

**T.C.
FIRAT ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ**



**DÖRT PERVANELİ BİR MINI-İHA'NIN HİBRİT
PEMFC/BATARYA TASARIMIYLA UÇUŞ PERFORMANSININ
ARTTIRILMASI**

Murat KAYAOĞLU

Yüksek Lisans Tezi

ELEKTRİK ELEKTRONİK MÜHENDİSLİĞİ ANABİLİM DALI

OCAK 2025

T.C.
FIRAT ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

Elektrik Elektronik Mühendisliği Anabilim Dalı

Yüksek Lisans Tezi

**DÖRT PERVANELİ BİR MINI-İHA'NIN HİBRİT
PEMFC/BATARYA TASARIMIYLA UÇUŞ PERFORMANSININ
ARTTIRILMASI**

Tez Yazarı
Murat KAYAOĞLU

Danışman
Dr.Öğr.Üyesi Sencer ÜNAL

OCAK 2025
ELAZIĞ

T.C.
FIRAT ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

Elektrik Elektronik Mühendisliği Anabilim Dalı

Yüksek Lisans Tezi

Başlığı: Dört Pervaneli Bir Mini-İHA'nın Hibrit PEMFC/Batarya Tasarımıyla Uçuş Performansının Arttırılması

Yazarı: Murat KAYAOĞLU

İlk Teslim Tarihi: 06.01.2025

Savunma Tarihi: 31.01.2025

TEZ ONAYI

Fırat Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü tez yazım kurallarına göre hazırlanan bu tez aşağıda imzaları bulunan jüri üyeleri tarafından değerlendirilmiş ve akademik dinleyicilere açık yapılan savunma sonucunda OYBİRLİĞİ ile kabul edilmiştir.

Danışman:	Dr.Öğr.Üyesi Sencer ÜNAL Fırat Üniversitesi, Mühendislik Fakültesi	<i>İmza</i> Onayladım
Başkan:	Doç.Dr. Mahmut Temel ÖZDEMİR Fırat Üniversitesi, Mühendislik Fakültesi	Onayladım
Üye:	Dr.Öğr.Üyesi Cem HAYDAROĞLU Dicle Üniversitesi, Mühendislik Fakültesi	Onayladım

Bu tez, Enstitü Yönetim Kurulunun/...../20..... tarihli toplantısında tescillenmiştir.

İmza

Prof. Dr. Burhan ERGEN
Enstitü Müdürü

BEYAN

Fırat Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü tez yazım kurallarına uygun olarak hazırladığım ‘‘Dört Pervaneli Bir Mini-IHA’nın Hibrit PEMFC/Batarya Tasarımıyla Uçuş Performansının Arttırılması’’ Başlıklı Yüksek Lisans Tezimin içindeki bütün bilgilerin doğru olduğunu, bilgilerin üretilmesi ve sunulmasında bilimsel etik kurallarına uygun davrandığımı, kullandığım bütün kaynakları atıf yaparak belirttiğimi, maddi ve manevi desteği olan tüm kurum/kuruluş ve kişileri belirttiğimi, burada sunduğum veri ve bilgileri unvan almak amacıyla daha önce hiçbir şekilde kullanmadığımı beyan ederim.

31.01.2025

Murat KAYAOĞLU



ÖNSÖZ

Günümüzde insansız hava araçları, sivil ve askeri alanlarda giderek artan bir öneme sahiptir. Ancak, geleneksel güç kaynaklarının enerji yoğunluğu ve verimlilik sınırlamaları, İHA'ların görev sürelerini ve operasyonel esnekliklerini kısıtlamaktadır. Bu çalışmada, lityum-polimer batarya ve Proton Değişim Membranlı Yakıt Hücresi teknolojilerinin hibrit bir sistem olarak dört pervaneli bir mini İHA'da kullanımı araştırılmıştır. Bu hibrit enerji sisteminin geliştirilmesi, İHA'ların uçuş sürelerini artırmak, çevresel etkilerini azaltmak ve yenilikçi enerji çözümleri sunmak açısından önemli bir adım teşkil etmektedir.

Tez konusu, yalnızca yenilikçi bir enerji sistemi tasarlama zorluklarını değil, aynı zamanda hibrit sistemlerin entegrasyonu ve performans optimizasyonunu da içermektedir. Yakıt hücresinin hidrojen depolama ve enerji yönetim sistemleriyle uyumlu çalışması gibi karmaşık mühendislik problemleri bu çalışmanın temel zorlukları arasında yer almaktadır. Ayrıca, Li-Po bataryaların yüksek güç talebine yanıt verme kapasitesi ile PEMFC'nin uzun süreli enerji sağlama avantajlarını bir araya getirmek, bu sistemin sınırlarını keşfetmeyi gerektirmiştir.

Bu çalışmanın her aşamasında bilgi, deneyim ve rehberliğiyle bana yol gösteren ve motivasyonumu artıran değerli danışmanım Dr. Öğr. Üyesi Sencer ÜNAL'a en içten teşekkürlerimi sunarım. Kendisinin derin bilgi birikimi, sabrı ve teşvik edici yaklaşımı, bu tezin başarıyla tamamlanmasında büyük rol oynamıştır. Bana sadece akademik anlamda değil, aynı zamanda mühendislik sorunlarına yaklaşım ve çözüm üretme konusunda da önemli kazanımlar sağlamıştır.

Murat KAYAOĞLU
ELAZIĞ, 2025

İÇİNDEKİLER

Sayfa

ÖNSÖZ.....	IV
İÇİNDEKİLER	V
ÖZET	VI
ABSTRACT	VII
ŞEKİLLER LİSTESİ	VIII
TABLolar LİSTESİ	X
SİMGELER VE KISALTMALAR	XI
1. GİRİŞ.....	1
1.1. Literatür Taraması	10
1.2. Tezin Amacı ve Bölümleri	16
2. DÖRT PERVANELİ İHA SİSTEMLERİ VE ÖZELLİKLERİ.....	18
2.1. Dört Pervaneli İHA Genel Uçuş Prensipleri.....	19
2.2. Bataryalar	22
2.2.1. Nikel-Kadmiyum Bataryalar	22
2.2.2. Nikel-Metal Hidrit Bataryalar	23
2.2.3. Kurşun-Asit Bataryalar	24
2.2.4. Lityum-İyon Bataryalar	24
2.2.5. Lityum-İyon Polimer Bataryalar	25
2.3. Batarya Eşdeğer Devresi	27
2.4. Hidrojenin Önemi ve Yakıt Olarak Hidrojen.....	29
2.5. Yakıt Hücreleri	30
2.5.1. Katı Oksit Yakıt Hücreleri	33
2.5.2. Doğrudan Metanol Yakıt Hücreleri.....	35
2.5.3. Proton Değişim Membran Yakıt Hücresi ve Eşdeğer Devre Modeli	36
2.6. Elektronik Hız Kontrolörü (ESC) ve Fırçasız Motor (BLDC) Modeli	40
2.7. DC/DC Konvertör	42
3. ENERJİ YÖNETİM SİSTEMLERİ	45
3.1. Bulanık Mantık Tabanlı Enerji Yönetim Sistemi	45
3.2. Optimizasyon Tabanlı Enerji Yönetim Sistemi	45
3.2.1. Eşdeğer Tüketim Minimizasyon Stratejisi Tabanlı Enerji Yönetim Sistemi.....	46
3.2.2. Model Tahmin Kontrolörü Tabanlı Enerji Yönetim Sistemi.....	46
3.2.3. PMP Tabanlı Enerji Yönetim Sistemi	47
3.2.4. Dinamik Proglama Tabanlı Enerji Yönetim Sistemi	47
3.3. Kural Tabanlı Kontrol Enerji Yönetim Sistemi	48
4. HİBRİT QUADKOPTER TASARIM PARAMETRELERİ	53
5. BULGULAR VE TARTIŞMA.....	59
6. SONUÇ VE İHA ARAŞTIRMALARININ GELECEK ÖNERİLERİ	66
KAYNAKLAR.....	67
ÖZGEÇMİŞ	

ÖZET

Dört Pervaneli Bir Mini-İHA'nın Hibrit PEMFC/Batarya Tasarımıyla Uçuş Performansının Arttırılması

Murat KAYAOĞLU

Yüksek Lisans Tezi

FIRAT ÜNİVERSİTESİ
Fen Bilimleri Enstitüsü

Elektrik Elektronik Mühendisliği Anabilim Dalı

Ocak 2025, Sayfa: xii + 73

İnsansız hava araçlarının kullanımındaki artış, enerji verimliliğini ve çevreci güç sistemlerine olan talebi de beraberinde getirmektedir. Kullanım çeşitliliğine bağlı olarak uçuş süresinin arttırılması en önemli noktalardan biridir. Bu amaçla tez kapsamında enerji verimliliği ve uçuş süresinin arttırılması hedeflenmektedir. Çalışmada, çevre dostu yapısı, yüksek enerji yoğunluğu ve güvenilirliği nedeniyle Proton Exchange Membrane Fuel Cell (PEMFC) tercih edilmiştir. Yüksek güç ihtiyacı durumlarında enerjinin devamlılığı açısından Lityum Polimer pil ile hibrit bir tasarım oluşturulmuştur. Oluşturulan tasarımın dinamik özellikleri, çevresel koşullardaki değişiklikler ve birincil bileşenlerin kontrol stratejilerine göre değerlendirilebilir. Hibrit tasarımda kullanılan yakıt hücresi ve diğer elamanların ağırlığı optimize edilmiş elemanlardan tercih edilmesi sayesinde toplam ağırlık 6,536 kg'dır. Sistem, Simulink Simscape programında modellenmiş ve Simscape'in geleneksel Simulink modellemesine göre sunduğu avantajlarla detaylı analizler gerçekleştirilmiştir. Hibrit sistemin enerji yönetimi, mühendislik deneyimine dayalı kural tabanlı bir strateji ile ele alınmıştır. Bu sayede uçuş süresinin arttırılması konusunda önemli bir fark sağlamaktadır. Hibrit sistem için verimli bir şekilde sonuçlar elde edebilmek adına mühendislik deneyimine göre güç tahsisini gerçekleştiren kural tabanlı enerji yönetim stratejisi benimsenmiştir. Sonuçların daha anlaşılır olması için sadece batarya ile çalışan quadcopter ve hibrit tasarım quadcopter karşılaştırmalı olarak incelenmiştir. Gerçekleştirilen analizler, sadece batarya ile çalışan quadcopterin yaklaşık 25 dakikalık uçuş süresine karşın, önerilen hibrit sistem tasarımıyla uçuş süresinin yaklaşık 165 dakikaya çıktığını ortaya koymuştur. Bu sonuçlar, hibrit tasarımın enerji verimliliği ve uzun uçuş süreleri sağlama konularında önemli bir avantaj sunduğunu göstermektedir. Çalışmada ayrıca, hibrit sistemin dinamik özellikleri, çevresel koşullardaki değişimlere uyumu ve bileşenlerin kontrol stratejileri de incelenmiştir.

Anahtar Kelimeler: PEMFC, Hibrit İHA, EYS, Sistem Tasarımı, Quadcopter

ABSTRACT

Enhancing the Flight Performance of a Quadcopter Mini-UAV with a Hybrid PEMFC/Battery Design

Murat KAYAOĞLU

Master's Thesis

FIRAT UNIVERSITY

Graduate School of Natural and Applied Sciences

Department of Electrical and Electronics Engineering

January 2025, Pages: xii + 73

The increasing use of unmanned aerial vehicles (UAVs) has brought about a growing demand for energy efficiency and environmentally friendly power systems. Extending flight duration is one of the most critical aspects due to the diverse usage scenarios. This thesis aims to enhance energy efficiency and flight duration. In the study, Proton Exchange Membrane Fuel Cell (PEMFC) was chosen for its environmentally friendly structure, high energy density, and reliability. A hybrid design incorporating a Lithium Polymer (Li-Po) battery was developed to ensure continuous energy supply during high power demands. The dynamic characteristics of the proposed design can be evaluated based on environmental changes and the control strategies of primary components. By selecting optimized components for the fuel cell and other elements used in the hybrid design, the total weight was reduced to 6,536 kg. The system was modeled using Simulink Simscape, which provided detailed analyses through the advantages it offers over traditional Simulink modeling. The energy management of the hybrid system was addressed using a rule-based strategy grounded in engineering expertise. This approach has significantly contributed to extending flight duration. To achieve efficient results for the hybrid system, a rule-based energy management strategy, designed to allocate power based on engineering experience, was implemented. For better comprehension of the results, a comparative analysis was conducted between a quadcopter powered solely by batteries and one with the proposed hybrid design. The analyses revealed that, while the battery-powered quadcopter has a flight duration of approximately 25 minutes, the proposed hybrid system design extends the flight time to approximately 165 minutes. These findings demonstrate the significant advantages of the hybrid design in terms of energy efficiency and extended flight durations. Additionally, the study examined the dynamic characteristics of the hybrid system, its adaptability to environmental changes, and the control strategies of its components.

Keywords: PEMFC, HUAV, EMS, System Design, Quadcopter

ŞEKİLLER LİSTESİ

	Sayfa
Şekil 1.1. Kettering Böceği Hava Torpido[5].....	2
Şekil 1.2. İHA X1 Şahit [6].....	2
Şekil 1.3. ANKA Blok-A [7].....	3
Şekil 1.4. ANKA-S [8].....	3
Şekil 1.5. AKSUNGUR [9].....	4
Şekil 1.6. Bayraktar Mini İHA [10].....	4
Şekil 1.7. Malazgirt Döner Kanatlı İHA [11].....	5
Şekil 1.8. Bayraktar TB2 [12].....	5
Şekil 1.9. Akıncı TİHA [13].....	5
Şekil 1.10. Global Hawk Tier III [17].....	6
Şekil 1.11. İHA’larda kanat tipleri (a) sabit kanatlı, (b) sabit kanatlı hibrit, (c) tek rotorlu ve (d) çok rotorlu İHA [18].....	9
Şekil 2.1. Örnek bir dört pervaneli İHA.....	18
Şekil 2.2. Bir quadkopterin ‘X’ ve ‘+’ yapısı.....	19
Şekil 2.3. Quadkopter genel görünüşü.....	20
Şekil 2.4. Bir quadkopter için genel uçuş profili [48].....	22
Şekil 2.5. Nikel-Kadmiyum bir bataryanın sıcaklığı ve voltaj değişimi eğrisi.....	23
Şekil 2.6. Lityum iyon batarya yapısı.....	25
Şekil 2.7. Lityum İyon Polimer Batarya Yapısı [50].....	26
Şekil 2.8. Batarya eşdeğer devresi.....	27
Şekil 2.9. (a) Suyun elektrolizi. (b) Oksijen ve hidrojenin yeniden birleşmesi. [61].....	30
Şekil 2.10. Bir yakıt hücresinin temel katot-elektrolit-anot yapısı [61].....	32
Şekil 2.11. SOFC temel çalışma prensibi.....	33
Şekil 2.12. Hava elektrodu, elektrolit ve yakıt elektrodu içinde ve bunların arayüzlerinde meydana gelen işlemlerin şeması, böyle bir elektrot/elektrolit yapısı için uygun bir mikro yapı üzerine bindirilmiştir.	34
Şekil 2.13. İdeal yakıt tüketimi koşulları altında bir DMFC.	36
Şekil 2.14. PEMFC’nin çalışma prensibi.....	37
Şekil 2.15. Tek bir yakıt hücresinin eşdeğer devresi.....	39
Şekil 2.16. Motor ve ESC’nin eşdeğer devre modeli.....	41
Şekil 2.17. DC Konvertörün buck-boost modları.....	43
Şekil 3.1. Hibrit güç tedarik sistemi.....	49

Şekil 3.2. Kural Tabanlı Enerji Yönetim Stratejisi.....	51
Şekil 5.1. Oluşturulan sistemin açık şekli.....	59
Şekil 5.2. Quadkopterin roll, pitch ve yaw açılarına bağlı simülasyon sonuçları.....	60
Şekil 5.3. Quadkopter Uçuş Yörüngesi	61
Şekil 5.4. Dört motorun itme kuvveti grafiği	62
Şekil 5.5. Motor Akımları(A).....	62
Şekil 5.6. Quadkopterin ilk kalkışı sırasında batarya ve motorlardan çekilen akımın grafiği	63
Şekil 5.7. Hibrit Quadkopter ve Sadece Pil İle Çalışan Quadkopter Arasındaki Pil, SoC ve Sıcaklık Karşılaştırması	64



TABLolar LISTESi

	Sayfa
Tablo 2.1. En çok kullanılan iki batarya ve süperkapasitörün detaylı karşılaştırılması	27
Tablo 2.2. 8000mAh Li-Po Pil Özellikleri	29
Tablo 2.3. Temel yakıt hücresi tipleri ve özellikleri	32
Tablo 2.4. İHA Uygulamaları İçin Tip Yakıt Hücresinin Çalışma Karakteristikleri [69].....	38
Tablo 2.5. İki yakıt hücresinin karşılaştırılması	38
Tablo 3.1. Kontrol parametrelerinin işlevselliği	50
Tablo 4.1. Tasarlanan Hibrit İHA'nın Özellikleri.....	53
Tablo 4.2. 13*8 Pervane Özellikleri	54
Tablo 4.3. 8000mAh Li-Po Özellikleri	54
Tablo 4.4. Hobbywing X Rotor FPV G2 65A ESC Özellikleri	55
Tablo 4.5. X-Fiber S3 Teknik Özellikleri	56
Tablo 4.6. Hibrit quadkopterin ağırlık dağılımı	57
Tablo 5.1. Karşılaştırma Tablosu	65

SIMGELER VE KISALTMALAR

Simgeler

ϕ	: x Ekseni Üzerindeki Dönüş Hareketi
θ	: y Ekseni Üzerindeki Dönüş Hareketi
ψ	: z Ekseni Üzerindeki Dönüş Hareketi
ρ	: Hava Yoğunluğu
Al	: Alüminyum
Co	: Kobalt
CO_2	: Karbon Dioksit
CH_3OH	: Metanol
CO_3^{-2}	: Karbonat
e^-	: Elektron
E^0	: Batarya Açık Devre Gerilimi
H^+	: Hidrojen Atomu
H_2O	: Su
I_{bat}	: Batarya Akımı
I_{DC}	: DC Bara Akımı
Mn	: Manganez
Ni	: Nikel
N_{unit}	: Modül üniteleri (Seri)
Pt	: Platin
T	: Sıcaklık
t	: Zaman
O_2	: Oksijen
V	: Kapasite Üzerindeki Eşdeğer Voltajı
V_{bat}	: Terminal Gerilim
V_{FC}	: Hücre Voltajı
Q	: Maksimum Kapasite Miktarı
σ	: Gaz Kelebeği

Kısaltmalar

AA	: Alternatif Akım
AFC	: Alkaline Fuel Cell(Alkali Yakıt Hücresi)
BEA	: Bataryalı Elektrikli Araç
BLDC	: Brushless Direct Current(Fırçasız Doğru Akım Motoru)
DC	: Doğru Akım (Direct Current)
DMFC	: Direct Methanol Fuel Cell(Doğrudan Metanol Yakıt Hücresi)
DP	: Dinamik Programlama
ECMS	: Eşdeğer Tüketim Minimizasyon Stratejisi
EMS	: Energy Management Strategy(Enerji Yönetim Stratejisi)
EYS	: Enerji Yönetim Stratejisi

ESC	: Electronic Speed Controlor(Elektronik Hız Kontrolörü)
GPS	: Küresel Konumlama Sistemi
ICAO	: Uluslararası Sivil Havacılık Örgütü
ICE	: Internal Combustion Engine(İçten Yanmalı Motorlar)
İHA	: İnsansız Hava Aracı
KOH	: Potasyum Hidroksit
Li-iyon	: Lityum İyon
Li-Po	: Lityum İyon Polimer
LP	: Doğrusal Programlama
MCFC	: Molten Carbonate Fuel Cell(Erimiş Karbonat Yakıt Hücresi)
MPC	: Model Öngörülü Kontrol
NMPC	: Doğrusal Olmayan Model Öngörülü Kontrol
Ni-Cd	: Nikel Kadmiyum
Ni-MH	: Nikel Metal Hidrat
PAFC	: Phosphoric Acid Fuel Cell (Fosforik Asit Yakıt Hücresi)
PEMFC	: Proton Exchange Membrane Fuel Cell(Proton Değişim Membranlı Yakıt Hücresi)
RPAS	: Remotely Piloted Aircraft System(Uzaktan Kumandalı Hava Aracı Sistemi)
SoC	: State Of Charge(Şarj Durumu)
SOFC	: Solid Oxide Fuel Cell(Katı Oksit Yakıt Hücresi)
SSB	: Savunma Sanayii Başkanlığı
TSK	: Türk Silahlı Kuvvetleri
TUSAŞ	: Türk Havacılık ve Uzay Sanayii A.Ş.
UAS	: İnsansız Hava Aracı Sistemi
UAV	: İnsansız Hava Aracı

1. GİRİŞ

İnsansız Hava Aracı (İHA), bir pilotun doğrudan müdahalesine ihtiyaç duymadan uçabilen, GPS desteğiyle yönlendirilen ve otomatik işlemlere sahip bir hava aracı olarak tanımlanır. Dünya genelinde İHA'lar, farklı isimlerle anılmaktadır; bunlar arasında Drone, UAV (Unmanned Aerial Vehicle - İnsansız Hava Aracı), UAS (Unmanned Aircraft System - İnsansız Hava Aracı Sistemi) ve RPAS (Remotely Piloted Aircraft System - Uzaktan Kumandalı Hava Aracı Sistemi) bulunmaktadır. "Drone" kelimesi, ilk kez 1936 yılında ABD Donanması tarafından geliştirilen bir insansız hedef uçak projesi sırasında kullanılmış ve bu isim, İngiltere'nin "Kraliçe Arı" adlı hedef uçak sisteminden esinlenerek seçilmiştir. Zamanla, tüm hedef uçaklar ve insansız sistemler için genel bir terim haline gelen "Drone," 1990'lara kadar yaygın bir şekilde kullanılmıştır. Ancak, UAV'lerin askeri alanda giderek yaygınlaşması ve silah sistemleri olarak kullanımının artmasıyla birlikte bu terim olumsuz bir çağrışım yaratmaya başlamıştır. 1990 sonrası dönemde ise "UAV" terimi daha fazla tercih edilmiştir. 2011 yılında, Uluslararası Sivil Havacılık Örgütü (ICAO), tamamen otonom sistemleri bu tanımın dışında bırakarak, yerde bir pilot tarafından kontrol edilen sistemler için "Uzaktan Kumandalı Hava Aracı Sistemleri" (RPAS) terimini tanıtmıştır. Günümüzde, "Drone," "UAV-UAS" ve "RPAS" terimleri arasında farklılıklar olmasına rağmen, genellikle birbirlerinin yerine kullanılmaktadır [1]. Ülkemizde daha çok UAV Türkçe karşılığı olan İHA terimi ile kullanılmaktadır.

Aslında İHA'ları tarihsel olarak incelediğimizde çokta yeni bir teknoloji olmadığı görülmektedir. 1860 yılında uzaktan algılama için balonlarla fotoğraflar çekilmiştir [2]. 1903 yılında, Julius Neubranner, güvercinler tarafından taşınan göğüs monteli bir hava kamerası tasarlamış ve uygulamaya koymuştur. Bu yöntem balonlardan daha hızlı olmasına rağmen, güvercinlerin uçuş yollarını değiştirme durumları olduğundan güvenilir olmamıştır. Daha sonra havacılık sanayilerindeki ilerlemelerle birlikte, bu yöntemler hava fotoğrafçılığı için uçaklarla değiştirilmiştir [3]. 1917-1918 yılları arasında, hem ABD Donanması hem de ABD Ordusu, uzak hedeflere mühimmat ulaştırmak için İHA programlarını finanse etmiştir. Donanmanın "Hava Torpidosu" ve Ordunun Şekil 1.1'de görülen "Kettering Böceği", karma sonuçlarla test edilmiş, ancak savaşta kullanılmamıştır. 1924'e gelindiğinde, Donanma Araştırma Laboratuvarı, radyo kontrollü bir F-5L uçağının başarılı bir uçuşunu göstermiştir. Bu test uçuşunun önemi, F-5L uçağının uçuşun tüm aşamalarında uzaktan kontrol edilmesiydi [4]. 1960'lar civarında, askeri amaçlarla ilk uyduların yörüngeye gönderilmesinin ardından, daha gelişmiş sensörler ve yüksek çözünürlüklü kameraların tasarımıyla birlikte uydu kullanımına olan talep artış göstermiştir. Hem askeri hem de sivil alanda geniş bir yelpazede uygulama imkânı sunan İHA'lar, büyük bir ilgi odağı haline gelmiştir. Bu doğrultuda, çeşitli ortamlara uygun yeni insansız araç konseptleri

tasarlanmaktadır. Her bir İHA, belirli görev ve kullanım alanlarına yönelik kendine has avantajlar ve dezavantajlar taşımaktadır [3].



Şekil 1.1. Kettering Böceği Hava Torpido[5]

Türkiye'de ise insansız hava araçlarına (İHA) olan ilgi, 1980'li yıllarda başlamış ve 1989 yılında ilk İHA yurtdışından tedarik edilmiştir. 1990'lı yıllardan itibaren ise yerli ve milli İHA geliştirme çalışmaları hız kazanmıştır. Türkiye'de bu alanda çalışma başlatan ilk firma, Türk Havacılık ve Uzay Sanayii A.Ş. (TUSAŞ) olmuştur. 1992 yılında başlayan çalışmalar sonucunda, ilk yerli İHA prototipi Şekil 1.2'de görülen İHA-X1 Şahit sistemi tasarlanmıştır. Ancak bu proje Ar-Ge aşamasında kalmış ve hayata geçirilememiştir. Türkiye'de üretilen ilk yerli insansız hava aracı sistemi, 2001 yılında Türk Silahlı Kuvvetleri (TSK) envanterine dahil edilmiştir. İHA teknolojisindeki gelişmeler, 2004 yılından itibaren hız kazanmış ve birçok kamu kurumu ile özel sektör kuruluşu bu alanda çalışmalar yapmaya başlamıştır. TUSAŞ, ana yüklenici olarak bu süreçte kritik projeler üstlenmiş ve önemli başarılarla imza atmıştır [1].



Şekil 1.2. İHA X1 Şahit [6]

2010 yılında Şekil 1.3'deki ANKA Blok-A'nın yer ve uçuş testlerine başlanmış ve 2013 yılında kabul testleri başarıyla tamamlanmıştır. Blok-A ile eş zamanlı yürütülen Blok-B çalışmaları 2015 yılında sonuçlanmış ve bu model, 30 bin feet irtifada 26 saat 20 dakika havada kalmayı başarmıştır [1].



Şekil 1.3. ANKA Blok-A [7]

Blok-B'den elde edilen tecrübeler doğrultusunda geliştirilen Şekil 1.4'de görülen ANKA-S, 2016 yılında test uçuşlarına başlamış ve 2017 yılında TÜRKSAT 4B uydusu üzerinden kontrol edilen ilk Türk yapımı İHA olarak tarihe geçmiştir. TUSAŞ, ANKA projesinden kazandığı bilgi birikimiyle Şekil 1.5'deki AKSUNGUR projesini hayata geçirmiş ve 50 saat boyunca havada kalabilen bu model, 2021 yılında Deniz Kuvvetleri Komutanlığı'na teslim edilmiştir. Türk Silahlı Kuvvetleri'nin ihtiyaçları doğrultusunda ürün gamını genişleten TUSAŞ, "Süpersonik İHA Sistemleri" üzerine çalışmalarını da sürdürmektedir [1].



Şekil 1.4. ANKA-S [8]



Şekil 1.5. AKSUNGUR [9]

TUSAŞ'ın yanı sıra BAYKAR, 2000 yılında tamamen kendi girişimiyle İHA geliştirme çalışmalarına başlayan özel bir şirket olarak öne çıkmıştır. 2005 yılında Kalekalıp-Baykar iş birliğiyle başlatılan "Bayraktar Mini İHA" projesi, 2007 yılında tamamlanarak Türk Silahlı Kuvvetleri (TSK) envanterine girmiştir. 2012 yılında ise Bayraktar Mini İHA'nın Katar'a ihraç edilmesiyle Türkiye, ilk uluslararası İHA satış başarısını elde etmiştir [1]. Aşağıda Şekil 1.6'da Bayraktar Mini İHA görülmektedir.



Şekil 1.6. Bayraktar Mini İHA [10]

Baykar, 2006 yılında Şekil 1.7'de görülen "Malazgirt Döner Kanatlı İHA" projesini hayata geçirmiş, 2008'de Savunma Sanayii Başkanlığı (SSB) ile tedarik anlaşması imzalayarak 2009 yılında teslimatlarını gerçekleştirmiştir [1].



Şekil 1.7. Malazgirt Döner Kanatlı İHA [11]

Baykar, İHA alanındaki en önemli atılımını 2007 yılında geliştirme çalışmalarına başladığı Bayraktar TB2 ile gerçekleştirmiştir. İlk uçuşunu 2009 yılında tamamlayan Bayraktar TB2, 2011 yılında Savunma Sanayii Başkanlığı (SSB) ile yapılan 12 adetlik tedarik anlaşması doğrultusunda 2014-2015 yıllarında teslim edilmiş ve 2015 itibarıyla aktif olarak kullanılmaya başlanmıştır. TB2'den elde edilen tecrübelerle Baykar, AKINCI TİHA'yı geliştirmiş ve bu model 2021 yılında Türk Silahlı Kuvvetleri (TSK) envanterine dahil edilmiştir. Baykar'ın, TSK'nın ihtiyaçlarını karşılamak üzere birçok projeyi başarıyla yürüttüğü bilinmektedir [1]. Şekil 1.8'de Bayraktar TB2 ve Şekil 1.9' da Akıncı TİHA görülmektedir.



Şekil 1.8. Bayraktar TB2 [12]



Şekil 1.9. Akıncı TİHA [13]

Baykar ve TUSAŞ dışında, pek çok firma İHA alanında önemli çalışmalara imza atmaktadır. ASELSAN, BİTES, HAVELSAN, SAVRONİK, MİTEKSAN, MİLSOFT ve ESEN gibi şirketler, İHA'lar için alt sistemler ve faydalı yükler geliştirme konularında öne çıkmaktadır. Ayrıca, birçok üniversitemizin de İHA teknolojileriyle ilgili çok değerli projeler yürüttüğü bilinmektedir [1]. Bu tez çalışmasında bu hususta katkı sağlayacağına inanılmaktadır.

Günümüzde gelişen teknolojiyle birlikte İnsansız Hava Araçları (İHA'lar), askeri sistemlerin modernizasyonundan mayın temizleme, doğal afet yönetimi, konvoy takibi ve sahil güvenliğine kadar geniş bir yelpazede kullanılmaktadır. Ayrıca enerji hatlarının izlenmesi, polis operasyonlarına destek, su ve gaz borularının kontrolü, arazi ve çevresel gözetim gibi sivil uygulamalarda da önemli bir rol oynamaktadır. Endüstride hızla büyüyen İHA'lar, böcek boyutundaki mikro İHA'lardan 11 ton ağırlığındaki Şekil 1.10'da görülen Global Hawk (Tier III) gibi büyük sistemlere kadar çeşitlilik göstermektedir [14]. Çok çeşitli yeteneklere sahip çeşitli boyut ve şekillerde İHA'lar geliştirilmektedir [15]. Ancak, İHA'lar için uluslararası düzeyde kabul görmüş bir sınıflandırma bulunmamaktadır [14]. Daha büyük İHA sınıfındaki ayırım net olsa da, daha küçük olanlar söz konusu olduğunda çizgiler bulanıklaşıyor [15]. Her ülke, genellikle irtifa, havada kalma süresi ve kalkış ağırlığı gibi kriterlere dayanarak kendi sınıflandırmasını yapmaktadır. İHA'ların performansa dayalı sınıflandırması ise daha çok uçuş süresi, ağırlık ve irtifa gibi teknik özelliklere göre belirlenmektedir [16]. Ağırlık, bir İHA'nın performansını yakından ilgilendirir. Artan ağırlık daha fazla kaldırma kuvveti ve itme gücü gerektirir. Bu nedenle kanat açıklığı artar ve seçilen güç sistemi farklılık gösterir. Hafif İHA'lar genellikle elektrik motorları kullanırken, süper ağır İHA'lar turbo jet veya turbo fan motorlar tercih eder [14].



Şekil 1.10. Global Hawk Tier III [17]

İHA'lar yukarıda bahsedilen alanlara ek olarak nesnelerin interneti (IoT), 5G ve B5G'deki gelişmiş kullanımları nedeniyle birçok alanda aktif olarak kullanılmaktadır ve hayatımızın

vazgeçilmez bir parçası olmuştur [18]. Bu kullanım yoğunluğuna bağlı olarak ciddi bir pazara sahiptir ve giderek büyüyüp genişlemesi beklenmektedir. İHA'ların ekonomik, ticari, eğlence, askeri ve akademik amaçlar için çeşitli uygulamalarda büyük bir çeşitlilikle yer alır. Son on yılda drone endüstrisi, birden fazla teknolojiyi bir araya getirerek sinerji sağlayan bir üretim ve teslimat modeli olarak keskin bir yükseliş göstermiştir. Son yıllarda İHA'lar, askeri kökenlerinin ötesine geçerek tarım, gözetim, lojistik ve sinematografi gibi çeşitli sektörlerde vazgeçilmez araçlar haline gelmiştir. Bu teknolojiler olgunlaştıkça, İHA pazar talebini etkileyen unsurların incelikli etkileşimini anlamak, stratejik konumlanma ve sürdürülebilir büyüme arayışında olan işletmeler için hayati hale gelmektedir. Hızlı teknolojik ilerlemeleri ve gelişmekte olan İHA endüstrisi ile Çin, bu çalışmanın dikkat çekici bir bağlamını oluşturmaktadır [19]. İHA pazar talebini; teknolojik yenilik, uygulamalar ve endüstriler, tüketici tercihleri ile düzenleyici ve ekonomik faktörler belirlemektedir [19].

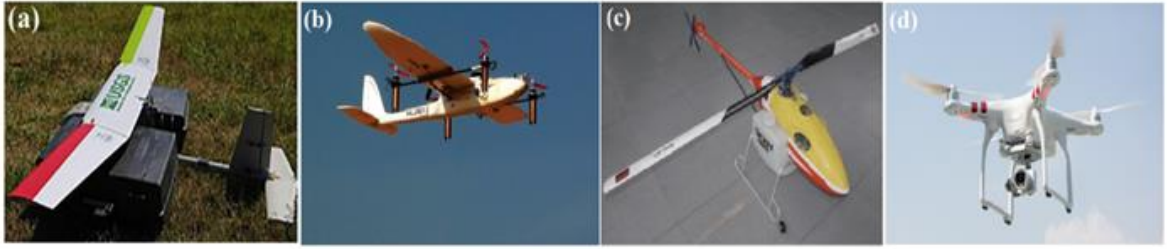
İHA uygulamalarının temel unsurları olan güç sistemleri, İHA'ların dayanıklılığı ve uçuş performansı üzerinde önemli bir etkiye sahiptir. Son zamanlara kadar, İHA güç sistemleri için, otomobil endüstrisinden uyarlanmış içten yanmalı motorların (ICE'ler) kullanımı yaygındı. ICE'ler oldukça etkili bir güç performansı sergilese de, ağırlıklarının fazla ve boyutlarının büyük olması, gürültü ve titreşimlerinin oldukça fazla olması, hafif ve sessiz güç sistemleri gerektiren orta veya küçük boyutlu İHA'lar için kullanımı uygun değildir. Özellikle son yıllarda, endüstride çevre korumasına ve temiz enerji kullanımına artan bir odaklanma ile birlikte, elektrikle çalışan İHA'lar, gelişim göstermiştir ve buna bağlı olarak da uygulamada artış olmuştur. ICE'lere kıyasla, elektrikli İHA'lar hafif, düşük gürültülü, düşük ısı dağılımına sahiptir [20]. Genellikle 25 kg ve altındaki İHA'lar mini İHA olarak adlandırılır. 10kg ve altındaki mini-İHA'lar için de genellikle elektrikli motor kullanılır [4]. Elektrikli motor kullanılmasının mini-İHA'lar için birçok avantajı vardır. Elektrik motorları, içten yanmalı motorlara kıyasla yukarıda bahsedilen avantajlara ek olarak daha yüksek verimliliğe sahiptir. Elektrik motorları, %80 ila %90 arasında verimlilik gösterirken, küçük ICE'ler %10 ila %20 arasında verimliliğe sahiptir [4]. Saf ICE tabanlı İHA'larla karşılaştırıldığında, elektrik motorlarıyla çalışan İHA'lar daha hafif, güvenilir ve verimlidir. Ayrıca, elektrik motorlarının dinamik yüke verdiği tepki ICE'lere göre daha hızlıdır [21]. Ancak Mini-İHA teknolojisi olgunlaşmaya devam ettikçe beraberinde birtakım zorlukları da getirmektedir. Özellikle Mini İHA'ların yalnızca bataryayla beslenmesi uçuş süresini sınırlamaktadır [20]. Uçuş süresini arttırmak için İHA'lar yüksek pil kapasitesiyle donatılabilir ancak bu, İHA ağırlığını arttıracığından verimliliği düşürebilir. Pil değişimi, İHA inişinden sonra gerçekleştirilebilir. Bu da aynı zamanda değiştirme sisteminin karmaşıklığına ve yüksek maliyetine neden olur. Şarj işlemi, kablolu veya kablosuz güç transferi (WPT) sistemi aracılığıyla şarj istasyonunda gerçekleştirilebilir. Ancak bu durumda da yine her seferinde dronun şarj istasyonuna uğraması gerekir [18],[22]. Ama bunların hiçbiri tek seferde uzun bir uçuş süresi elde etmek için yeterli değildir. Bu nedenle elektrikle çalışan

mini-İHA'lar için, toplam uçuş süresini arttırmak amacıyla hidrojen yakıt hücrelerinin kullanımı, son zamanlarda teknoloji alanında oldukça popüler bir hale gelmiştir. Özellikle havacılık alanında, yakıt hücresi güç sistemleri kullanan deneysel İHA'ların geliştirilmesine yönelik giderek artan bir ilgi vardır [4]. Ayrıca Mini-İHA'ların hafif olması, insan pilotlarının bulunmaması ve kontrolünün elektrikle sağlanması onları yakıt hücresi için önemli bir test yatağı haline getirir [20]. Büyük ölçekli İHA'lar için de tercih edilmesine rağmen özellikle mini-İHA'ların piyasa ve uygulama araştırmaları, daha düşük maliyet ve yatırımla alakalı durumlarda söz konusu olduğunda yakıt hücresi teknolojisi mini-İHA'lar için oldukça popüler olmaktadır [23]. Yakıt hücrelerinin enerji yoğunluğunun fazla olması sayesinde süre konusunda önemli iyileştirmeler elde etmek mümkündür. Çeşitli yakıt hücresi türleri arasında, proton değişim membranlı yakıt hücresini (PEMFC) havacılık uygulamalarında kullanmak diğer yakıt hücrelerine göre daha yaygındır. Bunda en büyük etken PEMFC'nin, düşük sıcaklıklarda yüksek verimlilikle gücü istikrarlı ve sürekli bir şekilde sağlayabilir olması ve İHA uygulamaları için oldukça hafif bir tasarıma sahip olmasıdır. Ancak her ne kadar enerji yoğunluğu yüksek olsa da ani güç gereksinimleri altındaki değişikliklerle başa çıkmakta zorlanır. Aynı zamanda PEMFC ilk çalışma anında harici bir güç kaynağına ihtiyaç duyar ve güç yoğunluğu düşük olduğu için ani güç ihtiyaçlarını karşılayamayacağından bir batarya ile hibrit bir şekilde kullanmak gerekir. Bundan dolayı saf PEMFC güç sistemlerinin zorlukları göz önüne alındığında, anlık yüksek güç çıkışı sağlamak için bir lityum pil ekleyen hibrit PEMFC-lityum pil güç sistemleri, İHA'lar için en uygun olduğu düşünülmektedir [20]. Aynı zamanda PEMFC yakıt olarak hidrojen kullandığından ve atık olarak sadece su buharı oluşturduğundan karbon ayak izi oldukça düşüktür. Bu da küresel ısınmanın hat safhada olduğu bu günlerde temiz bir gelecek için son derece önemlidir ve PEMFC'yi diğer yakıt hücrelerine göre üst sıralara taşır [24].

Uluslararası karbon azaltma hedeflerine ulaşmak, küresel ısınma ve çevresel değişikliklerle etkili bir şekilde mücadele etmek için kritik öneme sahiptir [25]. Günümüzde aynı zamanda yenilenebilir enerji kaynaklarının kullanımının artmasıyla beraber, bu tip enerji kaynaklarının veriminin artırılması konuları da ön plana çıkacaktır [14],[15]. Ayrıca hidrojenin özgül enerjisi benzinin özgül enerjisinden (13 kWh/kg, Carnot verimliliği ile 0,3) bile çok daha yüksektir [24].

Bir diğer önemli nokta İHA'larda tercih edilen kanat tipidir ve İHA'nın görev durumuna göre değişiklik göstermektedir. Kanat tiplerinin birbirine göre avantaj ve dezavantajları vardır. İHA'lar farklı motorlar ve kanat yapıları ile geliştirilmiştir. Sabit kanatlı, sabit kanatlı hibrit, tek rotorlu ve çok rotorlu olmak üzere dört farklı kanat tipi mevcuttur. Sabit kanatlı İHA'lar Şekil 1.11(a)'da gösterildiği gibi sabit kanatlara, ana gövdeye, motora ve pervaneye sahiptir. Bu İHA'ların çalıştırılması için kapsamlı beceri tabanlı eğitim gerekir ve havada yaklaşık ortalama on altı saat kalabilirler, ancak geriye doğru hareket edemez, havada asılı kalamaz veya dönemezler. Bu nedenle serbest bir şekilde hareket edilmesi istenen uygulamalar için uygun değildirler. Öte

yandan, sabit kanatlı hibrit İHA'lar otomasyona ve manuel kaymaya dayanmaktadır. Bu İHA'lar ileri uçuş ve havada asılı kalma konusunda iyi değildir. Şekil 1.11(b), sabit kanatlı hibrit İHA'yı göstermektedir. Tek rotorlu İHA'lar ise hem pahalı hem de çalıştırılması için beceri eğitimi gerektirir. Bu İHA'lar mekanik olarak karmaşıktır ve titreşim gibi zorluklara karşı hassastır. Şekil 1.11(c)'de, tek rotorlu bir İHA örneği gösterilmiştir. En ucuz ve en kolay üretilen İHA'lar çok rotorlu İHA'lardır. Bu İHA'ların çok yönlü olarak kullanımı mümkündür. Çok rotorlu İHA'lar, iki pervaneli, üç pervaneli, dört pervaneli, altı pervaneli, sekiz pervaneli veya daha fazla pervaneli olabilir. Şekil 1.11(d)'de gösterildiği gibi, en yaygın kullanılan İHA'lar Quadkopter'lerdir [18]. Ayrıca quadkopterlerin iniş ve kalkış için herhangi bir piste ihtiyaç duymamaları, daha çevik olmaları, havada asılı kalabilmeleri, özellikle zorlu görevleri yerine getirebilmelerine olanak sağlar. Bu da onları arazi şartlarının zorlu olduğu kargoculuk faaliyetlerinde, arama kurtarma faaliyetlerinde sabit bir şekilde havadan izlemede ve buna benzer birçok uygulamada sabit kanatlı İHA'lara göre oldukça avantajlı kılmaktadır [24].



Şekil 1.11. İHA'larda kanat tipleri (a) sabit kanatlı, (b) sabit kanatlı hibrit, (c) tek rotorlu ve (d) çok rotorlu İHA [18].

Quadkopterlerin ve diğer döner pervaneli İHA'ların sabit kanatlı olanlara göre yukarıda bahsedilen birçok avantajı olmasına karşın belki de en büyük dezavantajı uçuş süresi problemidir.

Bu tez çalışmasında PEMFC ve batarya ile oluşturulan hibrit tasarım ile bu sorunun üstesinden gelinmesi amaçlanmıştır. Yakıt hücreleri, tipik bir döner pervaneli İHA görevinde, gereken daha geniş güç aralığı nedeniyle çok yakın zamana kadar döner pervaneli İHA'lara tanıtılmamıştır. Sadece birkaç yayımlanmış kayıt vardır ve hepsi küçük ölçekli İHA'lar içindir. İlk belgelenmiş yakıt hücresiyle çalışan insansız döner pervaneli İHA, 2008 yılında United Technologies Research Center (UTRC) tarafından uçurulan uzaktan kumandalı bir helikopterdir. Brüt kalkış ağırlığı 10 kg, rotor çapı 1,83 m ve tamamen 1,75 kW PEM yakıt hücresi ile çalışmaktadır. Sadece %2,3'lük bir depolama oranına sahip raf tipi bir hidrojen depolama tankı kullanılmıştır. Test uçuşu 20 dakika sürmüştür, ancak UTRC, özel bir tank (%10 depolama oranı) ile maksimum dayanıklılığın 1 saat 45 dakika olacağını öngörmüştür. 1,5 kg'dan daha az yükler için yakıt hücrelerinin gelişmiş bir bataryadan daha fazla dayanıklılık sağladığını

sonuçlandırmışlardır [24]. PEMFC veya SOFC nin batarya ile hibrit bir şekilde oluşturulduğu İHA'lar ve yalnızca batarya kullanılan çalışmalardan bir kısmı aşağıda özetlenmiştir.

1.1. Literatür Taraması

Jawad M.A. ve arkadaşları tarım uygulamalarında İHA yardımıyla ürün verimini ve iklim koşullarını izlemek ve izleme alanlarındaki kablosuz sensör ağlarının iletişim aralığını genişletmek için İHA uçuş süresi, güç tüketimi ve iletişim mesafesi gibi zorluklar ve sınırlamaları kablosuz güç transferi (WPT) sistemini kullanmışlardır. Yapmış oldukları çalışmada, manyetik rezonans kuplaj (MRC) tekniği kullanan WPT dikkate alınmıştır çünkü onlarca santimetrelik yüksek transfer gücü ve verimliliğine izin verir, hizalama hatalarında güç transferleri gerçekleştirilebilir, aynı anda birkaç cihazı şarj edebilir ve hava koşullarından etkilenmez. WPT, farklı mesafelerde iki bobinin hizalanması ve hizalama hatası için verici devresinde önerilen düz spiral bobin (FSC) ve alıcı devresinde çok turlu bobin (MTC) kullanılarak bir güneş hücresine dayalı olarak pratik olarak uygulanmıştır. FSC ve MTC, hizalama koşulu altında yüklü sistemde 0 cm'de güç transferini ve verimliliği sırasıyla %85,25 ve 20,46 W'a çıkarmıştır. WPT sayesinde İHA 851 dakika boyunca İHA yere inmeden kablosuz olarak şarj olup tekrar göreve devam etmiştir. Ancak tek sefer de uzun bir uçuş süresi sunamamıştır. Çünkü şarj her azaldığında tekrar yeniden istasyona dönmesi gerekmektedir [28].

Wang vd. sabit kanatlı bir İHA'da PEMFC ve SOFC kullanımı detaylı olarak ele aldığı bir çalışma yapmıştır. Bu çalışma kapsamında PEMFC, SOFC'ye göre daha fazla enerji yoğunluğuna sahip olmasına rağmen SOFC'nin güç yoğunluğu PEMFC'ninkinden neredeyse iki kat daha fazla olduğu görülmüştür. Ancak SOFC'nin yüksek çalışma sıcaklığına sahip olması İHA için özel bir tasarım ve özel ekipman ihtiyacı olduğunu da göstermiştir. Yapılan karşılaştırmaların sonucunda İHA'lar için en mantıklı kullanımın istikrarlı bir güç sağlama özelliğinden dolayı PEMFC olduğu gözlemlenmiştir [29].

Savvaris vd. yaptıkları çalışmada 3 farklı çalışma moduna izin veren bir mimari sunmuştur. Yapılan ilk çalışma modunda, yakıt hücresinin ve bataryanın her ikisinin de tahrik sistemine bağlanmasına izin verir ve böylece iki güç kaynağı birleştirilmiştir. İkinci çalışma modunda, bataryanın şarj edildiği durumdur. Son çalışma modunda ise yalnızca yakıt hücresi sisteme güç sağlamıştır. Elde edilen sonuçlara göre batarya kullanılarak geliştirilen hibrit sistemin uçuşun farklı anlarında İHA'ya güç sağlayabildiği görülmüştür [30].

Arat ve Sürer yapmış olduğu bir çalışmada 30 W PEMFC kullanarak sabit kanatlı bir İHA'nın uçuş süresini arttırmayı amaçlamıştır. Tasarlamış oldukları sabit kanatlı İHA yı 12 adet test uçuşuna tabii tutmuşlar ve 2 dakikalık bir iyileştirme elde etmişlerdir. Bu durumda da döner kanatlı İHA ların uçuş süresinin iyileştirilmesinde pervane sayısının artmasının uçuş süresini arttırdığı deneysel olarak kanıtlanmıştır [31].

Liu vd. yapmış oldukları çalışmada 4 pervaneli 1900 W PEMFC kullanan İHA, 6 pervaneli 1400 W PEMFC kullanan İHA , 8 pervaneli 1200 W PEMFC kullanan İHA ve 8 pervaneli 2000 W PEMFC kullanan İHA'ların bir karşılaştırmasını ele almıştır. Yapılan deneyler sonucunda en uzun uçuş süresinin yaklaşık olarak 319,7 dakikalık bir süre ile 8 pervaneli 1200 W PEMFC kullanılan tasarımda elde edildiği sonucuna varılmıştır. Ayrıca bulanık mantık, dinamik programlama, ECMS, PMP ve geliştirilmiş PMP olmak üzere 5 adet enerji yönetim stratejilerini detaylı olarak incelemişler ve eşdeğer hidrojen tüketimi sırasıyla 2,48, 2,56, 2,46, 2,40 ve 2,37 g'dir. Hibrit İHA belirli bir döngüsel yük altında uçmaya devam ederse, o zaman karşılık gelen teorik uçuş dayanıklılık süresi sırasıyla 319,2, 309,2, 321,8, 331,2 ve 334 dakika olarak bulmuşlardır. Enerji yönetim stratejisi olarak en uzun süre geliştirilmiş PMP' de elde edilmiştir [32].

Wang B. v.d İHA'lar için hibrit tahrik sistemlerini ele almışlardır ve genel olarak bu sistemleri doğrudan ve dolaylı yapılar olarak ikiye ayırmışlardır. Doğrudan hibrit yapı güç kaynaklarını herhangi bir DC-DC dönüşümü veya düzenleyici sistem olmadan doğrudan DC-baraya veya yüke bağlar. Doğrudan hibrit şema basit olmasına rağmen, güç kaynaklarının ilgili güçlerinden etkili bir şekilde yararlanamaz. Dolaylı hibrit şemalar tam aktif ve yarı aktif yapıları içerir. Tamamen aktif yapı için, tüm güç kaynakları DC-DC dönüştürücüler tarafından aktif olarak kontrol edilebilir. Yapılan çalışma neticesinde PEMFC' en iyi tahrik adayı olacağı bulunmuştur. İHA'lar için her bir enerji kaynağının avantajlarını etkili bir şekilde kullanmak ve hafif tasarımı sağlamak için, bataryayı doğrudan DC-baraya bağlamak için yarı-aktif hibrit yapının tercih edildiği görülmüştür. Sonuç olarak gerçek zamanlı çevrimiçi akıllı kontrol, çok hedefli ve kapsamlı en uygun stratejilerin, FC hibrit tahrik sistemlerinin enerji yönetimi için gelecekteki araştırma yönelimleri olacağı bulunmuştur [21].

Marcues R. v.d. yapmış oldukları simülasyon çalışmasında basınçlı hidrojenle beslenen bir yakıt hücresinden, yakıt hücresi tarafından üretilen enerjinin koşullandırılması için gerekli güç elektroniği ve mümkün olan en küçük bataryadan oluşan bir UAS hibrit enerji sisteminin boyutlandırılması için bir yöntem önermişlerdir. Yöntem, TRNSYS yazılımı üzerindeki simülasyonlar ile güç talep eğrileri tarafından tanımlanan gerçek durumlara göre yakıt tüketiminin tahmin edilmesine dayanmaktadır. 20 kg'lık MTOW İHA için hibrit bir sistem tasarımı, kullanılan yönteme örnek olarak verilmiştir. Mevcut elektrokimyasal depolama sistemleri kullanılarak ağırlık minimizasyonu kriterleri göz önünde bulundurulmuştur [33].

Xiao C. v.d. yapmış oldukları çalışma ile İHA uygulamaları için yeni bir tamamen aktif PEMFC-Lityum pil hibrit güç sistemi başarıyla tasarlamış ve doğrulamıştır. İki DC-DC dönüştürücü kullanan geleneksel tamamen aktif yapıya kıyasla, önerdikleri tamamen aktif PEMFC-Lityum pil hibrit güç sistemi, basitlik, ağırlık, boyut ve verimlilik açısından avantajlar sunar ve yalnızca bir DC-DC dönüştürücü kullanarak PEMFC ve Lityum pilin tamamen aktif kontrolünü

sağlar. Ayrıca, yeni yapı ve kural tabanlı enerji yönetim stratejisi, hibrit güç sisteminin düşük enerji dönüşüm kaybı ve uzun hizmet ömrünü garanti eder [20].

Belmonte N. ve arkadaşları mobil vinç muayenesi için bir octocopter tasarlamışlardır. Uzun süre havada sabit kalmasını gerektiren bir uygulama olduğu için hexacopter seçilmesi planlanmıştır. Bu sayede daha net görüntüler alınacağı düşünülmüştür. Ekip uçuş testlerini hexacopter ile yapmış olsalar da bir koaksiyel octocopter'in dikkate alınmasına karar vermişlerdir. Aslında, bir octocopter, bir hexacopter'e göre daha yüksek stabiliteye sahiptir, bu da bulanık görüntüler elde etmekten kaçınmak için görüntü alımında önemli bir avantajdır. Octocopterlerin bir diğer avantajı, ağır yükleri taşıyabilen motorların gücüdür. Ana dezavantajları ise boyutları ve ağırlıklarıdır, bu da uçuş menzili güçlü bir şekilde etkiler ve diğer düzeneklere göre maliyeti artırır. Ekip bu sorunu çözmek için koaksiyel bir yapılandırma önermiştir. Bu yapılandırma ile dronun her koluna ters yönde dönen iki rotor monte edilerek stabilite artırılır ve aynı zamanda uçuş menzili ile taşıma kapasitesinin artmasını sağlaması beklenmektedir. Boyutlandırma için hesaplamalar, uzaktan kumandalı modeller için elektrik motoru ile çalışan sistemlerin hesaplamaları, simülasyonları ve tasarımı için bir araç olan eCalc kullanılarak gerçekleştirilmiştir [34].

Boukoberine M. ve arkadaşları ticarileştirilmiş Intelligent Energy 650 W yakıt hücresi güç modülü ile güçlendirilen DJI M100 quadcopter, vaka çalışması olarak ele almışlardır. Gerçek yük güç profilini elde etmek için 3D Robotics şirketinden gelen küçük bir pil gücüyle çalışan Y6 hexacopter dronuyla deneysel bir uçuş testi gerçekleştirilmiştir. Dronun, her bir kolunda iki karşı dönen pervane bulunan Y şeklinde üç kolu vardır ve kaldırma, ivme ve stabilite sağlar. Frekans ayrımı kural tabanlı ve eşdeğer tüketim minimizasyon stratejileri, sistem performansını ve hidrojen tasarrufunu artırmak için önerilmiştir. Kapsamlı sonuçlar, frekans ayrımı kural tabanlı yöntemin, kaynakların nominal çalışma noktalarına yakın bir şekilde sağlanmasını ve hizmet ömürlerinin artmasını sağladığını göstermiştir. Ayrıca, bir kural tabanlı stratejiye karşı batarya SOC'unun kabul edilen aralığında tutulduğu gözlemlenmiştir. Ayrıca, batarya hibridizasyonunun drone manevra kabiliyetini artırarak hızlı güç yanıtı sağlayarak ve hibrit güç sistemi verimliliğini ve performansını artırarak katkı sağladığını gözlemlemiştirler [35].

Ragupathi J. yapmış olduğu tez çalışmasında hidrojen ile çalışan İHA ve sadece batarya ile çalışan İHA'yı karşılaştırmıştır. İki İHA'da teslimat görevlerinde uygulamalı olarak kullanılmış ve gözlemlenmiştir. Optimal yönlendirme problemini modellemek için Karmaşık Tam Sayılı Programlama (MIP) modeli kullanmıştır ve çeşitli müşteri örnekleri için en uygun çözümler elde etmek üzere CPLEX'te çözmüştür. Müşteri örnekleri, Amazon tarafından ABD'de son mil teslimatları için kullanılan gerçek dünya verileriydi. Çözümlerin pratik olduğunu doğrulamak için modeli gerçek veriler üzerinde test etmiştir. Deney sonuçları, hidrojen dronlarının büyük müşteri setlerinde batarya dron sistemlerine kıyasla istatistiksel olarak anlamlı şekilde üstün olduğunu

göstermiştir. Bir diğer araştırma yönü olarak son mil teslimatı için hem dronları hem de hibrit dronların kullanılabilmesini ve batarya dronları yoğun müşteri alanlarında üstün olduğundan, müşterileri, müşteri arası mesafeler, depodan uzaklık ve ortalama paket boyutları gibi özelliklerine göre kümelendirip, her müşteri kümesine batarya veya hidrojen dronları atayarak optimal teslimat yapabileceğini öngörmüştür. Ayrıca, bu çalışmada çevresel etki ve yakıt bolluğu nedeniyle hidrojen dikkate alınmış olsa da, metan yakıt hücreleri gibi diğer yakıt hücreli dronlarla da deney yapabileceğine inanmaktadır [36].

Guo X. v.d. Çevresel değişim ve sistem bozulmasına tabi gerçek zamanlı sistem özelliklerini güncellemek için yeni bir marjinalleştirilmiş parçacık filtresi tabanlı çevrimiçi tanımlama yöntemi önermiştir. PEMFC modelini karma doğrusal/doğrusal olmayan durum uzayı modeli olarak formüle ederek ve marjinalleştirilmiş yaklaşımı tanıtarak, PEMFC modelinin doğrusal parametreleri marjinalleştirilip Kalman filtresi ile tahmin edilebilirken, kalan doğrusal olmayan parametreler parçacık filtreleri ile tahmin edilmiştir. Önerilen yaklaşım, konvansiyonel parçacık filtresine kıyasla daha az sayıda parçacık gerektirerek hesaplama maliyetini büyük ölçüde azaltmış ve çevrimiçi uygulamayı kolaylaştırmıştır. Önerilen yöntem, yaygın olarak uygulanan genişletilmiş kalman filtresi ile karşılaştırılmış ve üstün tahmin performansı sergilemiştir. Önerilen yöntemin doğrulanması için gerçek hidrojen İHA uçuş verilerine dayanan deneyler gerçekleştirilmiştir. Bir hidrojen İHA'nın gerçek uçuş testleri yapılmış ve çevrimiçi tanımlamaya dayalı bir enerji yönetim planı tanıtılarak performans iyileştirmesi ortaya konmuştur [37].

Vasyukov I. v.d. Voltaj düşürücü dönüştürücülü hidrojen yakıt hücrelerine dayalı bir elektrik santralinin elektrik kompleksinin matematiksel ve sayısal simülasyonu konularını ele almışlardır. Çalışma, karmaşık bileşenlerin en yüklü çalışma modunu belirlemeyi sağlayacak matematiksel bir model geliştirmeyi amaçlamıştır. Mevcut matematiksel modeller, batarya yedek güç kaynağının şarj edilmesi ve deşarj edilmesi gibi işlemlerin santral bileşenleri üzerindeki etkisini dikkate almamaktadır. Genellikle yakıt hücresi çıkış voltajının doğrusal olmadığını dikkate almazlar. Bu makale, devre analizine dayalı olarak bir elektrik kompleksinin matematiksel bir modelini sunmaktadır. Model, potansiyel bir farka dayalı olarak iyi bilinen bir fiziksel yakıt hücresi modelini ve yazarlar tarafından geliştirilen bir pil yedek güç kaynağı ile bir düşürücü dönüştürücü modelini birleştirir. En küçük kareler yöntemi ile deneysel akım-voltaj karakteristiğine dayalı bir yakıt hücresi modelini yapılandırma yöntemi önerilmiştir. Geliştirilen model, santralin tüm bileşenlerindeki akımların ve gerilimlerin hem nominal çalışma modunda hem de akü yedek güç kaynağı şarj edilirken yakıt hücresinden tüketilen gücün sınırlandırılması modunda belirlenmesini sağlar. Hesaplanan oranların ve matematiksel modelin doğruluğu deneysel olarak onaylanmıştır. Önerilen matematiksel model, tüm oranlarının genel olarak sunulması nedeniyle, yakıt hücresi dâhil olmak üzere tüm kompleksi optimize etmeyi mümkün kılmıştır. Hesaplanan oranların ve matematiksel modelin doğruluğu deneysel olarak doğrulanmıştır [38].

Suwe M. ve arkadaşları sadece batarya ile çalışan bir çok rotorlu İHA ve batarya - PEMFC'den oluşan hibrit bir çok rotorlu İHA'yı enerji sistemi ve performans olarak karşılaştırmıştır. PEMFC'li hibrit tasarım sadece bataryalı olandan yaklaşık 3,1 kat daha uzun uçuş süresine sahiptir. Ancak sadece bataryalı olan yaklaşık 1,7 kat daha verimlidir. Teslimat, cephe incelemesi, dron gösterisi olarak dikkate alınan üç görev taşımacılık, izleme ve etkinlik sektörlerini temsil eder. Değerlendirme kriterleri teknik, ekonomik ve ekolojik parametreleri içerir. Daha uzun uçuş sürelerine ihtiyaç duyulan görevler için, özellikle taşıma ve izleme sektörlerinde, PEMFC hibrit İHA'nın düşünülmesi gerekmektedir. Sonuç olarak ele alınan üç görev için yapılan karşılaştırma neticesinde sadece batarya İHA'nın PEMFC İHA'dan yaklaşık 1,7 kat daha verimli olmasından kaynaklı daha iyi bir seçim olduğu kanaatine varılmıştır. Ancak gelecekteki maliyet senaryoları dikkate alındığında maliyet farkının oldukça azalacağına inanılmaktadır. PEMFC İHA'nın 3,1 kat daha dayanıklı uçuş süresine sahip olduğu da göz önünde bulundurulduğunda gelecekte çok iyi bir seçim olabileceği düşünülmektedir [39].

Elouarouar S. ve Medromi H. çok rotorlu İHA'lara yönelik yaptıkları çalışmada çok rotorlu İHA'lar için mevcut olan başlıca güç kaynakları ve enerji yönetim sistemlerinin kapsamlı bir incelemesi ile İHA'ların enerji boyutuna odaklanmakta, eksiklikleri ortaya çıkarmak ve gelecekteki araştırmalar için daha fazla bilgi ve rehberlik sağlamayı amaçlamışlardır. Pil yerine süperkapasitör kullanımını önererek yavaş şarj ve deşarj süresi, yüksek maliyet gibi dezavantajlardan kurtulmayı amaçlamışlardır. Süperkapasitörlerin pillere göre daha yüksek güç yoğunluğuna sahip olması ile dronların kalkışları ve sert manevralar için gereken ani güce hızlı yanıt verme yeteneği sunar. Çalışma aynı zamanda İHA'ları çalıştıran elektrik enerjisi kaynaklarını ve enerji yönetimi stratejilerini inceleyerek, enerji kaynaklarının seçimini kolaylaştırarak yüksek performanslı elektrik tahrik sistemlerinin geliştirilmesi için bir başlangıç noktası sağlamayı amaçlamaktadır. Bu aşamada, tek güç kaynağına dayalı İHA güç sistemlerinin ciddi şekilde sınırlı olacağı aşikar hale gelmiştir. Bu, özellikle uzun dayanıklılık arayanlar için İHA elektrik güç sisteminin tasarımı açısından çeşitli enerji kaynaklarının hibritleştirilmesini iyi bilinen bir çözüm haline getirmiştir. Hibrit mimariye entegre edilecek güç kaynaklarının doğru seçimi ve boyutlandırılması, İHA'nın görevleri, uçuş süresi, buna karşılık gelen ağırlık/alan kısıtlamaları ve hatta kontrol algoritmalarının enerji tüketimi ile büyük ölçüde ilgilidir [40].

Özbek E. ve ekibi İHA uygulamaları için tasarlanmış bir yakıt hücresi serisi olan Aerostack 250 W yakıt hücresi ile hibrit bir tasarıma sahip olan HYDRA adını verdikleri sabit kanatlı bir İHA ile uçuş testleri yapmışlardır. Mini-İHA ya ait tasarımın imalatı, testleri, tasarımı ve iterasyon süreçleri açıklanmıştır. Proje hedefi 5 saatlik bir uçuş süresine sahip hibrit bir tasarım elde etmektir. Ancak yakıt hücresi yığınındaki bir arıza nedeniyle proje tamamlanamamıştır ve uçuş süresinin yapılan testler neticesinde 3-5 saat arasında olacağı tahmin edilmiştir. Yapılan test uçuşlarından ders çıkarılarak projedeki eksikliklerin giderilmesinin ardından tamamlanması planlanmaktadır [41].

Gao Q. Ve arkadaşları 40kg ağırlığında sabit kanatlı hibrit bir İHA için derin öğrenme tabanlı bir sağlık bilinçli enerji yönetim sistemi önermişlerdir. Simülasyonlar önerilen yöntemin, çevrimiçi kıyaslama yöntemi ile karşılaştırıldığında toplam uçuş maliyetini %14,6 ve yakıt hücresi bozulmasını %15,3 azaltabileceğini göstermiştir. SDRL tabanlı strateji, ECMS referansına göre yakıt hücresi bozulma maliyetini %18,5 azaltmıştır. Bu sonuç, önerilen stratejinin yakıt hücresi ömrünü uzatma konusundaki etkinliğini doğrular [42].

Lapena-Rey N. Ve arkadaşları yaklaşık 11kg ağırlığında sabit kanatlı bir hibrit İHA için simülasyon ve test uçuşları gerçekleştirmiştir. Simülasyon çalışmasında yaklaşık 4 saatlik uçuş süresi elde edilmiştir. Test uçuşları sırasında İHA'nın seyir güç tüketiminin simülasyonlar tarafından tahmin edilen 100W yerine 170W olduğunu kanıtlamışlardır. Bu sapmanın öngörülen İHA gerçek İHA arasındaki farklılıklardan kaynaklandığını ve ayrıca simülasyonun iyimser hesaplamalarından kaynaklandığını öngörmüşlerdir. Yapılan çalışma neticesinde ticari olarak temin edilebilen yakıt hücresi teknolojisi ve kimyasal hidridlerin bir hidrojen kaynağı olarak kullanılmasıyla, düşük irtifada uçuş yapmak için elektrikli İHA'ların kullanılabilir olduğunu doğrulamışlardır [23].

Santos D. ve arkadaşları İHA uygulamaları için tasarlanmış ticari bir yakıt hücresi enerji besleme sisteminin işleyişini incelemişlerdir. Simülasyon sonuçlarına göre başlangıçtaki 100W aşamasında, batarya akımı yaklaşık 0 A civarındadır, bu da yük talep edilen gücün tamamının yakıt hücresi tarafından sağlandığını gösterir. Dahası, yakıt hücresi yığını akımı, yüke gelen akımdan daha fazladır. Yük talep edilen güç 600 W'a çıkarıldığında, yakıt hücresi tüm talep edilen gücü karşılayamadığından, bataryanın katkıda bulunmaya başladığı görülmektedir. Yaklaşık 6kg'lık sabit kanatlı hibrit İHA simülasyonu 18,8 dakika sürmüştür ve başlangıçta 650W-750W civarında bir güç ihtiyacı vardır. İlk 3 dakikanın ardından gereken güç yaklaşık 130W ve zirvelerde 300W a çıkar. 18,8 dakikalık simülasyon çalışmasının sonucunda pil neredeyse tamamen şarj edilmiş durumda ve 38,8L hidrojen tüketimi söz konusu olmuştur [43].

Wang J. ve diğerleri 6,3 kg ağırlığında ve yaklaşık 6,8 saat uçuş süresi olan bir sabit kanatlı hibrit İHA tasarlamışlardır. Yakıt hücresi olarak PEMFC ve SOFC yakıt hücrelerini detaylı olarak karşılaştırmışlardır. SOFC enerji yoğunluğu PEMFC ye göre daha fazla olmasına karşın güç yoğunluğu daha azdır ve aynı zamanda çalışma sıcaklığı oldukça yüksektir. SOFC kapladığı alan bakımından PEMFC ye kıyasla %98 daha az yer kaplamasına karşın ağırlık olarak neredeyse aynı hatta daha fazladır ve yüksek çalışma sıcaklığından dolayı pahalı katalizörlere ve ekstra parçalara ihtiyaç duyar. Aynı zamanda SOFC daha uzun bir başlatma süresine ihtiyaç duyar. Simülasyon sonuçlarına göre SOFC'nin ve PEM yakıt hücresinin sırasıyla 82,1 ve 162,7 W elektrik gücü üretebileceği görülmüştür. En boy oranının %20 artması İHA güç tüketimini yaklaşık %2,1 azalttığı yine bulunan bir diğer sonuçtur. Simülasyon sonuçlarına göre İHA yaklaşık saatte 8,5g hidrojen

yakıtına ihtiyaç duymaktadır. Sonuç olarak İHA uygulamaları için PEMFC nin daha mantıklı olduğu kanısına varmışlardır [29].

Tian W. ve çalışma arkadaşları sabit kanatlı bir hibrit İHA için adaptif hiyerarşik enerji yönetim stratejisi (AHEMS) ile enerji yönetimini yapmayı ve verimi arttırmayı amaçlamışlardır. Bu doğrultuda doğrusal olmayan model öngörülü kontrol (NMPC), bulanık mantık durum makinesi (FLSM) ve pasif enerji yönetimi stratejisi (PEMS) detaylı olarak incelenmiş ve karşılaştırılmıştır. Deneysel sonuçta AHEMS, NMPC, FLSM ve PEMS hidrojen yakıt tüketimi sırasıyla 4,77g, 5,81g, 6,56g ve 8,4g dır. NMPC, FLSM ve PEMS'ye göre önerilen AHEMS'in %17,9, %27,4 ve %43,3 daha fazla hidrojen yakıtı tasarrufu sağladığı görülmektedir. Deneysel sonuçlar, AHEMS'in çevrimiçi enerji yönetimi için uygun olduğunu ve iyi bir enerji yönetimi etkisine sahip olduğunu doğrulamaktadır. AHEMS tarafından daha az hidrojen tüketilir ve pil daha verimli bir şekilde kullanılır. Gerçek zamanlı yeteneği deneyde doğrulanmıştır. Bu çalışma, verimli enerji yönetiminin daha fazla yakıt tasarrufu sağlayabileceğini ve hibrit elektrikli İHA'ların uçuş dayanıklılığını artırabileceğini göstermiştir. Hibrit elektrikli İHA'ların uygulanmasını teşvik etmektedir. Bundan sonraki çalışmalarda, çoklu amaçlı optimizasyona dayalı enerji yönetimi stratejilerine odaklanılarak daha fazla enerji tasarrufu sağlanması hedeflenmiştir [44].

Literatür taramasında sadece bataryalı ve yakıt hücreli hibrit sabit kanatlı İHA'larla ilgili çok sayıda çalışma bulunmakla birlikte, döner pervaneli İHA'lar ile ilgili çalışmalar ticari olarak da düşünüldüğünde genel de çoğunlukla batarya ile ilgilidir. Her ne kadar son zamanlarda yakıt hücreli hibrit döner pervaneli İHA'larla ilgili çalışmalarda ilerleme olsa da batarya ve yakıt hücresinin kullanımının getirmiş olduğu olumsuzluklar giderilememiştir. Yapılan çalışmanın bu olumsuzlukları gidereceği ve literatüre katkı sağlayacağı düşünülmektedir.

1.2. Tezin Amacı ve Bölümleri

Bu tez çalışması kapsamında, İHA'ların kullanımındaki artış doğrultusunda enerji verimliliklerinin iyileştirilmesi, çevre dostu güç sistemlerine olan talebin karşılanması ve buna bağlı olarak uçuş sürelerinin uzatılması hedeflenmiştir. Uçuş süresi sorununun daha çok döner pervaneli İHA'larda görülmesi nedeniyle bu tip İHA'lara odaklanılmıştır. Son yıllarda yakıt hücreli hibrit döner pervaneli İHA'larla ilgili önemli ilerlemeler kaydedilmiş olsa da batarya ve yakıt hücresi kullanımından kaynaklanan dezavantajlar tam anlamıyla giderilememiştir. Bu nedenle, bu çalışmada önerilen sistem tasarımı ve etkili enerji yönetimi ile mevcut zorlukların aşılması amaçlanmıştır. Kontrol kolaylığı, basit yapısı ve kullanım amacına uygunluğu nedeniyle quadkopter tercih edilmiştir. Tasarım sürecinde, enerji yoğunluğu, çevre dostu yapısı ve havacılık sistemlerinde uygulanabilirliği gibi özellikleri nedeniyle PEMFC kullanılmıştır. Özellikle kalkış, tırmanış ve iniş aşamalarındaki ani güç ihtiyaçlarının PEMFC tarafından karşılanamaması ve ilk çalıştırma sırasında harici bir güç kaynağına ihtiyaç duyması nedeniyle, sistem batarya ile hibrit

olarak tasarlanmıştır. PEMFC'den elde edilen güç, sistem bileşenlerine zarar vermemesi için bir DC/DC dönüştürücü aracılığıyla DC baraya aktarılmıştır. DC baranın kullanımı, enerji üretimi ve tüketimi sırasında ortaya çıkabilecek olumsuzlukları önlemek için tercih edilmiştir. Ayrıca, batarya ve PEMFC'nin entegrasyonu ile oluşturulan bu çalışmada, güç kaynaklarını yöneten bir enerji yönetim sistemi tasarlanmıştır. Bu sistem ve diğer İHA uygulamalarında kullanılan farklı elemanlarla birlikte, üstün bir uçuş yörüngesine sahip, tatmin edici uçuş süresi ve verimlilik sunan bir tasarım gerçekleştirilmiştir. Enerji yönetiminin doğru bir şekilde yapılması, yakıt hücresinin ve bataryanın ömrünü uzatmak için kritik öneme sahiptir. İHA performansını en çok etkileyen faktörlerden biri olan ağırlık nedeniyle tasarım parametrelerinin optimum seviyede belirlenmesi gerekmektedir. Bu doğrultuda, PEMFC olarak havacılık için daha uygun ve ağırlığı optimize edilmiş olan Aerostack firmasının A serisi yakıt hücresi tercih edilmiştir. Bu yakıt hücresinin kullanımı, İHA'nın genel performansını önemli ölçüde artırmıştır. Bu tez çalışmasında geliştirilen tasarım için, söz konusu modelin özellikleri referans alınmıştır.

Bu tez şu bölümlerden oluşmaktadır: Konuyla ilgili literatür taraması ilk bölümde yer almaktadır. İkinci bölümde dört pervaneli İHA sistemleri ve genel özelliklerinden bahsedilmektedir. Üçüncü kısımda enerji yönetim sistemlerine değinilmiştir. Dördüncü bölümde oluşturulan hibrit İHA tasarım parametreleri ve sistem dinamikleri kapsamlı olarak ele alınmıştır. Simülasyon sonuçlarının ele alınması ve değerlendirilmesine beşinci bölümde yer verilmiştir. Son olarak yapılan çalışma neticesinde dört pervaneli İHA sistemleri için görüş ve önerilere altıncı bölümde değinilmiştir.

2. DÖRT PERVANELİ İHA SİSTEMLERİ VE ÖZELLİKLERİ

Bir İHA bir çok açıdan sınıflandırılabilir. Ağırlıklarına göre, görevlerine göre, kanat tipine göre, kalkış ve iniş durumuna göre v.s. Daha çok kanat tipine göre sınıflandırma yapılmaktadır. Kanat tipine göre de İHA'lar sabit kanatlı, sabit kanatlı hibrit, tek rotorlu ve çok rotorlu olmak üzere dört farklı İHA kategorisi mevcuttur. Bu dört kanat sınıfı da kendi arasında çok farklı alt sınıflara ayrılmaktadır. Döner pervaneli İHA'lar da kendi arasında tek pervaneli, iki pervaneli, üç pervaneli, dört pervaneli, altı pervaneli ve sekiz pervaneli olarak ayrılmaktadır. Bunların birbirine göre avantaj ve dezavantajları vardır. Örneğin havada çok fazla hareket etmeden bir gözetleme görevi için daha iyi denge yeteneklerinden ötürü sekiz pervaneli bir İHA tercih edilebilir. Bu tamamen kullanım amacına göre değişkenlik göstermektedir. Aslolan görevin en doğru şekilde ve hatasız yerine getirilebilmesidir. Piyasada en çok kullanılan ve tercih edilen dört pervaneli İHA olan quadcopterlerdir [18]. Bunda en büyük etken manevra kabiliyetinin yüksek, malzemelerinin daha ucuz ve tasarımının kolay olmasıdır [45]. Şekil 2.1'de dört pervaneli bir İHA modeli görülmektedir.

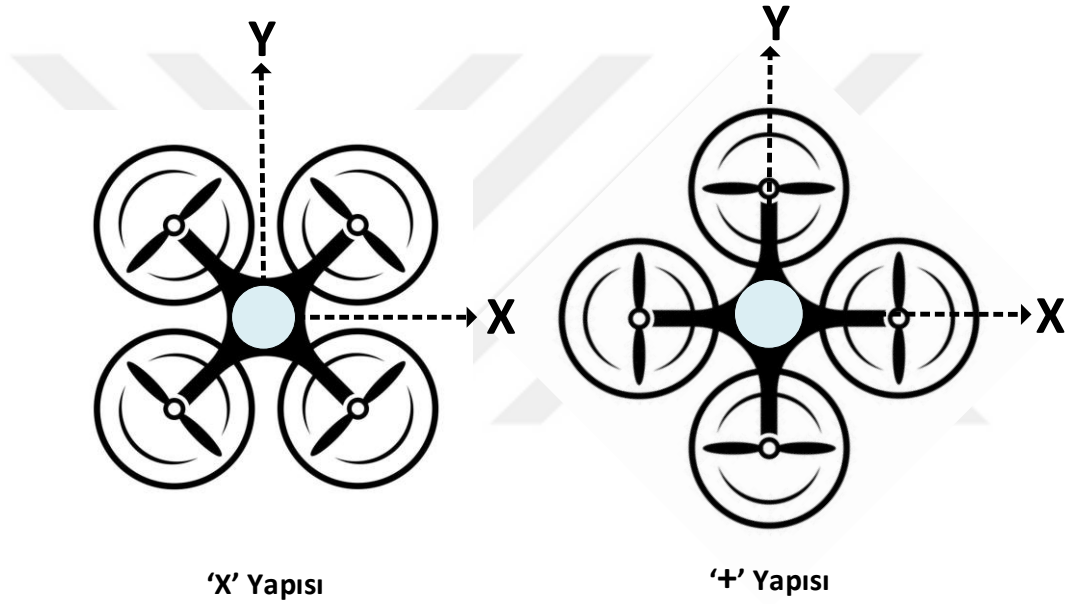


Şekil 2.1. Örnek bir dört pervaneli İHA

Bu bölümde bir quadcopterin sistem yapısını, genel uçuş prensiplerini, batarya, ESC ve motor, yakıt hücresi modelleri ve eşdeğer devrelerini, DC konvertör, hidrojen ve yakıt olarak hidrojen başlıklarının incelemelerini ele alacağız.

2.1. Dört Pervaneli İHA Genel Uçuş Prensipleri

Bir dört pervaneli İHA'da (quadkopterde) (+) ve (x) olmak üzere iki çeşit konfigürasyon kullanılır. (+) konfigürasyonunda karşılıklı iki rotor yalpa ve yunuslama açılarını kontrol etmek için kullanılırken, (x) konfigürasyonunda her dört rotorda kullanılır. (+) konfigürasyonunda akrobatik manevra kabiliyeti yüksektir. Yalpa ve yunuslama açıları birbirlerinden etkilenmediğinden test için genellikle bu konfigürasyon tercih edilir. Sabit montajlı kamera ile rotorlar tarafından engellenmeden temiz bir çekim yapabilmek için ise genellikle (x) konfigürasyonu kullanılır [45]. 'X' konfigürasyonu ve '+' konfigürasyonuna bağlı yapı Şekil 2.2'de görülmektedir.



Şekil 2.2. Bir quadkopterin 'X' ve '+' yapısı

"x" yapıya sahip dört rotor için, dış torqların matematiksel ifadesi aşağıdaki gibi olacaktır [46]:

$$\begin{bmatrix} T \\ \tau_\phi \\ \tau_\theta \\ \tau_\psi \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} c_t & c_t & c_t & c_t \\ -lc_t & lc_t & lc_t & -lc_t \\ -lc_t & -lc_t & lc_t & lc_t \\ -c_q & c_q & -c_q & c_q \end{bmatrix} \begin{bmatrix} w_1^2 \\ w_2^2 \\ w_3^2 \\ w_4^2 \end{bmatrix} \quad (2.1)$$

$$l = d * \sin(45) \quad (2.2)$$

Bu durumda, T rotorlar tarafından uygulanan itki kuvvetlerinin toplamını temsil eder. İtke kuvvetinin temel denklemi şu şekildedir [46]:

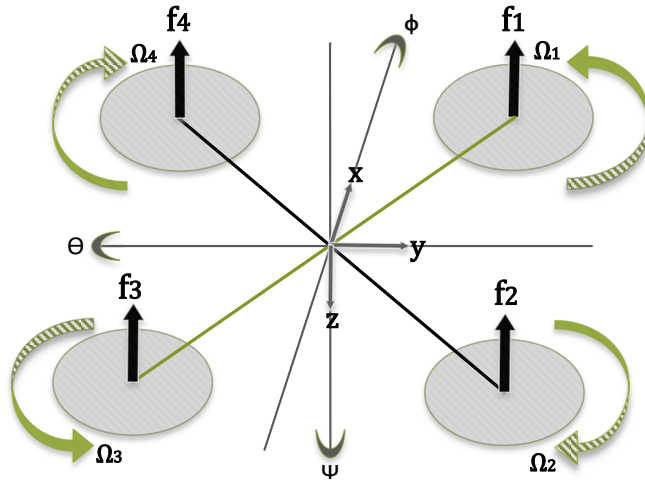
$$T = c.p.Ar.r^2.w^2 \quad (2.3)$$

Burada, c itki faktörünü, ρ hava yoğunluğunu, Ar pervanelerin kapladığı kesit alanını, r rotor yarıçapını ve ω rotor hızını ifade eder. Bu değerler, c_t gibi bir birleşik katsayıda toplanabilir. c_t , roll (ϕ) ve h (θ) hareketlerini etkileyen itki formülü için birleşik katsayıyı temsil ederken, c_q , yaw (ψ) açısını etkileyen itki katsayısını ifade eder. l , rotor merkezi ile ilgili dönme eksenleri arasındaki mesafedir [46].

"X" konfigürasyonu için, rotorun merkezi ile dörtlü rotorun merkezi arasındaki mesafe (d), karşılık gelen eksenler üzerindeki l mesafesini elde etmek için $\sin(45)$ ile çarpılmalıdır. Tersine, "+" konfigürasyonu için, rotor ile dörtlü rotorun merkezi arasındaki mesafe tamamen x eksenine veya y eksenine üzerindedir. Bu nedenle, mesafe (d) tam olarak itme torkları matrisini basitleştiren mesafeye (l) eşittir [46].

$$\begin{bmatrix} T \\ \tau_\phi \\ \tau_\theta \\ \tau_\psi \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} c_t & c_t & c_t & c_t \\ 0 & dc_t & 0 & -dc_t \\ -dc_t & 0 & dc_t & 0 \\ -c_q & c_q & -c_q & c_q \end{bmatrix} \begin{bmatrix} w_1^2 \\ w_2^2 \\ w_3^2 \\ w_4^2 \end{bmatrix} \quad (2.4)$$

Şekil 2.3'de görüldüğü üzere 'x' şekilli şasiye sahip quadkopter 4 adet fırçasız DC motora sahiptir. Bu motorlardan (1,3) numaralı motorlar saat yönünün tersine dönerken, (2,4) numaralı motorlar saat yönünde dönmektedirler. Dolayısıyla sistem toplam tork değeri sıfırlanmakta ve quadkopterler, helikopterler gibi bir kuyruk pervanesine ihtiyaç duymamaktadırlar [47].



Şekil 2.3. Quadkopter genel görünüşü

Quadkopterin dikey düzlemdeki irtifa (z) hareketi için tüm motorların hızları aynı anda değişmektedir. Yükselme hareketi için tüm motorların hızları aynı anda artmakta, alçalma hareketi için ise tüm motorların hızları aynı anda azalmaktadır. İleri-geri, sağ-sol ve sapma hareketleri için ise tüm motorlardaki itkiler değişik bir biçimde kontrol edilerek quadkopterin hareketi sağlanır.

Quadkopterin x eksenindeki dönüş hareketine yatış (ϕ), y eksenindeki dönüş hareketine yunuslama (θ), ve z eksenindeki dönüş hareketine ise sapma (ψ) hareketi adı verilmektedir. Yatış hareketinin sağ/sol yönünde gerçekleşebilmesi için (3,4) numaralı motorların itkilerinin artarken/azalırken, (1,2) numaralı motorların itki değerlerinin azalması/artması gerekmektedir. Yunuslama hareketinin ileri/geri yönünde gerçekleşmesi için (2,3) numaralı motorların itkilerinin artarken/azalırken, (1,4) numaralı motorların itki değerlerinin azalması/artması gerekmektedir. Son olarak sapma hareketinin saat yönünde/saat yönü tersinde gerçekleşmesi için (2,4) numaralı motorların itkilerinin artarken/azalırken, (1,3) numaralı motorların itki değerlerinin azalması/artması gerekmektedir. Tüm bu hareketlerin gerçekleşmesi esnasında sistem üzerindeki toplam tork aynı kalmaktadır [47].

Quadkopterin 3 adet Euler açısından (ϕ, θ, ψ) ve 3 adet konum vektöründen (x, y, z) oluştuğu varsayıldığında 6 serbestlik dereceli (DOF) bir sistem olduğu görülmektedir. Bu sistemin sadece 4 adet kontrol girişi ile kontrol edildiği düşünüldüğünde, bu sistem eksik-tahrikli olarak tanımlanabilmektedir. Quadkopterin kontrol girişleri şu şekildedir [47].

$$U_1 = b(\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \quad (2.5)$$

$$U_2 = bl(-\Omega_1^2 - \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \quad (2.6)$$

$$U_3 = bl(-\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 - \Omega_4^2) \quad (2.7)$$

$$U_4 = d(\Omega_1^2 - \Omega_2^2 + \Omega_3^2 - \Omega_4^2) \quad (2.8)$$

Burada l quadkopterin ağırlık merkezi ile motoru arasındaki uzaklık; b ve d itki ve sürtünme faktörleri; $\Omega_1, \Omega_2, \Omega_3, \Omega_4$ motor açısal hızları; U_1, U_2, U_3, U_4 ise kontrol girişleridir [47].

Bir quadkopterin uçuş görevi incelendiğinde kalkış, tırmanma, seyir, alçalma ve iniş aşamalarından oluştuğu görülmektedir. Bir quadkopter kalkış ve iniş sırasında, seyir modunda tüketimine kıyasla üç ila beş kat daha fazla enerjiye ihtiyaç duyar. Dahası bu aşamalarda harcanan enerji toplam uçuş süresindeki harcanan enerjinin %2 ila %4 ü kadardır [38]. Bu yüzden enerji yönetiminin doğru bir şekilde yapılabilmesi için uçuş profilinin iyi bir şekilde incelenmesi ve enerji yönetiminin bu doğrultuda oluşturulması gereklidir. Genel olarak bir quadkopter için 5 aşamalı uçuş profili Şekil 2.4'de görülmektedir.



Şekil 2.4. Bir quadkopter için genel uçuş profili [48]

Bu uçuş profili enerji yönetiminin etkin bir şekilde yapılmasında yol göstericidir. Batarya ve PEMFC güçlerinin doğru değerlerde seçilebilmesi içinde bu uçuş profilinin dikkate alınmasında fayda vardır.

2.2. Bataryalar

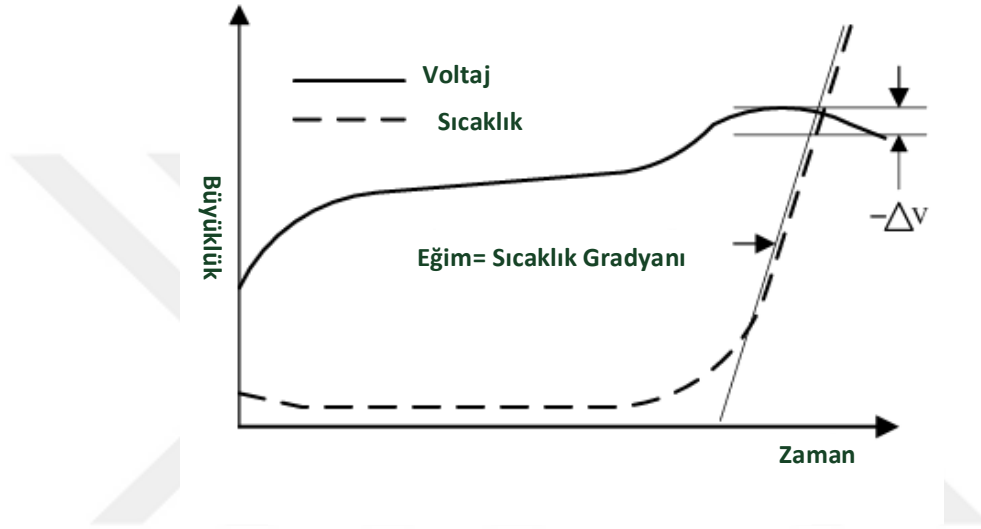
Bataryalar, kimyasal enerjiyi doğrudan elektrik enerjisine dönüştüren elektrokimyasal bir güç kaynağı olarak tanımlanabilir. Bir batarya sisteminin temel birimi, negatif elektrot olan anot, pozitif elektrot olan katot ve hücre içindeki elektrik yüklerinin transferi için ortam olan elektrolit olmak üzere üç ana kısımdan oluşan batarya hücresidir. Batarya hücreleri çeşitli şekil ve boyutlarda mevcuttur ve en yaygın şekiller silindirik hücreler ve sarılmış prizmatik hücrelerdir. Elektriksel olarak yeniden şarj edilebilme yeteneğine dayanarak, batarya hücreleri birincil ve ikincil olarak sınıflandırılır. Birincil hücreler elektriksel olarak yeniden şarj edilemez ve bu nedenle yalnızca bir kez deşarj edilebilir. Buna karşılık, ikincil hücreler deşarjdan sonra elektriksel olarak yeniden şarj edilebilir. Bu nedenle, birçok şarj-deşarj döngüsünde (yaşam döngüleri) kullanılabilirler. Ancak, ikincil bataryalar genellikle daha ağırdır ancak daha yüksek kapasiteye, daha yüksek deşarj oranına ve yeniden şarj edilebilme yeteneğine sahiptir. Sonuç olarak, yüksek çalışma elektrik akımı gerektiren ve uzun çalışma süresi olan uygulamalar için daha iyi bir seçimidirler. Açıkça, elektrikli araçlar, İHA'lar ve diğer bir çok uygulama alanında, ikincil bataryalar en uygun seçenektir [49]. Şarj edilebilir (ikincil batarya) bataryalardan bir kaçını aşağıdaki gibi açıklayabiliriz.

2.2.1. Nikel-Kadmiyum Bataryalar

İlk nikel-kadmiyum (Ni-Cd) bataryalar, 1899 yılında İsveçli bilim insanı Waldemar Jungner tarafından geliştirilmiştir. Bu bataryalar, teknolojinin henüz çok ilerlemediği dönemlerde elektrikli cihazlar ve taşınabilir aletlerde yaygın olarak kullanılmış ve birçok alanda tercih edilmiştir. Uygun maliyetli ve güvenli bir enerji depolama çözümü olarak öne çıkmıştır [50].

Şekil 2.5'te, bir bataryaya sabit bir şarj akımı uygulandığında batarya sıcaklığı ve voltajındaki değişim görülmektedir. Açıkça, batarya özellikleri güçlü doğrusal olmayan davranışlar sergilemektedir. Şekil 2.5'den de anlaşılacağı üzere başlangıçta, zaman (t) ilerledikçe batarya

sıcaklığı (T) yavaş yavaş artar, yani sıcaklık gradyanı (dT/dt) oldukça düşüktür. Ancak, batarya tam şarj durumuna yaklaştığında batarya sıcaklığı çok hızlı bir şekilde yükselir. Hatta, bir dakika içinde 60°C 'lik bir sıcaklık artışı görülebilir ve sıcaklık gradyanı 1°C/s kadar yüksek olabilir. Bu durumda, eğer şarj işlemi durdurulmaz veya yavaşlatılmazsa batarya kolayca zarar görebilir. Zararın önlenmesi için batarya sıcaklığının 50°C 'nin üzerine çıkmasına izin verilmemelidir. Sıcaklığın yanı sıra, batarya voltajı (V) hemen düşer veya eşdeğer şekilde voltaj gradyanı (dV/dt) negatif olur. Bu nedenle, tam şarj durumunun göstergesi olarak batarya sıcaklığı 50°C 'den büyüktür ($T > 50$) veya voltaj gradyanı negatiftir ($dV/dt < 0$) [51].



Şekil 2.5. Nikel-Kadmiyum bir bataryanın sıcaklığı ve voltaj değişimi eğrisi

Ni-Cd bataryaların şarj yönetiminde, doğru şarj seviyesini anlamak için voltaj ve sıcaklık eğrilerinin birlikte izlenmesi gerekir. Şarj sırasında voltaj düşerken sıcaklık eğrisi artmaya devam eder. Bu, bataryanın fazla şarj edilmeye başlandığının bir göstergesidir ve dikkat edilmezse bataryaya zarar verebilir [51].

2.2.2. Nikel-Metal Hidrit Bataryalar

Ni-MH (Nikel-Metal Hidrit) bataryalar, Li-ion bataryalardan sonra en çok tercih edilen şarj edilebilir batarya türüdür. Bu durum, elektronik cihazlar, endüstriyel ekipmanlar ve hibrit elektrikli araçlar gibi geniş uygulama alanlarından kaynaklanmaktadır. Elektrokimyasal olarak aktif olmaları, düşük kendiliğinden deşarj davranışı, geniş sıcaklık aralıklarında kullanılabilirlik, düşük bakım gereksinimi ve çevre dostu olmaları gibi üstün özellikleri, Ni-MH bataryaları çeşitli uygulamalar için tercih edilen bir seçenek hâline getirmiştir. Bir Ni-MH bataryası temel olarak pozitif elektrot olarak nikel hidroksit ve negatif elektrot olarak AB₃ tipi bir alaşım (en çok "Mischmetal" olarak bilinir) içerir. Mischmetal, esasen A bileşeninde La, Ce, Nd gibi çeşitli nadir

toprak elementlerini (REE'ler) ve B bileşeninde Ni, Co, Al ve Mn gibi metalleri içeren bir alaşımdır. Nikel, demir ve çelik endüstrilerindeki yaygın kullanımıyla öne çıkan bir metaldir [52].

2.2.3. Kurşun-Asit Bataryalar

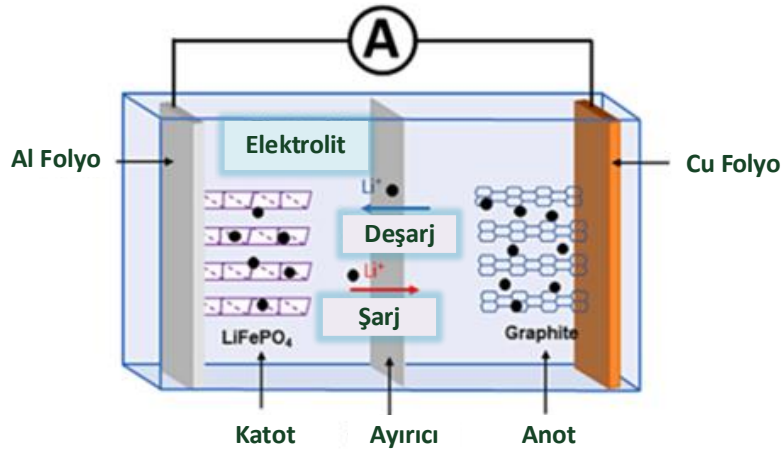
Kurşun-asit bataryası, 1859 yılında Gaston Planté tarafından icat edilmesinden bu yana, yeniden şarj edilebilir bataryaların en eski örneği olup bugün hâlâ milyar dolarlık bir endüstriyi temsil eden dayanıklı bir batarya teknolojisidir. Kurşun-asit bataryalar, mükemmel maliyet etkinliği ve güvenlik kayıtları sayesinde şimdiye kadar ticari olarak en başarılı sistemler arasında yer almıştır. Ancak, 165 yıllık bir gelişime rağmen, düşük enerji yoğunluğu ile güç ve enerji yoğunluğu ölçeklendirmesinin birbirine bağlı olması, bu bataryaların gerçek hayatta daha geniş bir kullanımını sınırlamaktadır [53].

Kurşun asit batarya deşarj olurken negatif ve pozitif elektrottan kurşun sülfat üreten bir şarj edilebilir bataryadır. Bu deşarj reaksiyonu Denklem 2.9'daki gibi oluşmaktadır [50]:



2.2.4. Lityum-İyon Bataryalar

Lityum bataryalar, 1991 yılında ticari olarak piyasaya sürülmesinden bu yana yaklaşık otuz yıldır geliştirilmekte ve detaylı şekilde incelenmektedir. Yüksek enerji yoğunluğu, uzun kullanım ömrü ve düşük ağırlık-hacim oranı gibi özellikleri sayesinde lityum bataryalar, yoğun ilgi görmüş ve kapsamlı araştırmalara konu olmuştur. Günümüzde bu bataryalar, elektrikli araçlardan insansız hava araçlarına, su altı araçlarından elektrikli gemilere, cep telefonlarından diğer taşınabilir elektronik cihazlara kadar geniş bir kullanım alanına sahiptir. Bununla birlikte, şarj ve deşarj verimliliği, deşarj kapasitesi, güvenlik ve stabilite gibi faktörler, lityum bataryaların performansını değerlendirmek açısından büyük önem taşır. Bu kriterler, büyük ölçüde kullanılan malzemelerin nitelikleri ve üretim süreçleriyle doğrudan ilişkilidir. Ayrıca, İHA uygulamalarında, ağırlık ve boyutu minimize etmek amacıyla lityum batarya modülleri dış kabuksuz şekilde tasarlanabilmektedir [54].



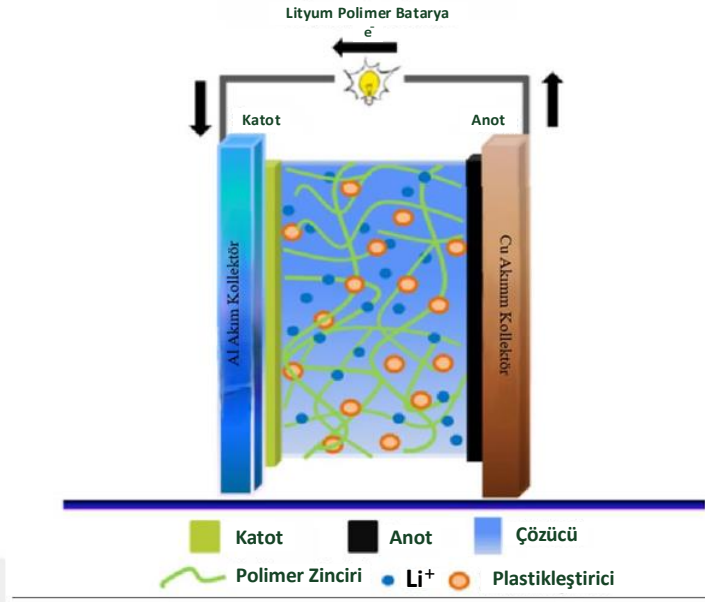
Şekil 2.6. Lityum iyon batarya yapısı

Şekil 2.6’da görüldüğü üzere, bir lityum-iyon pil temel olarak anot, katot ve sıvı elektrolit bileşenlerinden meydana gelir. Anot malzemesi olarak en yaygın tercih edilen grafit, lityum iyonları için yüksek stabilite ve iyi elektrik iletkenliği sağlaması nedeniyle öne çıkmaktadır. Diğer yandan, katot kısmında LiCoO_2 , LiMn_2O_4 ve LiFePO_4 gibi çeşitli malzemeler kullanılabilir. Katot malzemeleri arasında en yaygın olanlar, spinel yapısına sahip LiMn_2O_4 ile olivin yapılı LiFePO_4 ’tür [54].

2.2.5. Lityum-İyon Polimer Bataryalar

Lityum-iyon polimer bataryalar, diğer lityum türleri arasında en düşük kendi kendine deşarj oranına sahip olmaları nedeniyle avantajlıdır. Elektrolit olarak kullanılan polimer, bataryaların kolay ve çok yönlü üretim seçenekleri sunmasını sağlamıştır. Ayrıca, polimer elektrolit batarya üretiminde hız ve esneklik elde edilmiştir. Li-Po bataryaların kendi kendini deşarj etme özelliği diğer batarya türlerine kıyasla daha düşüktür [50].

Li-Po bataryaların elektrokimyasal yapısı Şekil 2.7’de verilmiştir. Reaksiyon denklemini Denklem 2.10’deki gibidir.



Şekil 2.7. Lityum İyon Polimer Batarya Yapısı [50]



Piller, FC sistemlerine kıyasla daha yüksek güç yoğunluğuna ve daha hızlı yanıt süresine sahiptir. Lityum bazlı piller, FC'lerle karşılaştırıldığında, yaklaşık 500 ila 2800 W/kg aralığında daha yüksek güç yoğunluğuna sahiptir. İHA uygulamaları için yüksek frekanslı ve darbeleri güç taleplerine karşı da oldukça etkilidir. Bu sebeple, gelişmiş lityum-iyon ve lityum-polimer teknolojileri ticari İHA'larda yaygın bir şekilde tercih edilmektedir. Ancak, göreceli olarak düşük enerji yoğunlukları nedeniyle, lityum bazlı piller çoğu zaman tek başlarına İHA'ları beslemek için yeterli olmazlar. Bu nedenle, FC'lerle bir pilin hibrit hale getirilmesi, iyi bilinen ve oldukça etkili bir sistemdir. FC/Pil hibrit tahrik sistemi, hem FC'nin hem de pilin avantajlarından yararlanır [21]. Kullanım amacına bağlı olarak uçuş süresinden ziyade daha çevik hareketlerin beklendiği uygulamalar için süperkapasitörler de tercih edilebilir. Süper kapasitörler güç yoğunluğu açısından bataryalara kıyasla oldukça iyidir. Ancak enerji yoğunluğu bataryalardan düşüktür, bu da uçuş süresini olumsuz etkilemektedir.

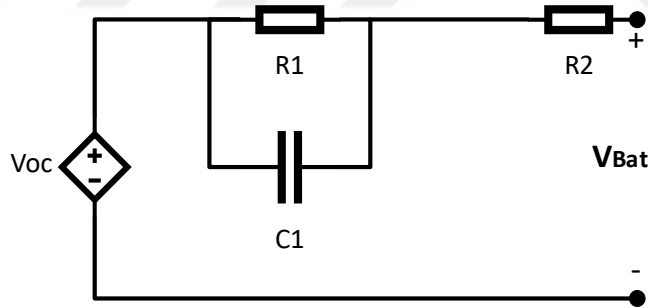
En çok kullanılan iki batarya türü ve süperkapasitörün karşılaştırılması Tablo 2.1'de görülmektedir [21].

Tablo 2.1. En çok kullanılan iki batarya ve süperkapasitörün detaylı karşılaştırılması

Tip	Enerji Yoğunluğu	Güç Yoğunluğu	Şarj-Deşarj Döngü Ömrü	Çalışma Verimliliği
Lityum-polimer	180 Wh/kg	2800 W/kg	>1000	>90%
Lityum-ion	90-200 Wh/kg	500-2000 W/kg	>1000	>90%
Süperkapasitör	4-15 Wh/kg	1000-10.000 W/kg	>100,000	>95%

2.3. Batarya Eşdeğer Devresi

Batarya modellemesi, bataryanın dış elektriksel özellikleri (gerilim, akım, sıcaklık vb.) ile iç durumu (iç direnç, şarj seviyesi vb.) arasındaki sayısal ilişkiyi belirlemek ve bu ilişkiyi analiz etmek açısından enerji yönetim sistemlerinin geliştirilmesinde kritik bir rol oynar. Eşdeğer devre modeli, bataryanın iç süreçlerini belirli elektriksel denklemler aracılığıyla ifade eder ve her bir parametrenin belirgin bir fiziksel anlamı bulunur ve bu sayede doğru şekilde tanımlanabilir [55]. Hibrit quadcopter uygulaması için tercih edilen batarya modelinin doğruluğu verimlilik açısından oldukça önemlidir. Bu çalışma için simülasyon amaçlarına uygun Şekil 2.8’te görülen devre modeli benimsenmiştir. Benimsenen modelin denklemleri, batarya kapasitesi SoC’yi dikkate alır [4]



Şekil 2.8. Batarya eşdeğer devresi

İç dirence seri bağlı R,C yapısı eklenerek daha gerçekçi sonuçlar elde edilmeye çalışılmıştır [56]. Burada I akımı batarya terminallerinden ölçülen akımı ifade eder. Şekildeki eşdeğer devrede V_{OC} gerilimi aşağıdaki denklemle hesaplanabilir [56].

$$V_{OC} = \left(\frac{1}{RT} + \frac{1}{RC} \right) \cdot I \quad (2.11)$$

Bu modelde, deşarj ve şarj denklemleri denklem 2.12 ve 2.13’deki gibidir. Deşarj durumu için denklem ($i > 0$) aşağıda denklem 2.12’de gösterilmiştir [4].

$$V_{bat} = E^0 - I.R + A.e^{(-B \int_{t_0}^{t_k} Idt)} - K_c \cdot \frac{Q}{Q - \int_{t_0}^{t_k} Idt} \cdot (\int_{t_0}^{t_k} Idt + I^*) \quad (2.12)$$

Şarj durumu için denklem ($i < 0$) aşağıda denklem 2.13'de görüldüğü gibidir:

$$V_{bat} = E^0 - I.R + A.e^{(-B \int_{t_0}^{t_k} Idt)} - K_c \cdot \frac{Q}{Q - \int_{t_0}^{t_k} Idt} \cdot \int_{t_0}^{t_k} Idt - K_R \cdot \frac{Q}{\int_{t_0}^{t_k} Idt - 0,1.Q} \cdot I^* \quad (2.13)$$

Burada:

- V_{bat} = batarya gerilimi (V)
- E^0 = bataryanın açık devre gerilimi (V)
- Q = batarya kapasitesi (Ah)
- I = batarya akımı (A)
- $\int_{t_0}^{t_k} Idt$ = bataryaya veya bataryadan şarj transferi (Ah)
- I^* = filtrelenmiş batarya akımı (A)
- R = batarya iç direnci (Ω)
- A = üstel bölge genliği (V)
- B = üstel kapasite (Ah)⁻¹
- K_c = polarizasyon sabiti (V/Ah)
- K_R = polarizasyon direnci (Ω)

Filtrelenmiş akım (I^*), düşük geçiş filtresinden geçirilen anlık batarya akımıdır. Bu model Simscape dili kullanılarak uygulandığından filtrelenmiş akımın cebirsel döngüyü önleme gibi birçok avantajından faydalanır [4]. Pilin şarj durumu (SoC) denklemi denklem 2.14'de gösterilmiştir. Burada SoC_0 ilk şarj durumudur ve Q , Ah olarak pil kapasitesidir. SoC şarjı tam dolu olan pil için %100 ve boşalmış pil için %0 olarak kabul edilir. Pil davranışını modellemek için Simulink'te bulunan Simscape Electrical kütüphanesi kullanıldı [57].

$$SoC(t) = 100 \left(SoC_0 - \int_0^t \frac{1}{Q} (d_t) \right) \quad (2.14)$$

Tasarlanan sistem için ilk kalkış anında yaklaşık 110W harici bir güç kaynağına yani bataryaya ihtiyaç vardır. Batarya değeri ağırlık ve verimlilik esaslarına bağlı olarak optimum değerde olmalıdır. Olması gerekenden büyük olması ekstra ağırlık ve güç tüketimi getirecektir ve aynı zamanda verimin düşmesine sebep olacaktır. Bunun içinde piyasada aktif olarak kullanılan 14,8 V, 8000 mAh, 40C, 4S Li-Po batarya değerleri ele alınmıştır. Söz konusu bataryanın özellikleri Tablo 2.2'de görülmektedir.

Tablo 2.2. 8000 mAh Li-Po Pil Özellikleri

Açık Devre Gerilimi (E^0)	14,8 V
C Derecelendirmesi	40C (10 saniye boyunca anlık 80C)
Kapasite (Q)	8000 mAh
Ağırlık	755 g
Boyutlar (mm)	180x60x35
Hücre Sayısı	4
Polarizasyon Sabiti (K_c)	0,0075 V/Ah
Polarizasyon Direnci (K_R)	0,0064 Ω
Üstel Bölge Genliği (A)	1,2 V
Üstel Kapasite (B)	2 (Ah) ⁻¹

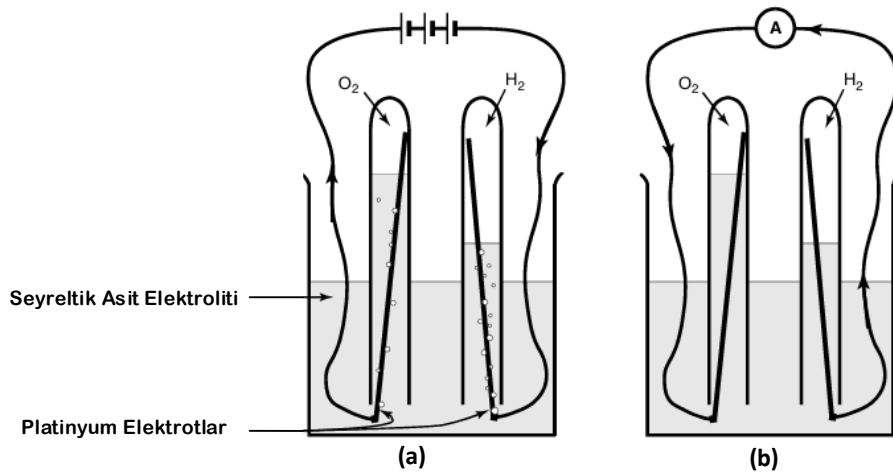
2.4. Hidrojenin Önemi ve Yakıt Olarak Hidrojen

Hidrojen, insanoğlu için en basit elementtir. Her bir hidrojen atomu sadece bir proton ve bir elektrona sahiptir. Aynı zamanda evrendeki en bol gazdır. Hidrojenle ilgili en büyük problem, Dünya'da saf olarak bulunmamasıdır. Her zaman diğer elementlerle karışmış halde bulunur. Bir hidrojen elementi oksijenle birleştiğinde su (H_2O) oluşur. Karbonla birleştiğinde ise metan (CH_4), kömür ve petrol gibi birçok bileşik oluşur. Ayrıca, hidrojen, biyokütle adı verilen tüm canlılarda bulunabilir. En hafif elementtir ve normal sıcaklık ve basınçta gaz halindedir. Bilinen tüm yakıtlar arasında ağırlık birimi başına en yüksek enerji içeriğine sahiptir. Enerji olarak tüketildiğinde tek atığı sudur ve sıfır emisyon üretir. Hidrojen üretmek için birçok enerji kaynağını kullanabiliriz. Hidrojen gaz olarak Dünya'da bulunmaz, onu üretmemiz gerekir. Hidrojeni sudan, biyokütleden, doğalgazdan, amonyaktan vb. ayırarak üretiriz. Bugün dünyada üretilen hidrojenin büyük çoğunluğu (%95-%97) gri hidrojendir. Yani birincil enerji kaynağı olarak doğalgazdan üretilen hidrojendir. Bunun nedeni, doğalgazdan hidrojen üretmek için buhar reformunun güvenilirliği ve ölçeklenebilirliği ile bu teknolojinin diğer yeşil hidrojen üretme seçeneklerine göre çok daha düşük maliyetleridir. Ancak daha yaşanabilir bir dünya ve küresel ısınmayı azaltmak adına yeşil hidrojen üretimine ağırlık verilmelidir. Hidrojen, yakıt hücreleri için oldukça önemli ve etkili bir yakıt olarak kullanılır. Enerjiye ihtiyaç duyulana kadar enerjiyi depolayabilir ve ihtiyaç duyulan yere taşınabilir. Hidrojen, geleneksel enerji kaynaklarıyla karşılaştırıldığında çok temiz ve verimli bir enerji kaynağıdır. Bugün hidrojen enerjisiyle ilgili bir dezavantaj, depolanmasıdır [58]. Hidrojen, en yüksek gravimetrik yoğunluğa sahip yakıt olarak bilinmesine rağmen, en düşük yoğunluklardan

birine sahip olma dezavantajına sahiptir. Bu nedenle, hidrojenin düşük yoğunluğunu aşmak için farklı depolama stratejileri uygulanmaktadır; örneğin, hidrojenin daha yüksek yoğunluk elde etmek amacıyla sıkıştırma yoluyla sıvılaştırılması yaygın bir yöntemdir, ama bu da çok enerji yoğunudur [59]. Ancak hidrojen sıkıştırma, nispeten küçük miktarlarda hidrojenin depolanması ve dağıtılması için en yaygın yöntemdir, tank başına 5 ila 10 kg H_2 arasında. Hidrojenin sıkıştırıldığı basınç, uygulamanın gereksinimlerine bağlı olarak değişir ve sabit uygulamalar için 50 ila 400 bar, mobilite uygulamaları için ise 900 bar'a kadar çıkar [59]. İHA'larda şu anda hidrojeni depolamak için üç teknik kullanılmaktadır: sıkıştırılmış hidrojen gazı, sıvı hidrojen ve kimyasal hidrojen üretimi. Yalnızca batarya ile çalışan İHA'lar yerine hidrojen ile hibrit bir şekilde çalışan İHA'lar, birkaç dakika yerine saatlerce uçabilir. Kaynaklarına göre Li-Po bataryalar 200 Wh/kg'ye kadar özgül enerjiye sahipken, sıkıştırılmış hidrojen tankı kullanan bir yakıt hücresi sistemi 1000 Wh/kg'ye kadar enerji sağlayabilir [40].

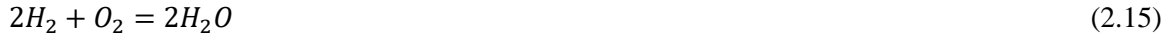
2.5. Yakıt Hücreleri

Yakıt hücresi, elektrokimyasal reaksiyonlar yoluyla elektrik enerjisi üreten bir cihazdır. Yakıt hücresi, yakıt olarak hidrojeni kullanır ve ara aşamalar olmadan elektrik üretir. Yakıt hücresi, hidrojen ve hava sağlandığı sürece süresiz olarak çalışabilir [60]. Hidrojen yakıt hücresinin temel işleyiş prensibi oldukça basittir. İlk yakıt hücresi deneyi, 1839 yılında avukat ve bilim insanı William Grove tarafından gerçekleştirilmiş ve Şekil 2.9(a) ve 2.9(b)'de gösterilen düzeneğe benzer bir deneyle gösterilmiştir. Şekil 2.9(a)'da, suya elektrik akımı uygulanarak hidrojen ve oksijen gazlarına ayrıştırıldığı elektroliz işlemi gösterilmektedir. Şekil 2.9(b)'de ise, güç kaynağı bir ampermetre ile değiştirilmiş ve küçük bir akım akışı gözlemlenmiştir. Bu durumda, elektroliz işlemi tersine çevrilmiş; hidrojen ve oksijen bir araya gelip elektrik akımı üretmiştir [61].



Şekil 2.9. (a) Suyun elektrolizi. (b) Oksijen ve hidrojenin yeniden birleşmesi. [61]

Yakıt hücresine bir başka bakış açısıyla yaklaşacak olursak, hidrojen yakıtının basit bir reaksiyonla "yakıldığı" veya "tutuştugu" söylenebilir. Şu denklemle ifade edilebilir:



Ancak, ısı enerjisi açığa çıkmak yerine, elektrik enerjisi üretilmektedir. Şekil 2.9(a) ve 2.9(b)'de gösterilen deney, yakıt hücresinin temel prensibini makul bir şekilde sergilemektedir, ancak üretilen akımlar oldukça küçüktür. Küçük akımın başlıca nedenleri gaz, elektrot ve elektrolit arasındaki "temas alanının" düşük olması ve elektrotlar arasındaki büyük mesafedir [61].

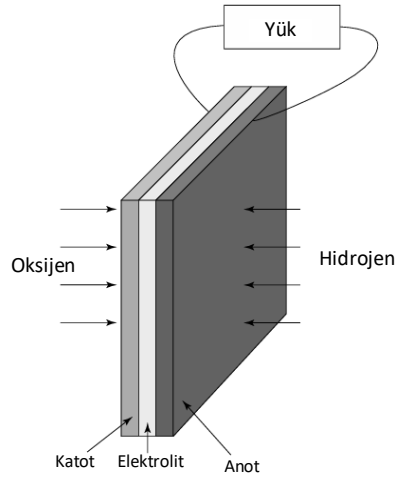
Bu sorunların üstesinden gelmek amacıyla, elektrotlar genellikle Şekil 2.9'da gösterildiği gibi düz tasarlanır ve ince bir elektrolit tabakası kullanılır. Elektrot, gözenekli bir yapıya sahiptir; böylece elektrolit bir yandan, gaz ise diğer yandan geçiş yapabilir. Bu yapı, elektrot, elektrolit ve gaz arasında maksimum temas sağlamak amacıyla tercih edilir. Bununla birlikte, hidrojen ve oksijen arasındaki reaksiyonun nasıl elektrik akımı oluşturduğunu ve elektronların kaynağını anlamak için her bir elektrottaki ayrı reaksiyonların incelenmesi gerekmektedir. Bu ayrıntılar, yakıt hücresi türlerine göre farklılık göstermekle birlikte, en basit ve yaygın tür olan asit elektrolitli hücre ele alındığında, Grove'un kullandığı türle başlanmış olunur. Asit elektrolitli bir yakıt hücresinin anotunda, hidrojen gazı iyonlaşarak elektronları serbest bırakır ve denklem 2.16'da görüleceği üzere H^+ iyonları oluşturur [61].



Bu reaksiyon enerjisi serbest bırakır. Katotta oksijen, elektrottan alınan elektronlar ve elektrolitten alınan H^+ iyonları ile reaksiyona girerek su oluşturur.



Açıkça görüldüğü gibi, bu reaksiyonların her ikisinin de sürekli olarak ilerleyebilmesi için anotta üretilen elektronların bir elektrik devresi üzerinden katoda geçmesi gerekmektedir. Ayrıca, H^+ iyonlarının elektrolitten geçmesi gereklidir. Bir asit, serbest H^+ iyonlarına sahip bir sıvıdır ve bu amaca çok iyi hizmet eder. Belirli polimerler de hareketli H^+ iyonlarını içerecek şekilde üretilebilir. Bu tür malzemelere proton değişim membranı denir, çünkü H^+ iyonu aynı zamanda bir protondur. Sistemin dengede tutulabilmesi için her bir oksijen molekülü için iki hidrojen molekülüne ihtiyaç duyulacağını görebiliriz. Bir yakıt hücresinin temel katot-elektrolit-anot yapısı Şekil 2.10'deki gibidir [61].



Şekil 2.10. Bir yakıt hücresinin temel katot-elektrolit-anot yapısı [61].

Hedef aynı olmakla birlikte çalışma prensibi olarak birden fazla yakıt hücresi modülü bulunmaktadır. Temel yakıt hücresi tipleri ve özellikleri aşağıdaki Tablo 2.3'te listelenmiştir [62].

Tablo 2.3. Temel yakıt hücresi tipleri ve özellikleri

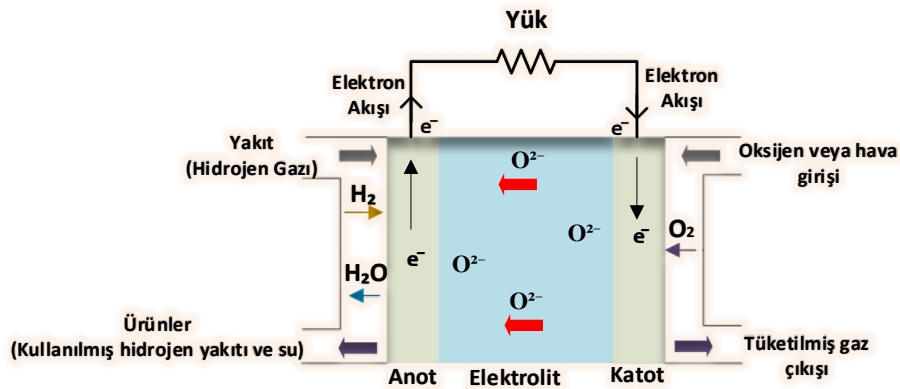
Yakıt Hücresi Tipi	Verimlilik(%)	Çalışma Sıcaklığı (°C)	Yük	Yakıt Tipi
PEMFC	40-60	30-110	H^+	H_2
AFC	45-60	120-250	OH^-	H_2
PAFC	37-42	150-220	H^+	$H_2, Metanol$
MCFC	55-60	600-700	CO_3^{2-}	H_2
SOFC	30-50	600-1000	O^{-2}	$H_2, Hidrokarbon$
DMFC	20-30	30-90	H^+	Sıvı Metanol
DEFC	20-40	25-120	H^+	Sıvı Etanol
PCFC	55-65	700-750	H^+	CH_4
ZAFC	30-50	$\leq 0-60$	OH^-	Zn
DBFC	40-50	20-85	Na^+	$NaBH_4$
DFAFC	30-50	30-60	H^+	Sıvı Formik Asit
DCFC	70-90	600-1000	O_2^-	Katı Karbon
BFC	30	20-40	H^+	$C_6H_{12}O_6$

Bir yakıt hücresi, temelde tüm fiziksel süreçlerin aynı olduğu bir bataryaya benzer bir elektrokimyasal cihazdır [63]. Ancak, bir yakıt hücresinin enerji kaynağı harici olarak sağlanır. Yakıt hücreleri ile piller için makroskobik parametre modelleri arasındaki ana fark, difüzyon süreçlerini nasıl ele aldıklarıdır. Bir pilde, elektrolit yalnızca iyonların hareketini kolaylaştırmakla kalmaz, aynı zamanda enerjiyi depolama işlevi de görür ve bu nedenle daha büyük bir elektrolit hacmine ihtiyaç duyar. Bu daha büyük hacim, pillerin yakıt hücrelerine göre daha hızlı yanıt verme özelliklerine olanak tanır. Öte yandan, bir yakıt hücresi, difüzyon işleminde elektroliti esasen iyonik bir iletken olarak kullanır. Bu nedenle, yakıt hücresindeki elektrolit tabakası bilinçli olarak ince tutulur; bu durum, elektrotlar arasında elektronik yalıtım sağlarken, iyonik iletkenlikteki direnci de minimumda tutar [63].

En çok tercih edilen yakıt hücrelerinden bazılarını inceleyecek olursak:

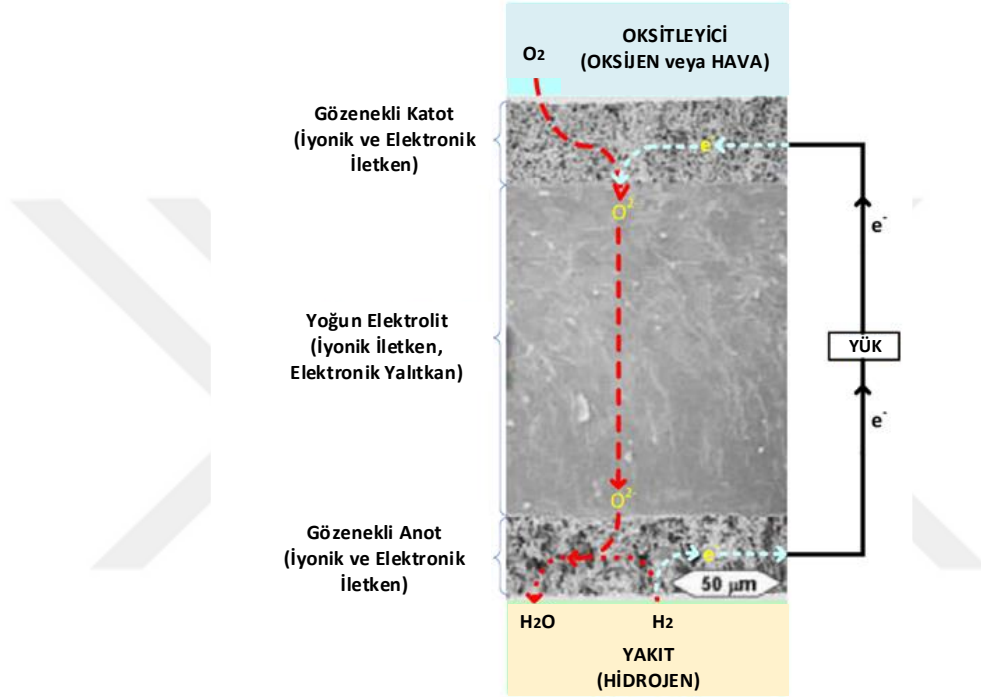
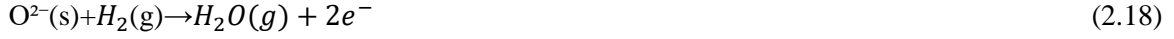
2.5.1. Katı Oksit Yakıt Hücreleri

Katı oksit yakıt hücreleri (SOFC'ler) tamamen katı hâlde bileşenlere sahiptir. SOFC yığınlarının farklı şekil ve tasarımlarına rağmen, hepsi aynı bileşenlere ve çalışma prensiplerine sahiptir. Tek bir SOFC, yoğun bir elektrolitin her iki tarafında gözenekli bir anot ve katottan oluşur. Reaksiyonlar, elektrotların her iki tarafında eşzamanlı olarak gerçekleşir. Katot tarafında, havaya maruz kalan bölgede oksijen molekülleri, oksijen iyonlarına (O^{2-}) indirgenir. Bu iyonlar, elektrolit boyunca anoda doğru yayılır ve burada yakıt (genellikle H_2) oksitlenerek su buharı (H_2O) oluşturur. SOFC'ler yeterli voltaj ve güç üretmek için seri hâlde birleştirilmelidir. SOFC yığınları inşa edilirken, her bir hücre için fiziksel montaj elemanları, yakıt/hava manifoldları ve elektriksel/termal iletkenler olarak görev yapan ara bağlantılar kullanılır. Bu durum Şekil 2.11'de gösterilmektedir [63].



Şekil 2.11. SOFC temel çalışma prensibi

SOFC anodu, yakıtın (hidrojenin) elektrot/elektrolit arayüzüne akışını sağlamak için gözeneklidir. Anot, elektrot ve elektrolitin birleştiği katmanda yakıtın oksidasyonunu katalize etmekten sorumludur; bu durum Şekil 2.12’de gösterilmiştir. Yakıt (genellikle hidrojen), katot tarafından gelen oksit iyonları ve oksitleyici katalizör, bu üçlü faz sınırında (TPB) bir araya gelir. Bu TPB reaksiyonu, Denklem 2.18 ile ifade edilebilir [63].



Şekil 2.12. Hava elektrodu, elektrolit ve yakıt elektrodu içinde ve bunların arayüzlerinde meydana gelen işlemlerin şeması, böyle bir elektrot/elektrolit yapısı için uygun bir mikro yapı üzerine bindirilmiştir.

Anoda benzer şekilde, katot da oksijen moleküllerinin elektrot/elektrolit arayüzüne ulaşmasını sağlamak için gözenekli olmalıdır; bu durum Şekil 2.12’de gösterilmiştir. Katot malzemelerinin oksitleyici bir ortamda kararlı olması gerekmektedir. Elektrolit ve ara bağlantının termal genleşme katsayılarının (CTE) uyumlu olması ve mükemmel karışık elektronik ve iyonik iletkenlik özelliklerine sahip olmaları gerekmektedir. Reaksiyon denklemi şu şekilde ifade edilebilir [63]:



Son yıllarda, araştırmacılar SOFC'lerin çalışma sıcaklığını düşürmeye yönelik büyük ilerleme kaydettiler. Anot destekli bir SOFC, ortalama 800°C kadar düşük bir sıcaklıkta çalışabilir.

Bu, SOFC'lerin güç yoğunluğundan ödün vermeden düşük sıcaklıklarda çalışması için ince film elektrolitlerin sentezlenmesiyle mümkün olur. Düşük sıcaklıklar ayrıca daha kolay imalata ve daha düşük üretim maliyetlerine yol açar [63].

SOFC teknolojisi büyük vaatler sunsa da, dikkatli bir şekilde ele alınması gereken bir dizi zorlukla karşı karşıyadır. Önemli bir endişe, karbon birikimini önlemek için gerekli olan buhar-karbon (S/C) oranını koruma ihtiyacıdır. Bu, bir yığın için asgari kriterlerle uyumlu kritik bir gerekliliktir. Geleneksel olarak, buhar üretimi suyun buharlaştırılması ile sağlanır; ancak bu durum, özel birimlerle suyun artırılmasını gerektirir, bu da sistem maliyetini artırır ve kontrol açısından sistemin karmaşıklığını derinleştirir [64].

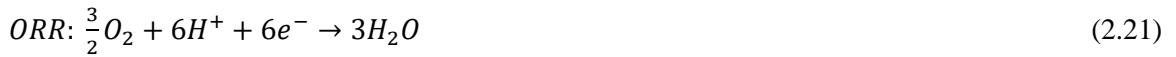
2.5.2. Doğrudan Metanol Yakıt Hücreleri

Doğrudan metanol yakıt hücreleri (DMFC'ler), PEMFC'ler (Proton Değişim Membran Yakıt Hücreleri) olarak adlandırılan daha büyük bir alt grubun bir parçasıdır. Daha doğrusu DMFC terimi metanol ile çalışan yakıt hücrelerini, PEMFC terimi ise hidrojen ile çalışan yakıt hücrelerini ifade eder. DMFC anoduna metanol çözeltisi veya saf metanol, katoduna ise hava beslenir. DMFC ile PEMFC arasındaki temel farklardan biri, MEA'daki (Membran Elektrot Montajı) katalizör malzemeleri ve katalizör yüklemeleridir. DMFC'nin anot katalizör katmanı, metanol reaksiyonunun ara ürünleri nedeniyle oluşabilecek katalizör zehirlenmesini azaltmak için saf karbon partiküllerine yerleştirilmiş saf platin (Pt) yerine, karbon partiküllerine yerleştirilmiş bir Pt ve rutenyum (Ru) alaşımı kullanır. Anotta kullanılan PtRu'nun kütle yüklemesi yaklaşık 4 mg/cm² düzeyindedir [65].

Anodik metanol oksidasyon reaksiyonu (MOR), metanolden proton üretir [65]:



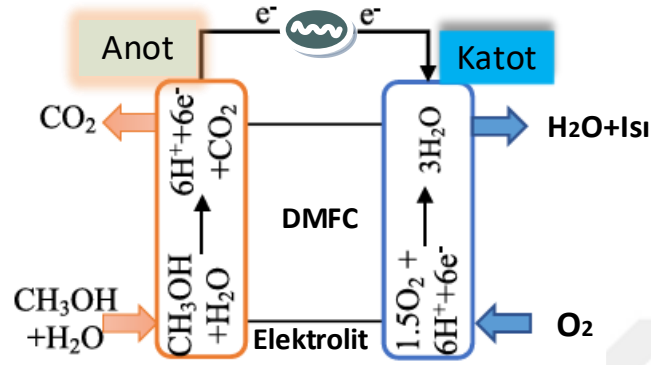
Hidrojen iyonları (protonlar) katoda ulaştığında ve sağlanan hava ile etkileşime girdiğinde, ORR (oksidasyon indirgeme reaksiyonu) meydana gelir [65]:



DMFC'nin katot katalizör katmanı, katalizör olarak karbon üzerine yerleştirilmiş platin (Pt) kullanır ve tipik Pt yüklemesi 1,5 mg/cm² seviyesindedir. Yakıt hücresinin genel reaksiyonu, Denklem 2.20 ve 2.21'in birleştirilmesiyle elde edilir ve Denklem 2.22'de gösterilmektedir [65].



DMFC'ler, Denklem 2.22 ile belirtildiği gibi CO_2 üretse de, metanol, CO_2 dahil olmak üzere çeşitli hammaddelerden elde edilen yenilenebilir kaynaklar kullanılarak üretilir. Bir PEMFC'deki hidrojen reaksiyonu CO_2 üretmezken, üretilen tüm hidrojenin yaklaşık %80'i fosil yakıtlardan gelir [65].



Şekil 2.13. İdeal yakıt tüketimi koşulları altında bir DMFC.

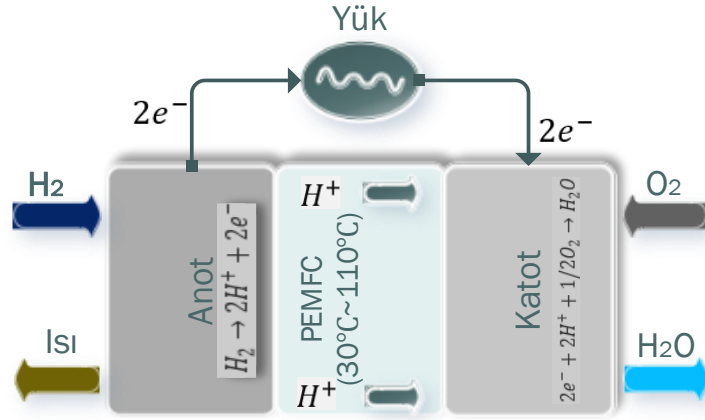
Şekil 2.13'de gösterildiği gibi hidrojen iyonları anottan katoda PEM üzerinden geçerken, elektronlar harici bir devreden geçerek bağlı sistemlere güç sağlar [65].

2.5.3. Proton Değişim Membran Yakıt Hücresi ve Eşdeğer Devre Modeli

PEMFC temel olarak elektrotlar, akış kanalları ve katalizlenmiş bir membrandan oluşur. Reaktant gazlar elektrotlardan akarken, elektronlar bir dış devreden geçer. Gazlar kanallardan konveksiyon yoluyla, ardından gözenekli ortamlardan geçerek platin tarafından katalizlenen elektrokimyasal reaksiyona yol açar. Bu süreçte açığa çıkan protonlar, proton iletken bir polimer membran üzerinden taşınırken, elektronlar ise iletken hücre bileşenlerinden iletilir. Elektrokimyasal süreç sonucu su üretilir ve bu su, hem elektrokimyasal sürüklenme hem de geri difüzyon yoluyla polimer membran üzerinden taşınır. Farklı formlardaki su, gözenekli katalizör ve difüzyon katmanı üzerinden taşınır. Süreç sırasında üretilen ısı, hücre bileşenleri üzerinden iletilir ve konveksiyon yoluyla reaktant gazlara ve soğutma ortamına aktarılır. PEMFC'ler, düşük sıcaklık yakıt hücreleri sınıfına girer [66].

PEMFC; dinamik, doğrusal olmayan, çoklu giriş ve çıkışa sahip, güçlü bir şekilde bağlı ve büyük gecikmelere sahip bir sistemdir. PEMFC'nin çalışma prensibi Şekil 2.14'de gösterilmektedir. Hidrojen, platin katalizörünün etkisiyle elektronları kaybeder. Ardından, hidrojen iyonları proton değişim membranı üzerinden anottan katoda geçiş yapar. Bu esnada, elektronlar harici bir devre aracılığıyla iletilir. Oksijen, hidrojen iyonları ve elektronlarla bir indirgeme

reaksiyonu gerçekleştirerek katotta su üretir. Sonuç olarak, PEMFC enerji üretimi sağlayabilir [67]. Şekil 2.14 'de PEMFC genel çalışma prensibi gösterilmektedir.



Şekil 2.14. PEMFC'nin çalışma prensibi

Temel bir PEMFC'de, hücrenin zar elektrot düzeni (MEA) içerisinde gerçekleşen bir elektrokimyasal reaksiyon vardır. Bu reaksiyon aşağıdaki şekilde ifade edilebilir:



Yukarıda incelenen yakıt hücrelerinden, doğrudan metanol yakıt hücreleri (DMFC'ler), katı oksit yakıt hücreleri (SOFC'ler) ve proton değişim membranı yakıt hücreleri (PEMFC'ler), gelişmiş havacılık teknolojisine sahip ülkelerdeki araştırma grupları tarafından havacılık uygulamaları için geliştirilmiştir. DMFC'ler doğrudan metanolü yakıt olarak kullandıkları için basittirler. Ancak, düşük güç ve enerji yoğunlukları nedeniyle küçük İHA'ların uzun süreli dayanıklılık görevleri için uygun değildirler. SOFC'ler yüksek sıcaklıkta çalıştırıldığından yüksek verimliliğe sahiptirler. Ancak, yavaş başlatma süresi ve yüksek çalışma sıcaklığı nedeniyle küçük İHA'lar için uygun değildirler. Aynı zamanda yüksek sıcaklık dolayısıyla özel ekipman ihtiyacı doğurur. PEMFC'ler yüksek enerji yoğunluğu ve kısa başlatma süresi gibi birçok avantaja sahiptirler. Sonuç olarak, PEMFC'ler küçük İHA'lar için en uygun yakıt hücreleri türüdür [68]. Tablo 2.4'te PEMFC, SOFC ve DMFC'nin belirli özellikleri açısından karşılaştırılması mevcuttur.

Tablo 2.4. İHA uygulamaları için en çok tercih edilen üç farklı tip yakıt hücresinin çalışma karakteristikleri [69]

FC Tipi	Yakıt Tipi	Çalışma Verimliliği	Çalışma Sıcaklığı	Yığın Gücü	Sistem Gücü
PEMFC	Hidrojen	40-60%	30-110°C	>500 W/kg	>150 W/kg
SOFC	Hidrojen veya Hidrokarbon	30-50%	600-1000°C	>800 W/kg	>100 W/kg
DMFC	Metanol	20-30%	30-90°C	>70 W/kg	>50 W/kg

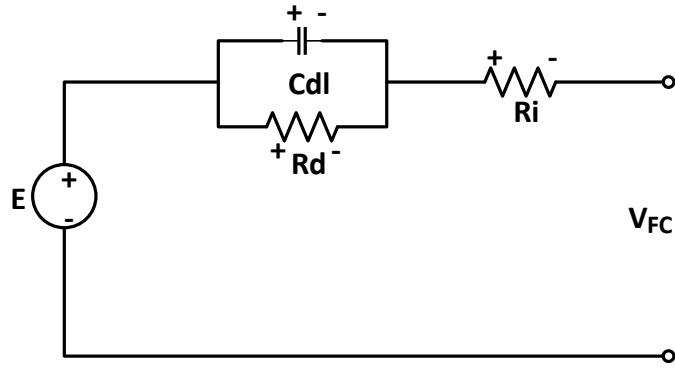
Hibrit İHA uygulamalarının çoğunda Horizon Technology firmasına ait H serisi yakıt hücreleri kullanılmaktadır. Ancak bu çalışma için ağırlığı daha optimize edilmiş ve havacılık uygulamaları için çok daha uygun olan Aerostack firmasına ait A-1000(HV) tercih edilmiştir. Aynı güçteki H serisi yakıt hücresi yaklaşık olarak 4,4 kg ağırlığındayken A-1000(HV) 1,8 kg ağırlığındadır. Bu da İHA'nın genel verimliliği açısından oldukça önemli ve kritiktir. İki yakıt hücresine ait değerler Tablo 2.5'de görülmektedir.

Tablo 2.5. İki yakıt hücresinin karşılaştırılması

Yakıt Hücresi Tipi	Anma Gücü	Ağırlık	Yığın Boyutları	Rated Performansı	Soğutma	Hidrojen saflığı
A-1000(HV)	1000W	1800g	194x127x193	39-61,8V	Hava ile	99,998%
H-1000	1000W	4400g	268x219x123	28,8V at 35A	Hava ile	99,995%

Bir hidrojen yakıt hücresinin elektrokimyasal potansiyeli, hidrojen ve oksijen basınçları ve sıcaklık gibi çalışma koşullarına bağlıdır. Yakıt hücreli hibrit İHA'larda maksimum verimlilik ve güç çıkışı elde etmek için bu parametreleri anlamak ve optimize etmek çok önemlidir.

Bir yakıt hücresi yığını, seri bağlı birkaç yakıt hücresinden oluşur. Şekil 2.15'de, bu sistem için kullanılan tek bir yakıt hücresinin eşdeğer devresi görülmektedir.



Şekil 2.15. Tek bir yakıt hücresinin eşdeğer devresi

Burada:

- V_{FC} hücre voltajıdır.
- R_i iç direnç değeridir.
- R_d aktivasyon ve konsantrasyon dirençlerinin toplamıdır.
- C_{dl} hücredeki zaman dinamiklerini hesaba katan paralel RC kapasitansı.

Sıcaklık ve basıncın sabit olduğu nominal koşullar altında, Nernst gerilimini (E) aşağıdaki denklemlerle hesaplayabiliriz:

$$E = E_{oc} - N A \ln \left(\frac{i_{FC}}{i_0} \right) \quad (2.26)$$

$$V_{FC} = N_{unit} E - R_i i_{FC} - V_d \quad (2.27)$$

$$\frac{1}{R_d} \left(\tau \frac{dV_d}{dt} + V_d \right) = i_{FC} \quad (2.28)$$

Burada:

- E_{oc} = Açık devre voltajı.
- N = Modül başına hücre sayısı.
- i_{FC} = Yakıt hücresinin ürettiği akım.
- V_{FC} = Yakıt hücresi terminalleri arasındaki voltaj.
- N_{unit} = Modül üniteleri (Seri).
- V_d = Yakıt hücresi dinamiklerini hesaba katan voltaj düşüşü.
- A = Tafel eğimi, volt cinsinden.
- i_0 = Nominal değişim akımı.
- $\tau = R_d \cdot C_{dl}$

Yakıt hücreleri ile pillerdeki en gelişmiş parametre modelleri arasındaki temel fark, difüzyon süreçlerinin ele alınış biçimidir. Pillerde elektrolit, yalnızca iyonların hareketini kolaylaştırmakla kalmaz, aynı zamanda enerji depolama işlevi de görür. Bu nedenle, pillerin daha büyük bir hacme sahip elektrolite ihtiyacı vardır. Bu durum, pillerin yakıt hücrelerine kıyasla daha hızlı tepki vermesine olanak tanır. Diğer taraftan, yakıt hücrelerinde elektrolit, difüzyon sürecinde yalnızca iyonik bir iletken olarak kullanılır. Bu sebeple, yakıt hücrelerinde elektrolit katmanını kasıtlı olarak ince tasarlanır. Böylece, elektrotlar arasında elektronik izolasyon sağlanırken, iyonik iletkenlikteki direnç de en aza indirgenir [37].

Bir FC'deki elektrokimyasal potansiyel, hidrojen ve oksijen basınçları ve sıcaklık gibi çalışma koşullarına bağlıdır. Hibrit İHA'larda maksimum verimlilik ve güç çıkışı elde etmek için FC'deki elektrokimyasal potansiyelin hidrojen ve oksijen basınçları ve sıcaklık gibi çalışma koşullarına bağlı olduğunu anlamak ve optimize etmek oldukça önemlidir.

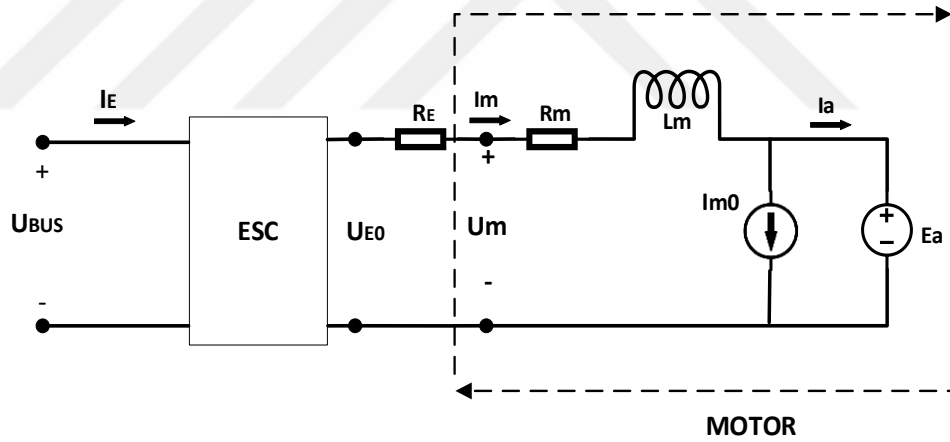
2.6. Elektronik Hız Kontrolörü (ESC) ve Fırçasız Motor (BLDC) Modeli

Elektronik hız kontrolörü (ESC) Darbe Genişlik Modülasyonlu (PWM) giriş sinyaline göre motor hızını değiştirmeyi amaçlayan elektronik bir devredir. Genellikle, ESC'ler esas olarak akımları ile karakterize edilir [70]. ESC'ler, genellikle servo sinyal çözücü, mikrodenetleyici ve motor akımını yükseltmek için kullanılan devrelerden oluşan bir yapıya sahiptir. Fonksiyonel açıdan bakıldığında, ESC'ler, kullanıcı tarafından gönderilen komutlara yanıt vererek motor hızını düzenler. Bu özellik, uçak, helikopter, multikopter ve diğer elektrik motorlu araçların hareketini sağlamak için kritik bir öneme sahiptir. ESC'ler, özellikle fırçasız motorların kontrolü için kullanılan elektronik sistemlerdir. ESC'lerin temel çalışma prensibi, motor sargılarına PWM sinyalleri iletmektir. Fırçasız motorlar trifaze yapıdadır ve üç ayrı uç üzerinden sürülür. ESC'ler, pilin sağladığı DC gerilimi üç fazlı bir AC sinyale çevirerek motora iletir. Bu yöntemle motorun hem dönüş yönü hem de hızı etkin bir şekilde kontrol edilebilir [71]. Fırçasız motorlar için tasarlanan ESC'ler, bir tür frekans dönüştürücü gibi çalışır. Motorun devir sayısını değiştirmek için gerilim yerine, PWM sinyallerinin frekansı ve genişliği ayarlanır. Bu yöntemle motorun hızı ve dönüş yönü etkili bir şekilde kontrol edilebilir. Karmaşık bir yapıya sahip olan bu ESC'ler, fırçasız motorların daha hassas ve verimli bir şekilde çalışmasını sağlar. Böylelikle, uçuş sistemlerinde daha yüksek performans ve güvenilirlik sağlanır [71]. ESC'ler bir İHA için; motor hızı ve güç yönetimi, hassas uçuş kontrolü, güvenlik, enerji verimliliği ve farklı uçuş modlarının desteklenmesi açısından oldukça önemlidir.

Döner pervaneli insansız hava araçlarının uçuşunu sağlayan kritik bileşenlerden biri fırçasız motorlardır. Fırçasız motor seçimi yapılırken KV (rpm/volt) değeri, pervane uyumluluğu, kaldırma kapasitesi, verimlilik ve gerekli voltaj gibi faktörlere dikkat edilmelidir. Bu özellikler, tasarımın

hedeflerine uygun şekilde belirlenir. KV değeri, BLDC motorlarının temel bir özelliği olup, motorun dönme hızını ifade eder. Bu değer, motorun her bir volt başına gerçekleştireceği devir sayısını belirtir. Yani, motorun belirli bir voltajda ne kadar hızlı döneceğini gösterir. Yüksek KV değerine sahip motorlar daha hızlı dönerken, düşük KV değerine sahip olanlar daha yavaş devir hızı sunar. KV değerine bağlı olarak pil seçimi yapmak doğru bir karar olacaktır [71]. BLDC motorlar yüksek güç yoğunluğuna sahiptir ve fırçaların olmaması güvenilirliklerini artırır. BLDC motor, sargıları statora yerleştirilmiş senkron bir elektrik motorudur ve rotorunda bir dizi kalıcı mıknatıs bulunur. Rotor, stator bobinleri tarafından üretilen manyetik alanların yönünü değiştirerek döner [72]. BLDC motorlar İHA'lar için; hafiflik ve kompaktlık, yüksek verimlilik, düşük bakım gereksinimi, yüksek tork ve hız kontrolü, titreşim gürültü azlığı ve güvenilirlik açısından oldukça önemlidir. Sonuç olarak BLDC motorlar, İHA'ların verimliliği, güvenilirliği ve performansı açısından vazgeçilmez bir bileşendir. Hafiflikleri, yüksek verimlilikleri ve bakım gerektirmeyen yapıları sayesinde İHA teknolojisinin gelişiminde kritik bir rol oynamaktadır. BLDC motorların teknolojik ilerlemeleri, gelecekte İHA'ların daha uzun süre uçmasını, daha ağır yükler taşımasını ve daha karmaşık görevleri yerine getirmesini mümkün kılacaktır.

BLDC ve ESC nin eşdeğer devre modeli Şekil 2.16'daki gibidir:



Şekil 2.16. Motor ve ESC'nin eşdeğer devre modeli

ESC (Elektronik Hız Kontrolcüsü), motor hız kontrolcüsü olarak çalışır ve uçuş kontrolcüsünün motorlarla ilgili niyetine yanıt verir, bu da şu şekilde açıklanabilir [70]:

$$U_{BUS} = U_M + I_m R_E \quad (2.29)$$

$$I_E = \sigma I_m \quad (2.30)$$

$$\sigma = \frac{U_{E0}}{U_{BUS}} \quad (2.31)$$

Burada, I_E ve U_{BUS} sırasıyla ESC giriş akımını ve gerilimini, σ gaz kelebeğini ifade eder.

Çok rotorlu İHA'larda kullanılan BLDC motorların eşdeğer akıları ve gerilimleri aşağıdaki gibi ifade edilebilir [70]:

$$I_m = \frac{T_M}{K_T} + I_{m0} \quad (2.32)$$

$$U_m = K_E N_M + I_m R_m \quad (2.33)$$

$$K_T = \frac{60}{2\pi} K_E, K_E = \frac{U_{m0} - I_{m0} R_m}{K_V U_{m0}} \quad (2.34)$$

Burada, I_m ve U_m sırasıyla motorun eşdeğer gerilimi ve akımını, I_{m0} ve U_{m0} motorun nominal boşa akımını ve gerilimini temsil eder. R_m , arma direncini; K_V , nominal boşa motor sabitini; ve N_m , motor hızını belirtir [70].

2.7. DC/DC Konvertör

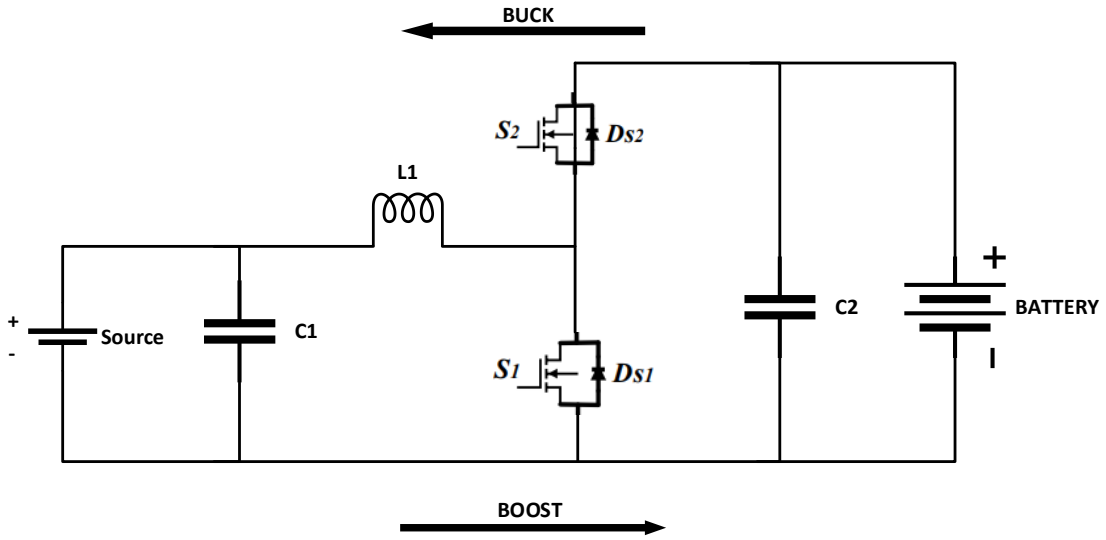
DC/DC dönüştürücüler güç regüle etmek için önemli cihazlardır [32]. DC/DC dönüştürücüler yük ve giriş gerilimi değişse bile çıkışta sabit DC çıkış gerilimi sağlamalıdır [73]. Dönüştürücüler, öncelikle belirli uygulamaları yerine getirmek için elektrik enerjisini farklı voltaj, akım veya frekans seviyeleri arasında dönüştürmek için kullanılır [74]. Dönüştürücü verimliliğini belirlemek için Kirchhoff'un kanunu kullanılmıştır. Eşdeğer statik model kullanan bir DC/DC dönüştürücü şu şekilde ifade edilebilir [32]:

$$U_{DC} = \frac{1}{\kappa_{DC}} (U_{IN} - L \frac{dI_L}{dt} - I_L R_L) \quad (2.35)$$

$$I_{DC} = \kappa_{DC} I_L \eta_{DC}^{sgn(I_{DC})} \quad (2.36)$$

Burada U_{IN} , U_{DC} dönüştürücünün giriş ve çıkış gerilimlerini temsil eder. R_L indüktör direncini ve L indüktansı belirtir. κ_{DC} bir katsayıdır. I_L ve I_{DC} ise akımı temsil eder [32].

Geleneksel bir DC-DC dönüştürücü devresi Şekil 2.17'de gösterilmiştir. Bu devre, hem buck hem de boost modlarında çalışabilme yeteneğine sahiptir [74].



Şekil 2.17. DC Konvertörün buck-boost modları

Buck dönüştürücü için anahtara iletilen görev çevrimi şu şekilde hesaplanır:

$$D = \frac{V_{out}}{V_{in}} \quad (2.37)$$

Bobinin minimum değeri için:

$$L_{min} = \frac{(1-D)*R}{2f} \quad (2.37)$$

Burada bulduğumuz L_{min} değeri bobin için seçilebilecek en düşük değerdir. Bu yüzden L_{min} değerinden daha büyük bir değer seçilmeli, ve genellikle hesaplardan sonuç olarak bulunan L_{min} değerinin yaklaşık 1,25 katı seçilmektedir [75].

Ortalama indüktör akımı:

$$I_L = \frac{V_{out}}{R} \quad (2.38)$$

Bobinden geçen minimum ve maksimum akım değerleri:

$$\Delta_{iL} = \frac{(V_{in}-V_{out})*D*T}{L} \quad (2.39)$$

$$I_{max} = I_L + \frac{\Delta_{iL}}{2} \quad (2.40)$$

$$I_{min} = I_L - \frac{\Delta_{iL}}{2} \quad (2.41)$$

Kondansatör hesabı için:

$$C = \frac{(1-D)}{8 * L * \frac{\Delta V_{out}}{V_{out}} * f^2} \quad (2.42)$$

Kondansatör seçimi için çıkış geriliminin dalgalanma oranı literature uygun olarak yüzde bir oranında seçilebilmektedir [75].

Boost dönüştürücü için hesaplamalar:

Görev çevrimi:

$$D = 1 - \frac{V_{in}}{V_{out}} \quad (2.43)$$

Devre için gereken minimum bobbin değeri:

$$L_{min} = \frac{D * (1-D)^2 * R}{2f} \quad (2.44)$$

Bobin ortalama akım değeri:

$$I_L = \frac{V_{in}}{(1-D)^2 * R} \quad (2.45)$$

Boost modu için değişken akım değerleri:

$$\frac{\Delta i_L}{2} = \frac{V_{in} * D * T}{2 * L} \quad (2.46)$$

$$I_{max} = I_L + \frac{\Delta i_L}{2} \quad (2.47)$$

$$I_{min} = I_L - \frac{\Delta i_L}{2} \quad (2.48)$$

Kondansatör için:

$$C = \frac{D}{R * \frac{\Delta V_{out}}{V_{out}} * f} \quad (2.49)$$

Bataryayı hem aşırı şarjdan hem de aşırı deşarjdan korumak için, çift yönlü DC/DC dönüştürücü çok önemli bir kontrolör parametresidir [76].

3. ENERJİ YÖNETİM SİSTEMLERİ

Enerji yönetimi sistemleri, çeşitli güç kaynaklarını koordine etmek ve hibrit güç sistem performansını artırmak için önemlidir. Son yıllarda, hibrit elektrikli araçlar için çalışılmıştır, ancak hibrit elektrikli İHA'lar için bu konuda çok az çalışma bulunmaktadır [33],[47]. Bu durum yakıt hücreli hibrit elektrikli insansız hava araçlarının hidrojen ekonomisi ve enerji bileşen ömürleri için hayati öneme sahiptir [42]. Enerji Yönetim Sistemi İHA'lar için uçuş koşulları, güç gereksinimleri, dinamik güç tepkisi, yakıt tüketimi, batarya aşınması, batarya sağlık durumu ve şarj durumu (SoC) izleme ve güç dağıtım verimliliği gibi kritik kısıtlamaları hesaba katmalıdır [40]. Enerji yönetimi stratejilerinin birçok türü vardır; kural tabanlı enerji yönetimi stratejileri, dinamik programlama tabanlı enerji yönetim sistemleri, bulanık mantık tabanlı enerji yönetim sistemleri, PMP tabanlı enerji yönetim sistemleri, optimizasyon tabanlı enerji yönetimi stratejileri ve öğrenmeye dayalı enerji yönetimi stratejileri bunlardan bir kaçıdır [44].

3.1. Bulanık Mantık Tabanlı Enerji Yönetim Sistemi

Bulanık mantık yöntemi, güçlü bir hata toleransı ve sağlamlık sunmasının yanı sıra, model gereksinimi olmadan çalışır ve karmaşık ortamlarda gerçek zamanlı çevrimiçi kontrol için oldukça uygundur. Bu yöntem, hibrit elektrikli sistemlerde enerji yönetimi alanında klasik bir kontrol aracı olarak öne çıkar ve genellikle çevrimiçi enerji yönetimi problemleri için bir referans noktası olarak kullanılır [32]. Bulanık mantık kontrol yöntemi, enerji yönetimi probleminin doğrusal olmayan ve karmaşık doğasını ele almak için sağlam ve uyarlanabilir bir çözüm olarak kanıtlanmıştır. Bulanık mantık kontrol çerçevesi, deneyimleri bir dizi bulanık kurala dönüştürür ve bu kurallar, gerçek zamanlı sinyalleri bulanıklaştırmak, bulanık değişkenler elde etmek ve aktüatöre çıktı sağlamak için kullanılır. Bulanık mantık kontrol, üç farklı aşamadan oluşur: bulanıklaştırma, bulanık çıkarım ve durulaştırma. Bu nedenle, bulanık mantık kontrolör tasarımı; değişkenlerin alanlarının belirlenmesi, değişken üyelik fonksiyonlarının tanımlanması ve bulanık kuralların oluşturulması gibi bir dizi adımı içerir [77]. Sonuç olarak, bulanık mantık kontrol yöntemi, giriş ve çıkış değişken alanlarının sistematik bir şekilde belirlenmesi, uzman bilgisine dayalı bulanık kuralların oluşturulması ve kontrolör çıktısının durulaştırma yoluyla elde edilmesini içerir [77].

3.2. Optimizasyon Tabanlı Enerji Yönetim Sistemi

Optimizasyon tabanlı enerji yönetim stratejilerinde, maliyet fonksiyonu genellikle kısıtlamalarla birlikte önceden oluşturulur. Tüm yöntemler, iki türe ayrılabilir: nedensel olmayan kontrol yöntemleri ve nedensel kontrol yöntemleri. Tipik nedensel olmayan kontrol algoritmaları arasında Dinamik Programlama (DP), Pontryagin'in Minimum İlkesi (PMP) ve Doğrusal

Programlama (LP) yer alır. Bu algoritmaların tamamı optimal kontrol teorisine dayanır ve yüksek hesaplama yükleri nedeniyle yalnızca çevrimdışı olarak uygulanabilir. Eşdeğer Tüketim Minimizasyon Stratejisi (ECMS) ve Model Öngörülü Kontrol (MPC) ise tipik nedensel algoritmalarıdır. ECMS, hem çevrimdışı hem de çevrimiçi kontrol için kullanılabilirken, MPC yalnızca çevrimiçi ve gerçek zamanlı durumlar için uygundur.

3.2.1. Eşdeğer Tüketim Minimizasyon Stratejisi Tabanlı Enerji Yönetim Sistemi

Eşdeğer Tüketim Minimizasyon Stratejisi (ECMS), genellikle diğer algoritmalarından daha düşük yakıt tüketimi ile ilişkilendirilen bir çevrimiçi kontrol algoritmasıdır. Nedensel bir kontrol algoritması olarak, belirli bir koşula bağlı olmadan her örnekleme durumunda tüketimi en aza indirmeyi amaçlar [13]. Nedensel bir kontrol algoritması olduğundan belirli koşullarla sınırlı değildir ve her örnekleme süresinde minimum tüketimi sağlamayı hedefler [78]. ECMS, sistemin yakıt kullanımını en aza indiren bir maliyet fonksiyonunun uygulanmasına dayanır. Küresel optimizasyonu yerel bir probleme dönüştürerek her zaman adımında bir maliyet fonksiyonunu minimize eder [79]. ECMS performans bozulmasını minimize etmek gibi herhangi bir değişkeni optimize etmek için kullanılabilir. Ancak, bozulmayı minimize etmeye yönelik bir EMS'nin uygulanması karmaşık modeller gerektirir ve tasarım ile kullanılan malzemelere bağlıdır [79].

3.2.2. Model Tahmin Kontrolörü Tabanlı Enerji Yönetim Sistemi

MPC (Model Tahmin Kontrol), algoritma dayanıklılığı nedeniyle süreç kontrol endüstrisinde yaygın olarak kullanılmaktadır. MPC'nin diğer optimal kontrol yöntemlerine göre temel avantajı, sonlu bir öngörü ufkuна sahip olmasıdır. Bu özellik, çevrimiçi minimum ilke çözümünün hesaplama yükü ile çevrimdışı ceza yüzey fonksiyonunun oluşturulma yükü arasında uygun bir denge kurulmasını sağlar ve MPC özellikle doğrusal olmayan veya belirsiz dinamik sistemler için uygundur. MPC, ECMS'e kıyasla daha düşük hesaplama yüküyle çevrimiçi kontrol gerçekleştirebilir karmaşık veya hassas modeller yerine durum denklemleriyle tanımlanabilir. MPC üç bölümden oluşur: tahmin modeli, yaklaşan ufuk optimizasyonu ve çevrimiçi düzeltme.

MPC'nin çalışma süreci dört ana adımdan oluşur:

1. Tahmin: Sabit bir N uzunluğundaki ufuk boyunca tahmini durum hesaplanır, bu işlem kaydedilen tarihsel verilere ve sistem modeline dayanır.
2. Kontrol Politikası Hesaplama: t anından $t+N$ anına kadar önceki tahmine dayalı olarak kontrol politikası hesaplanır.
3. Kontrol Uygulaması: Hesaplanan kontrol politikasının yalnızca t anındaki kısmı uygulanır, geri kalanı göz ardı edilir.

4. Güncelleme: t anındaki gerçek ölçümlerle güncellenir ve işlem yeniden birinci adıma döner.

Algoritmanın performansı, model kalitesi, örnekleme adımı ve tahmin ufkunun uzunluğuna bağlıdır. Tahmin ufku uzunluğu, kullanılan kontrol stratejisine, hesaplama çabasına, model doğruluğuna, dış koşullara ve bozucu etkilerine bağlı olarak ayarlanabilir. MPC denetleyicisi, SoC (Şarj Durumu) ve mekanik gücü tahmin etmek için tasarlanmış ve MPC'nin ECMS'e benzer optimizasyonu daha düşük hesaplama süresiyle sağlayabildiği doğrulanmıştır. Bu özellikler nedeniyle MPC, HPS (Karma Enerji Sistemleri) için enerji yönetimi araştırmalarında popüler bir konu haline gelmiştir. MPC çerçevesinde sağlam bir teori geliştirilmiş olsa da, hesaplama karmaşıklığı ile kontrolün muhafazakârlığı arasında kabul edilebilir bir denge sağlamak ciddi bir sorun olmaya devam etmektedir. Ayrıca model öngörülü yaklaşımın temel zayıflığı, hibrit güç sisteminin modelindeki belirsizliklere karşı duyarlılığıdır. Bu tür bozucu etkiler, EMS'nin (Enerji Yönetim Sistemi) performansında düşüşe neden olabilir. Daha genel kontrol literatüründe, ayarlanabilir kontrol, sağlam kontrol paradigmasına bir alternatif olarak gelişmiştir. Ancak, ayarlanabilir tekniklerin MPC çerçevesine entegrasyonu hâlâ nispeten açık bir sorun olarak kalmıştır [78].

3.2.3. PMP Tabanlı Enerji Yönetim Sistemi

PMP tabanlı EMS, uzun bir dayanıklılık süresi ve optimal güç dağılımını belirlerken birim zamana göre sistem tarafından sağlanan enerjiyi en aza indirmelidir. PMP, yerel olarak optimal bir çözüm elde edebilen anlık bir optimizasyon algoritmasıdır. PMP 'nin yalnızca enerji tüketimine odaklanan ve özel amaçlar için sonuçlar üreten iki türü vardır diyebiliriz [13]. Optimal Lagrange çarpanı ile yaklaşık optimal kontrol etkilerini bulmakta etkilidir. Birçok uygulamada bu nedenlerle tercih edilmektedir. Ancak, çevrimdışı yöntemler, gelecekteki sürüş bilgilerini önceden doğru bir şekilde belirleme gereksinimi nedeniyle gerçek zamanlı uygulamaları sınırlandırır ve genellikle diğer yöntemleri değerlendirmek için bir referans noktası olarak kullanılır .

3.2.4. Dinamik Proglama Tabanlı Enerji Yönetim Sistemi

Dinamik programlama, çok aşamalı problemleri çözen ve bazı kararlar içeren sayısal bir yöntemdir. Küresel olarak en iyi çözümü sağlar. Genellikle geleceği tam olarak anlamak gerektiğinden, referans değeri genellikle çevrimdışı olarak hesaplanır [13]. Dinamik Programlama, HPS (Karma Enerji Sistemleri) için enerji yönetiminde ideal ve tanınmış bir yöntem olarak kabul edilen ünlü bir küresel optimizasyon algoritmasıdır. DP'nin temel prensibi, çok aşamalı bir süreci bir dizi birbiriyle ilişkili tek aşamalı süreçlere bölmek ve bunları sırasıyla veya ters sırayla çözmektir. Optimal çözüm, mevcut ve gelecekteki kontrol kararlarının maliyetlerini göz önünde

bulundurarak istenmeyen bir sonucu en aza indirerek elde edilir [78]. Öte yandan DP belirli bir çalışma koşulu için uygundur ve büyük miktarda statik ve tarihsel bilginin önceden bilinmesi gerekir. Bellman'ın optimalite prensibine özgü olan "boyutlanma laneti" sorunu, çok boyutlu durumlara sahip karmaşık sistemlerde ortaya çıkar. Bu nedenle DP, yüksek hesaplama yükü nedeniyle yalnızca çevrimdışı durumlarda kullanılır. DP'den elde edilen sonuçlar genellikle diğer stratejileri değerlendirmek için bir kriter olarak kabul edilir [78].

3.3. Kural Tabanlı Kontrol Enerji Yönetim Sistemi

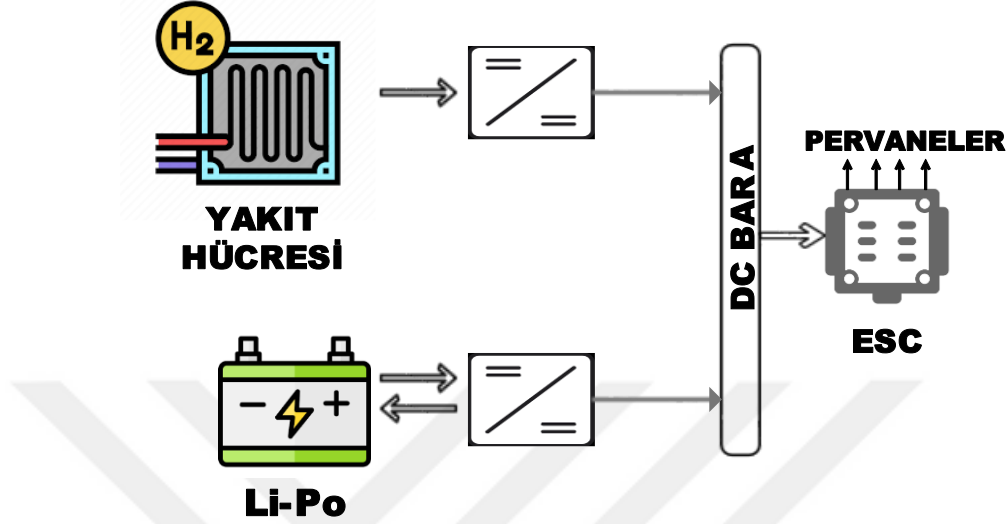
Kural tabanlı kontrol (RBC) yaklaşımları, mühendislik bilgisi, insan deneyimi, sezgi ve güvenlik gibi faktörlere dayalı olarak geliştirilmiş bir dizi önceden belirlenmiş kurallardan oluşur. RBC stratejileri, etkinliği ve sadeliği nedeniyle mühendislik problemlerinde yaygın olarak kullanılmaktadır [80]. Özellikle hibrit güç sistemi yönetimi için bilinen ve basit bir stratejidir. Bu yöntem, kontrol değişkenleri üzerindeki önceden belirlenmiş eşik değerlerine dayalı bir dizi kural olarak tanımlanır. Güç sistemi, bu gerçek kontrol değişkenlerini karşılık gelen eşik değerleriyle karşılaştırarak farklı modlarda çalışır [78]. Birçok avantajı vardır. Bunlardan bir kaçını şöyle sıralayabiliriz:

- Kurallar deterministiktir ve gerçekleştirilmesi kolaydır.
- Çok düşük hesaplama yükü gerektirir.
- Çevrimiçi ve gerçek zamanlı güç dağıtımını mümkün hale gelir.

Kural tabanlı kontrol çerçevesi, PI kontrolörleri tarafından yönlendirilen dönüştürücülerden oluşur. Bu enerji yönetimi güvenilirliği ve sadeliği sayesinde quadkopterlere başarı ile uygulanmıştır [78]. Kural tabanlı stratejilerin, mühendislik deneyimine göre güç tahsisini gerçekleştirmesi ve dolayısı ile çevrimiçi uygulamayı mümkün kılması onu birçok açıdan diğer enerji yönetim stratejilerine göre üstün kılar. Bu neden bu tez çalışması kapsamında kural tabanlı EMS benimsenmiştir.

Bu bağlamda, batarya birincil enerji kaynağı, yakıt hücresi ise ikincil enerji kaynağı olarak değerlendirilmiş ve güç çıkışı, kural tabanlı enerji yönetim sistemi tarafından düzenlenmektedir. Bataryanın birincil güç kaynağı olarak kullanılması, ani güç taleplerine hızlı bir şekilde cevap verilmesini sağlar ve sistemin güvenilirliğini artırır. Akım akışını kontrol etmek amacıyla bir DC bara kullanılmıştır. Ancak, yakıt hücresinin doğrudan DC baraya bağlanması, çıkış voltajında yüksek dalgalanmalara yol açabilir. Bu sorunu engellemek için, yakıt hücresi bir DC/DC dönüştürücü aracılığıyla DC baraya bağlanmaktadır. Pil, enerji tamponu olarak görev yapar ve ağırlığı azaltmak ile güç dönüşüm kayıplarını minimize etmek amacıyla genellikle DC baraya doğrudan bağlanır. Ancak, bu doğrudan bağlantı, pilin şarj ve deşarj akımının kontrol edilmesini imkansız kılar. Bu durum, aşırı şarj veya deşarj riski taşıyarak pilin ömrünü olumsuz yönde etkileyebilir. Ayrıca, pilin DC baranın voltajına uygun olabilmesi için gereksiz yere aşırı

boyutlandırılması gerekebilir. Bu dezavantajları gidermek ve DC baranın voltajını istikrarlı hale getirmek amacıyla, çift yönlü bir DC/DC dönüştürücü kullanımı gereklidir. Şekil 3.1’de bahsedilen hibrit güç sisteminin yapısı açık bir şekilde gösterilmektedir.



Şekil 3.1. Hibrit güç tedarik sistemi

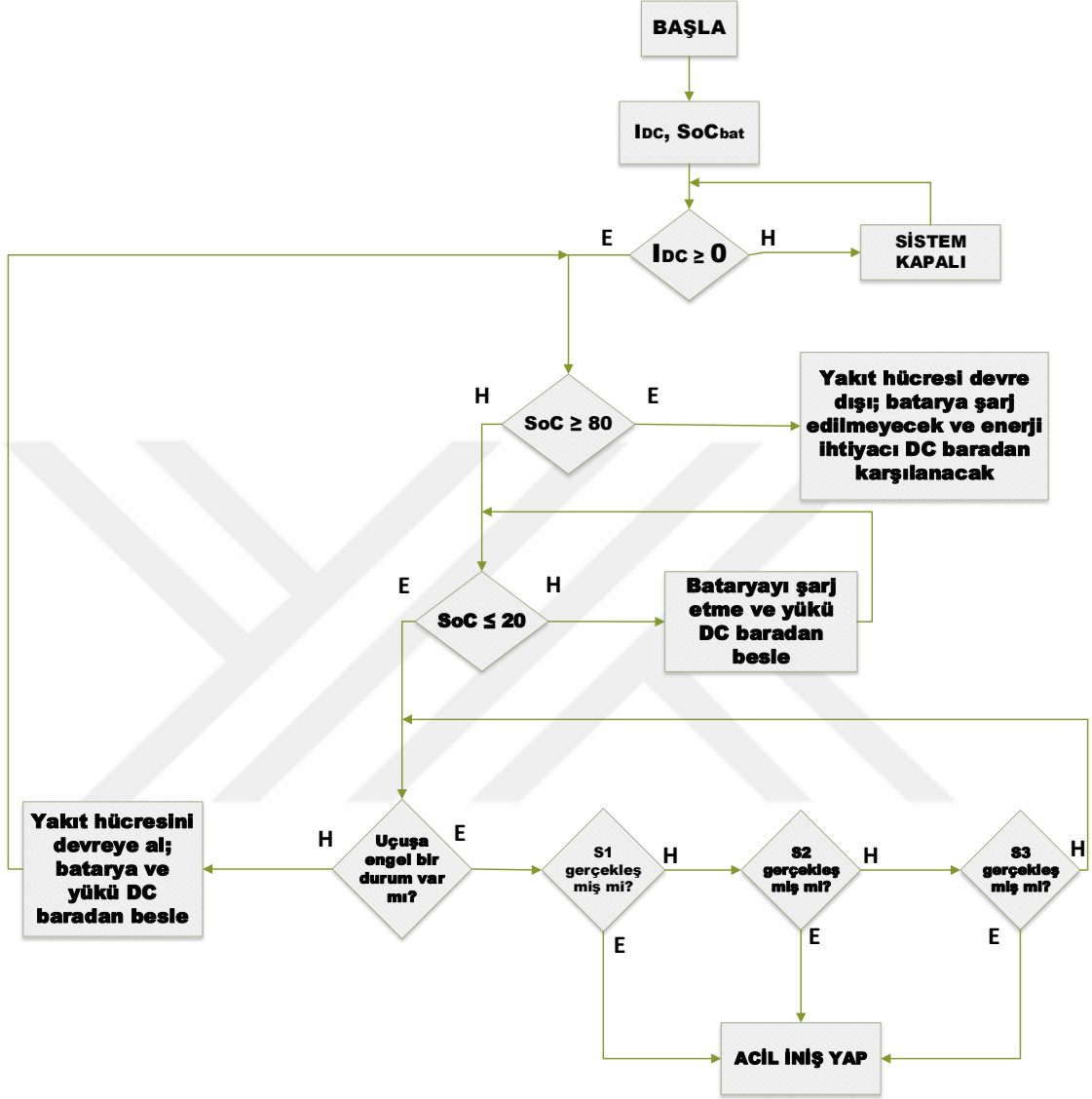
Simülasyon çalışmasında, seyir aşamasında herhangi bir rüzgar, manevra veya diğer alt sistemler tarafından güç tüketimi olduğu da ele alınarak daha gerçekçi sonuçlar elde edilmeye çalışılmıştır. Bir quadkopterin uçuş yörüngesini etkileyen en önemli dış etkenlerden biri rüzgâr olduğundan bu çalışma için ortalama 4,5 m/sn olarak ele alınmıştır. Etkiyen rüzgâr her açıdan değerlendirilerek sonuçlar alınmıştır. Bu doğrultuda Tablo 3.1’de kontrol parametrelerinin işlevselliğine bağlı olarak değerlendirmelere yer verilmiştir. Burada batarya şarj durumu SoC minimum değeri %20, maksimum değeri %80 olarak ele alınmıştır. Ancak ilk çalışma anında batarya tam dolu (%100) kabul edilir ve daha sonra tekrar dolma aşamasında maksimum seviye %80’dir. Talep edilen güç için minimum değer en iyi şartlar altında elde edilen seyir aşamasındaki değer, maksimum değer içinse ilk kalkış anındaki değer baz alınmıştır.

Tablo 3.1. Kontrol parametrelerinin işlevselliği

Kontrol Parametresi	İşlevsellik
Şarj Durumu	İlk çalışma anında SoC %100 değerinden $SoC \leq \%20$ düşene kadar batarya sisteme enerji aktaracaktır. $SoC \leq \%20$ ise yakıt hücresi devreye alınacak ve batarya şarj edilip yük DC baradan beslenecektir. Batarya seviyesi $\geq \%80$ olunca şarj işlemi sona erecek. $\%20 \leq SoC \leq \%80$ aralığında DC baradan enerji ihtiyacı karşılanacaktır.
Talep Edilen Güç	Talep edilen güç; batarya birincil enerji kaynağı olduğu için DC bara vasıtasıyla bataryadan karşılanır. Batarya şarjı belirlenen değer altına düşünce PEMFC devreye alınarak yükü besler ve bataryayı şarj eder. Batarya şarj seviyesi üst değer olarak belirlenen değere ulaşıncaya şarj işlemi sonlandırılır. Enerji ihtiyacı tekrar DC bara vasıtasıyla bataryadan karşılanır ve bu döngüsel olarak hidrojen tükenene ve batarya şarj seviyesi belirlenen alt limit değerine gelene kadar devam eder.
Quadkoptere Etkiyen Kuvvetler	Quadkoptere etkiyen dış kuvvetler fazla ise quadkopter hızı düşürülmekte. Etkiyen kuvvetler az ise quadkopter hızı arttırılacaktır.

Hibrit bir quadkopterde özellikle ilk çalışma anında PEMFC nin harici bir güç kaynağına ihtiyaç duyması ve kalkış anındaki enerji ihtiyacının yüksek olması güçlü bir batarya ihtiyacı doğurur. Quadkopter güç ihtiyacının fazla olduğu zamanlarda enerji ihtiyacının büyük bir çoğunluğunu bataryadan karşılayacaktır. Çünkü PEMFC güç yoğunluğu düşük olduğundan bu anlık güç ihtiyacını karşılayamaz. Ancak batarya seviyesine bağlı olarak PEMFC de devrededir ve DC baraya güç aktarmaktadır. Seyir aşamasında güç ihtiyacı toplam uçuş süresi boyunca ihtiyaç duyulan enerji seviyesine göre minimum seviyededir. Batarya seviyesi %20 değerine düşene kadar uzun bir süre enerji ihtiyacını karşılar. Batarya sağlığı açısından %20 seviyesinin altına düşmesi istenmediğinden PEMFC devreye girer ve DC baraya güç aktararak hem bataryayı şarj eder hemde sistemin enerji ihtiyacını karşılar. Şarj etme işlemi yine bataryanın sağlığı açısından %80 seviyesine geldiğinde kesilir. Batarya şarj seviyesi belirlenen bu üst limit değerine ulaştığında PEMFC devreden çıkar ve batarya DC bara vasıtasıyla alt limit değerine düşene kadar sisteme enerji sağlar. Bu adımlar hidrojen bitene kadar ve batarya şarj seviyesi %20 seviyesinin altına düşene kadar devam eder. Böylece enerji yönetimi sağlanmış olup uçuş süresi maksimize edilmiş olur. Batarya hem güç sağlayıp hemde enerji depoladığı için çift yönlü konvertör ile kullanılmıştır. Ancak PEMFC de tek taraflı olduğu için tek taraflı DC konvertör kullanılmıştır. Enerjinin dağıtımı DC bara ile yapılmıştır. ESC yardımıyla motorlara enerji dağıtımı sağlanmıştır. Enerjinin verimli ve etkin bir şekilde kullanılması batarya ve PEMFC ömrünü arttırmada da oldukça önemlidir. Batarya seviyesi (SoC) %20'nin altına inmeyecek ve SoC %80'nin üzerine çıkmayacak şekilde enerji yönetimi sağlanmıştır. Çünkü SoC bu seviyelerin altına indiğinde veya üzerine çıktığında batarya sağlığı açısından oldukça zararlı olacaktır, tekrar ederse bataryanın yanmasına sebep olabilir. EMS nin doğru bir şekilde yapılması sistem verimliliğini ve dayanıklılık süresini oldukça arttırmıştır. Bu bilgiler ışığında Şekil 3.2'de görülen akış diyagramı oluşturulmuştur. Burada; I_{DC} , DC bara akımı

SoC batarya şarj durumunu ifade eder. S1,S2 ve S3 ise acil iniş durumu için gerçekleşebilecek olası senaryoları ifade eder.



Şekil 3.2. Kural Tabanlı Enerji Yönetim Stratejisi

Sistem, öncelikle bataryayı kullanmaya çalışır. Batarya şarj seviyesi düşük olduğunda veya ani güç ihtiyacı durumunda yakıt hücresini devreye sokar. Batarya şarj seviyesini belirli bir aralıkta tutmak hem bataryanın ömrünü uzatır hem de yakıt hücresinin gereksiz yere çalışmasını engeller. Sistemde enerji kaynaklarının kritik seviyelere düşmesi veya uçuş güvenliğinin tehlikeye girmesi durumunda acil iniş prosedürü gerçekleşir. Acil iniş durumu için gerçekleşebilecek senaryolar aşağıdaki gibidir:

- **Senaryo:1** Eğer hidrojen tükenmişse veya yakıt hücresi arızalanmışsa, sistem güç ihtiyacını bataryadan karşılar. Ancak batarya şarj seviyesi %20 seviyesi ve altına inerse acil iniş süreci başlatılır ve uçuş denge kontrolü sağlanarak quadkopterin güvenli bir şekilde iniş yapması için rotor hızı azaltılır. Otonom iniş algoritması devreye girerek belirlenen en güvenli noktaya iniş gerçekleştirilir.
- **Senaryo:2** Bataryanın arızalanması veya beklenmedik bir şekilde devre dışı kalması durumunda, sistemin enerji yönetimi yakıt hücresine kaydırılır ve enerji ihtiyacı doğrudan yakıt hücresinden karşılanır. Ancak, yakıt hücresinin güç yoğunluğu düşük olduğu için, ani güç taleplerine yetişemeyebilir. Böyle bir durumda, güç yönetim sistemi yük azaltma stratejisini uygular. Yani, sistemin ikincil yükleri (örneğin, bazı sensörler veya yan sistemler) devre dışı bırakılarak kalan enerji uçuş için optimize edilir. Eğer sistem hala yeterli gücü sağlayamıyorsa, acil iniş prosedürü başlatılır.
- **Senaryo:3** Uçuş sistemindeki herhangi bir elamanda arıza olması durumunda quadkoptere güç akışı devam ediyorsa ve olumsuz bir durum yoksa uçuş normal seyrinde devam eder. Ancak güç akışında veya uçuşu tehlikeye sokabilecek sıcaklık artışı v.s başka olumsuz durumlar söz konusu ise en yakın güvenli noktaya acil iniş yapılır.

Sonuç olarak kural tabanlı enerji yönetimi, quadkopterin güvenli ve verimli bir şekilde çalışmasını sağlamak için kritik bir role sahiptir. Batarya seviyesi, yakıt hücresinin durumu ve dışsal etkenler dikkate alınarak proaktif enerji yönetimi gerçekleştirilir. Hidrojenin tükenmesi, bataryanın arızalanması veya aşırı güç talebi gibi senaryolar sistem tarafından tespit edilerek güç tahsisi optimize edilir ve gerektiğinde acil iniş prosedürü devreye alınır. Bu strateji, quadkopterin uçuş süresini maksimize etmeyi ve beklenmedik durumlara karşı güvenliğini artırmayı amaçlar.

4. HİBRİT QUADKOPTER TASARIM PARAMETRELERİ

Oluşturulan hibrit tasarım ile uçuş süresinin arttırılması amaçlandığı için bir quadkopterin tasarım aşamasında, quadkopter ve görevin temel özelliklerini ayrıntılı olarak açıklayan görev profili ve gereksinimleri belirlenmelidir. Basit bir görev; kalkış, tırmanış, seyir, alçalma ve iniş olmak üzere beş uçuş aşamasını içerebilir. Bu doğrultuda quadkopterin özellikleri, kalkış ağırlığı, kalkış mesafesi, çalışma yüksekliği, tırmanma veya iniş hızı ve dayanıklılık gibi unsurları içerebilir. Bu faktörler belirlendikten ve gerekli analizler detaylı olarak yapıldıktan sonra görevin ilk güç gereksinimleri tahmin edilebilir [81]. Model quadkopterin tasarım değişkenleri Tablo 4.1'deki gibi planlanmıştır.

Tablo 4.1. Tasarlanan Hibrit Quadkopterin Özellikleri

Parametre Adı	Değer	Birimi
Quadkopter kalkış ağırlığı	6,536	Kilogram
Pervane çapı	13*8	İnch
Pervane sayısı	4	-
PEMFC anma gücü	1000	Watt
Batarya hücre kapasitesi	8000	m-Ah
Hidrojen tankı kapasitesi(26.9 g/L)	3	Litre
Maksimum uçuş yüksekliği	40	Metre
Toplam uçuş süresi	165	Dakika

Pervane çapı, genellikle ağırlık ile orantılıdır. 6,536 kg ağırlığında bir quadkopter için 13*8 inç çapındaki pervaneler uygundur. Daha büyük pervaneler, daha fazla itki üretebilir, ancak motorlara daha fazla yük bindirir. Tercih edilen pervane karbon fiber yapıdadır. Yüksek itki üreterek motorun verimliliğini artırır ve PEMFC destekli sistemlerde enerji tasarrufu sağlar. Rüzgar direncine karşı da oldukça iyi performans gösterir. Söz konusu pervanenin özellikleri tablo 4.2'de görülmektedir.

Tablo 4.2. 13*8 Pervane Özellikleri

Boyut	13*8 inç
Ağırlık	25g
Malzeme	Karbon Fiber

Bir quadkopterin pervaneleri, dinamik model üzerinde belirgin bir etkiye sahiptir. Pervaneler, aracın yüksekliği ve duruşunu sağlamak için motorların RPM değerine bağlı olarak üretebilecekleri itiş gücüne göre seçilir. Pervane dönüşlerinden kaynaklanan torkun dengelenmesi amacıyla, bir quadkopterde iki pervane saat yönünde, diğer iki pervane ise saat yönünün tersine döner. Dönen pervaneler, yerçekimine karşı koyarak aşağı yönlü itiş sağlar ve quadkopterin havada kalmasına olanak tanır. Bu tür quadkopterlerde, itme veya çekme işlevine sahip pervaneler ile iki veya daha fazla bıçaklı farklı pervane tipleri kullanılabilir. Pervanelerin performansı; eğimi, çapı, kordon genişliği ve yapıldığı malzeme gibi özelliklere bağlıdır. Pervane çapı ve eğimi gibi temel parametreler ise güç ve itiş hesaplamalarında kritik rol oynar [82]. Bundan dolayı, her biri 13*8 inç ölçülerinde, hafif yapısıyla öne çıkan karbon fiber RC pervaneler tercih edilmiştir.

Tasarlanan sistem için ilk kalkış anında yaklaşık 110W harici bir güç kaynağına yani bataryaya ihtiyaç vardır. Batarya değeri ağırlık ve verimlilik esaslarına bağlı kalarak optimum değerde olmalıdır. Olması gerekenden büyük olması ekstra ağırlık ve güç tüketimi getirecektir ve aynı zamanda verimin düşmesine sebep olacaktır. Bunun içinde piyasada aktif olarak kullanılan 14,8V 8000mAh 40C 4S Li-Po batarya değerleri ele alınmıştır. Söz konusu bataryanın özellikleri Tablo 4.3’de görülmektedir.

Tablo 4.3. 8000mAh Li-Po Özellikleri

Gerilim	14,8 V
C Oranı	40C (80C Anlık, Maksimum 10 saniye)
Kapasite	8000 mAh
Ağırlık	755g
Boyut (mm)	180x60x35
Hücre Sayısı	4

Tasarımda ESC için Hobbywing markasının değerleri baz alınmıştır. Hobbywing diğer ESC modellerine göre oldukça hafif, anahtarlama hızı yüksektir ayrıca birçok özelliği desteklemekte ve 65A sürekli akım sağlayabilmektedir. 3-6S li-po uyumlu olması ve 65A sürekli akım sağlayabilmesi kullanmış olduğumuz motorlar için uyumlu olduğunu göstermektedir. Çok çeşitli programlama özelliklerine ve yumuşak bir gaz keleşi tepkisine sahiptir. Süper hafifliği, küçük

boyutu ve yüksek tepki hızı, onu önerdiğimiz tasarım için en iyi seçim haline getiriyor [83]. Seçilen ESC için ayrıntılı özellikler Tablo 4.4'de gösterilmiştir.

Tablo 4.4. Hobbywing X Rotor FPV G2 65A ESC Özellikleri

Giriş Gerilimi	3-6S Li-po
Sürekli Çalışma Akımı	65A
Boyutlar	52x42x6,6mm
Ağırlık	15gr
BEC Çıkışı	5V&0,6A

Motorlar, quadkopterlerin en önemli bileşenidir. Çoğu quadkopter projelerinde fırçasız DC motorlar (BLDC) kullanılır çünkü bunlar fırçalı motorlara göre daha yüksek tork sağlar ve fırçalı motorlar kadar bakım gerektirmez. Aynı zamanda verimlilikleri oldukça yüksektir. BLDC'lerin iki türü vardır: iç koşucular ve dış koşucular. Dış koşucular, iç koşuculara göre daha yüksek tork üretir ve bu da onları quadkopterler için popüler hale getirir. Motorlar için farklı KV derecelendirmeleri mevcuttur ve bu dereceler, motorun maksimum voltajla çarpıldığında elde edeceği maksimum RPM'yi gösterir. Düşük KV dereceli motorlar genellikle büyük pervaneler için kullanılırken, yüksek KV dereceli motorlar küçük pervaneler için kullanılır [82]. Bu kapsamda kurulan sistemin dinamikleride göz önünde bulundurularak 4 adet Brushless DC motor kullanılmıştır. Model quadkopter için motor seçiminde: bataryaya uyumlu olması, maksimum itki kuvvetinin yeterli olması, pervane çapına ve ESC ye uyumlu olması gibi bir çok özellik göz önünde bulundurulmuştur. Bu elemanların hepsi birbirine bağlı olduğu için seçimine özen gösterilmelidir. Çünkü simülasyon çalışmasının doğruluk oranını önemli ölçüde etkileyecektir.

DC/DC konvertörler ağırlık olarak azımsanamayacak bir boyuttadır. Model quadkopter için bir adet tek yönlü bir adet de çift yönlü olmak üzere toplam 2 adet konvertör yeterli olacaktır. Konvertörlerin her biri yaklaşık 120g ve bu da toplamda 240g lık bir ağırlık demektir. Bu konvertörlerden biri batarya çıkışına bağlanırken diğeri yakıt hücresinin çıkışına bağlanacaktır. Bataryaya bağlanacak olan dc konvertör çift yönlüdür ancak yakıt hücresine bağlanan tek yönlüdür.

Ağırlık olarak en büyük elemanlardan biri de hidrojen tankıdır. Bu yüzden doğru değerde seçilmesi uçuş performansı açısından son derece önemlidir. Bazı çalışmalarda ekonomik olması ve hafif olmasından dolayı hidrojen tankı olarak paintball endüstrisinde kullanılan sıkıştırılmış hava tankları tercih edilmiştir. Ancak bu durum oldukça risklidir [4]. Çünkü hidrojen genellikle sıkıştırılmış halde depolanabilir. Sıkıştırılmış tanktaki hidrojen basıncı 35-70 MPa'ya ulaşabilir. Bundan dolayı hidrojen depolama tankı için iç astar ile dış kap arasında yalıtım sağlanmalı ve termal iletkenlik azaltılmalıdır [54]. Bu yüzden bu aliminyum silindirler C_{O_2} depolamak için tasarlandığından hidrojen gazı silindirin duvarlarına nüfuz edebilir ve aliminyum silindiri

zayıflatabilir. Aslında bu zayıflamaya sebep olan hidrojen gevrekleşmesidir ve bu bir tür korozyon olarak kabul edilir. Buna bağlı olarak stress çatlakları oluşur. Sonuç olarak, alüminyum silindirin dayanımı düşer [4]. Bu tür durumların yaşanmaması için hidrojen depolama için özel olarak imal edilen tankları tercih etmek gerekir. Enerji tüketiminde ağırlık en önemli etken olduğundan ve hidrojen tankıda ağırlık olarak toplam sistem ağırlığının yüzdesel olarak önemli bir kısmını oluşturduğundan seçimi oldukça önem arz etmektedir. Yapılan araştırma neticesinde boyutunun ve ağırlığının diğer hidrojen tanklarına nispeten daha uygun olması ve dayanıklılığın daha uygun olmasından dolayı X-Fiber S3 hidrojen tankının değerleri baz alınmıştır. Tank 3L kapasiteye sahiptir ve litre başına 26,9g hidrojen depolayabilir. Söz konusu tankın özellikleri Tablo 4.5’de görülmektedir:

Tablo 4.5. X-Fiber S3 Teknik Özellikleri

Tip	Çapı(mm)	Uzunluk(mm)	Ağırlık(g)	Hacim(L)	Dolum Basıncı (bar)	Test Basıncı(bar)
X-Fiber S3	119	440	1910	3	300	450

En önemli noktalardan biri de quadcopterin hidrojen tüketimi ve verimliliğidir. Aynı zamanda tasarım quadcopterin ticarileştirilmesi için en çok dikkat edilmesi gereken değerlerden biri şüphesiz hidrojen tüketim verisidir. Hidrojen tüketimini dakika cinsinden birkaç uygulama için inceleyecek olursak:

Xiao C. ve arkadaşları yapmış oldukları çalışmada dakikada yaklaşık 0,644g hidrojen tüketimi sunmuşlardır [20]. Bir diğer çalışmada Tian v.d dakikada 0,445g hidrojen tüketimi olan hibrit bir tasarım yapmışlardır [44]. Boukoberine M. ve takım arkadaşları ise dakika başına 1,316g tüketim elde etmişlerdir [35].

Ancak hidrojen tüketim verisi kullanılan PEMFC çıkış gücüne sistemin toplam ağırlığına ve diğer bileşenlere bağlı olarak değişkenlik göstermektedir. Burada esas olan sistemin genel verimliliğidir. Bu çalışma kapsamında oluşturulan hibrit quadcopter tasarımı seçilen özel ve hafif malzemeler, etkin EMS ve düşük hata payına sahip yörüngesi sayesinde dakikada 0,418g hidrojen tüketimi elde etmiştir. Bu tüketim verisi ve sistem verimliliği tatmin edici bir değerdir.

Daha gerçekçi ve iyi bir simülasyon sonucu için bütün parçalar özenle araştırılarak en uygun değerlerde seçilmiştir. Uçuş süresinin olabilecek en uzun sürede olması için ağırlık en büyük etkindir ve bu durum göz önünde bulundurularak araştırma kapsamlı bir şekilde yapılmıştır. Seçilen bütün parçaların ağırlıkları Tablo 4.6’da görülmektedir.

Tablo 4.6. Hibrit quadkopterin ağırlık dağılımı

Bileşen	Kütle(g)	Toplam ağırlıktaki yüzdesi
1000W PEMFC Yığılı	1800	27,54
Hidrojen Sistemi	2050	31,36
Batarya Sistemi	755	11,55
BLDC Motor(4 adet)	276	4,22
ESC	15	0,23
Pervaneler(4 adet)	100	1,53
Gövde	1100	16,83
DC Konvertör(2 adet)	240	3,67
Diğerleri(GPS, alıcılar v.d)	200	3,06
Toplam	6536	100

Ağırlık enerji tüketimindeki en önemli etkenlerden olduğundan tasarım aşamasında elemanların doğru bir şekilde seçilmesi oldukça önemlidir. PEMFC, batarya ve hidrojen tankı üçlüsü ağırlık olarak büyük bölümü oluşturduğundan doğru değerlerde seçilmesi ve en doğru şekilde konumlandırılması çok büyük önem arz etmektedir. Hidrojen tankı dengeli bir uçuşun da sağlanması adına en üstte, batarya ve PEMFC'den oluşan güç ünitesi ise en alttadır. Oluşturulan hibrit tasarım modeli aşağıda açık bir biçimde belirtildiği gibi Şekil 5.1'de görülmektedir.

Yapılan diğer simülasyon çalışmalarının çoğu MATLAB/Simulink ve diğer bir kaç program ile gerçekleştirilmiştir. Ancak bu çalışma için MATLAB/Simulink dahilinde Simscape kullanılmıştır. Batarya, yakıt hücresi ve elektrik yüklerini modellemek amacıyla Simscape dilinin kullanılması, hem bileşen hem de sistem seviyesinde önemli avantajlar sunmuştur. Simscape'in fiziksel modelleme yaklaşımı, geleneksel Simulink yöntemine kıyasla, modeli bağımsız fiziksel bileşen bloklarına ayırma esnekliği sağlamasıyla öne çıkmaktadır. Bu yöntem, modelleme sürecini sadeleştirmiştir ve aynı zamanda her bileşenin izole bir şekilde çalışabilirliğini kontrol etmeyi mümkün kılmıştır [4].

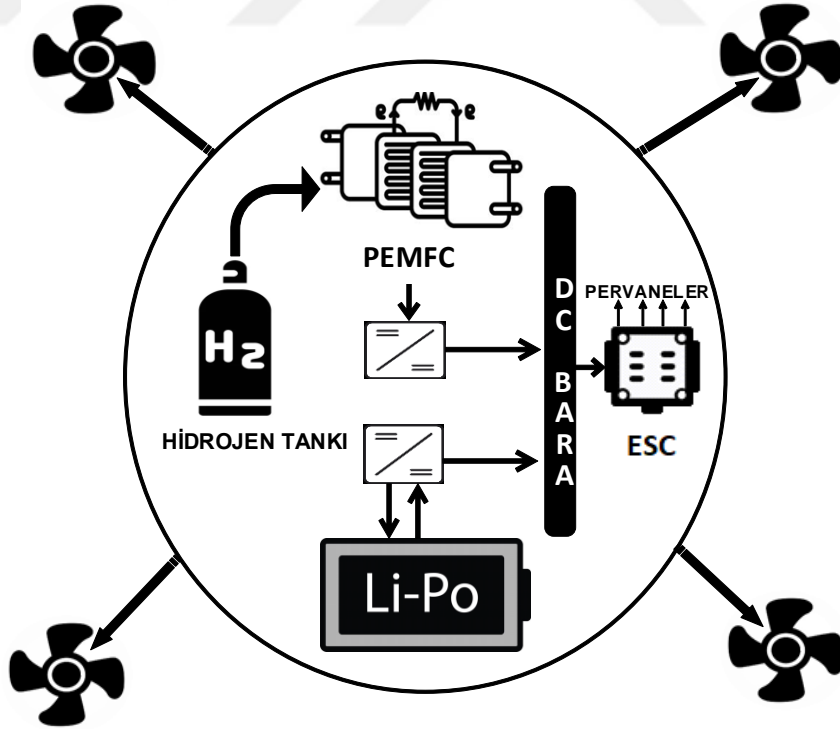
Çok pervaneli İHA'ların doğru takip kontrolünü gerçekleştirmek için, birçok araştırmacı uçuş mekanizmalarını ve doğru fiziksel modelleri incelemiştir. Kinematik ve dinamik modeller genellikle Newton-Euler denklemi veya Euler-Lagrange denklemi temel alınarak oluşturulmuştur. Yıllar boyunca, çok pervaneli İHA'ların trajetori takip sorununu çözmek için çeşitli kontrol teknikleri benimsenmiştir, bu da konum ve duruş takibini içerir. Bu kontrol algoritmaları arasında oransal-integral-türev (PID) kontrolü, doğrusal kareli regülatör, geri adım kontrolü, model öngörülü kontrol (MPC) v.b birçok teknik mevcuttur [70]. Bu yöntemler arasında en çok tercih

edilen PID ve MPC dir. Bu çalışma için de stabilizasyon ve dengeleme, enerji verimliliği, hassas kontrol, hızlı tepki süresi, kolay uygulanabilirlik ve uygun fiyat gibi avantajlarından dolayı ve uygulama dinamiklerine uygunluğu sebebiyle PID kontrolör kullanılmıştır



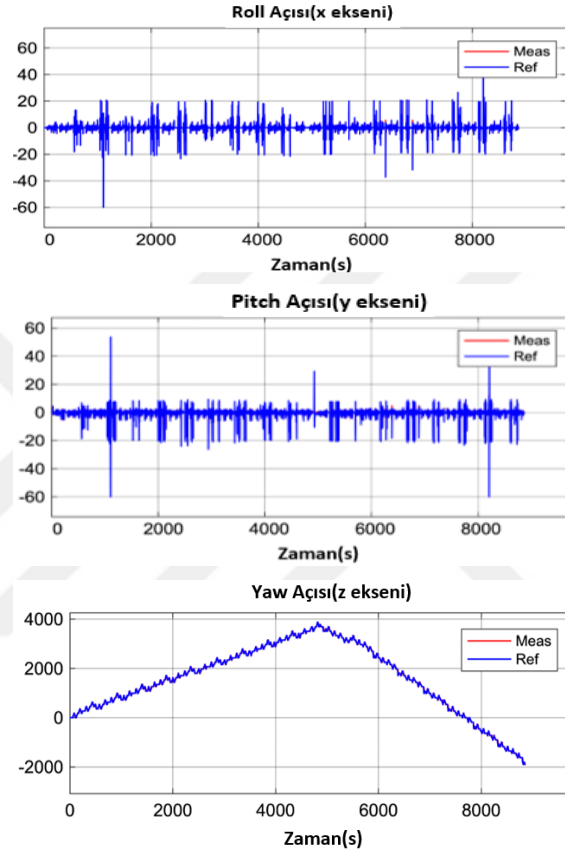
5. BULGULAR VE TARTIŞMA

Bu çalışmada dört pervaneli bir quadkopterin uçuş süresinin artırılması amaçlanmıştır. Bunun için Aerostack firması tarafından üretilen 1 kW lık bir PEMFC A-1000(HV) tercih edilmiştir. Bir quadkopterin uçuşu temel olarak kalkış, tırmanış, seyir, alçalma ve iniş olmak üzere beş aşamadan oluşmaktadır. Quadkopterin kalkış, tırmanış, alçalma ve iniş aşamalarındaki ani güç ihtiyaçları ve PEMFC'nin ilk çalışma anındaki tahrik gücünü 8000 mAh 14,8V 40C Lityum Polimer 4S pil karşılayacaktır. Böylece oluşturulan hibrit sistem sayesinde quadkopterin pik güç gereksinimi ve PEMFC nin tahrik güç ihtiyacı karşılanmış olacaktır. Özellikle kalkış ve iniş durumları için güç ihtiyacının büyük bir çoğunluğunu batarya karşılamaktadır, ancak aynı zamanda PEMFC'de devrededir. Seyir aşamasında ise sistemin güç ihtiyacı minimum seviyededir ve PEMFC'nin ürettiği güç fazlasıyla yeterlidir. Uçuş süresinin çoğunun seyir aşamasından oluştuğu göz önüne alınırsa PEMFC'nin ürettiği enerji fazla gelecektir. Bu fazla enerji ile de bataryanın şarj seviyesinin artırılması ve uçuş süresinin uzatılması amaçlanmaktadır. Bütün bunları kapsayan bir enerji yönetimi benimsenmiştir. Bu sayede enerji yönetimi sağlıklı bir şekilde yapılmış olup uçuş süresi maksimum seviyede gerçekleşmiştir. Oluşturulan sistem modelinin açık şekli aşağıda Şekil 5.1'de görülmektedir.



Şekil 5.1. Oluşturulan sistemin açık şekli

Yapılan simülasyon çalışması sonucunda pitch,roll ve yaw hareketlerine bağlı olarak elde edilen grafiksel sonuçlar Şekil 5.2’de görülmektedir. Şekil, sistemin zaman içerisinde pitch, roll ve yaw açılarındaki hareketlerini göstermektedir. Kırmızı çizgi ölçülen değeri, mavi çizgi ise istenen (referans) değeri temsil eder. Bu sayede sistemin istenen hareketi ne kadar iyi takip ettiğini görebiliriz.

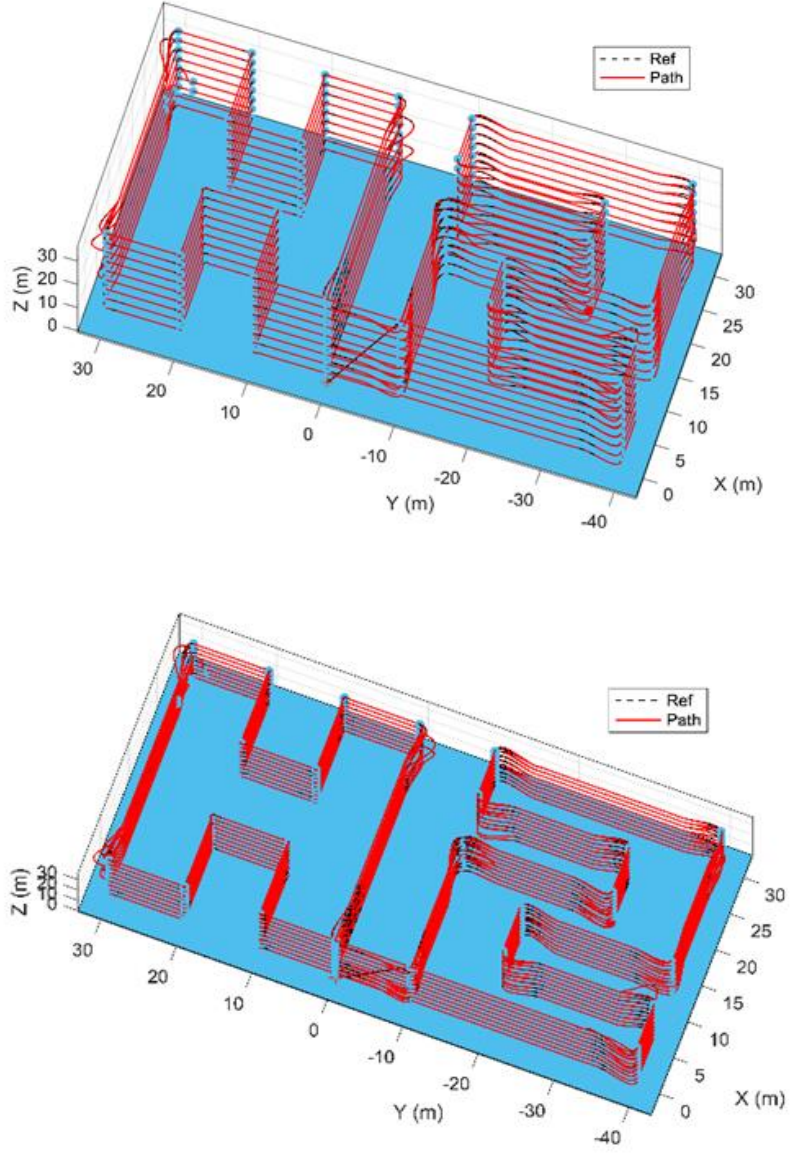


Şekil 5.2. Quadkopterin roll, pitch ve yaw açılarına bağlı simülasyon sonuçları

Üç grafikte de ölçülen değerler, referans değer etrafında dalgalanmalar göstermektedir. Bu durum, sistemdeki dış etkiler (rüzgar, motor titreşimleri vb.) ve kontrol sistemindeki küçük gecikmeler nedeniyle oluşmuştur. Ancak genel olarak, ölçülen değerler referans değeri takip etmektedir, yani kontrol sistemi pitch, roll ve yaw hareketlerini iyi kontrol etmektedir.

Şekil 5.3’de quadkopterin verilen görevi yerine getirdiği yörüngenin üstten ve yandan görüntüsü görülmektedir. Quadkopterin bu görevi yerine getirirken bozucu dış etkenlerden fazla etkilenmeden minimum hata oranıyla hareket etmesi görevin sağlıklı bir şekilde yerine getirilmesi açısından oldukça önem arz etmektedir. Ortalama rüzgar hızı quadkopteri her açıdan etkileyecek şekilde 4,5 m/sn ve uçuş yüksekliği yaklaşık 40 m olarak ele alınmıştır. Diğer dış etkenler ve çevresel faktörler de göz önünde bulundurularak Şekil 5.3’deki yörünge takibi elde edilmiştir. Alınan sonuçlar uçuş yörüngesinin gayet düzgün olduğunu ve düşük bir hata payıyla görevi yerine

getirildiğini göstermektedir. Bu da oluşturulan sistem ve belirlenen görev periyodu için oldukça tatmin edici bir sonuçtur.

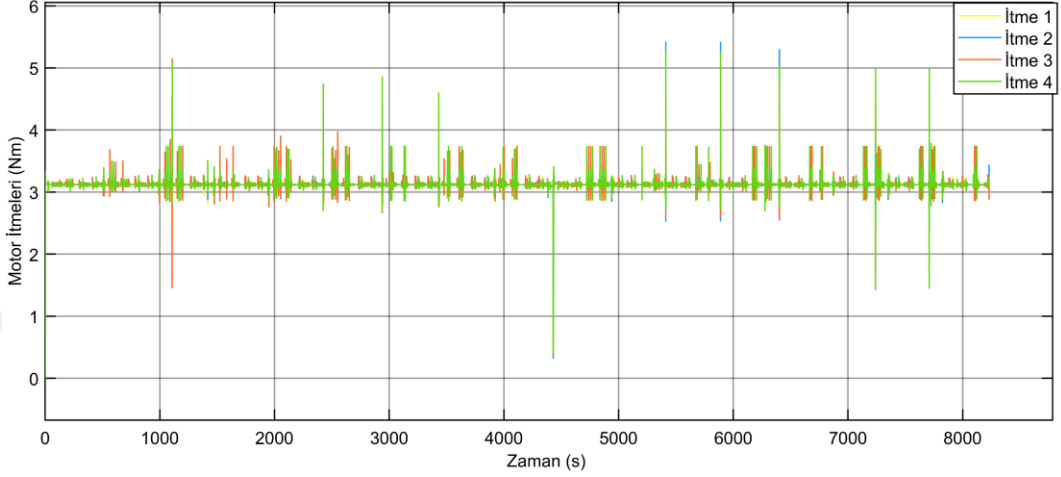


Şekil 5.3. Quadkopter Uçuş Yörüngesi

Yörünge şekli detaylı olarak incelenecek olursa rüzgar ve diğer dış kuvvetlere bağlı sapmaların çok az olduğu görülmektedir. Bu da kullanılan malzemelerin doğru seçimi ve hafifliği, geliştirilen uçuş kontrol algoritması ve elamanların doğru konumlandırılması ile açıklanabilir.

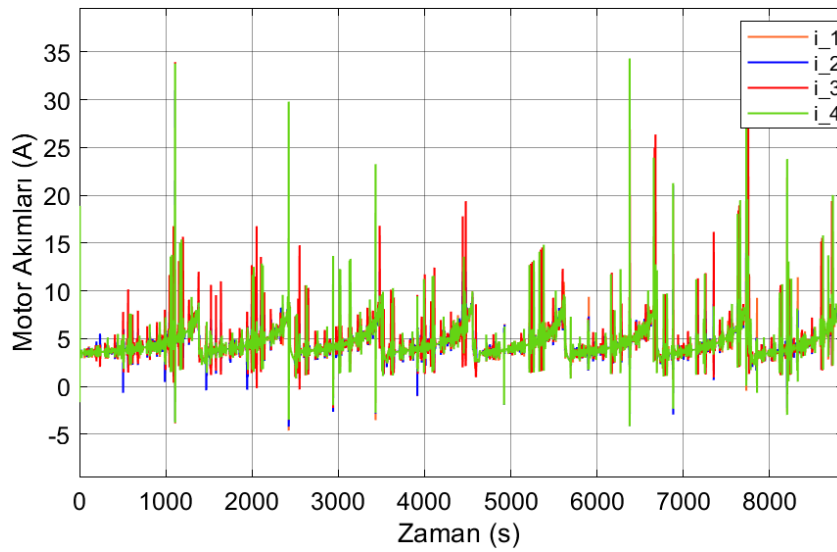
Simülasyon çalışması sırasında dikkate alınan 4,5 m/s hızındaki rüzgâr, quadkopter için orta şiddette bir dışsal kuvvet oluşturur. Bu rüzgar, özellikle ani yön değişimlerinde ya da sabit bir konumda kalmaya çalışırken motorlar üzerinde ekstra yük oluşturur. Motorlar, rüzgarın

oluşturduğu moment dengesizliğini telafi etmek için pervane hızlarını sürekli ayarlamak zorundadır. Şekil 5.4’de görülen grafikteki ani sapmalar bu tür kompensasyon çabalarından kaynaklanıyor. Dalgalanmaları azaltmak ve rüzgar etkilerini daha iyi dengelemek için kontrolör tasarımı etkin bir şekilde yapılmıştır.



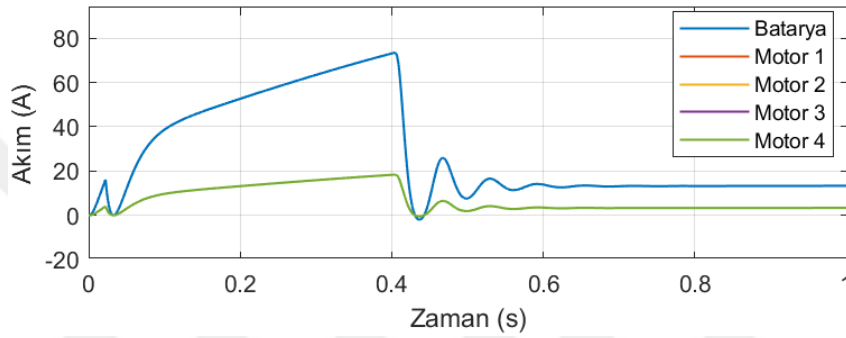
Şekil 5.4. Dört motorun itme kuvveti grafiği

Şekil 5.5’de motor akımları görülmektedir. Şekilden de görüleceği üzere uçuş yörüngesine bağlı olarak motor akımları oldukça makul seviyelerdedir. Akımdaki değişimler quadkoptere uçuş esnasında etkiyen dış kuvvetlerden dolayıdır. Yörüngedeki sapmanın çok az olması sistem tasarımının ve kontrolör tasarımının iyi olmasına bağlıdır. Buna bağlı olarak ta motor akımları düzenli bir şekilde oluşmuştur.



Şekil 5.5. Motor Akımları(A)

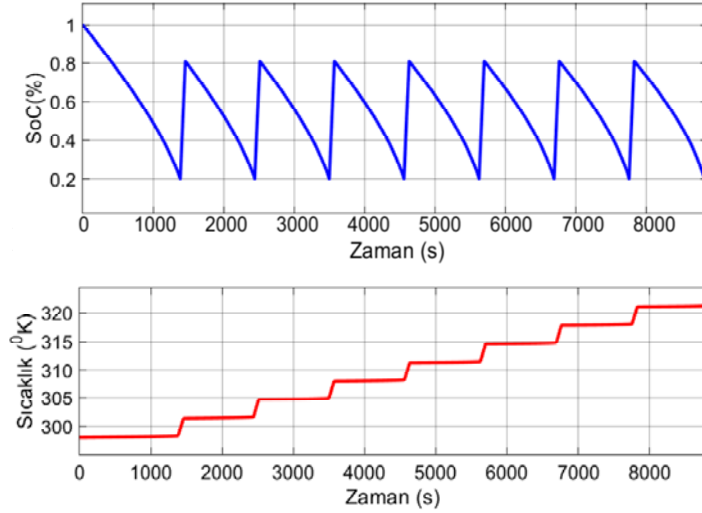
Bataryanın ve 4 motorun kalkış anındaki çektiği akımın değişimi şekil 5.6’de görülmektedir. Başlangıçta bataryadan ve motorlardan çekilen akımda hızlı bir artış görülüyor. Bu durum, sistemin ilk kalkış sırasında yüksek enerji ihtiyacına işaret eder. Bataryadan çekilen akım, 16 A civarına stabil hale geliyor. Bu, kalkış sonrası motorların stabilize olduğunu ve enerji tüketiminin azaldığını gösteriyor. Motorların çektiği akım da bu süreçte azalarak dengeye oturuyor. 0,4 saniye civarında görülen ani tepe değer (80 A civarı), sistemin kalkış sırasında yüksek enerji ihtiyacını karşılamak için bataryadan maksimum kapasiteyle yararlandığını gösteriyor. Bu durum, bataryanın anlık güç sağlamadaki rolünün önemini vurgular. Motorların çektiği akım değerleri arasında küçük farklar mevcut. Bu farklar, pervane yüklerinden, motor kalibrasyonundan veya rüzgar gibi çevresel etkilerden kaynaklanmaktadır.



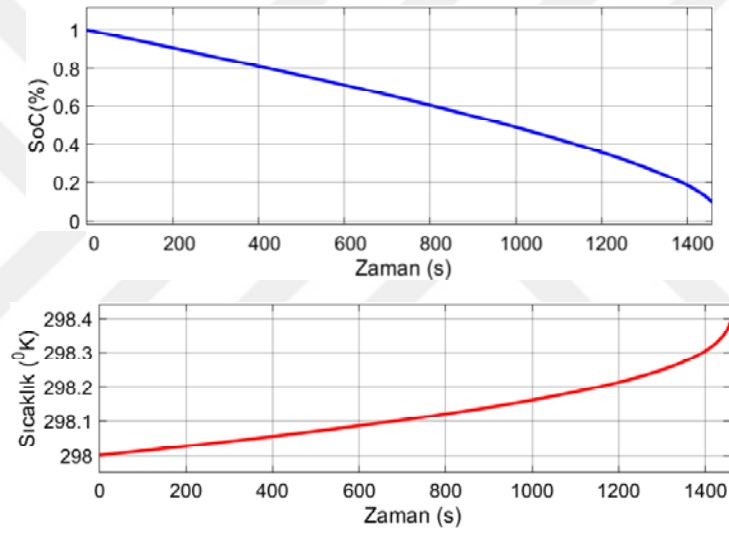
Şekil 5.6. Quadkopterin ilk kalkışı sırasında batarya ve motorlardan çekilen akımın grafiği

Kalkış anında PEMFC'nin yanıt verme süresi yetersiz olabilir; bu durumda batarya kritik bir destek sağlar. Nitekim 0-0,5 saniye arasındaki ani yükseliş ve ardından dengeye oturma, bataryanın kalkışta yüksek enerji taleplerini başarıyla karşıladığını gösterir. Ancak uçuşun stabilize olduğu anda PEMFC'nin enerji talebini karşılamaya geçmesi beklenir.

Şekil 5.7(a)'da hibrit tasarım quadkopterin batarya şarj durumu ve sıcaklık değişimi verilmiştir. DC-DC dönüştürücü batarya ve genel sistem verimliliğini belirlemede oldukça önemli bir role sahiptir. Özellikle PEMFC' çıkış gücünü sisteme zarar vermeyecek değerlere sınırlaması kritiktir. Şekil 5.7(b)'de ise yalnızca batarya ile çalışan quadkopterin SoC ve sıcaklık ilişkisi görülmektedir. İlk uçuşa başladığı batarya seviyesinin %100 den %20 düştüğü görev periyodundaki bataryanın şarj durumunu ve sıcaklık değişimi şekilde görülmektedir. Yaklaşık 23,4 dakikalık bir uçuş sonrası batarya şarj seviyesi %20 ye düşmüştür. Bu süre sonunda ise batarya sıcaklığı sadece 0,3 Kelvin bir sıcaklık artışı söz konusu olmuştur. Hibrit tasarım quadkopterin ağırlığı 6,536 kg iken yalnızca batarya ile çalışan quadkopter 2,550 kg ağırlığa sahiptir.



(a)



(b)

Şekil 5.7. Hibrit Quadkopter ve Sadece Pil İle Çalışan Quadkopter Arasındaki Pil, SoC ve Sıcaklık Karşılaştırması

Şekilden görüldüğü üzere her iki durumda da quadkopter %100 SoC ile çalışmaya başlamıştır. Hibrit quadkopterin yaklaşık 22 dk sonra şarj seviyesi %20'ye düşmüştür ve şarj seviyesi doğrusal bir şekilde değişmektedir. Grafiğin lineer bir yapıda olması, enerji tüketiminin sabit bir hızda gerçekleştiğini gösteriyor. Bu, sistemin kararlı bir enerji tüketimine sahip olduğuna işaret eder. Yaklaşık 22 dakika sonra batarya şarj seviyesi \leq %20 olunca yakıt hücresi devreye girip batarya ve yükü besleyecektir. Batarya şarj olduğu sırada PEMFC'nin enerji sağlayabilme kapasitesine rağmen, yüksek talep sırasında batarya devreye girebilecektir. Batarya ilk kalkış anında güç ihtiyacının büyük bir bölümünü karşıladığından kısa sürede bu seviyeye düşer. Bu durum, sistemin ilk kalkış sırasında yüksek enerji ihtiyacına işaret eder. Seyir aşamasında güç

ihtiyacı az olduğundan güç ihtiyacı yakıt hücresi ve batarya tarafından DC bara vasıtası ile karşılanmaktadır. Batarya sağlığı açısından %80 seviyenin üzerine çıkılması istenmediği için bu seviye aşılmamıştır. Bu durum döngüsel olarak uçuş süresi boyunca devam etmiştir. 165 dakikalık uçuş sonunda hidrojen de tükendiği için artık batarya şarj olamayacağından batarya seviyesi %20 altına düştüğünde quadkopter acil iniş yapmaktadır. Bu uçuş süresi boyunca batarya 7 defa şarj edilmiş ve maksimum olarak yaklaşık 49°C kadar çıkmıştır. Bu seviye muadili uygulamalara göre oldukça ideal bir çalışma sıcaklığıdır. Sadece batarya ile çalışan quadkopterin 23,4 dakikalık bir uçuş süresi söz konusu iken hibrit tasarım quadkopter 165 dakika gibi oldukça iyi bir uçuş süresine sahiptir. Aynı zamanda hibrit tasarım quadkopterin hidrojen tüketimi literatürdeki diğer çalışmalarla kıyaslandığında oldukça iyi bir seviyededir. 165 dakikalık uçuş sonucunda sadece 69g hidrojen tüketimi söz konusudur. Yani dakikada 0,418g hidrojen tüketimine denk gelir. Toplam uçuş süresinin büyük bir çoğunluğunu seyir aşaması oluşturmaktadır. Hibrit quadkopter seyir aşamasında yaklaşık 15 m/sn hızla ve 135 dakika uçmuştur. Seyir aşamasında gerçekleştirilen testler sonucunda yaklaşık 54g hidrojen tüketimi söz konusudur. Bu da oldukça tatmin edici bir sonuçtur. Aşağıda hidrojen tüketimi, uçuş süresi ve diğer birkaç özellik bakımından bu konuda yapılmış çalışmaların kıyaslandığı Tablo 5.1 yer almaktadır. Tabloda yer alan çalışmalarda yakıt hücresinin gücüne bağlı olarak tükettiği hidrojen miktarı değişkenlik göstermektedir. Çalışmaları bir bütün olarak ele aldığımızda verimlilik olarak karşılaştırmak daha doğru olacaktır.

Tablo 5.1. Karşılaştırma Tablosu

Döner Pervane Sayısı	PEMFC Anma Gücü (W)	Batarya Tipi	Batarya Gücü (Wh)	Toplam Ağırlık (kg)	Toplam Uçuş Süresi (minute)	Hidrojen Tüketimi (g/m)	Referans
6	1500	Li-po Batarya	100	11,5	90	0,644	[20]
4	30	Li-po Batarya	77	3,152	11	0,0067	[31]
4	1700	Li-po Batarya	166,5	13,71	≥70	-	[39]
4	1900	Li-po Batarya	55	5,16	121.2	2,37	[32]
4	1000	Li-po Batarya	119	6,536	165	0,418	Tasarlanan Hibrit Quadkopter

Tablo 5.1' de yer alan son sıradaki çalışmaya ait veriler, bu çalışma kapsamında sunulan modelden elde edilen verilerdir. Tabloda benzer çalışmalara ait uçuş süresi, hidrojen tüketimi ve tasarım ağırlığı değerleri yer almaktadır. Verimlilik esaslı bakıldığında elde edilen sonuçlar tatmin edicidir. Bu sayede önerilen modelin İHA uygulamalarında büyük bir fayda sağlayacağı elde edilen sonuçlardan görülmektedir.

6. SONUÇ VE İHA ARAŞTIRMALARININ GELECEK ÖNERİLERİ

Bu tez çalışmasında uçuş süresinin arttırılması hedeflenen yakıt hücresi ile çalışan bir quadkopter tasarımını ve enerji yönetimini ele alınmıştır. Tasarım için 1 kw güce sahip ve diğer yakıt hücrelerine göre oldukça hafif olan A-1000(HV) yakıt hücresi kullanılmıştır. A-1000(HV) yakıt hücresi 1,8 kg ağırlığa sahip iken muadili olan H-1000 serisi yakıt hücresi 4,4 kg ağırlığa sahiptir. Bu nedenle A serisi yakıt hücresinin tercih edilmesi uçuş süresinin artmasında önemli bir paya sahip olmuştur. Yüksek güç gerektiren durumlarda enerji ihtiyacını karşılamak için yaklaşık 120W gücünde 8000 mAh 4S Li-Po pil tercih edilmiştir. Daha anlaşılır olması ve sonuçların daha net görülebilmesi adına sadece batarya ile çalışan quadkopter ve hibrit quadkopter birkaç yönden karşılaştırılmıştır. Hibrit quadkopter 6,536 kg ağırlığa sahipken sadece batarya ile çalışan quadkopter 2,550 kg ağırlığa sahiptir. Hibrit quadkopter yaklaşık 165 dakika uçuş süresine sahipken sadece batarya ile çalışan quadkopter yaklaşık 23,4 dakikalık bir uçuş süresine sahiptir. Bu uçuş süresinin elde edilmesinde tasarımda tercih edilen malzemelerin hafifliği ve enerji yönetimi büyük paya sahiptir. Mühendislik deneyimine göre güç tahsisi gerçekleştirdiğinden kural tabanlı strateji benimsenmiştir. Geleneksel Simulink uygulamalarına göre birçok avantaja sahip olmasından dolayı Simscape tercih edilmiştir. Simülasyon çalışmasının gerçeği tam anlamıyla yansıtması için etkiyebilecek dış kuvvetlerde göz önüne alınmıştır. Elde edilen sonuçlar, kural tabanlı stratejinin ve oluşturulan tasarımın diğer çalışmalara göre daha iyi bir uçuş süresi ve daha az bir hidrojen tüketimi sağladığını göstermektedir. Aynı zamanda elde edilen uçuş yörüngesi de çalışmanın doğruluğunu gözler önüne sermektedir.

İlerde yapılacak çalışmalar için şu öneriler yapılabilir; yapılan çalışma için batarya ve PEMFC çıkışına bağlanacak her bir DC-DC dönüştürücünün ağırlığı yaklaşık 220 gr dır. Bu da toplamda 440 gr ağırlık yapar ve İHA toplam ağırlığının azımsanamayacak bir bölümünü oluşturur. Bunun yerine transistörlerden oluşan basit bir devre tasarımı ile ağırlık önemli ölçüde düşürülebilir. Bu da uçuş süresi ve kontrole olumlu yönde katkı sağlayacaktır. Bir diğer önemli yapılabilir uygulama batarya yerine süperkapasitör kullanılması olabilir. Süperkapasitörler bataryalara göre oldukça hafif ve güç yoğunluğu da çok fazladır. Süperkapasitörler, kısa süreli yüksek güç taleplerini karşılamak için idealdir. Bu da İHA'nın güç gereksinimlerini hızlı bir şekilde karşılayabilmesini sağlar. Ancak bataryalara göre enerji yoğunlukları az olduğundan hızlı teslimatın gerektiği ancak çok fazla uçuş dayanıklılığının gerekmediği uygulamalar için tercih edilmesi oldukça mantıklı olacaktır.

KAYNAKLAR

- [1] Çetinkaya, S. G., ve Koç, M.. "Türkiye'nin İnsansız Hava Araçları Serüveni", *Anadolu Strateji Dergisi* (2023), 5(1), 1-27.
- [2] Moore, G. K.. "What is a picture worth? A history of remote sensing/Quelle est la valeur d'une image? Un tour d'horizon de télédétection", *Hydrological Sciences Bulletin* (1979), 24(4), 477-485.
- [3] Darvishpoor, S., Roshanian, J., Raissi, A., & Hassanalian, M.. "Configurations, flight mechanisms, and applications of unmanned aerial systems: A review", *Progress in Aerospace Sciences* (2020), 121, 100694.
- [4] Strele, T. (2016). "Power management for fuel cell and battery hybrid unmanned aerial vehicle applications", Arizona State University.
- [5] "Kettering Böceği", https://en.wikipedia.org/wiki/Kettering_Bug, Erişim: 20-05-2024
- [6] "İHA X-1 Şahit", <https://tdefenceagency.com/iha-seruveni-2-turk-endustrisinin-yukselisi/>, Erişim: 15-05-2024
- [7] "Anka Blok-A", <https://tdefenceagency.com/iha-seruveni-2-turk-endustrisinin-yukselisi>, Erişim: 16-05-2024
- [8] "Anka-S", <https://www.tusas.com/medya-merkezi/haberler/insansiz-sistemlerde-yeni-donem-basladi-uydudan-kontrollu-anka-s-in-ilk-teslimi-gerceklestirildi>, Erişim: 16-05-2024
- [9] "Aksungur", <https://www.tusas.com/urunler/iha/yuksek-faydali-yuk-kapasitesi/aksungur>, Erişim: 20-05-2024
- [10] "Bayraktar Mini İHA", <https://tdefenceagency.com/iha-seruveni-2-turk-endustrisinin-yukselisi/#2005-baykar-makina-bayraktar-mini-ih>, Erişim: 20-05-2024
- [11] "Malazgirt Döner Kanat Mini İHA", https://tr.wikipedia.org/wiki/Baykar_Malazgirt_Döner_Kanat_Mini_İHA, Erişim: 25-06-2024
- [12] "Bayraktar TB-2", <https://tdefenceagency.com/iha-seruveni-2-turk-endustrisinin-yukselisi/#2014-baykar-makina-bayraktar-tb2>, Erişim: 20-06-2024
- [13] "Akıncı Tiha", <https://baykartech.com/tr/haberler/bayraktar-akincidan-tolun-iir-ile-tam-isabet/>, Erişim: 20-06-2024
- [14] Schmedeman, P., Bastian, H., & Beskow, D.. "Multi-Radar Classification of Unmanned Aerial Vehicles", In *2024 IEEE International Systems Conference (SysCon)* (2024, April) (pp. 1-3). IEEE.
- [15] Ramesh, P.S. ve Lal, M., "Mini unmanned aerial systems (UAV)-A review of the parameters for classification of a mini UAV", *Int. J. Aviat. Aeronaut. Aerosp.* 7 (2020).
- [16] Çoban S, Oktay T. "Unmanned aerial vehicles (UAVs) according to engine type". *Journal of aviation* (2018), 2(2), 177-184.

- [17] "Global Hawk Tier-3", <https://irp.fas.org/program/collect/darkstar.htm>, Erişim: 20-05-2024
- [18] Mohsan, S.A.H., Khan, M.A., Noor, F., Ullah, I. ve Alsharif, M.H., "Towards the Unmanned Aerial Vehicles (UAVs): A Comprehensive Review", *Drones* 6 (2022). <https://doi.org/10.3390/drones6060147>.
- [19] Lingfeng, C., City, B., Jerez, A.B., Bautista, M.A. ve City, B., "Factors influencing unmanned aerial vehicle market demand", (2024) 27–38.
- [20] Xiao, C., Wang, B., Wang, C., ve Yan, Y., "Design of a novel fully-active PEMFC-Lithium battery hybrid power system based on two automatic ON/OFF switches for unmanned aerial vehicle applications", *Energy Conversion and Management*, 292, 117417. (2023) 117417. <https://doi.org/10.1016/j.enconman.2023.117417>.
- [21] Wang, B., Zhao, D., Li, W., Wang, Z., Huang, Y., You, Y. ve Becker, S., "Current technologies and challenges of applying fuel cell hybrid propulsion systems in unmanned aerial vehicles", *Prog. Aerosp. Sci.* 116 (2020). <https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2020.100620>.
- [22] Campi, T., Cruciani, S. ve Feliziani M., "Wireless power transfer technology applied to an autonomous electric UAV with a small secondary coil", *Energies* 11 (2018). <https://doi.org/10.3390/en11020352>.
- [23] Lapeña-Rey, N., Blanco, J. A., Ferreyra, E., Lemus, J. L., Pereira, S., & Serrot, E., "A fuel cell powered unmanned aerial vehicle for low altitude surveillance missions", *International Journal of Hydrogen Energy*, 42(10), 6926-6940. (2017) 6926–6940. <https://doi.org/10.1016/j.ijhydene.2017.01.137>.
- [24] Ng, W., "An Experimental and Analytical Investigation of Hydrogen Fuel Cells for Electric Vertical Take-Off and Landing (eVTOL) Aircraft", (Doctoral dissertation), (2019), (Doctoral Dissertation).
- [25] Dobrzycki, A., Kasprzyk, L., Çetin, M.S.ve Gençoğlu, M.T., "Analysis of the Influence of the Charging Process of an Electrical Vehicle on Voltage Distortions in the Electrical Installation", *Appl. Sci.* 14 (2024). <https://doi.org/10.3390/app14177691>.
- [26] Kocalmış B., A., Çalışkan, A. ve Ünal, S., "Feedback and feedforward control in DC/DC boost converter", In *2016 National Conference on Electrical, Electronics and Biomedical Engineering (ELECO)* (2016, December) (pp. 387-391). IEEE.
- [27] İnci, M. ve Aygen, M.S., "A modified energy management scheme to support phase balancing in grid interfaced photovoltaic/fuel cell system", *Ain Shams Eng. J.* 12 (2021) 2809–2822. <https://doi.org/10.1016/j.asej.2020.12.018>.
- [28] Jawad, A.M., Jawad, H.M.,Nordin, R., Gharghan, S.K., Abdullah, N.F. ve Abu-Alshaeer M.J., "Wireless power transfer with magnetic resonator coupling and sleep/active strategy for a drone charging station in smart agriculture", *IEEE Access* 7 (2019) 139839–139851. <https://doi.org/10.1109/ACCESS.2019.2943120>.

- [29] Wang, J., Jia, R., Liang, J., She, C. ve Xu, Y.P., "Evaluation of a small drone performance using fuel cell and battery; Constraint and mission analyzes", *Energy Reports* 7 (2021) 9108–9121. <https://doi.org/10.1016/j.egy.2021.11.225>.
- [30] Savvaris, A., Xie, Y., Malandrakis, K., Lopez, M. ve Tsourdos, A., "Development of a fuel cell hybrid-powered unmanned aerial vehicle", *24th Mediterr. Conf. Control Autom. MED 2016* (2016) 1242–1247. <https://doi.org/10.1109/MED.2016.7536038>.
- [31] Arat, H.T. ve Sürer, M.G., "Experimental investigation of fuel cell usage on an air Vehicle's hybrid propulsion system", *Int. J. Hydrogen Energy* 45 (2020) 26370–26378. <https://doi.org/10.1016/j.ijhydene.2019.09.242>.
- [32] Liu, H., Yao, Y., Wang, J., Yang, T. ve Li, T., "Energy management and system design for fuel cell hybrid unmanned aerial vehicles", *Energy Sci. Eng.* 10 (2022) 3987–4006. <https://doi.org/10.1002/ese3.1262>.
- [33] Marqués, R., Montero, A., Sánchez-Díaz, C. ve Quintanilla, I., "Design methodology and simulation analysis of hybrid fuel cell and battery systems for powering unmanned aircraft systems", *Energy Convers. Manag.* 306 (2024). <https://doi.org/10.1016/j.enconman.2024.118303>.
- [34] Belmonte, N., Staulo, S., Fiorot, S., Luetto, C., Rizzi, P. ve Baricco, M., "Fuel cell powered octocopter for inspection of mobile cranes: Design, cost analysis and environmental impacts", *Appl. Energy* 215 (2018) 556–565. <https://doi.org/10.1016/j.apenergy.2018.02.072>.
- [35] Boukoberine, M.N., Zia, M.F., Benbouzid, M., Zhou, Z. ve Donateo T., "Hybrid fuel cell powered drones energy management strategy improvement and hydrogen saving using real flight test data", *Energy Convers. Manag.* 236 (2021) 113987. <https://doi.org/10.1016/j.enconman.2021.113987>.
- [36] Ragupathi, J., "Hydrogen Fuel Cell Drones Against Battery Drones: Last Mile Delivery Perspective", (2023).
- [37] Guo, X., Zeng, D., Li, W., Dong, Z. ve Yu, X., "Marginalized particle filtering for online parameter estimation of PEMFC applied to hydrogen UAVs", *Sustain. Energy Technol. Assessments* 57 (2023). <https://doi.org/10.1016/j.seta.2023.103265>.
- [38] Vasyukov, I.V., Pavlenko, A.V., Puzin, V.S., Batishchev, D.V. ve Bolshenko, I.A., "Mathematical modeling of an electrotechnical complex of a power unit based on hydrogen fuel cells for unmanned aerial vehicles", *Energies* 14 (2021). <https://doi.org/10.3390/en14216974>.
- [39] Suwe, M., Eigenseer, M. ve Werner, C., "Model-Based Evaluation of Energy Systems for Multirotor UAV Based on Batteries and Fuel Cells", *J. Aviat. Technol. Eng.* 12 (2023) 2–20. <https://doi.org/10.7771/2159-6670.1262>.
- [40] Elouarouar, S. ve Medromi, H., "Multi-Rotors Unmanned Aerial Vehicles Power Supply and Energy Management", *E3S Web Conf.* 336 (2022). <https://doi.org/10.1051/e3sconf/202233600068>.
- [41] Özbek, E., Yalin G., Ekici, S., Karakoc, T.H., "Evaluation of design methodology, limitations, and iterations of a hydrogen fuelled hybrid fuel cell mini UAV", *Energy* 213 (2020).

- <https://doi.org/10.1016/j.energy.2020.118757>.
- [42] Gao, Q., Lei, T., Yao, W., Zhang, X., "A health-aware energy management strategy for fuel cell hybrid electric UAVs based on safe reinforcement learning", *Energy* 283 (2023) 129092. <https://doi.org/10.1016/j.energy.2023.129092>.
- [43] Santos, D.F.M., Ferreira, R.B., Falcão, D.S., Pinto, A.M.F.R., "Evaluation of a fuel cell system designed for unmanned aerial vehicles", *Energy* 253 (2022). <https://doi.org/10.1016/j.energy.2022.124099>.
- [44] Tian, W., Liu, L., Zhang, X., Shao, J., Ge, J., "Adaptive hierarchical energy management strategy for fuel cell/battery hybrid electric UAVs", *Aerosp. Sci. Technol.* 146 (2024) 108938. <https://doi.org/10.1016/j.ast.2024.108938>.
- [45] Cömert, C., "*Dört rotorlu bir insansız hava aracı için pid ve kayan kipli kontrolcü tasarımı ve kıyaslanması*" (Master's thesis, TOBB University of Economics and Technology, Graduate School of Engineering and Science) (2016).
- [46] Alalami, F.M., "Control Algorithms Applied To Uav For Search And Rescue Over Water", Istanbul University-Cerrahpasa Institute Of Graduate Studies, (2020).
- [47] Atalay, Y., "Quadrotor İnsansız Hava Araçları İçin Kontrol Sistemi Tasarımı", (2017).
- [48] Suewatanakul, S., Porcarelli, A., Olsson, A., Grimler, H., Chiche, A., Mariani, R., ve Lindbergh, G., "Conceptual design of a hybrid hydrogen fuel cell/battery blended-wing-body unmanned aerial vehicle—an overview", (2022) *Aerospace*, 9(5), 275.
- [49] Pham, N. N., Leuchter, J., Pham, K. L., ve Dong, Q. H., "Battery management system for unmanned electric vehicles with can bus and internet of things", (2022) *Vehicles*, 4(3), 639-662.
- [50] Bıyık, H., "Elektrikli Scooter'larda Pem Yakıt Hücresi Kullanarak Sürüş Performansinin İyileştirilmesi", Yüksek Lisans Tezi, Fırat Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, (2024).
- [51] Petchjaturporn, P., Sirisuk, P., Khaehintung, N., Sunat, P., Wicheanchote, P., Kiranon, W., "Low cost Risc implementation of intelligent ultra fast charger for Ni-Cd battery", *Energy Convers. Manag.* 49 (2008) 185–192. <https://doi.org/10.1016/j.enconman.2007.06.023>.
- [52] Behera, P. R., Farzana, R., & Sahajwalla, V., "Preparation of 97% pure nickel-cobalt alloy from waste Ni-MH batteries by using waste glass as a fluxing agent", (2024), *Journal of Environmental Management*, 369, 122371.
- [53] Cao, X., Yan, X., Zhao, K., Ke, L., Jiang, X., Li, L. ve Yan, N., "Simple electrode assembly engineering: Toward a multifunctional lead-acid battery", (2024), *Journal of Energy Chemistry*, 96, 536-543. <https://doi.org/10.1016/j.jechem.2024.05.017>.
- [54] Xiao, C., Wang, B., Zhao, D., & Wang, C., "Comprehensive investigation on Lithium batteries for electric and hybrid-electric unmanned aerial vehicle applications", (2023), *Thermal Science and Engineering Progress*, 38, 101677, <https://doi.org/10.1016/j.tsep.2023.101677>.

- [55] Meng, J., Ma, N., Meng, F., Zhang, X., & Liu, L., "Energy management strategy of hybrid energy system for a multi-lobes hybrid air vehicle", (2022), *Energy*, 255, 124539, <https://doi.org/10.1016/j.energy.2022.124539>.
- [56] Unal, S. ve Biyik, H., "Driving performance enhancement using fuel cell in E-scooters", *Int. J. Hydrogen Energy* 67 (2024) 1206–1217. <https://doi.org/10.1016/j.ijhydene.2024.01.056>.
- [57] Jacewicz, M., Żugaj, M., Głębocki, R., & Bibik, P., "Quadrotor model for energy consumption analysis", *Energies*, 15(19), 7136. (2022). <https://doi.org/10.3390/en15197136>.
- [58] Ölmez, M., "*Fuel Cell Systems: Theory and Applications*", Yüksek Lisans Tezi, Dokuz Eylül Üniversitesi, (2007).
- [59] Escamilla, A., Sánchez, D., ve García-Rodríguez, L., "Assessment of power-to-power renewable energy storage based on the smart integration of hydrogen and micro gas turbine technologies", *International Journal of Hydrogen Energy*, 47(40), 17505-17525, (2022), <https://doi.org/10.1016/j.ijhydene.2022.03.238>.
- [60] Kaya, U., Bayrak, Z. U., & Oksuztepe, E., "Fuel cell/battery hybrid powered unmanned aerial vehicle with permanent magnet synchronous motor", (2017), *International Journal of Sustainable Aviation*, 3(2), 130-150.
- [61] Larminie, J. ve Dicks, A., "Fuel Cell Systems Explained", (2001), [https://doi.org/10.1016/s0378-7753\(00\)00571-1](https://doi.org/10.1016/s0378-7753(00)00571-1).
- [62] Savran, E., Büyük, M. ve Karpat, F., "A Review on Recent Advances and Challenges of Fuel Cell Electric Vehicles Reviews", *Osmaniye Korkut Ata Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Dergisi*, (2024) 424–439.
- [63] Fang, T., Vairin, C., von Jouanne, A., Agamloh, E.ve Yokochi, A., "Review of Fuel-Cell Electric Vehicles", *Energies* 17 (2024). <https://doi.org/10.3390/en17092160>.
- [64] Wei, X., Sharma, S., ve Maréchal, F., "Analysis and optimization of solid oxide fuel cell system with anode and cathode off gas recirculation.", *Renewable and Sustainable Energy Reviews*, 208, 115015, (2025) 115015. <https://doi.org/10.1016/j.rser.2024.115015>.
- [65] Mariscal, G., Depcik, C., Chao, H., Wu, G. ve Li, X., "Technical and economic feasibility of applying fuel cells as the power source of unmanned aerial vehicles", *Energy Convers. Manag.* 301 (2024) 118005. <https://doi.org/10.1016/j.enconman.2023.118005>.
- [66] Erikpara, J., "Proton Emission Membrane (PEM) Fuel Cell Stack Power Generation Using Cathode Humidification", A Thesis Submitted to the Faculty of the Graduate School of in partial fulfillment of the requirements for the degree of Master of Engineering Department of Mec, (2013).
- [67] Yan, Y., Wang, B., Wang, C., Zhao, D., ve Xiao, C., "Adaptive maximum power point tracking based on Kalman filter for hydrogen fuel cell in hybrid unmanned aerial vehicle applications", *International Journal of Hydrogen Energy*, 48(66), 25939-25957. <https://doi.org/10.1016/j.ijhydene.2023.03.288>.

- [68] Oh, T.H., "Conceptual design of small unmanned aerial vehicle with proton exchange membrane fuel cell system for long endurance mission", *Energy Convers. Manag.* 176 (2018) 349–356. <https://doi.org/10.1016/j.enconman.2018.09.036>.
- [69] B. Wang, D. Zhao, W. Li, Z. Wang, Y. Huang, Y. You, S. Becker, Current technologies and challenges of applying fuel cell hybrid propulsion systems in unmanned aerial vehicles, *Prog. Aerosp. Sci.* 116 (2020) 100620. <https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2020.100620>.
- [70] Liu, H., Yao, Y., Wang, J., Qin, Y., ve Li, T., "A control architecture to coordinate energy management with trajectory tracking control for fuel cell/battery hybrid unmanned aerial vehicles", (2022) *International Journal of Hydrogen Energy*, 47(34), 15236-15253. <https://doi.org/10.1016/j.ijhydene.2022.03.036>.
- [71] Kıkıha, N., "İHA'lar için Uçuş Kontrol Kartı Tasarımı ve Kalman Filtre Tabanlı Uçuş Konum Kontrolü", Konya Teknik Üniversitesi, Yüksek Lisans Tezi, (2024)
- [72] Andrioaia, D.A. ve Gaitan, V.G., "Finding fault types of BLDC motors within UAVs using machine learning techniques", *Heliyon* 10 (2024) e30251. <https://doi.org/10.1016/j.heliyon.2024.e30251>.
- [73] Doğan, K., Güngör, M.E., Orhan, A. ve Özdemir, M., "Fuel cell+STATCOM as synchronous generator in modern power systems", *Int. J. Hydrogen Energy* 75 (2024) 314–325. <https://doi.org/10.1016/j.ijhydene.2024.01.355>.
- [74] Dere, İ. E. ve Ertekin, D., "Elektrikli Araçlarda Çift Yönlü DC-DC Dönüştürücü ile Akü Şarjı için Bir Kontrol Mekanizması A Control Mechanism for Battery Charging in Electric Vehicles by a Bidirectional DC-DC Converter", *Eleco*, 2022
- [75] Hart, D.W., "*Power electronics* (Vol. 166)", New York: McGraw-Hill (2011)
- [76] Kılıç, H., "Improving the performance of microgrid-based Power-to-X systems through optimization of renewable hydrogen generation", *Int. J. Hydrogen Energy* 75 (2024) 106–120. <https://doi.org/10.1016/j.ijhydene.2024.01.066>.
- [77] Bai, M., Yang, W., Zhang, R., Kosuda, M., Korba, P., ve Hovanec, M., "Fuzzy-based optimal energy management strategy of series hybrid-electric propulsion system for UAVs", *Journal of Energy Storage*, 68, 107712. (2023). <https://doi.org/10.1016/j.est.2023.107712>.
- [78] Tao, L. E. I., Zhou, Y. A. N. G., Zicun, L. I. N., ve Zhang, X., "State of art on energy management strategy for hybrid-powered unmanned aerial vehicle", *Chinese Journal of Aeronautics*, 32(6), 1488-1503, (2019) 1488–1503. <https://doi.org/10.1016/j.cja.2019.03.013>.
- [79] Luca, R., Whiteley, M., Neville, T., Shearing, P. R., ve Brett, D. J., "Comparative study of energy management systems for a hybrid fuel cell electric vehicle-A novel mutative fuzzy logic controller to prolong fuel cell lifetime" *International Journal of Hydrogen Energy*, 47(57), 24042-24058. (2022) 24042–24058. <https://doi.org/10.1016/j.ijhydene.2022.05.192>.
- [80] Oladosu, T. L., Pasupuleti, J., Kiong, T. S., Koh, S. P. J., & Yusaf, T., "Energy management

strategies, control systems, and artificial intelligence-based algorithms development for hydrogen fuel cell-powered vehicles: A review", *International Journal of Hydrogen Energy*, 61, 1380-1404, (2024) 1380–1404. <https://doi.org/10.1016/j.ijhydene.2024.02.284>.

- [81] Aslam, Z., Felix, A., Kalyvas, C. ve Chizari, M., "Design of a Fuel Cell/Battery Hybrid Power System for a Micro Vehicle: Sizing Design and Hydrogen Storage Evaluation", *Vehicles* 5 (2023) 1570–1585. <https://doi.org/10.3390/vehicles5040085>.
- [82] Alkamachi, A.M., "Design, Implementation And Control of a Novel Quad Tilt-Rotor UAV", University of Gaziantep, Ph.D.TThesis(2017).
- [83] Mohamed, R.E.I., "Stabilization of Quadcopter Using The Combination of Lqr And Smc Methods", University of Yildirim Beyazıt, M.Sc.Thesis, (2022).



ÖZGEÇMİŞ

Murat KAYAOĞLU

[REDACTED]

[REDACTED] [REDACTED]
[REDACTED] [REDACTED]
[REDACTED] [REDACTED]
[REDACTED] [REDACTED]
[REDACTED] [REDACTED]
[REDACTED] [REDACTED]

[REDACTED]

[REDACTED] [REDACTED]
[REDACTED] [REDACTED]

[REDACTED]

[REDACTED] [REDACTED]
[REDACTED] [REDACTED]
[REDACTED] [REDACTED]

[REDACTED]

- [REDACTED]
- [REDACTED]
- [REDACTED]

[REDACTED]

[REDACTED] [REDACTED]
[REDACTED] [REDACTED]

AKADEMİK FAALİYETLER

Bildiriler:

1. Ünal S. and Kayaoğlu M. 'Energy Management Strategy for Improving Flight Performance of Fuel Cell Hybrid Quadrotor UAV' in *8th International Hydrogen Technologies Congress*, Diyarbakır, 12-15 May 2024, pp. 367-370.