperkapasitör kolektör, elektrolit ve ayırıcıdan oluşmaktadır. Herhangi bir kapasitörde olduğu gibi, süperkapasitördeki enerji depolaması, bir elektrolit çözeltisinin polarizasyonuna dayanır, bu yüzden enerji depolaması elektrostatik olarak gerçekleşir. Depolama sürecinde kimyasal reaksiyon olmadığından süperkapasitörlerin çevrim ömrü çok yüksektir. Süperkapasitörler genel olarak yüksek güç yoğunluğu ve çevrim ömrüne sahip olmasına rağmen düşük enerji yoğunluğu ve yüksek kendi kendine deşarj (self-discharge) oranına sahiptirler. Batarya ve süperkapasitörlerin karşılaştırması Tablo 2.7'de verilmiştir [2]. Bir süperkapasitör elektriksel olarak eşitlik (2.11), eşitlik (2.12) ve eşitlik (2.13) ile ifade edilmektedir. Bu eşitliklerde C , ϵ_r , ϵ_0 , A_{SC} , E_{SC} , E_u , d ve V_c sırasıyla süperkapasitör kapasitansı, iki katman arasındaki yalıtkanlık sabiti, serbest hacimdeki yalıtkanlık sabiti, yüzey alanı,

depo edilen enerji, kullanılabilir enerji, iki katman arasındaki boşluk ve voltajı ifade etmektedir.



Şekil 2.7: Çift katmanlı süperkapasitörün temel hücre yapısı.

Tablo 2.7: Bataryalar ve süperkapasitörlerin karşılaştırılması.

	Enerji Yoğunluğu (Wh/kg)	Güç Yoğunluğu (W/kg)	Çevrim Ömrü (Saat)	Verim (%)
Kurşun- Asit	30-40	200-300	300-400	75
Ni-MH	60-80	800-1500	1000	75
Li-ion	100-120	600-2000	1000	90
Süperkapasitör	4-15	1000-10000	1000000	85-98

$$C = \epsilon_0 \epsilon_r \frac{A_{SC}}{d} \quad (2.11)$$

$$E_{SC} = \frac{1}{2} C V_c^2 \quad (2.12)$$

$$E_u = \frac{1}{2} C V_{mak}^2 - \frac{1}{2} C V_{min}^2 \quad (2.13)$$

Süperkapasitörler yüksek güç yoğunluğa sahip oldukları için pik yükleri karşılama bakımından diğer enerji bileşenlerine göre üstündürler. Özellikle değişken güç talebine sahip İHA'larda süperkapasitör kullanımı ile batarya ve yakıt hücrelerinin kullanım ömürlerinde iyileştirmeler sağlanabilmektedir. Gong ve arkadaşları [66] tarafından yapılan çalışmada küçük boyutlu bir İHA için batarya, yakıt hücresi ve süperkapasitör üçlü hibrit sistemi oluşturularak süperkapasitörün sisteme etkisi

incelenmiştir. Bu çalışmada ([66]) küçük boyutlu İHA için süperkapasitör kullanımı ile İHA'nın uçuş süresi, sistem verimi ve yük dalgalanmaları üzerine olumlu etkilerinin olduğu gözlenmiş ve iyileşmeler sağlanmıştır. Benzer şekilde Boukoberine ve arkadaşları [67] yakıt hücresi süperkapasitör sistemi incelenmiş ve süperkapasitör kullanımının yakıt hücresinin kullanım ömründe iyileştirmeler sağlandığı gözlemlenmiştir.

Süperkapasitörün simülasyonu için literatürde elektrokimyasal, eşdeğer çevrim ve fractional-order modelleri kullanılmaktadır [68]. Elektrokimyasal modeller yüksek doğruluğa sahip olmalarına rağmen doğrusal olmayan kısmi diferansiyel denklemleri içerdiğinden dolayı hesaplama yükleri yüksek ve karmaşık yapıya sahiptirler. Bu yüzden bu modeller elektrikli araçların simülasyon çalışmaları için uygun değildir [68]. Elektrikli araçların çevrimiçi enerji yönetiminde daha çok eşdeğer çevrim modelleri kullanılmaktadır. Literatürde genellikle araç simülasyonlarında eşitlik (2.14), eşitlik (2.15) ve eşitlik (2.16)'ya dayanan model kullanılmaktadır. Bu eşitliklerde C , C_H , C_{GC} , N_e , ε , ε_0 , A_i , d , c , Q_c ve T sırasıyla süperkapasitör kapasitansı, *Helmholtz* kapasitansı, *Gouy-Chapman* kapasitansı, elektrot katman sayısı, elektronik malzemenin geçirgenliği, serbest hacim geçirgenliği, elektrot ve elektrolit arasındaki serbest yüzey alanı, *Helmholtz* tabaka uzunluğu, molar konsantrasyon, hücrenin elektrik şarjı ve sıcaklığı ifade etmektedir.

$$C = \left[\frac{1}{C_H} + \frac{1}{C_{GC}} \right]^{-1} \quad (2.14)$$

$$C_H = \frac{N_e \varepsilon \varepsilon_0 A_i}{d} \quad (2.15)$$

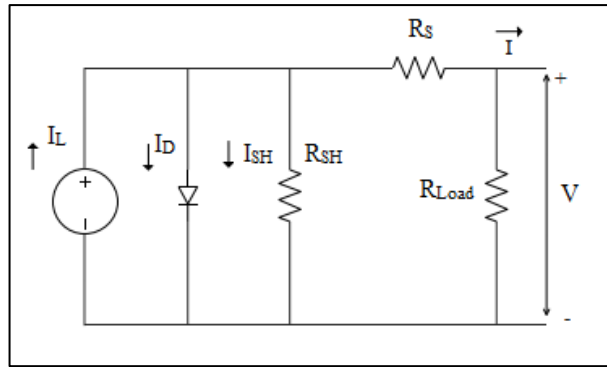
$$C_{GC} = \frac{F Q_c}{2 N_e R T} \sinh \left(\frac{Q_c}{N_e^2 A_i} \sqrt{8 R T \varepsilon \varepsilon_0 c} \right) \quad (2.16)$$

2.3.4. Güneş Hücreleri

Güneş hücreleri foton enerjisini elektrik enerjisine dönüştüren sistemlerdir. Bir güneş hücresi negatif ve pozitif tipteki yarı iletkenlerden oluşur [69]. Bu iki yarı iletken bir çift oluşturur. Bu çift yeterli miktarda foton enerjisine maruz kaldığında yarı

iletkenlerdeki elektronlar serbest kalır. Sisteme bir dış çevrime bağlandığı zaman bu çevrim boyunca akım akışı olur. Böylece DC formda elektrik akımı üretilmiş olur. Foton enerjisi olmadığı zaman yarı iletkenler diyot gibi davranır ve elektrik üretilemez.

Güneş hücresi modelleri tek-diyot (one-diyot), çift-diyot (two-diyot) ve deneysel modeller olmak üzere üç gruba ayrılır [70]. Deneysel modeller diğerlerinden daha az parametre gerektirir. Çift-diyot modeli tek-diyot modeline göre daha fazla parametre içerir ve bu parametrelerin belirlenmesi her zaman mümkün olmayabilir [70]. Tek-diyot modelinin eşdeğer çevrim modeli Şekil 2.8’de verilmiştir.



Şekil 2.8: Tek-diyot tipindeki güneş hücresinin eşdeğer çevrimi.

Şekil 2.8’de verilen çevrime Kirchhoff yasası uygulanarak eşitlik (2.17) elde edilir. Eşitlik (2.17)’deki bilinmeyenler yerine yazıldığında tek-diyot tipindeki güneş hücresi için akım ve voltaj arasındaki ilişki elde edilir (eşitlik 2.18) [69]. Bu eşitliklerde I_L , I_0 , R_S , R_{Sh} , a , U ve I sırasıyla ışık akımı, diyot doyma akımı, seri direnç, şönt direnci, eğri uyurma parametresi, operasyon voltajı ve operasyon akımını ifade etmektedir [70]. Benzer şekilde çift-diyot modeli için eşitlik (2.19), eşitlik (2.20), eşitlik (2.21) ve eşitlik (2.22) elde edilebilir. Çift-diyot modeli tek-diyot modeline göre daha hassastır ancak daha çok parametre gerektirir. Bu eşitliklerde $a_{1/2}$, k_0 , $k_{1/2}$, β_0 , e_{gap} , k_B , T_c ve G_T sırasıyla $\frac{1}{2}$ diyotu için parametre, ışık akım parametresi, $\frac{1}{2}$ diyotu için parametre, sıcaklık katsayısı, malzeme bant aralığı, Boltzman sabiti, hücre sıcaklığı ve güneş radyasyonunu ifade etmektedir.

$$I = I_L - I_D - I_{sh} \quad (2.17)$$

$$I = I_L - I_0 \left\{ \exp \left(\frac{U + IR_s}{a} \right) - 1 \right\} - \frac{U + IR_s}{R_{sh}} \quad (2.18)$$

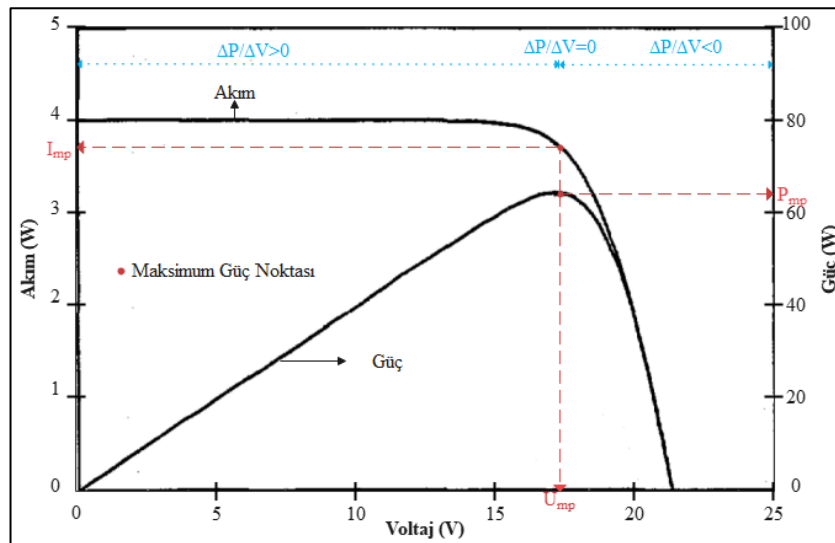
$$I = I_L - I_{D,1} \left\{ \exp \left(\frac{U + IR_s}{a_1 k_B T_c} \right) - 1 \right\} - I_{D,2} \left\{ \exp \left(\frac{U + IR_s}{a_2 k_B T_c} \right) - 1 \right\} - \frac{U + IR_s}{R_{SH}} \quad (2.19)$$

$$I_L = k_0 G_T (1 + \beta_0 (T_c - 273.15)) \quad (2.20)$$

$$I_{D,1} = k_1 T_c^3 \exp \left(\frac{-e_{gap}}{k_B T_c} \right) \quad (2.21)$$

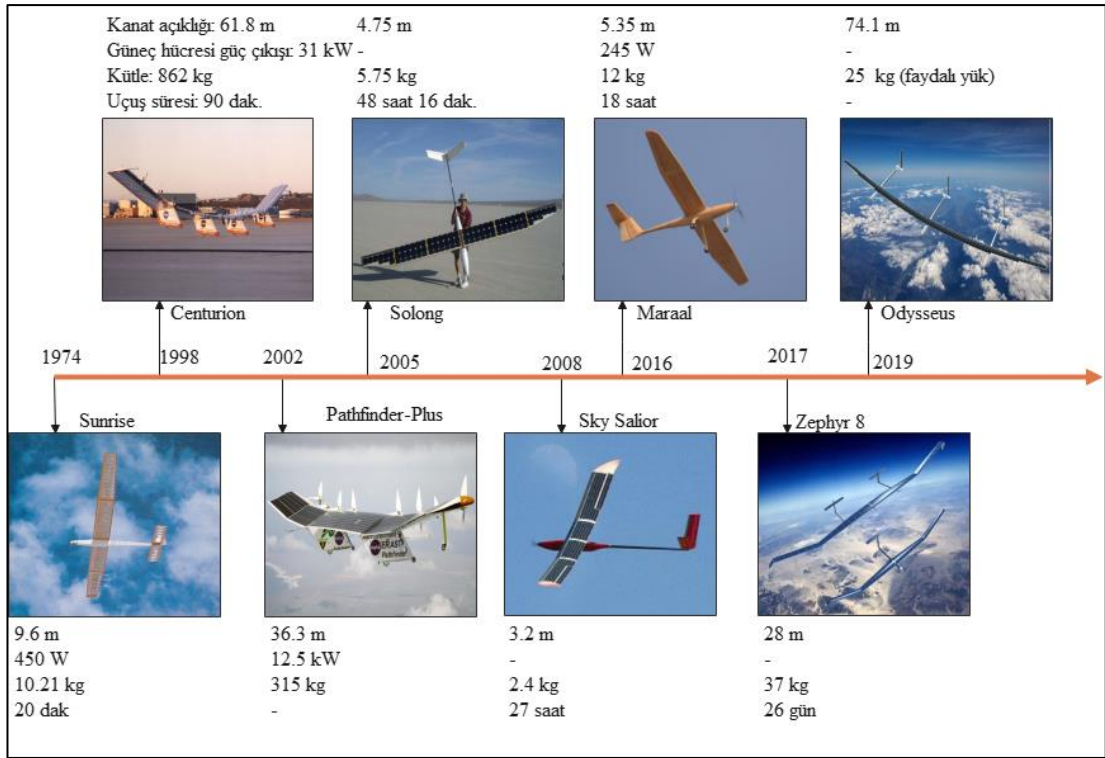
$$I_{D,2} = k_2 T_c^{2.5} \exp \left(\frac{-e_{gap}}{a_2 k_B T_c} \right) \quad (2.22)$$

Bir güneş hücresinden elde edilebilecek elektrik enerjisi güneş ışığının yoğunluğuna, sıcaklığına ve yarı iletken malzemenin özelliklerine bağlıdır [71]. Güneş hücresinden üretilen elektrik doğrusal olmayan bir yapıya sahiptir. Bir güneş hücresinin tipik I-U ve U-P eğrileri Şekil 2.9'da verilmiştir [69], [72]. Güneş hücresinden daha fazla elektrik üretilmesi için onun maksimum güç noktasının yakınlarındaki bölgelerde çalıştırılması gerekmektedir. Bu yüzden güneş hücresi sistemleri maksimum güç noktası takibine (maximum power point tracking-MPPT) ihtiyaç duyarlar.



Şekil 2.9: Bir güneş hücresinin tipik akım-voltaj ve voltaj-güç karakteristiği.

Güneş hücresine sahip ilk İHA 1974 yılında üretilmiştir [73]. Yıllar içinde güneş hücreli geliştiren ve üretilen İHA'ların özellikleri Şekil 2.10'da verilmiştir [74-76], [16]. Buna göre zaman içinde bu İHA'ların uçuş süresinde önemli derecede artış elde edilmiştir. Örneğin, Zephyr 8 isimli, 2017 yılında geliştirilen İHA, 6 gün boyunca havada kalmıştır. Güneş hücreleri genellikle yüksek irtifa uzun menzil (high altitude long range-HALE) tipindeki İHA'larda kullanılmaktadır. Güneş hücresine sahip İHA'ların tarihsel gelişimi hakkında detaylı bilgi Zhu ve arkadaşları [74] tarafından yapılan çalışmada ele alınmıştır.

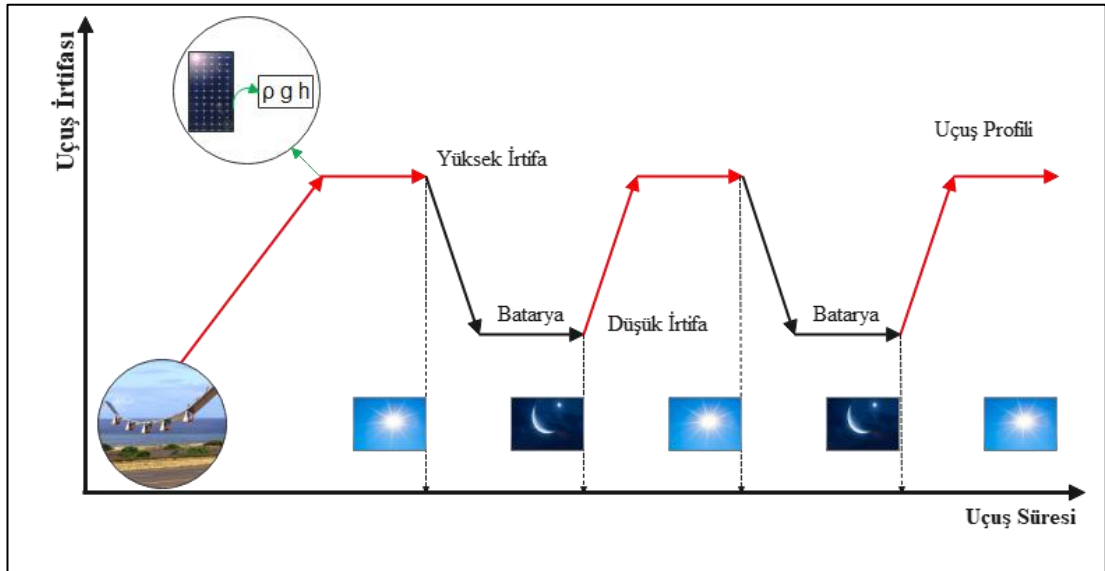


Şekil 2.10: Bazı güneş hücresine sahip İHA'ların özellikleri ve zaman içinde gelişimi.

Ticari olarak birçok güneş hücresi geliştirilmesine rağmen İHA'lar için genellikle ince-film (thin-film) ve silikon güneş hücreleri kullanılmaktadır [77]. Bunun sebebi verim, kütle, maliyet ve uygulanabilirlik açısından daha uygun olmalarıdır [16]. Silikon güneş hücreleri kırılgandır ve bu yüzden onları İHA'nın aerodinamik yapısını bozmadan kanatlara yerleştirmek önemli bir sorundur. Bu eksikliği gidermek için ya İHA düz kanat yapılmakta ya da güneş hücreleri kanat yapısına uyacak şekilde bükülmektedir. İnce film güneş pilinin veriminin silikon güneş pilinden daha yüksek

olduğu uygulamalar olsa da ağırlığı silikon güneş pillerinin yaklaşık 3 katıdır. Bu nedenle İHA'larda çoğunlukla silikon güneş hücreleri kullanılmaktadır.

Bir HALE tipi İHA'nın tipik bir uçuş profili Şekil 2.11'de verilmiştir. Buna göre güneş panelleri sadece gündüz enerji üretebildiği için İHA'nın gece ihtiyaç duyduğu enerji bataryadan sağlanmaktadır. Ayrıca gündüzleri güneşten üretilen enerjinin bir kısmı potansiyel enerji olarak depolanır. Daha sonra bu depolanan potansiyel enerji kayma hareketi tarafından tüketilir. İHA'nın uçuş profili böyle bir döngü içinde görevini tamamlayana kadar devam etmektedir. HALE tipi İHA'lar bu prensibe göre uzun süre uçabilirler. Bu tür İHA'ların enerji yönetiminde irtifa dikkate alınmalıdır. Güneş hücresine sahip İHA'larda yerçekimi potansiyel enerjisinin, enerji yönetimine dahil edildiği birçok çalışma yapılmıştır (Örnek: [78-80]).



Şekil 2.11: HALE tipindeki bir İHA'nın tipik uçuş profili.

2.4. İHA'da Hibrit Topoloji Mimarileri

İHA'larda uçuş süresini ve menzilini arttırmak amacıyla itki sistemlerinde birden çok enerji kaynağının kullanıldığı farklı hibrit mimariler oluşturulmaktadır. Bu amaç ile içten yanmalı motorlar ve bataryalar arasında çeşitli hibrit sistemler kurulmaktadır. Benzer şekilde tamamen elektrikli itki sistemleri için batarya, yakıt hücresi, güneş hücresi ve süperkapasitörler arasında hibrit sistemler oluşturulmaktadır. Ayrıca farklı verim eğrilerine sahip elektrikli motorlar arasında da hibrit sistemler

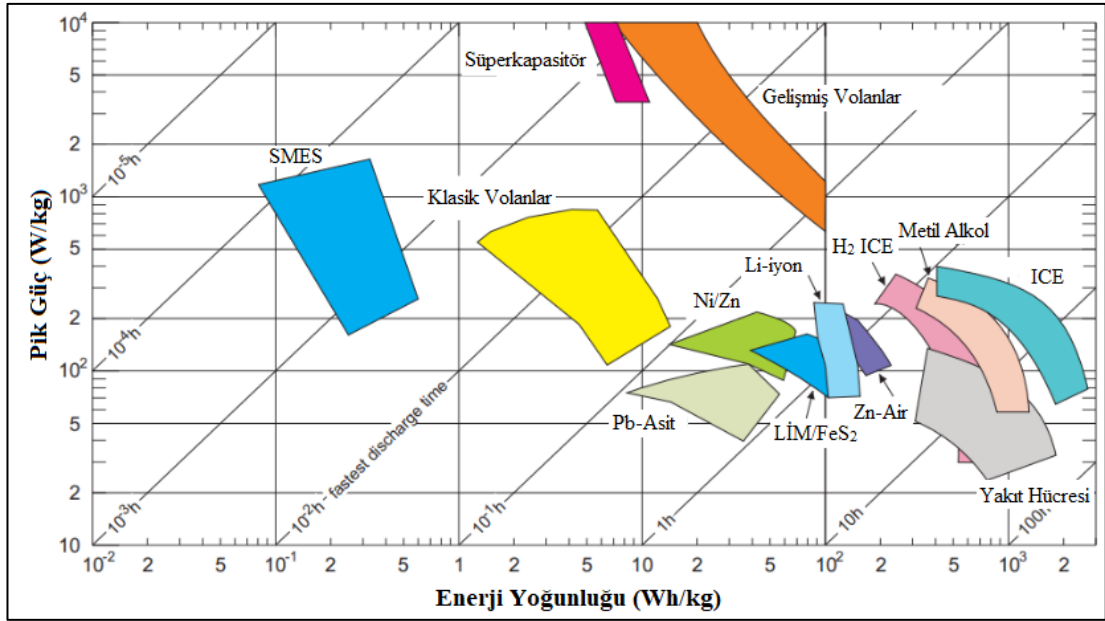
oluşturulabilmektedir. Özetle bu hibrit sistem mimarileri ve özellikleri alt bölümlerde ele alınmaktadır.

2.4.1. İçten Yanmalı Motora Sahip Hibrit Sistemler

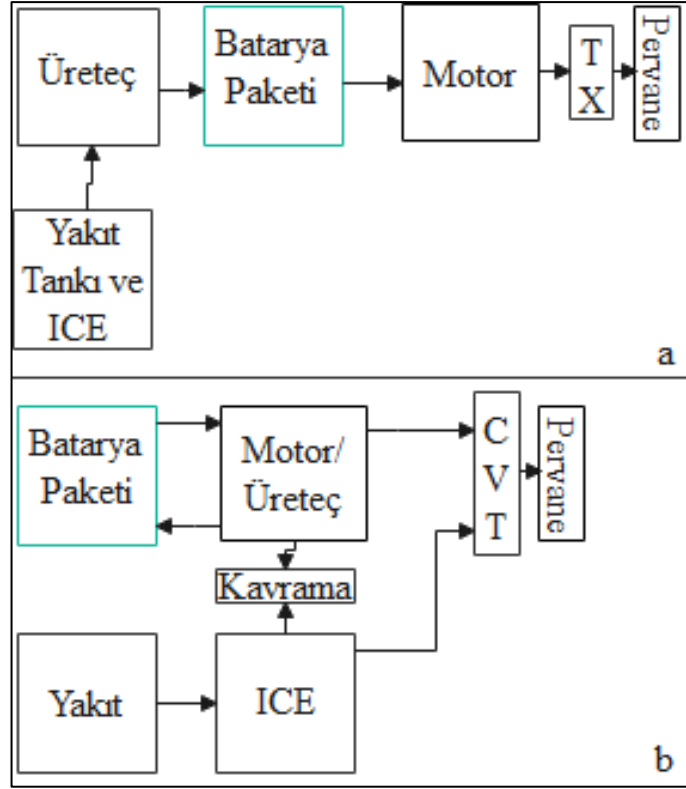
Enerji yoğunluğu ve güç yoğunluğu bakımından birçok enerji bileşenlerinin karşılaştırılması Şekil 2.12’de görülmektedir [41]. Buna göre hâlâ taşıtlar için içten yanmalı motorlar iyi bir seçimdir. Ancak içten yanmalı motorlar düşük verim, yakıtlarının doğada kısıtlı miktarda bulunması, gürültülü ve titreşimli çalışma, yüksek ısı iz ve zararlı emisyonu sahip olma gibi olumsuz özellikleri bünyesinde barındırmaktadır. Bu yüzden diğer mühendislik alanlarında olduğu gibi taşımacılık alanında da içten yanmalı motorların kullanımının azaltılması ve mümkün olduğu ölçüde alternatif enerji kaynaklarının kullanılmasına eğilim vardır. Tam elektrikli sistemlere geçişte ilk basamak olan içten yanmalı motorlar ile bataryaların oluşturduğu hibrit sistemler üzerine çalışmalar yapılmıştır. İHA’lar için içten yanmalı motor ve bataryanın oluşturduğu hibrit sistemlerin sadece içten yanmalı sistemlere göre daha verimli, düşük emisyonlu ve daha fazla uçuş süresi sağladığını ispatlayan birçok çalışma yapılmıştır (örnek: [22], [23], [81]). İçten yanmalı motor ve batarya hibrit sisteminde ana enerji kaynağı içten yanmalı motordur. İHA’nın enerji ihtiyacının nispeten yüksek olmadığı uçuş aşamalarında talep gücü batarya tarafından sağlanır. Ayrıca üretilen güç ile talep gücü arasındaki fark sürekli olarak bataryada depolanabilmektedir. Bu şekilde yardımcı kaynak olarak batarya kullanılmasıyla İHA’nın uçuş süresi, menzili ve faydalı yük kapasitesinde iyileştirmeler sağlanabilir. Ayrıca İHA’nın emisyon değerlerinde de iyileştirmeler sağlanabilmektedir.

İçten yanmalı motorlar (internal combustion engine-ICE) ile elektrik motorları arasında oluşan hibrit sistemler, seri ve paralel olmak üzere ikiye ayrılmaktadır. Bu sistem topolojilerinin örnekleri Şekil 2.13’te ele alınmıştır. Seri konfigürasyonda, içten yanmalı motor yardımcı kaynak olarak kullanılır ve pervane ile bağlantısı yoktur. ICE, bataryayı şarj etmek ve elektrik motorunu desteklemek için kullanılır [81]. Seri hibrit sistemin verimi paralel sisteme göre daha düşüktür ve kütlesi daha fazladır. Ancak seri hibrit sistem, düşük hız ve yüksek tork uygulamaları için idealdir. Ayrıca, tahrik dağıtımı için ve çok rotorlu sistemler durumunda uygundur [82]. Paralel konfigürasyonda, güç talebi ICE ve elektrik motoru arasında paylaşılır. Böylece ICE ve elektrik motoru daha küçük boyutlandırılabilir. İHA’larda, küçük boyutu ve düşük

enerji kaybı nedeniyle paralel konfigürasyon tercih edilir [83], [62]. Ancak paralel konfigürasyonlarda enerji yönetimi daha karmaşıktır. Talep gücünün batarya ve içten yanmalı motor arasında paylaşımı, batarya SOC durumu ve ihtiyaç fazlası enerjisinin bataryada depo edilmesinin sürekli olarak kontrolü yapılmalıdır. Bu sebeple sistemin uygulanabilmesi için gerekli donanımlar İHA’da ilave kütle artışına sebep olacaktır. Kütle artışı olmasına rağmen İHA platformları için paralel bağlı sistem seri olana göre daha uygundur.



Şekil 2.12: Güç ve enerji yoğunluğu bakımından enerji kaynaklarının karşılaştırılması.



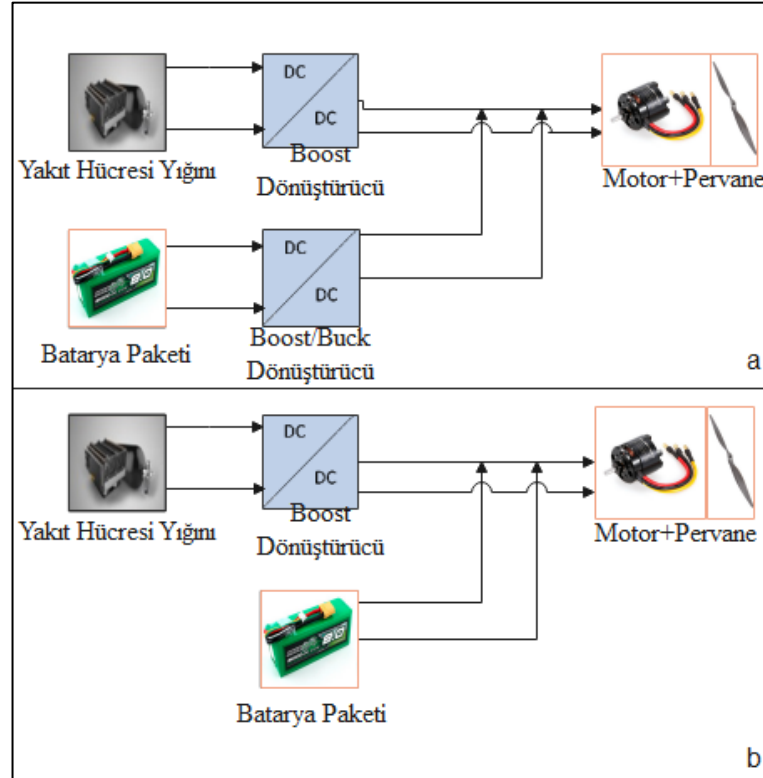
Şekil 2.13: İçten yanmalı motorlar ve elektrik motorlarının oluşturduğu seri (a) ve paralel (b) konfigürasyonlar.

2.4.2. Tamamen Elektrikli Hibrit Sistemler

İçten yanmalı motorların olmadığı sistemlerde yakıt hücreleri, bataryalar ve güneş hücreleri arasında hibrit tahrik sistemleri oluşturulabilir. Farklı enerji kaynakları ve güç dönüştürücüler genellikle hibrit elektrik sistemlerinde birleştirilir. Nispeten düşük güç yoğunlukları ve hepsinden önemlisi yavaş dinamik tepkileri nedeniyle yakıt hücreleri kullanırken bu zorunlu hale gelmektedir. Bu hibrit sistemlerde genellikle ana kaynak olarak yakıt hücresi, yardımcı kaynak olarak ise batarya ve süperkapasitör kullanılmaktadır. Yakıt hücreleri ve bataryaların oluşturduğu hibrit sistem Şekil 2.14'te gösterilmektedir. Bu sistemlerde batarya yerine süperkapasitör kullanarak benzer hibrit topolojiler oluşturulabilir. Burada önemli olan İHA'nın görevine ve performans indekslerine (uçuş hızı, menzil, faydalı yük vb.) göre hibrit topoloji seçmektir. Bu şekilde yakıt hücresi ile yardımcı kaynak olarak batarya ya da süperkapasitör kullanılması yakıt hücresinin düşük dinamik cevap hızı ve başlangıçta kararsız çalışma eksikliklerini giderecektir.

Hibrit topolojilerde DC/DC dönüştürücüler yardımıyla aktif enerji yönetimi uygulanmaktadır. Şekil 2.14-a'da batarya sistem barasına DC/DC dönüştürücü ile

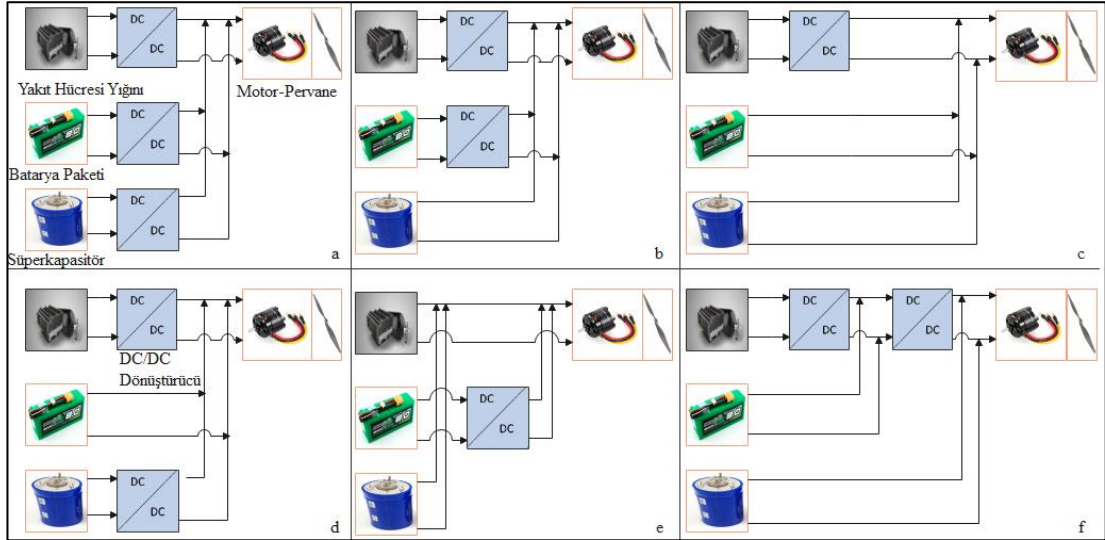
bağlanmıştır. Böylece yakıt hücresi tarafından üretilen enerji, İHA talep enerjisinden daha yüksek olduğunda batarya şarj edilebilir. Şekil 2.14-b'de, batarya doğrudan DC baraya bağlanmıştır. Bu topoloji, bataryanın şarj edilmesinin kritik olmadığı uygulamalar için seçilebilir. Şekil 2.14'te verilen hibrit sistemlerde bataryalar yerine süperkapasitörler kullanılabilir. Enerji kaynaklarının ve topolojilerin seçiminde İHA'nın misyonu dikkate alınmalıdır.



Şekil 2.14: Batarya, süperkapasitör ve yakıt hücresinin oluşturduğu ikili hibrit sistemin yapısı.

Bazı görevler için İHA'nın talep gücü sürekli olarak değişebilmekte ve anlık olarak yüksek güç gereksinimlerine ihtiyaç olabilmektedir. Bu şekilde talep gücüne sahip bir İHA'nın itki sisteminde yakıt hücresi ve bataryadan oluşan hibrit sisteme süperkapasitörler eklenmesinin olumlu sonuçları olacaktır. Yakıt hücresi, batarya ve süperkapasitörlerin İHA'da oluşturduğu üçlü hibrit sistem topolojileri Şekil 2.15'te verilmiştir. Süperkapasitörlerin güç yoğunluğu diğer enerji kaynağına göre daha fazladır. Bu nedenle, yakıt hücresi ve bataryadan oluşan hibrit sisteme süperkapasitör dahil edilerek, hibrit sistem dinamik yükler için daha kararlı hale getirilebilir. Ayrıca süperkapasitör kullanımı diğer kaynakların ömrüne ve İHA'nın manevra kabiliyetine olumlu etki yapmaktadır. Yüksek irtifalarda uzun havada kalma süresi gerektiren

görevlerde güneş hücreleri iyi bir seçenek olmaktadır. Ancak İHA'nın yapısı güneş panellerini yerleştirmek için uygun olmalıdır. Şekil 14 ve Şekil 15'te gösterilen hibrit sistemlere güneş hücreleri eklenebilir ya da yakıt hücresi yerine güneş hücresi kullanılarak çok çeşitli hibrit sistemler oluşturulabilir.



Şekil 2.15: Batarya, yakıt hücresi ve süperkapasitörün oluşturduğu üçlü hibrit sistem örnekleri.

2.4.3. Birden Çok Elektrik Motorlu Hibrit Sistemler

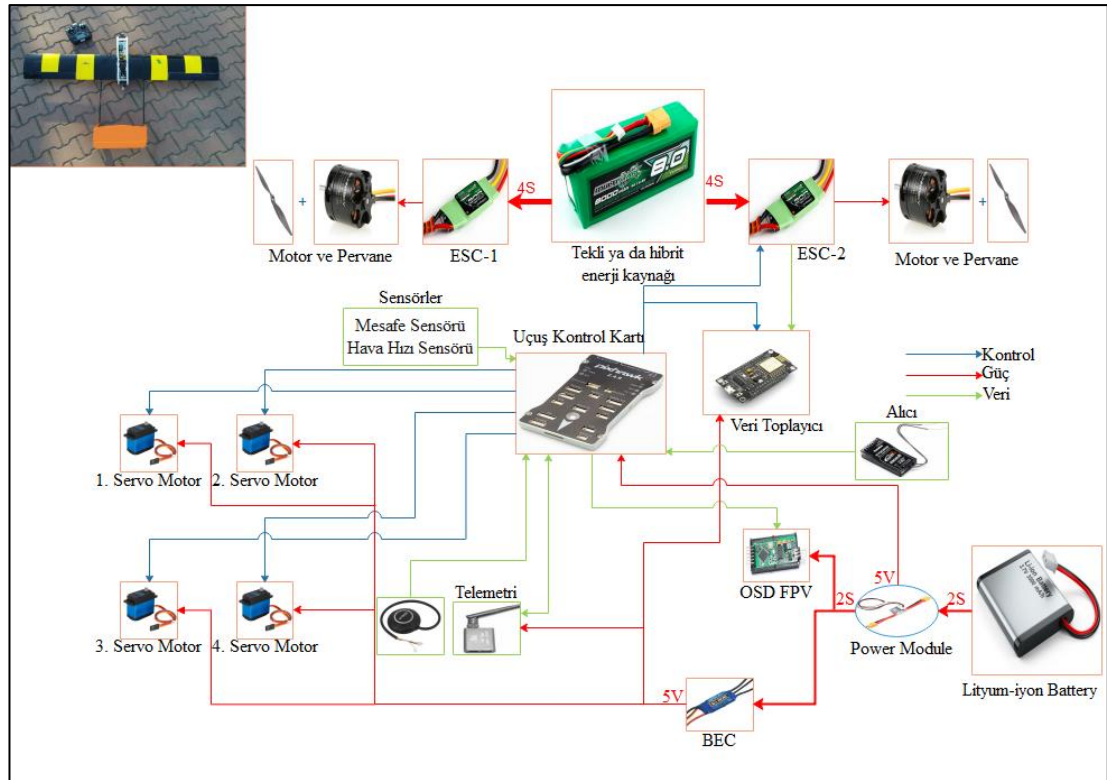
İHA'ların enerji tüketimi göz önüne alındığında büyük kapasiteli tek motor yerine farklı verim eğrilerine sahip iki küçük motorun kullanımı makul bir yaklaşım olabilir. Ayrıca İHA'ların yüksek manevra gerektiren görevlerinde birden çok motora sahip olması istenebilir. Ön-arka konfigürasyonlu yapının uçaklarda ilk örneklerinden biri 1961 yılında uçuş testleri yapılan *Cessna 337* uçağıdır. Son yıllarda bu uçağın tamamen elektrikli modelleri üretilmektedir. Ayrıca yine ön-arka konfigürasyona sahip birden çok motorlu elektrikli bazı uçaklar üretilmekte olup bunların görselleri Şekil 2.16'da verilmiştir. Bu bağlamda benzer yaklaşımın küçük tip İHA'lar için uygulanabileceği düşünülmüştür. Bu amaç için düşünülen böyle bir İHA'nın temel yapısı Şekil 2.17'de verilmiştir.



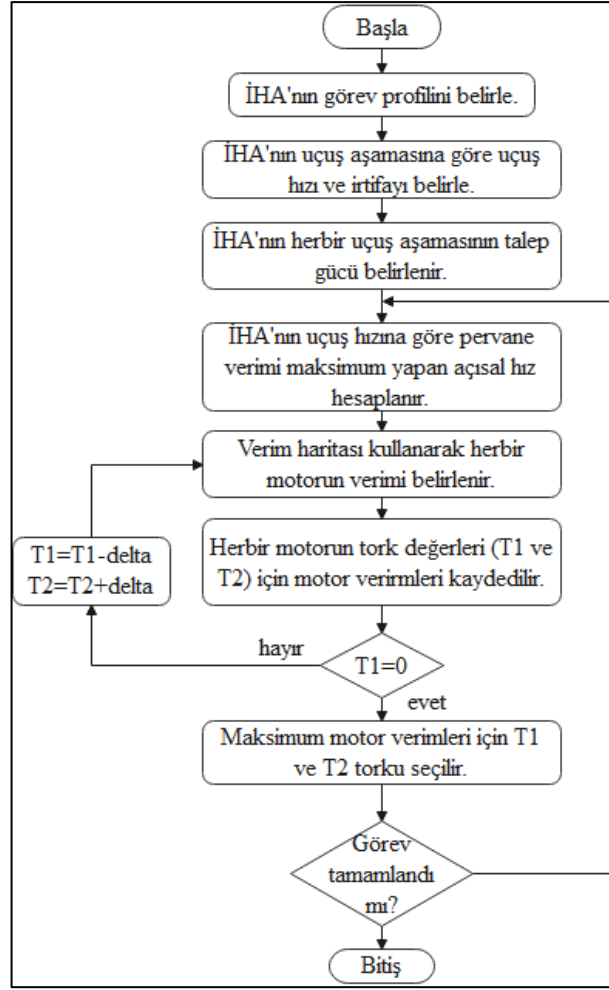
Şekil 2.16: Ön-arka konfigürasyonlu birden çok motora sahip bazı elektrikli uçak görselleri.

Önceki bölümlerde enerji kaynaklarının oluşturduğu hibrit sistemler hakkında literatür araştırması ele alınmıştır. Sabit kanatlı bir İHA’da, enerji tüketim elemanları olarak motorlar arasında da hibrit sistemler oluşturulabilir. Sabit kanatlı İHA görevi gereği birden çok motora sahip olabilir ya da tüketim karakteristikleri farklı motorlar ile hibrit sistemler oluşturulabilir. Literatürde çok motorlu İHA’larla ilgili yapılmış çalışmalar olsa da ön-arka konfigürasyonlu, opsiyonlu çalışabilen ve farklı hatveli/çaplı, KV (1 Volt için dev/dak.) değerli motorlarla yapılmış bir çalışma örneğine rastlanmamıştır. Oysa çoğunlukla sabit kanatlı İHA görevlerinde farklı uçuş aşamalarında farklı itki konfigürasyonlarının devreye alınması eniyileme açısından gayet makul bir yaklaşımdır. Başka bir deyişle, küçük bir İHA’da tek bir motor yerine farklı özelliklere sahip birkaç motor kullanılabilir. Bu sayede her motor veriminin en yüksek olduğu açılal hız ve tork değerlerinde çalıştırılarak toplam verim en fazla yapılmış olacaktır. Elektrikli araçlarda 2 veya 4 elektrik motoru ile oluşturulmuş

benzer hibrit topolojiler vardır (Örnek: [84], [85]). Bu araçlarda talep torku bu elektrik motorları arasında paylaşılır. Bu çalışmalardan hareketle benzer sistemin İHA’larda kurulabileceği düşünülmüştür. Önerilen yeni topolojinin yapısı Şekil 2.17’de gösterilmektedir. Bu örnek iki elektrik motoru için oluşturulmuştur, ancak benzer bir yaklaşımla daha fazla motor ihtiyaç doğrultusunda sisteme eklenebilir. Burada, motorlar arasında en yüksek verime göre tork paylaşımı yapılarak genel verimde artış sağlanabilir [84], [86]. Bu şekilde uygulanabilecek tork paylaşım algoritmasının akış diyagramı Şekil 2.18’de sunulmuştur [190].



Şekil 2.17: Bir sabit kanatlı İHA için iki motorlu hibrit topoloji örneği.



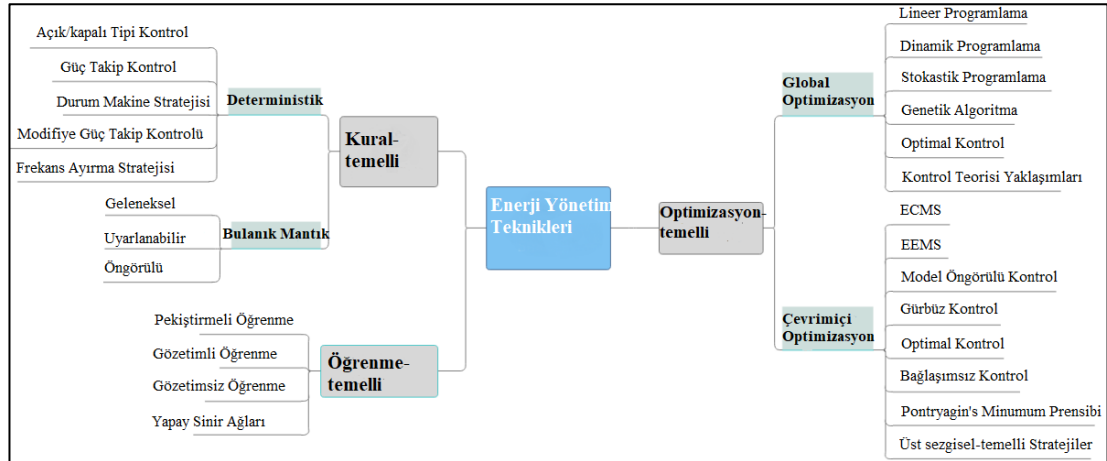
Şekil 2.18: İki motora sahip İHA’da güç paylaşım algoritmasının akış diyagramı.

3. İHA’LARDA HİBRİT ELEKTİRİKLİ İTKİ SİSTEMLERİNİN ENERJİ YÖNETİMİ VE KONTROLÜ ÜZERİNE YAKLAŞIMLAR

Elektrikli araçlarda oluşturulan hibrit sistemler, toplam sistem verimliliğini artırmak, her bir bileşenin performansını korumak ve operasyon ömrünü uzatmak için enerji yönetimine ihtiyaç duymaktadırlar. İHA'larda ve diğer elektrikli araçlarda uygulanan enerji yönetimi stratejileri kural temelli (rule-based), öğrenme temelli (learning-based) ve optimizasyon temelli (optimization-based) olmak üzere üç ana grupta sınıflandırılmaktadır. Enerji yönetimi stratejilerinin detaylı sınıflandırılması ve alt grupları Şekil 3.1'de verilmiştir. Bu stratejilerin İHA'lar açısından karşılaştırılması ve İHA'lardaki uygulama örnekleri Tablo 3.1'de verilmiştir [97-101]. Tablo 3.1'e göre İHA'ların enerji yönetimine yönelik çalışmalar genellikle kural temelli yaklaşımlara odaklanmıştır. Bunun sebebi olarak kural temelli yaklaşımların düşük hesaplama yükleri sunmalarından dolayı çevrimiçi uygulanabilirliğe sahip olmaları gösterilebilir. Diğer elektrikli araçlarda üst sezgisel (meta-heuristic) tabanlı enerji yönetimi ile ilgili birçok çalışma olmasına rağmen (Örnek: [86-89]) İHA'ların enerji yönetiminin bu yöntemle yürütüldüğü çok az çalışma bulunmaktadır. Bu bağlamda İHA'ların enerji yönetiminde optimizasyon ve öğrenme temelli yaklaşımlar yeni araştırma konuları olma potansiyeline sahiptir.

Optimizasyon temelli stratejilerde, bir amaç fonksiyonunun önceden belirlenen kısıtlamalara göre minimum veya maksimum değerinin bulunması hedeflenir [90]. Amaç fonksiyonu; tork, yakıt tüketimi, şarj durumu, çevrim ömrü ve emisyon değeri gibi özelliklerin optimize edilmesini içerebilir [91]. Genel olarak optimizasyon temelli stratejiler, global optimizasyon (nedensel) ve gerçek zamanlı optimizasyon (nedensel olmayan) olarak iki gruba ayrılır. Global optimizasyon stratejileri büyük ölçüde uçuş profilinin önceden bilinmesine bağlıdır [92], [93]. Bu stratejiler genel olarak global bir optimumu garanti eder, ancak hesaplama yükleri çok yüksek olduğu için gerçek zamanlı olarak uygulanamazlar. Gerçek zamanlı optimizasyon stratejileri, problemin gerçek zamanlı olarak çözülebilen ve düşük hesaplama yükü olan bir anlık amaç fonksiyonunun yerel minimuma dönüştürülmesiyle elde edilir. Kural temelli enerji yönetimi stratejileri, önceden elde edilen ve daha sonra haritalar veya tablolar aracılığıyla çevrimiçi olarak uygulanan önceden tanımlanmış kurallara dayanır.

Optimumu bulmak için büyük veri kümelerini kullanan öğrenmeye dayalı (learning-based) enerji yönetimi tekniklerinde önceden tanımlanmış kurallara ihtiyaç yoktur [94]. Bu teknikler, farklı sistemlere uygulanabilme ve modelsiz kontrol gibi avantajlara sahiptirler [95]. Ancak bu tekniklerde doğru bir veri tabanı oluşturmak zordur. Öğrenme tekniklerine göre pekiştirmeli öğrenme (reinforcement learning), denetimli öğrenme (supervised learning), denetimsiz öğrenme (unsupervised learning) ve sinir ağları (neural network) olarak sınıflandırılır. Pekiştirmeli öğrenme stratejilerinde öğrenme, bir etmen ve bir çevre arasındaki etkileşimden gelir. Bir öğrenme aracı ve bir çevre sürekli etkileşim halindedir [95]. Öğrenmek için önceden belirlenmiş bir veri setine ihtiyaç duymaz. Bir aracı, gerçek zamanlı verilerden öğrenebilir. Bu nedenle, pekiştirmeli öğrenme stratejisi gerçek zamanlı uygulamalar için çok uygundur. Denetimli öğrenmede, eğitim verilerinin doğruluk düzeyi istenilen düzeye ulaşana kadar eğitim devam eder. Denetimsiz öğrenmede ise girdi verilerinden sonuçlar çıkarılarak öğrenme yapılır. Sinir ağı, birden çok girişi ve birden çok çıkışı olan sistemler için uygundur [96]. Adaptif bir yapıya sahiptir ve herhangi bir sistemi kontrol etmek için kullanılabilir. Hesaplama yükü düşük olduğundan, sinir ağı gerçek zamanlı olarak uygulanabilir. Ancak performansı, öğrenme verilerine ve tahmin doğruluğuna bağlıdır [24]. Ayrıca, yakınsama ve eğitim zamanı alabilir.



Şekil 3.1: Elektrikli araçlar için enerji yönetim stratejilerinin sınıflandırılması.

Tablo 3.1: Enerji yönetim stratejilerinin (EYS) karşılaştırılması ve İHA'lar için uygulama örnekleri.

EYS	Üstünlük	Eksiklik	Örnekler
Deterministik Kural Temelli	Hesaplama yükleri düşüktür ve basittirler. Çevrimiçi uygulanabilirlikleri vardır.	Verimleri düşüktür. En iyi çözümü garanti etmezler. Kalibrasyon ve parametre ayarı gerektirler.	[102-108], [57], [70], [61], [80], [100]
Bulanık Mantık Kural Temelli	Çevrimiçi uygulanabilirlikleri vardır. Çok değişkenli doğrusal olmayan sistemler için uygundur.	Optimalliği garanti etmezler. Üyelik fonksiyonu ve kuralların kalibrasyonu gereklidir. Kurallar insan tecrübesi ve geçmiş bilgiye dayanır.	[109-112], [22]
Öğrenme Temelli	Model bağımsızlığı, öğrenme, çevrimiçi uygulanabilirlik ve adaptif yapıya sahiptirler.	Yakınsama ve öğrenme zaman alır. Kararlı olmayabilirler. Karmaşık yapıya sahiptirler.	[23], [24], [135]
Global Optimizasyon Temelli	Optimalliği garanti ederler. Kalibrasyon gerektirmezler.	Hesaplama yükleri fazladır. Çevrimiçi uygulanamazlar. Matematiksel olarak karmaşıktırlar.	[114-118]
Çevrimiçi Optimizasyon Temelli	Çevrimiçi uygulanabilirlik ve yeterli optimallik sunarlar.	Küresel optimalliği garanti etmezler.	[119], [67], [120]

4. İHA’LARDA ENERJİ YÖNETİMİ ÜZERİNE LİTERATÜR ARAŞTIRMASI

Bu bölümde İHA'larda enerji ve güç yönetimi ile ilgili literatürdeki çalışmalar incelenmiştir. Bu konuda çalışacak araştırmacılar için faydalı bir başvuru kaynağı olabilecek mevcut çalışmalar önemli yönleriyle birlikte ele alınmaktadır. Bu çalışmaların bir özeti Tablo 4.1’de verilmiştir.

Tablo 4.1: İHA’larda enerji yönetimi üzerine yapılan çalışmaların özeti (HWIL- hardware-in-the-loop-simulation).

Ref.	Sistem Topolojisi	Enerji Yönetim Tipi	Deney/Sim.	Katkı
[121]	FC+B	Pasif Metot	İkisi	Hidrojenin depolanması için sodyum kullanılmıştır.
[122]	B+FC+S	Pasif Metot	Sim./HWIL	Sistemin dinamik cevabı üzerine batarya kapasitesinin etkisi incelenmiştir.
[123]	B+FC+S	Pasif Metot	Sim./HWIL	Süperkapasitörün sistem üzerine etkisi incelenmiştir.
[124]	FC+B+SC	Pasif Metot	Sim.	İHA’nın uçuş süresi 470 dakikadan 970 dakikaya çıkarılmıştır.
[125]	FC+B	Pasif Metot	Deney	NaBH ₄ hidrojen üreticisine ve bataryaya sahip İHA için uçuş testleri ve rüzgâr tüneli testleri yapılmıştır.
[57], [103]	FC+SC+B	Kural Temelli	İkisi	Aktif enerji yönetim tekniğinin pasif olandan daha üstün olduğu ispatlanmıştır.
[126]	FC+B	Frekans Ayırıştırması	Sim.	Frekans ayırıştırması ve kural temelli stratejilerin birleşiminden oluşan yeni bir teknik önerilmiştir.
[110]	SC+B+FC	Bulanık Durum Makinesi	Sim.	İHA için enerji yönetimi ve yörünge optimizasyonu birlikte yapılmıştır.
[127]	FC+B	Bulanık Mantık	Sim.	İHA’ya bulanık mantık temelli enerji yönetimi uygulanmıştır.
[80]	SC+B	Potansiyel Enerji Depolama	Sim.	Potansiyel enerjiyi hesaba katan bir enerji yönetimi uygulanmıştır.

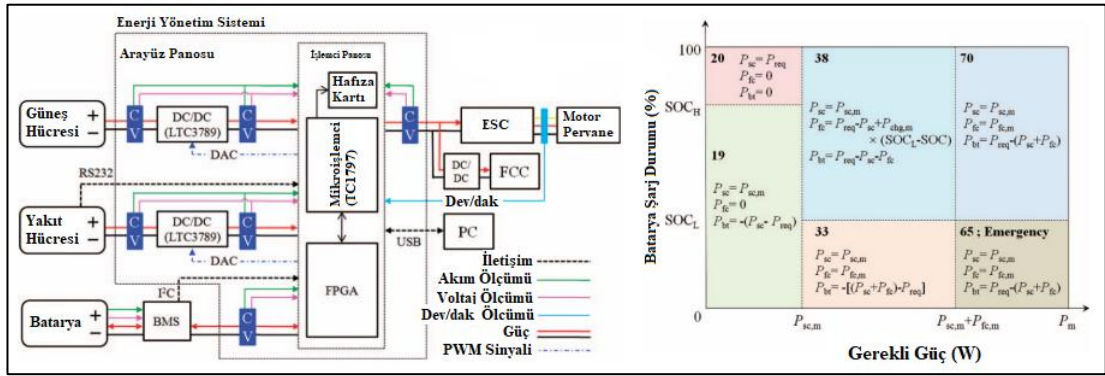
Tablo 4.1 (devamı): İHA’larda enerji yönetimi üzerine yapılan çalışmaların özeti (HWIL-hardware-in-the-loop-simulation).

Ref.	Sistem Topolojisi	Enerji Yönetim Tipi	Deney/Sim.	Katkı
[120]	B	Klasik Optimal Kontrol	Sim.	İHA’nın enerji tüketim modeli geliştirilmiş ve MATLAB Falcon ile simülasyon çalışmaları yürütülmüştür.
[128]	B	Doğrusal Olmayan Programlama	Sim.	İHA’nın uçuş süresini arttırmak amacıyla enerji optimizasyonu yapılmıştır.
[129]	B+ICE	Karışık-tamsayı Lineer Programlama	Sim.	Enerji yönetimde hesaplama yükü azaltılmıştır.
[130]	FC+B	Zaman Gecikmesi Kontrolü, PI Kontrol	İkisi	İki enerji yönetim tekniği birbiriyle kıyaslanmıştır.
[131]	FC+B	Üst sezgisel	Sim.	Hibrit sisteme üst sezgisel algoritma uygulanmıştır.
[132], [133]	B+FC+S	Üst sezgisel	Sim.	Birçok üst sezgisel algoritma uygulanmış ve birbirleri ile kıyaslanmıştır.
[78]	B+SC	Parçacık Sürü Opt.	Sim.	Rüzgâr, hava yoğunluğu ve irtifayı içeren bir dinamik model kurulmuştur.
[112] [134]	FC+B	Uyarlamalı Ağ Tabanlı Bulanık Çıkarım Sistemi	İkisi	Enerji yönetimi ve yakıt hücresi kontrolü birlikte yürütülmüştür.
[135]	B+ICE	Q-Öğrenme (Q-Learning)	Sim.	Bir İHA için tam model kurulmuştur. Enerji yönetimi ile yakıt tüketimi ve emisyon değerlerinde iyileşme sağlanmıştır.

4.1. Pasif ve Kural Temelli Çalışmalar

Lee ve arkadaşları [103], [70] güneş hücresi, yakıt hücresi ve bataryadan oluşan bir hibrit sistemi, MATLAB/Simulink programında modellemiş ve bu sistemin tahrik ettiği İHA’nın gerçek uçuş testlerini başarıyla gerçekleştirmiştir. Uçuş testleri yürütülen İHA, 6.4 m kanat açıklığına ve 18 kg kütleye sahiptir. Seyir uçuşu aşaması

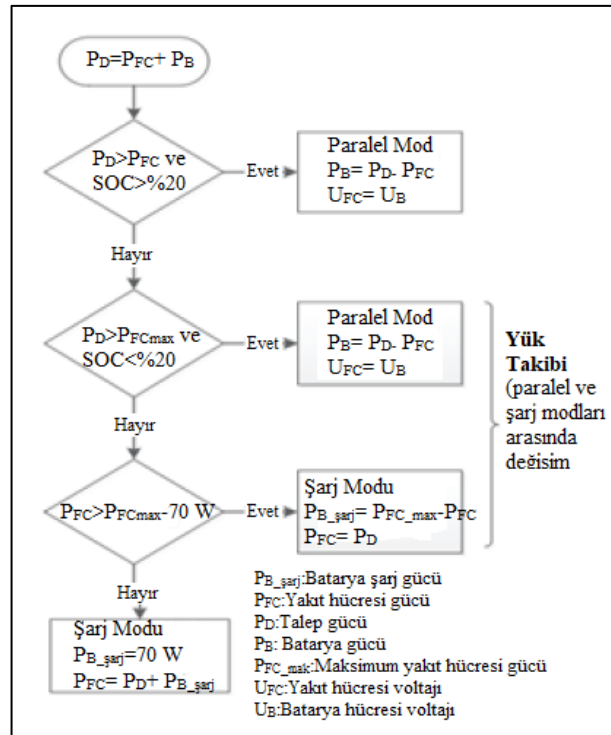
sırasında gereken güç ve İHA'nın uçuşu boyunca ihtiyaç duyduğu en fazla güç sırasıyla 425 W (aviyonik elemanlar için 25 W) ve 1.3 kW olarak belirlenmiştir. Hibrit sistem, 25.9 V (nominal voltaj) ve 4.3 Ah (kapasite) olan bir Li-po tipi batarya, pik gücü 165.2 W ve anma voltajı 28.1 V olan 3 adet güneş hücresi ve 2 adet PEM tipi yakıt hücresinden oluşmaktadır. Uçuş testleri yaz ve kış aylarında yapılmıştır. Talep gücünü yaz mevsiminde karşılama oranı %39.6 yakıt hücresi, %55.9 güneş hücresi ve %4.5 batarya, kışın ise %18.5 güneş hücresi, %77 yakıt hücresi ve %4.5 batarya olarak belirlenmiştir. Bu hibrit sistemde hem aktif hem de pasif enerji yönetimi teknikleri uygulanmıştır. Pasif yöntem, kaynaklar arasındaki voltaj eşleşmesine dayanmaktadır. Bu hibrit sistemin pasif enerji yönetiminde herhangi bir DC/DC dönüştürücü kullanılmadan her kaynak doğrudan DC barasına bağlıdır. Aktif enerji yönetim stratejisi olarak kural temelli termostat kontrol stratejisi uygulanmıştır. Aktif enerji yönetim tekniği ile batarya şarj durumunun %45 seviyesinde korunduğu gözlenmiştir. Pasif enerji yönteminde ise sistemin çalışma koşullarında batarya şarj durumu seviyesi korunamamıştır. Çalışmalar sonucunda aktif bir enerji yönetim sisteminde güç dağıtımının pasif olana göre daha verimli olduğu ispatlanmıştır. Bu çalışma, küçük insansız hava araçlarında aktif bir enerji yönetim sisteminin uygulandığı ilk çalışma olması açısından önemlidir. Lee ve arkadaşları tarafından geliştirilen hibrit sistem topolojisi (solda) ve enerji yönetimi algoritması (sağda) Şekil 4.1'de verilmiştir [57], [103].



Şekil 4.1: Lee ve arkadaşları tarafından geliştirilen hibrit sistem topolojisi (solda) ve enerji yönetimi algoritması (sağda).

Savvaris ve arkadaşları [108] yakıt hücresi ve bataryadan oluşan hibrit sistemin tasarımını ve döngü içi donanım simülasyon çalışmalarını (hardware-in-the-loop), küçük tip insansız hava aracı için gerçekleştirmiştir. İHA için 6 serbestlik derecesine

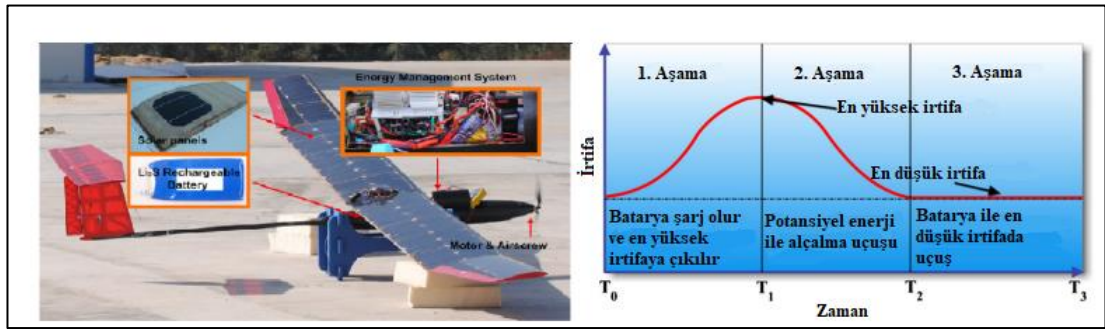
sahip tam bir simülasyon modeli kurulmuş ve simülasyonlar farklı batarya şarj durumlarında gerçekleştirilmiştir. Bu çalışmada uygulanan kural temelli enerji yönetim sistemi Şekil 4.2'de verilmiştir [108]. Bu enerji yönetim tekniği, paralel-şarj ve yük takip aşamaları olarak iki gruba ayrılmaktadır. Paralel aşamada, yakıt hücresi ve batarya DC baraya bağlanmış ve güç talebi bu iki kaynaktan karşılanmıştır. Şarj aşamasında, batarya, yakıt hücresi tarafından şarj edilmektedir. Çalışmada kurulan hibrit sistem, 500 W yakıt hücresi ve 85 W bataryadan oluşmaktadır.



Şekil 4.2: Savvaris ve arkadaşları tarafından oluşturulan kural temelli enerji yönetim tekniği.

Xian-Zhong ve arkadaşları [79] yüksek irtifa uzun menzil (high altitude long endurance-HALE) tipi küçük İHA için batarya sınırlamalarından kaynaklanan kısa uçuş süresi/menzil problemini çözmek amacıyla potansiyel enerjinin kullanımını içeren yeni bir enerji yönetim algoritması geliştirmişlerdir. Hibrit sistem, lityum-kükürt batarya ve güneş hücresinden oluşmaktadır. Bu enerji yönetim tekniğinde, güneş hücresinin gündüz ürettiği enerji, bataryada elektrik enerjisi ve İHA'da potansiyel enerji olarak depolanır, daha sonra bu depolanan enerji gece kullanılmaktadır. Bu yöntem sayesinde bir günlük döngüde bataryada %23.5 enerji tasarrufu sağlanmıştır. Önerilen enerji yönetimi stratejisi Şekil 4.3'te (sağda)

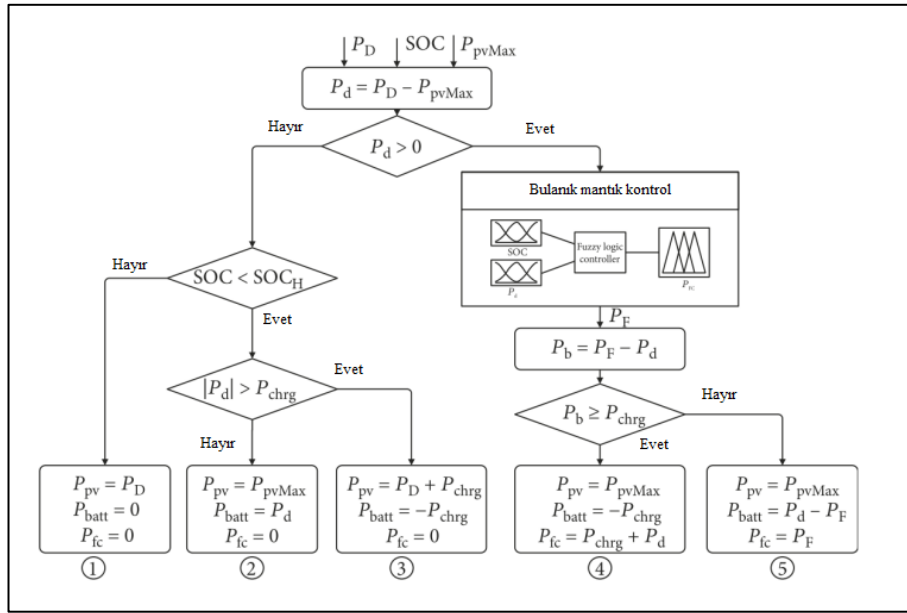
gösterilmektedir. Çalışmada kullanılan enerji yönetimi tekniği 3 aşamadan oluşmaktadır. İlk aşamada güneş panellerinin gündüz ürettiği enerji bataryada elektrik enerjisi ve İHA'da irtifa olarak depolanır. İlk aşamanın sonunda insansız hava aracı çıkabileceği en yüksek irtifaya çıkar ve ardından ikinci aşamada süzülme hareketi ile depoladığı potansiyel enerjiyi kullanmaktadır ve üçüncü aşamada, batarya sayesinde en düşük irtifada uçmaya devam etmektedir. Ayrıca çalışmada en düşük irtifa ile uçuş süresi arasındaki ilişki incelenmiştir. Buna göre 4, 8, 12 ve 16 km değerleri en düşük uçuş seviyesi olarak incelenmiş ve en yüksek uçuş süresine 16 km'de ulaşılmıştır. Çalışmada incelenen İHA Şekil 4.3'te (solda) verilmiştir [79], [80]. Bu İHA 35 kg kütleyle ve 22.5 m kanat açıklığına sahiptir.



Şekil 4.3: Potansiyel enerji depolama tekniği (sağda) ve uygulandığı İHA'nın resmi (solda).

Zhang ve arkadaşları [110] güneş hücresi, yakıt hücresi ve bataryadan oluşan hibrit sisteme, durum makinesi stratejisi ve bulanık mantık stratejilerinin birleşimi olan bulanık durum makinesi (fuzzy state machine-FSM) adı verilen yeni bir yöntem uygulanmıştır. Bu çalışmada kullanılan İHA 13.5 kg kütleyle ve 1.74 m kanat açıklığına sahiptir. Çalışmada MATLAB/Simulink programında İHA için tam simülasyon modeli oluşturulmuş ve bu tam model içerisinde enerji yönetim sistemi bir alt model olarak çalıştırılmıştır. Simülasyonlar yedi aşamadan oluşan bir uçuş senaryosu ile gerçekleştirilmiştir. Uygulanan enerji yönetim sistemi Şekil 4.4'te görüldüğü gibi beş aşamadan oluşmaktadır [110]. Çalışmada ana enerji kaynağı olarak yakıt hücresi, yardımcı kaynaklar olarak güneş hücresi ve batarya kullanılmıştır. Özellikle talep gücü yüksek olduğunda diğer kaynaklara göre güç yoğunluğu daha yüksek olduğu için batarya kullanılmıştır. Önerilen enerji yönetimi algoritmasının etkinliğini test etmek için kısıtlı termostat kontrol (constrain thermostat control-CTC) stratejisi kullanılmıştır. Simülasyon sonuçlarına göre FSM stratejisinin, CTC stratejisine

göre hidrojen tüketiminde %26.7 tasarruf sağladığı gözlenmiştir. Ayrıca çalışmada kurulan tam simülasyon modelinde yörünge optimizasyonu yapılmıştır.



Şekil 4.4: Zhang ve arkadaşları tarafından geliştirilen enerji yönetim stratejisi.

Zhang ve arkadaşları [109] yakıt hücresi ve bataryadan oluşan hibrit sistem için pasif, durum makinesi ve bulanık mantık enerji yönetim sistemleri birbirleri ile karşılaştırılmıştır. Çalışmada simülasyon ve deney sonuçları karşılaştırılmış ve bulanık mantık enerji yönetim sisteminin diğerlerine göre üstün olduğu kanıtlanmıştır.

Arat ve arkadaşları [136] yakıt hücresi ve bataryadan oluşan hibrit sisteme sahip uçağın kavramsal tasarım çalışmasını yürütmüşlerdir. Uçağın kalkış, seyir, tırmanış, iniş ve maksimum hız uçuş aşamalarının her biri için talep gücü hesaplanmış ve bu hesaba göre uçak, güç tüketimi en az olacak şekilde tasarım çalışmaları yürütülmüştür. Buna göre İHA'nın performans gereksinimleri ve boyutları enerji tüketiminin en az olmasına göre belirlenmiştir.

Özbek ve arkadaşları [56] yakıt hücresi ve batarya hibrit sistemine sahip küçük bir İHA için tasarım metodolojisi ve kural tabanlı enerji yönetimi çalışmalarını sürdürmüştür. Bu çalışmada Hydra adı verilen İHA'nın imalatı yapılmıştır. Bu İHA'nın üretimi, aerodinamik yapısı ve tasarım süreci hakkında detaylı araştırmalar sunulmuştur. Ayrıca hibrit tahrik için simülasyon çalışmaları ve gerçek uçuş test sonuçları karşılaştırılmıştır. Enerji yönetimi için DC/DC dönüştürücülerin bağlantı durumlarına göre 3 farklı senaryo oluşturulmuş ve bunlar kural tabanlı bir strateji

uygulanarak incelenmiştir. Yakıt hücresi ve bataryanın akım, voltaj değişimleri ve dinamik tepkisi hem simülasyon hem de uçuş testlerinde detaylı olarak incelenmiştir.

Gang ve Kwon [61] batarya, yakıt hücresi ve güneş hücresine sahip İHA'nın uçuş testlerini gerçekleştirmiştir. Enerji yönetimi olarak güç anahtarlama tekniği (power switching technique) kullanılmıştır. Uçuş aşamalarına göre enerji kaynaklarının açık/kapalı durumları kontrol edilmiştir.

Kim [137] tarafından yapılan çalışmada küçük sınıftaki bir İHA için bir yakıt hücresi tasarlanmış ve bu yakıt hücresi ile İHA'nın simülasyonları ve uçuş testleri gerçekleştirilmiştir. Çalışmanın farklı yönü, kimyasal hidrojen deposu olarak NaBH_4 kullanılmasıdır. Çalışmada yakıt hücresi, hidrojen jeneratörü ve güç yönetim sistemi çeşitli yük koşulları altında incelenmiştir. Ani güç talepleri olduğunda batarya ve yakıt hücresi bu yükü birlikte karşılamaktadır. Ancak talep gücü, yakıt hücresi tarafından üretilen güçten daha düşük ise, fazla enerji bataryada depolanmaktadır.

4.2. Optimizasyon Temelli Çalışmalar

Motapon ve arkadaşları [138] tarafından yapılan çalışmada uçakların acil durum gücü için yakıt hücresi, batarya ve süperkapasitörden oluşan üçlü bir hibrit sistem oluşturulmuştur. Bu sistemin enerji yönetimi için durum makinesi kontrol stratejisi, kural tabanlı bulanık mantık stratejisi, klasik oransal-integral kontrol stratejisi, frekans ayrıştırma/bulanık mantık kontrol stratejisi, eşdeğer tüketim minimizasyon stratejisi ve harici enerji minimizasyon stratejisi uygulanmıştır. Bu enerji yönetim tekniklerini karşılaştırmak için hidrojen tüketimi, batarya şarj durumu ve genel sistem verimliliği kullanılmıştır. Bu çalışma ile batarya, süperkapasitör ve yakıt hücresi arasında talep gücünün yüksek verim ve en az hidrojen tüketimi ile paylaşılması amaçlanmıştır.

Fathy ve arkadaşları [139] tarafından yapılan çalışmada Motapon ve arkadaşları [140] tarafından kurulan modele birçok üst sezgisel optimizasyon algoritması uygulanmıştır. Hidrojen tüketimini minimize etmek amacıyla genetik algoritma (GA), gri kurt optimizasyonu (GWO), çekirge optimizasyon algoritması (GOA), çoklu evren optimizasyonu (MVO), salp sürü algoritması (SSA) ve parçacık sürü optimizasyonu (PSO) üst sezgisel algoritmaları uygulanmıştır. Bu optimizasyon algoritmalarının hidrojen tüketimi açısından sonuçları Tablo 4.2'de verilmiştir. Buna göre hidrojen tüketimi açısından en iyi sonuç SCA ile sağlanmıştır. Ayrıca bu çalışmalarda üst sezgisel algoritmalar ile klasik stratejiler (EEMS ve ECMS gibi) hidrojen tüketimi

açısından karşılaştırılmış ve üst-sezgisel algoritmaların daha üstün olduğu sonucuna varılmıştır.

Tablo 4.2: Motapan ve arkadaşları tarafından geliştirilen sisteme uygulanan enerji yönetim stratejilerinin karşılaştırılması.

Ref.	Optimizasyon Algoritması	Hidrojen Tüketimi (g)
[140]	Harici enerji maksimizasyon stratejisi	31.67
[141]	Parçacık sürü optimizasyonu	25.43
[57]	Genetik algoritma	21.45
[132]	Mayın patlaması algoritması	19.85
[141]	Ayçiçeği optimizasyonu	19.48
[141]	Çoklu evren optimizasyonu	19.43
[141]	Çekirge optimizasyon algoritması	19.42
[139]	Salp sürü algoritması	19.4
[141]	Gri kurt algoritması	19.4
[141]	Kır kurdu algoritması	19.37
[119]	Sinüs kosinüs algoritması	19.22

Boukoberine ve arkadaşları [126] tarafından yapılan çalışmada döner kanat kategorisinde bir İHA için batarya ve yakıt hücresinden oluşan itki sisteminin simülasyon modeli oluşturulmuş ve bu İHA'nın uçuş süresini artırmak için enerji tüketim minimizasyon stratejisi (external consumption minimization strategy-ECMS) ve frekans ayırma yaklaşımı (frequency seperation approcah) enerji yönetim teknikleri uygulanmıştır. Bu çalışmada frekans ayırma kuralına dayalı enerji yönetimi tekniği geliştirilmiş ve hidrojen tüketimi açısından ECMS tekniğinden daha iyi sonuçlar verdiği gözlenmiştir. İHA'nın talep gücü gerçek uçuş testleri ile belirlenmiş ve bu veriler kullanılarak simülasyon çalışmaları yapılmıştır. Ayrıca yazarların diğer çalışmalarında ([102], [105]) benzer enerji yönetimi teknikleri kullanılarak süper kapasitörlü hibrit tahrik sistemleri araştırılmıştır.

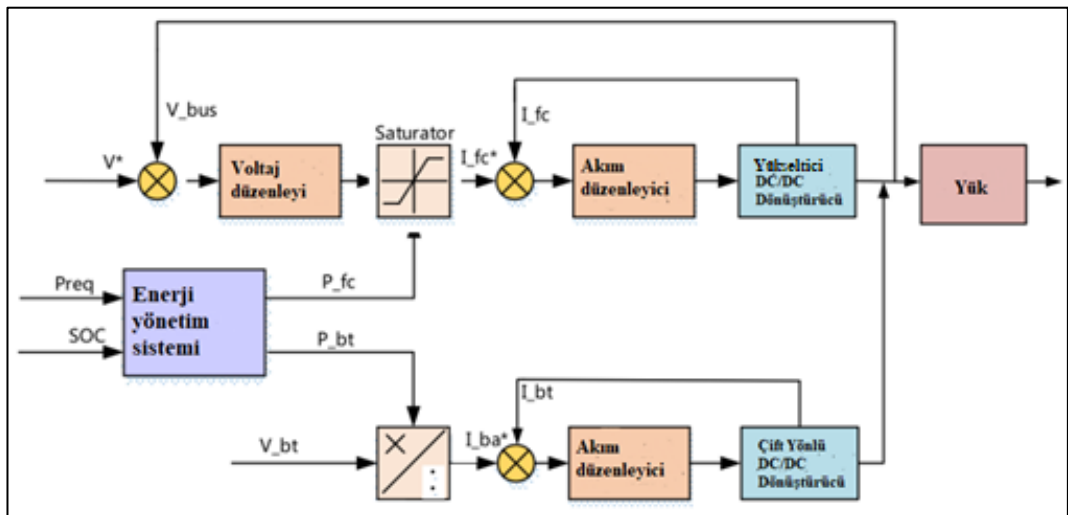
Gadalla ve Zafar [124] tarafından yapılan çalışmada, küçük İHA'lar için hibrit enerji kaynaklarıyla tahrik sisteminin verimliliği araştırılmıştır. Hibrit sistem yakıt hücresi, batarya ve güneş hücresinden oluşmaktadır. Simülasyon çalışmalarına göre, hibrit sistem sayesinde İHA'nın uçuş süresi 470 dakikadan 970 dakikaya çıktığı gözlenmiştir. Çalışma, motor ve pervaneler gibi İHA tahrik sistemi bileşenlerinin modellenmesini içermesi bakımından önemlidir.

Settele ve Bittner [124] tarafından yapılan çalışmada, batarya ile çalışan bir uçağın tahrik sistemi için matematiksel bir model oluşturulmuştur. Bu matematiksel modelin enerji tüketim tahmin modeli sunulmuştur. Bu modelin yörünge optimizasyonu MATLAB Toolbox FALCON programı yardımıyla gerçekleştirilmiştir.

Meyer ve arkadaşları [142] tarafından yapılan çalışmada içten yanmalı motor ve bataryadan oluşan hibrit sistemin enerji yönetimi, dinamik programlama yöntemi ile gerçekleştirilmiştir. Geliştirilen algoritmanın katkısı, hesaplama yükünü azaltmış olmasıdır.

Salehpour ve arkadaşları [65] tarafından yapılan çalışmada yakıt hücresi, batarya ve içten yanmalı motordan oluşan hibrit sistemin yakıt tüketimi ve gaz emisyonu, konveks çok amaçlı yöntem ile optimize edilmiştir. Optimizasyon çalışmaları MATLAB ve Gams programlarında ayrı ayrı modellenmiştir. Hesaplama yükü açısından Gams programında geliştirilen modelin daha optimum sonuçlar verdiği gözlenmiştir.

Han ve arkadaşları [114] tarafından yapılan çalışmada, yakıt hücresi ve bataryadan oluşan sistemin enerji yönetimi çalışılmıştır. Ayrıca İHA için toplam ağırlığın en aza düşürülmesi çalışmaları yürütülmüştür. Bu çalışmada, enerji yönetimi olarak durum-makine kontrol stratejisi kullanılmıştır. Çalışmada kullanılan güç kontrol şeması Şekil 4.5'te verilmiştir [114].



Şekil 4.5: Han ve arkadaşları tarafından geliştirilen enerji yönetim tekniğinin yapısı.

Xie ve arkadaşları [22] tarafından yapılan çalışmada yakıt hücresi ve içten yanmalı motordan oluşan hibrit sistem için yeni bir enerji yönetim sistemi geliştirilmiştir. Bu yeni enerji yönetim sistemi, eşdeğer tüketim minimizasyon stratejisi ve bulanık mantık kontrolü yöntemlerinin bir kombinasyonudur. Hibrit sistemin, sadece içten yanmalı motora göre %11 yakıt tasarrufu sağladığı gözlenmiştir.

4.3. Öğrenme Temelli Çalışmalar

Karunarathne ve arkadaşları [143] tarafından yapılan çalışmalarda, yakıt hücresi ve bataryadan oluşan hibrit sistem incelenmiştir. Enerji yönetimi sayesinde iki enerji bileşeni arasındaki güç paylaşımı uçuş modlarına göre gerçekleştirilmiştir. Ayrıca enerji yönetimi ile yakıt hücresi değişenlerinin kontrolü birlikte ele alınmıştır. Çalışmada oksijen konsantrasyonu ile ilişkili voltaj kayıpları en aza indirilerek yakıt hücresinin güç çıkışı en üst seviyede tutulması amaçlanmıştır. Bunun için kompresör voltajı değiştirilerek giriş hava debisi kontrolü yapılmıştır. Yakıt hücresinde bu kontrol için çevrimiçi öğrenme ve uyarlamalı kontrol algoritmasından oluşan uyarlamalı ağ tabanlı bulanık çıkarım sistemi yöntemi kullanılmıştır. Bu çalışma, İHA'nın enerji kaynakları arasındaki güç paylaşımı ve yakıt hücresinin kontrolünün birlikte ele alınması bakımından önemlidir.

Khan ve arkadaşları [11] tarafından yapılan çalışmada batarya, güneş hücresi ve süperkapasitörden oluşan hibrit bir tahrik sistemi oluşturulmuştur. Çalışma, İHA'ların tahrik sisteminde süperkapasitörlerin kullanımını içermesi açısından önemlidir. Çalışma simülasyon ve deneysel olarak gerçekleştirilmiştir. Süperkapasitör kullanımıyla yük dalgalanmaların önemli ölçüde azaldığı gözlenmiştir. Bu çalışma, küçük İHA'larda süperkapasitör kullanan çok az sayıdaki çalışmadan biridir.

Bai ve arkadaşları [135] tarafından yapılan çalışmada, içten yanmalı motor ve bataryadan oluşan hibrit sistem için tam bir simülasyon modeli kurulmuştur. Bu modelin enerji yönetimi, Q-öğrenme (Q-learning) ve güç izleme (power tracking) yöntemleri ile gerçekleştirilmiş ve birbirleriyle karşılaştırılmıştır. Hem konvansiyonel seyir hem de arazi takip uçuşları için simülasyonlar yapılmıştır. Bu çalışmada, enerji yönetiminin amacı batarya şarj durumu ve yakıt tüketimini en aza indirmek olarak amaçlanmıştır. Çalışmanın sonuçlarına göre, Q-öğrenme tabanlı enerji yönetimi tekniğinin, güç izleme yönteminden daha verimli olduğu gözlenmiştir. Q-öğrenme

algoritması ile yakıt tüketiminde %3 azalma sağlanmıştır. Aynı zamanda emisyon değerlerinde önemli bir azalma sağlandığı gözlenmiştir.

4.4. Patent Çalışmaları

Hem sabit kanat hem de döner kanat kategorisindeki İHA'larda hibrit tahrik sistemi ve tasarımı ile ilgili bazı patent çalışmaları Tablo 4.3'te verilmiştir.

Tablo 4.3: Hibrit itki sistemine sahip küçük İHA'lar için bazı patent çalışmaları.

Patent Numarası Başlık	Katkı
KR101904225B1 Hibrit kontrolcüye sahip yakıt hücreli İHA	Döner kanatlı İHA'da ana enerji kaynağı olarak yakıt hücresi ve yardımcı kaynak olarak bataryadan oluşan hibrit sistem için bir kontrolcü geliştirilmiştir. Hibrit kontrolcü, batarya şarj/deşarj oranını ve yakıt hücresi giriş ve çıkış değişkenlerini birlikte kontrol etmektedir.
KR102049642B1 Yakıt hücreli İHA ve veri izleme yöntemi	Yakıt hücreli İHA'ların uçuş süresini artırmak için İHA'nın uçuş koşullarına göre değişen sıcaklık, basınç, voltaj vb. değerlerinin izlenmesini ve bilgisayara aktarılmasını sağlayan bir kontrolcü geliştirilmiştir.
CN106295195A Yakıt hücresine sahip İHA'nın seyir mesafesi için gerçek zamanlı tahmin yöntemi	Yakıt hücresi ile tahrik edilen İHA'lar için hidrojen tank basıncı ve ortalama hız kullanılarak gerçek zamanlı menzil tahmin yöntemi geliştirilmiştir.
CN107193285A Çoklu rotorlu ve yakıt hücreli İHA için kontrol sistemi ve çalışma yöntemi	İHA'lar için hibrit güç kaynağı, veri toplama ünitesi ve ana kontrol ünitesinden oluşan bir sistem geliştirilmiştir. Bu sistem, irtifa ve konum kontrolü, menzil geliştirme ve enerji kaynakları arasında optimize edilmiş güç paylaşımı sağlamaktadır.
CN104943857A Beş rotorlu hibrit İHA	Döner kanatlı İHA için içten yanmalı motor ve batarya hibrit sistemi oluşturulmuştur. Bu hibrit sistem ile kısa menzil, düşük faydalı yük kapasitesi ve uçuş sırasındaki kararsızlıklar incelenmiştir.

5. HİBRİT ELEKTRİKLİ İHA'NIN GÖREV GEREKSİNİMLERİ, KAVRAMSAL TASARIMI ve BOYUTLANDIRILMASI

İnsansız hava araçları (İHA) kanat tipi, toplam kütle, kanat açıklığı, kanat sayısı, irtifa, uçuş süresi gibi birçok kritere göre sınıflandırılmaktadır [144]. Genel olarak kütlesi 25 kg'dan az olanlar küçük veya mini İHA olarak adlandırılır [8]. Küçük İHA'ların birçok askeri (örnek: sınır güvenliği, gözetleme, keşif vb.) ve sivil (örnek: tarım, kargo teslimi, bilimsel veri toplama, salgın tespit ve kontrol vb.) alanlarda kullanımı giderek arttığı görülmektedir [145-147]. Genellikle içten yanmalı motorlar (internal combustion engine-ICE), bataryalar, güneş hücreleri, süperkapasitörler ve yakıt hücreleri, küçük İHA'ların tahrik sistemlerinde enerji sağlayıcı olarak kullanılabilir. Küçük sınıftaki İHA'lar için bu enerji bileşenleri kullanılarak sessiz çalışma, düşük emisyon, yüksek uçuş süresi ve düşük toplam kütle sağlamak amacıyla hibrit tahrik sistemleri oluşturulmaktadır. İHA'nın tahrik sistemi bu enerji bileşenlerinden en az ikisinden oluşuyorsa hibrit tahrik sistemli İHA olarak adlandırılır. Küçük İHA'larda oluşturulan hibrit tahrik sistemlerine örnek olarak güneş hücresi/batarya (örnek: [148], [80], [149]), güneş hücresi/batarya/yakıt hücresi (örnek:[110], [70], [57], [103], [150], [151]), yakıt hücresi/batarya (örnek: [152], [126], [153], [136]), ICE/batarya (örnek: [135], [81]) ve yakıt hücresi/süperkapasitör (örnek: [102], [154]) gösterilebilir. Bu hibrit sistemler arasında, yakıt hücresi ve bataryanın oluşturduğu sistemler, nispeten yüksek enerji yoğunluğu ve yüksek toplam sistem verimliliği sağladıkları için son yıllarda büyük akademik ilgi görmektedirler.

Yakıt hücreleri, sessiz ve titreşimsiz çalışmaları, yüksek verimleri, termal izlerinin düşük olması ve zararsız emisyonları nedeniyle son yıllarda küçük İHA'lar için büyük ilgi gören enerji dönüşüm sistemleridir. Yakıt hücreleri, bataryalar ve süperkapasitörlerden farklı olarak bir enerji depolama birimi değildir ve sistemde yakıt bulunduğunda sürekli olarak elektrik üretebilirler. Birçok yakıt hücresi çeşidi olup genellikle katı oksit yakıt hücresi (state of oxide fuel cell-SOFC), proton değişim membranlı yakıt hücresi (proton exchange membrane fuel cell-PEMFC) ve doğrudan metanol yakıt hücresi (direct methanol fuel cell-DMFC) havacılıkta kullanılmaktadır [17].

SOFC'lerin çalışma sıcaklıkları 600-1000 °C arasında olduğundan ek soğutma ekipmanlarına ihtiyaç duyarlar. Bu nedenle çoğunlukla küçük boyutlu İHA'larda kullanılmazlar. DMFC'lerde yakıt olarak sıvı metanol kullanılır. Bu nedenle yakıt depolama sorunları yaşamazlar. Bununla birlikte, DMFC'ler nispeten düşük verimliliğe (%20-30) ve güç yoğunluğuna (<70 W/kg) sahiptirler. Bu nedenle, küçük İHA'larda DMFC'lerin kullanımına ilişkin çok az çalışma bulunmaktadır. Küçük boyutlu İHA'larda en çok kullanılan yakıt hücresi türü PEMFC tipi yakıt hücreleridir. Bunun nedenleri, PEMFC'lerin nispeten daha yüksek verim ve güç yoğunluğunun yanı sıra düşük çalışma sıcaklığına sahip olmalarıdır. Ancak, PEMFC'lerin bir başlangıç gecikmesi ve düşük dinamik cevap hızı vardır. Bu nedenle küçük İHA'larda tek başına kullanılmalarından ziyade genellikle batarya veya süperkapasitör gibi yardımcı bir enerji bileşeni ile kullanılmaktadırlar. Bu şekilde oluşturulan hibrit tahrik sistemleri ile hem enerji bileşenleri verimli bölgelerinde çalıştırılmakta hem de İHA'nın uçuş süresi ve menzili artırılabilir.

Yakıt hücresi ve batarya hibrit sistemleri, Şekil 2.14'te gösterildiği gibi çeşitli şekillerde oluşturulabilir. Şekil 2.14'te gösterilen sistemler, kontrol edilebilirlik ve sistem kütlesi açısından birbirlerine göre avantaj ve dezavantajlara sahiptir. Bu nedenle İHA'da kullanılacak hibrit sistem topolojisi, İHA'nın görevine ve güç talebine göre belirlenmelidir. Bu bölümde, literatürde daha fazla ilgi görmesi nedeniyle Şekil 2.4-b'deki batarya ve yakıt hücresinin oluşturduğu topoloji incelenmiştir. Ayrıca son yıllarda literatürde süperkapasitörlerin küçük İHA'ların tahrik sisteminde yer aldığı çalışmalar mevcuttur (örnek: [11], [12]). Bu şekilde oluşturulan hibrit sistemlerde en önemli iki araştırma konusu; optimum sistem boyutlandırılması ve uygun enerji yönetim tekniğinin uygulanmasıdır.

Hibrit sistemlere etkin bir enerji yönetimi uygulamak için öncelikle sistem bileşenlerinin optimal boyutlandırılması ve tüm sistemin kavramsal tasarımı yapılmalıdır. İHA'nın kütlesini gereksiz yere artırmamak ve güç ihtiyacını en verimli şekilde karşılamak için, uçuş öncesi tasarım sırasında enerji bileşenlerinin göreve göre boyutlandırılması ve seçilmesi gerekmektedir. Ayrıca İHA'nın kanat açıklığı, en-boy oranı, kütlesi gibi özelliklerinin enerji tüketim odaklı optimizasyon ile belirlenmesi verimlilik açısından önemli bir araştırma konusudur. Güneş hücresine sahip sistemler, ICE/batarya hibrit sistemleri ve sadece yakıt hücreli İHA'lar için kavramsal tasarım ve boyutlandırma optimizasyonu üzerine çalışmalar olmasına rağmen (örnek: [155-158],

[24]), İHA'lar için yakıt hücresi/batarya hibrit sistemlerinin kavramsal tasarımı konusunda çok az araştırma olduğu belirlenmiştir. Ayrıca bu çalışmada bir yenilik olarak optimizasyon için üst sezgisel algoritmalar kullanılmış ve bu algoritmalar performans açısından birbirleriyle karşılaştırılmıştır. Son yıllarda, düşük hesaplama yükleri ve yerel optimumlara takılmaması nedeniyle uçakların enerji yönetiminde üst sezgisel algoritmaların kullanımı önemli ölçüde artmıştır [119]. Ayrıca bu algoritmalar türev içermedikleri için birçok değişkene ve karmaşık yapıya sahip gerçek problemlerin çözümünde klasik optimizasyon yöntemlerine göre daha üstündürler.

Tezin bu bölümünde, yakıt hücresi ve bataryadan oluşan hibrit tahrik sistemine sahip küçük bir İHA için kavramsal tasarım ve enerji odaklı kısıtlı optimizasyon ile boyutlandırma çalışmaları sunulmaktadır. Optimizasyon çalışmasında en az enerji tüketimini sağlamak için kanat yüklemesi, en boy oranı, sıfır taşıma sürüklenme katsayısı, uçuş hızı, *stall* hızı ve taşıma katsayısı değişkenlerinin optimum değerleri belirlenmiştir. Optimizasyon çalışmaları sinüs kosinüs algoritması (SCA), parçacık sürü optimizasyonu (PSO), genetik algoritma (GA), yapay arı kolonisi (ABC) ve guguk kuşu arama algoritması (CSA) gibi üst sezgisel algoritmalar ile gerçekleştirilmiştir. İlk olarak, bu tür problemler için üst sezgisel algoritmaların doğruluğunu ve etkinliğini test etmek için Harmon ve arkadaşları tarafından [24] yürütülen çalışmaya üst sezgisel algoritmalar uygulanmıştır. Bu çalışmada kullanılan amaç fonksiyonu ve kısıtlar aynı tutularak optimizasyon çalışmaları yürütülmüş ve üst sezgisel algoritmalar ile enerji tüketimi açısından MATLAB programında bulunan klasik lineer olmayan kısıtlı optimizasyon çözücüsüne (*fmincon*) göre daha düşük sonuçlar elde edilmiştir. Daha sonra problemin amaç fonksiyonu ve kısıtları değiştirilerek yakıt hücreli ve bataryalı küçük bir İHA için enerji tüketimi optimizasyonu ve boyutlandırma çalışmaları yapılmıştır. Bu çalışmanın motivasyonu olarak, son yıllarda yakıt hücreli hibrit İHA'ların enerji yönetimine büyük ilgi duyulsa da kavramsal tasarımı ve boyutlandırılması için yeni çalışmalara ihtiyaç olduğu gözlenmiştir. Ayrıca bu tür küçük hibrit İHA'lar için kavramsal tasarım ve boyutlandırma çalışmalarının sonuçları kullanılarak daha etkin ve geçerli bir enerji yönetimi stratejisi geliştirilebilir. Bölüm 5.1'de İHA'nın görev ve performans gereksinimleri, kısıtlı optimizasyon probleminin formüle edilmesi ve bileşen boyutlandırması ve son olarak İHA'nın ağırlık analizi sırasıyla sunulmuştur. Bölüm 5.2'de çalışmada kullanılan üst sezgisel algoritmalar konusuna değinilmiştir. Son

olarak bölüm 5.3'te, bu çalışmanın sonuçları ve gelecekteki araştırma önerileri değerlendirilmiştir.

5.1. Hibrit İtke Sistemine Sahip İHA'nın Kavramsal Tasarımı

Bu çalışmada öncelikle literatürde mevcut [24] olan içten yanmalı motor ve bataryadan oluşan hibrit sistemin kavramsal tasarım çalışmaları üst sezgisel algoritmalar kullanılarak yürütülmüştür. Üst sezgisel algoritmaların klasik optimizasyon yöntemi olan *fmincon* çözücüsüne göre optimal değeri bulma bakımından daha iyi sonuçlar verdiği gözlemlendikten sonra yakıt hücresi ve bataryadan oluşan hibrit sistem için yeni bir kavramsal tasarımı yöntemi önerilmiş ve optimizasyon çalışmaları yürütülmüştür. Bu bölümde sırasıyla İHA'nın görev profili ve performans gereklilikleri, kısıtlı optimizasyon probleminin oluşturulması, İHA bileşenlerinin boyutlandırılması ve ağırlık analizi ele alınmıştır.

5.1.1. Görev Profili ve Performans Gereklilikleri

İHA'ların kavramsal tasarımı ve tahrik sistemi boyutlandırması onun görevine göre yapılmaktadır. Genel olarak, İHA'ların tipik görevleri kargo, avcı, keşif, gözetleme ve istihbarattır. Kavramsal tasarım ve boyut optimizasyonu çalışmalarından önce İHA'nın misyonu belirlenmelidir. Bu çalışmada, Harmon ve arkadaşları [24] tarafından içten yanmalı motor ve batarya hibrit sistemi için geliştirilen model kullanılarak farklı üst sezgisel algoritmaların etkinliği test edilmiştir. Daha sonra içten yanmalı motor ve batarya için geliştirilen bu model üzerinde amaç fonksiyonu ve kısıtlar değiştirilerek, yakıt hücresi ve batarya hibrit sistemi için enerji tüketim minimizasyonuna dayanan yeni bir kavramsal tasarım problemi önerilmiş ve bu problemin (İHA boyutlandırma) optimizasyon çalışmaları yürütülmüştür. Çalışmada kavramsal tasarım için kullanılan İHA'nın görevi tipik gözetleme görevidir. İlk olarak İHA kalkış gerçekleştiriyor ve yaklaşık 1500 m irtifaya tırmanıyor. Daha sonra seyir hızında hedef alana hareket etmektedir. Hedef alandaki keşif uçuşundan sonra geri dönmekte ve iniş alanına inişini gerçekleştirmektedir.

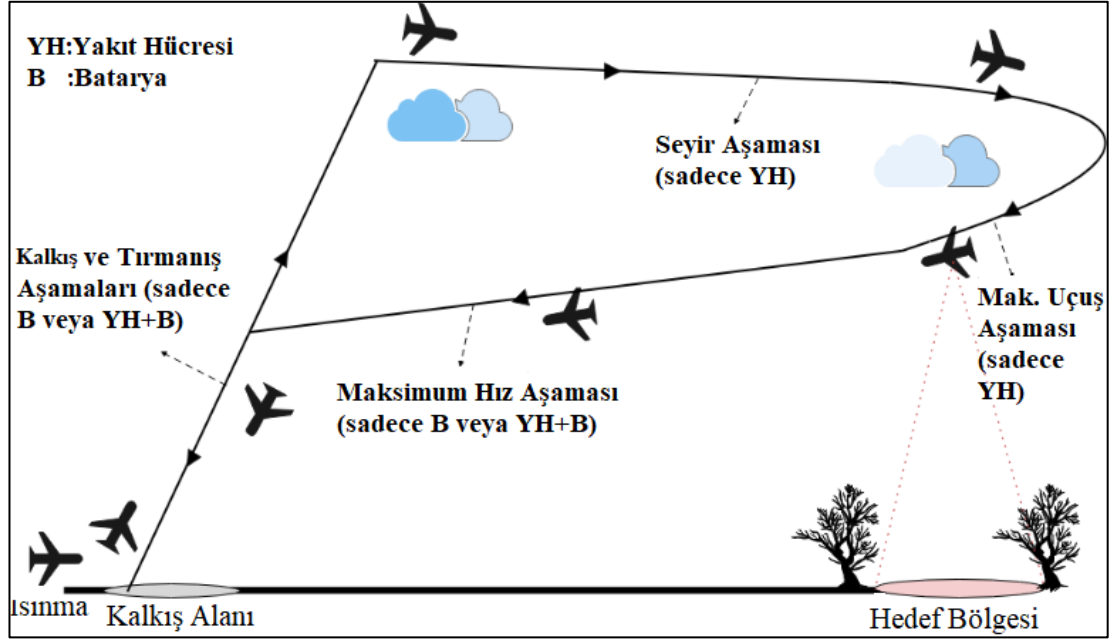
İHA'nın görevinin temsili ve görev sırasındaki irtifa ve hız değişimi sırasıyla Şekil 5.1 ve Şekil 5.2'de verilmiştir [24]. İHA'nın uçuş profili; kalkış (take-off),

tırmanış (climbing), seyir (cruising), maksimum uçuş aşaması (endurance), maksimum hız aşaması (maximum velocity) ve iniş (landing) olmak üzere 6 aşamadan oluşmaktadır. Bu uçuş aşamaları enerji tüketimi açısından farklı özelliklere sahiptir. Kalkış, tırmanma ve maksimum hız uçuş modları, seyir ve maksimum uçuş aşaması modlarından daha kısa uçuş süresine sahiptir ve daha fazla güç gerektirir. Bu nedenle, sevk sistemi tasarımında, nispeten yüksek güç yoğunluğuna ve düşük enerji yoğunluğuna sahip bataryanın, kalkış, tırmanma ve maksimum hız uçuş modları için enerji sağlayacağı düşünülmüştür. Düşük güç yoğunluğu ve yüksek enerji yoğunluğu ile yakıt hücresinin seyir ve maksimum uçuş aşamaları için enerji sağlaması planlanmıştır. Bu önerilen yaklaşım batarya ve yakıt hücresi performans indeksleri düşünüldüğünde makul bir yaklaşım olup literatürde karşılığı bulunmaktadır [159]. İHA hibrit tahrik sisteminin kavramsal tasarımı ve boyutlandırılması, aşağıdaki operasyonel kısıtlamalara dayanmaktadır [159], [104], [160]. Bu kısıtlamalara göre, batarya boyutlandırması kalkış, tırmanış ve maksimum hız aşamalarına göre, yakıt hücresi boyutlandırması ise seyir ve maksimum uçuş aşamalarına göre yapılmıştır.

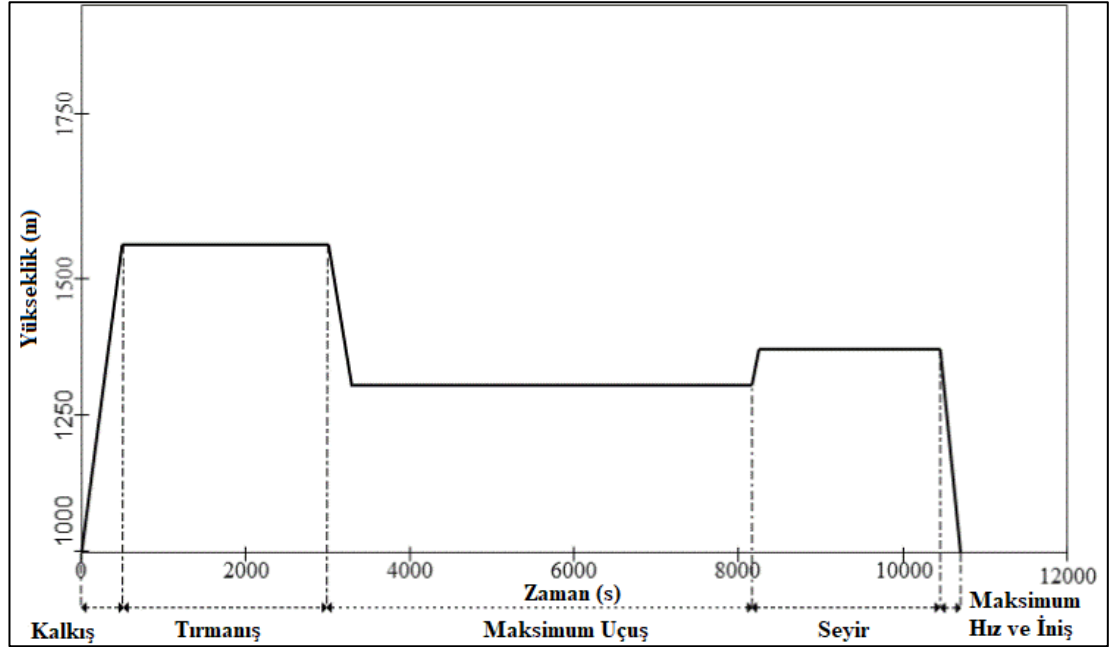
- Kalkış gücü sadece batarya ya da batarya ve yakıt hücresi ile karşılanır.
- Tırmanma gücü sadece batarya ya da batarya ve yakıt hücresi ile karşılanır.
- Maksimum hız aşamasının gücü sadece batarya ya da batarya ve yakıt hücresi ile karşılanır.
- Maksimum uçuş aşaması gücü sadece yakıt hücresi tarafından karşılanır.
- Seyir aşamasının gücü sadece yakıt hücresi tarafından karşılanır.
- Acil durum gücü sadece batarya tarafından karşılanır.

Yakıt hücresi ve batarya hibrit sisteminden oluşan İHA'nın güç talebi uçuş aşamalarına göre hangi enerji bileşeni tarafından karşılanacağı belirlendikten sonra bu enerji bileşenleri ve İHA'nın boyutlarının belirlenmesi için optimizasyon problemi oluşturulmuştur. Bu optimizasyon probleminin amaç fonksiyonu maksimum uçuş aşaması gücü (yakıt hücresi gücü) ve kısıtlarından birisi batarya gücüdür. İHA'nın kavramsal tasarımı için oluşturulan optimizasyon probleminin detaylı açıklaması bir sonraki bölümde verilmiştir. Boyutlandırma probleminin çözümü için üst sezgisel algoritmalar kullanılmış ve sonuçları birbiri ile en optimum değer bakımından karşılaştırılmıştır. Boyutlandırma optimizasyon çalışmalarında kullanılan batarya ve

yakıt hücresinden oluşan hibrit itki sistemine sahip İHA'nın performans gereklilikleri Tablo 5.1'de verilmiştir [24].



Şekil 5.1: Yakıt hücresi ve batarya hibrit itki sistemine sahip İHA'nın görev profili ve uçuş aşamalarının gösterimi.



Şekil 5.2: İHA'nın görevi boyunca irtifa ve hız değişimi.

Tablo 5.1: Batarya ve yakıt hücresi hibrit itki sistemine sahip İHA'nın performans gereklilikleri.

Parametre	Değer Aralığı
Seyir hızı (m/s)	23-28
Maksimum uçuş hızı (m/s)	10-13
Maksimum hız (m/s)	31-33
Tırmanma oranı (m/s)	2
Seyir süresi (saat)	1
Maksimum uçuş süresi (saat)	1
Kalkış uzunluğu (m)	<30
Aviyonik ve faydalı güç (W)	75
Faydalı yük (kg)	1.50-3

5.1.2. Kısıtlı Optimizasyon Probleminin Formülasyonu ve İHA Bileşenlerinin Boyutlandırılması

Bu çalışmada ilk olarak Harmon ve arkadaşları [24] tarafından yapılan çalışma üzerinde bazı üst sezgisel algoritmaların performansı test edilmiştir. Bu referans çalışmada, İHA için kurulan hibrit sistem, içten yanmalı motor ve elektrik motorundan oluşmaktadır. İçten yanmalı motor seyir aşaması için, elektrik motoru ise maksimum uçuş aşamasına göre boyutlandırılmıştır. Harmon ve arkadaşları [24] tarafından oluşturulan optimizasyon probleminin amacı eşitlik (5.1)'i minimize etmektir. Eşitlik (5.1), İHA'nın maksimum uçuş aşamasında talep ettiği gücü vermektedir [30]. Burada P_{EM} , W , C_D , ρ , S , C_L , $C_{D,0}$, e ve AR sırasıyla elektrik motor gücü, İHA ağırlığı, toplam sürüklenme katsayısı, hava yoğunluğu, taşıma katsayısı, sıfır-taşıma sürüklenme katsayısı, Oswald verim faktörü ve en-boy oranını ifade etmektedir.

$$J = P_{EM} = \sqrt{\frac{2W^3 C_D^2}{\rho S C_L^3}} = W \sqrt{\frac{2}{\rho} \left(\frac{W}{S}\right)} \frac{4C_{D,0}}{(3 C_{D,0} \pi e AR)^{0.75}} \quad (5.1)$$

Optimizasyon probleminin oluşumundaki doğrusal olmayan kısıtlar eşitlik (5.2), eşitlik (5.3), eşitlik (5.4), eşitlik (5.5) ve eşitlik (5.6) ile verilmektedir [161-163]. Eşitlik (5.2) -(5.6)'da sırasıyla maksimum uçuş aşaması hızı, kanat yüklemesi, en-boy oranı, içten yanmalı motor güç çıkışı ve minimum kalkış mesafesi ile ilgili kısıtlamaları sağlamaktadır. Burada V_{end} , $C_{L,mak}$, V_{cr} , V_{stall} , S_{dmin} ve P_{IC} sırasıyla maksimum uçuş aşaması hızı, maksimum taşıma katsayısı, seyir hızı, *stall* hızı, *stall*

hızı ve maksimum uçuş aşaması hızı arasındaki en düşük fark ve içten yanmalı motor gücünü ifade etmektedir.

$$V_{end} = \left(\frac{2}{\rho} \left(\frac{W}{S} \right) \sqrt{\frac{1}{3 C_{D,0} \pi e AR}} \right)^{1/2} \quad (5.2)$$

$$\frac{W}{S} = \frac{\rho V_{stall}^2 C_{L,mak}}{2} \quad (5.3)$$

$$\sqrt{AR} = \left[\frac{2}{\rho} \left(\frac{W}{S} \right) \sqrt{\frac{1}{3 C_{D,0} \pi e}} \right] \frac{1}{V_{end}^2} \quad (5.4)$$

$$P_{ICE} = V_{cr} \left[0.5 \pi V_{cr}^2 S C_{D,0} + \frac{S}{0.5 \rho V_{cr}^2 \pi e AR} \left(\frac{W}{S} \right)^2 \right] \quad (5.5)$$

$$S_{dmin} \geq V_{en} - V_{stall} \quad (5.6)$$

Harmon ve arkadaşları [24] içten yanmalı motor ve batarya hibrit tahrik sisteminin kavramsal tasarımı için oluşturdukları optimizasyon probleminin çözümünde MATLAB programında bulunan *fmincon* çözücüsünü kullanmışlardır. Bu çalışmada ilk olarak aynı problemin çözümü için SCA, PSO, GA, ABC ve CSA üst sezgisel algoritmaları kullanılmış ve sonuçlar karşılaştırılmıştır. Bu algoritmalar, son yıllarda yapılan çalışmalara göre düşük hesaplama yükü ve iyi yakınsama sağladıkları için seçilmiştir [119], [141], [132]. Üst sezgisel algoritmalar ile *fmincon* çözücüsünün karşılaştırılması Tablo 5.2’de verilmiştir [24]. Bu tabloya göre üst sezgisel optimizasyon algoritmaları *fmincon* çözücüsüne göre daha düşük sonuçlar sağladığı gözlenmiştir. GA algoritması ile amaç fonksiyonun daha büyük değeri elde edilmiştir. Amaç fonksiyonun en düşük değerine göre üst sezgisel algoritmaların sıralaması SCA, PSO, CSA, ABC ve GA şeklinde olmuştur.

Harmon ve arkadaşları [24] tarafından yapılan çalışmada amaç fonksiyonunun minimum değeri 100.83 W olarak bulunurken, bu çalışmada uygulanan üst sezgisel yöntemlerden en düşük olarak PSO ile 89.28 W ve SCA ile 80.20 W olarak

hesaplanmıştır. Buna göre üst sezgisel algoritmaların en optimumu bulma konusunda *fmincon* çözücüsüne göre daha iyi sonuçlar sağladığı gözlenmiştir. Çalışmanın bu bölümünden sonra amaç fonksiyonu ve kısıtlar değiştirilerek yakıt hücresi ve bataryadan oluşan hibrit sistem için benzer bir optimizasyon problemi oluşturulmuş ve aynı algoritmalar ile çözdürülerek karşılaştırılmıştır.

Harmon ve arkadaşları [24] tarafından oluşturulan model üzerinde üst sezgisel algoritmaların performansı incelendikten sonra, yakıt hücresi ve bataryadan oluşan hibrit tahrik sistemine sahip bir İHA için minimum enerji tüketimine dayalı boyutlandırma optimizasyon problemi formüle edilmiştir. Genel olarak bataryalar, yakıt hücrelerine göre yüksek güç yoğunluğuna ve düşük enerji yoğunluğuna sahiptir. Aynı zamanda bir İHA'nın kalkış ve tırmanma uçuş aşamaları, maksimum uçuş ve seyir uçuş aşamalarına göre daha kısa sürelidir ve güç gereksinimleri daha yüksektir. Başka bir deyişle kalkış ve tırmanma uçuş aşamalarının güç yoğunluğu maksimum uçuş ve seyir uçuş aşamalarından daha büyüktür. Bu nedenle, kalkış ve tırmanış uçuş aşamaları için bataryadan, seyir ve maksimum uçuş aşamaları için yakıt hücresinden enerji sağlanması bataryaların güç yoğunluklarının yakıt hücrelerine göre daha büyük olduğu için makul bir yaklaşımdır [159]. Bu yaklaşım ile boyutlandırma optimizasyon problemi için oluşturulan amaç fonksiyonu eşitlik (5.7) ile verilmiştir.

Tablo 5.2: Harmon ve arkadaşları tarafından oluşturulan modelin optimizasyonunda uygulanan üst sezgisel algoritmaların sonuçlarının karşılaştırılması.

	Kanat Yük. (N/m²)	AR	C_{l, mak}	V_{stall} (m/s)	V_{end.} (m/s)	ICE Gücü (W)	C_{D,0}	Amaç Fonk. Değeri
[24]	90	15.65	1.25	10.84	8.27	975.33	0.037	100.84
SCA	90	20	1.15	20	20	500	0.0370	80.20
PSO	123.69	20	1.25	12.71	20	500	0.0250	89.28
CSA	131.63	19.42	1.02	18.64	5.89	664.86	0.0271	96.08
ABC	99.06	17.56	1.25	16.77	8.54	1737.80	0.0334	94.68
GA	106.35	8.02	1.12	12.44	11.54	644	0.0264	166.54
Sımr	90-200	8-20	1-1.25	5-20	5-20	500-2500	0.025-0.045	80.19

Eşitlik (5.7), İHA'nın maksimum uçuş ve seyir uçuşları sırasında ihtiyaç duyduğu gücün toplamını vermektedir. Bu eşitliğin minimizasyonu sağlanarak yakıt hücresinin boyutlandırılması yapılmaktadır. Optimizasyon probleminin kısıtları eşitlik (5.8)-(5.11) ile ifade edilmektedir. Batarya, kalkış ve tırmanış aşamalarındaki güç ihtiyacını karşıladığı için bataryanın boyutlandırılması bu güç ihtiyaçlarına göre yapılmaktadır. Bu sebeple bataryanın sahip olduğu enerji eşitlik (5.12) ile ifade edilmekte ve optimizasyon probleminde kısıt olarak yer almaktadır. Burada P_B , D_{to} , RC ve k_{to} sırasıyla batarya gücü, minimum kalkış mesafesi, tırmanma oranı ve kalkış katsayısını ifade etmektedir.

$$J = P_{FC} = W \sqrt{\frac{2}{\rho} \left(\frac{W}{S} \right)} \frac{4C_{D,0}}{(3C_{D,0} \pi e AR)^{0.75}} + V_{cruise} \left[0.5 \pi V_{cr}^2 S C_{D,0} + \frac{S}{0.5 \rho V_{cr}^2 \pi e AR} \left(\frac{W}{S} \right)^2 \right] \quad (5.7)$$

$$V_{end} = \left(\frac{2}{\rho} \left(\frac{W}{S} \right) \sqrt{\frac{1}{3C_{D,0} \pi e AR}} \right)^{1/2} \quad (5.8)$$

$$\frac{W}{S} = \frac{\rho V_{stall}^2 C_{L,max}}{2} \quad (5.9)$$

$$\sqrt{AR} = \left[\frac{2}{\rho} \left(\frac{W}{S} \right) \sqrt{\frac{1}{3C_{D,0} \pi e}} \right] \frac{1}{V_{end}^2} \quad (5.10)$$

$$S_{dmin} \geq V_{en} - V_{stall} \quad (5.11)$$

$$P_B = \frac{W k_{to}^3}{2 g D_{to} \eta} \left(\frac{2}{\rho_{om} C_{L,max}} \frac{W}{S} \right)^{3/2} + \frac{W}{\eta} \left(RC + \frac{1}{\frac{C_L}{C_D}} \sqrt{\frac{2}{\rho} \frac{1}{\sqrt{C_{Dmin} \pi AR e}}} \sqrt{\frac{W}{S}} \right) \quad (5.12)$$

Bu şekilde oluşturulan doğrusal olmayan kısıtlara ve 7 adet değişkene sahip boyutlandırma optimizasyon probleminin çözümü için SCA, PSO, GA, ABC ve CSA üst sezgisel algoritmaları kullanılmıştır. Ayrıca aynı problem MATLAB programında bulunan *fmincon* çözücüsü ile çözdürülmüştür. Bu optimizasyon yöntemleri optimum değer açısından karşılaştırılmıştır. Bu problemin çözümünde kullanılan üst sezgisel optimizasyon algoritmalarının temel yapısı ve akış diyagramları Bölüm 5.2’de sunulmuştur.

5.1.3. İHA’nın Ağırlık Analizi

Bu bölümde, yakıt hücresi ve batarya hibrit tahrik sistemine sahip bir İHA için yapılan ağırlık analizi verilmiştir. İHA’nın toplam ağırlığı; batarya, yakıt hücresi, hidrojen depolama sistemi, aviyonik elemanlar, uçak gövdesi ve faydalı yükün toplam ağırlığından oluşmaktadır. İHA’nın toplam kalkış ağırlığı eşitlik (5.13) ile verilmektedir. Hidrojen yakıtının ağırlığındaki azalma çok küçük olduğundan, görev sırasında bu ağırlığın değişmediği varsayılmaktadır. Eşitlik (5.13)’de W_{total} , W_{af} , W_{hss} , W_{av} , W_{fc} , W_b ve W_{pl} sırasıyla toplam İHA ağırlığı, İHA’nın boş ağırlığı, hidrojen depolama biriminin ağırlığı, aviyonik sistem ağırlığı, yakıt hücresinin ağırlığı, batarya ağırlığı ve İHA’nın faydalı yük ağırlığını ifade etmektedir.

$$W_{toplaml} = W_{af} + W_{av} + W_{hss} + W_{fc} + W_b + W_{pl} \quad (5.13)$$

Yakıt hücresinin ağırlığı eşitlik (5.14) ile bulunur. Hidrojen depolama sisteminin ağırlığı eşitlik (5.15) ile ve tahrik sistemindeki bataryanın ağırlığı eşitlik (5.16) ile verilmektedir. Burada P_{cr} , P_{end} , t_{to} , t_{cl} , t_{cr} , t_{end} , t_{vmak} , ED_h ve ED_b sırasıyla seyir aşaması gücü, maksimum uçuş aşaması gücü, kalkış aşaması süresi, tırmanma süresi, seyir süresi, maksimum uçuş aşaması süresi, maksimum hız aşaması süresi, yakıt hücresi enerji yoğunluğu ve batarya enerji yoğunluğunu ifade etmektedir. Kalkış, tırmanış ve maksimum hız uçuş aşamalarındaki güç ihtiyacı sadece batarya tarafından karşılanmaktadır. Ancak batarya kapasitesi yeterli değilse bu talep yakıt hücresi ile sağlanmaktadır. İHA’nın acil bir durumda ihtiyaç duyacağı enerji bataryadan sağlanacaktır. Bu çalışmada, böyle bir acil durum için gerekli olan enerji miktarının,

seyir aşamasında talep edilen enerji miktarına eşit olduğu varsayılmaktadır. Ayrıca acil durum süresi 1 dakika olarak kabul edilmiştir.

$$W_{fc} = \frac{\frac{P_{cr}}{W_{toplaml}} + \frac{P_{end}}{W_{toplaml}}}{0.126 \frac{P_{cr}}{W_{to}} + \frac{373.78}{W_{to}}} \quad (5.14)$$

$$W_{hss} = \frac{(P_{cr}+P_{end})(t_{to}+t_{cl}+t_{cr}+t_{end}+t_{vmak})}{ED_h} \quad (5.15)$$

$$W_b = M_b \left[\frac{(P_{to} t_{to})+(P_{cl} t_{cl})+(P_{vmak} t_{vmak})+(P_{cr} t_{em})}{ED_b} \right] \quad (5.16)$$

5.2. Kavramsal Tasarım Çalışmasında Kullanılan Üst Sezgisel Algoritmalar

Optimizasyon problemi karar verme işidir ve oluşturulan problemin en iyi şartları aranır. Genel olarak optimizasyon problem oluşumu, amaç fonksiyonun belirlenmesi ve optimizasyon yönteminin belirlenerek çözümün gerçekleştirilmesi olmak üzere üç bölümden oluşmaktadır [164]. Üst sezgisel optimizasyon yöntemleri 1940’larda geliştirilmeye başlanmış ve son yıllarda popüler hale gelmiş durumdadır. Üst sezgisel optimizasyon yöntemleri genellikle biyolojik, moleküler, böceklerin sürü davranışı ve temel fiziksel olaylardan esinlenilerek geliştirilmektedir ve günümüzde bu yöntem mühendislik, tıp ve ekonomi gibi birçok bilimsel alanda kullanılmaktadır [165]. Birçok gerçek problem doğrusal olmayan, çok değişkenli, karmaşık kısıtlara ve konveks olmayan yapıya sahip olduğundan dolayı türev içeren klasik optimizasyon yöntemleri ile çözümü çoğu durumda mümkün olmamaktadır. Üst sezgisel algoritmalara dayalı optimizasyon yöntemleri zamana göre türevi alınabilecek ifadeler içermediği için bu tür problemlerin çözümünde çoğu zaman başarılı olmaktadır [166]. Bu bağlamda bu çalışmada oluşturulan doğrusal olmayan kısıtlara sahip boyutlandırma optimizasyon probleminin çözümünde üst sezgisel algoritmalar kullanılmıştır.

Çalışmanın bu bölümünde bir İHA’nın enerji sağlayıcısı olarak batarya ve yakıt hücresinden oluşan sistemin en az enerji tüketimine göre boyutlandırma optimizasyon probleminin çözümünde üst sezgisel algoritmalar olan SCA, PSO, GA, ABC ve

CSA optimizasyon teknikleri problemin çözümü için uygulanmış ve performansları birbiri ile kıyaslanmıştır. Bu bölümün alt bölümlerinde uygulanan üst sezgisel algoritmaların çalışma mantığı ve iş akış diyagramları verilmiştir.

5.2.1. Yapay Arı Kolonisi Algoritması

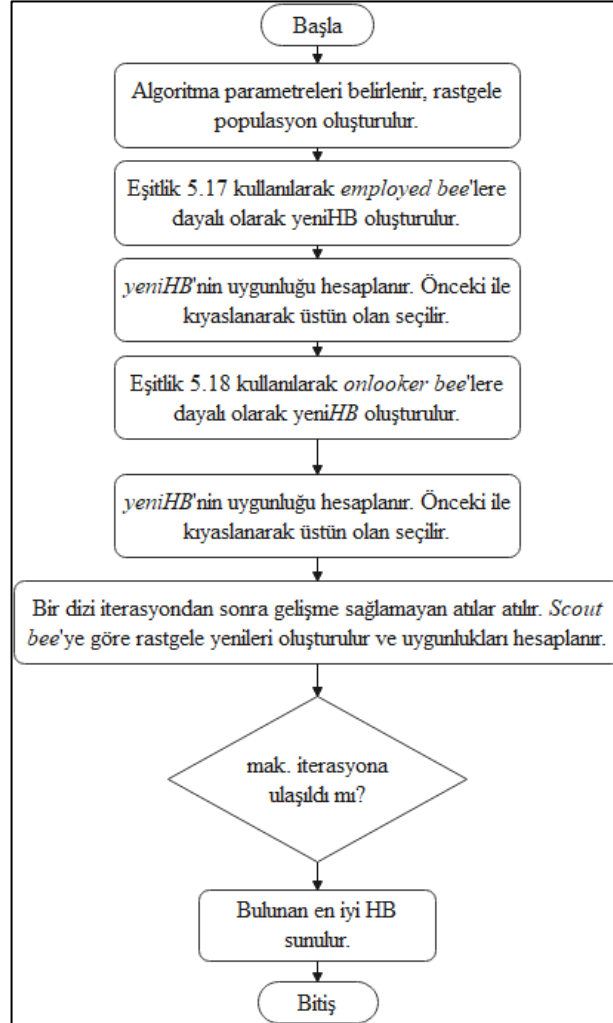
Yapay arı kolonisi algoritması bal arılarının grup davranışı ve sürü zekasından esinlenilerek 2005 yılında Karaboğa ve Akay [167] tarafından geliştirilmiştir. ABC’de her bir aday çözüm arıların gıda kaynağı olarak temsil edilmektedir. Bu gıda kaynağının nektar kalitesi ise olası çözümün uygunluğunu temsil etmektedir. ABC algoritması *employed*, *onlooker* ve *scout* olmak üzere üç aşamadan oluşmaktadır [164]. *Employed* aşamasında her bir arı bireysel olarak yeni besin kaynağı arar. *Onlooker* aşamasında tüm arılar besin kaynaklarının konum ve nektar bilgisini paylaşır ve en uygun olan seçilir. *Scout* aşamasında bir dizi iterasyon sonunda şartları sağlamayan arılar atılarak yeni popülasyon oluşturulmaktadır. *Employed* ve *onlooker* aşamaları matematiksel olarak sırasıyla eşitlik (5.17) ve (5.18) ile modellenmektedir [164]. Bu eşitliklerde *stepsize*, *HB*, *i*, *j*, *rand_{ij}*, *mr*, *rand* ve *permute* sırasıyla adım boyutunu, bal arılarını, bal arılarının sayısını, problemin boyutunu, [-1, 1] aralığında sürekli düzgün dağılımdan rastgele seçilen bir sayıyı, modifikasyon oranını (kısıtlı optimizasyon için ABC algoritmasında, gözcü arı tarafından seçilen besin kaynağının değiştirilip değiştirilmeyeceğini kontrol eden parametre), [0, 1] arasında rastgele seçilen sayıyı ve farklı satır dizilim fonksiyonunu ifade etmektedir. Algoritmanın akış diyagramı Şekil 5.3’te verilmiştir. Buna göre algoritmanın parametreleri belirlendikten sonra işçi arılar eşitlik (5.17) ile en iyi besin kaynağını bulmaya çalışır. Daha sonraki aşamada işçi arılar besin kaynağı ile ilgili bilgileri gözcü arılar ile paylaşır ve gözcü arılar eşitlik (5.18)’i kullanarak *yeniHB* oluşturulur. Son aşamada besin kaynaklarını değiştiremeyen işçi arılar gözcü arıya dönüştürülür ve besin kaynağı bilgisi atılır. Daha sonra yeni besin kaynağı oluşturularak uygunluk değerleri hesaplanır.

$$stepsize = rand_{ij}(HB - HB[permute_{ij}]) \quad (5.17)$$

$$yeniHB = HB + stepsize$$

$$stepsize = rand_{ij}(HB_{rws} - HB[permute_{ij}]) \quad (5.18)$$

$$yeniHB = \begin{cases} HB_{rws} + stepsize, & \text{eğer } rand < mr \\ HB_{rws}, & \text{aksi halde} \end{cases}$$



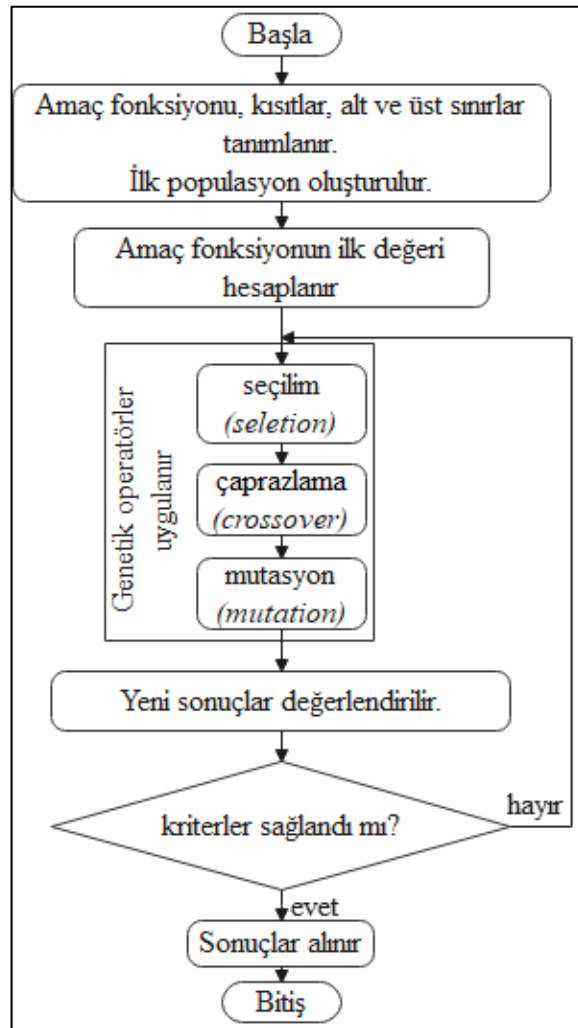
Şekil 5.3: ABC algoritması akış diyagramı.

Bu çalışmada optimizasyon için kullanılan ABC algoritmasının popülasyon sayısı, amaç fonksiyonun maksimum değerlendirme sayısı ve modifikasyon oranı sırasıyla 50, 20000 ve 0.8 olarak ayarlanmıştır.

5.2.2. Genetik Algoritma

Genetik algoritma ilk popülasyon temelli arama algoritmasıdır. 1975 yılında John Holland tarafından doğal gelişim prensibinden esinlenilerek geliştirilmiştir [168]. Programda her bir çözüm kromozom ve her bir parametre gen olarak nitelendirilmektedir [169]. GA'nın akış diyagramı Şekil 5.4'te verilmiştir. GA arama

algoritması seçim (selection), çaprazlama (crossover) ve mutasyon (mutaiton) genetik operatörlerinden oluşmaktadır. Arama algoritmasında ilk olarak amaç fonksiyonu, kısıtlar, alt ve üst sınırlar belirlenir ve ilk popülasyon rastgele oluşturulur. Bu popülasyondaki her bir kromozomun uygunluk değeri hesaplanır ve çaprazlama amacıyla seçim yapılır (selection). Uygunluk değerinin uyumuna göre popülasyondaki iki kromozom çaprazlanır (crossover). Mutasyon aşamasında var olan kromozomun genlerinde değişiklikler yapılarak yeni kromozomlar oluşturulur. Arama algoritması bu şekilde yeni popülasyonlar oluşturularak devam eder. Arama algoritmasının bitirme şartı gerçekleştiğinde popülasyondaki en iyi çözüm sonuç olarak alınır. Bu çalışmada MATLAB bünyesinde bulunan GA komutu kullanılmıştır dolayısıyla yeni bir kod yazılmamıştır ve algoritmanın varsayılan ayarları kullanılmıştır.



Şekil 5.4: Genetik algoritma akış diyagramı.

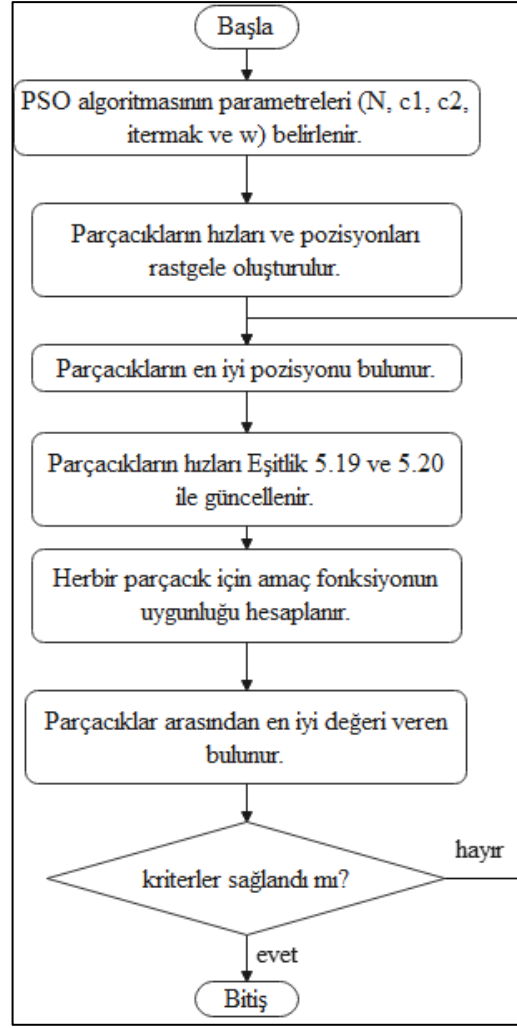
5.2.3. Parçacık Sürü Optimizasyon Algoritması

Parçacık sürü optimizasyon algoritması 1995 yılında Kennedy ve Eberhart tarafından [170] arı, kuş, balık vb. canlıların sosyal davranışından esinlenilerek geliştirilmiştir. Parçacık kelimesi sürüdeki bireyi ifade etmektedir. Sürüdeki bir birey yiyecek için iyi bir yol bulduğunda diğer bireyler uzakta olsa bile onu takip etmekte ve sürüdeki tüm bireyler etkileşimli olarak davranmaktadır. Sürüdeki bireylerin iki karakteristik özelliği onların hızları ve konumlarıdır.

Bir kuş sürüsü düşünüldüğünde sürüdeki kuşların hareketini üç şekilde özetleyebiliriz; bir kuş diğerine fazla yaklaşmaz, bir kuş diğer kuşların ortalama yönüne doğru ilerler ve bir kuş sürüdeki çok uzak boşluklar hariç diğer kuşlar arasındaki ortalama yöne doğru ilerler [170]. PSO, bu üç davranış biçiminden esinlenilerek oluşturulmuştur. Bu davranışların matematiksel modeli eşitlik (5.19) ve eşitlik (5.20) ile verilmiştir [170]. Bu eşitliklerde N , i , j , $\mathbf{V}$, $\mathbf{X}$, c_1 , $r_{1,2}$, w ve $\mathbf{P}_{eniye}$ sırasıyla sürü boyutunu iterasyon sayısını, parçacık sayısını, parçacıkların hız vektörünü, parçacıkların konum vektörünü, bireysel öğrenme oranını, sosyal öğrenme oranını, $[0, 1]$ arasında rastgele dağılmış sayıları, atalet katsayısını ve amaç fonksiyonunun en yüksek değerini ifade etmektedir. Eşitliklerde koyu yazılan ifadeler vektörel büyüklüğü temsil etmektedir. Eşitlik (5.19) ile her bir parçacığın hızı bulunur daha sonra eşitlik (5.20) ile konumları bulunur. Amaç fonksiyonunda eşitlik (5.20) yerine yazılarak her bir parçacığın uygunluğu bulunur. Yakınsama kriteri sağlandığında çözüm son bulur eğer sağlanmaz ise bu işlem sırası devam eder. Özetle PSO algoritmasında hangi parçacığın en iyi konumu bulması problemi araştırılmaktadır. Bu çalışmada kullanılan PSO algoritması için popülasyon sayısı, maksimum iterasyon sayısı, w , c_1 ve c_2 değerleri sırasıyla 200, 1500, 5, 2 ve 2 olarak ayarlanmıştır.

$$\begin{aligned} \mathbf{V}_j(i) = w\mathbf{V}_j(i-1) + c_1r_1[\mathbf{P}_{eniye,j} - \mathbf{X}_j(i-1)] \\ + c_2r_2[\mathbf{G}_{eniye,j} - \mathbf{X}_j(i-1)] \quad j = 1,2,3, \dots, N \end{aligned} \quad (5.19)$$

$$\mathbf{X}_j(i) = \mathbf{X}_j(i-1) + \mathbf{V}_j(i) \quad j = 1, 2, \dots, N \quad (5.20)$$



Şekil 5.5: Parçacık sürü optimizasyon algoritmasının akış diyagramı.

5.3. Simülasyon Sonuçları ve Tartışma

Literatürde bir İHA itki sistemi için içten yanmalı motor ve batarya hibrit sistemi için bulunan bir modelin amaç fonksiyonu ve kısıtları üzerinde değişiklikler yapılarak yakıt hücresi ve batarya hibrit sistemi için yeni bir kavramsal tasarım metodolojisi önerilmiştir. Yakıt hücresi güç yoğunluğunun batarya güç yoğunluğuna göre daha düşük olduğu için İHA'nın kalkış, tırmanış aşamalarında ihtiyaç duyacağı enerjinin bataryadan benzer yaklaşım ile seyir ve maksimum uçuş aşamalarındaki enerji ihtiyacının yakıt hücresinden karşılanacağı düşünülmüştür. Bu yaklaşım enerji kaynaklarının karakteristik özellikleri düşünüldüğünde makul olup bir örneği literatürde mevcuttur [159]. Bu yaklaşıma göre boyutlandırma probleminin amaç fonksiyonu olan eşitlik (5.7)'nin minimum değeri PSO, GA, SCA, ABC, CSA ve *fmincon*, optimizasyon teknikleri ile çözdürülmüştür. Optimizasyon probleminin

kısıtları eşitlik (5.8)-(5.12) ile verilmiş olup burada eşitlik (5.12) bataryanın gücünü ifade etmektedir. Optimizasyon probleminin çözümünden İHA'nın kanat yükleme oranı, en-boy oranı, maksimum taşıma katsayısı, *stall* hızı, maksimum uçuş aşaması hızı, batarya gücü ve sıfır taşıma için gerekli sürüklenme direnci katsayısı değerleri belirlenmiştir. Optimizasyon probleminin çözümünden elde edilen sonuçlar Tablo 5.3'te sunulmuştur. Bu sonuçlara göre amaç fonksiyonunun (yakıt hücresi gücü) en düşük değeri GA algoritması ile sağlamıştır. Yakıt hücresi ve batarya toplam gücüne bakıldığı zaman en düşük sonucu PSO algoritması sağlamıştır.

Laminer ve türbülanslı akışa göre düz-plaka yüzey sürtünme katsayısı (flat-plate skin friction coefficient) eşitlik (5.21), eşitlik (5.22) ve eşitlik (5.23) ile hesaplanmış ve *Reynolds* sayısına göre değişimi Şekil 5.6'da verilmiştir [163]. Burada C_f , R , M , ρ , V , l ve μ sırasıyla düz-plaka yüzey sürtünme katsayısı, *Reynolds* sayısı, *Mach* sayısı, yoğunluk, hız, uzunluk ve viskoziteyi ifade etmektedir.

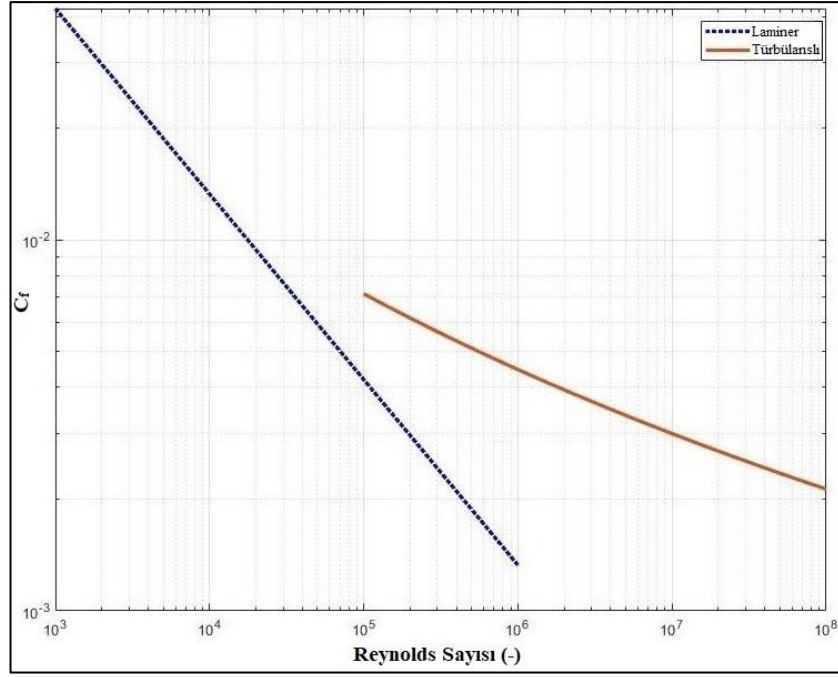
$$\text{Laminer: } C_f = \frac{1.328}{\sqrt{R}} \quad (5.21)$$

$$\text{Türbülanslı: } C_f = \frac{0.455}{(\log_{10}^R)^{2.58} (1+0.144M^2)^{0.65}} \quad (5.22)$$

$$R = \frac{\rho V l}{\mu} \quad (5.23)$$

Tablo 5.3: Yakıt hücresi ve bataryadan oluşan hibrit itki sistemi modeline uygulanan üst sezgisel algoritmaların sonuçlarının karşılaştırılması.

	WL	AR	$C_{l, \text{mak}}$	V_{stall}	$V_{\text{end.}}$	P_{batarya}	$C_{D,0}$	J
<i>fmincon</i>	90	15.65	1.25	10.84	8.27	850.64	0.0368	1573.66
PSO	160.95	10.42	1.11	15.39	12.82	1118.70	0.0306	899.93
CSA	128.22	17.23	1.20	5.80	18.96	2984.90	0.0386	1207.82
ABC	171.16	11.23	1.10	13.22	19.14	3633.10	0.044	1164.63
SCA	90	20	1.077	12.85	20	2656.50	0.037	1307.91
GA	190.26	9.18	1.04	17.28	14.89	1273.20	0.0267	766.73
Sınırlar	90-200	8-20	1-1.25	5-20	5-20	500-8000	0.025-0.045	



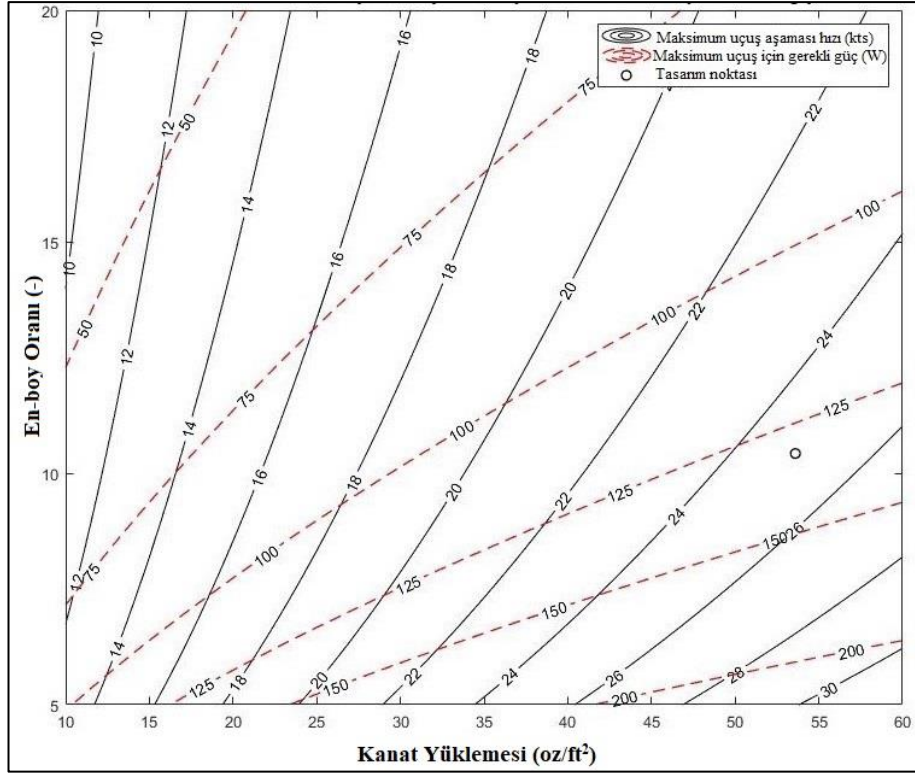
Şekil 5.6: Laminer ve türbülanslı akışa göre düz-plaka yüzey sürtünme katsayısının değişimi.

İHA'nın en-boy oranı, kanat yüklemesi, tasarım noktası, maksimum uçuş aşaması hızı ve gerekli gücü Şekil 5.7'de verilmiştir. Maksimum uçuş aşaması için hız ve gerekli güç eşitlik (5.24) ve eşitlik (5.25) ile verilmiştir [161], [162]. Bu eşitliklerde P_R , V , W , C_D , C_L , $C_{D,0}$, S , K , e , ρ ve AR sırasıyla maksimum uçuş aşaması için gerekli güç, maksimum uçuş aşaması için hız, sürüklenme katsayısı, taşıma katsayısı, sıfır taşıma durumunda sürüklenme katsayısı, kanat alanı, *Oswald* verim faktörü, yoğunluk ve en-boy oranını ifade etmektedir. İHA'nın en-boy oranı ve taşıma-sürüklenme oranının değişimi Şekil 5.8'de verilmiştir.

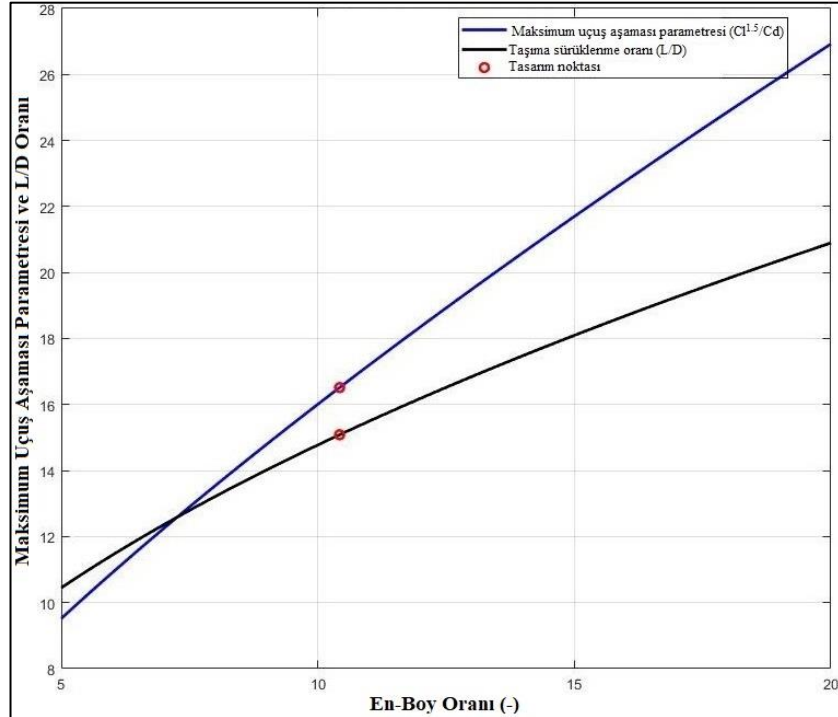
$$P_R = \sqrt{\frac{2W^3 C_D^2}{\rho S C_L^3}} \quad (5.24)$$

$$V = \left(\frac{2}{\rho} \sqrt{\frac{K}{3C_{D,0}}} \frac{W}{S} \right)^{1/2} \quad (5.25)$$

$$\left(\frac{C_L^{3/2}}{C_D} \right)_{mak} = \frac{(3C_{D,0} \pi e AR)^{3/4}}{4C_{D,0}} \quad (5.26)$$



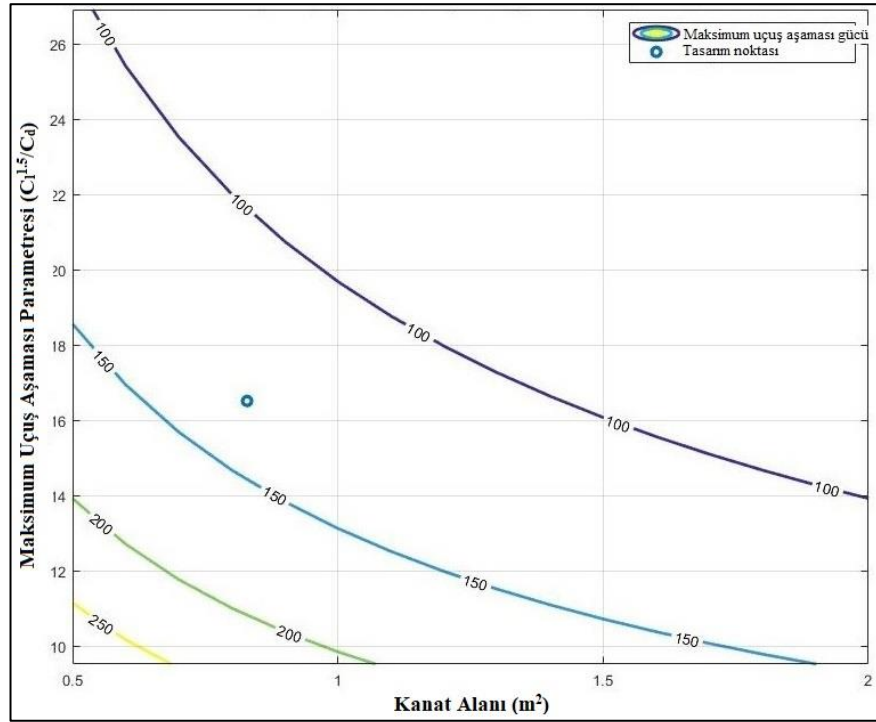
Şekil 5.7: Maksimum uçuş aşaması hızı ve gerekli gücü, en-boy oranı, kanat yüklemesinin değişimi.



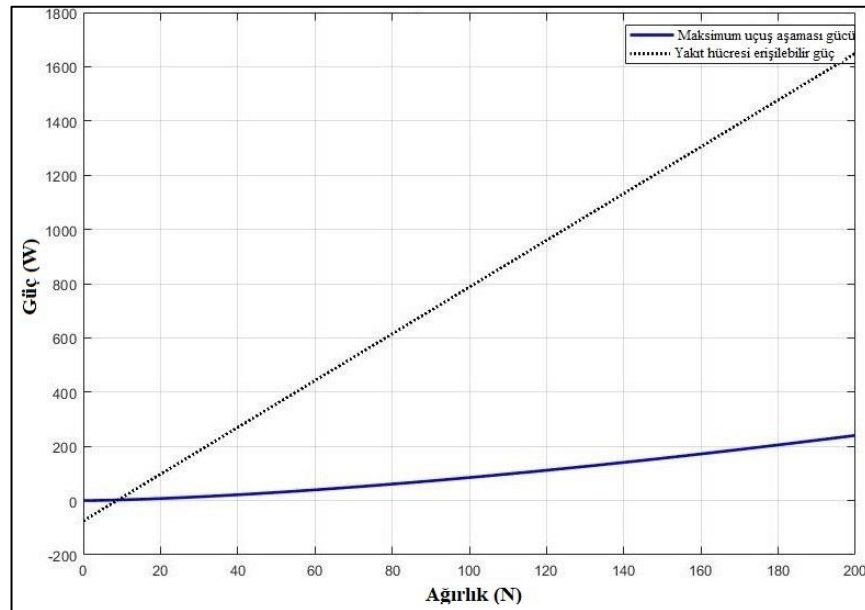
Şekil 5.8: En-boy oranı ile taşıma-sürüklenme oranının değişimi.

İHA'nın maksimum uçuş aşaması için gerekli gücün, kanat alanı ve maksimum uçuş parametresine göre değişimi Şekil 5.9'da verilmiştir. Ağırlığa göre maksimum

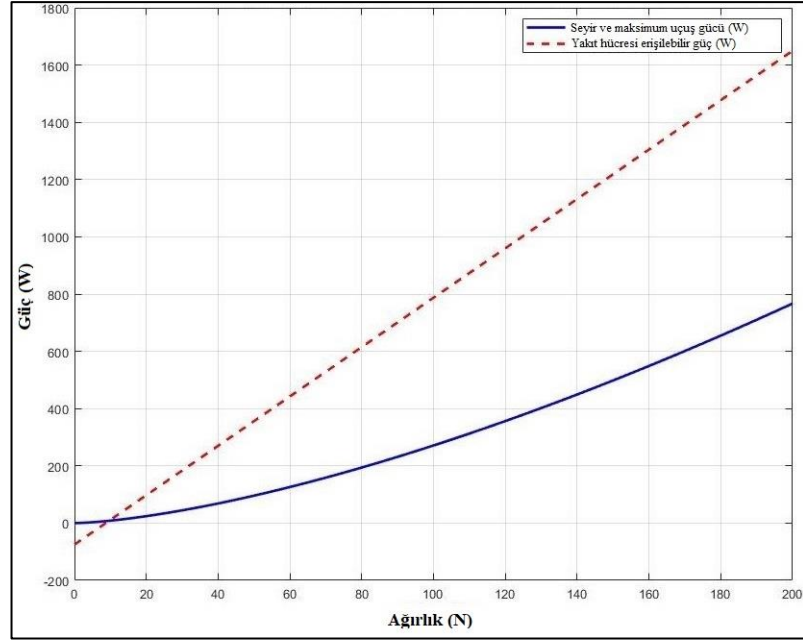
uçuş aşaması gücü ve yakıt hücresinin sağlayabileceği güç Şekil 5.10’da gösterilmiştir. İHA’nın ağırlığına göre yakıt hücresinin sağlayabildiği güç ile seyir ve maksimum uçuş aşamalarındaki ihtiyaç duyulan gücün toplamının değişimi Şekil 5.11’de sunulmuştur.



Şekil 5.9: Maksimum uçuş aşaması parametresi ve kanat alanına göre maksimum uçuş aşaması gücünün değişimi.

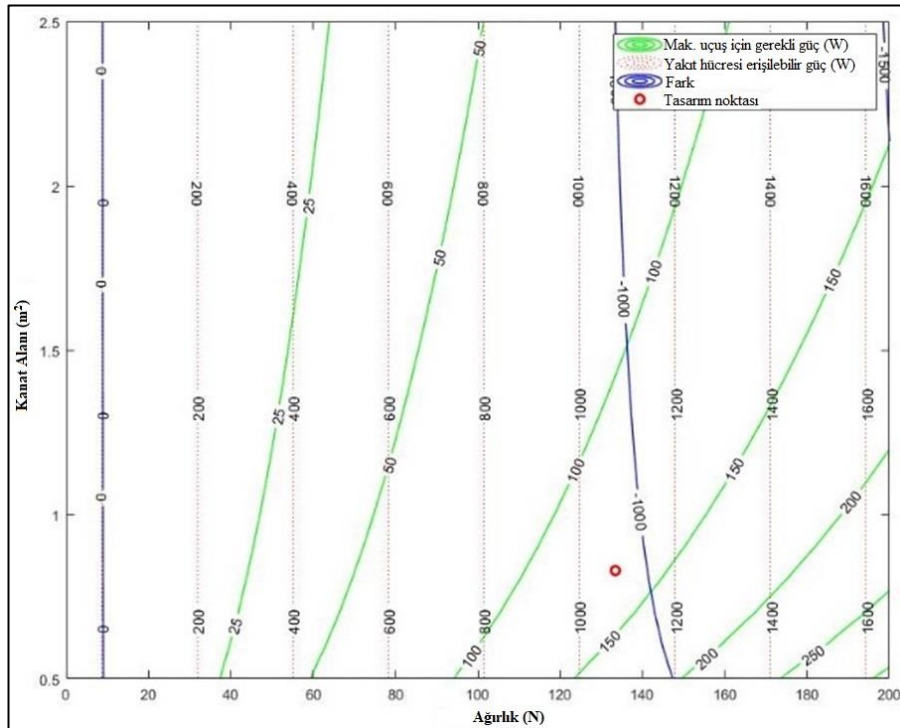


Şekil 5.10: Maksimum uçuş aşaması için gerekli güç ile yakıt hücresinin sağlayabildiği gücün İHA ağırlığına göre değişimi.



Şekil 5.11: Maksimum uçuş ve seyir aşamaları için ihtiyaç duyulan güç ile yakıt hücresinin sağlayabileceği gücün İHA ağırlığına göre değişimi.

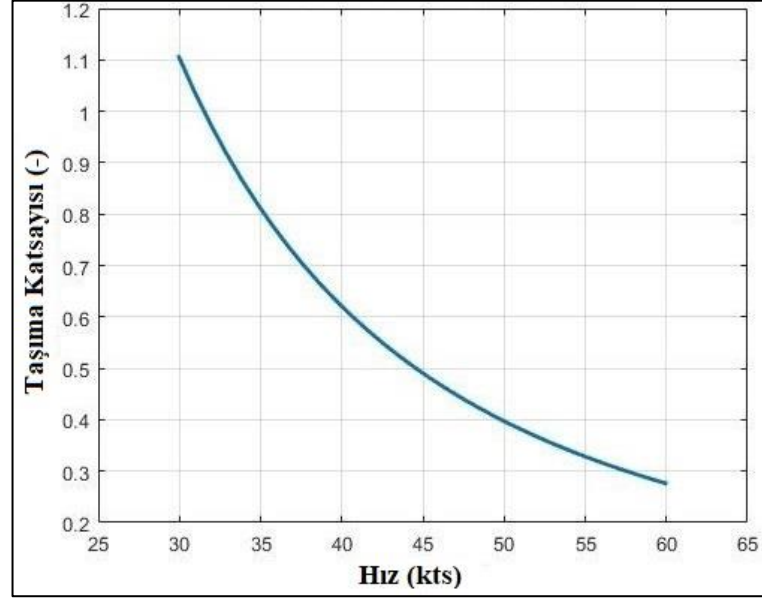
Yakıt hücresinin sağlayabileceği güç, maksimum uçuş aşamasındaki gerekli olan güç, bu ikisi arasındaki fark ve tasarım noktasının İHA'nın ağırlığına ve kanat alanına göre değişimi Şekil 5.12'de verilmiştir.



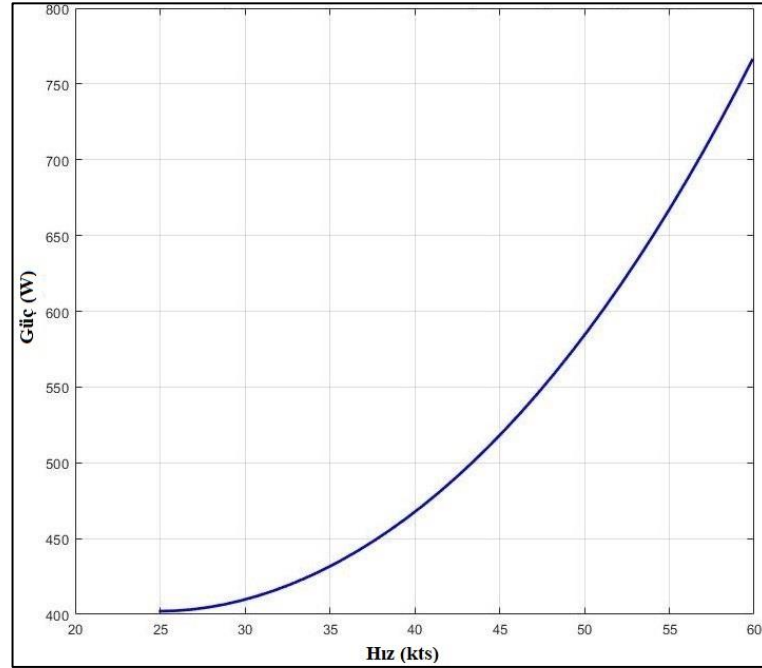
Şekil 5.12: Yakıt hücresinin sağlayabileceği güç, maksimum uçuş aşamasındaki gerekli güç ve bu ikisi arasındaki farkın kanat alanı ve İHA ağırlığı ile değişimi.

İHA'nın hızı ile taşıma katsayısı arasındaki ilişki eşitlik (5.27)'ye göre hesaplanarak Şekil 5.13'te sunulmuştur. İHA'nın tırmanış aşaması için gerekli güç ve hızın değişimi Şekil 5.14'te gösterilmektedir.

$$C_L = \frac{2W}{V^2 \rho S} \quad (5.27)$$



Şekil 5.13: Hız ile taşıma katsayısının değişimi.



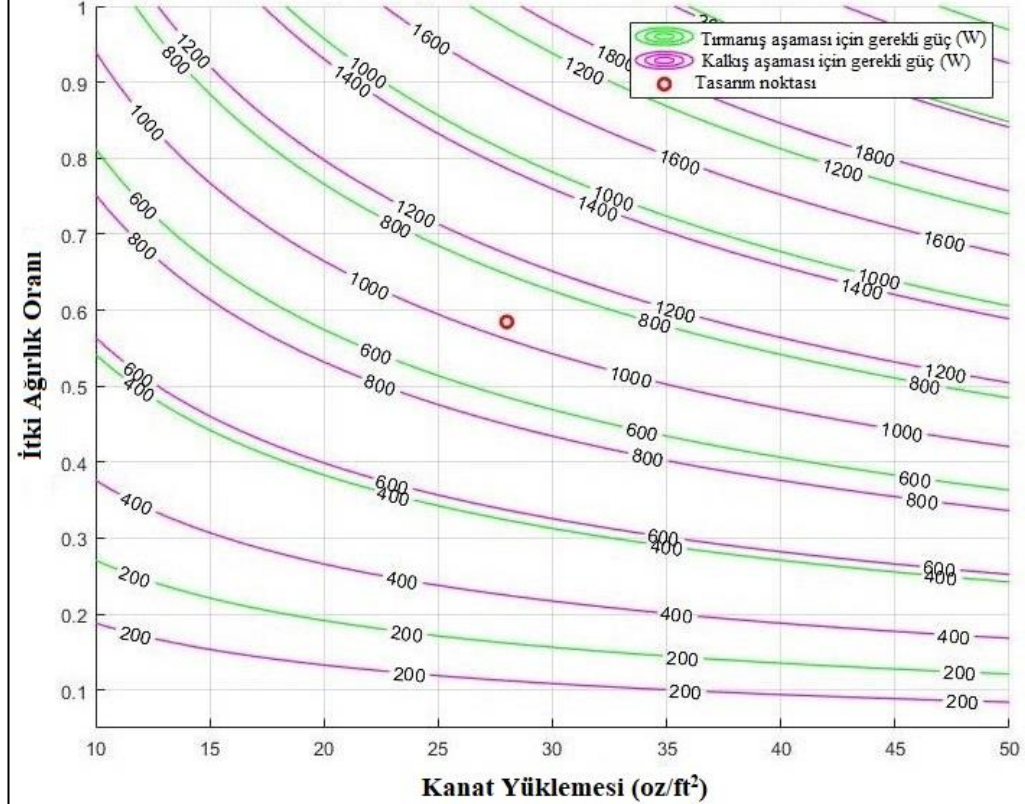
Şekil 5.14: Hız ile gerekli gücün değişimi.

İHA'nın tırmanış, maksimum hız ve kalkış aşamalarındaki güç ihtiyaçları eşitlik (5.28), eşitlik (5.29) ve eşitlik (5.30) ile hesaplanmıştır. Kalkış ve tırmanma gücünün itki- ağırlık oranı, kanat yüklemesi ve tasarım noktasına göre değişimi Şekil 5.15'te verilmiştir. Benzer şekilde İHA'nın güç gereksinimlerinin değişimi kanat yüklemesi, en-boy oranı ve tasarım noktasına göre Şekil 5.16'da verilmiştir.

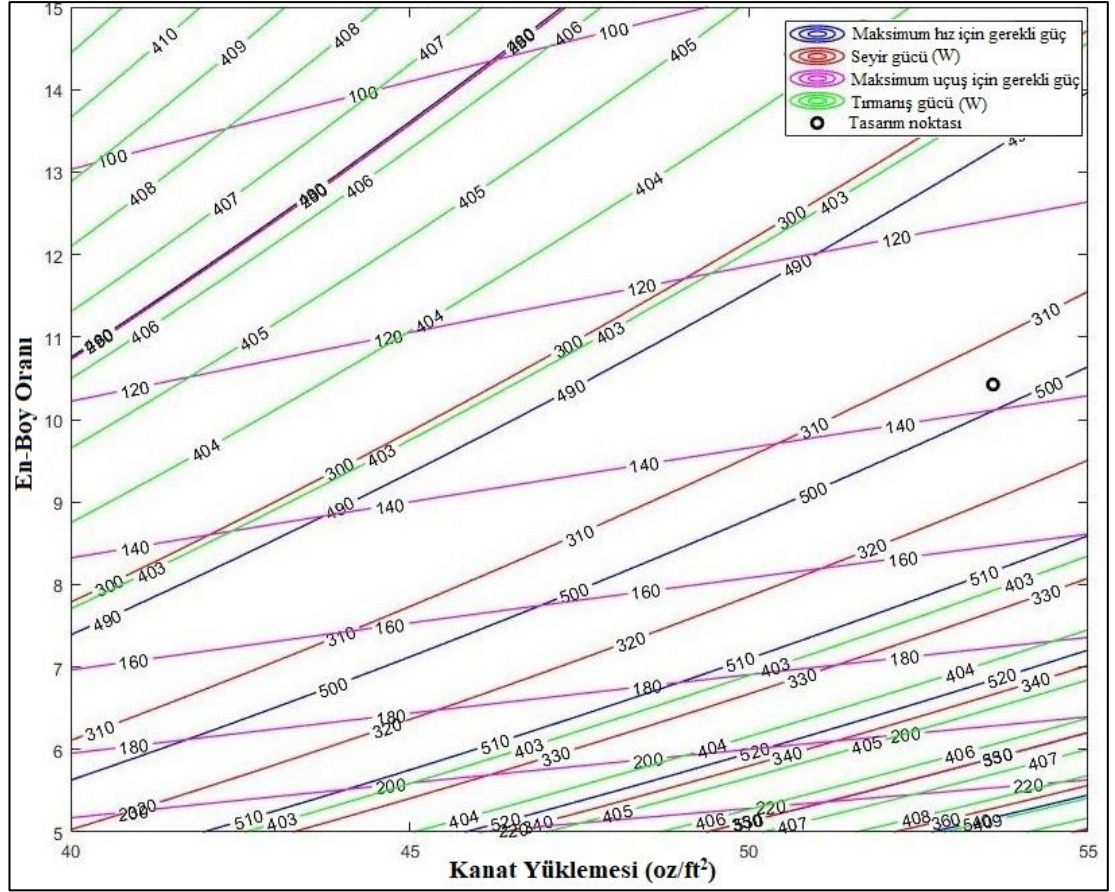
$$PR_{vmak.} = (T/W) W \sqrt{\frac{(T/W) (W/S) + (W/S) \sqrt{(T/W)^2 - 4KC_{D,0}}}{\rho C_{D,0}}} \quad (5.28)$$

$$PR_{ROC} = (T/W) W \sqrt{\frac{2 (W/S)}{\rho} \sqrt{\frac{K}{3C_{D,0}}}} \quad (5.29)$$

$$PR_{TO} = 1.2 \sqrt{\frac{2}{\rho} \frac{W}{S} \frac{1}{C_{Lmak.}} \frac{1.21(W/S)}{g\rho C_{Lmak.}(T/W)}} \quad (5.30)$$

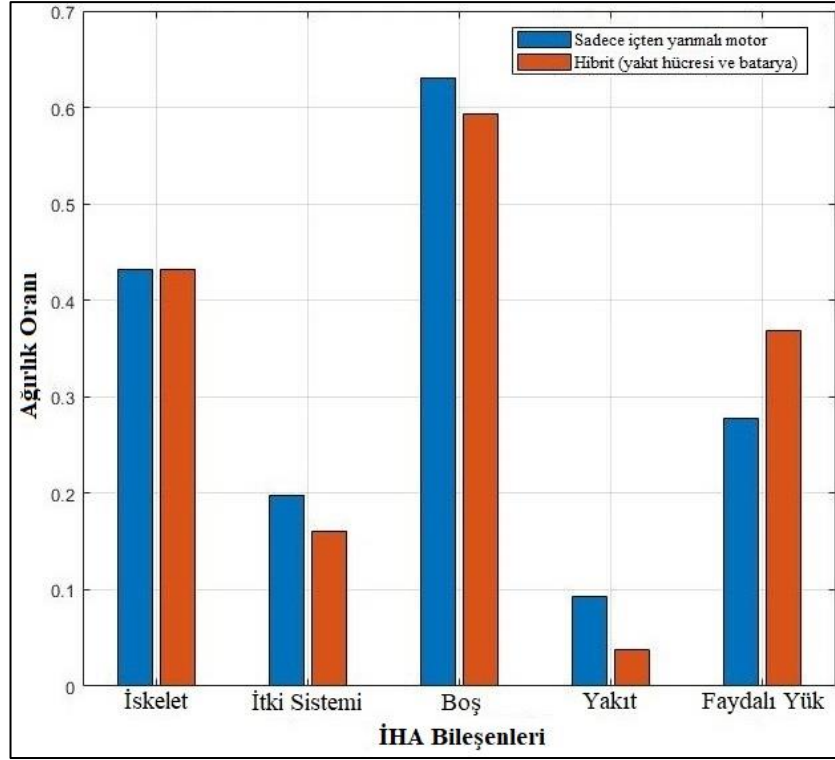


Şekil 5.15: Kanat yüklemesi ve itki ağırlık oranı ile tırmanış ve kalkış aşamaları için gerekli gücün değişimi.



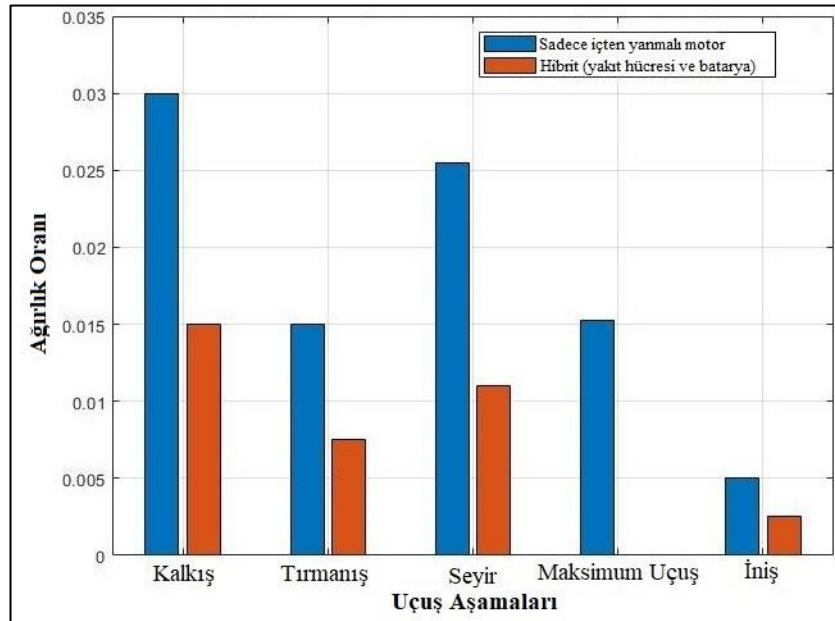
Şekil 5.16: Kanat yüklemesi ve itki ağırlık oranı ile seyir, maksimum hız ve maksimum uçuş aşamaları için gerekli gücün değişimi.

Bölüm 5.1.3'te açıklanan ağırlık analizine göre yakıt hücresi ve batarya itki sistemine sahip İHA'nın itki sistemi, faydalı yük, yakıt, iskelet ve boş (yakıt ve faydalı yüksüz) ağırlık oranları Şekil 5.17'de gösterilmektedir. Ayrıca Harmon ve arkadaşları tarafından geliştirilen içten yanmalı motor ve batarya hibrit sistemine sahip İHA ile karşılaştırılmıştır. Buna göre İHA ağırlık bileşenlerinde, hibrit sistemde sadece içten yanmalı motora sahip sisteme göre azalma gözlenmiştir. Ayrıca hibrit sistemin faydalı yük ağırlık oranında artış olmuştur.

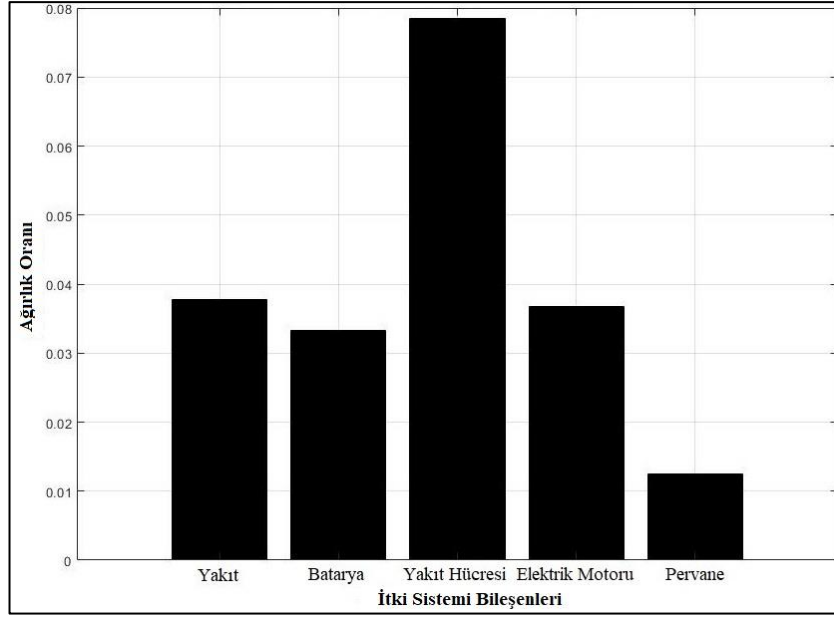


Şekil 5.17: İHA bileşenlerinin ağırlık oranları.

İHA'nın kalkış, tırmanış, seyir, maksimum uçuş ve iniş aşamaları için ağırlık oranları bölüm 5.1.3'te verilen formüllere göre hesaplanarak Şekil 5.18'de verilmiştir. Benzer şekilde İHA'nın itki sistemi bileşenleri olan batarya, yakıt hücresi, yakıt, pervane ve elektrik motorunun ağırlık analizi Şekil 5.19'da gösterilmektedir.



Şekil 5.18: İHA'nın uçuş aşamalarına göre ağırlık oranları



Şekil 5.19: İHA'nın itki sistemi bileşenleri ağırlık oranları.

Özetle bu bölümde yakıt hücresi ve bataryaya sahip bir İHA'nın kavramsal tasarımı için doğrusal olmayan kısıtlara sahip enerji tüketimini esas alan bir optimizasyon problemi oluşturulmuş ve bu problem üst sezgisel algoritmalar ile çözdürülmüştür. İHA'nın boyutlandırma problemi maksimum uçuş aşamasındaki enerji ihtiyacının en az olmasına dayanmaktadır. Bu sebeple enerji tüketim odaklı bir boyutlandırma çalışması yürütülmüştür. Önerilen boyutlandırma probleminin çözümünde üst sezgisel algoritmaların MATLAB programında bulunan (*fmincon*) klasik optimizasyon çözücüsüne göre daha iyi sonuçlar verdiği gözlenmiştir. Ayrıca bu bölümde teklif edilen yakıt hücresi ve batarya hibrit sisteminin literatürde bulunan içten yanmalı motor ve batarya hibrit sistemine göre daha düşük ağırlık oranına ve daha yüksek faydalı yük oranına sahip olduğu gözlenmiştir.

6. ÜST SEZGİSEL ALGORİTMALARA DAYALI ENERJİ YÖNETİMİ ve SİMÜLASYON SONUÇLARI

Fosil yakıtların miktarı doğada sınırlıdır. Ayrıca hava kirliliği ve sera gazları gibi zararlı etkileri bulunmaktadır. Bu nedenlerle diğer mühendislik uygulamalarında olduğu gibi ulaşımda da fosil yakıtların kullanımının azaltılması gerekmektedir. Bu talebi karşılamak için gerek akademik gerekse ticari alanda hibrit sistemler üzerine çalışmalar yapılmaktadır [171]. Bu hibrit sistemlerin birçok uygulama örneği feribot, tren, uçak, insansız hava aracı ve otobüs gibi araçlarda mevcuttur (örnek: [172-174]). Hibrit sistemler, içten yanmalı motorlar ile enerji depolama bileşenleri arasında veya yalnızca enerji bileşenleri arasında oluşturulabilir. Yaygın enerji bileşenleri bataryalar, süperkapasitörler ve yakıt hücresi yığınlarıdır. Ayrıca güneş hücreleri, piezo-elektrik malzemeler ve volanlar hibrit bir sistemin parçası olabilir [175]. Bu enerji bileşenlerinin her biri enerji ve güç yoğunluğu, ağırlık, çalışma sıcaklığı, operasyon süresi ve verim gibi özellikler bakımından farklı karakteristiklere sahiptirler. Bu bağlamda söz konusu enerji bileşenleri arasında hibrit sistemler oluşturularak her bir bileşenin üstün özellikleri kullanılabilir. Batarya, yakıt hücresi ve süperkapasitör arasında yakıt hücresi en yüksek enerji yoğunluğuna sahipken, süperkapasitör en yüksek güç yoğunluğuna sahiptir.

Yakıt hücrelerinin uzun devreye girme süresi, gecikmeli yanıt ve zayıf güç performansı gibi dezavantajları vardır. Bu nedenle genellikle yakıt hücreleri hibrit araçlarda batarya ve süperkapasitör gibi yardımcı enerji kaynakları ile kullanılmaktadırlar. Söz konusu enerji bileşenleri tek başına sadece sınırlı uçuş görevlerinde ihtiyaç duyulacak talep gücünü karşılayabilmektedirler. Ancak batarya ve yakıt hücresi teknolojisi geliştikçe, bataryalar veya yakıt hücreleri enerji talebini tek başına karşılama açısından en güçlü adaylardır. Hava araçlarının sevk sistemleri için genellikle polimer elektrolit membran (PEMFC), doğrudan metanol (DMFC) ve katı oksit (SOFC) yakıt hücreleri tercih edilmektedir [54]. Ancak bu üç sistem arasında PEM tipi yakıt hücreleri, nispeten düşük ağırlığı, düşük çalışma sıcaklığı ve yüksek enerji yoğunluğu sağlamalarından dolayı havacılık sistemleri için daha çok tercih edilmektedirler. Havada enerji üretim imkânı sağlamalarından dolayı güneş hücreleri

hibrit sistemlere eklenmektedirler. Ancak güneş hücreleri geniş yüzey alanları gerektirir ve verimleri düşüktür [9].

Bir diğer enerji depolama birimi olan süperkapasitörler tek başına enerji ihtiyacını karşılamaktan ziyade genellikle hibrit sistemlerde yardımcı kaynak olarak kullanılmaktadırlar. Süperkapasitörlerin güç yoğunlukları diğer enerji kaynaklarına göre çok daha yüksektir. Bu yüzden anlık yüksek güç talebini karşılayabilirler ve sistemlerde bu amaçla kullanılırlar. İnsansız hava araçları (İHA) için kullanılan hibrit sistemde süperkapasitörlerin toplam sistem verimini arttırdığı ispatlayan çalışmalar yürütülmüştür [176-178]. Süperkapasitörlere benzer şekilde, anlık yüksek güç talebini karşılamak için volanlar kullanılabilir [12]. Ancak volanlar kara ve deniz uygulamalarında kullanılabilse de dönen makinelerin hava kaynaklı riskleri ve ağırlık kaygıları nedeniyle havacılık uygulamalarında kullanılmaları pek mümkün değildir. Ayrıca volanın jirokopik etkisi de uçağın manevra kabiliyetini olumsuz etkiler. Bir diğer enerji bileşeni olarak piezo-elektrik malzemeler hibrit sistemlerde enerji kaynağı olarak kullanılabilirler, ancak çok düşük miktarlarda enerji üretebilirler. Enerji üretimleri yalnızca küçük elektrik elemanlarının güç talebini karşılayabilir. Özetle havacılık sektöründe fosil yakıtlara alternatif olarak batarya, yakıt hücresi, süperkapasitör, güneş hücresi gibi enerji bileşenleri kullanılabilir. Yukarıda açıklanan sebeplerden dolayı bu enerji bileşenlerinin en az iki tanesinin oluşturduğu hibrit sistemler oluşturulmaktadır.

Hibrit sistemler, toplam sistem verimliliğini artırmak, yakıt tüketimini azaltmak ve her bir bileşenin performansını ve ömrünü korumak için enerji yönetimine ihtiyaç duymaktadırlar [179]. İçten yanmalı motorlar ve elektrik motorlarından oluşan hibrit sistemlerin enerji yönetimi konusunda literatürde birçok çalışma bulunmaktadır [180], [181]. Ancak, uçaklarda tamamen elektrikli sistemlerin enerji yönetimi konusunda sınırlı sayıda çalışma olduğu gözlenmiştir. Bu çalışmalarda enerji yönetimi olarak genellikle kural temelli yaklaşımlar ile ilgili çalışmalar yürütülmüştür. Enerji yönetiminde, üst sezgisel algoritmaların yerel optimumda takılıp kalmadan global optimuma yakınsama yetenekleri enerji yönetimi için yararlı olmaktadır [182], [183]. Ek olarak, üst sezgisel algoritmalar, çoklu giriş ve çoklu çıkışlı karmaşık doğrusal olmayan problemlerin çözümünde tatmin edici sonuçlar sağlamaktadır. Literatürde, bu çalışmada kullanılan hibrit sisteme bazı kural temelli enerji yönetim teknikleri uygulanmıştır. Ayrıca, hidrojen tüketimini azaltmak için optimizasyon tabanlı eşdeğer

tüketim minimum stratejisi (ECMS) ve harici enerji maksimum stratejisi (EEMS) gibi stratejiler uygulanmıştır. Kural temelli enerji yönetimi tekniklerinin hesaplama yükü düşük olmasına rağmen, global optimumu garanti edemezler. Bir enerji yönetim sisteminin, gerçek zamanlı olarak uygulanmasının yanı sıra global optimuma yakın sonuçlar sağlaması beklenmektedir. Bu bağlamda, üst sezgisel algoritmalar, kural temelli yaklaşımlardan daha iyi sonuçlar sağlayabilir. Bu çalışmada literatürdeki bu boşluk, üst sezgisel algoritmalar kullanılarak araştırılmıştır. Bu bağlamda, bu bölümdeki çalışmada üçlü hibrit sistemin enerji yönetimi için üst sezgisel algoritmaların karşılaştırmalı bir çalışması sunulmaktadır. Eşdeğer tüketim minimum stratejisi (ECMS) ve klasik oransal-integral (PI) kontrol stratejisi karşılaştırma için seçilmiştir ve üst sezgisel algoritmalar bu stratejiler ile hidrojen tüketimi bakımından karşılaştırılmıştır. Ayrıca yakıt hücresi, batarya ve süperkapasitörden oluşan üçlü hibrit sistem için bu enerji yönetim tekniklerinin hesaplama süreleri karşılaştırılmıştır.

Bu çalışmanın yeniliği, karınca aslanı optimizasyonu (ALO), sinüs kosinüs algoritması (SCA) ve güve alevi optimizasyonu (MFO) algoritmalarının üçlü hibrit enerji sağlayıcı sistem üzerinde ilk kez uygulaması ve hidrojen tüketimi ve hesaplama süresi bakımından literatürden daha düşük sonuçlar elde edilmesidir. Ayrıca birçok üst sezgisel algoritma, hesaplama süresi ve hidrojen açısından karşılaştırılmıştır. Bu karşılaştırma kriterlerine göre en iyi sonucu SCA algoritması sağlamıştır. Diğer elektrikli araçların enerji yönetimde üst sezgisel algoritmaların kullanımı ile ilgili birçok çalışma olmasına rağmen, hava araçlarında bununla ilgili çok az çalışma bulunmaktadır. Bu çalışmanın mevcut çalışmalar göz önünde bulundurulduğuna literatüre yapmış olduğu katkılardan birisi de bu husustur.

6.1. Enerji Yönetiminin Uygulandığı Sistemin Yapısı ve Bileşenlerinin Modeli

Bu bölümde batarya, yakıt hücresi ve süperkapasitörden oluşan bir hibrit sistemin üst sezgisel algoritmalar ile enerji yönetimi çalışmaları yürütülmüştür. Çalışmada kullanılan hibrit sistem literatürde daha önce deneysel çalışmaları yapılan bir sistemdir. Daha önce bu sisteme kural temelli bazı enerji yönetim teknikleri uygulanmıştır. Bu çalışmada bu hibrit sistemin üst sezgisel algoritmalarla dayalı enerji yönetimi ve optimizasyonu yapılmıştır. Bu sistem uçaklar için tasarlanmıştır. Bu tür hibrit enerji kaynakları arabalar, uçaklar, tramvaylar ve otobüsler gibi araçlarda

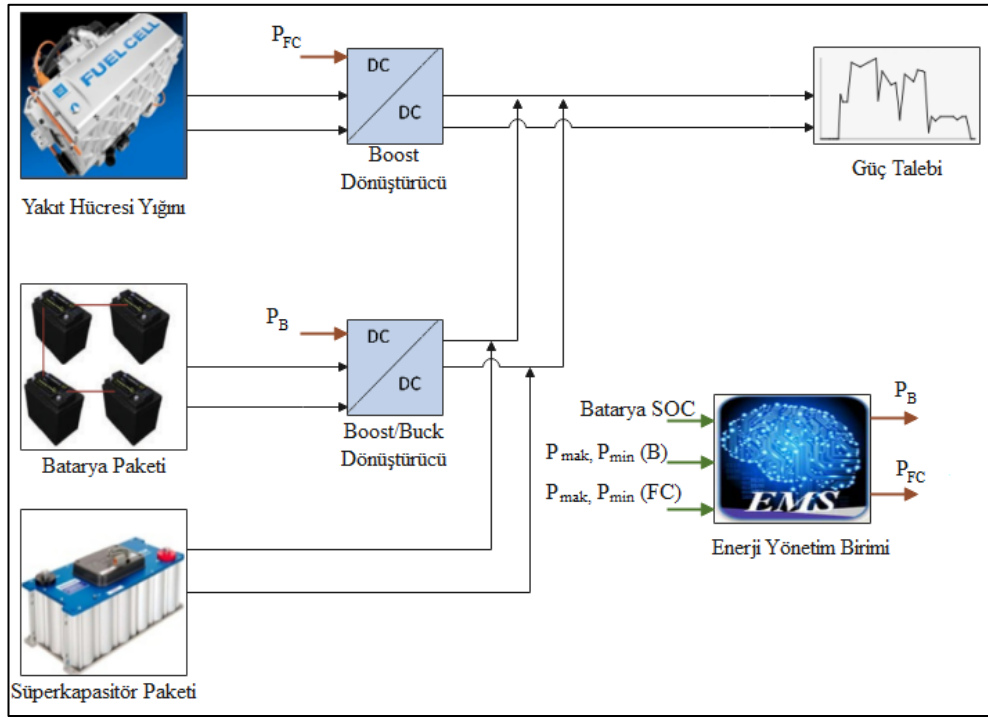
kullanılmaktadır. Ancak enerji yönetim tekniğinin uygulanışı bakımından yapıların hepsi benzerdir. Sadece sistem özellikleri bakımından bazı farklılıklar olsa da bu sistemlere enerji yönetimi uygulanışı aynıdır. Bu sebeple bu sistem seçilerek hem enerji yönetim teknikleri arasında hem de deneysel sonuçlar ile karşılaştırma yapabilme imkânından faydalanılması düşünülmüştür. Bu çalışmada enerji yönetim tekniği olarak optimizasyon temelli stratejiler sınıfına giren üst sezgisel algoritmalara dayalı enerji yönetimi yapılmıştır. Enerji yönetimi için son yıllarda literatürde sıkça kullanılan ve etkinlikleri kanıtlanmış SCA, ALO, MFO ve WOA algoritmaları kullanılmıştır. Bu bölümde öncelikle uygulanan sistemin yapısal özellikleri ve sistem elemanlarının modellemeleri sunulmuştur. Ardından çalışmalarda kullanılan üst sezgisel algoritmalar hakkında kısaca bilgi verilmiştir.

6.1.1. Hibrit Sistem Yapısı ve Problemin Oluşturulması

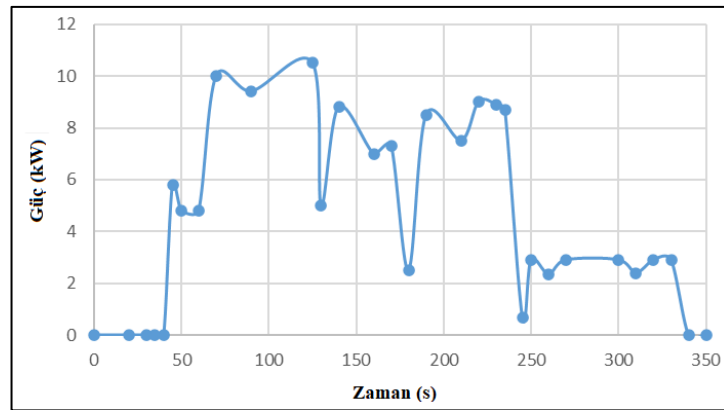
Güç optimizasyonunun uygulandığı hibrit sistem, 40 Ah lityum-iyon batarya, 15.6 Farad sığaya sahip 108 adet seri bağlı süperkapasitör paketi ve PEM tipi yakıt hücresi yığınının oluşmaktadır. Hibrit sistemde kullanılan enerji bileşenlerinin özellikleri Tablo 6.1'de verilmiştir. Batarya ve yakıt hücreleri sisteme DC/DC dönüştürücüler ile bağlanmıştır. Sistemin yapısı Şekil 6.1'de gösterilmektedir. Süperkapasitör doğrudan sistem barasına bağlı olup herhangi bir DC/DC dönüştürücüye sahip değildir. Sistemde talep gücü bir giriş değeridir ve bu sistemde enerji yönetiminin amacı talep gücünün en az hidrojen tüketimi ile karşılanmasını sağlamaktır. Hidrojen tüketimini en aza indirmek için, batarya ve süperkapasitörden talep edilen gücün mümkün olduğu kadar fazla ancak kullanım limitleri dahilinde sağlanması hedeflenmiştir.

Enerji yönetim biriminin giriş değerleri batarya şarj durumu değeri ve sistem voltajıdır. Enerji yönetim biriminin çıkış değerleri, batarya ve yakıt hücresi yığınının çekilen akım değerleridir. Enerji yönetim sistemi birimi, hidrojen tüketimi en az olacak şekilde batarya ve yakıt hücresi yığınının ne kadar akım çekileceğine karar verir. Başka bir deyişle talep gücünü oluşturulan amaç fonksiyonuna göre en optimum şekilde kaynaklar arasında paylaşmaktan sorumludur. Batarya ve yakıt hücresi yığınının çekilen akım DC/DC dönüştürücüler tarafından kontrol edilir. Sistemde optimizasyonun temel amacı, talep edilen gücü en az hidrojen tüketimi ile karşılamaktır. Simülasyonda talep edilen güç girdi olarak verilir ve bu talep edilen

gücün en optimum şekilde sağlanması istenmektedir. Güç talebi Şekil 6.2'de verilmiştir [138], [185].



Şekil 6.1: Enerji yönetiminin uygulandığı hibrit sistemin yapısı.



Şekil 6.2: Simülasyonlarda kullanılan güç talebinin zaman ile değişimi.

Literatürde, bu hibrit sistemin enerjiyi yönetimi için yapılan çalışmalar mevcuttur (örnek: [184], [139], [132]). Bu çalışmada farklı olarak bu sisteme SCA, MFO ve ALO üst sezgisel algoritmaları uygulanmıştır. Sistemin amacı, bir uçağın toplam güç ihtiyacını karşılamak değildir. Bu hibrit sistem uçaklarda ana enerji kaynağı olarak kullanılmamaktadır. Simülasyon çalışmaları yapılan hibrit sistemin amacı, bir uçaktaki acil durum güç ihtiyacının karşılanmasıdır. Bu bağlamda bir uçakta

yardımcı enerji kaynağı olarak kullanılacak bir sistemdir. Güç talebinin uygun olduğu başka sistemler içinde kolaylıkla kullanılabilir. Enerji yönetiminin uygulanışı bakımından farklılık yoktur. Simülasyon çalışmalarında sisteme girdi olarak verilen güç talebinin ortalama ve tepe değeri sırasıyla 7.5 ve 10.5 kW gücündedir. Sistemin DC bara gerilimi 270 V olarak ayarlanmıştır (genellikle uçaklarda olduğu gibi) [138]. Literatürde bu hibrit sistem üzerinde çalışmalar olduğu için bu çalışmada da üzerinde değişiklikler yapılmadan kullanılmıştır. Böylece uygulanan enerji yönetim tekniğinin doğruluğu test edilmiştir.

Tablo 6.1: Hibrit sistemde kullanılan batarya, yakıt hücresi ve süperkapasitör özelliklerinin karşılaştırılması.

	Yakıt Hücresi	Süperkapasitör	Batarya
Mak.-Min. Voltaj (V)	30-60	0-55.87	0-291.60
Mak.-Min. Akım (A)	0-380	20-80	20-100
Pik Güç Çıkışı (kW)	12.50	4.46	10
Nominal Güç Çıkışı (kW)	10.30	3.80	-
İç Direnç (ohm)	-	0.012	0.15

Şekil 6.1'deki hibrit sistem mimarisi, dokuz farklı topoloji karşılaştırılarak seçilmiştir [140]. Motapon [185] tarafından yapılan karşılaştırma çalışmasına göre, Şekil 6.1'de sunulan sistem ağırlık, verimlilik, güç kontrol edilebilirliği ve maliyet açısından en uygun hibrit sistem olarak belirlenmiştir ve çalışmalar bu topoloji üzerine yoğunlaşmıştır. DC/DC dönüştürücülerin modellenmesindeki verimlilik değerleri Tablo 6.2'de verilmiştir [185]. Bu verim değerlerinin %10 ile %100 yük koşulları arasında doğrusal olarak değiştiği varsayılmıştır.

Tablo 6.2: DC/DC dönüştürücü verim değerleri.

Dönüştürücü Tipi	Verim değeri
Batarya <i>Buck</i> Dönüştürücü Model Verimi	%100 ve %10 yükte (n1,n2)=(80,88)
Batarya <i>Boost</i> Dönüştürücü Model Verimi	%100 ve %10 yükte (n1,n2)=(80,88)
Yakıt Hücresi <i>Boost</i> Dönüştürücü Model Verimi	%100 ve %10 yükte (n1,n2)=(85,90)

Optimizasyonda kullanılan amaç fonksiyonu eşitlik (6.1) ile verilmiştir. Eşitlik (6.2), eşitlik (6.3) ve eşitlik (6.4) problemin kısıtlarıdır. Bu kısıtlara göre amaç fonksiyonunun maksimum değerinin bulunması hedeflenmektedir. Böylece kullanım sınırları içinde kalınarak batarya ve süperkapasitörden alınabilecek en fazla enerji alınacaktır. Bu durumda yakıt hücresinden en az enerji kullanılabilir. Batarya şarj durumu (state of charge-SOC) kontrolü eşitlik (6.2) ile sağlanır. Eşitlik (6.3) batarya gücünün minimum ve maksimum değerlerini sınırlandırmaktadır. Benzer şekilde eşitlik (6.4) sistem voltajını sınırlandırmaktadır. Eşitlik (6.1) maksimum yapılarak batarya ve süperkapasitör, izin verilen sınırlar içinde verebilecekleri en fazla gücü verecektir. Böylece simülasyon sırasında yakıt hücresindeki hidrojen tüketimi azaltılmış olacaktır. Bu çalışmada enerji yönetim sisteminin amacı hidrojen tüketimi en az kalacak şekilde talep gücünü karşılamaktır. Ayrıca amaç fonksiyonunda bazı değişiklikler yapılarak veya birden çok amaç fonksiyonu oluşturularak sistemde başka özellikler kontrol edilebilir. Bu eşitliklerde P_{bat} , C_r , V_{dc}^{min} , V_{dc}^{mak} , SOC^{min} , SOC^{mak} , Δt , P_{bat}^{min} , P_{bat}^{mak} ve J sırasıyla bataryadan çekilen güç, süperkapasitör kapasitansı, bara voltajının en düşük değeri, bara voltajının en yüksek değeri, en düşük batarya şarj durumu, en yüksek batarya şarj durumu, zaman aralığı, en yüksek batarya gücü, en düşük batarya gücü ve amaç fonksiyonunu ifade etmektedir.

$$Max J = P_{bat}\Delta t + \frac{1}{2}C_r\Delta V^2 \quad (6.1)$$

$$SOC^{min} \leq SOC \leq SOC^{mak} \quad (6.2)$$

$$P_{bat}^{min} \leq P_{bat} \leq P_{bat}^{mak} \quad (6.3)$$

$$V_{dc}^{min} \leq V_{dc} \leq V_{dc}^{mak} \quad (6.4)$$

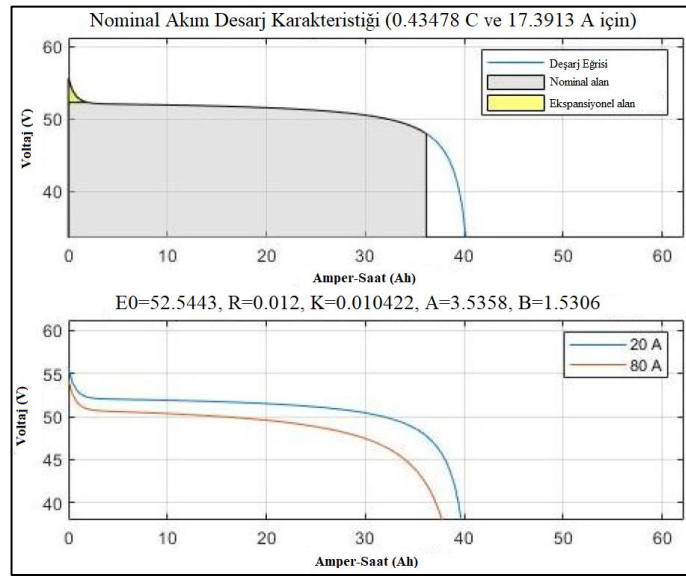
6.1.2. Batarya Modeli

Bu çalışmada kullanılan sistemde 40 Ah kapasiteli Lityum-iyon tipi batarya modellenmiştir. Kullanılan batarya modeli MATLAB/Simulink/Simscape kitaplığında bulunmaktadır. Eşitlik (6.5), bataryanın deşarj durumunu, eşitlik (6.6) ise şarj

durumunu temsil etmektedir [191]. Bataryanın deşarj eğrisi Şekil 6.3'te ve özellikleri Tablo 6.3'te verilmiştir.

$$V_{bat} = E_0 - K \frac{Q}{Q-i_t} i^* - K \frac{Q}{Q-i_t} i_t + A e^{-(B i_t)} \quad \text{Deşarj } i^* < 0 \quad (6.5)$$

$$V_{bat} = E_0 - K \frac{Q}{i_t+0.1Q} i^* - K \frac{Q}{Q-i_t} i_t + A e^{-(B i_t)} \quad \text{Şarj } i^* > 0 \quad (6.6)$$



Şekil 6.3: Bataryanın deşarj ve nominal akım karakteristiği.

Tablo 6.3: Hibrit sistemde kullanılan bataryanın özellikleri.

MATLAB/Simulink programında kullanılan batarya özellikleri	
Nominal voltaj (V)	48
Nominal kapasite (Ah)	40
Başlangıç şarj durumu (%)	65
Tam dolu voltajı (V)	55.87

6.1.3. Süperkapasitör Modeli

Çalışmada süperkapasitör modeli için MATLAB/Simulink/Simscape kütüphanesinde bulunan model kullanılmıştır. Süperkapasitörün matematiksel modeli eşitlik (6.7), eşitlik (6.8) ve eşitlik (6.9) ile ifade edilmektedir [191]. Burada C , C_H , C_{GC} , N_e , ϵ , ϵ_0 , A_i , d , c , Q_c ve T sırasıyla süperkapasitör kapasitansı, Helmholtz

kapasitansı, *Gouy-Chapman* kapasitansı, elektrot katman sayısı, elektronik malzemenin geçirgenliği, serbest hacmin geçirgenliği, elektrot ve elektrolit arasındaki serbest yüzey alanı, *Helmholtz* tabaka uzunluğu, molar konsantrasyon, hücresinin elektrik şarjı ve sıcaklığı ifade etmektedir. Süper kapasitörün şarj eğrisi Şekil 6.4'te ve özellikleri Tablo 6.4'te verilmiştir.

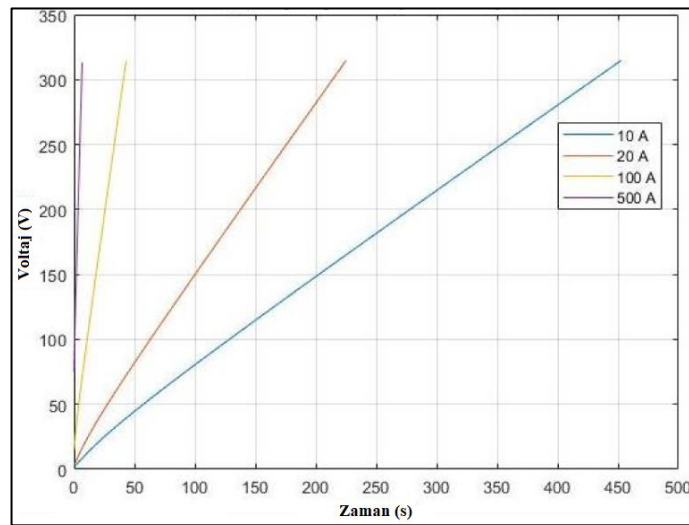
$$C = \left[\frac{1}{C_H} + \frac{1}{C_{GC}} \right]^{-1} \quad (6.7)$$

$$C_H = \frac{N_e \epsilon \epsilon_0 A_i}{d} \quad (6.8)$$

$$C_{GC} = \frac{F Q_c}{2 N_e R T} \sinh \left(\frac{Q_c}{N_e^2 A_i} \sqrt{8 R T \epsilon \epsilon_0 c} \right) \quad (6.9)$$

Tablo 6.4: Hibrit sistemde kullanılan süperkapasitörün özellikleri.

Simulink programında kullanılan süperkapasitör özellikleri	
Nominal kapasitans (F)	15.60
Nominal voltaj (V)	291.60
Seri bağlı kapasitör sayısı	18
Paralel bağlı kapasitör sayısı	1
Başlangıç Voltajı (V)	55.87



Şekil 6.4: Süperkapasitörün şarj eğrisi.

6.1.4. Yakıt Hücresi Modeli

Çalışmada kullanılan yakıt hücresi yığınının modeli Şekil 6.5'te gösterilmektedir [185]. Yakıt hücresinin performans eğrisi Şekil 6.6'te gösterilmiştir. Kullanılan yakıt hücresi modelinin özellikleri Tablo 6.5'te verilmiştir. Şekil 6.5'te Blok A, eşitlik (6.10) ve (6.11) ile temsil edilmektedir. Bu eşitlikler hidrojen ve oksijenin kullanımlarını göstermektedir. Blok B, eşitlik (6.12)-(6.16) ile temsil edilmektedir. Eşitlik (6.14) termodinamik voltajı vermektedir. Eşitlik (6.12) ve eşitlik (6.13) oksijen ve hidrojenin kısmi basınçlarını vermektedir. Eşitlik (6.15), hücre açık devre voltajını vermektedir. Hücre içinde oksijen olmaması durumunda *Nernst* voltajı eşitlik (6.16) ile verilmektedir. Blok C, eşitlik (6.17) ile temsil edilmektedir.

Yakıt hücresi modelinin tüm denklemleri için Motapon ve arkadaşlarının [185] çalışması kullanılmıştır. Bu eşitliklerde Uf_{H_2} , Uf_{O_2} , F , R , i_{fc} , V_{hava} , $V_{yakıt}$, T , $P_{yakıt}$, P_{hava} , x , y , P_{H_2} , P_{O_2} , K_c , E_{OC} , K_c , E_n , K_u , α , A_s ve Uf_{O_2} sırasıyla hidrojen tüketimi, oksijen tüketimi, *Faraday* sabiti, ideal gaz sabiti, hücre akımı, hava debisi, yakıt debisi, çalışma sıcaklığı, yakıt basıncı, hava basıncı, yakıttaki hidrojen oranı, havadaki oksijen oranı, hidrojen kısmi basıncı, oksijen kısmi basıncı, voltaj sabiti, açık çevrim voltajı, voltaj sabiti, termodinamik voltaj, gerilim sabiti, şarj transfer katsıy, *Tafel* eğimi ve nominal oksijen kullanımını ifade etmektedir.

$$Uf_{H_2} = \frac{60000RTi_{fc}}{2FP_{yakıt}V_{yakıt}x} \quad (6.10)$$

$$Uf_{O_2} = \frac{60000RTi_{fc}}{4FP_{hava}V_{hava}y} \quad (6.11)$$

$$P_{H_2} = (1 - Uf_{H_2})\%xP_{yakıt} \quad (6.12)$$

$$P_{O_2} = (1 - Uf_{O_2})\%yP_{hava} \quad (6.13)$$

$$E_n = 1,229 + (T - 298) \frac{-44,43}{2F} + \frac{RT}{2F} (P_{H_2} P_{O_2}^{0.5}) \quad (6.14)$$

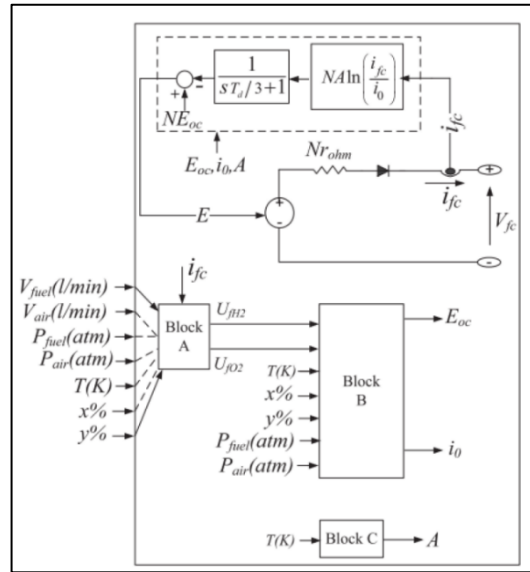
$$E_{OC} = K_c E_n \quad (6.15)$$

$$E_n = 1,229 + (T - 298) \frac{-44,43}{2F} + \frac{RT}{2F} \ln(P_{H_2} P_{O_2}^{0.5}) - K_u (U f_{O_2} - U f_{O_{2nom}}) \quad (6.16)$$

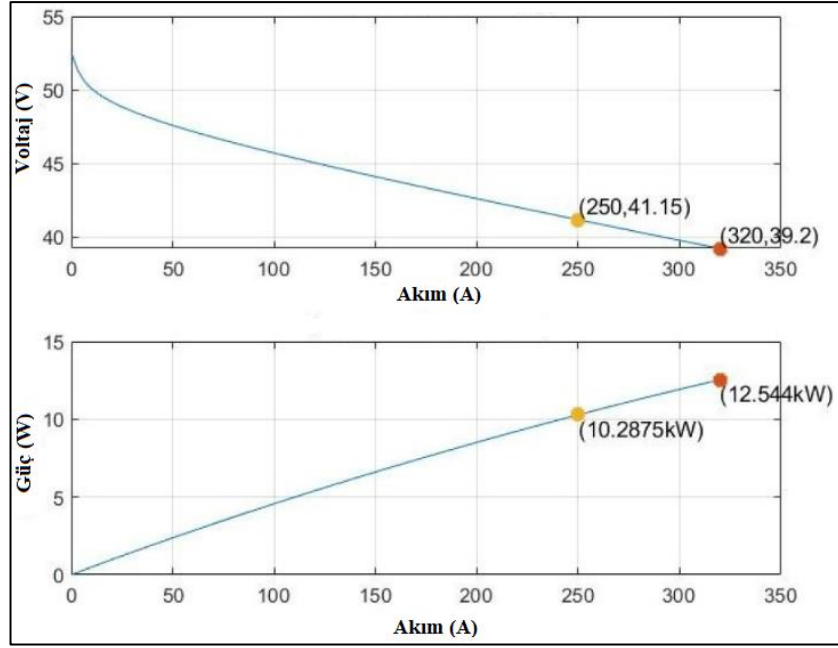
$$A_s = \frac{ET}{2 \propto F} \quad (6.17)$$

Tablo 6.5: Hibrit sistemde kullanılan yakıt hücresinin özellikleri.

Simulink programında kullanılan yakıt hücresi özellikleri	
Hücre sayısı	65
Nominal yığın verimi (%)	50
Çalışma sıcaklığı (Celsius)	45
Nominal hava debisi (lpm)	732
Pik O ₂ kullanımı (%)	60
Nominal çalışma akımı (A)	250
Nominal çalışma voltajı (V)	41.15
Maksimum çalışma noktası (Akım-Voltaj)	(320-39.20)
Nominal giriş basıncı (yakıt-hava)(bar)	(116-1)
Nominal kompozisyon (H ₂ - O ₂ - H ₂ O) (%)	(99.95-21-1)
Hava giriş sıcaklığı (Celsius)	2-40



Şekil 6.5: Hibrit sistemde kullanılan yakıt hücresi modelinin şematik gösterimi.



Şekil 6.6: Yakıt hücresi performans eğrisi.

6.2. Enerji Yönetiminde Kullanılan Üst sezgisel Algoritmalar

Batarya, süperkapasitör ve yakıt hücresinden oluşan hibrit sistemin optimizasyon temelli enerji yönetimi için karınca aslanı optimizasyon algoritması (ALO), sinüs kosinüs algoritması (SCA) ve güve alevi optimizasyonu (MFO) üst sezgisel algoritmaları kullanılmıştır. Bu bölümde bu algoritmaların temel yapısı hakkında kısa bilgiler ve akış diyagramları sunulmuştur.

6.2.1. Karınca Aslanı Optimizasyon Algoritması

Karınca aslanı optimizasyon (ALO) algoritması doğadaki aslan karıncaların avlanma davranışlarından esinlenilerek geliştirilmiştir [186]. Bu avlanma davranışı karıncaların rastgele hareketi, tuzağın kurulması, karıncaların tuzağa girmesi avı yakalama ve yeniden tuzak kurulması olmak üzere beş bölümden oluşmaktadır [186]. Bu avlanma davranışına göre, aslan karınca kolonisi tuzak kurar ve karıncaların tuzağa düşmesini bekler. Av tuzağa düştükten sonra aslan karınca onu yakalar ve yedikten sonra yeni av için tuzağı yeniden kurar. Bundan esinlenilerek geliştirilen optimizasyon algoritmasının akış diyagramı Şekil 6.7’de verilmiştir. Buna göre optimizasyon algoritmasında ilk olarak karıncaların (av) ve aslan karıncaların rastgele popülasyonları oluşturulur. Daha sonra bu karınca ve aslan karıncaların amaç

fonksiyonundaki değerleri hesaplanır. Ardından bir döngüde karınca ve aslan karıncaların pozisyonları hesap edilerek en iyi çözüm aranır.

Doğada yiyecek arayan aslan karıncaların hareketi eşitlik (6.18) ile modellenmektedir. Burada *cumsum* kümülatif toplamı ve *t* yineleme sayısını ifade etmektedir. Skolastik fonksiyon eşitlik (6.19) ile verilmektedir [186]. Optimizasyon sırasında kaydedilen karıncaların pozisyonları eşitlik (6.20) ile verilmiştir [186]. Optimizasyon sırasında amaç fonksiyonu kullanılarak her bir karınca için eşitlik (6.21) oluşturulur. Benzer şekilde iterasyon boyunca her bir aslan karınca için eşitlik (6.22) oluşturulur. Bu eşitliklerde *n*, *rand*, *M_{karınca}*, *r(t)*, *M_{aslan karınca}*, *M_{OK}*, *M_{OAK}*, *AK_{n,d}* ve *K_{i,j}* sırasıyla maksimum iterasyon sayısını, [0,1] aralığında normal dağılımdan üretilen rastgele sayıyı, her bir karıncanın konum matrisini, stokastik fonksiyon, her bir aslan karıncanın konum matrisini, her bir karıncanın uygunluk matrisini, her bir aslan karıncanın uygunluk matrisini, *i*. aslan karıncanın *j*. boyuttaki değerini ve *i*. karıncanın *j*. boyuttaki değerini ifade etmektedir.

$$X(t) = [0, cumsum(2r(t_1) - 1), cumsum(2r(t_2) - 1), \dots, cumsum(2r(t_n) - 1)] \quad (6.18)$$

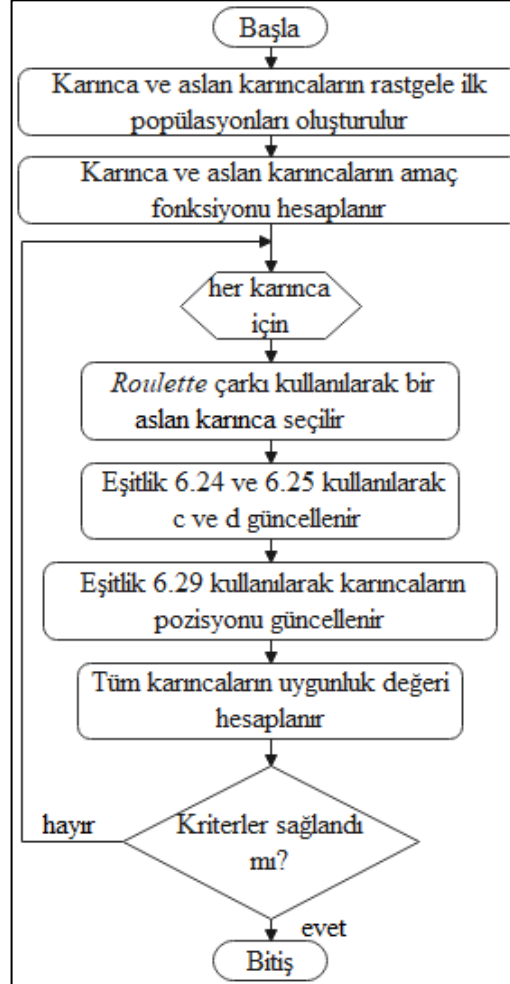
$$r(t) = \begin{cases} 1, & rand > 0.5 \\ 0, & rand \leq 0.5 \end{cases} \quad (6.19)$$

$$M_{karınca} = \begin{bmatrix} K_{1,1} & \dots & K_{1,d} \\ K_{2,1} & \dots & K_{2,d} \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ K_{n,1} & \dots & K_{n,d} \end{bmatrix} \quad (6.20)$$

$$M_{OK} = \begin{bmatrix} f([K_{1,1}, K_{1,2}, \dots, K_{1,d}]) \\ f([K_{2,1}, K_{2,2}, \dots, K_{2,d}]) \\ \vdots \\ f([K_{n,1}, K_{n,2}, \dots, K_{n,d}]) \end{bmatrix} \quad (6.21)$$

$$M_{aslan karınca} = \begin{bmatrix} AK_{1,1} & \dots & AK_{1,d} \\ AK_{2,1} & \dots & AK_{2,d} \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ AK_{n,1} & \dots & AK_{n,d} \end{bmatrix} \quad (6.22)$$

$$M_{OAK} = \begin{bmatrix} f([AK_{1,1}, AK_{1,2}, \dots, AK_{1,d}]) \\ f([AK_{2,1}, AK_{2,2}, \dots, AK_{2,d}]) \\ \vdots \\ f([AK_{n,1}, AK_{n,2}, \dots, AK_{n,d}]) \end{bmatrix} \quad (6.22)$$



Şekil 6.7: Karınca aslanı algoritması akış diyagramı.

Eşitlik (6.23) karıncaların rastgele hareketini arama uzayı sınırları içinde tutmak için kullanılır [186]. Burada a_i , b_i , c_i^t ve d_i^t sırasıyla i değişkeninin minimum değeri, i değişkeninin maksimum değeri, t iterasyonunda i değişkeninin minimum değerini ve t iterasyonunda i değişkeninin maksimum değerini ifade etmektedir.

$$X_i^t = \frac{(X_i^t - a_i)(b_i - c_i^t)}{(d_i^t - a_i)} + c_i \quad (6.23)$$

Arama uzayında karıncaların hareketleri aslan karıncaların tuzaklarından etkilenir. Eşitlik (6.24) ve eşitlik (6.25) bu olayı modeller [186]. Burada i , j , ve t , c ve d sırasıyla karınca sayısı, aslan karınca sayısı, iterasyon sayısını, değişkenlerin minimum değeri ve değişkenlerin maksimum değerini ifade etmektedir.

$$c_i^t = \text{Aslan karınca}_j^t + c^t \quad (6.24)$$

$$d_i^t = \text{Aslan karınca}_j^t + d^t \quad (6.25)$$

Aslan karıncalar kurdukları tuzağa bir karıncanın girdiğini fark eder etmez karıncanın kaçamaması ve çukurun içine doğru kaymasını sağlamak için kum püskürtürler. Bu davranış eşitlik (6.26) ve eşitlik (6.27) ile matematiksel olarak modellenmiştir [186]. Burada c , d ve I sırasıyla t iterasyonundaki tüm değişkenlerin minimum/maksimum değerlerini ve küçültme oranını ifade etmektedir.

$$c^t = \frac{c^t}{I} \quad (6.26)$$

$$d^t = \frac{d^t}{I} \quad (6.27)$$

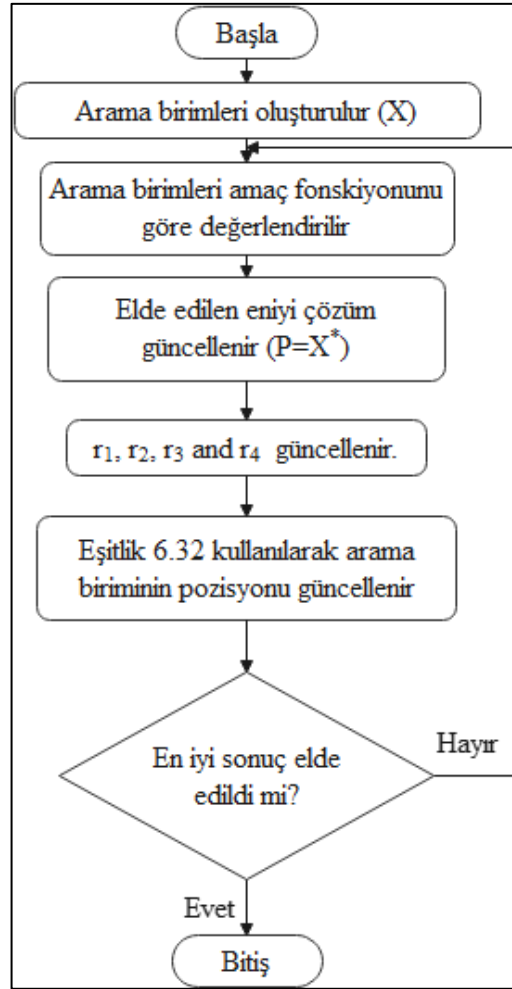
Aslan karıncanın karıncayı yakalayıp avlamasından sonraki adım bu ikisinin konumunu eşitlemektir. Bu durum eşitlik (6.28) ile sağlanmaktadır [186]. Eşitlik (6.29), en iyi çözümün etkisini yansıtmak için kullanılmaktadır [186]. Burada R_A^t , R_E^t ve $Karınca_i^t$ sırasıyla c iterasyonundaki rastgele pozisyon, en iyi çözüm etrafındaki pozisyon ve t iterasyonunda i değişkeninin pozisyonunu ifade etmektedir. Bu çalışmada, ALO algoritmasının arama birimi ve maksimum iterasyon sayısı 30 ve 1000 olarak ayarlanmıştır.

$$\text{Aslan karınca}_j^t = \text{Karınca}_i^j \text{ if } f(\text{Karınca}_i^t) > f(\text{Aslan karınca}_j^t) \quad (6.28)$$

$$\text{Karınca}_i^t = \frac{R_A^t + R_E^t}{2} \quad (6.29)$$

6.2.2. Sinüs Kosinüs Algoritması

Sinüs kosinüs algoritması (SCA), 2016 yılında geliştirilmiştir [187]. Popülasyon tabanlı bir optimizasyon algoritmasıdır. Diğer popülasyon tabanlı algoritmalarla benzer şekilde önce rastgele bir başlangıç çözümü üretir ve daha sonra bu ilk çözümü amaç fonksiyonunda test ederek genel optimumu bulmaya çalışır. Adından anlaşılacağı üzere algoritmanın temelini matematikte sinüs ve kosinüs fonksiyonları oluşturmaktadır. Bu algoritmanın akış diyagramı Şekil 6.8’de gösterilmiştir.



Şekil 6.8: Sinüs kosinüs algoritması akış diyagramı.

Eşitlik (6.30) ve eşitlik (6.31) pozisyon güncellemesi için kullanılır [187]. Burada r_1 , r_2 ve r_3 rastgele sayılardır. Burada X_i^t , i boyutunda ve t iterasyonunda mevcut çözümün pozisyonudur. P_i hedefin i boyutundaki pozisyonudur. Eşitlik (6.30) ve eşitlik (6.31)’e etki katsayısı $r_4([0,1])$ eklenerek eşitlik (6.32) elde edilir [187]. Bu

çalışmada, SCA algoritmasının arama birimi ve maksimum iterasyon sayısı 30 ve 1000 olarak ayarlanmıştır.

$$X_i^{t+1} = X_i^t + r_1 \sin(r_2) |r_3 P_i^t - X_i^t| \quad (6.30)$$

$$X_i^{t+1} = X_i^t + r_1 \cos(r_2) |r_3 P_i^t - X_{ii}^t| \quad (6.31)$$

$$X_i^{t+1} = \begin{cases} X_i^{t+1} = X_i^t + r_1 \sin(r_2) |r_3 P_i^t - X_i^t|, & r_4 > 0.5 \\ X_i^{t+1} = X_i^t + r_1 \cos(r_2) |r_3 P_i^t - X_{ii}^t|, & r_4 \leq 0.5 \end{cases} \quad (6.32)$$

6.2.3 Güve Alevi Optimizasyon Algoritması

Bu algoritma, güvelerin yön bulma yeteneklerinden esinlenerek 2015 yılında geliştirilmiştir [188]. Güveler normalde aya göre sabit bir açı ile hareket etmektedirler. Ancak yapay bir ışık kaynağı olduğu zaman sarmal bir yol izleyerek yapay ışığa doğru yaklaşmaktadırlar. Güve alevi optimizasyon algoritması (MFO) bu olaydan esinlenerek geliştirilmiştir. Algoritmanın akış diyagramı Şekil 6.9’da gösterilmiştir. Diğer popülasyon temelli optimizasyon algoritmalarında olduğu gibi güve ve alev popülasyonları rastgele oluşturulur. Daha sonra amaç fonksiyonunda karşılık gelen değerleri hesaplanır.

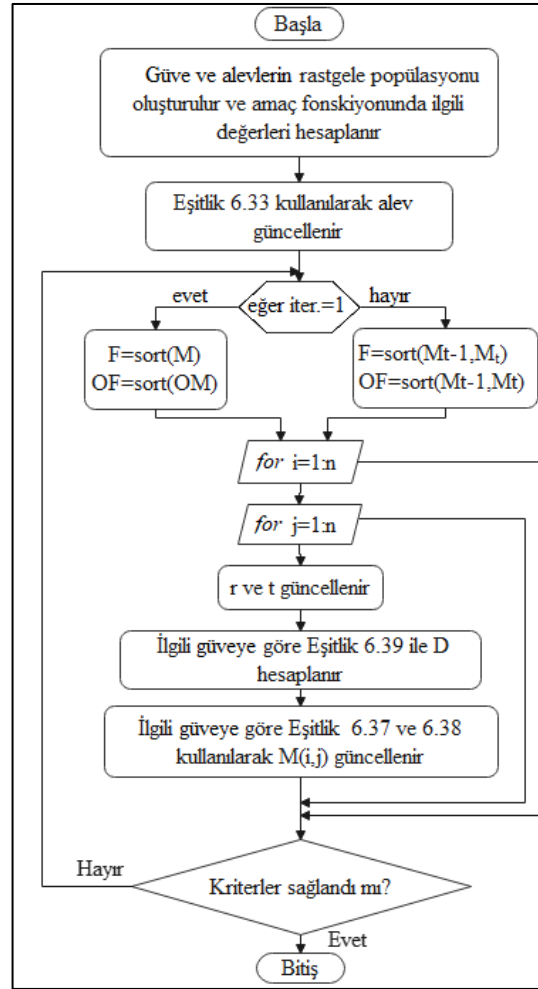
Güve dizisi eşitlik (6.33) ile verilmektedir [188]. Burada n güve sayısı ve d değişken sayısıdır. Her güve için amaç fonksiyonunun değeri eşitlik (6.34)’te verilmiştir [188]. Benzer şekilde alev dizisi eşitlik (6.35) ve amaç fonksiyonundaki değerleri eşitlik (6.36)’da verilmiştir [188].

$$M = \begin{bmatrix} m_{1,1} & \cdots & m_{1,d} \\ m_{2,1} & \cdots & m_{2,d} \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ m_{n,1} & \cdots & m_{n,d} \end{bmatrix} \quad (6.33)$$

$$OM = \begin{bmatrix} OM_1 \\ OM_2 \\ \vdots \\ OM_n \end{bmatrix} \quad (6.34)$$

$$F = \begin{bmatrix} F_{1,1} & \cdots & F_{1,d} \\ F_{2,1} & \cdots & F_{2,d} \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ F_{n,1} & \cdots & F_{n,d} \end{bmatrix} \quad (6.35)$$

$$OF = \begin{bmatrix} OF_1 \\ OF_2 \\ \vdots \\ OF_n \end{bmatrix} \quad (6.36)$$



Şekil 6.9: Güve alevi optimizasyon algoritması akış diyagramı.

Bu algoritmanın matematiksel modellenmesi için her bir güvenin konumu alevlere göre eşitlik (6.38) ile güncellenir [188]. Burada M_i ve F_j sırasıyla i . güve ve j . alevi göstermektedir. Bu çalışmada referans alınan çalışmada (bkz. [188]) spiral fonksiyonu olarak eşitlik (6.39) kullanılmıştır. Burada D_i , b , ve t sırasıyla j . aleve i . güvenin uzaklığını, logaritmik sarmalın şeklini tanımlayan sabiti ve $[-1,1]$ arasında

rastgele bir sayıyı ifade etmektedir. D_i , eşitlik (6.39) ile hesaplanır [188]. Alevlerin sayısını güncellemek için eşitlik (6.40) kullanılır. Bu eşitlikte l , N ve T sırasıyla mevcut iterasyonu, alevlerin maksimum sayısını ve maksimum iterasyon sayısını göstermektedir. Bu çalışmada, MFO algoritmasının arama birimi ve maksimum iterasyon sayısı 30 ve 1000 olarak ayarlanmıştır.

$$M_i = S(M_i, F_j) \quad (6.37)$$

$$S(M_i, F_j) = D_i e^{bt} \cos(2\pi t) + F_j \quad (6.38)$$

$$D_i = |F_j - M_i| \quad (6.39)$$

$$\#alevler = round(N - l \frac{N - 1}{T}) \quad (6.40)$$

6.3. Simülasyon Çalışmalarının Sonuçları

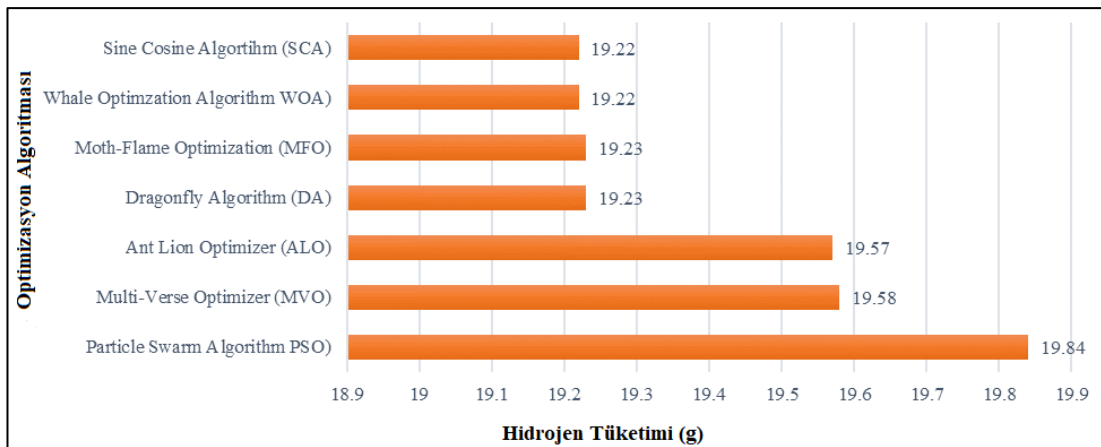
Batarya, süperkapasitör ve yakıt hücresinden oluşan hibrit sisteme üst sezgisel algoritmalara dayalı enerji yönetimi ve optimizasyonu çalışmaları yürütülmüştür. Bu sistem 40 Ah lityum-iyon batarya, 10 kW nominal güce sahip bir PEM tipi yakıt hücresi ve 16.6 F kapasitansa sahip 108 adet süperkapasitörden oluşmaktadır. Sistemde DC/DC dönüştürücüler, enerji yönetim biriminden gelen sinyalleri uygulamak için kullanılmaktadır. Yakıt hücresi yığını için 45 A yük kapasiteli bir yükseltici (boost) dönüştürücü kullanılmıştır. Batarya için yük akımı 18 A olan yükseltici dönüştürücü ve yük akımı 20 A olan düşürücü (buck) dönüştürücü kullanılmıştır. Süperkapasitör için herhangi bir dönüştürücü kullanılmamış ve doğrudan sistem barasına bağlanmıştır. Enerji yönetim biriminin girdi değişkenleri batarya şarj durumu ve yük talebidir. Enerji yönetim sisteminin çıkış değişkenleri batarya ve yakıt hücresi akım değerleridir.

Simülasyon çalışmaları MATLAB/Simulink programında yürütülmüştür. Ayrıca batarya, süperkapasitör ve yakıt hücresi modelleri için Simulink/Simscape (R2020b) kütüphanesi kullanılmıştır [191]. Optimizasyon algoritmaları, MATLAB/Simulink'te bulunan S-fonksiyon bloğu ile gerçekleştirilmiştir.

Optimizasyon çalışmasının amacı, hidrojen tüketimini en aza indirerek kaynaklar arası enerji dağılımını sağlamaktır.

Hidrojen tüketimini en aza indirmenin yanı sıra batarya ve süperkapasitör şarj durumları kontrol edilmiştir. Simülasyon çalışmalarında talep gücünün önceden bilindiği ve harici girdi olarak uygulandığı varsayılmaktadır (bkz. Şekil 6.2). Simülasyon çalışmasının amacı bu talep gücünü en az hidrojen tüketerek sağlamaktır. Bu amaca ulaşmak için SCA, MFO, MVO, DA, ALO, WAO ve PSO üst sezgisel algoritmaları ile optimizasyon temelli enerji yönetimi uygulanmıştır. Bu üst sezgisel algoritmalar hidrojen tüketimi ve hesaplama yükü bakımından birbirleri ile karşılaştırılmıştır. Buna göre SCA optimizasyon tekniği, hidrojen tüketimi ve hesaplama süresi açısından en iyi sonucu sağlamıştır. Simülasyon sonunda bu algoritma 19.22 g hidrojen tüketimi ile talep yükünü karşılamıştır. Hidrojen tüketimi açısından elde edilen sonuçlar Şekil 6.10'da verilmiştir. Sonuçlara göre üst sezgisel algoritmalar arasında hemen hemen benzer sonuçlar elde edilmesine rağmen, hesaplama sürelerinde ciddi farklılıklar olduğu gözlenmiştir.

Simülasyon çalışmaları ayrık tipte ve örnekleme süresi 0.0001 s ile gerçekleştirilmiştir. Bu ayarlar için üst sezgisel algoritmaların hesaplama süreleri Tablo 6.6 ile sunulmaktadır. Sinüs kosinüs algoritması hesaplama süresi açısından en iyi sonucu vermiştir. Üst sezgisel algoritmaların hesaplama sürelerinin düşük olması, enerji yönetiminin gerçek zamanlı uygulamalarda kullanılabilirliği bakımından önemlidir. Buna göre mevcut durum için gerçek zamanlı uygulamalar için en uygun algoritmanın SCA yöntemi olduğu söylenebilir.



Şekil 6.10: Hidrojen tüketimi açısından üst sezgisel algoritmaların karşılaştırılması.

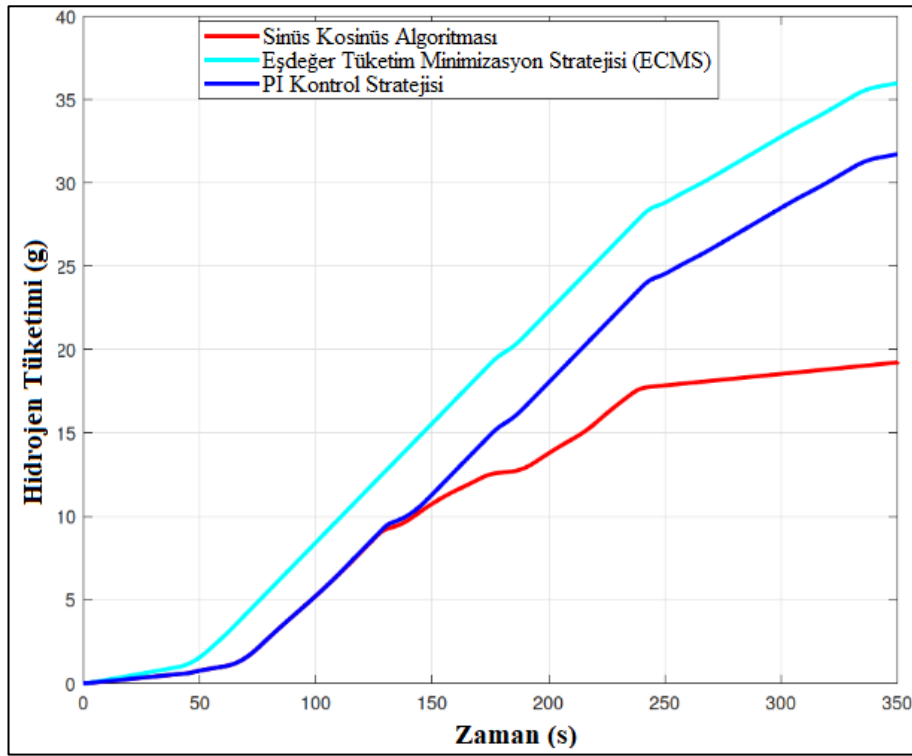
Literatürde bu hibrit sisteme birçok optimizasyon yöntemi uygulanmıştır. Üst sezgisel olmayan yöntemler olarak durum makine kontrol stratejisi, klasik oransal-integral (PI) kontrol stratejisi, frekans kontrol stratejisi, eşdeğer tüketim minimum stratejisi (ECMS) ve harici enerji maksimum stratejisi (EEMS) yöntemleri uygulanmıştır. Ancak üst sezgisel algoritmalar hidrojen tüketimi açısından bu yöntemlere göre daha iyi sonuç sağlamışlardır. Literatürde uygulanan üst sezgisel algoritmalar ve hidrojen tüketimi bakımından sonuçları Tablo 6.7'de verilmiştir. Tablo 6.7'ye göre uygulanan üst sezgisel algoritmaların hidrojen tüketimi açısından benzer sonuçlar verdiği görülmektedir. Literatürde kullanılan yöntemler arasında hidrojen tüketimi bakımından en düşük sonuç, 19.37 g ile Coyote algoritması ile elde edilmiştir [141]. Bu çalışmada SCA algoritmasının 19.22 g ile literatürdekinden daha düşük sonucu sağladığı görülmüştür. SCA optimizasyon tekniğinin hidrojen tüketimi açısından ECMS ve PI kontrol yöntemleri (benchmark study) ile simülasyon boyunca hidrojen tüketiminin değişimi Şekil 6.11'de verilmiştir. Ayrıca simülasyon boyunca PI, ECMS ve SCA tekniklerinin hidrojen tüketimleri, litre/dakika biriminde Şekil 6.12'de sunulmuştur. Buna göre SCA yönteminin literatürde uygulanan kural temelli enerji yönetim tekniklerinden olan ECMS ve PI yöntemlerine göre hidrojen tüketimi ve hesaplama süresi (bkz. Tablo 6.6) bakımından daha iyi sonuç verdiği görülmektedir. Mevcut çalışma bu hibrit sisteme ALO, MFO ve SCA tekniklerinin ilk kez uygulanması bakımından literatüre katkı sağlamaktadır.

Tablo 6.6: Optimizasyon algoritmalarının hidrojen tüketimi açısından karşılaştırılması (simülasyon tipi: ayırık, örnek zamanı: 0.0001 s).

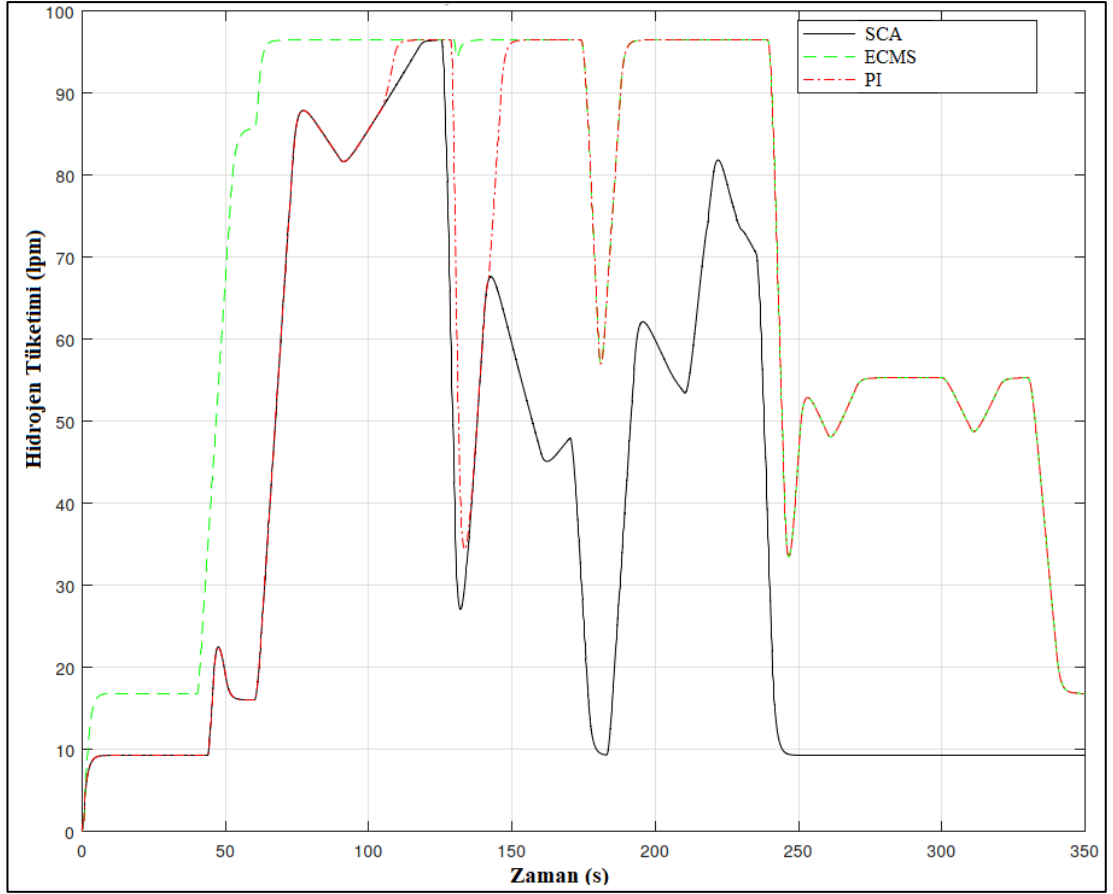
Optimizasyon Algoritması	Toplam Hesaplama Zamanı (s)
Sinüs Kosinüs Algoritması	350
Güve Alevi Optimizasyonu	396
Eşdeğer Tüketim Minimizasyon Stratejisi	409
Klasik PI Kontrol Stratejisi	449
Balina Optimizasyon Algoritması	494
Çoklu Evren Optimizasyonu	1942
Karınca Aslanı Optimizasyonu	4962
Yusufçuk Algoritması	10489

Tablo 6.7: Literatürde uygulanan üst sezgisel optimizasyon yöntemlerinin hidrojen tüketimi bakımından karşılaştırılması.

Ref.	Optimizasyon Algoritması	Hidrojen Tüketimi (g)
[141]	Parçacık Sürü Optimizasyon	25.43
[141]	Genetik Algoritma	21.45
[184]	Mayın Patlaması Algoritması	19.85
[141]	Ayçiçeği Optimizasyon Algoritması	19.85
[141]	Çoklu Evren Optimizasyonu	19.43
[141]	Çekirge Optimizasyon Algoritması	19.42
[139]	Salp Sürüsü Algoritması	19.40
[141]	Gri Kurt Algoritması	19.40
[141]	Kır Kurdu Algoritması	19.37
Mevcut çalışma	Sinüs Kosinüs Algoritması	19.22

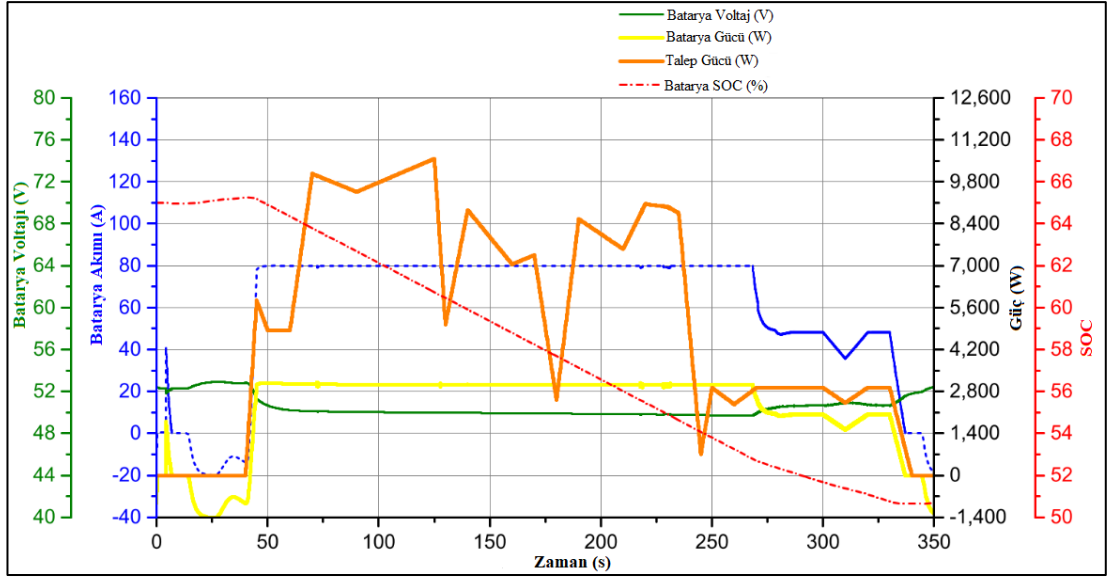


Şekil 6.11: Simülasyon boyunca farklı algoritmalar için toplam hidrojen tüketiminin değişimi (benchmark study).

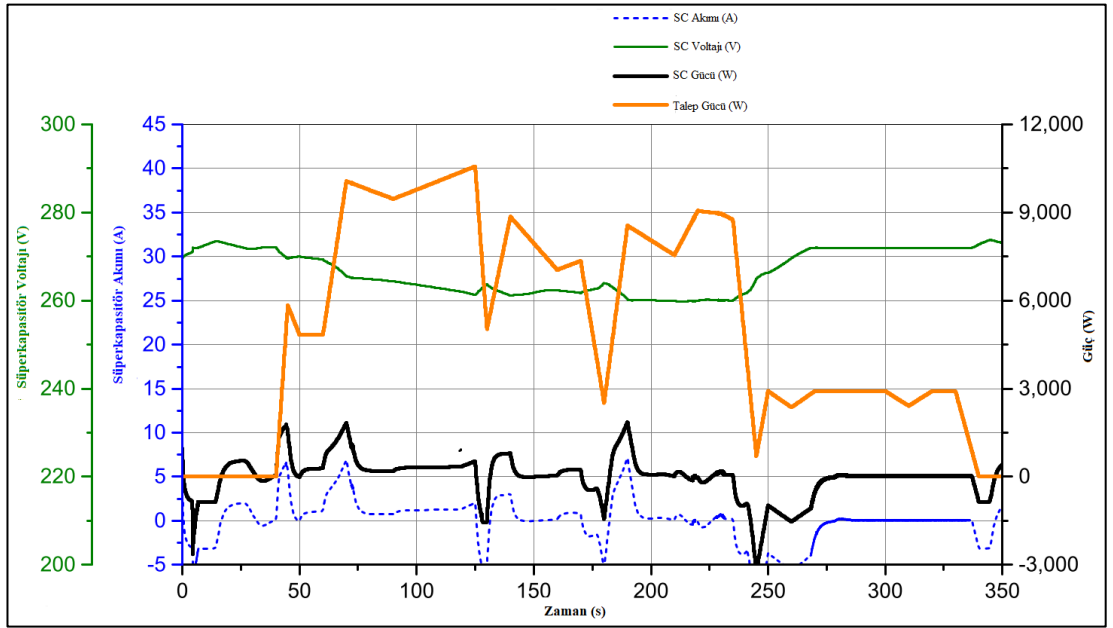


Şekil 6.12: Simülasyon boyunca farklı algoritmalar için birim zaman için hidrojen tüketiminin değişimi (benchmark study).

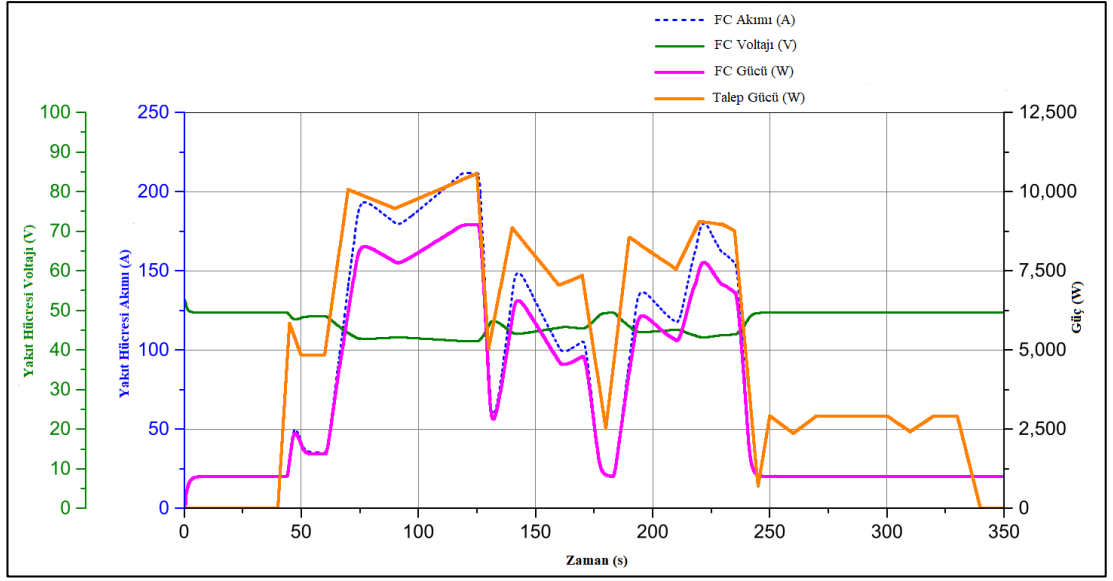
Simülasyon sonuçlarına göre hidrojen tüketimi ve hesaplama zamanı bakımında en düşük sonucu SCA optimizasyon tekniği verdiği için bundan sonraki bölümde bu algoritmanın sonuçları sunulmuştur. Simülasyon boyunca bataryanın şarj durumu, akım ve voltaj değişimi Şekil 6.13'te verilmiştir. Bataryadan çekilen gücün 1400 ile 3000 W, voltajın 49 ile 53 V arasında değiştiği gözlenmiştir. Batarya maksimum akımının 80 A olduğu gözlenmiştir. Süperkapasitörün voltaj değişimi Şekil 6.14'te gösterilmektedir. Süperkapasitör doğrudan baraya bağlanmıştır. Herhangi bir DC/DC dönüştürücü kullanılmamıştır. Simülasyon boyunca süperkapasitör voltaj değişiminin 255 ile 275 V aralığında kaldığı gözlenmiştir. Yakıt hücresinin voltaj değişimi Şekil 6.15'te verilmiştir. Yakıt hücresi voltaj değişimi 40 ile 55 V arasında değişmiş ve akım değeri 220 A'e kadar çıkmıştır.



Şekil 6.13: Simülasyon boyunca bataryanın şarj durumu, akım, güç ve voltaj değişimi.

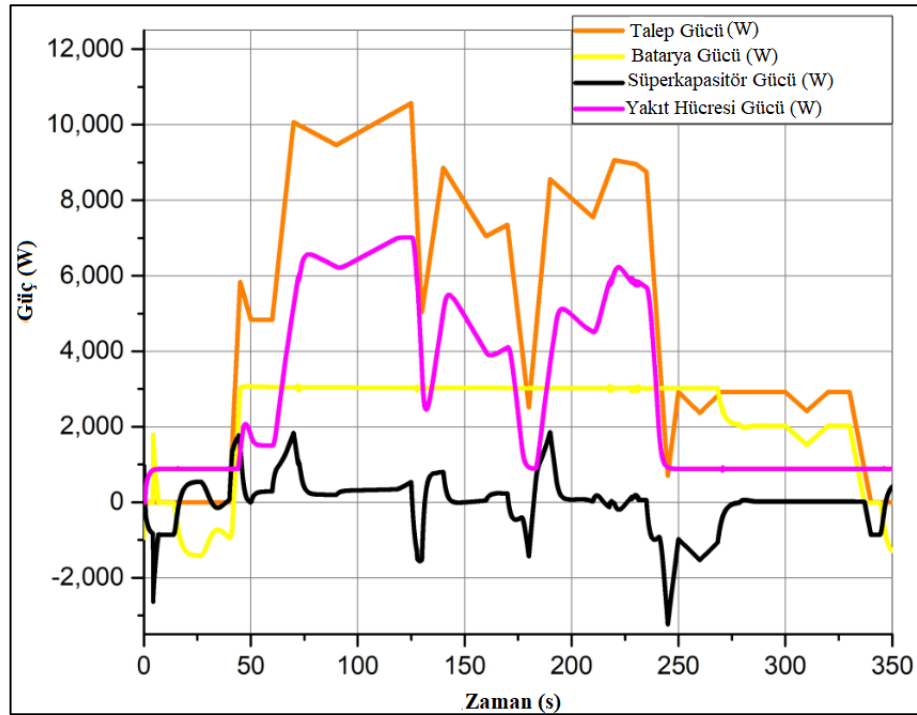


Şekil 6.14: Simülasyon boyunca süperkapasitörün akım, güç ve voltaj değişimi.



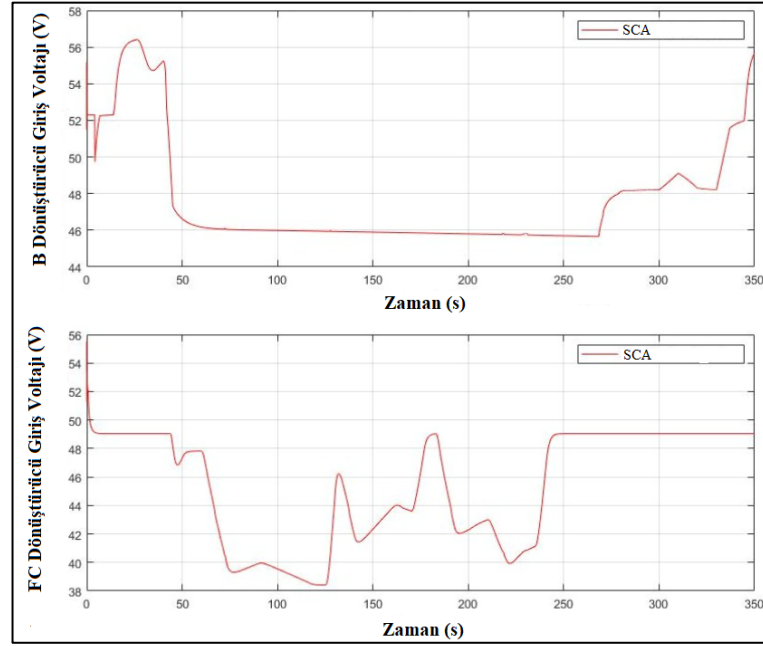
Şekil 6.15: Simülasyon boyunca yakıt hücresinin akım, güç ve voltaj değişimi.

SCA optimizasyon tekniği için simülasyon boyunca kaynaklar arasındaki güç paylaşımının değişimi Şekil 6.16'da verilmiştir. Uygulanan güç talebine göre 45. saniyeye kadar güç yoktur ve 45. saniyeden sonra güç talebinde ani bir artış olmaktadır. Bu ani artış süperkapasitör tarafından sağlanmaktadır. Daha sonra güç talebinin büyük oranda yakıt hücresi tarafından ve kalan güç ihtiyacının ise batarya ve süperkapasitör tarafından sağlandığı görülmektedir.

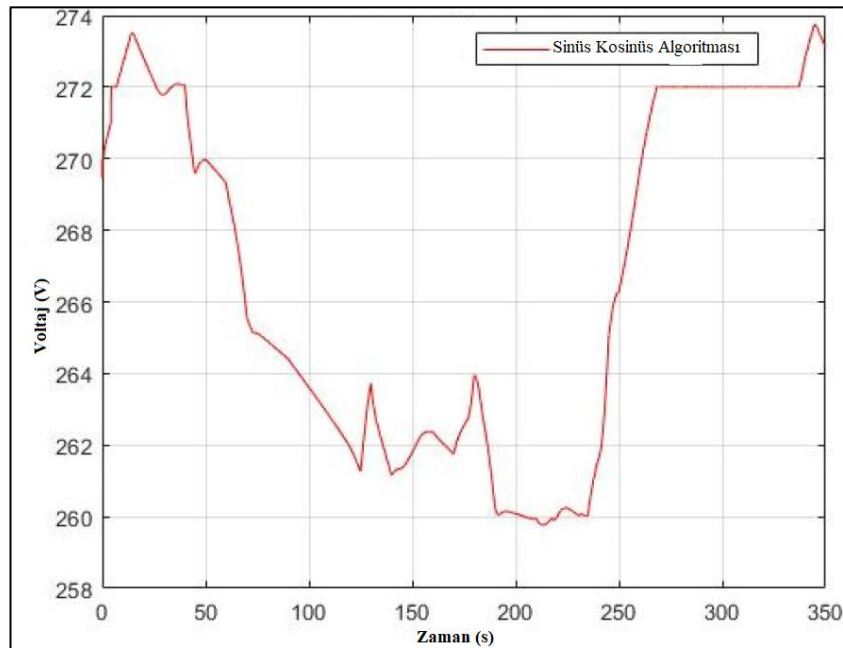


Şekil 6.16: Simülasyon boyunca kaynaklar arası güç paylaşımının değişimi.

Batarya ve yakıt hücresi dönüştürücü giriş voltajı Şekil 6.17’de gösterilmiştir. Sistemin çalışma voltajı 270 V ve sistemin en düşük voltaj değeri (V_{dmin}) 268 V olarak kaldığı gözlenmiştir. Yakıt hücresinin dönüştürücü çalışma voltajı 35 ile 55 V aralığında kaldığı gözlenmiştir. Batarya dönüştürücüsü ise 44 ile 57 V aralığında kalmıştır. DC bara voltaj değişimi Şekil 6.18’de gösterilmiştir. Buna göre DC bara voltajı 258 ile 274 V aralığında değişmektedir.



Şekil 6.17: Simülasyon boyunca DC/DC dönüştürücülerin giriş voltaj değişimleri.



Şekil 6.18: Simülasyon boyunca DC barasının voltaj değişimi.

Özetle bu çalışmada; batarya, yakıt hücresi yığını ve süperkapasitörden oluşan bir hibrit sistemin aktif enerji yönetimi ve optimizasyonu incelenmiştir. Bu hibrit sistemin amacı, bir uçağın acil bir durumda ihtiyaç duyabileceği talep gücünü karşılamaktır. Ancak benzer talep yüklerine sahip sistemler için kullanılabilir. Çalışmada aktif enerji yönetimi DC/DC dönüştürücüler yardımıyla gerçekleştirilmiştir. Bu hibrit sistemin enerji yönetiminin amacı hidrojen tüketimini en aza indirmektir. Aynı zamanda batarya şarj durumu (state of charge-SOC) istenilen sınırlar içinde kalmasını sağlamaktadır. Literatürde bu çalışmada kullanılan kıyaslama modeli için yapılan çalışmalarda, Coyote Algoritması yöntemi 19.37 g ile hidrojen tüketimi açısından en düşük sonucu vermiştir. Bu çalışmada aynı model için sine cosine algoritması ile 19.22 g hidrojen tüketimi sağlanmıştır. Aynı ailedeki üst sezgisel algoritmaların benzer sonuçlar sunduğu sonucuna varılabilir. Bu nedenle aynı aileden üst sezgisel algoritmalar için hesaplama yükünün daha önemli olduğu anlaşılmaktadır.

Hibrit sistemin aktif enerji yönetimi, ALO, MFO, DA, SCA, MVA, PSO ve WOA üst sezgisel algoritmaları kullanılarak yapılmıştır. Bu çalışmanın literatüre katkısı ALO, SCA ve MFO algoritmalarının bu sisteme ilk kez uygulanmış olması, benzer çalışmalardan hidrojen tüketimi bakımından daha iyi sonuç elde etmesi ve üst sezgisel algoritmaların çözüm süresi bakımından karşılaştırılmasıdır. SCA optimizasyon yöntemi, hidrojen tüketimi (19.22 g) ve hesaplama süresi (350 s) açısından en iyi sonucu vermiştir. Üst sezgisel algoritmalarından hemen hemen benzer sonuçlar elde edilmesine rağmen, hidrojen tüketimi açısından kural temelli yaklaşımlar olan ECMS ve klasik PI stratejilerinden daha üstün oldukları gözlemlenmiştir.

Minimum hidrojen tüketimine göre üst sezgisel algoritmaların sırası şu şekildedir; SCA, WOA, MFO, MVA, ALO ve DFA. Ayrıca SCA, en düşük hesaplama süresini sağlamıştır. İleride yapılacak çalışmalarda, enerji yönetimi dış etkenleri de içeren daha detaylı modeller ile gerçekleştirilebilir. Bu çalışmanın devamı olarak geliştirilen enerji yönetim tekniği HWIL simülasyonlarında test edilebilir. Gerçek zamanlı uygulanabilirliği artırmak için hesaplama yükünü azaltmaya yönelik çalışmalar incelenebilir. Ayrıca hibrit bir sistemde her bir kaynak üzerindeki gerilimlerin azaltılması ve gerilim dalgalanmalarının giderilmesi araştırılabilir.

7. SONUÇLAR ve ÖNERİLER

Bu bölümde tez çalışması kapsamında yapılan çalışmaların sonuçlarının özeti ve bu konu üzerine çalışan araştırmacılar için ilgi çekici olabilecek araştırma konu önerileri sunulmaktadır. Bu tez genel olarak hibrit itki sistemine sahip elektrikli İHA'ların enerji kaynakları arasında güç paylaşımının optimizasyonu ve hibrit sistemlerinin enerji tüketim odaklı kavramsal tasarımı ve boyut optimizasyonu ile ilgilenmektedir. Bu iki optimizasyon probleminin çözümünde son yıllarda mühendislik alanında çok tercih edilen üst sezgisel algoritmaların etkinliği incelenmiştir.

Güç akışı optimizasyonu için üst sezgisel algoritmalar ile kural temelli bazı yaklaşımlar karşılaştırılmıştır ve hidrojen tüketimi açısından bu tez kapsamında uygulanan algoritmaların daha etkin olduğu gözlenmiştir. Hibrit İHA itki sistemi boyutlandırma optimizasyonu problemi için yeni bir kavramsal tasarım yöntemi önerilmiş ve bu problem de üst sezgisel algoritmalar kullanılarak çözdürülmüştür. Bu boyutlandırma problemi için üst sezgisel algoritmalar ile klasik optimizasyon yöntemleri karşılaştırılmıştır. Bu tez çalışmasında bir diğer araştırma konusu olarak küçük tipteki İHA'ların itki sistemleri için kullanılan enerji bileşenleri karşılaştırmalı olarak incelenmiş ve literatür araştırması kısmında sunulmuştur. Bundan sonraki bölümlerde sırasıyla bu konulardaki araştırma sonuçları kısaca özetlenmiştir ve olası çalışma konu önerileri sunulmuştur.

7.1. Çalışma Sonuçları

Bu tez çalışmasının 5. bölümde özetle literatürde mevcut olan içten yanmalı motor ve batarya hibrit sisteminin boyutlandırılması için sunulmuş olan ve MATLAB programında bulunan *fmincon* çözücüsü ile optimizasyonu yapılan boyutlandırma problemine üst sezgisel algoritmalarından parçacık sürü optimizasyon (PSO), genetik algoritma (GA), yapay arı kolonisi (ABC) ve sinüs kosinüs algoritması (SCA) optimizasyon teknikleri uygulanarak etkinlikleri incelenmiştir. Üst sezgisel algoritmaların MATLAB programında bulunan doğrusal olmayan kısıtlara sahip optimizasyon problemlerin çözümünde kullanılan *fmincon* çözücüsüne göre daha düşük sonuçlar sağladığı gözlenmiştir. Böylelikle üst sezgisel algoritmaların etkinliğinin doğrulanmasının ardından yakıt hücresi ve bataryadan oluşan hibrit itki

sistemi için yeni bir kavramsal tasarım yöntemi önerilmiş ve bu boyutlandırma probleminin çözümünde yine yukarıda bahsedilen üst sezgisel algoritmaların etkinliği incelenmiştir. Buna göre bu bölümün sonuçlarının özeti aşağıda sunulmuştur.

- Harmon ve arkadaşları [24] tarafından kurulan modelin çözümünde amaç fonksiyonunun değeri 100.84 olarak bulunurken bu çalışmada parçacık sürü optimizasyon algoritması ve sinüs kosinüs algoritması ile aynı kısıtlar sağlanarak sırasıyla 89.28 ve 80.20 olarak bulunmuştur. Bu değer İHA'nın maksimum uçuş aşaması için gerekli olan gücü (W) ifade etmektedir.
- İHA'lar için kullanılabilecek batarya ve yakıt hücresi hibrit itki sisteminin, İHA'nın maksimum uçuş aşaması güç tüketimini minimize yapacak şekilde boyutlandırılması için kavramsal tasarım yöntemi geliştirilmiştir. Buna göre İHA'nın kalkış ve tırmanış aşamaları için ihtiyaç duyacağı gücün batarya seyir ve maksimum uçuş aşamaları için ise yakıt hücresi tarafından karşılanacağı planlanmıştır. Optimizasyon probleminin amaç fonksiyonu yakıt hücresi gücünü minimize etmek olarak ayarlanmıştır ve amaç fonksiyonun en düşük değeri bakımından sıralama GA, PSO, ABC ve CSA şeklinde olmuştur. Batarya ve yakıt hücresinin toplam gücü bakımından en düşük sonuç PSO algoritması ile sağlanmıştır. Bu algoritması için batarya ve yakıt hücresi gücü sırasıyla 1118.7 ve 899.93 olarak hesaplanmıştır.
- Yakıt hücresi ve batarya sistemi için önerilen optimizasyon probleminin sonuçlarına göre İHA'nın faydalı yük kapasitesinde artış sağlanmıştır. Buna göre referans alınan sistem ile yeni önerilen batarya ve yakıt hücresi hibrit sisteminin ağırlık oranları Şekil 5.17'de karşılaştırılmıştır. Referans alınan sistemin faydalı yük oranı yaklaşık 0.27 olurken yeni hibrit sistemin için 0.36 olarak hesaplanmıştır. Ayrıca bu çalışmada önerilen hibrit sistemin uçuş aşamalarına göre ağırlık oranlarında referans alınan çalışmaya göre azalma sağlandığı gözlenmiştir (bkz. Şekil 5.18).
- Küçük tip İHA'larda kullanılabilecek batarya ve yakıt hücresi hibrit sisteminin İHA'nın maksimum uçuş aşaması güç tüketimi en az olacak şekilde kapasiteleri belirlenmiş ve buna göre İHA'nın kanat yüklemesi, en-boy oranı, maksimum taşıma katsayısı, *stall* hızı, maksimum uçuş aşaması hızı ve sıfır-taşıma sürüklenme direnci gibi performans gereklilikleri sırasıyla 160.95 N/m², 10.42, 1.11, 15.39 m/s,

12.82 m/s ve 0.0267 olarak hesaplanmıştır. Bu şekilde İHA'lar için oluşturulan hibrit sistemlere etkili bir enerji yönetimi uygulanabilmesi bakımından bu çalışmada sunulan optimal boyutlandırma çalışması önem kazanmaktadır.

Bu tez çalışmasının 6. bölümünde İHA'lar için kullanılabilecek literatürde mevcut olan hibrit sistemin enerji yönetimi üst sezgisel algoritmalar kullanılarak yürütülmüştür. Bu bağlamda literatürden farklı olarak ilk kez bu sisteme sinüs kosinüs algoritması (SCA), güve alevi optimizasyonu (MFO) ve karınca aslanı optimizasyon (ALO) algoritmaları uygulanmış ve hidrojen tüketimi ve hesaplama süresi bakımından en iyi sonuçlar SCA algoritması ile elde edilmiştir. Aynı zamanda bu çalışmada uygulanan üst sezgisel algoritmalara dayalı optimizasyon temelli enerji yönetim tekniği ile literatürdeki kural temelli enerji yönetim teknikleri hidrojen tüketimi ve çözüm süresi bakımından karşılaştırılmış ve SCA optimizasyon yönteminin daha makul sonuçlar sağladığı gözlenmiştir. Bu çalışmalardan elde edilen çıkarımların özeti aşağıda sunulmuştur.

- Batarya, yakıt hücresi ve süperkapasitörden oluşan hibrit sistemin enerji yönetiminde üst sezgisel ve kural temelli yaklaşımlar hidrojen tüketimi ve hesaplama süresi bakımından karşılaştırılmıştır. Buna göre üst sezgisel algoritmaların daha iyi sonuçlar sağladığı gözlenmiştir.
- Çözüm süresi bakımından üst sezgisel algoritmaların kendi aralarında ve kural temelli yaklaşımlar ile karşılaştırması Tablo 6.5'te ele alınmıştır. Buna göre en düşük çözüm süresi SCA algoritması ile 350 s olarak bulunmuştur.
- Üçlü hibrit sistemin hidrojen tüketimi bakımından uygulanan tekniklerin karşılaştırılması Şekil 6.9 ve Tablo 4.2'de değinilmiştir. Buna göre en düşük hidrojen tüketimi SCA algoritması ile 19.22 g olarak bulunmuştur.
- Simülasyon boyunca hidrojen tüketiminin değişimi ECMS, PI kontrol ve SCA algoritması için karşılaştırmalı olarak Şekil 6.11'de değinilmiştir. Buna göre SCA algoritması ile hidrojen tüketiminde kural temelli PI kontrol ve ECMS enerji yönetim tekniklerine göre önemli azalma sağlanmıştır.

Bu tez çalışmasının literatür araştırması bölümünde küçük tip İHA'larda enerji sağlayıcısı olarak kullanılan batarya, yakıt hücresi, güneş hücresi ve süperkapasitör

enerji bileşenleri; enerji ve güç yoğunluğu, verim, ömür gibi performans indeksleri bakımından birbirleri ile karşılaştırılmıştır. Ayrıca bu enerji bileşenlerinin oluşturduğu hibrit sistem topolojisi hakkında yapılan incelemeler sunulmuştur. Son olarak İHA’larda kullanılabilecek farklı verim karakteristiğine sahip iki motor ve pervane arasında oluşturulacak yeni hibrit bir topoloji önerilmiştir. Bu iki farklı motor pervane grubu arasında tork paylaşımı için elektrikli kara araçlarındakine benzer şekilde akış diyagramı oluşturulmuş ve Şekil 2.18’de verilmiştir [189], [190].

7.2. Olası Çalışma Konuları

Bu tez çalışmasında genel olarak hibrit itki sistemine sahip bir İHA’nın minimum enerji tüketimine dayalı boyut optimizasyonu ve enerji kaynakları arasında enerji kontrolünün yürütüldüğü enerji yönetim çalışmaları yapılmıştır. Bu tez çalışmasında araştırılmamış ancak hibrit itki sistemine sahip İHA’lar için araştırma ihtiyacının olduğu düşünülen araştırma konuları aşağıda listelenmiştir.

- Basit yapıları ve düşük hesaplama yükleri sunmalarından dolayı hibrit itki sistemine sahip İHA’ların enerji yönetiminde genellikle kural temelli enerji yönetimi ile ilgili çalışmalar yürütülmektedir. Bu çalışmada hibrit enerji kaynağının enerji yönetimi için üst sezgisel algoritmalara dayalı optimizasyon temelli yaklaşımlar incelenmiştir. Ancak İHA’larda bu sistemlerin enerji yönetimi için öğrenme temelli yaklaşımlar üzerine yeni araştırmalar yapılabilir. Özellikle toplam sistem verimliliği arttırmak ve hesaplama yükünü azaltmak amacıyla öğrenme temelli yaklaşımlar ile üst sezgisel algoritmaların oluşturduğu hibrit enerji yönetim teknikleri araştırılabilir.
- Hibrit İHA’ların enerji yönetiminde, uçuş dinamiği ve görev gereksinimlerini içeren tam simülasyon modeli oluşturularak irtifa, rüzgâr hızı gibi problemin dış dinamiklerinin enerji yönetimine etkisi incelenebilir. Ayrıca İHA’nın yörünge optimizasyonu (trajectory optimization) ile enerji yönetimi birlikte yürütülerek çoklu optimizasyon (multi-objective optimization) çalışmaları yürütülebilir.
- Yakıt hücresine sahip hibrit itki sistemlerinde enerji yönetimine yakıt hücresinin kontrolü dahil edilebilir. Özellikle İHA’larda, yakıt hücresi performansı üzerine irtifa, sıcaklık ve titreşim etkileri araştırılabilir. Ayrıca enerji yönetiminde

kullanılan amaç fonksiyonuna enerji bileşenlerinin ömrünü arttırmaya yönelik yenilikler eklenebilir.

- İHA'ların tahrik sistemlerinde yakıt hücrelerinin kullanımı son yıllarda hem akademik hem de ticari ilgi görmektedir. Ancak yakıt hücresinin İHA'larda kullanımına yönelik engeller düşük güç yoğunlukları, hidrojenin depolanması ile ilgili sorunlar ve düşük dinamik cevap hızlarıdır. Bu bağlamda yakıt hücrelerinin İHA'larda kullanımı arttırmak amacıyla bu üç konu üzerine araştırmalar yürütülebilir. Ayrıca yakıt hücresi performansının İHA'nın irtifası ile değişimi araştırılabilir.

- Bu tezin 5. bölümde yakıt hücresi ve bataryadan oluşan hibrit itki sistemi için kanat uzunluğu, en-boy oranı gibi İHA parametrelerinin en az enerji tüketimine göre boyutlandırılması amacıyla sunulan kavramsal tasarım metodu kullanılarak üretilecek İHA'nın gerçek uçuş testleri yapılarak etkinliği araştırılabilir.

- Bu tezin literatür araştırmasında sunulan farklı verim karakteristiklerine sahip motor ve pervane grubu için önerilen güç paylaşım algoritması anlık olarak motor verimi ölçülerek gerçek zamanlı olarak uçuş testlerinde uygulanabilir.

KAYNAKLAR

- [1] Pan Z. F., An L., Wen C. Y., (2018), "Recent advances in fuel cells based propulsion systems for unmanned aerial vehicles", *Applied Energy*, 240, 473-485.
- [2] Nadir M., Zhou Z., Benbouzid M., (2019), "A critical review on unmanned aerial vehicles power supply and energy management: Solutions , strategies , and prospects", *Applied Energy*, 255, 113823.
- [3] Norouzi Ghazbi S., Aghli Y., Alimohammadi M., Akbari A. A., (2016) "Quadrotors unmanned aerial vehicles: A review", *Int. J. Smart Sens. Intell. Syst.*, 9, 309-333.
- [4] Valavanis K. P., Vachtsevanos G. J., (2015), "Handbook of Unmanned Aerial Vehicles", Springer.
- [5] Gundlach J., (2012), "Designing Unmanned Aircraft Systems: A Comprehensive Approach", American Institute of Aeronautics and Astronautic.
- [6] Gupta S. G., Ghonge M. N., Jawandhiya P. M., (2013), "Review of Unmanned Aircraft System (UAS)", *International Journal of Advances Research in Computer Engineering and Technology*, 2 (4), 1646-1658.
- [7] Cai G., Dias J., Seneviratne L., (2014), "A Survey of Small-Scale Unmanned Aerial Vehicles: Recent Advances and Future Development Trends", *Unmanned Syst.*, 2, 175-199.
- [8] Babayomi O. O., Makarfi A. U., (2019), "Energy Efficiency in Unmanned Aircraft Systems: A Review", *IEEE PES/IAS PowerAfrica Conference*, 569-574, Abuja, Nigeria, 20-23 August.
- [9] Donato T., Ficarella A., Spedicato L., Arista A., Ferraro M., (2017), "A new approach to calculating endurance in electric flight and comparing fuel cells and batteries", *Applied Energy*, 187, 807-819.
- [10] Rizzoni G., Guzzella L., Baumann B. M., (1999), "Unified modeling of hybrid electric vehicle drivetrains", *IEEE/ASME Trans. Mechatronics*, 4, 246-257.
- [11] Khan M. A., Khan A., Ahmad M., Saleem S., Aziz M. S., Hussain S., Khan F. M. (2021), "A Study on Flight Time Enhancement of Unmanned Aerial Vehicles (UAVs) Using Supercapacitor-Based Hybrid Electric Propulsion System (HEPS)", *Arabian journal for Science and Engineering*, 46, 1179-1198.
- [12] Gong A., MacNeill R., Verstraete D., Palmer J. L., (2018), "Analysis of a Fuel-Cell/Battery /Supercapacitor Hybrid Propulsion System for a UAV Using a Hardware-in-the-Loop Flight Simulator", *2018 AIAA/IEEE Electric Aircraft Technologies Symposium*, 1-17, Cincinnati, Ohio, USA, 9-11 July.

- [13] Ouyang L., Huang J., Wang H., Liu J., Zhu M., (2017) ,“Progress of hydrogen storage alloys for Ni-MH rechargeable power batteries in electric vehicles: A review”, *Materials Chemistry and Physics*, 200, 164-178.
- [14] Hall P. J., Bain E. J., (2008), “Energy-storage technologies and electricity generation”, *Energy Policy*, 36 (12), 4352-4355.
- [15] Bocklisch T., (2015), “Hybrid energy storage systems for renewable energy applications”, *Energy Procedia*, 73, 103-111.
- [16] Gao X. Z., Hou Z. X., Guo Z., Chen X. Q., (2015), “Reviews of methods to extract and store energy for solar-powered aircraft”, *Renewable and Sustainable Energy Reviews*, 44, 96-108, 2015.
- [17] Zhang P., Yan F., Du C., (2015), “A comprehensive analysis of energy management strategies for hybrid electric vehicles based on bibliometrics”, *Renewable and Sustainable Energy Reviews*, 48, 88-104.
- [18] Wang B., Zhao D., Li W., Wang Z., Huang Y., You Y., Becker S., (2020), “Current technologies and challenges of applying fuel cell hybrid propulsion systems in unmanned aerial vehicles”, *Progress in Aerospace Sciences*, 116, 100620.
- [19] Duy V. N., Kim H. M., (2020), “Review on the hybrid-electric propulsion system and renewables and energy storage for unmanned aerial vehicles”, *Int. J. Electrochemical Science*, 15, 5296-5319.
- [20] Wang B., Zhao D., Li W., Wang Z., Huang Y., You Y., Becker S., (2020), “Current technologies and challenges of applying fuel cell hybrid propulsion systems in unmanned aerial vehicles”, *Progress in Aerospace Sciences*, 116, 100620.
- [21] Kasimalla V. K. R., Naga Srinivasulu G., Velisala V., (2018), “A review on energy allocation of fuel cell/battery/ultracapacitor for hybrid electric vehicles”, *Int. J. Energy Research*, 42 (14), 4263-4283.
- [22] Xie Y., Savvaris A., Tsourdos A., (2019), “Fuzzy logic based equivalent consumption optimization of a hybrid electric propulsion system for unmanned aerial vehicles”, *Aerospace Science and Technology, Technol.*, 85, 13-23.
- [23] Harmon F. G., Frank A. A., Joshi S. S., (2005), “The control of a parallel hybrid-electric propulsion system for a small unmanned aerial vehicle using a CMAC neural network”, *Neural Networks*, 18 (5-6), 772-780.
- [24] Harmon F. G., Frank A. A., Chattot J. J., (2006), “Conceptual design and simulation of a small hybrid-electric unmanned aerial vehicle”, *J. Aircraft*, 43 (5), 1490-1498.

- [25] Bradley T. H., Moffitt B. A., Fuller T. F., Mavris D. N., Parekh D. E., (2009), "Comparison of Design Methods for Fuel-Cell-Powered Unmanned Aerial Vehicles", *J. Aircraft*, 46 (6), 1945-1956.
- [26] Arat H. T., Süner M. G., Gökpınar S., Aydın K., (2020), "Conceptual design analysis for a lightweight aircraft with a fuel cell hybrid propulsion system", *Energy Sources, Part A: Recovery, Utilization and Environmental Effects*, 1-16.
- [27] Hung Y., Wang H., Khajepour A., Li B., Ji B., Zhao K., Hu C., (2018), "A review of power management strategies and component sizing methods for hybrid vehicles", *Renewable and Sustainable Energy Reviews*, 96, 132-144.
- [28] Khofiyah N. A., Sutopo W., Nugroho B. D. A., (2019), "Technical feasibility battery lithium to support unmanned aerial vehicle (UAV): A technical review", *Proceedings of the International Conference on Industrial Engineering and Operations Management*, 3591-3601, Bangkok, Thailand, 5-7 March.
- [29] Logan M. J., Chu J., Motter M. A., Carter D. L., M. Ol, Zeune C., (2012), "Small UAV research and evolution in long endurance electric powered vehicles", *AIAA Infotech@Aerospace Conference and Exhibit*, 1-7, Rohnert Park, California, USA, 7-10 May.
- [30] Van den Bossche P., Vergels F., Van Mierlo J., Matheys J., Van Autenboer W., (2006), "SUBAT: An assessment of sustainable battery technology", *J. Power Sources*, 162 (2), 913-919.
- [31] Hannan M. A., Lipu M. S. H., Hussain A., Mohamed A., (2017), "A review of lithium-ion battery state of charge estimation and management system in electric vehicle applications: Challenges and recommendations", *Renewable and Sustainable Energy Reviews*, 78, 834-854.
- [32] He H., Xiong R., Guo H., Li S., (2012), "Comparison study on the battery models used for the energy management of batteries in electric vehicles", *Energy Conversion and Management*, 64, 113-121.
- [33] Benabdelaziz K., Maaroufi M., (2017), "Battery dynamic energy model for use in electric vehicle simulation", *Int. J. Hydrogen Energy*, 42 (30), 19496-19503.
- [34] Wang Y., Tian J., Sun Z., Wang L., Xu R., Li M., Chen Z., (2020), "A comprehensive review of battery modeling and state estimation approaches for advanced battery management systems", *Renewable and Sustainable Energy Reviews*, 131, 110015.
- [35] Tremblay O., Dessaint L. A., (2009), "Experimental validation of a battery dynamic model for EV applications", *World Electric Vehicle Journal*, 3 (2), 289-298.
- [36] Xiong R., Cao J., Yu Q., He H., Sun F., (2017), "Critical Review on the Battery State of Charge Estimation Methods for Electric Vehicles", *IEEE Access*, 6, 1832-1843.

- [37] Lai X., Zheng Y., Sun T., (2018), “A comparative study of different equivalent circuit models for estimating state-of-charge of lithium-ion batteries”, *Electrochimica Acta*, 259, 566-577.
- [38] Misyris G. S., Doukas D. I., Papadopoulos T. A., Labridis D. P., Agelidis V. G., (2019), “State-of-Charge Estimation for Li-Ion Batteries: A More Accurate Hybrid Approach”, *IEEE Transactions Energy Conversion*, 34 (1), 109-119.
- [39] Ji Z., Rokni M. M., Qin J., Zhang S., Dong P., (2020), “Energy and configuration management strategy for battery/fuel cell/jet engine hybrid propulsion and power systems on aircraft”, *Energy Conversion and Management*, 225, 113393.
- [40] Giacoppo G., Barbera O., Briguglio N., Cipiti F., Ferraro M., Brunaccini G., Erdle, E., Antonucci V., (2017), “Thermal study of a SOFC system integration in a fuselage of a hybrid electric mini UAV”, *Int. J. Hydrogen Energy*, 42 (46), 28022-28033.
- [41] Gong A., Verstraete D., (2017), “Fuel cell propulsion in small fixed-wing unmanned aerial vehicles: Current status and research needs”, *International Journal of Hydrogen Energy*, 42 (33), 21311-21333.
- [42] Lei T., Yang Z., Lin Z., Zhang X., (2019), “State of art on energy management strategy for hybrid-powered unmanned aerial vehicle”, *Chinese J. Of Aeronautics*, 32 (6), 1488-1503.
- [43] González-Espasandín Ó., Leo T. J., Raso M. A., Navarro E., (2019), “Direct methanol fuel cell (DMFC) and H₂ proton exchange membrane fuel (PEMFC/H₂) cell performance under atmospheric flight conditions of Unmanned Aerial Vehicles”, *Renewable Energy*, 130, 762-773.
- [44] Kang K., Park S., Cho S. O., Choi K., Ju H., (2014), “Development of Lightweight 200-W Direct Methanol Fuel Cell System for Unmanned Aerial Vehicle Applications and Flight Demonstration”, *Fuel Cells*, 14 (5), 694-700.
- [45] Kang K.M., Park S.H., Gwak G.H., Ji H.J., Ju H.-C., (2012), “Development of a Lightweight 200W Direct Methanol Fuel Cell Stack for UAV Applications and Study of its Operating Characteristics (II)”, *Trans. Korean Hydrog. new Energy Soc.*, 23 (3), 243–249.
- [46] Lee S., Kim D., Ro J., Cho Y., Kim D., Ju H., (2017), “Development of Lightweight Direct Methanol Fuel Cell (DMFC) Stack Using Metallic Bipolar Plates for Unmanned Aerial Vehicles (UAVs)”, *Transactions of the Korean hydrogen and new energy society*, 28 (5), 492-501.
- [47] Barbir F., (2013), “PEM Fuel Cells Theory and Practice”, Second Edition, Elsevier.
- [48] Barbir F., (2005), “PEM Fuel Cells Theory and Practice”, First Edition Elsevier.

- [49] Souleman N. M., Tremblay O., Dessaint L. A., (2009), "A generic fuel cell model for the simulation of fuel cell power systems", IEEE Vehicle Power and Propulsion Conference, 1722-1729, Dearborn, MI, USA, 7-10 September.
- [50] Thounthong P., Rael S., Davat B., (2009), "Energy management of fuel cell/battery/supercapacitor hybrid power source for vehicle applications", Journal of Power Sources, 193 (1), 376–385.
- [51] Verstraete D., Lehmkuehler K., Gong A., Harvey J. R., Brian G., Palmer J. L., (2014), "Characterisation of a hybrid, fuel-cell-based propulsion system for small unmanned aircraft", J. Power Sources, 250, 204-211.
- [52] Tang Y., Yuan W., Pan M., Li Z., Chen G., Li Y., (2010), "Experimental investigation of dynamic performance and transient responses of a kW-class PEM fuel cell stack under various load changes", Applied Energy, 87 (4), 1410-1417.
- [53] Tang Y., Yuan W., Pan M., Wan Z., (2011), "Experimental investigation on the dynamic performance of a hybrid PEM fuel cell/battery system for lightweight electric vehicle application", Applied Energy, 88 (1), 68-76.
- [54] Gong A., Verstraete D., (2017), "Fuel cell propulsion in small fixed-wing unmanned aerial vehicles: Current status and research needs", Int. J. Hydrogen Energy, 42 (33), 21311-21333.
- [55] Gonzalez E. L., Cuesta J. S., Fernandez F. J. V., Llerena F. I., Carlini M.A. R., Bordons C., Hernandez E., Elfes A., (2019), "Experimental evaluation of a passive fuel cell/battery hybrid power system for an unmanned ground vehicle", 44 (25), 12772-12782.
- [56] Ozbek E., Yalin G., Karaoglan M. U., Ekici S., Colpan C. O., Karakoc T. H., (2021), "Architecture design and performance analysis of a hybrid hydrogen fuel cell system for unmanned aerial vehicle", Int. J. Hydrogen Energy, 46 (30), 16453-16464.
- [57] Lee B., Kwon S., Park P., Kim K., (2014), "Active power management system for an unmanned aerial vehicle powered by solar cells, a fuel cell, and batteries", IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 50 (4), 3167–3177.
- [58] Karunarathne L., Economou J. T., Knowles K., (2009) "Intelligent power management (IPM) for transient recognition and control of PEM fuel cell/battery hybrid system", IEEE Vehicle Power and Propulsion Conference, 992-997, Dearborn, MI, USA, 7-10 September.
- [59] Okumus E., Boyaci San F. G., Okur O., Erdor Turk B., Cengelci E., Kilic M., Karadag C., Cavdar M., Turkmen A., Yazici M. S., (2017), "Development of boron-based hydrogen and fuel cell system for small unmanned aerial vehicle", Int. J. Hydrogen Energy, 42 (4), 2691-2697.

- [60] Bradley T. H., Moffitt B. A., Mavris D. N., Fuller T. F., Parekh D. E., (2009), "Hardware-in-the-loop testing of a fuel cell aircraft powerplant", *J. Propulsion and Power*, 25 (6), 1336–1344.
- [61] Gang B. G., Kwon S., (2018), "Design of an energy management technique for high endurance unmanned aerial vehicles powered by fuel and solar cell systems", *Int. J. Hydrogen Energy*, 43 (20), 9787-9796.
- [62] Xie Y., Savvaris A., Tsourdos A., Laycock J., Farmer A., (2018), "Modelling and control of a hybrid electric propulsion system for unmanned aerial vehicles", *IEEE Aerospace Conference*, 1-13, Big Sky, MT, USA, 3-10 March.
- [63] Kim K., Kim T., Lee K., Kwon S., (2011), "Fuel cell system with sodium borohydride as hydrogen source for unmanned aerial vehicles", *J. Power Sources*, 196 (21), 9069-9075.
- [64] Lapeña-Rey N., Blanco J. A., Ferreyra E., Lemus J. L., Pereira S., Serrot E., (2017), "A fuel cell powered unmanned aerial vehicle for low altitude surveillance missions", *International Journal of Hydrogen Energy*, 42 (10), 6926-6940.
- [65] Salehpour M. J., Zarenia O., Hosseini Rostami S. M., Wang J., Lim S. J., (2020), "Convex multi-objective optimization for a hybrid fuel cell power system of more electric aircraft", *Int. Trans. Electr. Energy Syst.*, 30 (7), 1–12.
- [66] Gong A., MacNeill R., Verstraete D., Palmer J. L., (2018), "Analysis of a Fuel-Cell/Battery/Supercapacitor Hybrid Propulsion System for a UAV using a Hardware-in-the-Loop Flight Simulator", *AIAA/IEEE Electric Aircraft Technologies Symposium*, 1-17, Cincinnati, Ohio, USA, 9-11 July.
- [67] Nadir M., Fahad M., Benbouzid M., Zhou Z., Donateo T., (2021), "Hybrid fuel cell powered drones energy management strategy improvement and hydrogen saving using real flight test data", 236, 113987.
- [68] Zhahng L., Hu X., Wang Z., Sun F., Dorrell D.G., (2018), "A review of supercapacitor modeling, estimation, and applications: A control/management perspective", *Renewable and Sustainable Energy Reviews*, 81 (2), 1868-1878.
- [69] Ulleberg O., (1998), "Stand-alone Power Systems for The Future: Optimal Design, Operation & Control of Solar-Hydrogen Energy Systems", *Doctoral Thesis*, Norwegian University of Science and Technology.
- [70] Lee B., Park P., Kim K., Kwon S., (2014), "The flight test and power simulations of an UAV powered by solar cells, a fuel cell and batteries", *J. Mechanical. Science and Technology*, 28, 399-408.
- [71] Wang H., Shen J., (2018), "Analysis of the Characteristics of Solar Cell Array Based on MATLAB/Simulink in Solar Unmanned Aerial Vehicle", *IEEE Access*, 6, 21195-21201.

- [72] Shiau J. K., Ma D. M., Yang P. Y., Wang G. F., Gong J. H., (2009), "Design of a solar power management system for an experimental UAV", IEEE Trans. Aerosp. Electron. Syst., 45 (2),1350.
- [73] Boucher R. J., Rey M., (1975), "Sunrise, the World' s First Solar-Powered Airplane", Journal of Aircraft, 22 (10), 840-846.
- [74] Zhu X., Guo Z., Hou Z., (2014), "Solar-powered airplanes: A historical perspective and future challenges", Progress in Aerospace Sciences, 71, 36-53.
- [75] Boucher R. J., (1984), "History of solar flight", 20th Joint Propulsion Conference, 1-14, Cincinnati, OH, USA, 11-13 June.
- [76] 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.
- [77] Abbe G., Smith H., (2016), "Technological development trends in Solar-powered Aircraft Systems", Renewable and Sustainable Energy Reviews, 60, 770-783.
- [78] Gao X. Z., Hou Z. X., Guo Z., Fan R. F., Chen X. Q., (2013), "The equivalence of gravitational potential and rechargeable battery for high-altitude long-endurance solar-powered aircraft on energy storage", Energy Conversion and Management, 76, 986-995.
- [79] Gao X. Z., Hou Z. X., Zheng G., Zhu X. F., Liu J. X., Chen X. Q., (2013), "Parameters determination for concept design of solar-powered, high-altitude long-endurance UAV", Aircraft Engineering and Aerospace Technology, 85 (4), 293-303.
- [80] Gao X. Z., Hou Z. X., Guo Z., Liu J. X., Chen X. Q., (2013), "Energy management strategy for solar-powered high-altitude long-endurance aircraft", Energy Conversion and Management, 70, 20-30.
- [81] Xie Y., Savvaris A., Tsourdos A., (2019), "Fuzzy logic based equivalent consumption optimization of a hybrid electric propulsion system for unmanned aerial vehicles", Aerospace Science and Technology, 85, 13-23.
- [82] Donato T., Spedicato L., Pio Placentino D., (2017), "Design and performance evaluation of a hybrid electric power system for multicopters", Energy Procedia, 126, 1035-1042.
- [83] Savvaris A., Xie Y., Wang L., Wang S., Tsourdos A., (2018), "Control and optimisation of hybrid electric propulsion system for light aircraft", The Journal of Engineering, 13, 478-483.
- [84] Moffitt B. A., Bradley T. H., Mavris D., Parekh D. E., (2006), "Design space exploration of small-scale PEM fuel cell long endurance aircraft", AIAA Aviation Technology, Integration and Operations Conference, 1-16, Wichita, Kansas, USA, 25-27 September.

- [85] Yavasoglu H. A., Shi C., Gokce K., (2017), “Energy storage systems for EVs with two propulsion machines”, IEEE Transportaion Electrification Conference and Expo, 696-700, Chicago, IL, USA, 22-24 June.
- [86] Chen S. Y., Wu C. H., Hung Y. H., Chung C. T., (2018), “Optimal strategies of energy management integrated with transmission control for a hybrid electric vehicle using dynamic particle swarm optimization”, *Energy*, 160,154–170.
- [87] Chen Z., Xiong R., Cao J., (2016), “Particle swarm optimization-based optimal power management of plug-in hybrid electric vehicles considering uncertain driving conditions”, *Energy*, 96, 197-208.
- [88] Caux S., Hankache W., Fadel M., Hissel D., (2010), “On-line fuzzy energy management for hybrid fuel cell systems”, *International Journal of Hydrogen Energy*, 35 (5), 2134–2143.
- [89] Sousa T., Vale Z., Carvalho J. P., Pinto T., Morais H., (2014), “A hybrid simulated annealing approach to handle energy resource management considering an intensive use of electric vehicles”, *Energy*, 67, 81-96.
- [90] Xie Y., Savvarisal A., Antonios T., Dan Z., Jason G., (2020), “Review of hybrid electric powered aircraft, its conceptual design and energy management methodologies”, *Chinese Journal of Aeronautics*, 34 (4), 432-450.
- [91] Huang Y., Wang H., Khajepour A., Li B., Ji J., Zhao K., Hu C., (2018), “A review of power management strategies and component sizing methods for hybrid vehicles”, *Renewable and Sustainable Energy Reviews*, 96, 132-144.
- [92] Li H., Ravey A., N’Diaye A., Djerdir A., (2017), “A review of energy management strategy for fuel cell hybrid electric vehicle”, *IEEE Vehicle Power and Propulsion Conference*, 1-6, Belfort, France, 11-14 December.
- [93] Zhang P., Yan F., Du C., (2015), “A comprehensive analysis of energy management strategies for hybrid electric vehicles based on bibliometrics”, *Renewable and Sustainable Energy Reviews*, 48,88-104.
- [94] Li H., Ravey A., N’Diaye A., Djerdir A., (2018), “A novel equivalent consumption minimization strategy for hybrid electric vehicle powered by fuel cell, battery and supercapacitor”, *J. Power Sources*, 395, 262–270.
- [95] Tran D., Vafaeipor M., El Baghdadi M., Barrero R., Van Mierlo J., Hegazy O., (2020), “Thorough state-of-the-art analysis of electric and hybrid vehicle powertrains: Topologies and integrated energy management strategies”, *Renewable and Sustainable Energy Reviews*, 119, 109596.
- [96] Hatti M., Meharrar A., Tioursi M., (2011), “Power management strategy in the alternative energy photovoltaic/PEM Fuel Cell hybrid system”, *Renewable and Sustainable Energy Reviews*, 15 (9), 5104-5110, 2011.

- [97] Howroyd S., Chen R., (2016), "Powerpath controller for fuel cell & battery hybridisation", *Int. J. Hydrogen Energy*, 41 (7), 4229-4238.
- [98] Enang W., Bannister C., (2017), "Modelling and control of hybrid electric vehicles (A comprehensive review)", *Renewable and Sustainable Energy Reviews*, 74, 1210-1239.
- [99] Sulaiman N., Hannan M. A., Mohamed A., Majlan E. H., Wan Daud W. R., (2015), "A review on energy management system for fuel cell hybrid electric vehicle: Issues and challenges", *Renewable and Sustainable Energy Reviews*, 52, 802-814.
- [100] Bataller-Planes E., Lapena-Rey N., Mosquera J., Orti F., Oliver J.A., Garcia O., Moreno F., Portilla J., Torroja Y., Vasic M., Huerta S.C., Trocki M., Zumel P., Cobos J.A., (2008), "Power balance of a hybrid power source in a power plant for a small propulsion aircraft", *IEEE Power Electronics Specialists Conference*, 295-301, Rhodes, Greece, 15-19 June.
- [101] Hung J. Y., Gonzalez L. F., (2012), "On parallel hybrid-electric propulsion system for unmanned aerial vehicles", *Progress in Aerospace Sciences*, 51, 1-17.
- [102] Boukoberine M. N., Zhou Z., Benbouzid M., Donato T., (2020), "A Frequency Separation Rule-based Power Management Strategy for a Hybrid Fuel Cell-Powered Drone", *IECON Conference of the IEEE Industrial Electronics Society*, 4975-4980, Singapore, 18-21 October.
- [103] Lee B., Park P., C., Yang S., Ahn S., (2012), "Power managements of a hybrid electric propulsion system for UAVs", *Journal of Mechanical Science and Technology*, 26 (8), 2291-2299.
- [104] Ozbek E., Yalin G., Umut M., Ekici S., (2021) "Architecture design and performance analysis of a hybrid hydrogen fuel cell system for unmanned aerial vehicle", 46 (30), 16456-16464.
- [105] Boukoberine M. N., Zhou Z., Benbouzid M., Donato T., (2020), "Frequency separation-based power management strategy for a fuel cell-powered drone", *2nd International Conference on Smart Power & Internet Energy Systems*, 209-214, Bangkok, Thailand, 15-18 September.
- [106] Yang Z., Lei T., Lin Z., Fu H., Zhang X., (2019), "The Testing Platform of Hybrid Electric Power System for a Fuel Cell Unmanned Aerial Vehicle", *ESARS-ITEC*, 1311-1322, Nottingham, UK, 7-9 November.
- [107] Zhang Y., Peng G. O. H., Banda J. K., Dasgupta S., Husband M., Su R., Wen C., (2018), "An energy efficient power management solution for a fault-tolerant more electric engine/aircraft", *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, 66 (7), 5663-5675.
- [108] Savvaris A., Xie Y., Malandrakis K., Lopez M., Tsourdos A., (2016), "Development of a fuel cell hybrid-powered unmanned aerial vehicle", 24th

Mediterranean Conference on Control and Automation, 1242-1247, Athens, Greece, 21-24 June.

- [109] Zhang X., Liu L., Dai Y., Lu T., (2018), “Experimental investigation on the online fuzzy energy management of hybrid fuel cell/battery power system for UAVs”, *Int. J. Hydrogen Energy*, 43 (21), 10094-10103.
- [110] Zhang X., Liu L., Dai Y., (2018), “Fuzzy state machine energy management strategy for hybrid electric UAVs with PV/Fuel cell/battery power system”, *Int. J. of Aerospace Engineering*, 2018.
- [111] Caux S., Hankache W., Fadel M., Hissel D., (2010), “On-line fuzzy energy management for hybrid fuel cell systems”, *Int. J. Hydrogen Energy*, 35 (5), 2134-2143.
- [112] Karunarathne L., Economou J. T., Knowles K., (2008), “Fuzzy logic control strategy for Fuel Cell/Battery aerospace propulsion system”, *IEEE Vehicle Power and Propulsion Conference*, 1-5, Harbin, China, 3-5 September.
- [113] Kim M. J., Peng H., (2007), “Power management and design optimization of fuel cell/battery hybrid vehicles”, *Journal of Power Sources*, 165 (2), 819-832.
- [114] Han K., Qian H., Zhang Q., Liu L., Hu X., (2019), “Optimization of Energy Management System for Fuel-Cell/Battery Hybrid Power in Unmanned Aerial Vehicle”, *22nd International Conference on Electrical Machines and Systems*, 1-6, Harbin, China, 11-14, August.
- [115] Fang S., Xu Y., (2019), “Multiobjective Coordinated Scheduling of Energy and Flight for Hybrid Electric Unmanned Aircraft Microgrids”, *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, 66 (7), 5686-5695.
- [116] Bongiorno E., Mastrorocco F., Tomaselli M., Monopoli V. G., Naso D., (2017), “Model and energy management system for a parallel hybrid electric unmanned aerial vehicle”, *IEEE 26th International Symposium on Industrial Electronics*, 1868-1873, Edinburgh, UK, 19-21 June.
- [117] 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.
- [118] Donato T., Ficarella A., (2020), “A modeling approach for the effect of battery aging on the performance of a hybrid electric rotorcraft for urban air-mobility”, *Aerospace*, 7 (5), 1-20.
- [119] Çınar H., Kandemir I., (2021), “Active Energy Management Based on Meta-Heuristic Algorithms of Fuel Cell/Battery/Supercapacitor Energy Storage System for Aircraft”, *Aerospace*, 8 (3), 1-21.
- [120] Settele F., Bittner M., (2020) “Energy-optimal guidance of a battery-electrically driven airplane”, *CEAS Aeronautical Journal*, 11, 111-124.

- [121] Lapeña-Rey N., Blanco J. A., Ferreyra E., Lemus J. L., Pereira S., Serrot E., (2017), "A fuel cell powered unmanned aerial vehicle for low altitude surveillance missions", *Int. J. Hydrogen Energy*, 42 (10), 6926-6940.
- [122] Gong A., Palmer J. L., Brian G., Harvey J. R., Verstraete D., (2014), "Hardware-in-the-loop simulation of a fuel-cell-based UAV propulsion", 28th International Congress of the Aeronautical Sciences, 1-13, Brisbane, Australia, 23-28 September.
- [123] Gong A., Palmer J. L., Brian G., Harvey J. R., Verstraete D., (2016), "Performance of a hybrid, fuel-cell-based power system during simulated small unmanned aircraft missions", *Int. J. Hydrogen Energy*, 41 (26), 11418-11426.
- [124] Gadalla M., Zafar S., (2016), "Analysis of a hydrogen fuel cell-PV power system for small UAV", *International Journal of Hydrogen Energy*, 41 (15), 6422-6432.
- [125] Kim T., Kwon S., (2012), "Design and development of a fuel cell-powered small unmanned aircraft", *International Journal of Hydrogen Energy*, 37 (1), 615-622.
- [126] Boukoberine M. N., Zia M. F., Benbouzid M., Zhou Z., Donato T., (2021), "Hybrid fuel cell powered drones energy management strategy improvement and hydrogen saving using real flight test data", *Energy Conversion and Management*, 236, 113987.
- [127] Corcau J. I., Dinca L., Grigorie T. L., Tudosie A. N., (2017), "Fuzzy energy management for hybrid fuel cell/battery systems for more electric aircraft", *AIP Conference Proceedings*, 1-9, Romania, 5 June.
- [128] Fouad Y., Rizoug N., Bouhali O., (2017), "Optimization of Energy Consumption for Quadrotor", *International Micro Air Vehicle Conference and Flight Competition*, 215-222, France.
- [129] Meyer D., Alexander R., Wang J., (2017), "A simple method for energy optimization to enhance durability of hybrid UAV power systems", *North American Power Symposium*, 1-6, Morgantown, WV, USA, 17-19 September.
- [130] Wang Y. X., Ou K., Kim Y. B., (2015), "Modeling and experimental validation of hybrid proton exchange membrane fuel cell/battery system for power management control", *International Journal of Hydrogen Energy*, 40 (35), 11713-11721.
- [131] Bizon N., Mazare A. G., Ionescu L. M., Thounthong P., Kurt E., Oproescu M., Serban G., Lita I., (2019), "Better Fuel Economy by Optimizing Airflow of the Fuel Cell Hybrid Power Systems Using Fuel Flow-Based Load-Following Control", *Energies*, 12 (14), 2792.
- [132] Rezk H., Nassef A. M., Abdelkareem M. A., Alami A. H., Fathy A., (2019), "Comparison among various energy management strategies for reducing hydrogen consumption in a hybrid fuel cell/supercapacitor/battery system", *Int. J. Hydrogen Energy*, 46 (8), 6110-6126.

- [133] Nassef A. M., Fathy A., Rezk H., (2019), "An Effective Energy Management Strategy Based on Mine-Blast Optimization Technique Applied to Hybrid PEMFC/Supercapacitor/Batteries System", *Energies*, 12 (19), 3796.
- [134] Karunarathne L., Economou J. T., Knowles K., (2011), "Dynamic control of fuel cell air supply system with power management", 19th Mediterranean Conference on Control & Automation, 856-861, Corfu, Greece, 20-23 June.
- [135] Bai M., Yang W., Song D., Kosuda M., Szabo S., Lipovsky P., Kasaei A., (2020), "Research on energy management of hybrid unmanned aerial vehicles to improve energy-saving and emission reduction performance", *Int. J. Environ. Res. Public Health*, 17 (8), 1-24.
- [136] Arat H. T., Sürer M. G., Gökpinar S., Aydın K., (2020), "Conceptual design analysis for a lightweight aircraft with a fuel cell hybrid propulsion system", *Energy Sources, Part A: REcovery, Utilization, and Environmental Effect*, 1-16.
- [137] Kim T., (2014), "NaBH₄ (sodium borohydride) hydrogen generator with a volume-exchange fuel tank for small unmanned aerial vehicles powered by a PEM (proton exchange membrane) fuel cell", *Energy*, 69, 721-727.
- [138] Njoya Motapon S., Dessaint L. A., Al-Haddad K., (2014), "A comparative study of energy management schemes for a fuel-cell hybrid emergency power system of more-electric aircraft", *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, 61 (3), 1320-1334.
- [139] Fathy A., Rezk H., Nassef A. M., (2019), "Robust hydrogen-consumption-minimization strategy based salp swarm algorithm for energy management of fuel cell / supercapacitor / batteries in highly fluctuated load condition", *Renewable Energy*, 139, 147-160.
- [140] Motapon S. N., Dessaint L. A., Al-Haddad K., (2014), "A robust H₂-consumption-minimization-based energy management strategy for a fuel cell hybrid emergency power system of more electric aircraft", *IEEE Trans. Ind. Electron.*, 61 (11), 6148-6156.
- [141] Fathy A., Al-Dhaifallah M., Rezk H., (2019), "Recent Coyote Algorithm-Based Energy Management Strategy for Enhancing Fuel Economy of Hybrid FC/Battery/SC System", *IEEE Access*, 7, 179409-179419.
- [142] Meyer D., Alexander R., Wang J., (2017), "A simple method for energy optimization to enhance durability of hybrid UAV power systems", *North American Power Symposium*, 1-6, Morgantown, WV, USA, 17-19 September.
- [143] Karunarathne L., Economou T. J., Knowles K., (2010), "Model Based Power and Energy Management System for Pem Fuel Cell/Li-ion Battery Driven Propulsion System", 5th IET International Conference on Power Electronics, Machines and Drives, 1-6, Brighton, UK, 19-21 April.

- [144] Korchenko A. G. Illyash O. S., (2013), "The generalized classification of Unmanned Air Vehicles", 2nd International conference Actual Problems of Unmanned Air Vehicles Developments Proceedings, 28-34, Kiev, Ukraine, 15-17 October.
- [145] Dominici D., Alicandro M., Massimi V., (2017), "UAV photogrammetry in the post-earthquake scenario: case studies in L'Aquila", *Geomatics, Natural Hazards Risk*, 8 (1), 87-103.
- [146] Pajares G., (2015), "Overview and current status of remote sensing applications based on unmanned aerial vehicles (UAVs)", *Photogrammetric Engineering and Remote Sensing*, 81 (4), 281-329.
- [147] Nex F., Remondino F., (2014), "UAV for 3D mapping applications: A review", *Applied Geomatics*, 6 (1), 1-15.
- [148] Shiau J. K., Ma D. M., Yang P. Y., Wang G. F., Gong J. H., (2009), "Design of a solar power management system for an experimental UAV", *IEEE Trans. Aerosp. Electron. Syst.*, 45 (4), 1350.
- [149] Oettershagen P., Melzer A., Mantel T., Rudin K., Wawrzacz B., Hinzmann T., Alexis K., Siegwart R., (2016), "Perpetual flight with a small solar-powered UAV: Flight results, performance analysis and model validation", *IEEE Aerospace Conference*, 1-8, Big Sky, MT, USA, 5-12 March.
- [150] Gang B. G., Kwon S., (2018), "Design of an energy management technique for high endurance unmanned aerial vehicles powered by fuel and solar cell systems", *Int. J. Hydrogen Energy*, 43 (20), 9787–9796.
- [151] Gadalla M., Zafar S., (2016), "Analysis of a hydrogen fuel cell-PV power system for small UAV", *International J. of Hydrogen Energy*, 41 (15), 6422-6432.
- [152] Zhang X., Liu L., Dai Y., Lu T., (2018), "Experimental investigation on the online fuzzy energy management of hybrid fuel cell/battery power system for UAVs", *Int. J. Hydrogen Energy*, 43 (21), 10094-10103.
- [153] Karunarathne L., Economou J. T., Knowles K., (2010), "Adaptive neuro fuzzy inference system-based intelligent power management strategies for fuel cell/battery driven unmanned electric aerial vehicle", *Proc. Inst. Mech. Eng. Part G J. Aerosp. Eng.*, 224 (1), 77-88.
- [154] Boukoberine M. N., Zhou Z., Benbouzid, M., Donato, T., (2020), "Frequency Separation-based Power Management Strategy for a Fuel Cell-Powered Drone", 2nd International Conference on Smart Power & Internet Energy Systems, 209-214, Bangkok, Thailand, 15-18 September.
- [155] Panagiotou P., Tsavlidis I., Yakinthos K., (2016), "Conceptual design of a hybrid solar MALE UAV", *Aerospace Science and Technology*, 53, 207–219.

- [156] Kontogiannis S. G., Ekaterinaris J. A., (2013), “Design, performance evaluation and optimization of a UAV”, *Aerospace Science and Technology*, 29 (1), 339-350.
- [157] P. Panagiotou, Fotiadis-Karras S., Yakinthos K., (2018), “Conceptual design of a Blended Wing Body MALE UAV”, *Aerospace Science and Technology*, 73, 32–47.
- [158] Bradley T. H., Moffitt B. A., Mavris D. N., Parekh D. E., (2007), “Development and experimental characterization of a fuel cell powered aircraft”, *J. Power Sources*, 171 (2), 793-801.
- [159] Oh T. H., (2018), “Conceptual design of small unmanned aerial vehicle with proton exchange membrane fuel cell system for long endurance mission”, *Energy Conversion and Management*, 176, 349–356.
- [160] Özbek E., Yalin G., Ekici S., Karakoc T. H., (2020), “Evaluation of design methodology, limitations, and iterations of a hydrogen fuelled hybrid fuel cell mini UAV”, *Energy*, 213.
- [161] Anderson J. D., (1989), “Introduction to Flight”, 3rd Edition, The McGraw-Hill Book Company.
- [162] Anderson J. D., (1999), “Aircraft performance and design”, The McGraw-Hill Book Company.
- [163] Raymer D. P., (1992), “Aircraft Design. A Conceptual Approach”, American Institute of Aeronautics and Astronautic.
- [164] Kaveh A., Bakhshpoori T., (2018), “Metaheuristics: Outlines, MATLAB Codes and Examples”, Springer.
- [165] Rao S. S., (2009), “Engineering Optimization Theory and Practice”, John Wiley and Sons.
- [166] Cuevas E., Espejo E. B., Enriquez A.C., (2019), “Metaheuristics Algorithms in Power Systems”, Volume 822, Springer.
- [167] Karaboga D., Akay B., (2007), “Artificial Bee Colony (ABC) Algorithm on Training Artificial Neural Networks”, *IEEE 15th Signal Processing and Communications Applications*, 44-48, Eskişehir, Turkey, 11-13 June.
- [168] Park J. K., (2012), “Principles and Applications of Lithium Secondary Batteries”, Wiley-VCH Verlag & Co. KGaA.
- [169] Mirjalili S., (2015), “Evolutionary Algorithms and Neural Networks” *Nat. Comput. Ser.*, Springer.

- [170] Kennedy J., Eberhart R., (2002), "Particle Swarm Optimisation", International Conference on Neural Networks, 1942-1948, Perth, WA, Australia, 27 November- 1 December.
- [171] Sulaiman N., Hannan M. A., Mohamed A., Ker P. J., Majlan E. H., Wan Daud W. R., (2018), "Optimization of energy management system for fuel-cell hybrid electric vehicles: Issues and recommendations", *Applied Energy*, 228, 2061-2079.
- [172] Al-Falahi M. D. A., Jayasinghe S. D. G., Enshaei H., (2019), "Hybrid algorithm for optimal operation of hybrid energy systems in electric ferries", *Energy*, 187, 115923.
- [173] Donateo T., Ficarella A., Spedicato L., (2018), "A method to analyze and optimize hybrid electric architectures applied to unmanned aerial vehicles", *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, 90 (5), 828-842.
- [174] Kwan T. H., Wu X., Yao Q., (2018), "Parameter sizing and stability analysis of a highway fuel cell electric bus power system using a multi-objective optimization approach", *Int. J. Hydrogen Energy*, 43 (45), 20976-20992.
- [175] Chu S., Cui Y., Liu N., (2017), "The path towards sustainable energy", *Nature Materials*, 16, 16-22.
- [176] Dutta S., (2014), "A review on production, storage of hydrogen and its utilization as an energy resource", *Journal of Industrial and Engineering Chemistry*, 20 (4), 1148-1156.
- [177] Gong A. T. Y., (2018), "Impact of Supercapacitors on a Fuel-Cell-Based Triple Hybrid for Small Unmanned Aircraft", Doctoral Thesis, The University of Sydney.
- [178] Gong A., Macneill R., Verstraete D., (2018), "Performance testing and modeling of a brushless dc motor, electronic speed controller and propeller for a small uav", *Joint Propulsion Conference*, 1-15, Cincinnati, Ohio, USA, 9-11 July.
- [179] Lei T., (2021), "Unmanned Aerial Systems Theoretical Foundation and Applications", Chapter 12, Elsevier.
- [180] Donateo T., (2017), "Hybrid Electric Vehicles", InTech.
- [181] Tran D.-D., Vafaeipour M., El Baghdadi M., Barrero R., Van Mierlo J., Hegazy O., (2019), "Thorough state-of-the-art analysis of electric and hybrid vehicle powertrains: Topologies and integrated energy management strategies", *Renewable and Sustainable Energy Reviews*, 119, 109596.
- [182] Chen Z., Xiong R., Cao J., (2016), "Particle swarm optimization-based optimal power management of plug-in hybrid electric vehicles considering uncertain driving conditions", *Energy*, 96, 197-208.

- [183] Herrera V., Milo A., Gaztañaga H., Etxeberria-Otadui I., Villarreal I., Camblong H., (2016), "Adaptive energy management strategy and optimal sizing applied on a battery-supercapacitor based tramway", *Applied Energy*, 169, 831-845.
- [184] Nassef A.M., Fathy A., Rezk H., (2019), "An Effective Energy Management Strategy Based on Mine-Blast Optimization Technique Applied to Hybrid PEMFC/Supercapacitor/Batteries System", 12 (9), 1-16.
- [185] Motapon S. N., (2013), "Design and Simulation of a Fuel Cell Hybrid Emergency Power System For a More Electric Aircraft: Evaluation of Energy Management Schemes", Doctoral Thesis, École de Technologie Supérieure Université du Québec.
- [186] Mirjalili S., (2015), "The ant lion optimizer", *Advances in Engineering Software*, 83, 80-98.
- [187] Mirjalili S., (2016), "SCA: A Sine Cosine Algorithm for solving optimization problems", *Knowledge-Based Systems*, 96, 120-133.
- [188] Mirjalili S., (2015), "Moth-flame optimization algorithm: A novel nature-inspired heuristic paradigm", *Knowledge-Based Systems*, 89, 228-249.
- [189] Yavasoglu H. A., Tetik Y. E., Gokce K., (2019), "Implementation of machine learning based real time range estimation method without destination knowledge for BEVs", *Energy*, 172, 1179-1186.
- [190] Yavasoglu H. A., Shen J., Shi C., Gokasan M., Khaligh A., (2015), "Power Split Control Strategy for an EV Powertrain With Two Propulsion Machines", *IEEE Transactions on Transportation Electrification*, 1, (4), 382-390.
- [191] The MathWorks Inc. MATLAB.(2020).9.9.0.1495850(R2020b) Update 1; The MathWorks Inc.: Natick, MA, USA, 2020.

ÖZGEÇMİŞ

Hasan ÇINAR, 2014 yılında Selçuk Üniversitesi Makine Mühendisliği bölümünden mezun olmuştur. Yüksek Lisans eğitimini 2017 yılında Selçuk Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü, Makine Mühendisliği Anabilim Dalında tamamlamıştır. 2017 yılında Gebze Teknik Üniversitesi Makine Mühendisliği Bölümünde Doktora eğitimine başlamıştır. Araştırma ilgi alanları hibrit itki/tahrik/güç sistemlerinde enerji yönetim, kontrol ve optimizasyon çalışmaları, hesaplamalı akışkanlar dinamiği ve kalp destek pompalarıdır.

EKLER

Ek A: Tez Çalışması Kapsamında Yapılan Yayınlar

Çınar H., Kandemir I., (2021), “Active Energy Management Based on Meta-Heuristic Algorithms of Fuel Cell/Battery/Supercapacitor Energy Storage System for Aircraft”, Aerospace, 8(3), 85.