



**SEYİR HALİNDEKİ YAKIT HÜCRELİ HİBRİT
BİR İNSANSIZ HAVA ARACININ
MATEMATİKSEL MODELLEMESİ VE YER
TESTLERİ**

Yüksek Lisans Tezi

Mustafa AZER

Eskişehir 2024

**SEYİR HALİNDEKİ YAKIT HÜCRELİ HİBRİT BİR İNSANSIZ HAVA
ARACININ MATEMATİKSEL MODELLEMESİ VE YER TESTLERİ**

Mustafa AZER

Yüksek Lisans Tezi

Sivil Havacılık Anabilim Dalı

Danışman: Prof. Dr. Tahir Hikmet KARAKOÇ

(İkinci Danışman: Prof. Dr. Can Özgür ÇOLPAN)

Eskişehir

Eskişehir Teknik Üniversitesi

Lisansüstü Eğitim Enstitüsü

Ağustos 2024

JÜRİ VE ENSTİTÜ ONAYI

Mustafa AZER'in SEYİR HALİNDEKİ YAKIT HÜCRELİ HİBRİT BİR İNSANSIZ HAVA ARACININ MATEMATİKSEL MODELLEMESİ VE YER TESTLERİ başlıklı çalışması 15/08/2024 tarihinde aşağıdaki jüri tarafından değerlendirilerek "Eskişehir Teknik Üniversitesi Lisansüstü Eğitim-Öğretim ve Sınav Yönetmeliği"nin ilgili maddeleri uyarınca, Sivil Havacılık Anabilim dalında Yüksek Lisans Tezi olarak kabul edilmiştir.

Jüri Üyeleri

Unvan Adı Soyadı

İmza

Üye

: Prof. Dr. T. Hikmet KARAKOÇ

Üye

: Doç. Dr. Işıl YAZAR

Üye

: Dr. Öğr. Üyesi Elif KORUYUCU

Prof. Dr. Semra KURAMA

Lisansüstü Eğitim Enstitüsü Müdürü

15/08/2024

DANIşMAN ONAYI

Danişmanlığını yürüttüğüm Yüksek Lisans ğrencisi Mustafa AZER, SEYİR HALİNDEKİ YAKIT HÜCRELİ HİBRİT BİR İNSANSIZ HAVA ARACININ MATEMATİKSEL MODELLEMESİ VE YER TESTLERİ başlıklı tez çalışmasını tamamlamıştır. Hazırlamış olduğu tez tarafımca incelenmiş ve öğrencinin tez savunma sınavına alınması bilimsel ve etik açıdan uygun görülmüştür.

Tez Danişmanı

Prof. Dr. Tahir Hikmet KARAKOÇ

ÖZET

SEYİR HALİNDEKİ YAKIT HÜCRELİ HİBRİT BİR İNSANSIZ HAVA ARACININ MATEMATİKSEL MODELLEMESİ VE YER TESTLERİ

Mustafa AZER

Sivil Havacılık Anabilim Dalı

Eskişehir Teknik Üniversitesi, Lisansüstü Eğitim Enstitüsü, Ağustos 2024

Danışman: Prof. Dr. Tahir Hikmet KARAKOÇ

(İkinci Danışman: Prof. Dr. Can Özgür ÇOLPAN)

Batarya ve elektrikli motor teknolojilerindeki son gelişmelerle birlikte İnsansız Hava Araçları'nın (İHA) kullanım alanları önemli ölçüde genişlemiş ve İHA'lar sivil hayatın bir parçası haline gelmiştir. İlk etapta askeri amaçlarla ve yanmalı motorlarla uzun menzillere sahip olarak kullanılan İHA'lar, fosil yakıtların çevreye verdiği zarar nedeniyle zamanla elektrikli motorlar üzerine yoğunlaşmıştır. Elektrikli motorlar, düşük emisyon avantajlarının yanı sıra basit kullanım özellikleri ve düşük işletme maliyetleri ile sivil İHA sektöründe yaygın olarak tercih edilmektedir. Ancak elektrikli motorların enerji ihtiyacını karşılayan bataryaların düşük enerji yoğunlukları, elektrikli İHA'ların uçuş sürelerini içten yanmalı motorlara kıyasla daha kısa tutmaktadır. Uçuş sürelerini ve menzilleri artırmak amacıyla bilim insanları çeşitli hibrit sistemler üzerinde çalışmalar sürdürmekte ve umut vadeden bazı sonuçlar elde edilmektedir. Bu tez çalışmasında, bu başarılı sonuçlardan esinlenerek elektrikli İHA'lar için uçuş süresini artırabilecek bir hibrit itki sistemi mimarisi geliştirilmesi amaçlanmıştır. Literatürdeki çalışmalar detaylı bir şekilde incelenmiş ve karmaşık sistem mimarileri içerdiği gözlemlenmiştir. Bu bağlamda, basit ve ulaşılabilir bir mimari oluşturma hedefiyle tez çalışması yürütülmüştür. Oluşturulan mimariye uygun bileşenler seçilmiş ve hibrit sistemin statik güç testleri yapılarak sistemin çalışma performansı gözlemlenmiştir. Ayrıca yakıt hücreli bir İHA için oluşturulan seyir uçuşu profilinin güç profili ile statik güç testleri yapılmış ve sonuçlar değerlendirilmiştir.

Anahtar Sözcükler: İnsansız hava aracı (İHA), Hibrit itki sistemi, Yakıt hücresi, Uçuş süresi

ABSTRACT

MATHEMATICAL MODELING AND GROUND TESTS OF A FUEL CELL HYBRID UNMANNED AERIAL VEHICLE IN CRUISE PHASE

Mustafa AZER

Department of Civil Aviation

Eskişehir Technical University, Institute of Graduate Programs, August 2024

Supervisor: Prof. Dr. Tahir Hikmet KARAKOÇ

(Co-Supervisor: Prof. Dr. Can Özgür ÇOLPAN)

With the recent developments in battery and electric motor technologies, the areas of use of Unmanned Aerial Vehicles (UAVs) have expanded significantly and UAVs have become a part of civilian life. Initially used for military purposes and with long ranges with combustion engines, UAVs have focused on electric motors over time due to the environmental damage caused by fossil fuels. Electric motors are widely preferred in the civilian UAV sector due to their low emission advantages, simple operation features and low operating costs. However, the low energy density of the batteries that meet the energy needs of electric motors keeps the range of electric UAVs shorter compared to internal combustion engines. In order to increase flight times and ranges, scientists have been working on various hybrid systems and some promising results have been obtained. Inspired by these successful results, this thesis aims to develop a hybrid propulsion system architecture that can increase the range of electric UAVs. The studies in the literature have been examined in detail and it has been observed that they contain complex system architectures. In this context, this thesis aims to create a simple and accessible architecture. Components suitable for the architecture were selected and the hybrid system's operating performance was observed by performing static power tests. In addition, static power tests were performed with the power profile of the flight profile created for a fuel cell UAV and the results were evaluated.

Keywords: Unmanned aerial vehicle (UAV), Hybrid propulsion system, Fuel cell, range

TEŞEKKÜR

Öncelikle lisansüstü akademik kariyerime başlamamda büyük pay sahibi olan, zekası, tecrübesi ve oluşturduğu bilimsel ekosistem sayesinde beni yönlendiren, bana akademik bir kariyerin nasıl olması gerektiğini öğreten değerli hocam ve danışmanım Prof. Dr. T. Hikmet KARAKOÇ'a teşekkürlerimi sunarım.

Tez sürecimde bana danıştığım her konuda sabırla ve profesyonelce yönlendiren, yoğun akademik çalışmaları arasında benimle toplantılar yaparak bana zaman ayıran ikinci danışmanım, değerli hocam Prof. Dr. Can Özgür ÇOLPAN'a teşekkürlerimi sunarım.

Çalışmamın teknik altyapısını kurmamda ve deneysel çalışmalarımda bana sürecin en başından beri yardım eden değerli arkadaşım Adem Doğukan ÇİÇEK başta olmak üzere tüm Anatolia Aero Design üyelerine teşekkür ederim.

Araştırmada kullanılan yakıt hücresi ve hidrojen tankının kullanılması ve işletilmesinde sürecin başından beri bana şüphesiz destek olan, başta Deniz UZUNER olmak üzere tüm Hidroana üyelerine teşekkür ederim.

Çalışmanın modelleme kısımlarında bana destek olan Doç. Dr. Mustafa KARAOĞLAN hocama teşekkür ederim.

Akademik kariyere yönelmemde ve tüm üniversite eğitim sürecimde bana her konuda destek olan ve beni motive eden hocam ve abime, Öğr. Gör. Dr. Emre ÖZBEK'e teşekkür ederim.

Tez yazım sürecimde bana tecrübeleriyle mental destek sağlayan ve tezimin düzenlenmesinde yardımcı olan Lisansüstü Eğitim Enstitüsü Müdür Yardımcısı Dr. Öğr. Üyesi Hüseyin Ersin EROL'a teşekkür ederim.

Benim için zorlu ve çetrefilli geçen bu tez döneminde bana her konuda destek olan ve her zaman cesaretlendiren, bana kim olduğum hatırlatan çok değerli arkadaşlarım Ezgi YILDIRIM ve Başak KART'a sonsuz teşekkürlerimi sunarım.

Çalışmam boyunca maddi ve manevi desteklerini esirgemeyen, her aşamasında bana destek olan aileme sonsuz teşekkürlerimi sunarım.

Mustafa AZER

ETİK İLKE VE KURALLARA UYGUNLUK BEYANNAMESİ

Bu tezin bana ait, özgün bir çalışma olduğunu; çalışmamın hazırlık, veri toplama, analiz ve bilgilerin sunumu olmak üzere tüm aşamalarında bilimsel etik ve kurallara uygun davrandığımı; bu çalışma kapsamında elde edilen tüm veri ve bilgiler için kaynak gösterdiğimi ve bu kaynaklara kaynakçada yer verdiğimi; bu çalışmanın Eskişehir Teknik Üniversitesi tarafından kullanılan “bilimsel intihal tespit programı”yla tarandığını ve hiçbir şekilde “intihal içermediğini” beyan ederim. Herhangi bir zamanda, çalışmamla ilgili yaptığım bu beyana aykırı bir durumun saptanması durumunda, ortaya çıkacak tüm ahlaki ve hukuki sonuçları kabul ettiğimi bildiririm.

Mustafa AZER

İÇİNDEKİLER

Sayfa

BAŞLIK SAYFASI	I
JÜRİ VE ENSTİTÜ ONAYI.....	II
DANIŞMAN ONAYI	III
ÖZET	IV
ABSTRACT.....	V
TEŞEKKÜR	VI
ETİK İLKE VE KURALLARA UYGUNLUK BEYANNAMESİ.....	VII
İÇİNDEKİLER.....	VIII
TABLolar DİZİNİ.....	X
ŞEKİLLER DİZİNİ.....	XI
SİMGELER VE KISALTMALAR DİZİNİ.....	XIV
1. GİRİŞ	15
2. GENEL BİLGİLER VE LİTERATÜR ÖZETİ.....	3
2.1 İnsansız Hava Araçlarının Tarihi ve Gelişimi.....	3
2.2 İnsansız Hava Araçlarının Kullanım Alanları ve Havada Kalma Süreleri	5
2.3 Literatür Özeti.....	10
2.4 Tezin Motivasyonu	39
2.5 Amaç ve Kapsam.....	39
2.6 Tezin Özgünlüğü	40
3. YÖNTEM.....	42
3.1 Hibrit İtki Sistemi Bileşenlerinin Seçimi.....	46
3.1.1 Yakıt hücresi	46
3.1.2 Hidrojen tankı.....	50
3.1.3 Batarya	52
3.1.4 Güç dağıtım kartı	55

3.1.5 Motor-pervane-ESC kombinasyonu.....	57
3.2 Hibrit Sistem Modellemesi	60
3.3 Deneysel Çalışmalar.....	67
3.3.1 Hibrit sistem testleri	67
3.3.1.1 Hibrit sistemin statik ve dinamik yük testleri.....	67
3.3.1.2 Hibrit sistemin motor testleri.....	73
3.3.2 Seyir uçuşu testi.....	75
4. BULGULAR VE TARTIŞMA.....	80
Matlab/Simulink simülasyonlarından elde edilen bulgular	80
Yük Testi Bulguları.....	80
Motor testi bulguları.....	82
Seyir uçuşu testi bulguları.....	83
5. SONUÇLAR	85
Hibrit sistem seçim kriterleri.....	86
Matematiksel modelleme	86
Hibrit sistem hazırlık süreci	87
Hibrit Sistem Motor Testleri ve Seyir Uçuşu Testi.....	87
Benzer çalışma yapacak araştırmacılara öneriler.....	88
Gelecekte yapılması hedeflenen çalışmalar.....	90
KAYNAKÇA.....	91
ÖZGEÇMİŞ	

TABLÖLAR DİZİNİ

Sayfa

Tablo 3.1. Yakıt hücresi tipleri ve çalışma parametreleri (Mekhilef vd., 2012).....	46
Tablo 3.2. Aerostak A-250 PEM yakıt hücresi özellikleri.....	48
Tablo 3.3. Uçuş fazlarına karşılık gelen enerji miktarları.....	53
Tablo 3.4. Farklı pervanelerle yapılan motor testlerinin sonuçları	58
Tablo 3.5. Yakıt Hücresi Model Parametreleri	60



ŞEKİLLER DİZİNİ

Sayfa

Şekil 2.1. Curtiss N-9 “Uçan Bomba” (Newcome, 2004)	3
Şekil 2.2. Model 124 / BQM-34A Firebee (Bukvoed, 2006)	4
Şekil 2.3. 8 rotorlu film çekim İHA’sı (File:Interspect UAV B 3.1.png - Wikimedia Commons, 2012)	6
Şekil 2.4. DHL’in paket servisi için kullandığı döner kanatlı İHA (File:Package Copter Microdrones dhl.jpg - Wikimedia Commons, 2014)	6
Şekil 2.5. Wingtra One haritalama İHA’sı (Wikipedia contributors, 2023).....	7
Şekil 2.6. Özel üretim fosil yakıt tankı (Custom UAV fuel tanks & Fuel Bladders for uavs, 2024)	8
Şekil 2.7. The Ion Tiger UAV (26 saatlik başarılı uçuş)(Swider-Lyons et al., 2005)	10
Şekil 2.8. Dinamik Polarizasyon Eğrisi (Gong vd., 2014)	11
Şekil 2.9. 15 m/s’lik uçuş verileri (Gong ve Verstraete, 2017)	13
Şekil 2.10. Rüzgar darbelerinde sistemin çıkış verileri (Gong vd., 2018)	15
Şekil 2.11. Pterosoar İHA (Chiang vd., 2008).....	17
Şekil 2.12. İHA’nın ağırlık dağılımı (Bradley vd., 2006)	19
Şekil 2.13. İkinci test için yakıt hücresi verimlilik grafiği (Stroman vd., 2000).....	20
Şekil 2.14. İkinci ve üçüncü test için motor gaz kolu ve motor gücü verileri (Stroman vd., 2000)	21
Şekil 2.15. Yakıt hücresi sisteminin çalışma prensibi (Kim vd., 2011)	23
Şekil 2.16. 70 dakikalık uçuş test verileri (Kim T., 2014)	24
Şekil 2.17. Uçuş test verileri (Lapena-Rey vd., 2017)	26
Şekil 2.18. SUAVE İHA’sı ve gövde içi yerleşimi (Verstraete vd., 2012).....	28
Şekil 2.19. Bataryanın şarj edilmesi sırasında voltaj ve akım değerlerinin zamana bağlı grafiği (Verstraete vd., 2015).....	29
Şekil 2.20. Hibrit sistemin itki testleri (Özbek vd., 2021).....	30
Şekil 2.21. Sırasıyla kısa ve uzun uçuş testlerine ait hibrit sistem güç-zaman grafiği (Yang vd., 2016).....	32
Şekil 2.22. EAV-2’nin 22 saatlik uçuşuna ait veriler (Lee vd., 2014)	34
Şekil 2.23. Yakıt hücresi güç sistemi mimarisi (Rhoads vd., 2010).....	35
Şekil 2.24. Birinci ve ikinci uçuşa ait veriler (Ward ve Jenal, 2010).....	36

Şekil 2.25. Yakıt hücreli uçuşa ait görsel (Dudek vd., 2013).....	38
Şekil 3.1. Tez araştırmasında kullanılan metodoloji	42
Şekil 3.2. Paralel hibrit itki sistemi mimarisi	46
Şekil 3.3. Aerostak A-250 PEM yakıt hücresi.....	47
Şekil 3.4. A-250 Yakıt hücresi polarizasyon eğrisi	49
Şekil 3.5. A-250 Yakıt hücresi hidrojen tüketim eğrisi.....	50
Şekil 3.6. H3 Dynamics F2 hidrojen tankı	51
Şekil 3.7. 7S 2200 mAh Li-Po batarya.....	54
Şekil 3.8. Hibrit itki sistemi mimarisi.....	55
Şekil 3.9. Güç dağıtım kartının farklı açılardan fotoğrafları	56
Şekil 3.10. Güç dağıtım kartı devre şeması	56
Şekil 3.11. T-Motor U7 280 KV fırçasız elektrik motoru	57
Şekil 3.12. T-Motor 18x6,1 karbon fiber pervane	58
Şekil 3.13. T-Motor Flame 80A ESC	58
Şekil 3.14. 4 farklı pervane için motor gaz koluna göre akım ve güç karşılaştırması	59
Şekil 3.15. Hibrit güç sistemi modeli	60
Şekil 3.16. Matlab/Simulink ortamında hibrit güç sistemi simülasyon sonuçları	65
Şekil 3.17. Hibrit güç sistemi detaylı simülasyon sonuçları.....	66
Şekil 3.18. İlk çalıştırma testi veri grafikleri	68
Şekil 3.19. Şartlandırma esnasında system veri grafikleri.....	69
Şekil 3.20. İkinci teste ait veri grafikleri	70
Şekil 3.21. 3. teste ait veri grafikleri.....	71
Şekil 3.22. 3. test esnasından bir görüntü	72
Şekil 3.23. Hibrit sistemin motor test platformundan bir görsel	73
Şekil 3.24. Motor-Pervane-ESC kombinasyonu ile güç testi veri grafikleri	74
Şekil 3.25. Seyir uçuşu testinden bir görsel (Saat: 18:26).....	75
Şekil 3.26. Seyir uçuşu testi veri grafikleri	76
Şekil 3.27. Seyir uçuşu testinden bir görsel (Saat: 21:02).....	77
Şekil 3.28. Seyir uçuşu testi akım grafiklerinin bir arada gösterilmesi	78
Şekil 3.29. Seyir uçuşu testine ait gaz kolu grafiği	79
Şekil 4.1. Son yük testinde yakıt hücresinin ürettiği güç grafiği.....	81
Şekil 4.2. Son yük testinde bataryadan çekilen akım grafiği.....	82

Şekil 4.3. Motor testinde yakıt hücresinin ürettiği güç grafiği (Testin son 55 dakikası).....	82
--	----



SİMGELER VE KISALTMALAR DİZİNİ

İHA	: İnsansız Hava Aracı
Li-Po	: Lityum Polimer
C	: Discharge Rate (Deşarj Akımı)
PEM	: Polymer Electrode Membran (Polimer Elektrot Membran)
SL	: Standart Litre
DC	: Direct Current (Doğru Akım)
MTOW	: Maximum Take-Off Weight (Maksimum Kalkış Ağırlığı)
HWIL	: Hardware in the Loop (Donanım İçeren Simülasyon)
Li-ion	: Lityum İyon
BMS	: Battery Management System (Batarya Yönetim Sistemi)
RC	: Radio Control (Radyo Kontrollü)
CFD	: Calculated Fluid Dynamics (Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği)
ESC	: Electronic Speed Control (Elektronik Hız Kontrol)
PCB	: Printed Circuit Board (Baskı Devre)
PWM	: Pulse With Modulation (Sinyal Genişlik Modülasyonu)
AAD	: Anatolia Aero Design İHA Proje Ekibi
ABD	Amerika Birleşik Devletleri

1. GİRİŞ

Günümüzde batarya ve elektrikli motor teknolojilerinde yaşanan gelişmelerle birlikte İHA'ların (İnsansız Hava Araçları) kullanım alanı önemli miktarda genişlemiş ve İHA'lar sivil hayatın bir parçası olmaya başlamıştır. Bu süreçte İHA'lar öncelikle askeri amaçlarla kullanılmış ve yanmalı motorlar sayesinde uzun menzillere sahip olabilmişlerdir. Ancak fosil yakıtların yıllar içerisinde çevreye verdiği zararlarla birlikte çalışmalar elektrikli İHA'lar üzerine yoğunlaşmaya başlamıştır. Elektrikli motorlar, emisyon açısından avantajının yanı sıra sahip oldukları nispeten basit kullanım özellikleri ve düşük işletme maliyetleri sayesinde özellikle sivil İHA sektöründe yaygın olarak tercih edilir hale gelmiştir. Ancak elektrikli motorların enerji ihtiyacını karşılayan bataryaların düşük enerji yoğunlukları, elektrikli İHA'ların menzillerini içten yanmalı motora sahip muadillerine kıyasla daha kısa tutmaktadır. Uçuş sürelerinin ve menzillerin artırılabilmesi amacıyla çeşitli hibrit sistemler üzerine çalışmalar günümüzde hala devam etmektedir ve literatürde karşılaşılan bazı hibrit sistemler bu konuda umut vaat eden sonuçlar ortaya koymaktadır. Bu tez çalışmasında, bu başarılı sonuçlardan ilham alınarak elektrikli İHA'lar için uçuş süresini artıracak bir hibrit itki sistemi mimarisi geliştirilmesi ve sunulması amaçlanmıştır. Ortaya özgün bir çalışma sunulması amacıyla literatürdeki çalışmalar detaylı şekilde incelenmiş ve çalışmaların karmaşık sistem mimarileri içerdiği dikkat çekmiştir. Bu kapsamda basit ve ulaşılabilir bir mimari oluşturma fikri benimsenerek tez çalışması yürütülmüştür.

Çalışma kapsamında tasarlanacak hibrit mimarinin 6-8 kg arası ağırlığa sahip İHA'lara uygun olması, operasyonel açıdan kullanılabilir olması ve sadece batarya içeren sistemlere göre uçuş süresi açısından avantajlı olması beklenmektedir. Ortaya konacak mimari Matlab/Simulink platformunda modellenecek ve model üzerinden simülasyonlar yapılarak mimarinin erişebileceği uçuş süresi ile ilgili fikirler edinilecektir. Bununla birlikte hibrit sistemin yük testleri yapılacak ve sistemin davranışına göre Simulink modeli geliştirilecektir. Ardından hibrit sistem motor üzerinde test edilecek ve performansın teyit edilmesiyle birlikte seyir uçuşu testi yapılacak, test sonuçları analiz edilecektir. Böylece özgün ve basit bir hibrit itki sistemi mimarisi oluşturulması amaçlanmakta, sistemin pratik uygulamalarda etkili olarak elektrikli İHA'larda uçuş süresini artırması beklenmektedir.

Tezin birinci başlığında çalışmanın kapsamı, amacı, özgünlüğü ve ilham noktası gibi konulara yer verilmiştir. İkinci başlıkta İHA'larla ilgili genel bilgiler ve detaylı literatür özeti verilerek konunun kapsamı ve sınırlarının çerçevesi çizilecek, çalışmanın sistematikliği bu şekilde güçlendirilecektir. Üçüncü başlıkta çalışmanın yöntemi verilerek amaca nasıl ulaşılması hedeflendiği anlatılacaktır. Dördüncü başlıkta çalışmanın bulgularına ve tartışmalarına yer verilecek, beşinci başlıkta ise çalışmanın sonuçları değerlendirilecektir.



2. GENEL BİLGİLER VE LİTERATÜR ÖZETİ

2.1 İnsansız Hava Araçlarının Tarihi ve Gelişimi

İHA'ların tarihine bakacak olursak literatüre göre ilk insansız hava araçları 18. yüzyılda bomba taşımak amacıyla kullanılan balonlardır (Matyas ve Mate, 2019). Ancak balonlar havadan hafif hava araçları sınıfına girdiği için birçok kişi tarafından ilk İHA'lar olarak kabul edilmemektedirler. Diğer kaynaklara göre İHA'ların tarihi çoğunlukla ABD'de yer alan Sperry Gyroscope Company'den Elmer Sperry'nin Curtiss Flying Boat deniz uçağı için başarılı bir radyo kontrol sistemi geliştirilmesiyle başlar. ABD'nin 1917'de 1. Dünya Savaşı'na girmesiyle birlikte Sperry'nin projesi ilgi çekmiş ve uçan bombaları taşıması için Curtiss N-9 deniz uçakları üretilmiştir (Şekil 2.1). Ancak katapult (UAV Launcher) ile fırlatma ve motorlarla ilgili sorunlar yaşandığı için program başarısız olmuştur (Keane ve Carr, 2013).



Şekil 2.1. Curtiss N-9 “Uçan Bomba” (Newcome, 2004)

Buna rağmen konsept ABD ordusunun ilgisini çekmiştir ve Charles Kettering'den “Kettering Bug” adı verilen İHA'ları geliştirmesi istenmiş, ancak bu girişim de başarısız olmuştur (Sullivan, 2006). Aynı zamanda Avrupa'da Almanlar ve İngilizler de benzer denemeler yapmıştır ancak bunlar da denemeden daha öteye gidememiştir (Thrash, 1989).

Daha sonra 2. Dünya Savaşı sırasında Almanlar V-1 Buzzbomb adı verilen bir bomba uçağı geliştirmiş ve savaş sırasında yoğun şekilde kullanmışlardır (Kwasniak, 2017). Modern İHA çağının başlangıcı diyebileceğimiz 1960'lı yıllara geldiğimizde ise karşımıza başarılı bir örnek olarak “Firebee” çıkmaktadır. Ryan Aeronautical tarafından Ryan Model 147 PTA üzerinde geliştirilen Firebee, jet motorlu bir gözlem İHA'sı olarak

tasarlanmıştır (Şekil 2.2). Program başarılı olmuş ve tarihte ilk kez bir İHA gözlemde başarılı olabileceğini kanıtlamıştır (Békési vd., 2013).

Ancak 2. Dünya Savaşı'nın ardından askeri ihtiyaçların azalmasıyla birlikte İHA gelişimi duraksamaya uğramıştır. Bu esnada sıcak savaş bitmiş durumdadır ancak ABD ve Sovyetler Birliği arasında devam eden soğuk savaş nedeniyle havacılık sektörü insanlı tarafta ilerlemeye devam etmiştir. ABD, geliştirdiği U-2 gözlem uçaklarıyla birlikte Sovyet toprakları üzerinde yüksek irtifada gözlem görevlerini gerçekleştirmekteydi. Ancak 1960 yılında Gary Powers'ın pilotluğunu yaptığı U-2 uçağı Sovyet toprakları üzerinde düşürülmüştür. Yakın zamanda Küba ve Barents Denizi üzerinde U-2 ve RB-47 gözlem uçaklarının da düşürülmesiyle birlikte ABD'nin insansız uçaklara karşı ilgisi artmaya başlamıştır. The Ryan Corporation tarafından üretilen Firebee'ler modifiye edilmiş ve "Lightning Bug" gözlem İHA'sı ortaya çıkmıştır. Güneydoğu Asya üzerinde yapılan gözlem görevlerinin ardından 1964 ve 1975 yılları arasında Vietnam Savaşında çokça uçuş yapılmış ve İHA'lar kendini göstermeye başlamıştır. Benzer yıllarda İsrail'in de hava muharebelerinde düşman hava savunma sistemlerini yanıltmak amacıyla İHA'ları kullanmasıyla birlikte İHA'lar kendini kanıtlamıştır (Colonel vd., 2007).



Şekil 2.2. Model 124 / BQM-34A Firebee (Bukvoed, 2006)

ABD ve İsrail'in elde ettiği başarıları gören diğer devletler de İHA sektörüne giriş yaparak sektörün büyümesini ve gelişmesini desteklemişlerdir. Tarihteki bu ilerlemelerin ardından 20. yüzyılın sonlarına doğru geliştirme çalışmaları devam etmiş ve İHA'lar özellikle 21. yüzyılın başlamasıyla birlikte gelişimlerini iyice hızlandırmışlardır.

21. yüzyıl ile birlikte havacılık haricinde de gelişen diğer sektörler, İHA'ların giderek askeri amaçların yanı sıra sivil amaçlarla da kullanılmaya başlanmasına olanak sağlamıştır. Gelişen elektrikli motor ve batarya teknolojisi sayesinde daha kolay işletilebilen, daha basit ve daha ucuz elektrikli İHA'lar sayesinde sektörün ve teknolojinin gelişimi daha da ilerleyerek günümüzdeki haline gelmiştir (Shokirov vd., 2020).

2.2 İnsansız Hava Araçlarının Kullanım Alanları ve Havada Kalma Süreleri

Bir önceki bölümde İHA'ların tarihinde bahsedildiği gibi İHA'lar uzun yıllar boyunca askeri amaçlarla kullanılmıştır. Bu süreçte genellikle keşif ve gözlem amaçlarıyla kullanılan İHA'lar, aynı zamanda hedef olma ya da taktiksel şaşırtma görevleri için de kullanılmıştır. İlerleyen yıllarda İHA'lar giderek silahlanmaya başlamış, çeşitli saldırı ve savunma görevlerinde kullanılmıştır. Uçan İHA'lar pistonlu ya da jet motorlu, yani yanmalı motora sahip olmaları sayesinde 1-2 gün gibi uzun süreler havada kalabilmekte ve görevlerini kesintisiz şekilde yapabilmektedirler (Valavanis ve Kontitsis, 2007). Ancak yanmalı motorların uzun uçuş süresi avantajının yanı sıra işletmelerinin siviller için kolay olmaması, İHA'ların sivil kullanıma geçişini zorlaştırmıştır. Bu durum elektrikli İHA'ların ortaya çıkmasına olanak sağlamıştır. Aynı zamanda sabit kanatlı İHA formunun yanı sıra döner kanatlı (drone) formların yaygınlaşması İHA'ların sivil amaçlı kullanımını ivmelendirmiştir. Elektrikli İHA'ların yanmalı motora sahip İHA'lara kıyasla avantajlarından bahsetmek istersek:

1 - Mekanik çalışan parçalar daha az olduğu için işletmesi kolay ve maliyeti düşüktür.

2 - Yakıt dolumu yerine batarya değişim işlemi daha hızlı ve kolay şekilde yapılabilmektedir.

3 - Daha az gürültü oluştururlar.

4 - Daha küçük ve basitlerdir.

5 - Tasarım ve üretim süreçleri daha kolaydır.

6 - 3 veya daha fazla rotorlu döner kanat formunda üretilabilmektedir.

7 - Çevreye daha az zarar verirler, yayılan emisyon daha düşüktür.

Bahsedilen avantajlar sayesinde sivil İHA sektörü hızla büyümeye başlamış ve bununla birlikte kullanım alanları da oldukça genişlemiştir. Öncesinde başka yöntem ya da insanlı hava araçları kullanılarak yapılan görevler İHA'ların ulaşılabilir olmasıyla birlikte İHA'lar ile yapılmaya başlanmıştır. Medya sektörü çekimlerini yüksek maliyetli helikopterler kullanmak yerine döner kanatlı İHA'lar ile yapmaya başladı (Şekil 2.3), tarım sektöründe ilaçlamalar döner kanatlı İHA'lar ile yapılmaya başlandı, doğal afet ve benzeri durumlarda acil yardım ulaştırma ya da gözlem görevleri İHA'lar ile yapılmaya başlandı, haritalama görevleri sabit kanatlı İHA'lar ile yapılmaya başlandı (Şekil 2.5), kargo taşımacılığı İHA'lar ile yapılmaya başlandı (Şekil 2.4), hobi amaçlı kullanımlar arttı, kolluk kuvvetleri İHA'ları yoğun şekilde kullanmaya başladı ve kullanım alanları oldukça genişledi (Canis B., 2015).



Şekil 2.3. 8 rotorlu film çekim İHA'sı (File:Interspect UAV B 3.1.png - Wikimedia Commons, 2012)



Şekil 2.4. DHL'in paket servisi için kullandığı döner kanatlı İHA (File:Package Copter Microdrones dhl.jpg - Wikimedia Commons, 2014)



Şekil 2.5. Wingtra One haritalama İHA'sı (Wikipedia contributors, 2023)

Elektrikli İHA'lar, özellikle de döner kanatlı versiyonlar kullanım kolaylığı sayesinde birçok insan tarafından yaratıcı olarak çeşitli amaçlarla kullanılabilmektedir. Bazı insanlar doğa yürüyüşüne çıktığında döner kanatlı bir İHA ile birlikte giderek İHA'ya takılı kamera ve anlık görüntü aktarım sistemi ile yukarıdan çevreyi keşfetmekte, yürüyerek ulaşamayacak yerlere İHA'lar ile ulaşmakta ve kimsenin daha önce görmediği doğal güzellikleri kayıt altına alıp yayınlayarak ilgi çekebilmektedir.

Otonomi teknolojilerinin de ilerlemesiyle birlikte kullanım alanları daha da genişlemiş, vakit alacak bakım ve inceleme görevlerini de döner kanatlı İHA'lar üstlenmiştir. Yüksek gerilim hatlarının kontrolleri, tren raylarının kontrolleri, deniz altında ya da yer altındaki çeşitli doğalgaz, elektrik vb. hatlarının kontrolleri insan hayatı riske atılmadan daha az vakit ve maddi kaynak harcayarak pratik şekilde yapılabilir.

Elektrikli İHA'ların birçok avantajının yanında dezavantajları da vardır. Bu dezavantajların başında da kısıtlı havada kalma süresi gelmektedir. İçten yanmalı motorlu İHA'lar sahip oldukları büyük yakıt tankları sayesinde kesintisiz uzun uçuş yapabilmektedirler. Yakıtın sıvı olması sebebiyle yakıt tankları kompleks şekillerde yapılabilir (Şekil 2.6), İHA'nın içine konumlandırılırken daha esnek davranılabilmektedir.



Şekil 2.6. Özel üretim fosil yakıt tankı (Custom UAV fuel tanks & Fuel Bladders for uavs, 2024)

Ayrıca kullanılan fosil yakıtların birim kütle başına verdiği enerji elektrikli İHA’larda kullanılan bataryalara kıyasla daha yüksektir (Verstraete vd., 2012). Elektrikli İHA’lara baktığımızda ise motorun lityum temelli bataryalarla beslendiğini görmekteyiz. En çok tercih edilen batarya türü ise lityum polimer (Li-Po) bataryalardır. Li-Po bataryalar sahip oldukları yüksek deşarj akım kapasitesi (Discharge Rate - C) sayesinde İHA motorunun ani güç taleplerine tepkisel cevaplar verebilmektedir (Khaligh ve Li, 2010). Böylece havada yaşanabilecek acil vb. durumlarda gecikme olmadan yüksek güç değerleri sağlanabilmektedir. Li-Po bataryalar bu özelliği sayesinde diğer batarya türlerinden daha ağır olmasına rağmen İHA’larda biraz da mecburiyetle tercih edilmektedir. Mecburiyetin sebebi ise güvenli ve emniyetli bir uçuş icra edebilmektir. Ancak sonuç olarak bataryalar ağır olduğu için elektrikli İHA’ların uçuş süreleri yanmalı motora sahip İHA’lara kıyasla oldukça düşük kalmaktadır. Bu durum elektrikli İHA’ların yaygınlaşmasını yavaşlatmaktadır. Özellikle askeri kullanımda İHA’lar genellikle gözlem amaçlı kullanıldığı için havada kalma süresi kritik önem taşımaktadır. Bir İHA’nın 48 saat boyunca görev yerinden hiç ayrılmadan gözlemine devam etmesi ve 3-4 saatte bir iniş yapıp batarya değiştirerek görevine dönmesi arasında operasyonel zorluklar ve görevin başarısı açısından olumsuz bir fark bulunmaktadır. Bu durumun yaşanmasını istemeyen askeri sektör içten yanmalı motorlarla devam etmektedir. Ancak yanmalı motorlar fosil yakıtlar kullandığı için çevreye ciddi zarar vermektedir (Spiegel C., 2011).

Fosil yakıtların yanması sonucu ortaya çıkan CO₂ ve NO_x gibi gazlar atmosfere salınmakta ve ozon tabakasına zarar vermektedir. Atmosfere verilen zararın günümüzdeki seviyeye gelmesiyle birlikte Dünya’da oluşan sürdürülebilirlik farkındalığı artmış ve fosil yakıtlara alternatif olabilecek enerji kaynakları üzerine çalışılmaya başlanmıştır. Çalışmalar ise bizi yine bir önceki bulunduğumuz yere, yani elektrikli İHA’lara getirmektedir. Dolayısıyla yanmalı motora sahip İHA’ların yerini alması için elektrikli İHA’lar üzerine çalışmalar başlamıştır. Çalışmaların odak noktası elektrifikasyona geçiş yapan diğer sektörlerle benzer olarak bataryalardır. Dünya genelinde ulaşım sektörlerinin elektriğe yönelmesiyle birlikte (özellikle otomotiv sektörü) batarya teknolojileri giderek gelişmeye başlamış, bataryalar hafiflemiş ve kapasiteleri artmıştır (Sanguesa vd., 2021). Ancak bataryalardaki gelişmeler yanmalı motora sahip İHA’ların havada kalma süresi performansına elektrikli İHA’ların yetişebilmesi için yeterli değildir. Geline bu durum araştırmacıları bataryaları geliştirmenin yanı sıra alternatif güç kaynakları üzerine de araştırmaya itmiştir. Araştırmaların sonucunda ise karşımıza yakıt hücreleri çıkmaktadır. Yakıt hücreleri çeşitli yakıtlar kullanarak elektrik akımı elde etmek için kullanılan cihazlardır ve genellikle kullandıklarına yakıtlara göre isimlendirilirler. Her yakıt hücresi türünün kendine göre bir çalışma sıcaklık aralığı, verimi ve çalışma koşulları bulunmaktadır (Mekhilef vd., 2012). PEM (Polymer Electrode Membrane) yakıt hücreleri sahip oldukları çalışma sıcaklık aralığı ve diğer önemli parametrelere bakıldığında İHA’lar için uygun görünmektedir (Dudek vd., 2013). PEM yakıt hücreleri 45-65 C° sıcaklık aralığında hidrojen yakıtı kullanarak elektrik üretmektedirler. Enerji yoğunluklarının Li-Po bataryalara kıyasla oldukça yüksek olması sayesinde İHA’lar için iyi bir alternatif gibi görünmektedir (Krawcsyk vd., 2014). Ancak bir İHA’da güç kaynağı olarak sadece yakıt hücresi kullanma fikri mantıklı değildir çünkü yakıt hücreleri güç yoğunluklarının düşük olması sebebiyle anlık güç taleplerine tepkisel cevaplar vermekte zorluk yaşarlar (Gong ve Verstraete, 2014). İHA’lar kalkış ve tırmanma gibi yüksek güce ihtiyaç duyan uçuş fazlarının yanı sıra acil durumlarda da hava aracını çeşitli manevralarla kurtarabilmek için yüksek güce ihtiyaç duyar. Dolayısıyla İHA’da güç kaynağı olarak sadece yakıt hücresi kullanmak emniyet açığı oluşturabilmektedir. Bu açığın kapatılması amacıyla yakıt hücrelerinin lityum temelli bataryalarla hibritlendiği görülmektedir (Verstraete vd., 2012). Böylece yüksek güç ihtiyacı olduğunda bataryadan destek alınacak ve hibrit sistem bir güç yönetim kartı ile yönetilerek emniyet açığı kapatılacaktır. Böylece ortaya çıkan güç sisteminin elektrikli İHA’lar için bir alternatif

olabileceği görülmüş ve 20. yüzyılın sonları itibariyle havacılıkta yakıt hücreli İHA çalışmaları başlamıştır (McConnel V.P., 2007).



Şekil 2.7. The Ion Tiger UAV (26 saatlik başarılı uçuş)(Swider-Lyons et al., 2005)

21. yüzyılın başlamasıyla çalışmalar hızlanmış ve yapılan bazı çalışmalardan (Swider-Lyons vd., 2005, Lee vd., 2013, Stroman vd., 2000) elde edilen olumlu sonuçlar evrensel çapta bilim insanlarını motive etmiştir. Bahsedilen çalışmalardan Swider-Lyons ve arkadaşlarının yaptığı çalışmaya ait görsel şekil 2.7’de verilmiştir. Bu bağlamda evrensel çapta çalışmalar günümüze kadar uzanmakta ve devam etmektedir.

2.3 Literatür Özeti

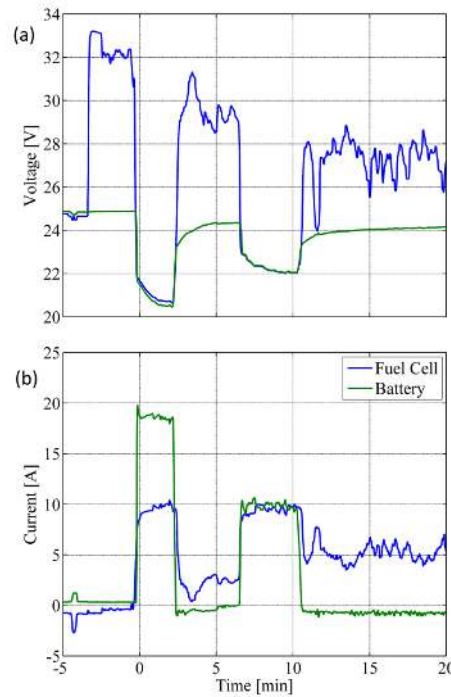
Bu bölümde yakıt hücreli İHA başlığı altında yapılan çalışmalara ait geniş bir literatür özeti verilmiştir.

İlgili tez çalışması kapsamında yakıt hücreli İHA çalışmasının çerçevesinin belirlenebilmesi için bilimsel literatürün taranması ve anlaşılması önemlidir. Çalışmaya başlanırken literatürdeki benzer çalışmalar detaylı şekilde incelenmeli, diğer araştırmacıların karşılaştığı sorunlar ve çözüm önerileri değerlendirilmelidir. Böylece literatür özüksenecek ve yapılacak tez çalışmasının sınırları literatürdeki açıklara ve altyapıya uygun olarak belirlenebilecektir (Yıldız, 2022).

Literatür taraması için diğer bir önemli konu ise taramanın ne ihtiyaçla yapıldığıdır (Snyder, 2019). Tez çalışması kapsamında ortaya yakıt hücreli bir İHA hibrit sistem

mimarisi konulması ve seyir uçuşu testlerinin yapılması planlanmıştır. İlgili mimari içerisinde birçok alternatif bileşen bulundurabilir. Dolayısıyla bileşenlerin doğru tercihinin yapılması kritiktir. Yapılan taramada hibrit sistem mimarileri üzerinde durulmuş ve deneysel sonuçların alındığı uçuş içeren çalışmalara öncelik verilmiştir.

Gong ve Verstraete 2014 yılında Li-Po bataryalı ve yakıt hücreseli hibrit bir İHA için tahrik sisteminde bataryanın görevi üzerine bir çalışma yapmıştır (Gong ve Verstraete, 2014). Yapılan çalışmada 200 W'lık Aeropak PEM yakıt hücresi 1350 mAh kapasiteye sahip 6S Li-Po batarya ile hibritlenmiştir. Hibrit sistemdeki güç dağıtımını yönetebilmesi için ise bir güç yönetim kartı tasarlanmış ve üretilmiştir. Çalıştırma için gerekli bileşenler bir araya getirilmiş ve bir test düzeneği kurulmuştur. Kurulan düzenek maksimum güçte yaklaşık 600 W güce kadar çıkabilmektedir. Güç değeri 600 W iken hibrit sistem çıkışının voltajı 21,5 V olmakta, akım ise 28 A olmaktadır. 28 A akımın 12 amperinin yakıt hücresinden, 16 amperinin ise Li-Po bataryadan geldiği görülmüştür. Sonuç olarak yakıt hücresinin lipo batarya ile birleştirilmesi sonucunda hibrit sistemin güç yoğunluğunda ciddi bir artış gözlemlenmiştir. Maksimum güce gelindiğinde batarya bu gücün yaklaşık %60 gibi yüksek bir oranını karşılamaktadır. Bu sonuca bakarak batarya hibridizasyonunun yakıt hücresi sisteminin yüksek güç performansı için kritik önem taşıdığı görülmektedir.



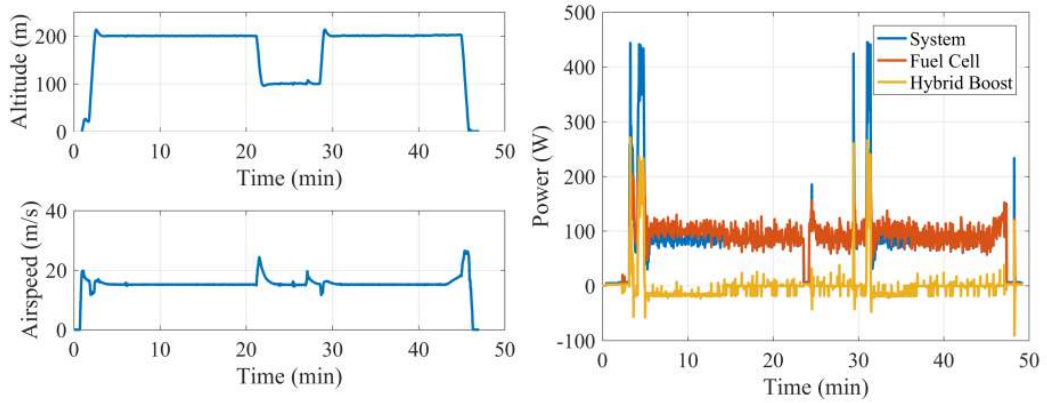
Şekil 2.8. Dinamik Polarizasyon Eğrisi (Gong vd., 2014)

Gong ve arkadaşları 2014 yılında yaptığı devam çalışmasında aynı hibrit sistemi kullanmış ve gerçek bir uçuştan alınan verilerle birlikte HWIL testleri yapmıştır (Gong vd., 2014). Çalışmaya Palmer ve arkadaşlarının tasarlayıp ürettiği Kahu UAV'nin (Palmer et al., 2011) uçuş verileriyle başlanmıştır ancak sonrasında bu İHA'nın hibrit sistem için küçük geldiğine karar verilmiştir. Hibrit sisteme uygun hayali bir İHA düşünülmüş ve uçuş verileri Kahu UAV'nin uçuş verilerinden ölçeklendirilerek oluşturulmuştur. Hibrit sistem uçuş verilerine uygun olacak şekilde HWIL simülasyonunda çalıştırılmış ve dinamik polarizasyon eğrisinde (Şekil 2.8) dikkat çeken yük dalgalanmaları incelenmiştir. Büyük bir yük artışı esnasında akımda yavaş bir artışla voltajda büyük bir düşüş meydana gelmiştir. Burada grafik kararlı durum polarizasyon eğrisinin altında kalmaktadır. Bu durum yakıt hücresi çalışma sıcaklığının olması gerekenden düşük olmasının (Ahluwalia ve Wang, 2005) yanı sıra reaktant (Wang ve Wang C.Y., 2005) ve nem kontrolü (Tang vd., 2011) (Wang ve Wang C.Y., 2006) ile ilişkilendirilmiştir. Yakıt hücresi çalışma sıcaklığı uygun değerlere yaklaştığında bu durum normale dönmektedir. Dolayısıyla yakıt hücresi çalışma sıcaklığının performans üzerinde önemli etkileri olabileceği görülmektedir. Çalışmadan yapılan diğer önemli çıkarım ise yük dalgalanmalarının yakıt hücresini kararlı durum çalışma performansından uzaklaştırmasıdır. Özellikle büyük yük değişimlerinde bu durum daha kolay fark edilmektedir ve kararlı durumun dışına çıkan yakıt hücresinin performansı düşmektedir. Sonuç olarak yakıt hücresiyle çalışacak hava araçlarında uçuş profili oluşturulurken ani yük değişimlerinden kaçınılması gerektiği anlaşılmaktadır. Bu sonuç Gong ve arkadaşlarının yaptığı benzer başka çalışmadan da çıkarılabilmektedir (Gong vd., 2016).

Gong ve Verstraete'nin yaptığı diğer bir çalışma ise yakıt hücresi-batarya hibrit sistemini kullanan İHA'larda hidrojen kaynağı olarak metal hidrit tank kullanımı üzerine olmuştur (Gong ve Verstraete, 2017). Çalışmada Spectronik firmasının ürettiği FLY-150 model isimli 150 W nominal çıkış gücüne sahip PEM yakıt hücresi tercih edilmiştir. Hibridizasyon için 4S 1500 mAh 65C Li-Po batarya yakıt hücresine paralel şekilde bağlanmıştır. İki güç kaynağı arasında yük dağılımının yapılabilmesi için pasif çalışan bir güç yönetim kartı üretilmiştir. Yüksek bir güç talebi olduğunda yakıt hücresi voltajı batarya voltajının altına düşer ve bu durumda güç yönetim sistemi bataryayı devreye alır. Güç yönetim sistemi aynı zamanda eğer yakıt hücresinde kullanılabilecek fazladan güç varsa ve batarya voltajı düşükse, bataryanın hücre voltajları 4,2 V olana kadar bataryayı 1 A akımla şarj eder. Sistemde hidrojen kaynağı olarak ise 8 tane Horizon Hydrostik Pro

tankın bir araya getirilmesinden oluşan yakıt tankı paketi kullanılmıştır. Hibrit sistem kurulumunun ardından yer testlerine geçilmeden önce hibrit sistemi kullanması planlanan A Grob G109 İHA'sı ile bataryalı uçuş testleri yapılmış ve uçuş profili verileri elde edilmiştir. Aynı zamanda İHA'nın hibrit sistem prova ağırlığıyla birlikte uçuş performansı doğrulanmıştır. 14 dakika süren uçuşun güç profiline göre hibrit sistem çalıştırılmış ve performans gözlemlenmiştir. Sistemde uçuş boyunca motora verilen gücün büyük kısmını yakıt hücresi oluşturmaktadır. Batarya sadece yüksek güç ihtiyacı olan kalkış ve tırmanış gibi evrelerde devreye girmiştir. Bu durumun sebebi kendinden nemiendirmeli PEM yakıt hücrelerinin dinamik tepki sürelerinin fazla olmasıdır (Zhou ve Prasad, 2014). Bu sebeple bataryanın hibrit sistemdeki rolü önemlidir.

Yapılan diğer bir testte ise metal hidrit tank ve sıkıştırılmış gaz silindirleri karşılaştırılmıştır. Aynı güç profilini içeren test her iki tankın kullanımıyla tekrarlanmıştır. 16 dakikalık testin ilk 12 dakikasında herhangi bir farklılıkla karşılaşılmamıştır ancak 12. dakikada sonra gelen yüksek güç taleplerinde sıkıştırılmış gaz tankı metal hidrit tanka kıyasla daha iyi yakıt akışı sağlayabilmiştir. Bu durumun nedeni olarak metal hidrit tankta zamana bağlı olan basınç düşüşleri gösterilmiştir. Sonuç olarak metal hidrit tankın tercih edildiği sistemlerde zaman içerisinde oluşabilecek basınç düşüşlerinin hesaba katılması gerektiği vurgulanmıştır.



Şekil 2.9. 15 m/s'lik uçuş verileri (Gong ve Verstraete, 2017)

Gong ve arkadaşları aynı yıl içerisinde bir önceki çalışmada (Gong ve Verstraete, 2017) kullanılan hibrit sistemi ve İHA'yı (A Grob G109) kullanarak farklı bir HWIL simülasyon çalışması yapmıştır (Gong vd., 2017). Diğer çalışmalardan farklı olarak HWIL donanımı açık kaynaklı bilgisayar tabanlı bir uçuş simülasyonu üzerinde çalıştırılmıştır (Download Source Code - FlightGear Flight Simulator, n.d.). İHA'nın açık

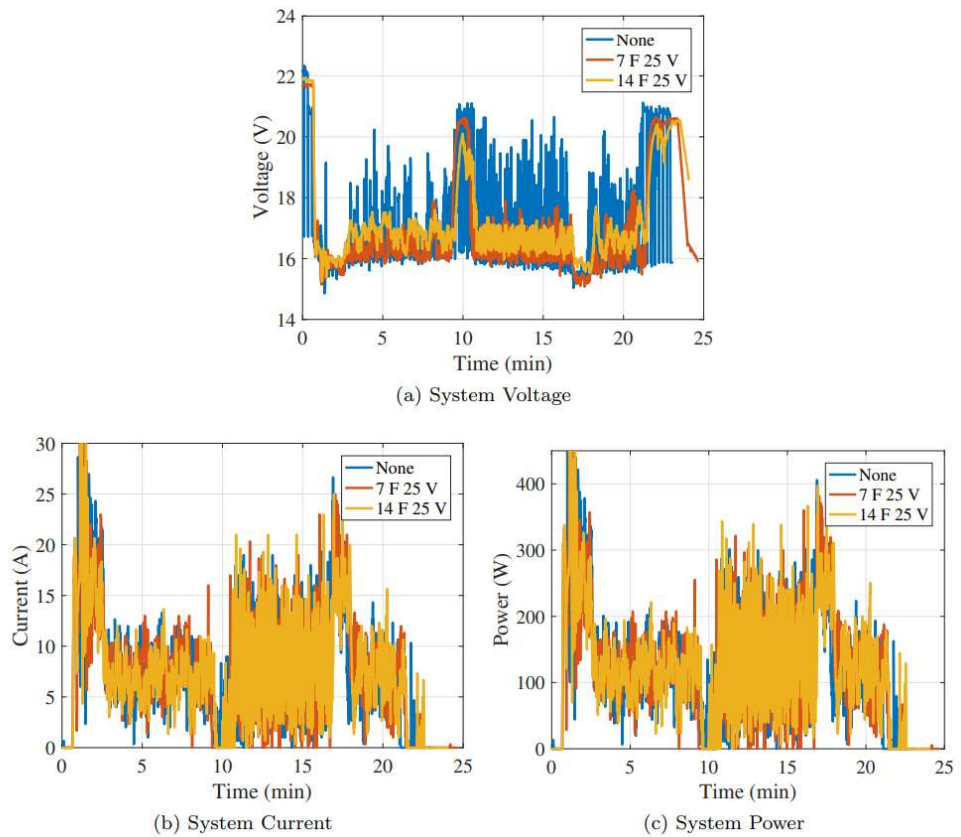
kaynak uçuş simülatörüne aktarılması için uçuş dinamikleri modellenmiş ve simülatöre aktarılmıştır. Donanım bileşenlerinin kurulumunun ardından uçuş profili oluşturulmuş ve sırasıyla hızları 15 m/s, 17,5 m/s ve 20 m/s olan uçuşlar aynı profil ile tamamlanmıştır. 15 m/s hıza sahip uçuşun verileri şekil 2.9’da paylaşılmıştır.

15 m/s hızla yapılan uçuş toplam 46 dakika sürmüştür. İHA kalkışın ardından 200 metrelik seyir irtifasına çıkmış ve 20 dakika yol almış, ardından 100 metre irtifaya inerek yakın gözlem provası yapılmış, sonrasında tekrar seyir irtifasına çıkılmış ve 15 dakika daha yol alınarak 46. dakikada iniş tamamlanmıştır. İHA kalkış aşamasında 450 W, seyir uçuşu esnasında 80-120 W güç harcamıştır. Seyir uçuşu yakıt hücresinin ürettiği güçle yapılmış, batarya sadece kalkış ve tırmanış aşamalarında, yüksek güç gerektiğinde kullanılmıştır. Uçuş boyunca toplam 52 standart litre (sl) hidrojen harcanmıştır. 20 m/s hızla yapılan uçuş ise toplam 36 dakika sürmüştür. İHA’nın 20 m/s hızda seyir uçuşu için ihtiyaç duyduğu güç yaklaşık 170 W’tır. Bu güç değeri yakıt hücresinin nominal güç çıkışından daha yüksektir ancak yapılan testte Protonex yakıt hücresi gerekli süre boyunca 170 W güç çıkışını sağlayabilmiştir. Ancak seyir uçuşu için ihtiyaç duyulan elektrik akımı bir önceki (15 m/s) uçuşa göre iki kat artarak 5 A’dan 10 A’ye yükselmiştir ve toplam 70,71 sl hidrojen tüketilmiştir. 17,5 m/s’lik uçuşta ise seyir için gerekli güç değeri ortalama 130 W olarak ölçülmüştür. Bu uçuşta toplam 63,01 sl hidrojen tüketilmiştir. Sonuç olarak yakıt hücreli bir uçuşta seyir hızının enerji tüketimine etkisinin büyük olduğu görülmektedir. Dolayısıyla uzun uçuş süresi için uçuş profili oluşturulurken seyir hızının ihtiyaç duyulandan daha yüksek olmamasına dikkat edilmelidir.

Gong ve arkadaşları 2018 yılına gelindiğinde bir önceki sisteme bir de süper kapasitör ekleyerek farklı bir HWIL çalışması yapmıştır (Gong vd., 2018). Bu çalışmada amaç süper kapasitör sayesinde yük dengelemesi yaparak yakıt hücresinin ömrünü artırmak, enerji sarfiyatını azaltmaktır. 2 farklı süper kapasitör (7F 25V ve 14F 25V) kullanımı planlanmıştır. Böylece pasif üçlü hibrit mimari oluşturulmuş ve FlightGear uçuş simülatörü üzerinde farklı uçuş profilleri ile koşturulmuştur. Süper kapasitörlerinin en büyük etkisinin yakıt hücresinden gelen voltaj ve akım çıkışlarındaki değişim oranının azalması olduğu görülmüştür. Kapasitör ani gaz kolu azaltmalarında fazla gücü emer ve gaz kolu açıldığında emdiği gücü geri verir. Böylece yakıt hücresinin voltaj değişim oranı düşer ve ömrü artar. Ani güç taleplerinde ise yakıt hücresinden gelen akım grafiğinin çok

daha düzgün olduğu görülmüştür. Yani kapasitör yakıt hücresini ani güç taleplerinde destekler ve korur; aynı zamanda yakıt tüketimi de cüzi miktarda düşürür. Kapasitörün kapasitesinin artırılması ile burada elde edilen iyileşmenin arttığı görülmüştür ancak kapasitörün sisteme eklediği ağırlığa kıyasla faydasının yeterli olmayabileceği üzerine düşünülmesi gereken bir konudur.

Yukarıda bahsedilen testler rüzgarsız havalar için yapılmıştır. Ancak rüzgarın küçük İHA'lar üzerinde büyük etkisinin olabileceği literatürdeki farklı çalışmalarda görülmektedir (Swider-Lyons vd., 2011). Kapasitör ile yapılan diğer bir testte rüzgarlı hava koşullarındaki uçuş simüle edilmiştir (Şekil 2.10). 12-25 knot aralığındaki rüzgar hızında yapılan test sonucunda 1,1 Wh'lik enerji tasarrufu sağlandığı görülmüştür. Rüzgar hızı fırtına seviyelerine (25-34 knot) geldiğinde ise enerji tasarrufunun 4 kata kadar çıkabildiği belirtilmiştir. Sonuç olarak kapasitörün sistem üzerindeki etkisi kayda değerdir. Voltaj ve akım dalgalanmaları kapasitör sayesinde azaltılmış, böylece yakıt hücresi ömrü uzamış ve yakıt sarfıyatı azalmıştır.



Şekil 2.10. Rüzgar darbelerinde sistemin çıkış verileri (Gong vd., 2018)

Gong ve arkadaşları yakıt hücreli İHA konsepti ile ilgili yaptıkları simülasyon ve yer testi çalışmalarının ardından bir önceki çalışmada kurulan üçlü hibrit güç sistemini kullanarak bir test uçuşu çalışması yapmıştır (Gong vd., 2018). Hibrit sistem A Grob G109 isimli model İHA'ya entegre edilmiştir. G109 6,5 kg kalkış ağırlığına, 2,77 m kanat açıklığına ve 1,4 metre uzunluğa sahip yüksek açıklık oranlı ticari bir İHA'dır. Uçuş için 2 farklı profil belirlenmiştir; stabil hava koşullarında çoğunlukla seyir uçuşundan oluşan bir profil ve stabil olmayan koşullarda, çokça tırmanma ve alçalma fazları olan, yani dinamik yük değişimlerinin fazla olacağı bir profil. Birinci profil için G109 kalkışın ardından 50 metre irtifaya yükselmiş ve sabit güçte yaklaşık 10 dakika boyunca seyir uçuşu gerçekleştirmiştir. G109 16-18 m/s arası değişen seyir hızlarında yaklaşık 100 W güç harcayarak uçmuştur. Uçuşa ait voltaj-zaman grafiğine bakıldığında voltaj dalgalanmalarının az olduğu görülmektedir. Güç-zaman grafiğine bakıldığında ise kapasitörün uçuş esnasında yük değişimlerini yumuşatmak için yaklaşık 20 W güç sağladığı görülmüştür. Ancak uçuş esnasında gaz kolu çoğunlukla sabit olduğu için kapasitörün sağladığı enerji geri kazanımı ve salınımı beklenen kadar çok olmamıştır. Kapasitör uçuş boyunca 0,92 Wh enerji absorbe etmiş ve 0,82 Wh enerji vermiştir. Toplam 17 litre hidrojen harcanmıştır.

Dinamik yük değişimlerinin fazla olduğu ikinci uçuşa gelindiğinde ise kapasitörün etkisi bariz şekilde artmıştır. Ani yük değişimlerinde kapasitör 310 W'a kadar güç sağlamıştır, akım değeri 15 A'nın üzerine çıkmıştır. Kapasitör uçuş boyunca toplam 1,4 Wh enerji absorbe etmiş ve 1,7 Wh enerji vermiştir. Bu değerler sakin seyir uçuşuna kıyasla %70 daha yüksektir. Sonuç olarak süper kapasitör hibrit sistemin güç yoğunluğunu artırmış ve hibrit sistemdeki güç dalgalanmalarını azaltmıştır. Bunu yaparken de bir miktar enerji tasarrufu sağlamıştır.

Herwerth ve arkadaşları (Herwert vd., 2006) 2006 yılında tamamen kompozit yapıdan oluşan 5,5 metre kanat açıklığına sahip bir İHA tasarlamış ve üretmiş, ardından bu İHA'yı 670 W maksimum güce sahip ticari bir PEM yakıt hücresi ile uçurabilmek için çalışma yürütmüşlerdir. Çalışmada PEM yakıt hücresini besleyebilmesi için hidrojen kaynağı olarak 370 litre kapasiteye sahip metal hidrit bir tank tercih edilmiştir. Kurulan yakıt hücresi sisteminin toplam ağırlığı 4,5 kilogramdır. Bu ağırlığın yaklaşık 3 kilogramını metal hidrit hidrojen tankı oluşturmaktadır ki yazarların da belirttiği üzere İHA için bu fazla bir ağırlıktır. Ağırlığın fazla olmasının yanı sıra boyutların da büyük

olduğu belirtilmiştir. Ağırlık ve hacim isterlerinin karşılanabilmesi için kanat açıklık oranı yüksek, gerekli güç sistemi bileşenlerinin barındırılabilmesi için gövde boyutunun büyük olması gerektiğine karar verilmiştir. Ancak sonuç olarak yapılan çalışmada herhangi bir uçuş testi yapılamamıştır. Bu durumun nedeni olarak iki konuya dikkat çekilmiştir; yakıt hücresi sisteminin güç/ağırlık oranının düşük olması ve İHA boyutlarının taşınabilirlik açısından çok fazla olması. 2006 yılının yakıt hücresi teknolojisinin güç/ağırlık oranlarının yetersiz kaldığı belirtilmiş, büyük kanat ve uzun gövde yapısını uçuş alanına götürmekte zorluklar yaşanmıştır. Sonuç olarak test uçuşları yapılamamıştır.

Yapılan çalışmada bahsedilen güç/ağırlık oranlarının hava araçları için yeterli olmaması durumu hala geçerliliğini korumaktadır. Gong ve Verstraete bu konuya bir çözüm olarak hibrit sistem kullanımını önermiştir (Gong ve Verstraete, 2014). Hibrit sisteme eklenecek bir batarya sayesinde güç/ağırlık oranı yükseltilebilecektir.

Chiang ve arkadaşları dünya radyo kontrollü uçuş süresi rekorunu kırabilmek için 2007-2008 yılları arasında çalışmalar yapmıştır (Herwerth vd., 2007) (Chiang vd., 2008). Kırılmaya çalışılan uçuş süresi 15 saat 36 dakika 55 saniyedir. Chiang ve ekibi rekoru kırabilmek için 16 saat havada kalabilen yakıt hücreli bir İHA tasarlamış ve üretmiştir. Yapılan çalışmalarda öncelikle tasarım metodolojisi üzerinde durulmuştur. Uzun uçuş süresi sağlayabilmek için planör benzeri bir gövdeye ve yüksek kanat açıklığına sahip, düşük sürüklenme üreten verimli bir tasarım ortaya koymuşlardır (Şekil 2.11).

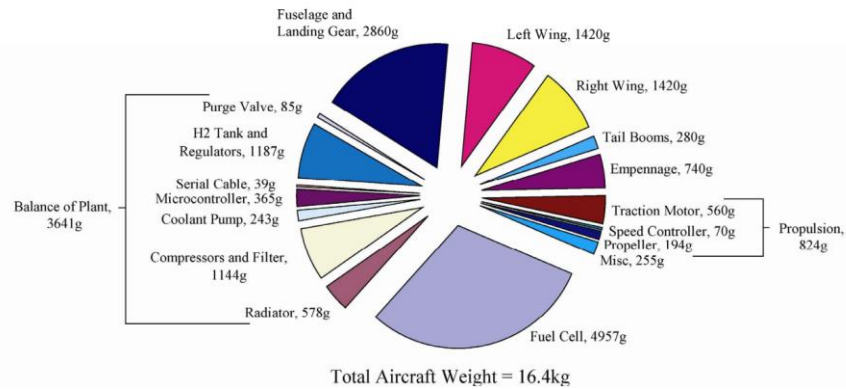


Şekil 2.11. Pterosoar İHA (Chiang vd., 2008)

İHA tasarımının güç isterlerine uygun olacak şekilde maksimum gücü 150 W olan, 14,8-23,5 V çalışma aralığındaki bir yakıt hücresini Pteresoar ismini verdikleri İHA'nın gövde boyutlarına uygun olarak Horizon Fuel Cell Technologies firmasına ürettirmişlerdir. Hidrojen tankı seçimi yapılırken öncelikle Pteresoar'ın 16 saatlik uçuşu tamamlayabilmesi için gerekli hidrojen miktarı hesaplanmıştır. Bu hesaba ve İHA'nın gövde şekline göre olabilecek en küçük yarıçapa sahip hidrojen tankı seçilmiş ve satın alınmış. 3,1 litre hacme sahip olan tankta 65 gram hidrojen 300 bar basınç altında sıkıştırılmış gaz olarak depolanmaktadır. Güç yoğunluğunu artırabilmek için sisteme bir de 4S Li-Po batarya eklenmiştir. Yüksek güce ihtiyaç duyulan noktalarda batarya yakıt hücresini destekleyecektir. Hibrit sistemdeki güç akışının emniyetli bir uçuş adına yönetilebilmesi için bir kontrol sistemi geliştirilmiştir. Bu sistem yakıt hücresinin olası güç dalgalanması ya da kapanma durumlarında motor yükünü direkt bataryaya bağlamaktadır. Böylece yakıt hücresi sisteminde problem yaşanması durumunda uçuşa batarya ile devam edilebilecektir. Yapılan testler sonucunda mevcut kurulumla birlikte Pteresoar'ın 13 saat havada kalabileceği yazarlar tarafından öngörülmektedir. Bu sürenin 16 saate tamamlanması için gerekli olan 3 saatin termal hava akımlarından faydalanma tekniği (Akos vd., 2010) ile karşılanması ekip tarafından düşünülmektedir. Bu kapsamda çalışmalara devam eden ekip nihai uçuşun Haziran 2008'de yapılacağını çalışmanın sonunda belirtmişlerdir. Ancak yapılan araştırmalarda bahsedilen rekor denemesi uçuşla ilgili herhangi bir veriyle karşılaşılmamıştır.

2006 ve 2008 yılları arasında Chiang (Herwerth vd., 2007) (Chiang vd., 2008) ve Herwerth (Herwert vd., 2006) ekibinin yaptığı çalışmalarla eş zamanlı olarak Bradley ve arkadaşlarının yaptığı yakıt hücreli İHA çalışmaları mevcuttur (Moffitt vd., 2006) (Bradley vd., 2008) (Bradley vd., 2006) (Bradley vd., 2007) (Moffitt vd., 2007) (Bradley vd., 2009). Araştırmacılar ilk olarak yakıt hücreli bir İHA'nın tasarım metodolojisi üzerine detaylı bir çalışma yapmış ve 6,58 m kanat açıklığına sahip bir İHA ortaya çıkarmıştır. İHA'nın güç ihtiyacı için simülasyon modelleri yapılmış ve maksimum güç ihtiyacının 450 W olduğu görülmüştür. Güç ihtiyacını karşılayacak kapasiteye sahip yakıt hücresi araştırmacılar tarafından üretilmiştir. Üretilen yakıt hücresi 500 W nominal güce ve 448 W net çıkış gücüne sahiptir. Yakıt tankı seçiminde ise Luxfer firmasının ürettiği, hidrojeni sıkıştırılmış gaz olarak depolayan 66 standart litre hacme sahip kompozit tank tercih edilmiştir. Çalışmacılar tasarlanan İHA'yı kompozit yapıda üretmiş ve güç sistemini İHA'ya entegre ederek uçuş testlerine başlamışlardır. 5'i sadece bataryalı ve

2'si yakıt hücreli olmak üzere toplam 7 uçuş denemesi yapılmış ve veriler simülasyon verileri ile karşılaştırılmıştır. Simülasyon ortamında elde edilen voltaj, akım, hava hızı ve sıcaklık gibi verilerin test uçuşlarında alınan verilerle uyumlu olduğu gözlemlenmiştir. Ardından test uçuşlarında alınan verilerle simülasyon modelleri geliştirilmiş ve doğruluk oranı daha yüksek modeller elde edilmiştir. Elde edilen simülasyon verilerinin yanı sıra yazar ekibinin üzerinde durduğu önemli bir nokta vardır; yakıt hücreli İHA sistem mimarisi tasarım metodolojisi. İlgili çalışmaların yapıldığı yıllarda yakıt hücresi teknolojisi günümüzdeki kadar gelişmiş değildi. Yapılan çalışmaların ise çoğu otomobil sektörü üzerine yapılan çalışmalardır (Alaswad vd., 2016). Sonuç olarak araştırmacıların örnek alacağı çalışmalar da otomobil sektöründeki çalışmaları içeriyordu. Ancak bunun doğru bir yaklaşım olmadığı, yakıt hücreli İHA'lar için yeni bir tasarım metodolojisine ihtiyaç olduğu Bradley ve arkadaşlarının yaptığı çalışmalarla ortaya konmuştur. Yapılan çalışmada dikkat çeken bir diğer nokta ise yakıt hücreli uçuş için herhangi bir batarya kullanımından bahsedilmemiş olmasıdır. Bu durumda İHA motoru için gerekli tüm gücü yakıt hücresi karşılamaktadır, dolayısıyla yakıt hücresi sistemi 8,6 kg gibi yüksek bir kütleyle sahiptir. İHA'nın ağırlık dağılım tablosu 2.12. şekilde verilmiştir.

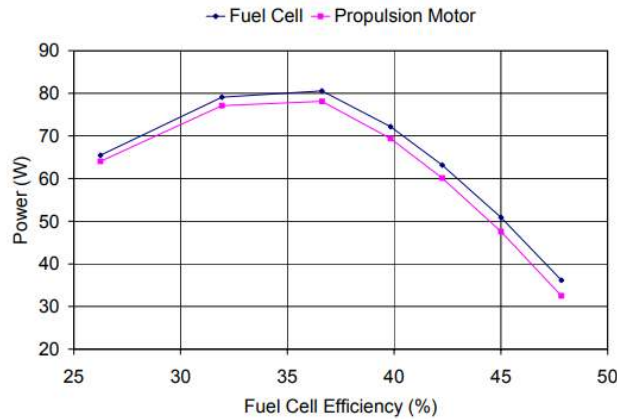


Şekil 2.12. İHA'nın ağırlık dağılımı (Bradley vd., 2006)

Bradley ve ekibinin bahsedilen çalışmaların ardından yaptığı başka bir simülasyon çalışması da mevcuttur (Bradley vd., 2009). Yapılan deneysel çalışmalardan elde edilen veriler ışığında geliştirilen simülasyon modelleri HWIL (Hardware in the Loop) testi ile denenmiştir. HIWL testleri simülasyon ortamlarına donanım bileşenlerinin de eklenerek testlerin yapıldığı ve daha gerçekçi sonuç verilerinin elde edilebildiği sistemlerdir (Bullock vd., 2004). Testler farklı güç kaynağı içeren İHA'lar için yapılmış ve sonuçlar birbiriyle karşılaştırılmıştır. Karşılaştırmaların sonuçları ana güç kaynağı olarak yakıt hücresi kullanan bir İHA'nın içten yanmalı motorlara sahip bir İHA'nın uçuş sürelerine

ulaşabileceğini kanıtlar niteliktedir. Çalışma özelinde üretilen yakıt hücresel güç sistemi, uzun uçuş süresi isteyen görevler için mevcut diğer elektrokimyasal enerji depolama teknolojilerinden daha iyi performans göstermiş, içten yanmalı sistemlere kıyasla ise neredeyse eşit performans göstermiştir.

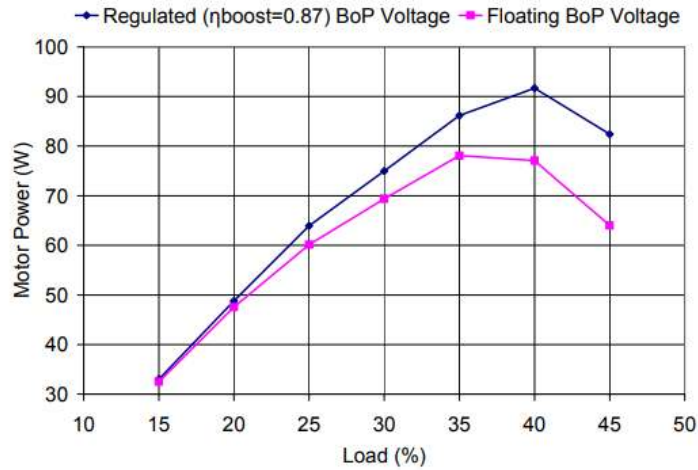
Stroman ve ekibi 2003 yılında Spider-Lion adını verdikleri İHA'da güç kaynağı olarak yakıt hücresi kullanarak 3 saat 19 dakikalık bir uçuş gerçekleştirmiştir (Stroman vd., 2000). Spider-Lion'un güç sisteminde Protonex Technology tarafından üretilen 85 W nominal, 110 W pik güce sahip PEM yakıt hücresi kullanılmış. 18 membrandan oluşan yakıt hücresinin nominal voltajı 6,5 A akımda 12 V'tur. Yakıt hücresini beslemek için yaklaşık 0,74 litre hidrojeni 310 bar basınçta depolayan kompozit sıkıştırılmış gaz hidrojen tankı kullanılmıştır. Tank ve yakıt hücresi arasında yer alan iki kademeli basınç regülatörü ile yakıtın basıncı yakıt hücresinin istediği seviyelere düşürülmektedir. Oluşturulan güç sistemiyle birlikte Spider-Lion'un kalkış ağırlığı 2,54 kg'dır. İHA üretimi ve güç sistemi entegrasyonunun tamamlanmasını ardından toplam 4 testten oluşan bir test programı yapılmıştır. Birinci test sistem verimliliği, yakıt hücresi verimi, uçuş süresi ve yakıt kullanımını belirlemek için yapılan statik uçuş süresi testidir. Sistemin güç profili çoğunlukla sabit 75 W değerindedir ancak sistem gücü ara sıra 90 W değerlerine çıkarılmış ve 60 W değerlerine düşürülmüştür. Güç profilindeki bu değişimler bir test uçuşunda yaşanacak tırmanış, dönüş, alçalma gibi uçuş fazlarını simüle etmek için yapılmıştır. 2 saat 40 dakika süren test sonucunda toplam 16,6 gram hidrojen harcanmıştır. Yakıt hücresi 77,2 W ortalama güçte toplam 208,3 Wh enerji üretmiştir. Sistem verimi %36, yakıt hücresi verimi %37 ve tahrik verimi %96 olarak hesaplanmış ve ikinci teste geçilmiştir.



Şekil 2.13. İkinci test için yakıt hücresi verimlilik grafiği (Stroman vd., 2000)

İkinci testte amaç yük (gaz kolu) ve güç arasında ilişkinin ve verimin incelenmesidir. Spider-Lion farklı gaz kolu oranlarında 2'şer dakika boyunca çalıştırılmıştır. Motora iletilen maksimum güç gaz kolu %35 iken 78,1 W olarak ölçülmüş ve yakıt hücresi verimi %36,4, sistem verimi %35,4 olarak hesaplanmıştır. Artan yük ile birlikte yakıt hücresi veriminin azaldığı (Şekil 2.13), buna karşın tahrik veriminin arttığı gözlemlenmiştir. Çünkü yakıt hücresi verimi artan yük ile azalan hücre voltajı ile oranlıdır. Tahrik verimi artan yük ile artar çünkü yakıt hücresinden gelen gücün daha küçük bir kısmı güç sistemi tarafından tüketilir. Sonuç olarak sistem veriminin %44,2 ile %26,3 arasında, yakıt hücresi veriminin ise %47,8 ve %26,3 arasında değiştiği gözlemlenmiştir.

Üçüncü test güç sistemi voltajını sabit tutmak için kullanılan bir voltaj regülatörünün verimlilik üzerindeki etkisini görmek amacıyla yapılmıştır. Güç sistemi 12 V voltajda harici güç kaynağı kullanılarak çalıştırılmış ve ikinci testin güç profili kullanılmıştır. Sonuç olarak maksimum motor gücü gaz kolu %40 oranındayken 91,7 W olarak ölçülmüştür. Güç sistemi 12 V voltajda sabit tutulduğunda maksimum motor gücü %17 daha yüksektir. Maksimum tahrik gücü noktasında güç sistemi tarafından kullanılan güç sadece 2,98 W değerindedir. Maksimum güçte artış elde edebilmek için voltaj regülatörü kullanımı sonuç olarak sistem verimini %35,4'ten %35,2'ye düşürmüştür. İkinci ve üçüncü teste ait motor gaz kolu ve motor gücü verileri şekil 2.14'te verilmiştir.



Şekil 2.14. İkinci ve üçüncü test için motor gaz kolu ve motor gücü verileri (Stroman vd., 2000)

Dördüncü testte yapılan yer testlerinin ardından uçuş testine geçilmiştir. 3 saat 19 dakikadan oluşan uçuş testi başarıyla tamamlanmıştır. Uçuşun ardından sistem verimi ve motor gücü %38,6 ve 68,9 W, harcanan hidrojen kütlesi 15,55 gram olarak

hesaplanmıştır. Sistem verimi ve yakıt enerjisi hesaplarıyla birlikte motor tarafından harcanan enerji miktarı ise 235 Wh olarak belirlenmiştir.

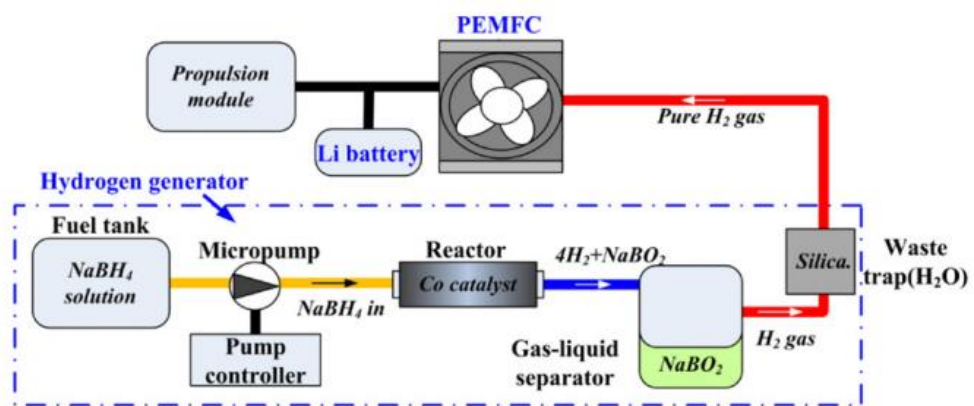
Uçuş testinden elde edilen veriler yer testleri verileriyle karşılaştırılmış ve sonuçlar yakıt hücreli bir İHA'nın amaçları doğrultusunda değerlendirilmiştir. Değerlendirmenin sonucuna göre hedef olarak en uzun uçuş süresi elde edilmek istendiğinde İHA'ların mümkün olan en düşük ortalama güç seviyelerinde uçuşması gerekmektedir. Bu durumun uçuş süresini artırmanın yanı sıra sistem verimini de artırdığı gözlemlenmiştir.

Stroman, Spider-Lion ile yapılan çalışmadan 4 yıl sonra PEM yakıt hücreli bir İHA için kontrol algoritması üzerine 2007 yılında başka bir çalışma yürütmüştür (Stroman vd., 2007). Yapılan çalışmada yakıt hücreli bir İHA'nın güç sisteminin verimli çalıştırılabilmesi için gerekli parametreler incelenmiş ve üretilen kontrol kartı yer testleri ile denenmiştir. Sonuç olarak kontrol sisteminin güç komutlarını iyi bir şekilde takip ettiği, güç sistemindeki parazit güç kayıplarını azalttığı ve yakıt hücresini tercih edilen çalışma aralığında sınırladığı gözlemlenmiştir.

2009 yılına gelindiğinde Stroman, ekibini genişleterek ikinci bir yakıt hücreli İHA çalışması yapmıştır (Swider-Lyons vd., 2005). Çalışma için Ion Tiger adını verdikleri 5,2 metre kanat açıklığına sahip 16 kilogramlık bir İHA tasarlanmış ve üretilmiştir. Yakıt hücresi olarak Protonex Technology tarafından üretilen 36 hücreli, 1 kilogram ağırlığında 550 W'lık bir PEM yakıt hücresi kullanılmıştır. Çalışmacılar yakıt tankı olarak ağırlıkça %12 hidrojen depolayabilen yeni bir hidrojen tankı da tasarlamıştır. Bu değer bir önceki çalışma olan Spider-Lion İHA'sında kullanılan tankın değerine kıyasla 6 kat daha iyidir. Ayrıca İHA'nın sıcak hava koşullarında da uçuş yapabilmesi için termal sistem güncellenmiş ve kompakt bir radyatör sistemi geliştirilmiştir.

Geliştirmeler ve entegrasyonların ardından 3 başarılı uçuş testi gerçekleştirilmiştir. Önce 13 saatlik bir gündüz uçuşu, ardından 1,8 kilo faydalı yük ile birlikte 23+ saatlik bir uçuş ve son olarak 2,3 kg faydalı yük ile birlikte 26 saatlik uçuş başarıyla tamamlanmıştır. 26 saatlik uçuş süresiyle birlikte resmi olmayan bir hidrojenli uçuş süresi rekoru da kırılmıştır. Sonuç olarak içten yanmalı motorlara kıyasla sessiz ve uzun süre havada kalabilen, düşük irtifa uçuşları sayesinde düşük çözünürlüklü hafif kamera sistemleriyle de gözetleme yapabilecek olan yakıt hücreli İHA, ilgili ülkenin donanması tarafından kullanılmaktadır. Stroman ve ekibinin başardığı 26 saatlik uçuş süresi, yakıt hücreli

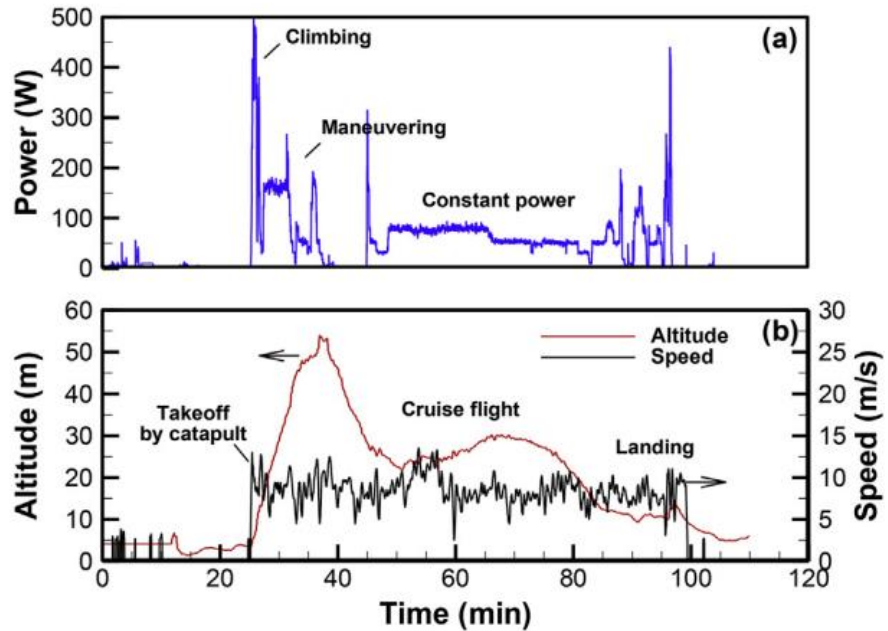
Kim ve arkadaşları 2011 yılında NaBH_4 (sodyum borhidrür) hidrojen kaynağı kullanan yakıt hücresi İHA üzerine bir çalışma yapmıştır (Kim vd., 2011). Yapılan diğer yakıt hücresi İHA çalışmalarından farklı olarak Kim ve arkadaşları hidrojen kaynağı olarak sıkıştırılmış gaz vb. kaynaklar yerine yüksek enerji yoğunluğu ve ağırlıktan tasarruf sağlaması nedeniyle kimyasal bir hidrür olan NaBH_4 kullanmıştır. Hidrojen kaynağı olarak kimyasal kaynak kullanımının başka bir avantajı ise sistem yönetimi açısından katalitik hidroliz ile hidrojen üretimini kontrol etmenin kolay olmasıdır. Sistemde yakıt hücresi olarak Horizon Fuel Cell Technologies firmasının ürettiği H-100 modeli kullanılmaktadır. 24 hücreden oluşan yakıt hücresi 8 A akımda ve 12,5 voltaj değerinde 100 W güç üretmektedir. Güç sisteminde yakıt hücresinin düşük güç yoğunluğunu kompanse edebilmek için ikinci bir güç kaynağı olarak 12,5 V gerilime sahip lityum bir batarya kullanılmıştır. Lityum batarya ve yakıt hücresinin arasına çıkış voltajını 12 V değerinde sabit tutması için bir voltaj regülatörü (DC-DC Dönüştürücü) eklenmiştir. Voltaj regülatörünün bir ucu ise direkt olarak İHA motoruna bağlanmıştır. İHA motorunun yüksek güç taleplerine cevap verebilmesi için ise (Kim T. vd., 2007) yakıt hücresi ve batarya sisteminin voltajını referans alarak çalışan bir güç yönetim sistemi yakıt hücresi sistemine dahil edilmiştir. Yakıt hücresi sisteminin çalışma prensibine şekil 2.15'te yer verilmiştir.



Sistemlerin planör formundaki İHA'ya entegrasyonunun ardından sırasıyla yer ve uçuş testlerine geçilmiştir. 2,5 saat süren yer testinde güç sistemi 80 W güçte çalıştırılmış ve 360 g NaBH₄ kullanılmıştır. Arından 2 saatlik başarılı bir uçuş testi tamamlanmıştır.

Uçuş testi esnasında irtifa deniz seviyesine göre 120-150 m arasında değişmiştir. Sonuç olarak yazar ekibi uzun menzilli yakıt hücreli bir İHA'da soğutma sisteminin önemi üzerinde durmuş ve ağırlık sebebiyle sıvı soğutmalı sistemler yerine hava soğutmalı sistemlerin kullanımını önermiştir. Ayrıca sistemin enerji yoğunluğunu artırmak için yakıt hücresi sisteminin ağırlığını azaltmanın çalışmanın başarısı açısından kritik öneme sahip olduğu da vurgulanmıştır.

2008 yılında T. Kim ve arkadaşları hidrojen kaynağı olarak NaBH_4 kullanılan başka bir yakıt hücreli İHA çalışması yapmıştır (Kim T. vd., 2008). Çalışmada 50 W nominal güce sahip ticari bir yakıt hücresi, NaBH_4 kimyasal hidrojen kaynağı ile beslenmiştir. Yüksek güç taleplerine cevap verebilmesi için sisteme Li-Po batarya eklenerek hibrit bir güç sistemi elde edilmiştir. Güç sisteminde motordan gelecek güç taleplerini dağıtması için ise programlanmış bir adet güç yönetim kartı kullanılmıştır. Entegrasyon ve yer testlerinin ardından uçuş testlerine geçilmiş ve toplam 9 uçuş testi yapılmıştır. İlk 6 testte yaşanan problemlerin ardından sistem tasarımı değiştirilmiş ve optimize edilmiştir. Güncellemeler sonrasında 3 başarılı uçuş testi tamamlanmıştır. Uçuş testlerinden alınan veriler ya da uçuş süresiyle ilgili herhangi bir paylaşımı yapılmamıştır.



Şekil 2.16. 70 dakikalık uçuş test verileri (Kim T., 2014)

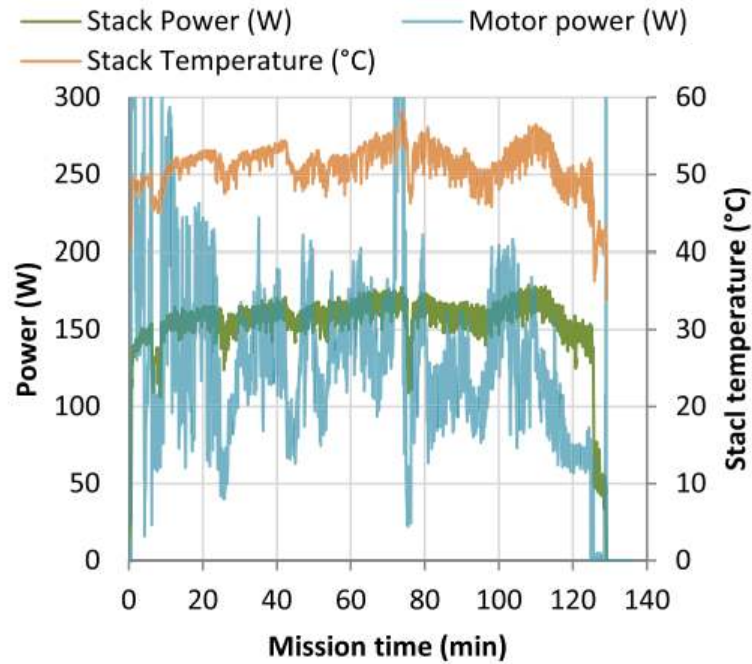
2014 yılına gelindiğinde Kim T. 2008 yılında yaptığı çalışmayı geliştirerek yeni bir yakıt hücreli İHA çalışması ortaya koymuştur (Kim T., 2014). Yakıt hücresi 50 W yerine

Horizon Fuel Cell Systems firmasının geliştirdiği H-100 model isimli 100 W nominal çıkış gücüne sahip yakıt hücresi ile değiştirilmiştir. Yakıt hücresinde ağırlık azaltma amacıyla ağır olan alüminyum u plakalar (end-plates) yerine akril malzemeden yapılmış u plakalar takılmıştır ve böylelikle ağırlıkta %42 azalma elde edilmiştir. Hidrojen kaynağı olarak NaBH_4 kullanılmış ve depolanması için değişken hacimli bir tank tercih edilmiştir. Tankın değişken hacimli olması sayesinde İHA'nın gövdesine entegrasyonu kolaylaşmış ve ağırlık tasarrufu sağlamıştır. Batarya, pasif g yönetim kartı ve İHA ise 2008 yılındaki çalışmayla aynı şekilde kullanılmıştır. Sistemin entegrasyonunun ardından yer testleri yapılmış ve sonuçların beklendiği gibi olmasının ardından uçuş testlerine geçilmiştir. 70 dakikalık başarılı uçuş testinde İHA kalkışını yaparak 50 metre irtifaya tırmanmış, ardından 25 metreye inmiş ve çeşitli uçuş fazları test edilmiştir (şekil 2.16). İHA'nın sadece kalkış aşamasında 500 W kadar g kullandığı, seyir uçuşu ve manevralar esnasında ise sırasıyla 50-70 W ve 100-170 W aralığında g kullandığı görülmüştür. Bu nedenle yakıt hücresi sadece seyir uçuşu aşamasında g üretmiştir. Sonuç olarak yakıt hücresinin stabil çalışma performansı uçuş testiyle birlikte doğrulanmıştır.

Hidrojen kaynağı olarak NaBH_4 kullanılarak yapılan bir başka çalışmayı ise 2017 yılında Lapena-Rey ve arkadaşları gerçekleştirmiştir (Lapena-Rey vd., 2017). 200 W nominal güç çıkışına sahip bir Aeropak yakıt hücresi 5000 mAh kapasiteye sahip 6S 20C Li-Po batarya ile hibritlenmiştir. Hibrit sistemin kapasitesine uygun bir İHA, Technische Universitat München tarafından tasarlanmış ve üretilmiştir. İHA 4,7 metre kanat açıklığına ve 2,4 metre uzunluğa sahiptir. Tamamen kompozit materyallerden üretilen İHA'nın MTOW'u (Maximum Take-off Weight) ise 11 kg olarak belirlenmiştir. İHA üretiminin tamamlanmasının ardından bataryalı uçuş testleri yapılmış ancak İHA'nın tasarımı seyir uçuşu için hesaplanandan (100 W) daha fazla güç gereksinimi olduğu görülmüştür (170 W). Bu sebeple İHA'da ağırlık azaltma için yapısal parçalar yeniden tasarlanmış ve ikinci versiyon İHA retilmiştir. Yeni versiyon İHA ile testler yapılmış ve ağırlık 9,6 kg seviyelerine, seyir uçuşundaki g ihtiyaı ise 125 W seviyelerine çekilmiştir.

Hibrit sistem entegrasyonunun yapılmasından ardından yer testlerine geçilmiştir. Öncelikle yakıt hücresi sıkıştırılmış hidrojen tankıyla birlikte çıkış gücü 24,5 V'ta 200 W olana kadar birkaç gün boyunca şartlandırılmıştır. Sonrasında yakıt hücresi kimyasal

hidrojen kaynağına bağlanmış ve üretici firmanın verdiği 1 litrelik yakıt karışımıyla (ağırlıkta %20 NaBH₄ ve demineralize su) elde edilebilecek olan 900 Wh enerji, sistemin 160 W güçte 4,5-5 saat çalıştırılması ile test edilmiştir. Test sonuçlarının beklendiği gibi çıkmasının ardından yakıt hücresi sistemine batarya da dahil edilerek hibrit sistem testlerine geçilmiştir. Bu testlerde kimyasal hidrojen kaynağından dolayı olabilecek değişimlerin elimine edilmesi için sabit hidrojen beslemesi hidrojen tankı tarafından yapılmıştır. Sistem 4 saat boyunca olumsuz bir senaryo için (yüksek enerji tüketimi) çalıştırılmış ve bataryadaki voltaj değişimleri gözlemlenmiştir. Uçuş boyunca batarya voltajının 24,5 V seviyelerinden yalnızca 23,7 V seviyelerine düştüğü gözlemlenmiştir. Bu senaryoya göre batarya voltajındaki azalma çok az olduğu için bataryanın uçuş sırasında yakıt hücresi tarafından tekrar şarj edilmesine gerek olmayabileceğini göstermiştir. Başarılı yer testlerinin ardından hibrit güç sistemli uçuş testlerine geçilmiştir. İlk test sıcak bir havada, yakıt hücresi için zorlu çevre koşullarında yapılmıştır. Teste ait uçuş verileri şekil 2.17’de paylaşılmıştır.



Şekil 2.17. Uçuş test verileri (Lapena-Rey vd., 2017)

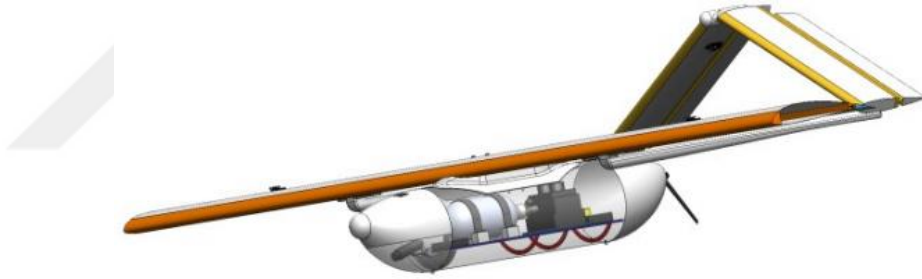
Test boyunca yüksek hava sıcaklığına rağmen soğutma sistemi sayesinde (37 C°) yakıt hücresi iyi bir performans sergilemiştir. Bu durum yakıt hücrelerinin doğru bir sistem tasarımı sayesinde olumsuz hava koşullarında da istenilen performansta çalışabileceğini göstermiştir. Test esnasında termal aktivitenin yüksek (termal hava akımlarının) olması sayesinde İHA çoğunlukla normal şartlarda seyir uçuşunda ihtiyaç

duyduğu güçten daha azı ile uçabilmiştir. Normal şartlarda bu durumun toplam uçuş süresini iyi etkilemesi beklenir ancak araştırmacılar sistemi böyle bir duruma karşı hazırlamamıştır. Termal aktivitenin çok yüksek olması sebebiyle İHA'nın güç tüketimi çok düşük kalmış ve yakıt hücresi düşük sıcaklık sebebiyle kendisini kapatmıştır. Hidrojen jeneratörünün havada tekrar başlatılamaması sebebiyle 10 dakika sonra 2 saat 17 dakika süren uçuş batarya ile iniş yapılarak sonlandırılmıştır. Uçuşun ardından yakıt tankında kalan NaBH_4 miktarına bakılmış ve eğer uçuş sonlanmamış olsaydı +2 saatlik daha uçuşa yetecek kadar NaBH_4 olduğu görülmüştür. Sonuç olarak başarılı bir prototip ortaya konmuştur. Ancak yazar ekibi hidrojen jeneratörü işletme masraflarından dolayı sistemi uzun uçuşlar için uygun bulmamıştır.

2012 yılında Verstraete ve arkadaşları, küçük İHA'lar için yakıt hücresi ve batarya hibrit sisteminden oluşan tahrik sistemini HWIL simülasyonunda test ederek bir çalışma gerçekleştirmiştir (Verstraete vd., 2012). Çalışmada yakıt hücresi olarak Horizon Energy Systems firmasının ürettiği 200 W nominal güce sahip Aeropak PEM yakıt hücresi, 6 hücreli 1350 mAh kapasiteye sahip Li-Po batarya ile hibritlenmiştir. Hibrit sistemin çalışma voltaj aralığı 21-32 V arasındadır. Yapılan simülasyon testlerinin ardından 40-200 W güç aralığında yakıt hücresi veriminin %55 olduğu ve kararlı durumda yakıt akışının artan güç talebiyle birlikte lineer olarak arttığı gözlemlenmiştir. Kararlı durum yerine daha dinamik yükler altında denemeler yapıldığında ise statik çalışma noktasından daha iyi performans gösterebileceği görülmüştür. Vurgulanan bir diğer nokta ise sistemde tepkiselliğin sağlanabilmesi için bataryanın gerekli olmasıdır.

Yapılan devam çalışmasında kurulan güç sistemine uygun, harmanlanmış kanat gövde (Thompson vd., 2011) formuna sahip bir İHA tasarlanmıştır (Verstraete vd., 2012). Harmanlanmış kanat gövde formunun tercih edilmesinin sebebi yüksek aerodinamik verimlilik (Liebeck, 2004). Bu tasarım sayesinde uzun uçuş görevleri amacıyla kullanılan yakıt hücreli İHA konsepti desteklenmiş olacaktır. Hyperion adı verilen İHA'nın tasarımları yapılmış ve ilk olarak testlerin yapılması için Hyperion'un yarı yarıya ölçeklenmiş küçük bir versiyonu üretilmiş, testlerden alınan veriler ışığında orijinal boyutta olacak hava aracında geliştirmeler yapılmıştır. Geliştirmelerin ardından Hyperion İHA üretilmiş ve yakıt hücreli başarılı uçuş testleri gerçekleştirilmiştir. (Uçuş testleriyle ilgili verilerden bahsedilmemiş, sadece başarılı uçuş testlerinin gerçekleştirildiği belirtilmiştir.) Uçuş testlerinin ardından harmanlanmış kanat gövde

tipinin yakıt hücreli İHA konsepti için düşük güç gereksinimlerinden dolayı uygun olduğu görülmüştür. Yakıt hücrelerinin düşük güç yoğunluğu dezavantajı, harmanlanmış kanat gövde formunun düşük güç ihtiyacı ile kompanse edilmiştir. Ayrıca Verstraete ve arkadaşları, konvansiyonel forma sahip SUAVE (Srilertchaipans, 2005) isimli başka bir İHA üzerinden yakıt hücreli İHA'lardaki dizayn isterleri üzerine bir çalışma da yürütmüştür (Verstraete vd., 2012). Uçuş süresinin aerodinamik değişikliklerle artırılabilmesi için farklı kanat ve kuyruk tasarımları incelenmiştir. Sonuç olarak çok yüksek açıklık oranı olan kanatlar yüksek taşıma ve düşük güç sarfıyatı ile uçabilmek için önerilmiştir. Kuyruk konfigürasyonlarında ise T tipi kuyruk ve ters V tipi kuyruğun uçuş süresine nasıl etki ettiği gözlemlenmiş ve ters V kuyruğa sahip konfigürasyonun uçuş süresini olumlu etkilediği görülmüştür. Bu etkinin nedeni olarak ters V tipi kuyruğun yüzey alanının daha düşük olması ve daha T tipi kuyruğa kıyasla düşük parazit sürüklenme kuvveti üretmesi düşünülebilir. SUAVE İHA'sının render görseline şekil 2.18'de yer verilmiştir.

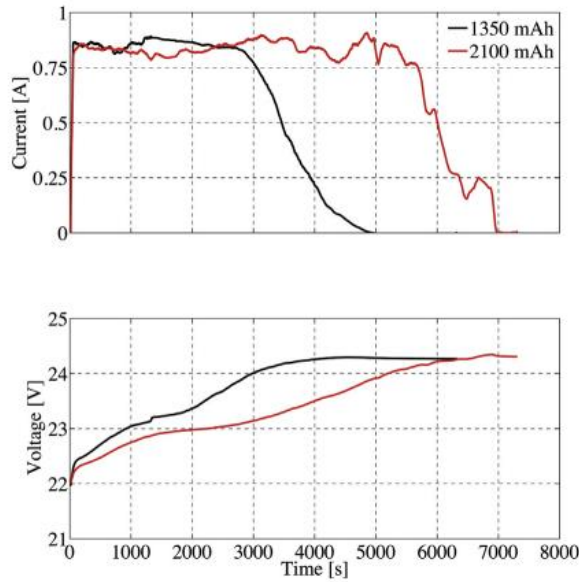


Şekil 2.18. SUAVE İHA'sı ve gövde içi yerleşimi (Verstraete vd., 2012)

2013 yılına gelindiğinde Verstraete ve ekibi küçük İHA'larda hibrit, yakıt hücresi tabanlı tahrik sistemlerinin karakteristiklerini incelemek için bir çalışma yapmıştır (Verstraete vd., 2013). Çalışmada Horizon Energy Systems firmasının ürettiği 200 W nominal çıkış gücüne sahip AeroStack PEM yakıt hücresini kullanmıştır. Bu yakıt hücresi 35 membrandan oluşmakta ve 20-32 V çalışma voltaj aralığına sahiptir. Sistemde dinamik yük taleplerine cevap verebilmek için 1350 mAh kapasiteye sahip 6S 25C Li-Po batarya kullanılmıştır. Yakıt hücresi ve batarya arasında yük taleplerini dağıtması için ise pasif bir güç yönetim kartı tasarlanmış ve sisteme entegre edilmiştir. Yapılan testlerle birlikte yakıt hücresinin polarizasyon eğrisi çıkarılmış, üretici firma verileriyle karşılaştırılmış ve veriler arasında yaklaşık %95'lik uyum görülmüştür. Polarizasyon eğrisinin haricinde hibrit sistemin statik ve dinamik yükler altındaki performansı gözlemlenmiştir. Sonuçlar sistemin dinamik yükler altındaki performansının statik yükler altındaki performansından

önemli derecede farklı olabileceğini göstermiştir. Dolayısıyla sistemin çalışma dinamiklerinin iyi anlaşılması için statik ve dinamik testlerin önemi anlaşılmıştır. Ayrıca sistemde ani yük değişimlerine tepkisel cevapların verilebilmesi için Li-Po bataryanın önemli olduğundan da bahsedilmiştir.

Yapılan devam çalışmasında Verstraete ve ekibi AeroStack yakıt hücresi tabanlı hibrit sistemde bataryanın rolü üzerine çalışmıştır (Verstraete vd., 2015). Diğer çalışmaların sonuçlarına benzer olarak sistemde dinamik yük değişimlerine tepki verilebilmesi için yüksek güç yoğunluklu bataryanın kritik olduğu belirtilmiştir. Ayrıca AeroStack güç yönetim kartının Li-Po bataryayı kapasitesinin en fazla %70'ine kadar doldurduğu, şarj süresinin ise 1350 mAh gibi düşük bir kapasite olmasına rağmen 2 saat kadar vakit alabildiği gözlemlenmiştir (Şekil 2.19). Bu süre görev uçuşu yapan yakıt hücreli bir İHA için oldukça uzundur. Bataryanın şarj edilebilmesi için yakıt hücresinin ürettiği gücün kullanıldığı da düşünülecek olursa uçuş süresinin azalacağı görülmektedir. Bu durumda bataryanın kapasite seçimi ve güç yönetim kartının bataryayı şarj edebilme kapasitesi üzerine doğru kararlar verilmesinin yakıt hücreli İHA konseptinin amacına uygun olması doğrultusunda önemli olduğu açıkça görülmektedir.



Şekil 2.19. Bataryanın şarj edilmesi sırasında voltaj ve akım değerlerinin zamana bağlı grafiği (Verstraete vd., 2015)

Özbek ve arkadaşları, 2020-2021 yılları içerisinde Hidra adını verdikleri kendi üretimleri olan bir İHA ile yakıt hücreli İHA çalışması yapmıştır (Özbek vd., 2020, Özbek vd., 2021). Çalışmada 3 m kanat açıklığına sahip Hidra İHA'sının uçuş fazları için güç

gereksinimleri hesaplanmıştır. Seyir uçuşu esnasında sadece yakıt hücresi kullanarak uçabilmesi için uygun nominal güce sahip yakıt hücresi (Aerostak A-250) seçilmiş ve Hidra'nın gövde boyutlarına uygun 2 litrelik kompozit tank tercih edilmiştir. Yüksek güç taleplerine cevap verilebilmesi için yüksek C değerine sahip 4400 mAh Li-Po batarya sisteme eklenmiştir. Li-Po batarya yüksek güçlere cevap vermenin yanı sıra Horizon Energy Systems firması tarafından üretilen Aerostak A-250 yakıt hücresinin iklimlendirilmesi için kullanılmaktadır. Hibrit sistemi çalıştırması için 3 farklı hibrit devre senaryosu düşünülmüş ve uygun senaryo tercih edilerek hibrit devre üretilmiştir. Uygun senaryo seçilirken öncelikle sisteme eklenecek ağırlığa dikkat edilmiştir. Ardından yakıt hücresi performansının gözlemlenmesi için Matlab Simulink ortamında sistemin modeli oluşturulmuş ve simülasyonların ardından yer testlerine geçilmiştir. Yer testi olarak yapılan (Şekil 2.20) statik itki testlerinin sonrasında çalışmadan elde edilen sonuçlar derlenmiştir. Yakıt hücresinin gerçek test uçuşu öncesi iklimlendirilmesi, yakıt hücresinin İHA gövdesi içinde sıcaklık kontrolü, batarya parametrelerine göre batarya seçiminin doğru yapılması, sistemin dinamik yük değişimlerindeki davranışının gözlemlenmesi ve İHA'nın belirlenen göreve uygun şekilde tasarlanmasının sonuç alma açısından önemli olduğu vurgulanmıştır.



Şekil 2.20. Hibrit sistemin itki testleri (Özbek vd., 2021)

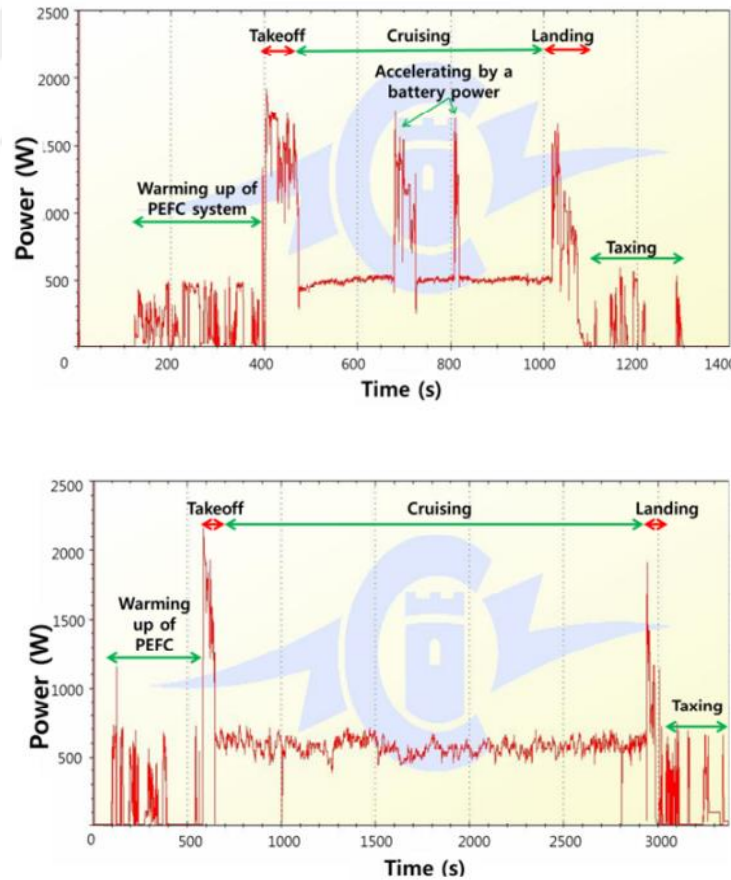
Harvey ve arkadaşları 2012 yılında küçük gözetleme İHA'ları için hibrit elektrikli güç sistemi modeli geliştirme üzerine çalışma yapmıştır (Harvey et al., 2012). Çalışmada güç kaynağı olarak Horizon Energy Systems firmasının ürettiği 200 W nominal çıkış gücüne sahip PEM yakıt hücresi, 1350 mAh kapasiteye sahip 6S bir Li-Po batarya ve fotovoltaik hücreler kullanılmıştır. Hidrojen kaynağı olarak ise sıkıştırılmış gaz hidrojen

tankı kullanılmıştır. Kurulan donanım bir HWIL simülasyonunda koşturulmuş ve sonuçlar öncelikle fotovoltaiik pillerin etkisine bakarak incelenmiştir. -Harvey ve arkadaşlarının yaptığı çalışmada diğer çalışmalardan farklı olarak fotovoltaiik piller bulunmaktadır. Fotovoltaiik pillerin hibrit sisteme katkısının anlaşılması, yürütülen tez çalışmasında kurulan hibrit sistemin nasıl geliştirilebileceğinin anlaşılması açısından önem taşımaktadır. Dolayısıyla Harvey ve arkadaşlarının yaptığı çalışmanın çıktılarına dikkat edilmelidir. - Sonuçlara göre temel bir gözlem görevi için fotovoltaiik pillerin İHA ağırlığını artıracak olmasına rağmen %59'luk bir hidrojen tasarrufu sağladığı görülmüştür. Yakıt hücreli İHA konseptinde amacın uzun uçuş süresi olduğunu düşünecek olursak %59'luk bir yakıt tasarrufu, uçuş süresini kayda değer miktarda artıracaktır. Dolayısıyla hibrit sisteme fotovoltaiik pillerin eklenmesinin katkısı büyük olacaktır. Ancak bu durumda İHA'nın yüzey geometrilerinin fotovoltaiik pillere uygun tasarlanması gerekmektedir (Papis vd., 2020). Ayrıca fotovoltaiik pillerin maliyetlerinin yüksek olduğu da hesaba katılması gereken bir durumdur (Green, 2016).

Yang ve arkadaşlarının 2016'da yaptığı yakıt hücreli hibrit İHA çalışmasında kendi ürettikleri PEM yakıt hücresi kullanılmıştır (Yang vd., 2016). Yüksek güç talebinin karşılanabilmesi için 3300 mAh kapasitede 10S 40C Li-Po batarya kullanılmıştır. Diğer çalışmalardan farklı olarak bir güç yönetim sistemi yerine basit bir röle ile yakıt hücresi ve Li-Po batarya arasında geçiş yapılmaktadır. Hibrit gücün yönetimi açısından sunulan bu çözüm literatürde karşılaşılan güç yönetim kartlarına kıyasla daha ucuz ve kolay bir çözümdür. Ancak bu avantajın yanı sıra basit sistemin dezavantajları da mevcuttur. Literatürdeki diğer çalışmalardan görülmektedir ki aktif bir güç yönetim sistemi diğer basit sistemlere kıyasla daha iyi bir enerji yönetimi sağlamaktadır (Jiang vd., 2004).

Sistemde hidrojen kaynağı olarak 300 bar basınç altında hidrojeni sıkıştırılmış gaz olarak depolayan kompozit tank tercih edilmiştir. Oluşturulan hibrit sistemden güç alarak uçuşu için 5 metre kanat açıklığında ve 3 metre uzunluğunda, hibrit güç sistemiyle birlikte toplam kalkış ağırlığı 21,19 kg olan planör formunda bir İHA tasarlanıp üretilmiştir. Sistem entegrasyonlarının ardından öncelikle yakıt hücresinin performans testleri yapılmıştır. Testler sonucunda yakıt hücresinin 70 derece hücre sıcaklığında 877 W gücü 21,6 V ve 42 A akım değerinde verebildiği gözlemlenmiştir. İHA'nın seyir uçuşu için gerekli olan güç ise yaklaşık 700 W olarak hesaplanmıştır, sonuç olarak yakıt hücresinin İHA için yeterli olduğu doğrulanmıştır. Devamında yakıt hücresi 700 W güçte

3 saat çalıştırılmış (yaklaşık 23,6 V, 30 A) ve stabil çalışma performansı elde edilmiştir. Yer testlerinin başarıyla sonuçlanmasının ardından uçuş testlerine geçilmiştir. İlk olarak İHA'nın uçuş karakteristiklerinin gözlemlenmesi için batarya ile uçuş yapılmış ve ardından hibrit sistemli testlere başlanmıştır. İki uçuş testi yapılmıştır ve iki testte de İHA'nın kalkış aşamasında 1900-2000 W aralığındaki gücü, seyir irtifasına tırmanış aşamasında ise 1200-1700 W aralığındaki gücü röle ile yönlendirilen bataryadan aldığı görülmüştür. Seyir uçuşuna gelindiğinde ise 500-700 W aralığındaki gücün tamamını yakıt hücresinden karşıladığı gözlemlenmiştir. Uçuşa ait veriler şekil 2.21'de paylaşılmıştır. Uçuş aşamasında oluşabilecek herhangi bir yüksek güç gerektiren durumda İHA kumandası üzerinden hibrit sistemdeki röle tetiklenmekte ve zaman kaybı olmadan güç kaynağı batarya olarak değiştirilebilmektedir. Yüksek güç ihtiyacı kalmadığında ise röle tekrar tetiklenmekte ve uçuşa yakıt hücresiyle devam edilebilmektedir. Sonuç olarak İHA'lar için başarılı bir yakıt hücresi-batarya hibrit sistemi elde edilmiştir.

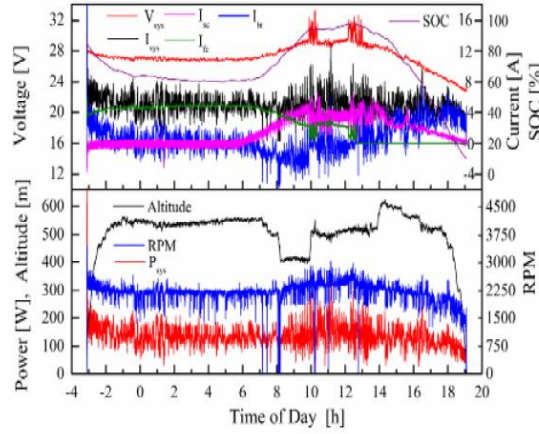


Şekil 2.21. Sırasıyla kısa ve uzun uçuş testlerine ait hibrit sistem güç-zaman grafiği (Yang vd., 2016)

Bilimsel literatüre bakıldığında karşımıza fotovoltaik pil, yakıt hücresi ve batarya 3'lü hibrit kombinasyonundan oluşan uygulamalı bir İHA çalışması çıkmaktadır. Bu çalışmayı Lee ve arkadaşları 2013 yılında gerçekleştirmiştir (Lee vd., 2014). Diğer yakıt hücreli İHA çalışmalarına benzer şekilde planör formuna yakın bir tasarımı olan EAV-2 isimli İHA ilgili çalışma için tercih edilmiştir. EAV-2 6,9 metre kanat açıklığına, 0,19 metre gövde çapına ve 18 kilogram MTOW'a sahiptir. EAV-2 yüksek kanat açıklığı sayesinde 18 kilogramlık bütün İHA sistemini düşük güç gereksinimi ile taşıyabilmektedir. Benzer yaklaşım literatürdeki diğer yakıt hücreli İHA çalışmalarında da karşımıza çıkmaktadır (Oh, 2018). Ayrıca yüksek kanat açıklığının getirdiği yüksek kanat alanı sayesinde fotovoltaik pillerin İHA'ya entegrasyonu için uygun bir yüzey de elde edilmiştir. EAV-2'nin 1,92 metrekareselik kanat alanının 1,17 metrekaresi, yani kanat alanının %60'ı fotovoltaik pillerle kaplanmıştır. Fotovoltaik piller maksimum güçte 240 W güce kadar çıkabilmektedir. Yakıt hücresi olarak ise ticari üretim bir PEM yakıt hücresi, EAV-2'nin gövdesine konumlanmıştır. Bu yakıt hücresi 200 W nominal çıkış gücüne sahiptir. Kullanılan batarya paketi ise 7 seri 6 paralel bağlantıdan oluşan 18650 silindirik Li-Ion pillerden ve BMS'den (Battery Management System) oluşmaktadır. Batarya paketinin tercihinde yakıt hücresinin voltaj aralığı etkili olmuştur, paketin nominal voltaj değeri 25,9 V, verebileceği maksimum güç ise 1000 W'tır.

Kurulan hibrit sistemin modellemeleri yapıldıktan sonra simülasyon çalışmaları yapılmış ve sistem sanal ortamda test edilmiştir. Verilerin yeterli olduğuna karar verildikten sonra EAV-2 ile uçuş testlerine geçilmiştir. İlk olarak sadece batarya ile EAV-2'nin ilk uçuşu yapılmış ve ardından hibrit güç sistemli uçuş testleri yapılmıştır. Yakıt hücresi-batarya ve fotovoltaik pil-batarya kombinasyonlarıyla testler yapılmış ve simülasyonun uçuş test verileriyle doğrudan uyduğu görülmüştür (Lee vd., 2012). Olumlu sonuçlar ışığında yakıt hücresi-fotovoltaik pil-batarya 3'lüsünden oluşan sistemle uçuş testlerine geçilmiş ve birisi 7.06 saat, diğeri 22,13 saat olmak üzere iki başarılı uçuş testi yapılmıştır. 22 saatlik uçuşa ait veriler şekil 2.22'de paylaşılmıştır. Uzun ve başarılı uçuşta havanın karanlık olduğu saatlerde yakıt hücresi, gündüz ve aydınlık saatlerde ise fotovoltaik piller öncelikli olarak motoru beslemiştir. Ani güç talepleri olduğunda ise Li-Ion batarya devreye girerek güç talebini karşılamıştır. Uçuşta gece saatlerinin bitip havanın aydınlanmasının ardından yakıt hücresinde bir arıza meydana gelmiştir. Yakıt hücresinin üretici firması tarafından belirlenen minimum çalışma yükü 50 W olarak verilmiştir ancak yakıt hücresi 30 W güç değerinde uzun süre çalıştığı boru hatları

soğumuş ve pıhtılaşmış atık sıvılar nedeniyle borular tıkanmıştır. Sonuç olarak yakıt hücresi kendini kapatmış ve uçuşun geri kalanı fotovoltaiik pillerle devam etmiştir. Ancak bu probleme rağmen neredeyse 1 günlük çok uzun bir uçuş süresine ulaşılmıştır. Lee ve arkadaşları bu çalışma sayesinde yakıt hücresi-fotovoltaiik pil-batarya 3'lü kombinasyonundan iyi sonuçlar alınabileceğini kanıtlamıştır.

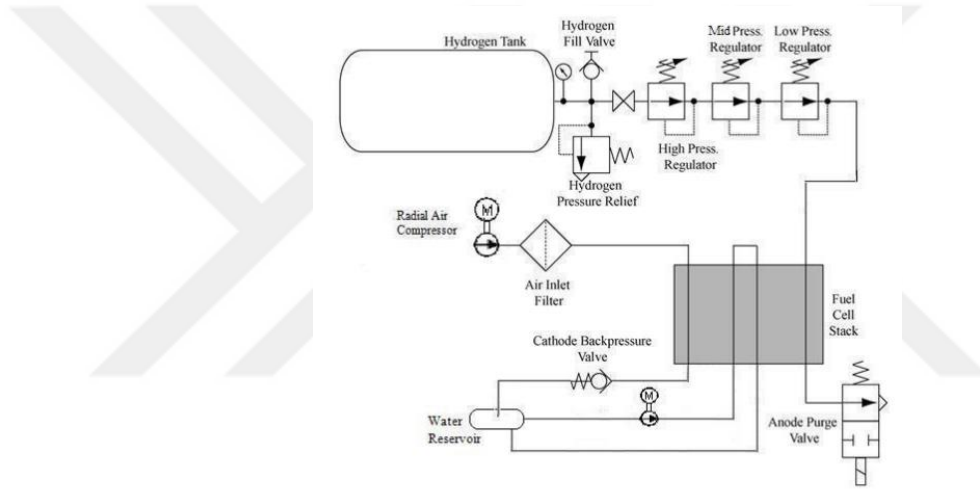


Şekil 2.22. EAV-2'nin 22 saatlik uçuşuna ait veriler (Lee vd., 2014)

Uçuş esnasında yaşanan yakıt hücresinin düşük güçte uzun süre çalışmasından dolayı kapanması durumu yapılacak çalışmalarda dikkat edilmesi gereken önemli bir husustur. Bu konuda ilgili yakıt hücresinin üretici firma verileri doğru anlaşılmalı ve uygulanmalıdır.

Rhoads ve arkadaşları 2010 yılında yakıt hücreli İHA çalışması yapmıştır (Rhoads vd., 2010). 5,5 metre kanat açıklığına sahip, maksimum kalkış ağırlığı 13,4 kg olan kompozit yapıdaki bir İHA'yı enerjilendirmek için 2 adet 300 W nominal güce sahip PEM yakıt hücresi kullanılmıştır. Yakıt hücreleri United Technologies Research Center (UTRC) tarafından İHA'ya özel olarak üretilmiştir. 9 L hacme ve 4,5 kg ağırlığa sahip kompozit yapıdan oluşan bir sıkıştırılmış hidrojen tankı yakıt hücresini beslemesi için seçilmiştir. Tank ve yakıt hücresi arasında basınç dengesinin sağlanması için 3 kademeli basınç regülatörü kullanılmıştır. Sistemde enerji yönetiminin sağlanması ve yakıt hücresi sisteminin izlenebilmesi için bir güç yönetim kartı tasarlanarak kullanılmıştır. Tasarlanan kart akımı ölçer ve araştırmacıların önceden ayarladığı parametrelere ve uçuş kontrol girdilerine göre hava beslemesini ve hidrojen tasfiyesini sağlar. Ayrıca yakıt hücresinin çalışma durumunun izlenmesi için kart üzerinde termal sensör ve basınç sensörleri bulunmaktadır. Uçuş sırasında bu veriler kaydedilir ve anlık olarak izlenebilmesi için

telemetri sistemi ile yere gönderilir. Yakıt hücresi güç sisteminin mimarisi şekil 2.23'te verilmiştir. Sistemlerin entegrasyonlarının yapılmasının ardından çalışmacılar ilk olarak bir HWIL testi yaparak sistemi simülasyon ortamında çalıştırmıştır. Sonuçlar konsept dizayn aşamasında hesaplanan teorik veriler ile karşılaştırılmış ve simülasyon sonuçlarıyla aralarında %10'luk bir fark olduğu görülmüştür. Ardından bataryalı uçuş testlerine geçilmiş ve İHA'nın optimum çalışma koşulları bulunmaya çalışılmıştır. Çalışmada bataryalı testlerin ardından yakıt hücreli bir uçuş testinden bahsedilmemektedir. Ancak yapılan bataryalı uçuş verileri ve simülasyon verilerinin karşılaştırılmasının ardından eldeki sistemle yaklaşık 28 saatlik yakıt hücreli uçuşun gerçekçi olduğu belirtilmiştir.

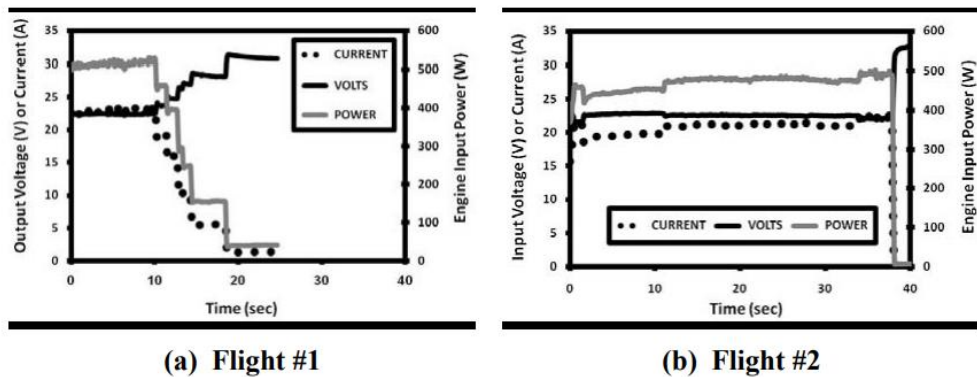


Şekil 2.23. Yakıt hücresi güç sistemi mimarisi (Rhoads vd., 2010)

Çalışmada dikkat çeken başka bir nokta ise radyo kontrollü (RC) uçuş ve otonom uçuş arasındaki enerji sarfiyat farkıdır. Çalışmacılar otopilot düzeneği ile uçuş yapan bir İHA'nın RC uçuş yapan bir İHA'ya kıyasla güç kullanımının %60 daha düşük olduğunu belirtmiştir.

Ward ve Jenal, 2010 yılında başka bir yakıt hücreli İHA çalışması yürütmüştür (Ward ve Jenal, 2010). Çalışmada Horizon Fuel Cell Technologies firması tarafından üretilen 500 W nominal güce sahip 2,8 kilogramlık yakıt hücresi aynı firma tarafından üretilen 1,1 litre hacme, 0,9 kg ağırlığa ve 300 bar maksimum basınç kapasitesine sahip kompozit yapıdaki hidrojen tankı kullanılmıştır. Güç sistemi konnektörler ve iki kademeli basınç regülatörü dahil edilince toplam 4,4 kg ağırlığa ulaşmaktadır. Güç sistemini kullanacak olan Kenyalang-1 İHA'sı 5 metre kanat açıklığı ve çift kuyruk boom yapısı

olan üstten kanatlı bir hava aracıdır. Yapılan entegrasyon işlemlerinin ardından çalışmacılar statik yer testleriyle birlikte testlere başlamıştır. İlk aşamada yakıt hücresinin polarizasyon eğrileri oluşturulmuş ve farklı pervanelerle ne kadar itki elde edildiği gözlenmiştir. 24x10, 22x12 ve 20x8 (4 palli) ölçülerindeki pervaneler arasında test yapılırken (Jenal vd., 2012) yakıt hücresi tarafından üretilen en yüksek güç 24x10 ölçülerine sahip pervane ile 514,5 W olarak ölçülmüştür. Üretilen gücün 484 W'lık kısmı motor tarafından kullanılmış, buradan verim %94 olarak hesaplanmıştır. Uçuş testlerine geçildiğinde ilk olarak batarya ile bir uçuş yapılmış ve Kenyalang-1'in uçuş karakteristikleri ve yapısal dayanımları incelenmiştir. İlk uçuş sonrası yapılan analizler sonucunda Kenyalang-1'de yapısal iyileştirmeler yapılmasına karar verilmiş ve modifikasyonların ardından yakıt hücreli uçuş testine geçilmiştir. Yapılan iki uçuş testinin ilkinde Kenyalang-1'in terden teker kesmesinin hemen ardından çıkan darbeli rüzgar nedeniyle 75 metrelik bir düz uçuş yapılmış ve iniş gerçekleştirilmiştir. Yakıt hücresi kalkıştan birkaç saniye sonradan itibaren 500 W'lık neredeyse sabit denilebilecek bir güç sağlamıştır, ardından kaz kolundaki değişimlere karşılık gelecek şekilde güç azalmıştır. İkinci uçuşa gelindiğinde kalkış ve yaklaşık 35 saniyelik başarılı bir uçuşun ardından Kenyalang-1 sert bir yan rüzgara maruz kalmıştır ve irtifanın yüksek olmaması sebebiyle hava aracı kırığa uğramıştır. Ancak kırığa rağmen yapılan kısa uçuştan veriler toplanabilmiştir. Yakıt hücresi uçuş boyunca 445 ila 500 W aralığında değişen neredeyse sabit diyebileceğimiz bir güç üretmiştir. Kenyalang-1'in birinci ve ikinci uçuşuna ait veriler şekil 2.24'te paylaşılmıştır.



Şekil 2.24. Birinci ve ikinci uçuşa ait veriler (Ward ve Jenal, 2010)

Kenyalan-1'de meydana gelen hasarların giderilmesinin ardından sisteme bir Lipo batarya eklenmiş (Ward, 2010) ve test uçuşu denemelerine devam edilmiştir. Toplam 4 uçuş yapılmış ve uçuşlar bataryasız yapılan uçuşlara göre daha başarılı geçmiştir. Bu

durum için yazarlar iki farklı sebep belirtmiştir; yakıt hücresinin güç yoğunluğunun düşük olması ve tepkiselliklerinin düşük olması. Sisteme eklenen Li-Po batarya sayesinde bu zayıflıklar kompanse edilmiş ve Kenyalang-1'i daha operasyonel hale getirmiştir. Sonuç olarak sisteme ikinci bir batarya ekleme fikri benimsenmiş ve diğer çalışmacılara önerilmiştir (Ward, 2012).

Ward ve arkadaşları, yaptıkları devam çalışmasında (Mohd vd., 2013) yakıt hücreli İHA'ların uçuş amaçları gereğince uzun süre havada kalmaları gerektiği için iyi bir aerodinamik tasarımın gerekliliği üzerinde durmuş ve Kenyalang-1'in uçuş süresini artırabilmek için bir dizi CFD çalışması da gerçekleştirmiştir.

Dudek ve arkadaşları, 2013 yılında yakıt hücresi-batarya hibrit sistemini ana güç kaynağı olarak kullanan küçük İHA'lar için bir çalışma yapmıştır (Dudek vd., 2013). Öncelikle çeşitli yakıt hücresi türleri araştırılmış ve hangisinin havacılık uygulamaları için uygun olduğu incelenmiştir. PEMFC (Polymer Electrode Membran Fuel Cell), DMFC (Direct Methanol Fuel Cell), AFC (Alcaline Fuel Cell), PAFC (Phosphoric Acid Fuel Cell), MCFC (Molten Carbonate Fuel Cell) ve SOFC (Solid Oxide Fuel Cell) yakıt hücresi türleri incelenmiştir. PEM yakıt hücreleri yüksek operasyonel parametreler, güvenilirlik, ticari kullanılabilirlik ve çalışma sıcaklık aralığı sebepleriyle havacılık uygulamaları için uygun görülmüştür.

Ardından yakıt hücresi ve hidrojen kaynakları araştırılmış ve Horizon Energy Systems firmasının ürettiği 200 W nominal, 600 W anlık maksimum çıkış gücüne sahip PEM yakıt hücresi tercih edilmiştir. Hidrojen kaynağı olarak iki farklı kaynakla testler yapılmıştır. Bunlardan birisi 1,1 litrelik yüksek basınçlı kompozit tank, diğeri ise NaBH₄'ten oluşan kimyasal hidrojen kaynağıdır. Operasyonel karakteristikler açısından bakıldığında zaman iki hidrojen kaynağı arasında fark gözlemlenmemiştir. Benzer sonuçların başka çalışmalardan da alındığı literatürde görülmektedir (Kim vd., 2011).

Hazır olan hibrit sistemin testlerle birlikte doğrulanmasının ardından sistemin kapasitesine uygun bir İHA tasarımı yapılmış ve üretilmiştir. Üretilen İHA 3 metre kanat açıklığına sahip ve 2,3 metre uzunluğundadır. MTOW ise 5,5 kg ile sınırlandırılmıştır. İHA üretimi bittikten sonra uçuş testlerine geçilmiştir. İlk olarak sadece batarya ile enerjilendirilen bir ilk uçuş yapılarak İHA'nın uçuş karakteristikleri gözlemlenmiş ve gerekli modifikasyonlar yapılarak İHA yakıt hücreli uçuşa hazır hale getirilmiştir. 1,1

litrelik yüksek basınçlı kompozit tank kullanılarak 30 dakikalık başarılı bir uçuş testi gerçekleştirilmiş (Şekil 2.25), ancak testle ilgili herhangi bir veri paylaşılmamıştır. Çalışmacılar ilerleyen süreçlerde testlerin devam edeceğini belirtmiş ancak literatürde uçuş testi içeren başka çalışma ile karşılaşılmamıştır.



Şekil 2.25. Yakıt hücreli uçuşa ait görsel (Dudek vd., 2013)

Yapılan detaylı literatür taraması ışığında yakıt hücreli İHA çalışması yapılırken aşağıdaki maddelere dikkat edilmesi gerektiği anlaşılmıştır:

- Sistemde tercih edilecek yakıt hücresinin tipi ve modelinin çalışmaya uygunluğu (Krawcsyk vd., 2014, Dudek vd., 2013),

- Sistemde yüksek güçlere ve dinamik yük değişimlerine cevap verilebilmesi için ikincil güç kaynağı olarak batarya kullanımının önerilmesi (Donateo vd., 2017, Herwerth vd., 2007, Kim vd., 2011, Yang vd., 2016),

- Sistemde ikincil güç kaynağı olarak kullanılacak bataryanın seçimi (Gong ve Verstraete, 2014, Ward, 2012),

- Hidrojen kaynağı seçimi (Herwerth et al., 2007, Kim vd., 2011, Gong ve Verstraete, 2017),

- Tasarlanacak güç yönetim kartının sistemin çalışma parametrelerine uygun olması (Kim T., 2014, Rhoads vd., 2010).

Bu maddeler ve altyapı imkanları göz önünde bulundurularak ilgili çalışmanın yöntemi oluşturulmuştur.

2.4 Tezin Motivasyonu

Prof. Dr. T. Hikmet KARAKOÇ önderliğinde Eskişehir Teknik Üniversitesi Havacılık ve Uzay Bilimleri Fakültesinde kurulan (AAD) Anatolia Aero Design İHA proje ekibi 2011 yılından beri insansız hava araçları üzerine projeler yapmakta ve uluslararası çapta yarışmalara katılarak dereceler elde etmektedir. Ekip günümüzde Sivil Havacılık Araştırma ve Uygulama Merkezi altında faaliyetlerini sürdürmeye devam etmektedir. Tezin araştırmacısı proje ekibine 2018 yılının aralık ayında katılmış ve günümüzde ekibin ikinci danışmanlığını yapmaktadır. Yıllar içerisinde ekipte İHA'lar üzerine yapılan çalışmalardan elde edilen başarılar motivasyonu artırmış ve ekip farklı yarışmalarda ulusal ve uluslararası birincilikler elde etmiştir. Yarışmaların yanı sıra yürütülen İHA projeleriyle birlikte ekibin bilgi birikimi artmış ve daha büyük çaplı projeler için özgüven kazanılmıştır. Yapılan araştırmalar kapsamında elektrikli İHA'ların düşük havada kalma süreleri dikkat çekmiş ve havada kalma süresinin artırılabilmesi için hibrit bir itki sistemi düşünülmüştür. Literatürde karşılaşılan benzer çalışmaların başarılı sonuçları görülmüş ve buradan alınan ilhamla özgün bir hibrit itki sistemi tasarlanması ve performans testleri ile doğrulanarak seyir uçuşu testi yapılması planlanmıştır. Sonuç olarak hibrit sistemin elektrikli bir İHA'da uçuş süresini artırması hedeflenmiştir.

Bu bağlamda Eskişehir Teknik Üniversitesi Sivil Havacılık Araştırma ve Uygulama Merkezi AAD İnsansız Hava Aracı Laboratuvarlarında, Havacılık ve Uzay Bilimleri Fakültesi Uçak Gövde ve Motor Bakımı Öğretim Üyesi Prof. Dr. T. Hikmet KARAKOÇ danışmanlığında ve Dokuz Eylül Üniversitesi Makine Mühendisliği Bölümü Öğretim Üyesi Prof. Dr. Can Özgür Çolpan ikinci danışmanlığında, 2022-2024 yılları arasında tez çalışması yürütülmüştür. Yapılan çalışmada elektrikli İHA'ların uçuş süresini artırmak için alternatif güç kaynağı olabilecek bir hibrit sistem ortaya konmuştur.

2.5 Amaç ve Kapsam

Tezin birinci bölümünde giriş bölümü verilerek ilgili tez çalışmasında ne yapıldığı kısaca anlatılmıştır.

Tezin ikinci bölümünde İHA'ların 1920'lerde başlayan tarihinden günümüze kadar olan yolculuklarındaki ilerlemeleri, gelişimleri ve kullanım alanları detaylı olarak verilmiştir. Gelişimler sırasında karşılaşılan zorluklardan bahsedilmiş, bu zorlukları aşmak için ne gibi yönelimler olduğundan ve İHA'larda hava kalma sürelerinin yıllar içerisinde sürdürülebilirlik faktörlerinin de etkisiyle gelişiminden bahsedilmiştir.

Ardından tezin kapsamının literatürdeki açıkları kapatacak ve gerçekçi şekilde belirlenebilmesi için geniş bir literatür özeti verilmiştir. Yapılacak çalışmanın uygulama ve deneyler içermesi, uygulamada kullanılacak bileşenlerin tercihleri, emniyet açığı olmaması için dikkat edilmesi gereken hususlar ve başarı elde edilebilmesi için dikkat edilmesi gereken konular bağlamında literatür özetinin önemi ilgili tez çalışmasında büyüktür. Bu sebeple literatür taramasında deneysel çalışmalara ağırlık verilmiş ve detaylı bir tarama yapılmıştır.

Üçüncü bölümde yöntem başlığı altında öncelikle araştırma soruları ve araştırma metodolojisi verilmiştir. Devamında hibrit sistem ve itki sistemi detaylı olarak anlatılmıştır. Hibrit sistem mimarisinin sonuçlar üzerindeki etkisinin kritik olabileceği bilinen bir gerçektir. Dolayısıyla uygun bileşen seçim kriterlerinin belirlenebilmesi için yapılan testler ve araştırmalar önemlidir. Bununla birlikte altyapı imkanlarına uygunluk da çalışmanın gerçekçiliği açısından önemlidir. Bu bölümde hibrit sistem mimarisi, mimarideki bileşenlerin seçim kriterleri, seçimler için yapılan testler, güç yönetim kartı tasarım ve test süreçlerinden bahsedilmiştir. Ortaya çıkan sistemin Matlab/Simulink ortamında bir modellemesi yapılarak davranışları gözlemlenmiş, güç profili üzerinden uçuş süresi hesapları yapılmıştır. Ardından deneysel çalışmalar başlığı adı altında hibrit sistem yük ve motor testlerine geçilmiştir. Yük testleri ile yakıt hücresinin davranışları ve performansı gözlemlenmiş, membran nemlilikleri çalıştırma testleri ile artırılarak yakıt hücresi performansı üreticinin verdiği verilere yaklaştırılmıştır. Sonrasında sistem motor test düzeneği üzerinde pervane bağlanarak test edilmiş itki sisteminin hibrit sistem ile performansı teyit edilmiştir. Son olarak hibrit sistem ile motor test düzeneği üzerinde seyir uçuşu testi yapılmış ve sonuçlar paylaşılmıştır.

Dördüncü bölümde çalışmanın bulguları başlıklar halinde verilmiş ve tartışma konularından bahsedilmiştir.

Beşinci bölümde çalışmadan elde edilen sonuçlar derlenmiş ve son olarak gelecekte yapılması planlanan çalışmalardan bahsedilerek tez çalışması tamamlanmıştır.

2.6 Tezin Özgünlüğü

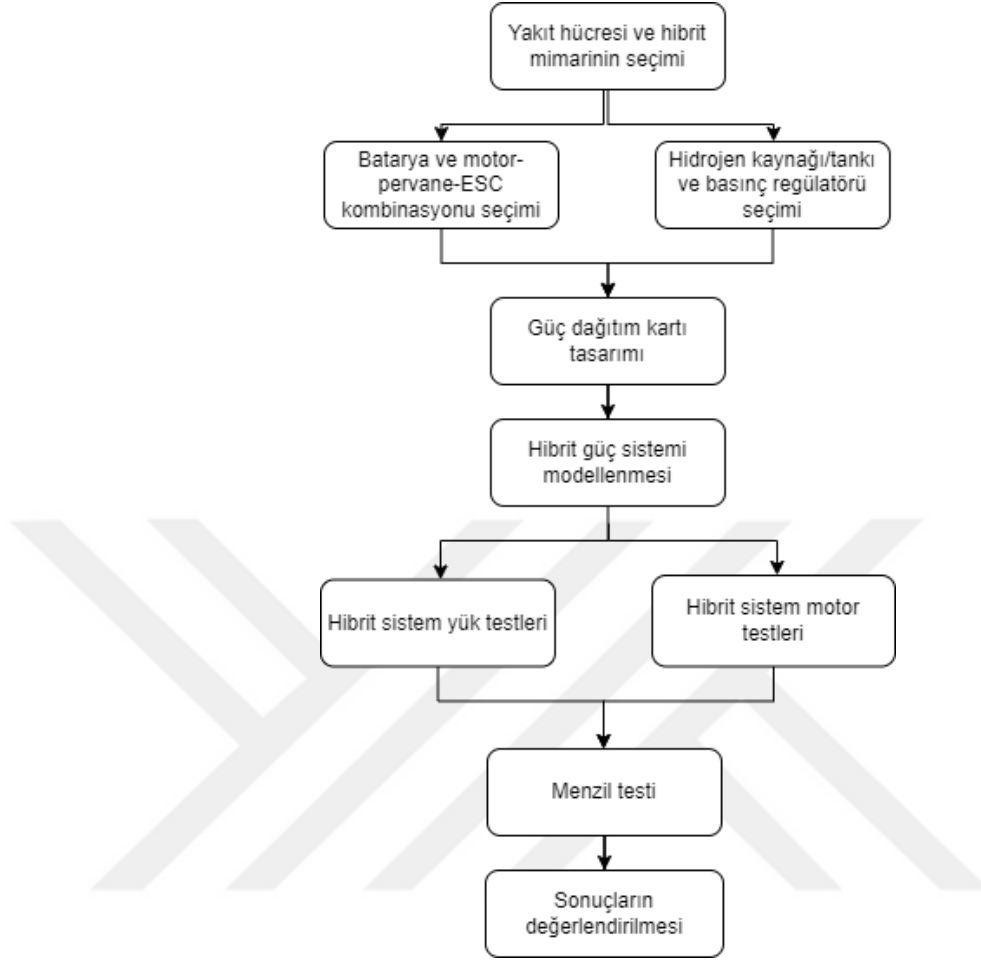
Tez araştırması kapsamında ortaya özgün bir çalışmanın sunulabilmesi için literatür incelenmiş ve çalışmaların birçoğunda karmaşık sistem mimarilerinin olması dikkat çekmiştir (Verstraete vd., 2015, Jenal vd., 2012). Zaten halihazırda maliyetli olan yakıt

hücresi sisteminin yanı sıra diğer sistem bileşenlerinin de sayısının yüksek olması toplam maliyeti daha da yukarı çıkarmaktadır. Sonuç olarak yakıt hücreli İHA çalışmaları başarılı olsalar dahi karmaşık sistem mimarileri ve yüksek maliyetler sebebiyle günümüzde konsept olmaktan daha ileri gitmekte oldukça zorlanmaktadır. Zorlukların aşılabilmesi amacıyla ilgili tez çalışmasında basit ve ulaşılabilir bir sistem mimarisi ortaya konması amaçlanmış ve özgün bir sistem tasarımı yapılmıştır.

Tasarlanan sistem özgün şekilde Simulink üzerinden modellenmiş ve deneysel çalışmalarla teyit edilmiştir. Böylece tez çalışmasıyla birlikte ortaya doğruluğu kanıtlanmış bir hibrit güç sistemi modeli ortaya konmuştur.



3. YÖNTEM



Şekil 3.1. Tez araştırmasında kullanılan metodoloji

İlgili tez çalışmasının araştırma sorusu “İHA’larda yakıt hücresini ana güç kaynağı olarak kullanan basit ve ulaşılabilir hibrit bir itki sistemi mimarisi, uçuş süresi açısından güç kaynağı olarak sadece batarya kullanan İHA’lara kıyasla daha başarılı olabilir mi?”dir. Bu araştırma sorusu kapsamında tez çalışmasında, 6-8 kg arası sabit kanatlı İHA’lar için operasyonel açıdan kullanılabilir, yakıt hücresini ana güç kaynağı ve bataryayı ikinci güç kaynağı olarak kullanan hibrit itki sistemi mimarisinin ortaya konması amaçlanmıştır. Bu sistem mimarisiyle güç testi verileri alınarak literatürün güçlendirilmesi ve literatürdeki veri çeşitliliğinin artırılması amaçlanmaktadır. Çalışmanın nihayetinde mimarisi ortaya konacak hibrit sistemin sadece batarya içeren sistemlere kıyasla uçuş süresi açısından daha avantajlı olması ve literatürdeki diğer itki sistemi mimarilerine göre basit ve ulaşılabilir olması hedeflenmektedir.

Bahsi geçen araştırma sorusundan yola çıkılarak sistem mimarisinin kurgulanmasına yakıt hücresi tercihi yapılarak başlanmıştır. Yakıt hücresi türleri

incelenmiş ve bir İHA'ya entegre edilebilmesi açısından uygun çalışma parametrelerine sahip PEM tipi yakıt hücresinin kullanımına karar verilmiştir. Bu kararın alınmasında literatürde karşılaşılan tüm çalışmalarda PEM yakıt hücresi tercih edildiğinin görülmesi de etkili olmuştur (Stroman vd., 2000, Harvey vd., 2012, Dudek vd., 2013). Yakıt hücresi tipinin PEM olarak belirlenmesinin ardından ulaşılabilir seçeneklerin araştırması yapılmıştır. Araştırma esnasında karar verilmesi gereken önemli nokta, sistemde güç kaynağı olarak yakıt hücresinin tek başına mı yoksa ikincil bir güç kaynağıyla hibritlenerek mi kullanılacağıdır. Bu noktada literatürdeki çalışmalara bakılmış ve araştırmacıların uçuş emniyeti ve menzili açısından ikincil bir güç kaynağı kullanımını önerdiği görülmüştür (Verstraete vd., 2012). Yakıt hücrelerinin ani yük değişimlerine tepkisel cevaplar verememesi ve yakıt hücresi ağırlığı ve hacminin, artan güç ihtiyacı karşısında ivmeli artışı araştırmacıların önerisinin nedeni olarak düşünülebilir (Gören M., 2015). Sebepler doğrultusunda sistemin hibrit olmasına karar verilmiş ve yakıt hücresi seçimi havacılık özelinde üretilen kendinden nemlendirmeli ve açık katot tipi yakıt hücreleri arasından yapılmıştır. Açık katot tipi yakıt hücreleri havayı atmosferden direkt alırlar ve besleme için ayrıca bir üniteye ihtiyaç duymazlar (Kurnia vd., 2021). Kendinden nemlendirmeli üniteler de ekstra bir nemlendirme ünitesi gerektirmeden kendi içlerinde nemlendirme sağlayabilirler (Mirfarsi vd., 2020). İhtiyaç duyulmayan bu iki ünite sayesinde yakıt hücresi sisteminin ağırlığını düşürülerek havacılık uygulamalarına daha uygun hale getirilmektedir (H3 Dynamics Unmanned Aviation Brochure, 2024). Yakıt hücresinin kendinden nemlendirmeli olmasıyla birlikte çalışabilmesi için bir batarya ihtiyacı oluşmaktadır. Yakıt hücresi her 10 saniyede bir 100 milisaniyelik bir süreliğine membranlarında kısa devre yaptırarak membranlarda bulunan suyun buharlaşmasını sağlar ve bu şekilde nemliliğini korur. Bunu yaparken 100 milisaniyeliğine boş kalan yüke batarya bağlanır ve güç iletimi kesintisiz devam etmiş olur. Tercih edilen yakıt hücresi aynı zamanda birlikte çalıştığı bataryayı şarj edebilme özelliğine de sahiptir, dolayısıyla kullanım esnasında voltajı düşen batarya yakıt hücresinin maksimum gücünden arta kalan güçle şarj edilerek uçuş esnasında kullanımın devamlılığı sağlanmaktadır (*AEROSTAK 250W – 37 Cells Specifications & Operations USER MANUAL*, 2021).

Yakıt hücresi seçiminin ardından batarya seçimi yapılmıştır. Batarya seçiminde dikkat edilen hususlar bataryanın çalışma voltaj aralığı, kapasitesi ve C değeridir. Voltaj aralığının belirlenmesi için yakıt hücresinin çalışma voltaj aralığına bakılmış, kapasitenin

belirlenmesi için literatüre (Verstraete vd., 2015) ve C değerinin belirlenmesi için elektrikli motorun en fazla ne kadar akıma ihtiyaç duyduğuna bakılmıştır. Bu evrede maksimum akım değerinin belirlenebilmesi için motor-pervane-ESC kombinasyonunun seçimine geçilmiştir. 6-8 kg aralığındaki sabit kanatlı bir İHA'nın seyir uçuşunda havada tutunabilmesi, kalkış ve tırmanış yapabilmesi için gerekli itki miktarları spreadsheet tekniği ile oluşturulmuş bir tasarım aracı olan Anatolia UAV design tool kullanılarak teorik olarak hesaplanmış ve altyapıda mevcut olan 6-8 kg aralığındaki İHA'ların uçuş verileriyle doğrulanmıştır (Yalın G., 2018). Veriler ışığında ihtiyaç duyulan itki miktarı belirlenmiş ve yeterli itkiyi üretebilecek motor tercihi yakıt hücresinin çalışma voltaj aralığına uygun olacak şekilde yapılmıştır. Pervane tercihi için motor üreticisinin internet sitesinde paylaştığı motor test verilerine bakılarak pervaneler satın alınmış ve ardından altyapıda mevcut olan motor test düzeneği ile test edilerek veriler doğrulanmıştır (T-Motor U7-V2.0 UAV Motor KV280, n.d.). İhtiyaç duyulan itkiyi en düşük enerji harcanımı ile sağlayan pervane tercihi yapılmıştır. ESC tercihinde ise motor ile uyum ve maksimum akım değerini karşılayabilmesi dikkate alınmıştır.

İtki sistemi bileşenlerinin belli olmasının ardından hidrojen kaynağı tercihinin geçilmiştir. Öncelikle hidrojenin ihtiyaca göre anlık olarak mı üretileceği, yoksa bir tank ile mi depolanacağı sorusuna cevap bulmak için literatüre göz atılmıştır. Hidrojenin ihtiyaca göre anlık olarak üretildiği sistemlerde maliyetin depolamaya kıyasla yüksek olması ve sistemin basitlikten uzaklaşması (Lapena-Rey vd., 2017) sebebiyle hidrojeni tank ile depolama kararı verilmiştir. Hidrojen tankının seçiminde ise öncelikle ağırlık ve hidrojen depolama kapasitesi dikkate alınmıştır. Dikkate alınan diğer bir husus tank ile yakıt hücresinin arasında kullanılacak basınç regülatörünün seçimidir. Basınç regülatörleri ağır olmaları sebebiyle havacılık uygulamalarında önemli bir seçim kriteridir (Lee vd., 2024). Ulaşılabilir seçeneklerin araştırması kriterler dolayısıyla yapılmış ve yakıt hücresi seçimine benzer şekilde, havacılık uygulamaları için özel dahili basınç regülatörü ile üretilmiş yüksek basınçlı hafif kompozit tank tercihi yapılmıştır (H3 Dynamics Unmanned Aviation Brochure, 2024).

Hibrit itki sisteminin tamamlanması için motordan gelen yük talebini yakıt hücresi ve batarya arasında dağıtacak bir güç yönetim kartına ihtiyaç vardır. Karta ihtiyaç duyulmasının sebebi yakıt hücresinin içerisinde yer alan dahili devrenin devreden en fazla 13,5 A akım geçmesine izin vermesidir. İtki sistemi için tercih edilen motor-pervane

kombinasyonunda motorun tam yükte ihtiyaç duyduğu akım miktarı bu değerden daha yüksektir. Dolayısıyla 13,5 A'den yüksek akım gerektiren güç taleplerini karşılamak için bataryayı direkt motora baypas eden bir güç yönetim kartı tasarlanmıştır. Kart tasarlanırken bileşenlerin üzerinden geçecek akım miktarları gözetilmiş ve araya güvenlik payı bırakılarak bileşen seçimleri yapılmıştır. Kart tasarımı yapılırken literatürdeki örnekler de göz önünde bulundurularak (Yang vd., 2016, Kim T., 2014) devre elemanlarına ters akım sonucu zarar gelmemesi için akım kapasitesi yeterli diyotlar devreye eklenmiştir. Literatürde karşılaşılan güç dağıtım kartlarının genellikle karmaşık ve maliyetli olduğu görülmektedir (Verstraete vd., 2015, Jenal vd., 2012). Tasarımda dikkat edilen diğer bir nokta kartın basit ve ulaşılabilir olmasıdır. Kart üretiminin ardından yakıt hücresini güvence altına almak amacıyla öncelikle iki adet batarya ile güç dağıtım testleri yapılmış, ardından motor itki test düzeneği kurularak uçuş profilinde karşılaşılabilecek yüksek akım taleplerinde testler yapılmış, sistemin stabil çalışma performansı teyit edilmiştir.

Hibrit itki sistemi bileşenlerinin oluşturulmasının ardından hibrit güç sistemi modellemesine geçilmiştir. Hibrit güç sisteminin performansını gözlemlemek ve gerçekçi uçuş süresi öngörülerini yapabilmek için Matlab Simulink ortamında hibrit sistem bileşenlerinin modeli oluşturulmuş ve simülasyon testleri yapılmıştır.

Literatürdeki araştırmalardan da görülebileceği gibi (Özbek vd., 2020, Mobariz vd., 2015) hibrit sistemin dinamik yükler altındaki davranışının anlaşılması önemlidir. Davranışın anlaşılması için öncelikle laboratuvar ortamında hibrit sistemin yük testleri yapılmış ve yakıt hücresi performansı gözlemlenmiştir. Yük testlerinin ardından hibrit sisteme motor-pervane-ESC kombinasyonu bağlanarak hibrit sistem güç testleri yapılmış ve sistemin motor talepleri karşısındaki davranışları gözlemlenmiştir.

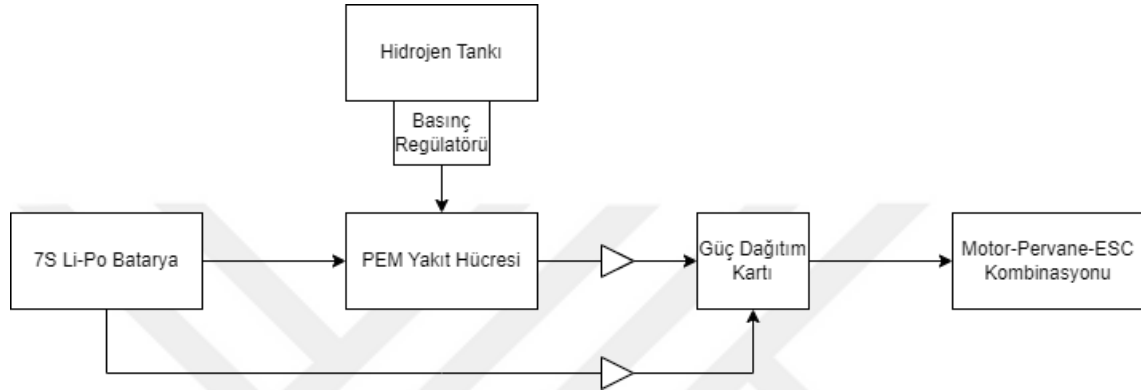
Elde edilen veriler ışığında hibrit sistemin ne kadar havada kalabileceğinin anlaşılması için seyir uçuşunu simüle eden bir seyir uçuşu testi yapılmış ve sonuçlar simülasyon sonuçlarıyla karşılaştırılarak irdelenmiştir.

Böylece 6-8 kg arası sabit kanatlı İHA'lar için operasyonel açıdan kullanılabilir, yakıt hücresini ana güç kaynağı ve bataryayı ikinci güç kaynağı olarak kullanan basit ve ulaşılabilir hibrit itki sistemi mimarisi modelleme, güç testleri ve seyir uçuşu testi ile doğrulanarak ortaya konmuştur.

3.1 Hibrit İtki Sistemi Bileşenlerinin Seçimi

Bu bölümde hibrit itki sistemini oluşturan bileşenlerin teknik özelliklerinden ve seçim kriterlerinden detaylı şekilde bahsedilmiştir.

Hibrit itki sistemi yakıt hücresi, hidrojen tankı (dahili basınç regülatörü), batarya, güç dağıtım kartı ve motor-pervane-ESC kombinasyonundan oluşmaktadır. Paralel hibrit bir sistem mimarisi seçilmiş ve şekil 3.2’de mimari paylaşılmıştır.



Şekil 3.2. Paralel hibrit itki sistemi mimarisi

3.1.1 Yakıt hücresi

Hibrit itki sisteminin ana bileşeni olan yakıt hücresinin seçimi için öncelikle yakıt hücresi tipleri araştırılmış ve uygun seçimin yapılabilmesi için literatürdeki kaynaklar incelenmiştir (Pan vd., 2019, Santos vd., 2022). Tablo 1’de yakıt hücresi tipleri ve çalışma parametreleri tablo halinde verilmiştir.

Tablo 3.1. Yakıt hücresi tipleri ve çalışma parametreleri (Mekhilef vd., 2012)

Yakıt Hücresi Tipi	Elektrot	İşletme Sıcaklığı	Elektriksel Verimlilik	Uygulamalar	Güç Çıkışı
Alkalın Yakıt Hücresi (AFC)	Potasyum Hidroksit Çözeltisi	90-100 °C	%60	Askeri, uzay	10-100 kW
Proton Değişim Membranlı Yakıt Hücresi (PEMFC)	Proton Değişim Membranı	50-100 °C	%53-58	Yedek güç, portatif güç, elektrikli araçlar	<1-250 kW
Direkt Metanol Yakıt Hücresi (DMFC)	Proton Değişim Membranı	60-200 °C	%40	Ulaşım, portatif cihazlarda batarya yerine	0,001-100 kW
Fosforik Asit Yakıt Hücresi (PAFC)	Fosforik Asit	150-200 °C	> %40	-	50-100 kW
Molten Karbonat Yakıt Hücresi (MCFC)	Alkali Metal Karbonatların Molten Karışımı	600-700 °C	%45-47	Elektrik hizmetleri	<1-1000 kW
Katı Oksit Yakıt Hücresi (SOFC)	Oksit iyon İletken Seramik	600-1000 °C	%35-43	Yedek güç kaynağı ve elektrik hizmetleri	<1-3000 kW

Yakıt hücresi türleri incelendiği zaman görülmektedir ki PEM (Polymer Electrode Membran) yakıt hücreleri düşük çalışma sıcaklığı ve değişken güç taleplerine diğer türlere göre daha iyi cevap verebilmeleri sayesinde diğer yakıt hücrelerinden ayrılmaktadır. Oksijeni havadan direkt olarak sağlayabilme imkanı ve kısa başlatma/durdurma sürelerine sahip olmaları da PEM yakıt hücrelerinin İHA'lar özelinde kullanımını kolaylaştıran etmenlerdir. Düşük çalışma sıcaklığı sayesinde İHA'nın gövdesi üzerinden akan havanın içeri yönlendirilmesiyle gerekli soğutma sağlanabilir. Böylece İHA gövdesi içinde ekstra bir soğutma ünitesi gerektirmezler (Krawczyk vd., 2014). Tüm bu etmenler dikkate alındığında PEM tipi yakıt hücresi kullanımına karar verilmiştir. Ulaşılabilir seçeneklerin araştırması yapılmış ve H3 Dynamics firmasının ürettiği Aerostak A-250 model isimli yakıt hücresi temin edilmiştir (Şekil 3.3). Aerostak A-250 yakıt hücresi 250 W nominal güce sahiptir. Bu güç değerinin belirlenmesi için tez araştırmasının yapıldığı İHA laboratuvarında bulunan, araştırmacının üretiminde ve uçuş testlerinde yer aldığı Hidra İHA'nın seyir uçuşu esnasındaki güç ihtiyacı örnek alınmıştır. Hidra yakıt hücreli hibrit bir güç sistemiyle uçuşu amacıyla üretilmiş 6,5 kg MTOW'a sahip bir İHA'dır (Yalın G., 2018). Hidra'nın seyir uçuşu esnasındaki güç ihtiyacı 200-250 W aralığındadır. Bu sayede seyir uçuşu esnasında sadece yakıt hücresinden beslenerek uçabilmekte ve çevre koşullarına bağlı olarak gerektiğinde bataryayı şarj edecek marj bırakabilmektedir.



Şekil 3.3. Aerostak A-250 PEM yakıt hücresi

A-250 yakıt hücresi açık katot tipidir ve havayı direkt olarak atmosferden alabilir, bu sayede bir besleme ünitesine ihtiyaç duymaz (Kurnia vd., 2021). Ayrıca membranlarda iyon iletkenliğinin sağlanabilmesi için gerekli nemliliği fazladan nemlendiriciye gerek

kalmadan sağlayabilmektedir. Buna hücre şartlandırılması denmektedir ve A-250 yakıt hücresinde şartlandırma yakıt hücresinin her 10 saniyede 1 kere 100 milisaniyelğine kendini yükten ayırması ve kısa devre yapmasıyla gerçekleşmektedir. Bu esnada oluşan yüksek akım membranların nemlenmesi için gerekli suyu katotta oluşturur ve hücre nemliliği sağlanır. Bunu sağlayabilmek için yakıt hücresinin yük devresinden kısa süreli kopması esnasında yükü besleyecek ikinci bir güç kaynağı olarak 7S Li-Po batarya gereklidir. Dolayısıyla A-250 yakıt hücresi sistemi halihazırda hibrit bir mimari için tasarlanmıştır.

Aerostak A-250 yakıt hücresine ait özellikler tablo 3.2’de verilmiştir.

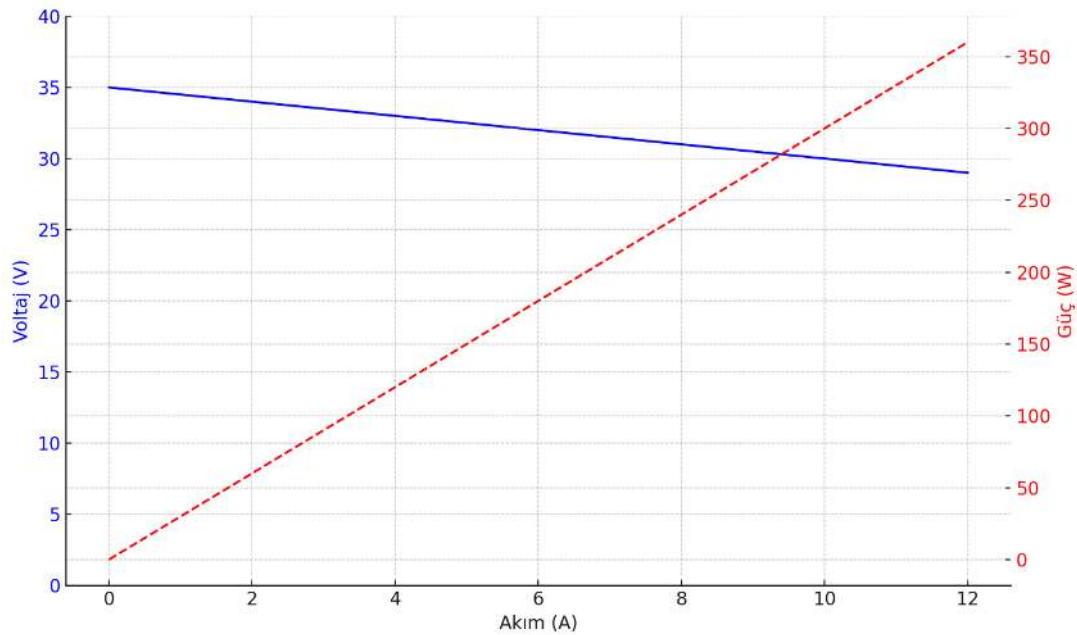
Tablo 3.2. Aerostak A-250 PEM yakıt hücresi özellikleri

Yakıt hücresinin türü	PEM
Hücre sayısı	37
Beklenen performans	8,9 A @ 28 V
Daimi güç (devamlı çıkış gücü)	250 W
Geçici Pik güç	300 W
Önerilen batarya konfigürasyonu	7S Li-Po
Çalışma voltaj aralığı	27-35,2 V
Boyutlar	110x120x123mm
Ömür	500 saat
Kuru ağırlık	706 gram
Reaktantlar	Hidrojen ve hava
Hidrojenin saflık derecesi	%99,999
Daimi güçte hidrojen tüketimi	2,6 L/dk
Hidrojen giriş basıncı	0,6-0,8 bar
Hava giriş sıcaklığı	0-35°C
Yüksek hücre sıcaklığı uyarısı	>67 °C
hücre otomatik kapatma sıcaklığı	>70 °C
Düşük hücre voltajı uyarısı	< 0,6 V/hücre
Hücre otomatik kapatma voltajı	< 0,5 V/hücre
Batarya düşük voltaj uyarısı	< 3,4 V/hücre
Hücre otomatik kapanma voltajı (batarya için)	< 3,0 V/hücre
Nemlendirme	Kendinden nemlendirmeli
Soğutma	Hava (Fan ile)
Başlatma süresi	< 30 s
Daimi güç için voltaj verimliliği	%63 @ 28 V

Batarya ile bağlantının sağlanabilmesi için yakıt hücresinin içerisinde bir devre bulunmaktadır. Bu devre bahsedilen şartlandırma esnasında yükü kısa süreliğine bataryaya bağlamanın yanı sıra kullanım esnasında voltajı düşen bataryayı şarj etme özelliğine de sahiptir. Ancak şarj işleminin yapılabilmesi için yakıt hücresinin 250 W'tan daha düşük bir güçte çalışıyor olması gerekmektedir (*AEROSTAK 250W – 37 Cells Specifications & Operations USER MANUAL*, 2021). Bahsedilen devre aynı zamanda yükteki talebi yakıt hücresinin sağlık durumuna bağlı olarak batarya ve yakıt hücresi arasında dağıtmaktadır. Hücrelerin sağlık durumu ise membran nemliliğine bağlıdır. Bir süredir çalışmayan yakıt hücrelerinde membranlar kurumaya başladığı için performans düşmektedir. Performansın artırılması için yakıt hücresi belirli aralıklarla çalıştırılmalı ve membran nemliliğinin artması için kendisini şartlandırmasına izin verilmelidir. Bu sayede yakıt hücresinin performans verilerinde üreticinin sağladığı değerlere ulaşılacaktır.

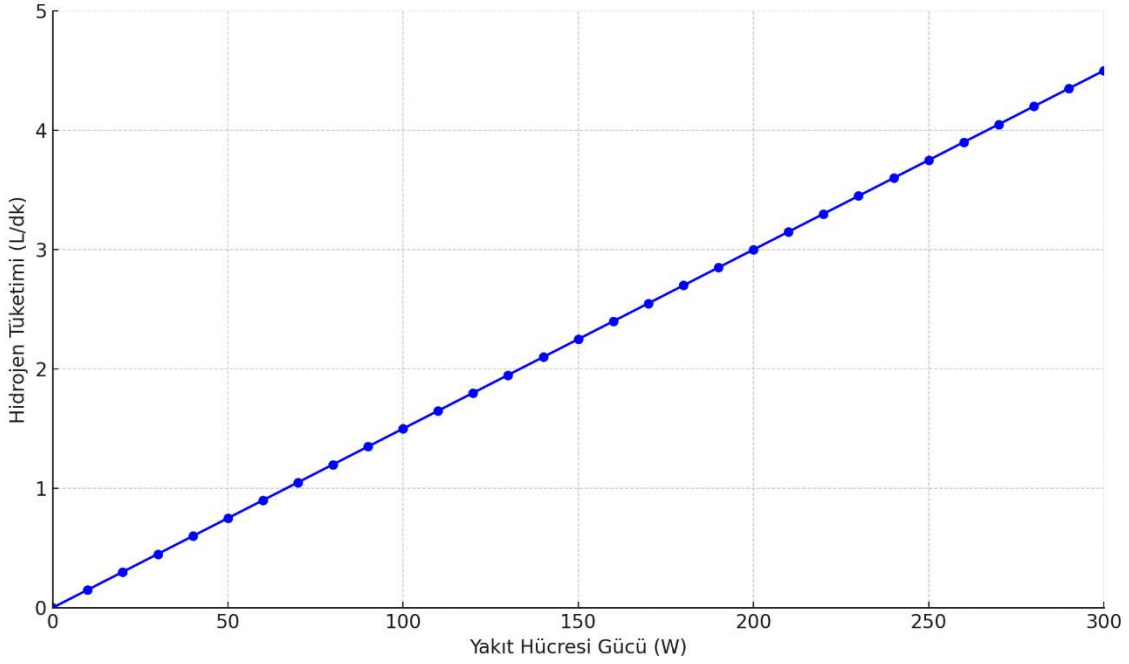
Yakıt hücresi ile ilgili diğer önemli veri ise polarizasyon eğrisi ve hidrojen tüketim eğrisidir. Polarizasyon eğrisi yakıt hücresinin akıma bağlı voltaj değişimini gösteren bir grafikdir. Bu grafik sayesinde yakıt hücresinin karakteristiği ile ilgili fikir edinilir (Ural Z. vd., 2007). Hidrojen tüketim eğrisi ise yakıt hücresinin hangi güçte çalışırken ne kadar hidrojen harcadığını gösteren grafikdir.

A-250 yakıt hücresine ait polarizasyon eğrisi literatürden elde edilen veriler ışığında aşağıdaki gibi oluşturulmuştur (Yalın G., 2018).



Şekil 3.4. A-250 Yakıt hücresi polarizasyon eğrisi

Litaretürden elde edilen hidrojen tüketim eğrisi aşağıda verilmiştir (Yalın G., 2018).



Şekil 3.5. A-250 Yakıt hücresi hidrojen tüketim eğrisi

Elde edilen eğrilerdeki veriler yakıt hücresi ile yapılan test verileri ile karşılaştırılmış ve grafikler doğrulanmıştır.

3.1.2 Hidrojen tankı

Yakıt hücresini besleyecek hidrojen kaynağının/tankının seçimi için hidrojeni ihtiyaca göre anlık üretme ve hidrojeni depolama fikirleri arasında araştırma yapılmıştır. Literatürdeki çalışmalara baktığımızda araştırmacıların genellikle hidrojeni tank ile depolamayı tercih ettiği görülmektedir (Depcik vd., 2020, An vd., 2022). Ancak hidrojenin anlık olarak üretildiği sistemler de sayıları az da olsa literatürde mevcuttur. Hidrojenin anlık olarak üretildiği sistemler içerisinde reaktör ve pompa gibi bileşenleri içeren hidrojen jeneratörleri bulundurduğu için hidrojeni tank ile depolama fikrine kıyasla daha karmaşık mimariler içerir (Lee vd., 2013, Lapena-Rey vd., 2017). Yapılan tez çalışmasında sistemin basit ve ulaşılabilir olması amacıyla hidrojeni tank ile depolama fikri benimsenmiştir.

Hidrojenin yakıt hücresine uygun basınçta gönderilebilmesi için yakıt hücresi ve yakıt tankı arasında basınç regülatörü kullanılmaktadır. Hidrojen uygulamalarında kullanılan basınç regülatörleri yüksek basınca dayanıklı olabilmeleri için metal malzemelerden yapılmaktadır ve bunun sonucu ağırlıkları oldukça yüksektir.

(Lee vd., 2024). Bu ağırlıkların havacılık uygulamaları için kabul edilemez olması dolayısıyla hidrojen depolama üzerine çalışan firmalar yakıt tankına dahili, küçük ve hafif basınç regülatörleri üreterek tankla birlikte satışa sunmaktadır. Havacılık için özel üretilen bu hidrojen tankları kompozit yapıları sayesinde 300 bar basınca kadar dayanabilir ve ağırlıkları nispeten düşük olur (H3 Dynamics Unmanned Aviation Brochure, 2024). Bahsedilen kriterlere sahip hidrojen tankı araştırılmış ve ulaşılabilir seçenekler arasından yakıt hücresi ile uyumluluk da gözetilerek H3 Dynamics firmasının ürettiği F2 model isimli hidrojen tankının kullanılmasına karar verilmiştir (Şekil 3.6).



Şekil 3.6. H3 Dynamics F2 hidrojen tankı

F2 hidrojen tankı 2 L iç hacme sahiptir ve 300 bar basınca kadar çalışabilir. EN 12245 standartlarına uygun olarak tasarlanmış ve üretilmiş tip 4 silindirdir. Sahip olduğu sınırsız dolum döngüsü sayesinde uzun vade kullanımlara uygundur. Ağırlığı ise 1,46 kg'dır.

Ultra hafif basınç regülatörü tek kademeli regülatörüyle birlikte 350 bar basıncı 1 bardan daha aşağıya düşürebilmektedir. Bir doldurma ve bir çıkış portu, silindir içindeki basıncın takip edilebilmesi için bir transdüser, bir basınç göstergesi, bir emniyet diskisi ve manuel kapatma portu regülatörde yer almaktadır. Ağırlığı ise 305 gramdır (H3 Dynamics

Unmanned Aviation Brochure, 2024). Böylece hidrojen depolama sisteminin toplam ağırlığı 1,75 kg olmaktadır.

3.1.3 Batarya

Hibrit sistemde kullanılacak bataryanın seçimi için öncelikle A-250 yakıt hücresi üreticisinin verdiği kısıtlara bakılmıştır. Bu kısıtlara göre batarya kesinlikle 7S Li-Po konfigürasyonunda olmalı. Diğer konfigürasyonların (6S, 8S, 10S vb.) kullanımının yakıt hücresine geri döndürülemeyecek şekilde etkileri olabileceği belirtilmiştir. Li-Po bataryanın en az 50 C deşarj akımı kapasitesine sahip olması gerektiği de ayrıca belirtilmiştir. Bu sayede batarya güç verirken gözlenen voltaj düşüşleri daha az olacak ve batarya yüksek akım kapasitesi sağlayabilecektir. Bataryanın kapasitesi ise uygulamaya bağlı olarak kullanıcı tarafından seçilecektir (*AEROSTAK 250W – 37 Cells Specifications & Operations USER MANUAL*, 2021).

Kapasitenin belirlenmesi için İHA'nın uçuş esnasında bataryaya ne kadar ihtiyaç duyacağına bakılması gerekmektedir. İHA, ikincil güç kaynağı olarak kullanılan bataryaya yakıt hücresinin şartlandırılması sırasında ve yakıt hücresinin gücü motorun talebini karşılamaya yetmediğinde ihtiyaç duyacaktır. Bataryanın tüm bu ihtiyaçları uçuş boyunca karşılayabilmesi için uçuşun süresi belirlenmeli ve ihtiyaçlar uçuş süresi ile oranlanmalıdır. Uçuş süresinin belirlenmesi için F2 yakıt tankının depolayabildiği hidrojenden sağlanacak enerji ile İHA'nın seyir uçuşuna ne kadar süre devam edebileceğine bakılmıştır. H3 Dynamics verilerine göre F2 tankının elektrik enerjisi kapasitesi 705 Wh'tır. Emniyetli bir hesap yapılması için uçuş boyunca yakıt hücresinin tam güçte çalıştırıldığını düşünürsek 250 W'lık bir tüketimle F2 tankındaki hidrojen 2,82 saat sonra bitmiş olacaktır. Hesaplama için kullanılan denklemler aşağıda gösterilmektedir:

$$E = P * t \quad (3.1)$$

$$t = \frac{E}{P} \quad (3.1a)$$

$$\frac{705Wh}{250W} = 2,82 h \quad (3.1b)$$

Teorik hesaba göre 2,82 saat sürecek hidrojenli seyir uçuşunun yanında kalkış, tırmanış ve iniş aşamalarındaki bataryalı uçuşla birlikte bir miktar güvenlik payı bırakılarak uçuş profilinin yaklaşık 3 saatlik bir süreyi kapsayacağı düşünülmüştür.

Yakıt hücresi 10 saniyede 1 kere 100 milisaniyeliğine kendini şartlandırmaktadır. Buradan yapılacak hesaplama 3 saatlik uçuş süresi boyunca 108 saniyenin şartlandırma esnasında batarya kullanılarak geçileceği anlaşılmaktadır. 108 saniye boyunca 250 W kullanımının mAh karşılığını bulmak için yapılan hesaplamalar aşağıda yer almaktadır:

Toplam gerekli enerji miktarı hesabı için:

$$E = P * t \quad (3.1)$$

$$250W * 108s = 27000 J \quad (3.1c)$$

Enerji miktarının Wh birimine dönüştürülmesi için:

$$\frac{27000J}{3600} = 7,5 Wh \quad (3.2)$$

7S bataryanın voltaj hesabı için:

$$7 * 4V(\text{min}) = 28 V \quad (3.3)$$

Gerekli Ah hesabı için:

$$\frac{E_{Wh}}{V} = \frac{7,5}{28} = 0,267 Ah \quad (3.4)$$

Ah'in mAh'e dönüştürülmesi için:

$$0,267 * 1000 = 267 mAh \quad (3.5)$$

3 saatlik süre içerisinde bataryanın kullanıldığı kalkış, tırmanma ve iniş fazlarında gerekli enerji hesabının yapılabilmesi için bu fazların uçuş profilinde toplam ne kadar süreye karşılık geldiği belirlenmelidir. Burada uçuş esnasında oluşabilecek herhangi acil durumda İHA'yı kurtarmak için gerekli yüksek güç ihtiyacının da unutulmaması önemlidir. Bu gibi acil durumları göstermek için 3 saatlik süre boyunca yaklaşık 1 dakikalık acil durum yaşandığı varsayılacaktır. Tablo 3.3'te uçuş fazlarına karşılık gelen enerji hesabı verilmiştir.

Tablo 3.3. Uçuş fazlarına karşılık gelen enerji miktarları

	Süre	Gaz Kolu Yüzdesi	Harcanan Güç	Gerekli Enerji
Kalkış	10 s	%100	580 W	5800 J
Tırmanma	30 s	%90	500 W	15000 J
İniş	30 s	%75	350 W	10500 J
Acil Durum	60 s	%100	580 W	34800 J

Gerekli enerji miktarlarının toplanmasıyla birlikte:

$$66100 J = \frac{6600}{3600} = 18,36 Wh \quad (3.6)$$

$$\frac{18,36Wh}{28V} = 0,655 Ah = 655 mAh \quad (3.7)$$

Yapılan hesaplara göre toplam 922 mAh batarya kapasitesi hibrit itki sisteminin 3 saatlik batarya kullanımı için yeterli olacaktır.

Hesaba katılması gereken diğer bir konu ise uçuş esnasında bataryanın yakıt hücresi tarafından şarj edilecek olmasıdır. A-250 yakıt hücresinin içerisinde bulunan şarj devresi sayesinde bataryanın voltaj değeri düşmeye başladıkça yakıt hücresi en fazla 1,5 A akımla bataryayı şarj edecektir. Şarj akımı ise yakıt hücresinin çıkış gücüne bağlıdır, örneğin yakıt hücresi seyir uçuşunda 200 W güçte çalışırken kalan 50 W güç ile batarya şarj edilecektir. Yakıt hücresinin daimi güçte çalışırken voltajının 28 V olması gerektiği üreticinin paylaştığı verilerde görülmektedir (Tablo 2). Yapılacak teorik bir hesapla bu senaryodaki şarj akımının yaklaşık 1,78 A olacağı görülmektedir.

$$P = V * I \quad (3.8)$$

$$50W = 28V * I \quad I = 1,78 A \quad (3.8a)$$

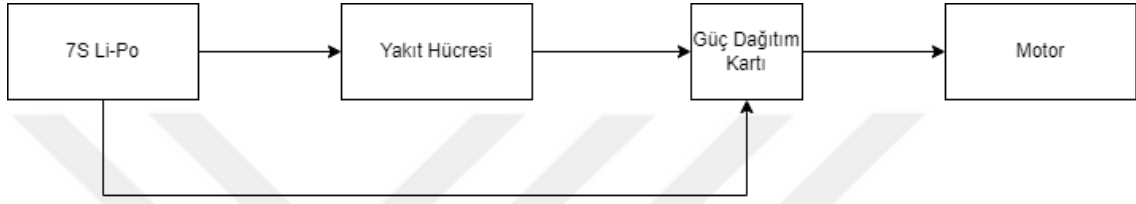
3 saat sürmesi öngörülen uçuş profilinde bataryanın 1,78 A ile şarj edileceğini düşünürsek yaklaşık 5340 mAh kapasiteye karşılık gelecek bir şarj işlemi yapılacaktır. Ancak PEM yakıt hücresi içeren hibrit itki sistemlerinde sistemin dinamik yükler altındaki değişken performansı sebebiyle teorik hesapların tutmayabildiği, batarya şarj işleminin beklenenden daha uzun sürebildiği literatürdeki çalışmalarda görülmektedir (Verstraete, 2015). Dolayısıyla riskli bir seçim yapmak yerine emniyetli bir seçim yapılarak envanterde bulunan 3S 55C 2200 mAh Li-Po bataryaların birleştirilmesiyle 7S konfigürasyonuna sahip batarya elde edilmiştir (Şekil 3.7).



Şekil 3.7. 7S 2200 mAh Li-Po batarya

3.1.4 Güç dağıtım kartı

Yakıt hücresi ve 7S Li-Po bataryadan oluşan hibrit sistem normal şartlarda ekstra bir güç dağıtım kartı gerektirmeden İHA motoruna bağlanarak çalıştırılabilmektedir. Yakıt hücresinin içinde yer alan PCB sayesinde sistem hibrit olarak çalışabilir ancak PCB'nin 13,5 A akım sınırına sahip olması daha yüksek akımların motora iletilebilmesi için ekstra bir güç yönetim kartı gerektirir. Bu kart bataryayı gerektiğinde direkt motora bağlar ve PCB yüksek akımdan korunmuş olur. Hibrit itki sisteminin mimarisi şekil 3.8'de verilmiştir.



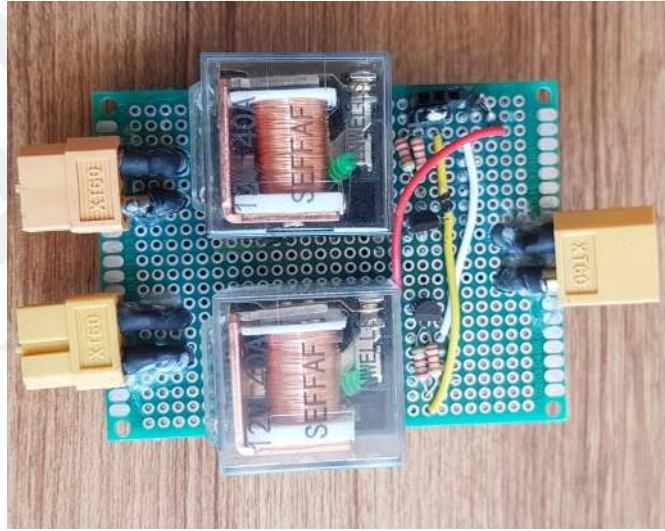
Şekil 3.8. Hibrit itki sistemi mimarisi

Güç yönetim kartının tasarımı yapılırken öncelikle literatürdeki benzer çalışmalar (Kim T., 2014, Verstraete vd., 2015) incelenmiş, basit ve ulaşılabilir tasarım yapma fikri üzerinden devam edilmiştir.

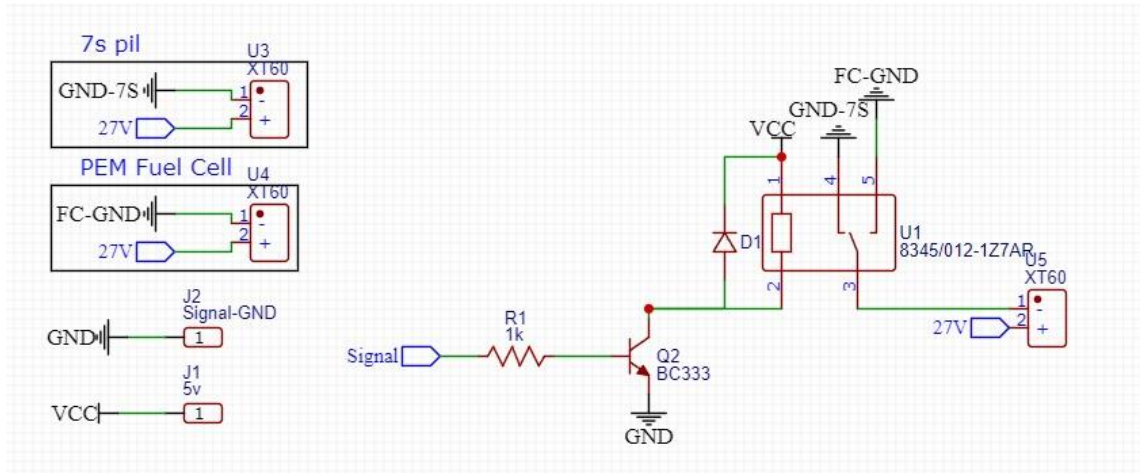
Tasarlanan kart gereken durumlarda yakıt hücresinin güç çıkışını devreden keser ve 7S Li-Po bataryayı bağlar. Kartın tetiklenmesi bir PWM sinyalinin 12 V'luk bir röleyi açıp kapatmasıyla gerçekleşir. Rölenin standart konumunda yakıt hücresinin güç çıkışı devreye bağlıdır. Röle tetiklendiği zaman yakıt hücresi güç çıkışı devreden kesilir ve batarya devreyi tamamlar. Kartın tetiklenme mekanizmasında Eskişehir Teknik Üniversitesi'nde 2023 yılında başlayan ve hala devam eden "Mikro/Mini Sınıf Bir İHA'nın İniş-Kalkış Süreci için Süper Kondansatör ve Batarya Destekli Hibrit İtki Sistemi Tasarımı" başlıklı bilimsel araştırma projesindeki mekanizmadan örnek alınmıştır.

Güç dağıtım kartına PWM sinyali uçuş kontrol kartı tarafından sağlanır. Bu sinyal kumanda tarafından ya da otonom gönderilebilir.

Güç dağıtım kartının fotoğrafları şekil 3.9'da, devre şeması şekil 3.10'da verilmiştir.



Şekil 3.9. Güç dağıtım kartının farklı açılardan fotoğrafları



Şekil 3.10. Güç dağıtım kartı devre şeması

3.1.5 Motor-pervane-ESC kombinasyonu

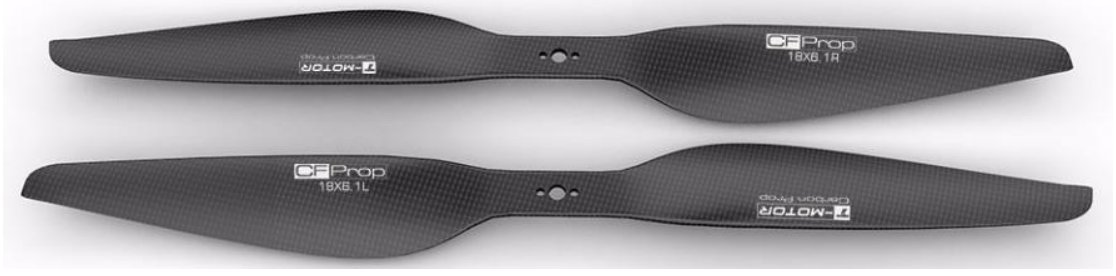
Motor-pervane-ESC kombinasyonunun belirlenmesi için öncelikle hibrit sistemin çalışma voltaj aralığına bakılmıştır. Uygun aralıkta çalışan elektrikli motorlar arasından İHA için gerekli itki kuvvetini sağlayabilen motorlar incelenmiştir. Üreticiler, motorlardan elde edilebilecek itki kuvvetinin görülmesi için farklı pervane kombinasyonlarında motor testleri yapar ve sonuçlarını paylaşır (*U7 UAV Motor T-MOTOR Official Store*, n.d.). Sonuçlar incelenirken motorun hangi voltaj aralığında hangi pervane ile ne kadar itki kuvveti sağladığına bakılmıştır. Gerekliliği sağlayan motorlar listelenmiş ve ardından liste, gerekli itki kuvvetini en düşük akım değerinde sağlayan motorlar olarak daraltılmıştır. Son olarak, listede kalan motorlar arasından İHA'nın seyir uçuşu esnasında ihtiyaç duyduğu itki kuvvetini en az enerji harcanımıyla sağlayan motor-pervane kombinasyonu tercih edilmiştir.

ESC tercihinde ise öncelik elektrikli motor ile uyumlu olması ve motor için gerekli akım değerini emniyetli sınırlar içerisinde iletebilmesidir.

Bahsedilen seçim kriterleri doğrultusunda ulaşılabilir ürünlerin değerlendirilmesi sonucu T-Motor firmasının ürettiği fırçasız U7 280 KV elektrik motoru (Şekil 3.11), 18x6,1 karbonfiber pervane (Şekil 3.12) ve Flame 80A ESC'nin (Şekil 3.13) kullanımına karar verilmiştir.



Şekil 3.11. T-Motor U7 280 KV fırçasız elektrik motoru



Şekil 3.12. T-Motor 18x6,1 karbon fiber pervane



Şekil 3.13. T-Motor Flame 80A ESC

Üreticinin verdiği motor test verilerinin deneysel test verileriyle uyuşmayabileceği geçmiş projelerden elde edilmiş bir tecrübedir. Bu sebeple ürünlerin temin edilmesinin ardından verilerin karşılaştırılması için altyapıda bulunan motor test düzeneği ile farklı pervane kombinasyonlarında testler yapılmıştır. Deneysel motor test verilerinin sonuçları tablo 3.4’te verilmiştir.

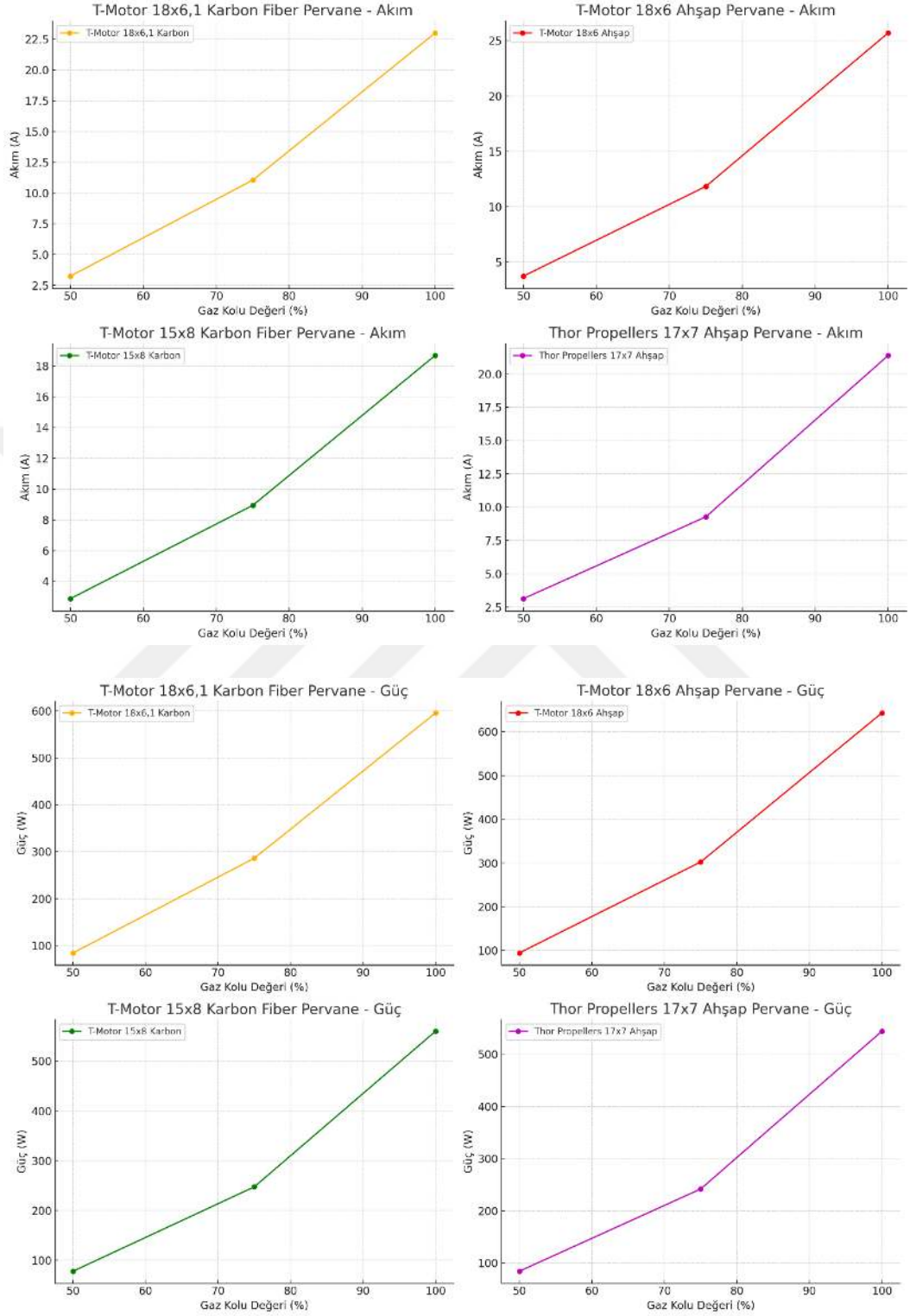
Tablo 3.4. Farklı pervanelerle yapılan motor testlerinin sonuçları

T-Motor 18x6,1 Karbon Fiber Pervane			
Gaz Kolu	Akım (A)	İtki (g)	Güç (W)
50%	3,26	974	84,43
75%	11,05	2282	286,19
100%	23	3680	595,7

T-Motor 18x6 Ahşap Pervane			
Gaz Kolu	Akım (A)	İtki (g)	Güç (W)
50%	3,74	960	94,78
75%	11,84	2098	302,56
100%	25,7	3310	643,17

T-Motor 15x8 Karbon Fiber Pervane			
Gaz Kolu	Akım (A)	İtki (g)	Güç (W)
50%	2,89	710	78,46
75%	8,95	1663	247,7
100%	18,69	2620	560

Thor Propellers 17x7 Ahşap Pervane			
Gaz Kolu	Akım (A)	İtki (g)	Güç (W)
50%	3,14	689	84,16
75%	9,28	1524	241,78
100%	21,4	2844	544,38



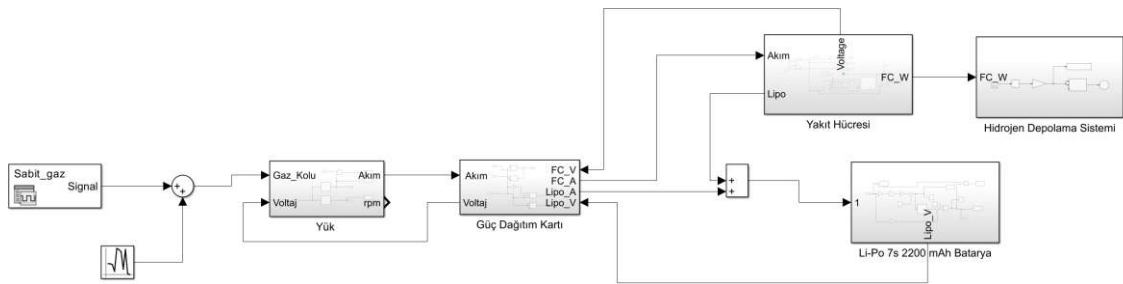
Şekil 3.14. 4 farklı pervane için motor gaz koluna göre akım ve güç karşılaştırması

Test verileri incelendiğinde en düşük akım değerinde en yüksek itki kuvvetini veren pervanenin T-Motor tarafından üretilen 18x6,1 karbon pervane olduğu görülmektedir.

Böylece motor-pervane-ESC kombinasyonunun performansı hibrit itki sistemi için teyit edilmiştir.

3.2 Hibrit Sistem Modellemesi

Bu bölümde hibrit sistemin performansının matematiksel bir tabana dayandırılması ve izlenmesi için Matlab/Simulink platformunda sistem bileşenlerinin modelleri yapılmıştır. Modeller birleştirilerek hibrit güç sistemi modeli ortaya çıkarılmıştır. (Şekil 3.15)



Şekil 3.15. Hibrit güç sistemi modeli

Öncelikle modellenen bileşenlerin ayrı ayrı davranışları izlenmiştir. Davranışların doğruluğunun teyit edilebilmesi için bileşen test sonuçları gerçek testler ile karşılaştırılmıştır. Karşılaştırma sonucu korelasyon görülmeyen bileşenlerde güncellemeler yapılmış ve bu süreç korelasyon görülene kadar tekrarlanmıştır. Modellemesi yapılan bileşenlerden aşağıda bahsedilmiştir:

- Yakıt Hücresi

Tablo 3.5. Yakıt Hücresi Model Parametreleri

Sembol	Parametre	Değer	Birim
R	Üniversal Gaz Sabiti	8.314	J mol ⁻¹ K ⁻¹
F	Faraday Sabiti	96485	C mol ⁻¹
G _{f,liq}	Gibbs Fonksiyonu	-226100	J/mol
T _k	Sıcaklık	353	K
i ₀	Akım Yoğunluğu Değişimi	10 ^{-6.912}	A/cm ²
a	Transfer Katsayısı	0.29	-
R	Membran Direnci	1.69	ohm
i _l	Sınırlanan Akım Yoğunluğu	0.079	A/cm ²

Yakıt hücresinin gerilimi akım artışıyla azalır. Hücre gerilimi (V_{cell}); herhangi bir durumda 3.9 no'lu denklem kullanılarak bulunabilir. Bir hücre yüke güç verdiği zaman yüksüz gerilim (E_{Nerst}); gerilim düşümü olarak adlandırılan aktivasyon (V_{act}), omik (V_{ohm}) ve konsantrasyon (V_{conc}) aşırı gerilimleri tarafından azaltılır.

$$V = E_{Nerst} - V_{act} - V_{ohmic} - V_{conc} \quad (3.9)$$

➤ Nerst Voltajı

Açık devre hücre gerilimini (E) hücre sıcaklığının (T) ve reaktant kısmi basınçlarının bir fonksiyonu olarak denklem 3.10'daki gibi verilebilir. Bu eşitlikte; $G_{f,liq}$ sıvı formda Gibbs fonksiyonu, R universal gaz sabiti ve F 'de Faraday sabitidir. P_{H_2} , P_{O_2} ve P_{H_2O} ; hidrojen, oksijen ve su buharı basınçlarıdır. İlgili parametreler Tablo 5'te verilmiştir.

$$E_{Nerst} = -\frac{G_{f,liq}}{2 \times F} - \frac{R \times T}{2 \times F} \times \ln \left(\frac{P_{H_2O}}{p_{H_2} \times p_{O_2}^{1/2}} \right) \quad (3.10)$$

➤ Aktivasyon Kaybı

Aktivasyon düşümü denklemi aşağıdaki şekilde 3.11 no'lu Tafel denklemi ile ifade edilir ve buna göre analiz edilebilir.

$$V_{act} = b \times \log \left(\frac{i}{i_0} \right) \quad (3.11)$$

$$b = \frac{R \times T}{2 \times \alpha \times F} \quad (3.11a)$$

➤ Ohmik Kayıp

Ortalama akım yoğunluğunda gerilim düşümü yaklaşık olarak doğrusaldır ve doğal durumda ohmiktir. R ise membran direncidir.

$$V_{ohmic} = (i \times R) \quad (3.12)$$

➤ Konsantrasyon Kaybı

Daha yüksek akım yoğunluklarında, hücre potansiyeli kütle-geçiş sınırlamalarından dolayı hızla azalır. Bu doğrusal olmayan konsantrasyon aşırı gerilimi olarak adlandırılır.

$$V_{cons} = \frac{R \times T}{n \times F} \times \ln \left(\frac{i_L}{i_L - i} \right) \quad (3.13)$$

➤ Suyun Doyma Basıncının Hesaplanması

Hücre gerilimi için kullanılan suyun doyma basıncı 3.14 ve 3.15 no'lu denklem ile hesaplanır.

$$x = -2.1794 + 0.02953 \times (T_c - 9.1837 \times 10^{(-5)}) \times T_c^2 + 1.4454 \times (10^{-7}) \times (T_c)^3 \quad (3.14)$$

$$P_{H_2O} = (10)^x \quad (3.15)$$

➤ Kısmi Hidrojen Basıncı Hesaplanması

Hücre gerilimi için kullanılan kısmi hidrojen basıncı 3.16 no'lu denklem ile hesaplanır.

$$pp_{H_2} = 0.5 \times \left(\frac{P_{H_2}}{\exp \left(\frac{1.653 \times i}{(T_k)^{1.334}} \right) - P_{H_2O}} \right) \quad (3.16)$$

➤ Kısmi Oksijen Basıncının Hesaplanması

Hücre gerilimi için kullanılan kısmi oksijen basıncının hesaplanması 3.17 nolu denklem ile hesaplanır.

$$pp_{O_2} = \left(\frac{P_{air}}{\exp \left(\frac{4.192 \times i}{(T_k)^{1.334}} \right)} \right) - P_{H_2O} \quad (3.17)$$

➤ Oksijen Tüketimi

Oksijen tüketimi sırasıyla aşağıdaki denklemler kullanılarak bulunur. Bu eşitliklerde s oksijenin stokiometrik oranı, r_{O_2} havadaki oksijen oranı ve F faraday sabitidir.

$$N_{O_2} = \frac{I}{4F} \quad (3.18)$$

$$N_{O_2} = s \times N_{O_2,cons} \quad (3.19)$$

$$N_{air} = N_{O_2} \times \frac{1}{r_{O_2}} \quad (3.20)$$

$$m_{air} = N_{air} \times m_{air} \quad (3.21)$$

➤ Hidrojen Tüketimi

Oksijen tüketimi sırasıyla aşağıdaki denklemler kullanılarak bulunur. Bu eşitliklerde s hidrojenin sitokimetric oranı ve F faraday sabitidir.

$$N_{H_2} = \frac{I}{2F} \quad (3.22)$$

$$N_{H_2} = s \times N_{H_2,cons} \quad (3.23)$$

$$m_{H_2} = N_{H_2} \times m_{H_2} \quad (3.24)$$

➤ Su Üretimi

Üretilen su miktarı denklem 3.25 ile hesaplanır. Eşitlikte SO_2 oksijenin sitokimetric oranı, r_{O_2} havadaki oksijenin mol kesri ve n_{cell} hücre sayısıdır.

$$m_{H_2O_{out}} = \left[\left(\frac{SO_2 - r_{O_2, in}}{r_{O_2, in}} \right) \times \frac{M_{H_2O}}{4F} \times \frac{P_{vs}(T_{out, ca})}{P_{ca} - \Delta P_{ca} - P_{vs}(T_{out, ca})} \times I \times n_{cell} \right] \quad (3.25)$$

- Hidrojen Depolama Sistemi

- Batarya

➤ Şarj Durumu (SoC)

$$SoC(t) = SoC(0) - \int_0^t \frac{I(\tau)}{C_{nom}} d\tau \quad (3.26)$$

$SoC(t)$ t zamanındaki şarj durumu,

$SoC(0)$ ilk şarj durumu,

$I(\tau)$ τ zamanındaki akımı,

C_{nom} ise bataryanın nominal kapasitesini ifade etmektedir.

➤ İç Direnç

$$V_{bat} = V_{oc} - I * R_{iç} \quad (3.27)$$

V_{bat} bataryanın terminal voltajını,

V_{oc} açık devre voltajını,

I yük akımını,

$R_{iç}$ ise iç direnci ifade etmektedir.

- Güç Dağıtım Kartı

Güç dağıtım kartı modeli yükten gelen akım isteğine göre batarya ile yakıt hücresi arasında geçiş yapmaktadır. Yük 12 amper ve fazlasını talep ederse kart bataryanın voltajını yüke, yükün istediği akımı bataryaya yönlendirmektedir. Eğer yük 12 amperden az ise yakıt hücresinin voltajını yüke, yükün istediği akımı ise bataryaya yönlendirmektedir.

- Yük

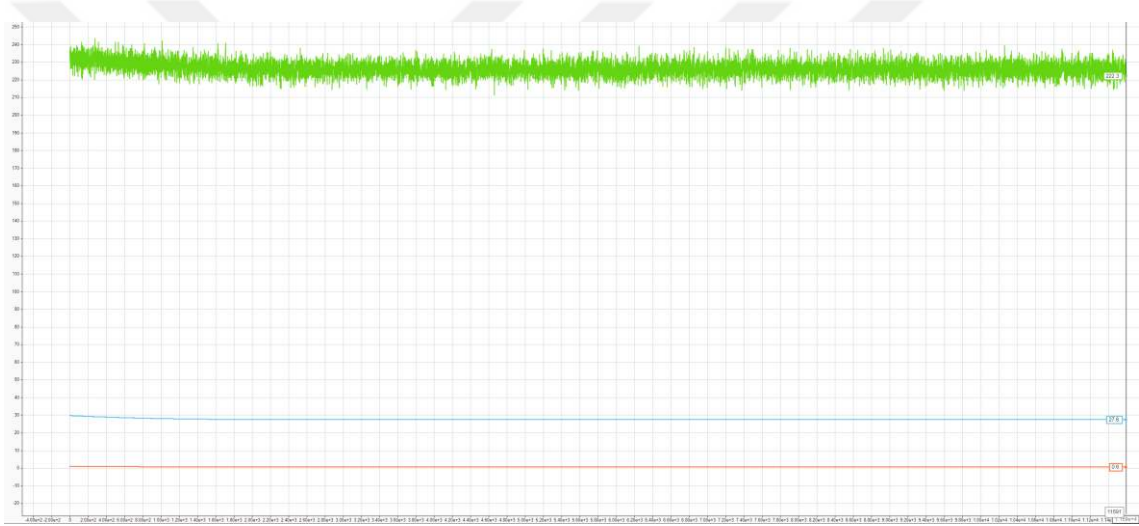
Yük modeli deneysel verilerden alınan gaz kolu ve akım grafiği üzerinden oluşturulmuştur. Sisteme girilen gaz koluna karşılık akım değeri verecek bir grafik oluşturulmuştur. Bu grafik oluşturulurken Simulink'te bulunan Lookup Table kullanılmıştır. Yük modeli anlık gaz kolu girdisine karşılık akım çıktısı üretmektedir. Bunun yanı sıra akım değeri ile yüke etki eden voltaj değeri çarpılarak yükün kullandığı güç çıktısı elde edilmektedir. Voltaj verisi ise güç dağıtım kartı modelinden gelmektedir.

Modelleme aşamasında yapılan kabuller aşağıda verilmiştir:

- ✓ Batarya modelinde doluluk oranı ve voltaj değişimi arasındaki ilişki deneysel verilerden elde edilmiş ve eğri modelde kullanılmıştır.
- ✓ Bataryanın şarj ve deşarj durumundaki iç direnç değişimi literatürden elde edilmiştir.
- ✓ Yakıt hücresinin çalışması esnasında çevresel faktörlerin hücre performansını olumsuz etkileyecek şekilde olmadığı kabul edilmiştir.
- ✓ Yapılan itki testlerinde bataryanın sıcaklığında performansı etkileyecek değişimler olmadığı görülmüş ve oluşturulan batarya modelde sıcaklığa bağlı değişimler hesaba katılmamıştır.
- ✓ Başlangıç esnasında bataryanın doluluk oranının %100 olduğu kabul edilmiştir.
- ✓ Yakıt hücresinin test öncesinde 1 saat süreyle şartlandırılmış olduğu ve performansının optimum noktaya eriştiği varsayılmıştır.
- ✓ Çalışma esnasında yakıt hücresi sıcaklığının kritik değerlere ulaşmadığı kabul edilmiştir.
- ✓ Hidrojen depolama sisteminde sıcaklık ya da basınç kaynaklı herhangi bir problem yaşanmadığı varsayılmıştır.

- ✓ Hidropen depolama sisteminin kapasitesi simülasyon testleri için F2 hidrojen tankının üretici verilerinde görülen elektriksel enerji kapasitesi ile sınırlandırılmıştır. (705 Wh)
- ✓ Yakıt hücresi içerisinde bulunan hibrit devrenin hücre sağlığına göre yükteki talebi dağıtma davranışı yakıt hücresi üzerinde yapılan deneysel testler ile gözlemlenmiş ve modele dahil edilmiştir.

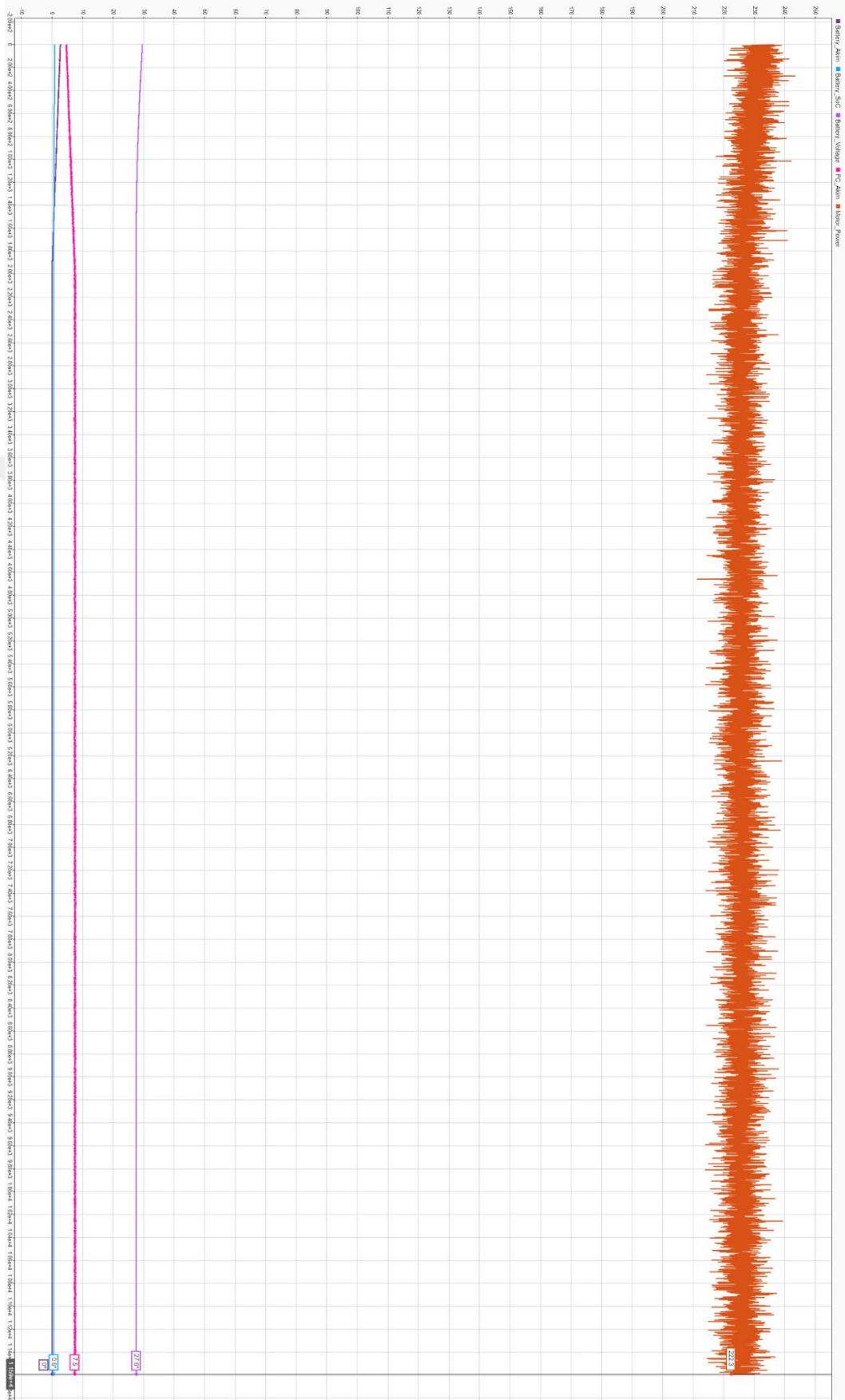
Kabuller ışığında hibrit güç sisteminin simülasyon testleri tamamlanmıştır. Testlerde temel amaç hibrit sistemin mevcut bileşenlerle belirli güç değerinde ne kadar çalışabileceğini öngörmektir. Bunun için seyir uçuşu, yani hidrojenli uçuş süresi simüle edilmiştir. Testin sonuçları şekil 3.16’da görülmektedir.



Şekil 3.16. Matlab/Simulink ortamında hibrit güç sistemi simülasyon sonuçları

Simülasyon test sonuçlarının iç açıcı olduğu söylemek mümkündür. Yeşil renkli grafik W cinsinden yükteki güç, mavi grafik bataryanın voltajını ve turuncu grafik bataryanın 0-1 arasındaki şarj durumunu (SoC) göstermektedir. Sistem ortama 225 W güçte çalıştırıldığında görsel üzerinde sağ altta görülebildiği üzere 11591 saniye yani 193 dakika çalışmaya devam etmiştir. Tüm bu süreç boyunca batarya voltajı 27,6 V seviyesinde kalmış ve bataryanın şarj durumu %60 mertebesinde kalmıştır. Bataryanın kalan kapasitesi uçuşun seyir haricindeki birkaç dakikalık fazını rahatlıkla tamamlayabilecek seviyededir. Dolayısıyla sonuçlar deneysel çalışmalara geçilmesi için motive edici niteliktedir.

Şekil 3.17’de simülasyon sonuçlarının daha detaylı grafiği verilmiştir.



Şekil 3.17. Hibrit güç sistemi detaylı simülasyon sonuçları

3.3 Deneyisel Çalışmalar

Bu bölümde hibrit sistem üzerine yapılan deneyisel çalışmalardan bahsedilmiştir. Öncelikle hibrit sistemin statik ve dinamik yükler altında testleri yapılmıştır. Devamında statik güç testleri yapılmış ve sonuçlar ışığında hibrit sistemin seyir uçuşu testi yapılmıştır.

3.3.1 Hibrit sistem testleri

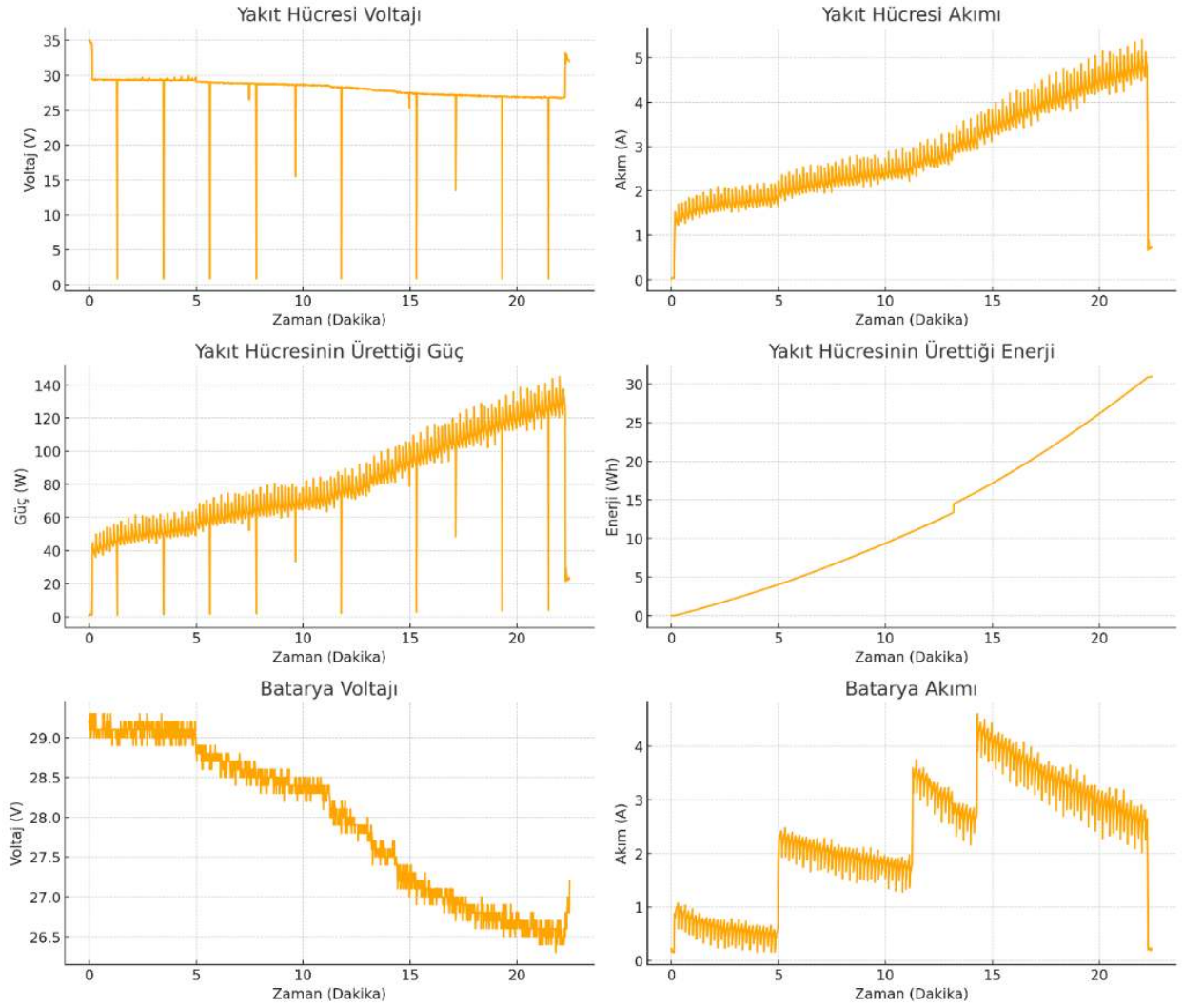
3.3.1.1 Hibrit sistemin statik ve dinamik yük testleri

Hibrit sistemim statik ve dinamik yükler altındaki davranışının anlaşılması için çeşitli yükler altında testler yapılmıştır. Böylece sistemin davranışı üzerine fikirler edinilecek ve sonraki aşama olan motor testlerine geçilecektir.

Testlerle gözlemlenmek istenen bir diğer önemli nokta ise yakıt hücresinin performansdır. Yakıt hücrelerinde performansın üreticinin sağladığı veriler ile uyuşması için membranların nemliliğinin optimum seviyede olması gerekmektedir. Bunun sağlanabilmesi için yakıt hücresi düzenli olarak çalıştırılmalıdır. Çalıştırma esnasında yakıt hücresi kendisini her 10 saniyede bir şartlandırarak ve böylece membran nemliliği optimum noktaya yaklaştırılacaktır. Bu sayede yakıt hücresi performansının üreticiden alınan verilere yaklaşması beklenecektir.

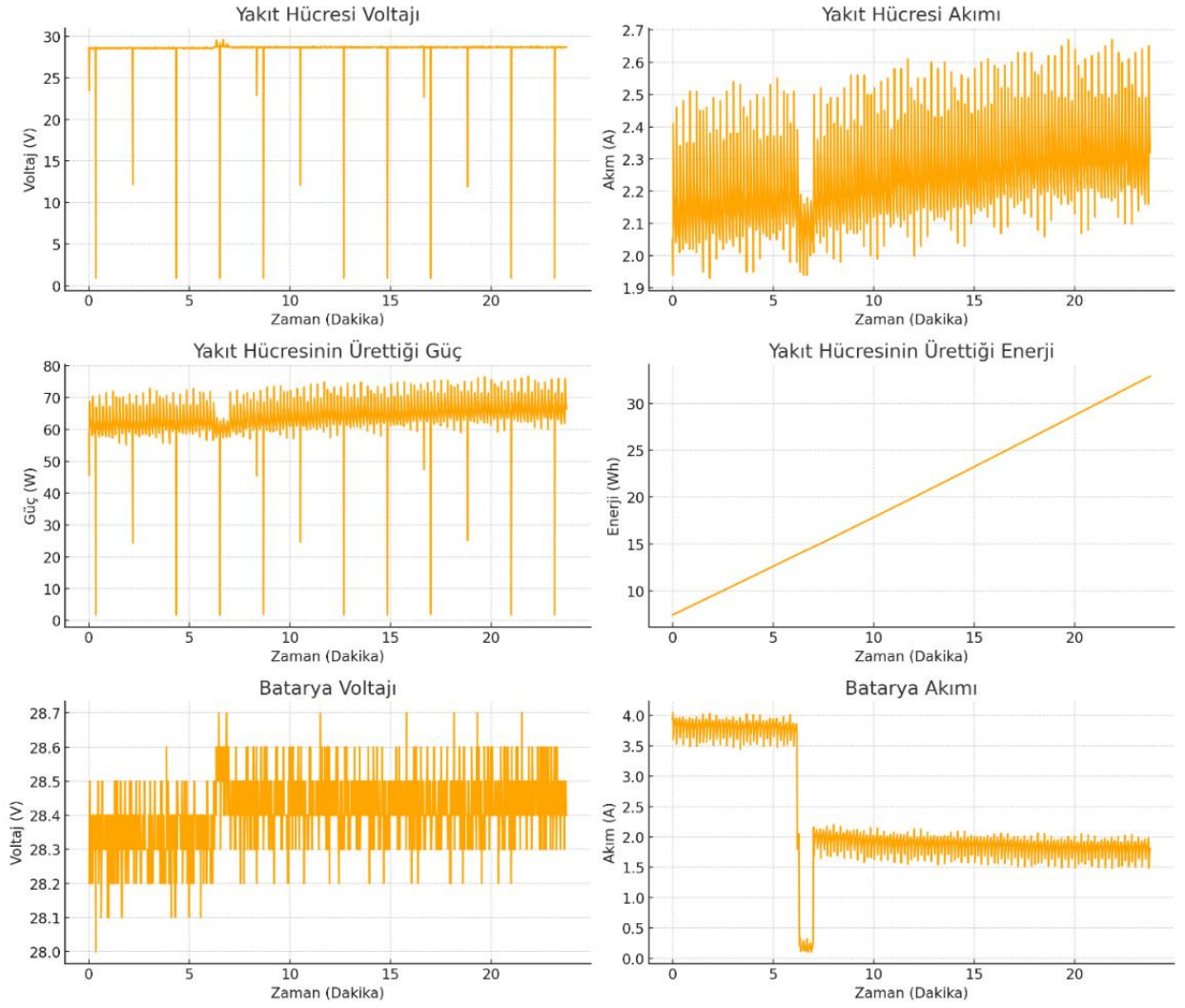
İlk olarak sistemde kullanılacak batarya maksimum voltaja erişene kadar şarj edilmiştir. Ardından yakıt hücresinde herhangi bir ön şartlandırma yapılmadan yaklaşık 22 dakikalık bir test yapılmış ve yük kademeli olarak artırılmıştır. İlk testin sonuçları şekil 3.18’de verilmiştir.

Grafiklere bakıldığında dikkat çeken ilk nokta yakıt hücresinin voltaj ve güç grafiğindeki anlık düşüşlerdir. Bu düşüşler tahmin edilebileceği üzere yakıt hücresinin kendisini şartlandırması esnasında yaşanan kısa devrelerin sonucudur. Bu esnada yükün talep ettiği güç bataryadan karşılanmaktadır.



Şekil 3.18. İlk çalıştırma testi veri grafikleri

Gözlemlenen diğer önemli nokta ise yük artırıldığında yakıt hücresinin talebe cevap veremediği için talebin büyük kısmını bataryadan karşıladığıdır. Bu durumun sebebi yakıt hücresinin yeterince şartlandırılmış olmamasıdır. 22 dakikalık test boyunca yakıt hücresini kendini şartlandırmaya devam etmiş ve ürettiği güç miktarı düzenli olarak artış göstermiştir. Bu esnada bataryadan çekilen akım gittikçe düşmüştür. Test sonucunda yakıt hücresinin stabil olarak verebildiği en yüksek güç değerinin 125-130 W, akım değerinin ise 4,8 A mertebelerinde olduğu görülmüştür.



Şekil 3.19. Şartlandırma esnasında system veri grafikleri

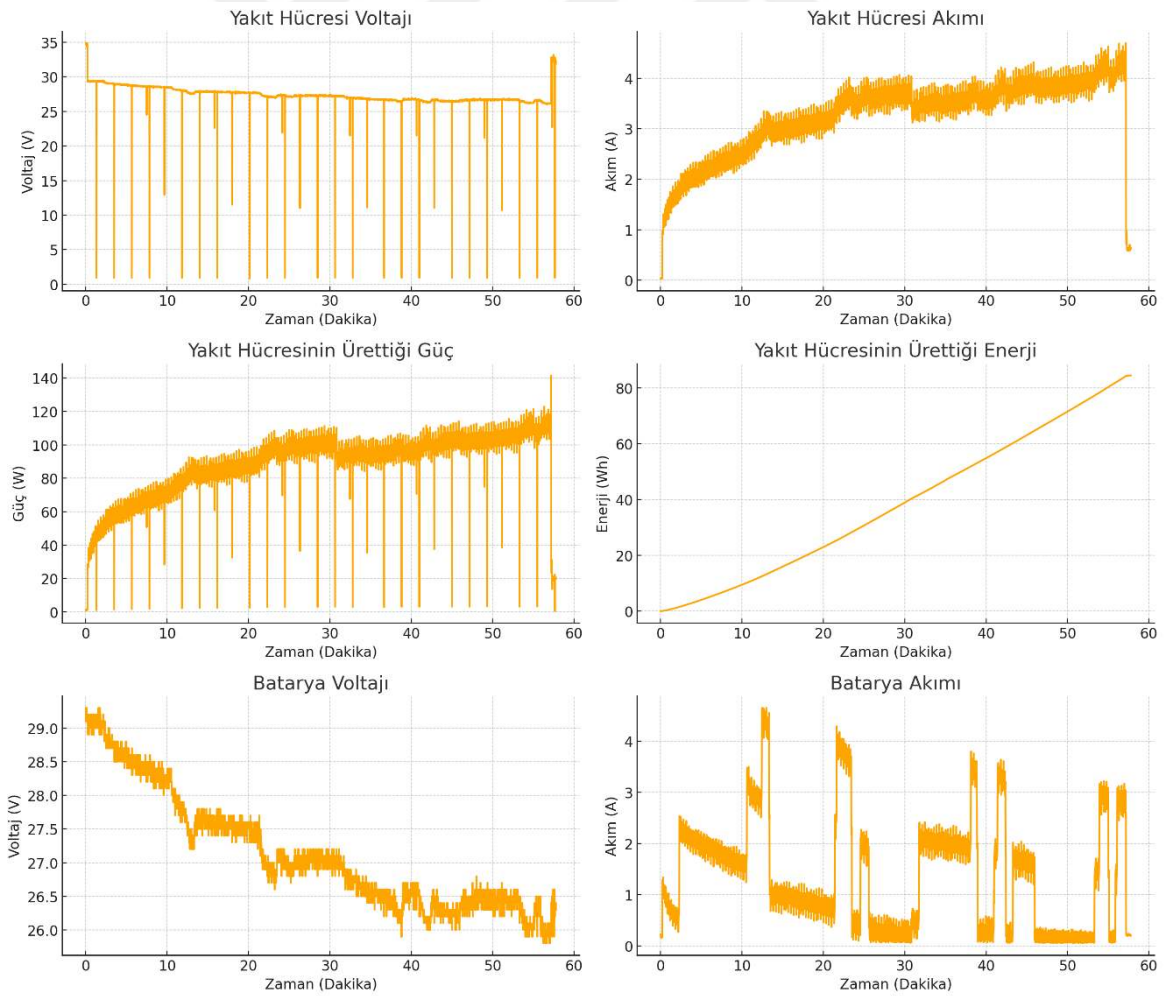
İkinci teste geçilirken testten önce yaklaşık 20 dakika kadar ön şartlandırma yapılmasına karar verilmiştir. Bu şartlandırma esnasında sistem batarya yerine güç kaynağı ile çalıştırılmıştır. Şartlandırma testinin sonuçları şekil 3.19’da verilmiştir.

Yapılan şartlandırmanın ardından yaklaşık 1 saat süren ikinci yük testine geçilmiştir. Bu testte ilk testten farklı olarak yük artırılmış ve azaltılmış, bu süreç tekrar edilmiştir.

Test sürecinde ilk testle benzer şekilde yakıt hücresinin verebildiği güç değeri giderek artmış ve bu esnada bataryadan çekilen akım giderek azalmıştır (Şekil 3.20). 12. dakika civarlarında yük artırılmış ve sistem bataryadan yaklaşık 4,2-4,4 A mertebelerinde akım çekmiştir. 22. dakikaya karşılık gelen ikinci denemede bu değer 3,6-4,0 A dolaylarına inmiştir. Aynı yük değeri toplam 6 kere talep edilmiş ve bataryadan çekilen

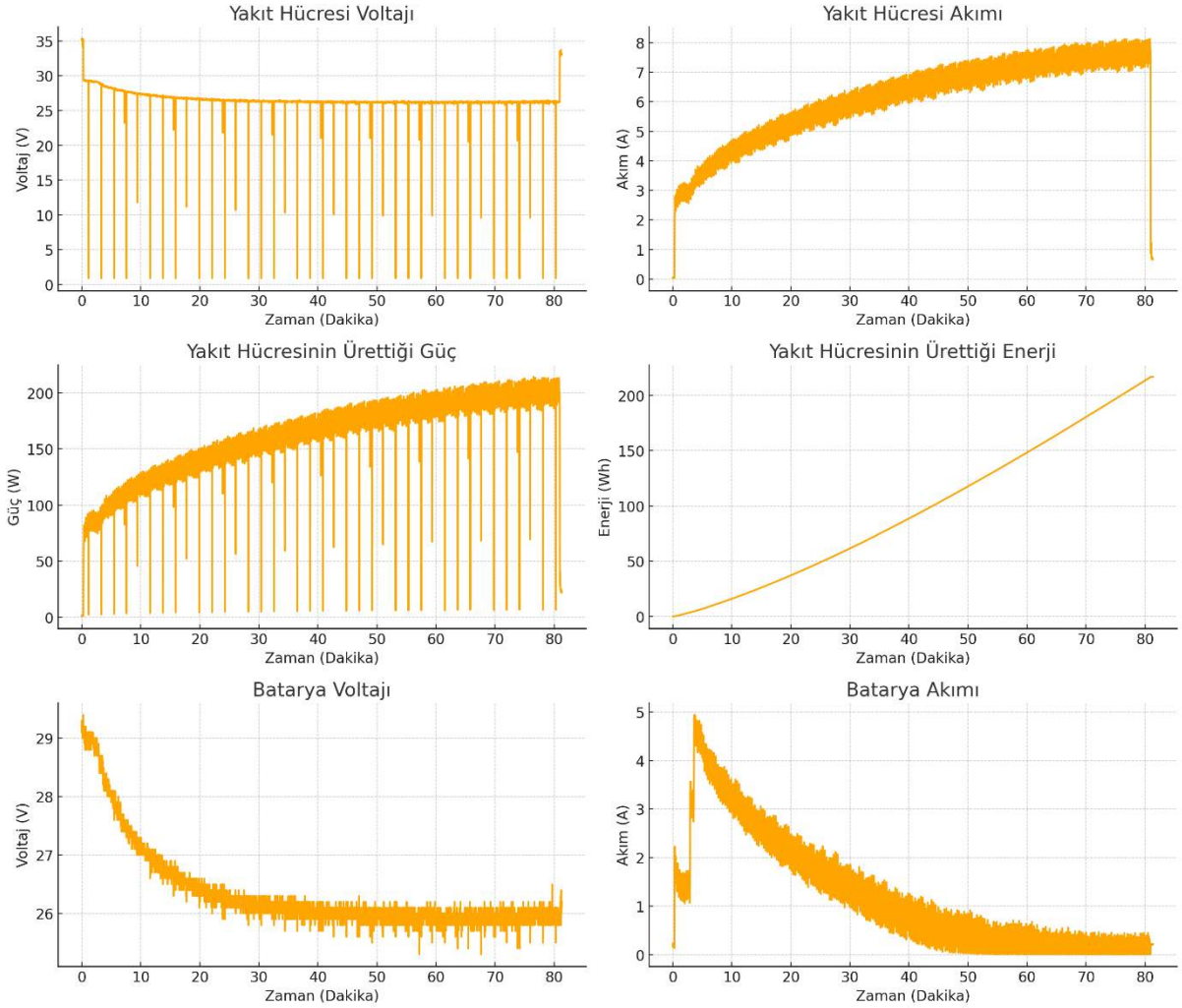
akım değeri son denemede 2,7-3,0 A civarına kadar inmiştir. Bu esnada yakıt hücresinden çekilen akım değeri 4,2 A, güç değeri 115 W dolaylarındadır. Burada yakıt hücresinden elde edilen değerlerin ön şartlandırma yapılmasına ve testin daha uzun olmasına rağmen ilk testten daha düşük olduğu görülmektedir. Bu durumun sebebinin test boyunca devamlı olarak değişken yükler uygulanması ve yakıt hücresinin hala yeterli nemlilik seviyesinde olmaması olduğu düşünülmektedir.

İlk teste kıyasla ikinci testten elde edilen önemli veri ise bataryanın şarj durumudur (SoC). Test öncesinde batarya bir önceki testte olduğu gibi şarj edilmiştir. Testin ilk 35 dakikası boyunca batarya voltajı düşüş ivmesi azalarak 26,5 V mertebelerine düşmüş ve testin kalan 25 dakikası boyunca benzer seviyede kalmıştır. Buradan anlaşılabileceği üzere yakıt hücresi bataryayı şarj ederek voltajının düşmesine engel olmuştur. Bataryadan akım çekilmeye devam edilmesine rağmen voltajın uzun süre boyunca benzer seviyelerde kalabilmesi bu testten çıkarılabilecek olumlu bir sonuçtur.



Şekil 3.20. İkinci teste ait veri grafikleri

İkinci testte yakıt hücresinin istenen güç ve akım değerlerine ulaşmaması sonucu üçüncü test öncesinde yakıt hücresi periyodik aralıklarla çalıştırılmıştır. Sıradaki test gününe gelindiğinde öncelikle 30 dakikalık bir ön şartlandırma yapılmış ve yaklaşık 85 dakika süren 3. teste geçilmiştir. 3. teste ait veri grafikleri şekil 3.21’de verilmiştir. Şekil 3.22’de ise test esnasından bir görüntü yer almaktadır.



Şekil 3.21. 3. teste ait veri grafikleri

3. testte hibrit sistemden talep edilen yük testin 3. dakikasına kadar kademeli olarak 200 W’a çıkarılmış ve burada sabit tutulmuştur. Testin başında yükün büyük bir kısmının yine batarya tarafından karşılandığı görülmektedir. Ancak geçen süre içerisinde bataryadan çekilen akım giderek düşmüş ve yakıt hücresinden çekilen akım artmıştır. Testin başlarında yakıt hücresinin stabil olarak verebildiği değer yaklaşık 3 A iken testin sonunda bu değer 7,8 A civarına kadar çıkmıştır. Yakıt hücresinin ürettiği güç değeri 95’ten 200 W mertebelerine kadar çıkmıştır. Bu akım ve güç değerleri testler boyunca

yakıt hücresinden elde edilen en yüksek çıkış değerleridir ve motor testleri için sistemin hazır olduğu göstermektedir. Bu süreçte yakıt hücresinin voltaj değeri ise beklendiği şekilde yakıt hücresinden çekilen akım arttıkça azalan bir eğimle azalmıştır. Yakıt hücresinden çekilen akım 7,8 A değerine geldiğinde yakıt hücresi voltajı 26,2 V dolaylarında sabit kalmıştır.



Şekil 3.22. 3. test esnasından bir görüntü

Testle ilgili bir diğer önemli çıktı ise batarya voltajının ikinci testi destekler şekilde 35. dakikaya kadar azalmış olması ve sonrasında 26 V mertebelerinde sabit kalmasıdır. Yine ikinci teste benzer şekilde bataryadan çekilen akım değeri 35. dakika sonrasında 0 olmamasına rağmen yakıt hücresinin bataryayı şarj etmesi sayesinde voltaj aynı seviyede stabil olarak kalmıştır. Batarya voltajı 26 V seviyesine sabitlendikten sonra yaklaşık 1 saat boyunca bataryadan çekilen akım giderek 0'a doğru yaklaşmış ve 1 saatin sonunda neredeyse 0 değerlerine gelmiştir. Bu esnada yükün neredeyse tamamını yakıt hücresi karşılamaktadır. Bataryanın nominal voltaj değerinin 25,9 V olduğunu hatırlayacak olursak batarya kapasitesinin neredeyse yarısının kullanılabilir halde olduğu

anlaşılmaktadır. Elde edilen değerler, sistemin motor testleri öncesi hazır olduğu gösterir niteliktedir.

3.3.1.2 Hibrit sistemin motor testleri

Hibrit sistemin performansına karar verilmesi için yapılacak nihai seyir uçuşu testini yapmadan önce sistemin yük yerine motor-pervane-ESC kombinasyonu karşısındaki davranışının gözlemlenmesi için bir test yapılmıştır. Yük testlerine benzer şekilde batarya test öncesinde voltajı 29,4 V seviyesine gelene kadar şarj edilmiş ve yakıt hücresi 40 dakika süreyle şartlandırılmıştır. Ardından sistem test platformuna konumlandırılmış ve yaklaşık 2 saatlik bir test yapılmıştır. Test platformuna ait görsel şekil 3.23'te verilmiştir.



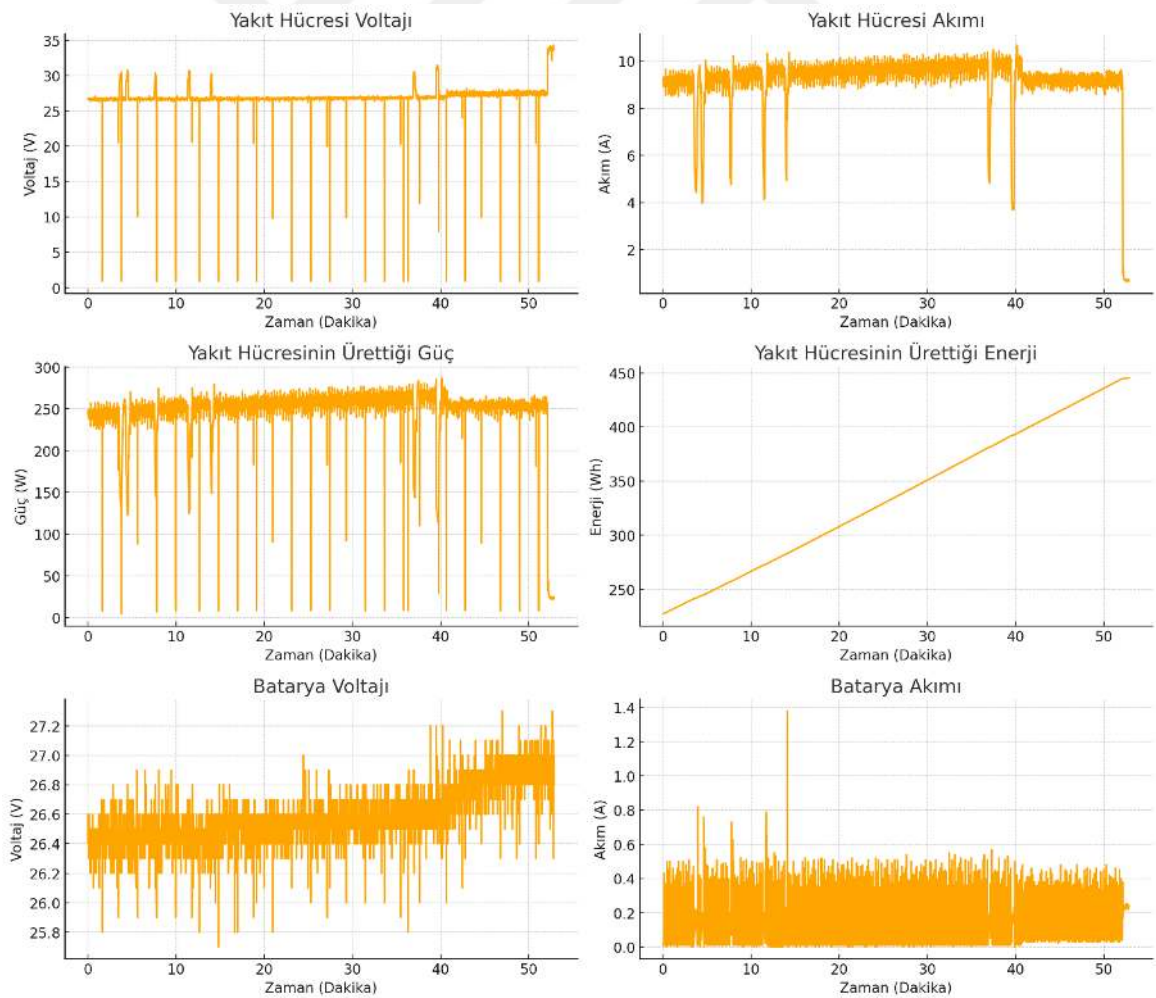
Şekil 3.23. Hibrit sistemin motor test platformundan bir görsel

Sistem testin başından sonuna kadar 230-250 W aralığında çalıştırılmıştır ancak 65. dakikada yakıt hücresinden veri almak için kullanılan bağlantı kablosunda bir kopma yaşanması sebebiyle testin ilk 65 dakikası grafiklerde yer almamaktadır, grafikler son 55 dakikayı içermektedir. Bu durum yakıt hücresinden elde edilen enerji grafiğinde enerji ekseninin 230 Wh dolaylarında başlamasından anlaşılabilmektedir. Ancak test boyunca yapılan gözlem sayesinde sistemin çalışma performansı sağlıklı şekilde yorumlanabilmektedir.

Testin ilk aşamalarında hibrit sistem diğer testlerde olduğu gibi motorun talep ettiği gücün yaklaşık yarısını bataryadan karşılamıştır. Ancak testlerle birlikte artan yakıt

hücresi performansı sayesinde bataryadan çekilen akım daha büyük bir ivme ile düşmüş ve batarya voltajı 26,5 V seviyelerine sabitlenmiştir. Bu esnada bataryadan çekilen akım değeri 0-0,5 A aralığındadır ancak akımın yönü değişmektedir. Bu durum yakıt hücresinin bataryayı aynı zamanda şarj ettiğini göstermektedir. Testin son 15 dakikasına gelindiğinde ise gaz kolunun bir miktar kısılmasıyla birlikte batarya voltajının hızlı şekilde yükselmeye başladığı ve test sonunda 27 V seviyesinde olduğu görülmektedir. 2 saat süren test sonucunda batarya voltajının bu değerde olması batarya kapasitesinin hibrit itki sistemi için yeterli olduğunu kanıtlar niteliktedir.

Yakıt hücresinin çalıştıkça performansının iyileştiğinden ve optimum noktaya yaklaştığından önceki bölümlerde bahsedilmiştir. Test süresince de yakıt hücresinin performansı artmaya devam etmiştir. Testin başlarında yakıt hücresinin verebildiği güç değeri 220-230 W aralığında iken test ilerledikçe bu değer 250 W mertebelerine ulaşmıştır. Böylece üreticinin verdiği nominal güç değeri yakalanmıştır.



Şekil 3.24. Motor-Pervane-ESC kombinasyonu ile güç testi veri grafikleri

Test sürecinde yakıt hücresi performansının optimum noktaya yaklaştığı durumda dinamik yük değişimlerine nasıl cevap verdiği de gözlemlenmiştir. Şekil 3.24'te yakıt hücresi tarafından üretilen güç grafiğinde 35-40. dakika aralığında görülen güç dalgalanmaları yük değişimlerini göstermektedir. Gaz kolunda yapılan değişimlerle birlikte yakıt hücresinin talebin ne kadarını kendisinin karşılayabildiğine bakılmıştır. Gaz kolu değeri azaltılarak çıkış gücü 100 W seviyelerine indirilmiş ve ani şekilde 250 W seviyesine tekrar çıkarılmıştır. Bu esnada batarya akım grafiğine bakacak olursak ani bir değişim olmadığı görülmektedir. Dolayısıyla yakıt hücresi bataryaya ekstra ihtiyaç duymadan talebi karşılayabilmiştir.

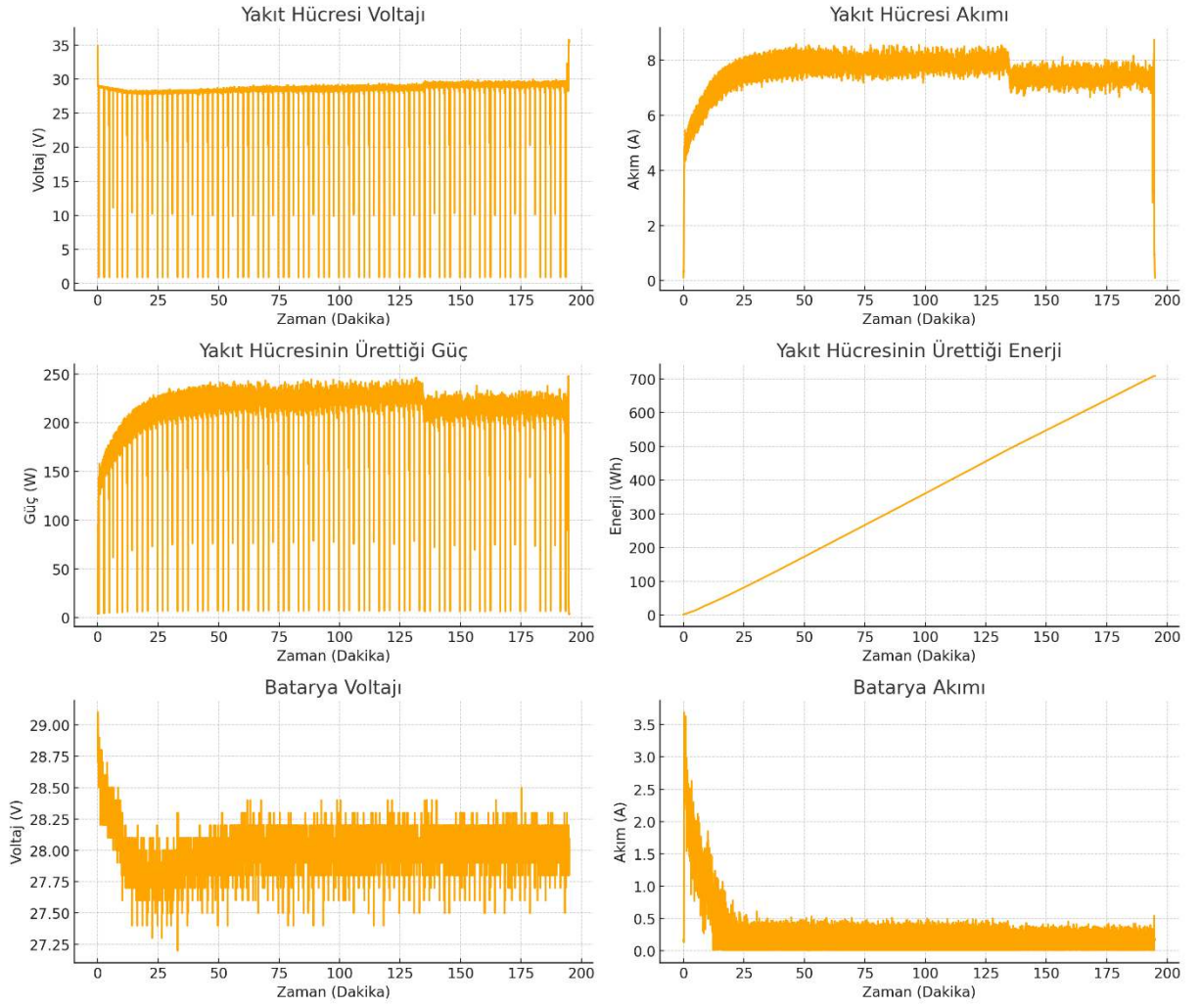
Yakıt hücresi test boyunca toplam 450 Wh enerji üretmiştir.

3.3.2 Seyir uçuşu testi

Yapılan testlerden elde edilen pozitif sonuçlar ışığında hibrit sistemle yapılması planlanan nihai teste geçilmiştir. Testin amacı hibrit sistemin seyir uçuşu süresinin anlaşılmasıdır. Bunun için sistem seyir uçuşunu simüle edecek şekilde ortalama 225 W güç talebi ile, açık havada, yakıt hücresinin ürettiği enerji 705 Wh seviyesine gelene kadar çalıştırılmıştır. 3.2 nolu başlıkta bahsedilen hibrit sistem simülasyon testlerinde sistem bu güç değerinde çalıştığında 193 dakikalık bir uçuş süresi verisi elde edilmişti. Seyir uçuşu testine ait veriler şekil 3.26'da verilmiştir. Test öncesinde batarya voltajı 29,4 V olana kadar şarj edilmiş ve 40 dakikalık yakıt hücresi şartlandırması yapılmıştır.



Şekil 3.25. Seyir uçuşu testinden bir görsel (Saat: 18:26)



Şekil 3.26. Seyir uçuşu testi veri grafikleri

705 Wh enerjiye ulaşılması toplam 195 dakika sürmüştür. Gerçekçi sonuçların elde edilebilmesi amacıyla test rüzgarlı ve açık havada yapılmıştır. Pervaneye karşıdan çarpabilecek yabancı madde hasarını önlemek için pervanenin önü kapatılmıştır. Ayrıca sistemin farklı hava koşullarındaki performansının da gözlemlenebilmesi amacıyla test gün batımından önce başlatılmış ve karanlık havada bitirilmiştir. (Tarih: 06.08.2024, Saat aralığı: 18:10-21:25) Test ortamına ait görseller şekil 3.25 ve 3.27’de verilmiştir.

Başlangıçta güç talebinin yaklaşık %40 kadarı bataryadan karşılanmaktadır. (İlk testlerde bu oran %70, sondan bir önceki testte ise %50 civarındaydı.) 20. dakikaya gelindiğinde motorun talebinin neredeyse tamamı yakıt hücresi tarafından karşılanmaya başlamış ve testin kalanında da bu durum benzer şekilde devam etmiştir. 20. dakikadan itibaren bataryadan çekilen akım miktarı 0,5 A seviyesini geçmemiştir. Batarya voltajı bu süreçte 20. dakikaya kadar düşüş göstermiş ve 27,75 V mertebelerine inmiştir. Sonraki

30 dakika içerisinde batarya voltajı yavaş yavaş artarak 50. dakikada 28 V seviyesine sabitlenmiş ve testin sonuna kadar aynı seviyede kalmıştır. Voltaj değeri hücre başına 4 V'ye denk gelmektedir. Bu değer hücrelerin nominal voltaj değeri olan 3,7'den yüksek bir değerdir, yani test boyunca batarya kapasitesinin yarısı dahi harcanmamıştır. 3.1.3 nolu başlıkta bahsedilen, seyir uçuşu haricindeki uçuş fazlarını güvenli şartlarda tamamlamak için gerekli olan 922 mAh'lık batarya kapasitesinden daha fazlasının kaldığı görülmektedir. Dolayısıyla batarya kapasitesinin yeterli olduğu anlaşılmıştır.

Yakıt hücresinin voltajına bakılacak olursa diğer testlere kıyasla aynı güç değerinde çalışırken daha yüksek voltaj değerinde kalabildiği görülmektedir. Aynı zamanda test boyunca voltaj yükselmeye devam etmiştir. Bu durum yakıt hücresi performansının hala iyileşmeye devam ettiğini gösteren pozitif bir çıktıdır ve gelecekte yapılması planlanan çalışmalar için motive bir sonuçtur.

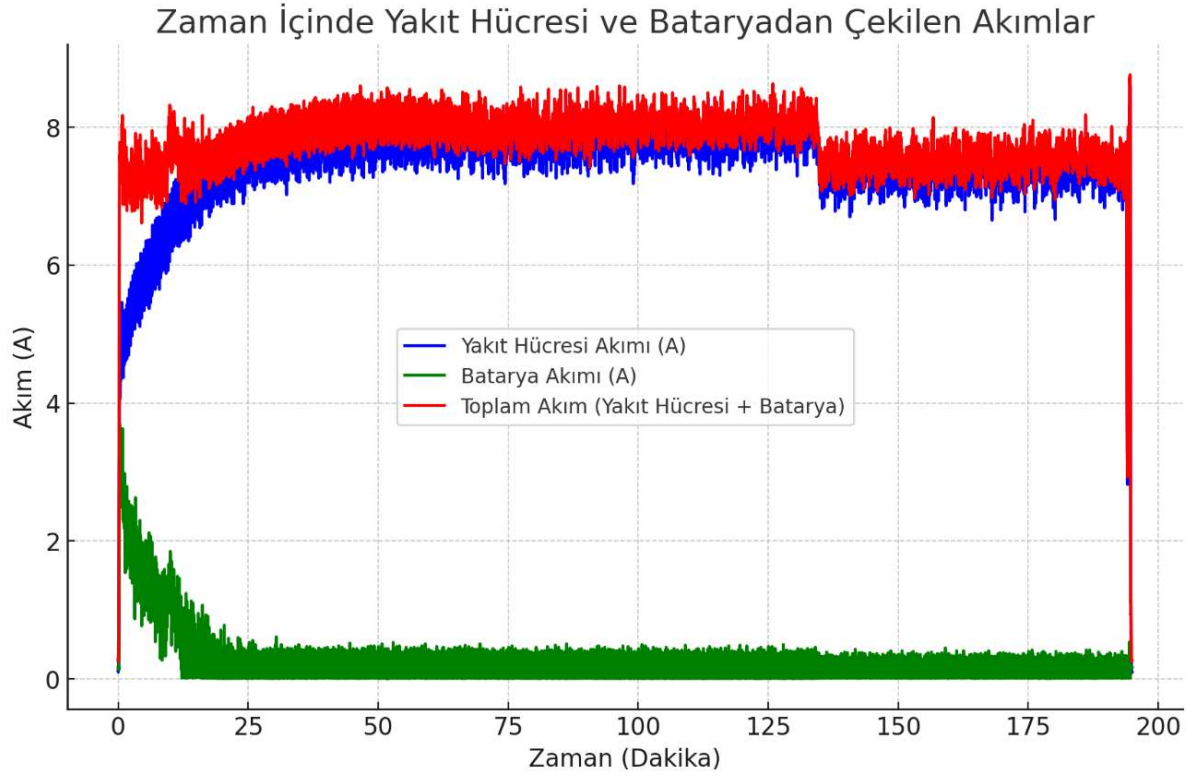


Şekil 3.27. Seyir uçuşu testinden bir görsel (Saat: 21:02)

Testin 135. dakikasından itibaren yakıt hücresinin ürettiği güç ve yakıt hücresi akımında bir miktar düşüş görülmektedir. 135. dakikaya kadar gaz kolunda herhangi bir oynama yapılmamasına rağmen yakıt hücresi performansı gittikçe artmış ve ürettiği güç

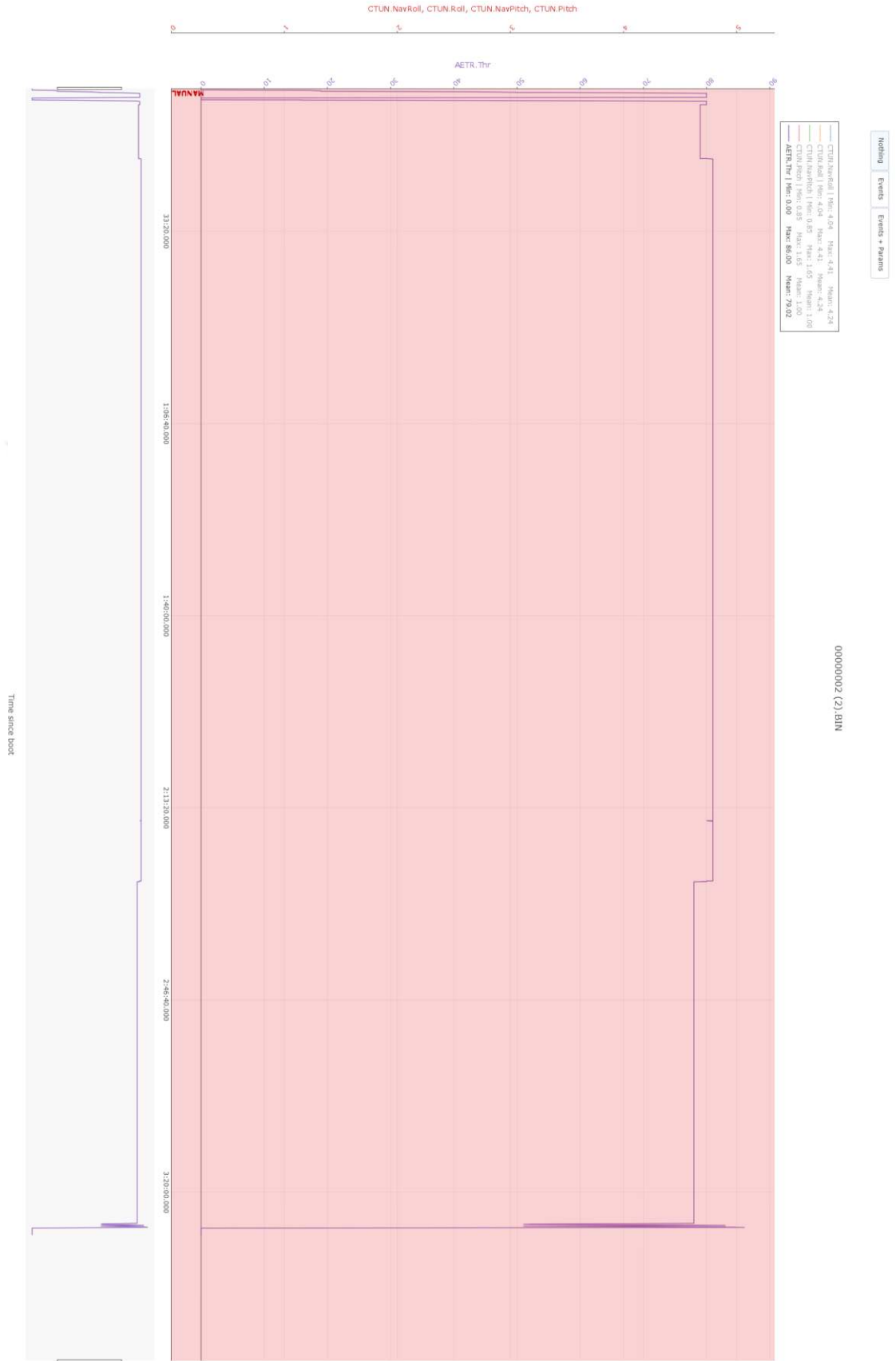
değeri anlık olarak 240-250 W seviyelerini görmeye başlamıştır. Ortalama güç değerinin 225 W seviyelerinde kalabilmesi için gaz kolu bir miktar kısılmıştır. Gaz kolundaki minimal değişime karşılık yakıt hücresi voltajı da bekleneneği üzere bir miktar yükselmiştir.

Şekil 3.28’de seyir uçuşu testine ait toplam akım grafiği verilmiştir.



Şekil 3.28. Seyir uçuşu testi akım grafiklerinin bir arada gösterilmesi

Şekil 3.29’da seyir uçuşu testine ait gaz kolu grafiği verilmiştir. 135. dakikada görülen güç düşüşü sebebinin gaz kolunun kısılması olduğu bu grafikten de görülebilmektedir.



Şekil 3.29. Seyir uçuşu testine ait gaz kolu grafiği

4. BULGULAR VE TARTIŞMA

Matlab/Simulink simülasyonlarından elde edilen bulgular

Tez çalışmasında ortaya konması hedeflenen hibrit sistem bileşenleri Simulink üzerinde modellenmiştir. Modellerin doğrulanması için bileşenler üzerinde testler yapılmış ve sonuçlara göre bileşenler modifiye edilmiştir. Bileşenlerin ayrı ayrı doğrulanmasının ardından sistem bir araya getirilmiş ve simülasyonlar yapılarak sonuçlar incelenmiştir. Elde edilen sonuçlar simülasyonlarla eş zamanlı devam eden yük testleri ile kıyaslanmış ve yakıt hücresinin simülasyon ortamında gerçeğe kıyasla çok daha yüksek performans gösterdiği gözlemlenmiştir. Bu durum ilk aşamada beklenen bir durumdur çünkü yakıt hücresi modelinin içerisinde hücrelerin sağlık durumuyla ilgili değişkenler yer almamaktadır. Çalışmada kullanılan yakıt hücresi bir süredir çalıştırılmadığı için membran nemliliği düşük ve dolayısıyla hücre performansı da zayıf seviyedeydi. Bu aşamada yakıt hücresi testleri devam ettirilmiş ve performans artışı gözlemlenmiştir. Zaman içerisinde yakıt hücresinin verileri üretici firma verilerine yaklaştıktan sonra yapılan motor testi ile birlikte hücrelerin beklenen performansı vermeye başladığı görülmüştür. Bu aşamada yakıt hücresinin çalışmaya başladığı anda talep edilen akımın ne kadarlık bir oranını ne kadar süreyle bataryadan aldığı gözlemlenmiş ve bu veri modele dahil edilmiştir. Böylece hibrit sistem modeli tamamlanmış ve doğrulanmıştır. Buradan anlaşılabileceği üzere hibrit sistem modelinin doğru sonuçlar verebilmesi için yakıt hücresi davranışının doğru anlaşılması ve modele çeşitli değişkenlerle dahil edilmesi hibrit sistem modelinden alınacak sonuçların doğruluğu için kritiktir.

Hibrit sistem daha önce de bahsedildiği üzere maliyeti yüksek bir sistemdir. Sistemin geliştirilmesi ve anlaşılması amacıyla yapılacak testlerde bu durum göz önünde bulundurulmuş ve sistemi riske sokabilecek davranışlardan kaçınılmıştır.

Yük Testi Bulguları

Hibrit sistem bileşenlerinin seçiminin ardından öncelikle yakıt hücresi olmak üzere sistem davranışının gözlemlenmesi için yük testleri yapılmıştır. Yapılan ilk testlerde yakıt hücresinin gerekli performansı vermekten çok uzak olduğu görülmüştür. Bu durumda yakıt hücresinin membran nemliliğinin düşük olmasının yanı sıra başka problemleri de olabileceği düşünülmüştür ancak durumun anlaşılması için testlere devam edilmiş ve yakıt hücresinin bir süre boyunca kendini şartlandırmaya devam ederek performansını

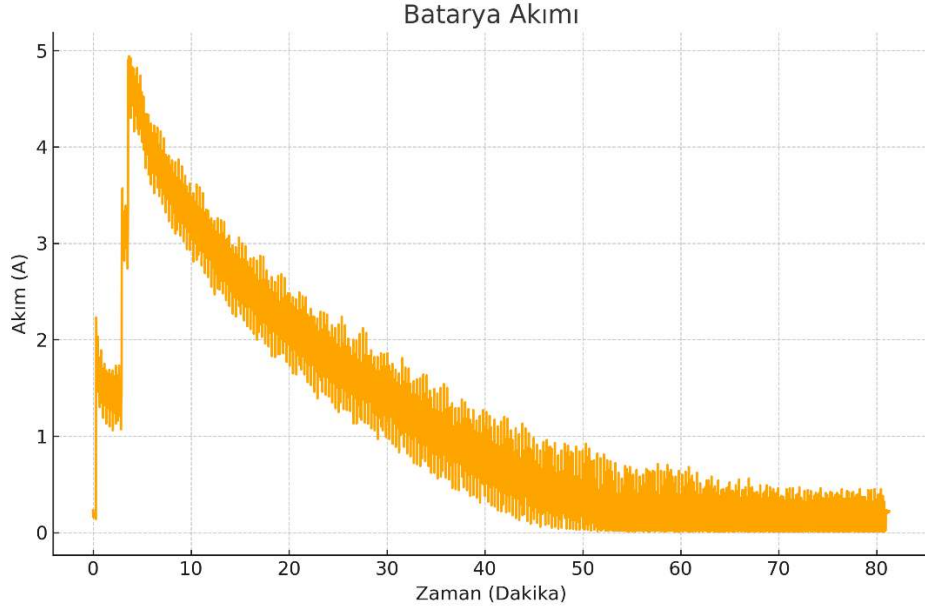
artırması beklenmiştir. Parça parça olmak üzere toplamda 12 saatlik çalıştırma yapılmış ve bu süreçte yakıt hücresi performansının giderek arttığı, talep edilen güce karşılık bataryadan çekilen akımın azaldığı görülmüştür. Toplam 12 saatlik süreye ulaşılmasının ardından yakıt hücresinde membran nemlilikleri harici bir problem olmadığına karar verilmiştir.



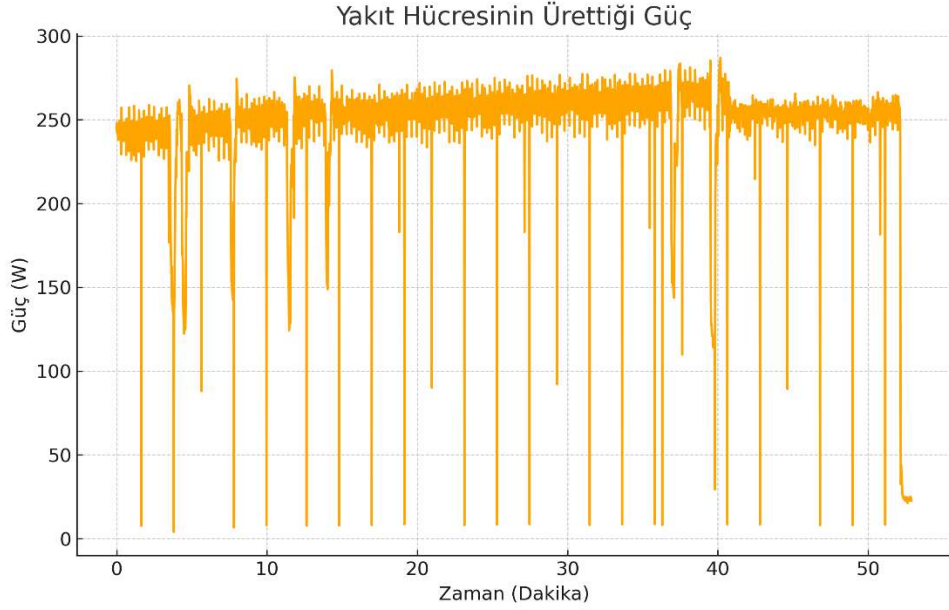
Şekil 4.1. Son yük testinde yakıt hücresinin ürettiği güç grafiği

Motor testine geçmeden önce son olarak sistemin 200 W güç talebi üzerinde 80 dakikalık testi yapılmış ve testin son 15-20 dakikasına gelindiğinde gücün neredeyse tamamının yakıt hücresi tarafından karşılayabildiği görülmüştür. Bu durum şekil 4.1 ve 4.2’de görülen grafiklerden okunabilmektedir.

Yük testleriyle birlikte yakıt hücresi performansının bariz şekilde iyileştiği bulgusu elde edilmiştir.



Şekil 4.2. Son yük testinde bataryadan çekilen akım grafiği



Şekil 4.3. Motor testinde yakıt hücresinin ürettiği güç grafiği (Testin son 55 dakikası)

Motor testi bulguları

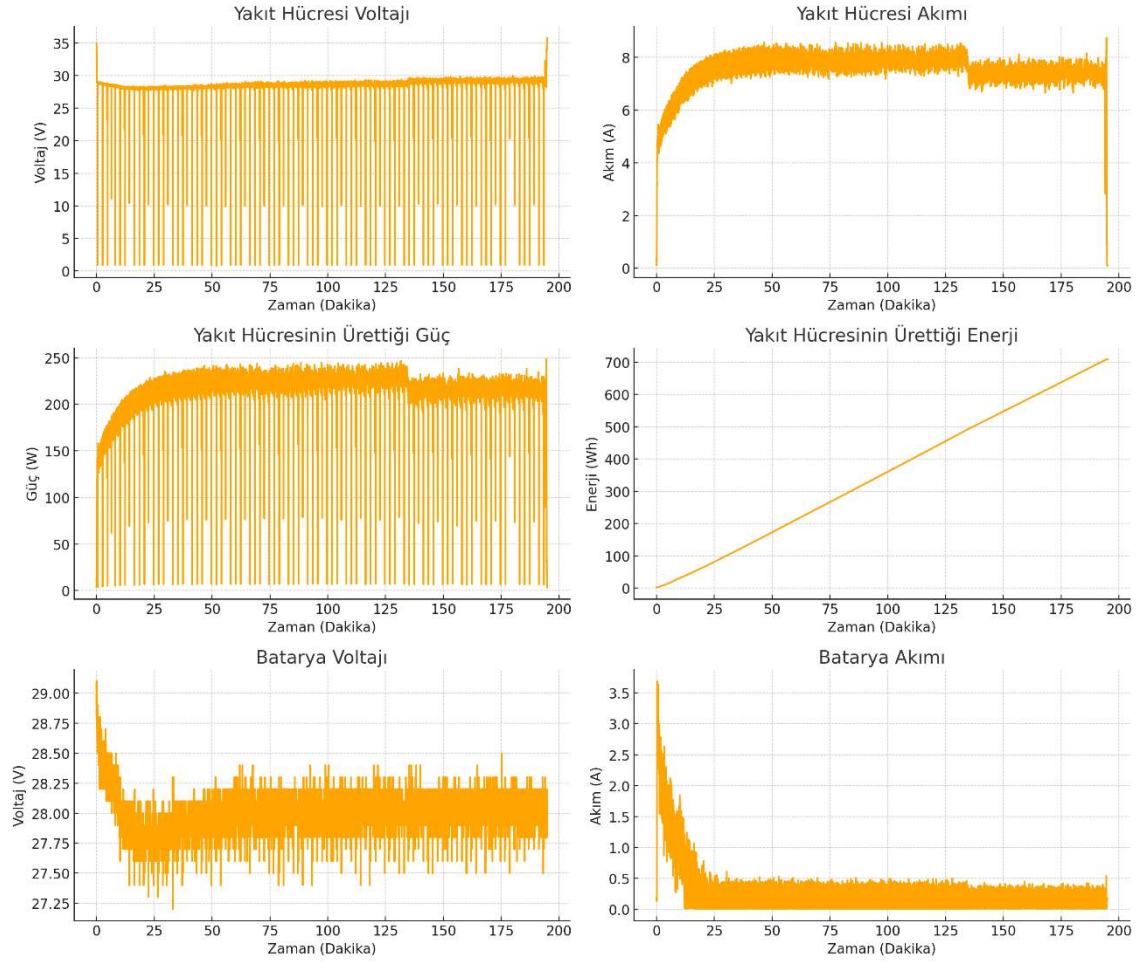
Hibrit sistemin yük testleriyle birlikte performansı teyit edilmiş ve motor gaz kolu karşısındaki davranışlarının gözlemlenmesi için sistem motor test düzeneğine bağlanmış ve İHA kumandasıyla birlikte testler yapılmıştır. Yakıt hücresi performansı gözlemlenmek istendiği için sistem 0-270 W aralığında değişken güçlerde çalıştırılmıştır.

Güç talep edildiği anda yakıt hücresinin 270 W'a kadar olan talebi tepkisel şekilde cevaplayabildiği görülmüştür. Dolayısıyla Aerostak A-250 model PEM yakıt hücresi ile birlikte hibrit sistemin havacılık uygulamaları için kullanılabilir olduğu, yakıt hücresinde gerekli ön hazırlıkların yapıldığı koşulda sistemin kapasitesi dahilinde tepkiselliğinin yeterli olduğu kanısına varılmıştır. Motor testinde yakıt hücresinin ürettiği güç grafiği şekil 4.3'te verilmiştir.

Seyir uçuşu testi bulguları

Seyir uçuşu testi hibrit sistemin sınırlarının anlaşılması ve çalışmanın araştırma sorusuna bilimsel cevaplar verilebilmesi için yapılan nihai testtir. Bu kapsamda simülasyon testlerine uygun olacak şekilde seyir uçuşu motor test düzeneği üzerinde ortalama 225 W güçte çalıştırılmıştır. Batarya üzerine yapılan teorik hesaplar ve motor testlerinden alınan sonuçların ardından hibrit sistemin sınırının hidrojen tankının kapasitesi olacağı anlaşılmıştır. Dolayısıyla yakıt hücresi 705 Wh enerji üretene kadar sistem çalıştırılmıştır. Toplam 195 dakika süren testle birlikte farklı atmosferik koşullardaki sistem davranışı gözlemlenmiştir. İlk olarak havanın test esnasında kararması ve soğumasıyla birlikte yakıt hücresinin ürettiği güç miktarında minimal artışlar gözlemlenmiştir. Testin başında ortalama 225 W olan yakıt hücresinin ürettiği güç değeri 135. dakikaya gelindiğinde ortalama 235 W seviyelerine gelmiş ve anlık olarak 245-250 W değerlerini gördüğü kaydedilmiştir. Bu duruma sebep olabilecek diğer bir değişkenin ise rüzgar hızı olduğu düşünülmektedir. Test boyunca darbeleri, hızı ve yönü değişken olan rüzgarlar gözlemlenmiştir. Değişen rüzgarla birlikte motorun pervaneyi aynı hızda döndürmek için ihtiyaç duyduğu güç miktarında değişiklikler olmakta ve yakıt hücresinin ürettiği güç değerinde anlık dalgalanmalar yaşanmaktadır. Yakıt hücresinin ürettiği güç değerinin değişken olduğu aralığa bakılacak olursa bu durum gözlemlenebilmektedir. Bu durum yakıt hücresinin değişken yükler altındaki anlık performansını farklı hava koşulları teyit eder niteliktedir.

Seyir uçuşu testinin sonuçları şekil 4.4'te verilmiştir.



Şekil 4.4. Seyir uçuşu test sonuçları

5. SONUÇLAR

Yürütülen tez çalışmasında İHA sektörünün gelişimi izlenmiş ve elektrikli İHA'lardaki uçuş süresi problemi dikkate alınmıştır. Uçuş süresinin artırılması için yapılan çalışmalar detayla incelenmiş ve yakıt hücreli güç mimarilerinin elde ettiği başarılar dikkat çekmiştir. Bu kapsamda elektrikli İHA'larda uçuş süresinin artırılması amacıyla hibrit bir hibrit güç sistemi mimarisi tasarlanmıştır. Mimari tasarlanırken literatürdeki diğer örneklerle kıyasla maliyeti ve kompleksliği daha düşük, operasyonel açıdan yönetmesi nispeten daha kolay bir mimari tasarlama fikri benimsenmiştir. Hibrit mimarinin oluşturulmasının ardından bileşenlerin seçim kriterleri araştırılmış ve benimsenen fikirler doğrultusunda seçimler yapılarak hibrit sistem bir araya getirilmiştir. Bu aşamada hibrit sistemin yük testlerine geçilmiş ve yakıt hücresinin optimum performansına erişebilmesi için bir dizi çalıştırma yapılmıştır. Bu çalıştırmalarda değişken yükler altında yakıt hücresi ve bataryanın davranışı incelenmiş, yakıt hücresinin içerisinde bulunan dahili hibrit kartın çalışma mantığıyla ilgili fikirler edinilmiştir. Yakıt hücresinin optimum noktaya yaklaştığının görülmesiyle birlikte motor testlerine geçilmiştir. Hibrit güç sistemi motor test düzeneğine bağlanmış ve İHA kumandasındaki gaz kolu ile güç talebi kontrol edilerek testler yapılmıştır. Yakıt hücresinin verebildiği yüksek güçler denenmiş ve anlık gaz kolu değişimleri karşısındaki sistem performansı izlenmiştir. Aynı zamanda sistemde kullanılan batarya kapasitesinin yeterliliğiyle ilgili değerlendirmeler yapılmış ve sistem nihai olarak yapılacak seyir uçuşu testi öncesi teyit edilmiştir.

Hibrit sistemin seyir uçuşu testine geçilmeden önce sistemin erişebileceği uçuş süresiyle ilgili fikirler edinilmesi ve çalışmanın matematiksel bir tabana dayandırılması için Matlab/Simulink platformunda hibrit sistemin modellemesi yapılmıştır. Model, eş zamanlı ilerleyen hibrit sistem yük ve motor testlerinden elde edilen veriler ışığında revizyonlar görmüş ve son haline getirilmiştir. Model üzerine simülasyon testleri yapılarak hibrit sistemin erişebileceği uçuş süresiyle ilgili gerçekçi fikirler edinilmiş ve ortaya bir hibrit güç sistemi matematiksel modeli konulmuştur.

Tüm hazırlıkların ardından motor test düzeneği üzerinde bir seyir uçuşu testi yapılmış ve sonuçlar matematiksel modelden elde edilen sonuçlarla karşılaştırılarak doğrulanmıştır.

Hibrit sistem seçim kriterleri

Çalışmanın literatür özeti kısmından anlaşılacağı üzere hibrit mimari bileşenlerinin seçimleri sonuçlar üzerinde kritik etkiye sahiptir. Yürütülen çalışmada da seçim kriterleri üzerine detaylı araştırmalar yapılmış ve karşılaşılan mimarilerin karmaşık ve maliyetli olduğu, işletmesinin zor olduğu görülmüştür. Sistemin operasyonel kullanımını zorlaştıran bu gibi etmenlerin hafifletilmesi ve ortaya özgün bir mimari konulması amacıyla basit ve ulaşılabilir bir hibrit mimari tasarlanmış ve üretilmiştir. Mimari üzerinde yapılan testlerle birlikte sistem operasyonel açıdan test edilmiş ve doğrulanmıştır. Böylece ortaya basit ve ulaşılabilir, operasyonel açıdan kullanımı mümkün bir hibrit itki sistemi mimarisi konmuştur.

Matematiksel modelleme

Oluşturulan Simulink modeli üzerinde farklı simülasyon testleri yapılmış ve öncelikle hibrit sistemin çalıştırılacağı farklı güç ortalamalarındaki uçuş süresi verisi elde edilmiştir. Testlerde sınırlayıcı unsurun depolanabilen hidrojen miktarı, yani modeldeki karşılığıyla depodaki hidrojenin elektriksel enerji kapasitesi olduğu görülmüştür. Dolayısıyla sistem ne kadar düşük güçte çalışacak olursa seyir uçuşu süresi o kadar uzun olacaktır.

Model üzerinde aynı ortalama güç harcanımı ile yapılan simülasyon testi sonuçları ve nihai deneysel seyir uçuşu testi sonuçlarının karşılaştırılmasının ardından görülen sonuçlar etkileyicidir. Simülasyon sonucuna göre sistem bu güçte çalıştığıda yaklaşık 193 dakikanın sonunda tankta hidrojen kalmayacak ve seyir uçuşu tamamlanacaktır. Seyir uçuşu testinde ise sistem aynı ortalama güçte çalıştırılmış ve seyir uçuşu süresinin 195 dakika olduğu görülmüştür. Elde edilen başarılı sonucun ardından matematiksel modele güven artmış ve gelecek çalışmalarda kullanılabilmesi için motive edici fikirler edinilmiştir. Benzer çalışmalar yürütmeyi düşünen araştırmacılara matematiksel model oluşturulması önerilmektedir. Model sayesinde hibrit sistem herhangi bir test riski altına girmeden sistemle ilgili gerçekçi sonuçlar elde edilebilmekte ve sayısız deneme yapılabilmektedir. Böylece hibrit sistemin kullanımı optimize edilebilecektir. Ancak modelden doğru sonuçların alınabilmesi için model revizelerinin deneysel testler doğrultusunda ilerlemesi gerektiği unutmaması gereken bir detaydır.

Hibrit sistem hazırlık süreci

Hibrit sistem üzerinde nihai olarak yapılması hedeflenen seyir uçuşu testi öncesinde sistemin hazır hale geldiğinden emin olmak için bir dizi yük testleri ve motor testi yapılmıştır. Sistemin hazırlığıyla ilgili en kritik konu yakıt hücresinin performansıdır. Yakıt hücrelerinin üretici firmanın verdiği performans verilerine erişmesi için düzenli olarak çalıştırılması ve hücrelerin içinde bulunan membran nemliliğinin optimum seviyeye getirilmesi gerekmektedir. Bu süreçte yaklaşık 12 saatlik çalıştırma yapılmış ve yakıt hücresi performansının beklendiği üzere gittikçe arttığı görülmüştür. Süreçle ilgili beklenmedik nokta ise yakıt hücresinin ilk çalıştırıldığı andaki performansı ve optimum nokta arasında bulunan farktır. İlk testlerden son ana kadar yakıt hücresinin üretebildiği güç değeri yaklaşık iki katına çıkmıştır. Motor testiyle birlikte yakıt hücresinden stabil olarak 250 W güç alınabildiği görülmüş ve böylece yakıt hücresi performansı optimum noktaya erişmiştir.

Beklenmedik diğer nokta ise yakıt hücresinin optimum performans verilerine ulaştıktan sonra bile tekrar aynı performansı bir gün sonra yakalayabilmesi için yaklaşık yarım saatlik bir ön şartlandırma gerekmesidir. Dolayısıyla gelecekte yakıt hücreli bir uçuş yapılmak istenirse sistemin herhangi bir uçuştan önce bir süre şartlandırılması gerekecektir. Bu durum yapılacak uçuşun planına göre zorluklara sebep olabilecek bir durumdur. Örneğin uçuş alanının ilgili uçuşu yapacak ekibin bulunduğu alan ile arasında bir sürelik mesafenin olduğu düşünelim, bu durumda yakıt hücresinin uçuş alanında şartlandırılması gerekecektir. Şartlandırma için de hidrojen ve batarya gerektiği düşünülecek olursa böyle bir uçuş için ekstra bir hidrojen tankı ve batarya gerekecektir. Ancak uçuş alanı yakın mesadede olacak olursa gerekli hazırlıklar atölye ortamında yapılabilecektir. Bu durum tasarlanan hibrit mimarinin literatürdeki örneklerine kıyasla daha basit ve kullanımı kolay olmasına rağmen karşılaşılan bir durumdur. Dolayısıyla yakıt hücreli hibrit mimarilerde günümüz teknoloji seviyesinde bahsedilen hazırlık süreçleri kaçınılmazdır.

Gelecekte yapılması planlanan Hidra V2 İHA'sının hazırlık sürecinde bu gibi hazırlıkların hesaba katılması gerektiği de ayrıca anlaşılmıştır.

Hibrit Sistem Motor Testleri ve Seyir Uçuşu Testi

Hazırlık süreçlerinin ardından sistem performansının motor gaz kolu değişimleri karşısında görülmesi ve yakıt hücresi kapasitesine kıyasla yüksek güçlerde test edilmesi

için motor testi yapılmıştır. Test boyunca sistem 230'dan daha yüksek watt değerlerinde çalıştırılmış ve yakıt hücresinin 250 W güç değerine rahatlıkla ulaşabildiği görülmüştür. Devamında yapılan ani gaz kolu değişimleriyle güç talebi 100-250 W arasında değiştirilmiş ve yakıt hücresinin taleplere dinamik şekilde cevap verebildiği gözlemlenmiştir. Bu durum ileride yapılması planlanan Hidra V2 İHA'sının hidrojenli uçuşu için güvenli bir motivasyon sağlamıştır.

Seyir uçuşu testi ile birlikte hibrit sistemin seyir uçuşu (hidrojenli uçuş) güç profili sistem üzerinde çalıştırılmış ve F2 tankının elektriksel kapasitesi olan 705 Wh'lik enerji üretimi elde edilene kadar sistem açık havada çalıştırılmıştır. Ortalama 225 W güç harcanımında sistem 195 dakika boyunca çalışmış ve matematiksel modelden elde edilen veriler teyit edilmiştir. (Matematiksel modelden aynı ortalama güç harcanımında elde edilen çalıştırma süresi: 193 dakika)

Seyir uçuşu testinin ardından batarya voltajının 28 V olduğu görülmüştür. Kalan batarya kapasitesinin seyir harici uçuş fazları (kalkış, tırmanma ve iniş) için yeterli olup olmadığını anlamak üzere motor tam gazda (20-21 A) yaklaşık 4 dakika çalıştırılmıştır. Bu süre uçuşun diğer fazlarını çıkarabilmek için yeterli bir süredir. 3.1.3 numaralı batarya başlığında diğer fazlar için gerekli süre yaklaşık 2 dakika olarak belirlenmişti. Yapılan 4 dakikalık tam gaz testinin ardından batarya voltajının 26,2 V olduğu ölçülmüştür. Bataryanın nominal voltaj değerinin 25,9 V olduğu düşünülecek olursa batarya kapasitesinin olası bir uçuşu emniyetli şekilde karşılayabileceği sonucuna varılmıştır.

Son olarak çalışmanın araştırma sorusuna cevap üretilebilmesi için önerilen hibrit güç sistemi ağırlığına karşılık gelen batarya kapasitesi satın alınabilir seçeneklerin arasından araştırılmış ve tespit edilmiş, matematiksel model üzerinde sadece bataryalı bir uçuş simüle edilmiş ve uçuş süresinin yaklaşık 150 dakika olduğu görülmüştür. Böylece araştırma sorusunun cevabı "evet" olarak belirlenmiştir.

Benzer çalışma yapacak araştırmacılara öneriler

Elektrikli İHA'larda uçuş süresinin artırılması amacıyla güç sisteminde yakıt hücresi kullanma fikrinin olumlu sonuçlar verebildiği literatürdeki araştırmalardan ve ilgili tez çalışmasından görülebilmektedir. Ancak sonuç alınabilmesi için dikkat edilmesi gereken noktalar mevcuttur. İlgili tez çalışması yürütülürken karşılaşılan durumlar göz

önünde bulundurularak benzer çalışmalar yapmayı planlayan araştırmacılara öneriler sunulacaktır.

Hibrit güç sisteminde ana güç kaynağı olarak kullanılacak yakıt hücresinin nominal güç kapasitesi önemlidir. Kapasite belirlenirken hibrit güç sistemini kullanacak İHA'lara uygun bir tercih yapılması gerekir. İHA'ların uçuş profilleri düşünüldüğünde uçuşun büyük bir kısmını seyir uçuşunun oluşturduğu görülmektedir. Bu durumda yakıt hücresinin nominal güç kapasitesinin İHA'nın seyir uçuşunu güvenle karşılayabilecek miktarda olması sistemin optimizasyonu için önerilmektedir. Burada yakıt hücresi sistemlerinin ağırlığının nominal güç talebiyle birlikte arttığının da unutulmaması gerekmektedir. Dolayısıyla hibrit sistemin ağırlığını düşük tutmak için de yakıt hücresinin seyir uçuşu için gerekli enerjiyi karşılayabilecek seviyede olması yeterli olacaktır. Böylece yakıt hücresi ve çevre elemanlarından kazanılan ağırlık hidrojen tankına ayrılabilir ve aynı sistem ağırlığı ile daha fazla çalıştırma süresi elde edilebilecektir.

Hibrit sistemde kullanılacak bataryanın kapasitesinin belirlenmesi çalışmanın başarısı açısından önemlidir. Toplam ağırlık düşük tutulmak istendiği için batarya kapasitesinin olabildiğinde düşük olmasını isteriz. Ancak uçuşun emniyetini sağlamak adına batarya kapasitesinin riskli miktarlarda olmaması önerilir. Burada optimal batarya kapasitesinin yakalanması için sistemin üzerinde testler yapılması ve ilgili hidrojen miktarıyla elde edilebilecek maksimum seyir uçuşu süresi için ne kadar batarya kapasitesi gerektiğine bakılmalı ve optimum emniyetli nokta bulunmalıdır. Böylece sistemin toplam ağırlığı uçuş emniyeti riske atılmadan optimize edilebilecektir.

Çalışmada kullanılan PEM tipi Aerostak A-250 yakıt hücresinin performansı yapılan testlerle birlikte doğrulanmış ve üretici performans verileri yakalanmıştır. Ancak yakıt hücresinin her seferde aynı gücü verebilmesi için çalıştırma öncesince bir süre boyunca şartlandırılmasının mecburi bir durum olduğu gözlemlenmiştir. Bir uçuş planı yapılmak istenirse şartlandırma için uygun bir ortam sağlanması gerekmektedir. Eğer şartlandırma yapılmazsa yakıt hücresinin beklenen performansa ulaşması yaklaşık 45 dakika sürebilmektedir. Yakıt hücresinin kapasitesi dahilinde karşılayamadığı güç talebi A250 yakıt hücresinin içerisinde hibrit kartla birlikte bataryadan alınmaktadır. Eğer ön şartlandırma yapılırsa hibrit kartın bataryadan talep ettiği akım miktarı çok hızlı şekilde düşmekte ve sistemde yükü yakıt hücresi karşılamaya başlamaktadır. (Bu durum şekil

55'teki batarya akımı grafiğinden okunabilmektedir.) Ancak uçuş içerecek çalıştırmalarda yakıt hücresinin uçuş öncesi şartlandırılmasını sağlamak çeşitli operasyonel zorluklar oluşturacaktır. Eğer ön şartlandırma mümkün görünmüyorsa sistemdeki batarya kapasitesini bir miktar artırmak sistemin toplam ağırlığını artıracak olmasına rağmen bir çözüm olabilir.

Gelecekte yapılması hedeflenen çalışmalar

Yürütülen tez çalışması sürecinde elde edilen olumlu sonuçlar ve edinilen yeni fikirler gelecekte yapılması hedeflenen bir dizi çalışma oluşturmuştur. Çalışma süresince tez araştırmacısının dikkatini çeken ilk nokta hibrit sistemin seçim kriterleri olmuştur. Seçim kriterlerinin sistem performansı üzerinde kritik etkisinin olması durumu onların seçimini kritik hale getirmiştir. Gelecekte bu durumun daha detaylı şekilde araştırılabileceği ve olumlu çalışmalar çıkabileceği öngörülmüştür.

Çalışmanın matematiksel modelleme aşamından elde edilen olumlu sonuçlar modelin geleceğine dair olumlu fikirler oluşturmuştur. Çalışmada batarya, güç dağıtım kartı, yakıt hücresi, hidrojen depolama sistemi ve yük modellenmiştir. Yük modeli oluşturulurken elde bulunan deneysel motor pervane verileri kullanılmış ve ne kadar gaz kolu değerinde ne kadar akım talebi oluştuğuna bakılarak bir grafik oluşturulmuş, yük talebi bu grafik üzerinden çalıştırılmıştır. Bu esnada yapılan çalışmalarda motor-pervane bileşenlerini modellemenin çok detaylı olabileceği, bolca deneysel veri ihtiyacı olduğu dikkat çekmiştir. Çalışmanın yürütüldüğü araştırma altyapısının imkanlarıyla birlikte gelecekte motor test düzeneği ile farklı pervane kombinasyonlarında bolca deneysel test yapılarak hibrit sistem modeline motor-pervane modeli de eklenebileceği düşünülmüş, gelecekte yapılması hedeflenmiştir.

Tez çalışmasında ortaya konan hibrit itki sistemi 6-8 kg aralığındaki İHA'lar için uygun olarak tasarlanmış ve İHA verisi olarak literatürde ve araştırma altyapısında bulunan İHA'lar örnek alınmıştır. Çalışmada ortaya konan hibrit itki sisteminin gelecek için umut vadeci sonuçlar vermesiyle birlikte ileride hibrit sistem için uygun bir İHA tasarlanması ve hidrojenli uçuş yapılması hedefi belirlenmiştir. Bu kapsamda hibrit itki sisteminin çalışma parametrelerine göre tasarlanacak bir İHA'nın amaca yönelik çok başarılı olabileceği ve kendi alanında fark yaratabileceği düşünülmektedir.

KAYNAKÇA

- AEROSTAK 250W – 37 Cells Specifications & Operations USER MANUAL. (2021b).
- Ahluwalia, R. K., & Wang, X. (2005). Direct hydrogen fuel cell systems for hybrid vehicles. *Journal of Power Sources*, 139(1-2), 152-164.
- Ákos, Z., Nagy, M., Leven, S., & Vicsek, T. (2010). Thermal soaring flight of birds and unmanned aerial vehicles. *Bioinspiration & biomimetics*, 5(4), 045003.
- Alaswad, A., Baroutaji, A., Achour, H., Carton, J., Al Makky, A., & Olabi, A. G. (2016). Developments in fuel cell technologies in the transport sector. *International Journal of Hydrogen Energy*, 41(37), 16499-16508.
- Andrew Kwasniak, P. H. D. (2017). Drones in Transportation Engineering: A discussion of current drone rules, equipment, and applications. *Institute of Transportation Engineers. ITE Journal*, 87(2), 40.
- Békési, B., Makkay, I., Palik, M., Bottyán, Z., Dunai, P., Halászné, T.A., Restás, Á. and Wühl, T., 2013. Drone flying for professionals and amateurs.
- Bradley, T. H., Moffitt, B. A., Fuller, T. F., Mavris, D. N., & Parekh, D. E. (2009). Comparison of design methods for fuel-cell-powered unmanned aerial vehicles. *Journal of Aircraft*, 46(6), 1945-1956.
- Bradley, T. H., Moffitt, B. A., Mavris, D. N., & Parekh, D. E. (2007). Development and experimental characterization of a fuel cell powered aircraft. *Journal of Power sources*, 171(2), 793-801.
- Bradley, T. H., Moffitt, B. A., Mavris, D. N., Fuller, T. F., & Parekh, D. E. (2009). Hardware-in-the-loop testing of a fuel cell aircraft powerplant. *Journal of Propulsion and Power*, 25(6), 1336-1344.
- Bradley, T. H., Moffitt, B. A., Thomas, R. W., Mavris, D. N., & Parekh, D. E. (2006). *Test results for a fuel cell-powered demonstration aircraft* (No. 2006-01-3092). SAE Technical Paper.
- Bradley, T., Moffitt, B., Fuller, T., Mavris, D., & Parekh, D. (2008, August). Design studies for hydrogen fuel cell powered unmanned aerial vehicles. In *26th AIAA Applied Aerodynamics Conference* (p. 6413).
- Bukvoed. 2006 Ryan Firebee. Available at: https://en.wikipedia.org/wiki/Ryan_Firebee (Accessed: November 13 2022).
- Bullock, D., Johnson, B., Wells, R. B., Kyte, M., & Li, Z. (2004). Hardware-in-the-loop simulation. *Transportation Research Part C: Emerging Technologies*, 12(1), 73-89.
- Canis, B. (2015). Unmanned aircraft systems (UAS): Commercial outlook for a new industry.
- Chiang, C., Herwerth, C., Mirmirani, M., Ko, A., Matsuyama, S., Choi, S. B., ... & Jin, P. (2008, January). Systems integration of a hybrid PEM fuel cell/battery powered endurance UAV. In *46th AIAA aerospace sciences meeting and exhibit* (p. 151).

- Custom UAV fuel tanks & Fuel Bladders for uavs*. Unmanned Systems Technology. (2024, April 3). <https://www.unmannedsystemstechnology.com/company/aero-tec-laboratories>
- Donateo, T., Ficarella, A., Spedicato, L., Arista, A., & Ferraro, M. (2017). A new approach to calculating endurance in electric flight and comparing fuel cells and batteries. *Applied energy*, 187, 807-819.
- Download Source code – FlightGear Flight Simulator. (n.d.). <http://www.flightgear.org/download/source-code>
- Dudek, M., Tomczyk, P., Wygonik, P., Korkosz, M., Bogusz, P., & Lis, B. (2013). Hybrid fuel cell–battery system as a main power unit for small unmanned aerial vehicles (UAV). *International Journal of Electrochemical Science*, 8(6), 8442-8463.
- File:Interspect UAV B 3.1.png* - Wikimedia Commons. (2012, June 7). https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Interspect_UAV_B_3.1.png
- File:Package copter microdrones dhl.jpg* - Wikimedia Commons. (2014, January 6). https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Package_copter_microdrones_dhl.jpg
- Gong, A., & Verstraete, D. (2014, January). Role of battery in a hybrid electrical fuel cell UAV propulsion system. In *52nd AIAA aerospace sciences meeting*.
- Gong, A., & Verstraete, D. (2017). Design and bench test of a fuel-cell/battery hybrid UAV propulsion system using metal hydride hydrogen storage. In *53rd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference* (p. 4867).
- Gong, A., & Verstraete, D. (2017). Evaluation of a hybrid fuel-cell based propulsion system with a hardware-in-the-loop flight simulator. *Proceedings of the ISABE, Manchester, UK*, 3-8.
- Gong, A., MacNeill, R., Verstraete, D., & Palmer, J. L. (2018, July). Analysis of a fuel-cell/battery/supercapacitor hybrid propulsion system for a UAV using a hardware-in-the-loop flight simulator. In *2018 AIAA/IEEE Electric Aircraft Technologies Symposium (EATS)* (pp. 1-17). IEEE.
- Gong, A., Palmer, J. L., & Verstraete, D. (2018, September). Flight test of a fuel-cell/battery/supercapacitor triple hybrid uav propulsion system. In *31st Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences* (p. 11). ICAS.
- Gong, A., Palmer, J. L., Brian, G., Harvey, J. R., & Verstraete, D. (2014, December). Hardware-in-the-loop simulation of a fuel-cell-based UAV propulsion system using real-world flight data. In *Proceedings of the Fourth Australasian Unmanned Systems Conference, Australian Association for Unmanned Systems* (p. 7).
- Gong, A., Palmer, J. L., Brian, G., Harvey, J. R., & Verstraete, D. (2016). Performance of a hybrid, fuel-cell-based power system during simulated small unmanned aircraft missions. *International Journal of Hydrogen Energy*, 41(26), 11418-11426.
- Gören, M. (2015). Düşük irtifa insansız hava araçları için 150 wattlık PEM yakıt pili sistemi geliştirilmesi (Master's thesis, Niğde Üniversitesi/Fen Bilimleri Enstitüsü).
- Green, M. A. (2016). Commercial progress and challenges for photovoltaics. *Nature Energy*, 1(1), 1-4.

- H3 Dynamics Unmanned Aviation Brochure. (2024). In H3 Dynamics. Retrieved July 13, 2024, from <https://www.h3dynamics.com/h2solutionsforuav>
- Hamzah, S. N. M. (2023). Simulation and Analysis of PEM Fuel Cell System using MATLAB. *Research Progress in Mechanical and Manufacturing Engineering*, 4(1), 389-397.
- Harvey, J. R., Jarvis, R. A., Verstraete, D., Bagg, R. L., Honnery, D., & Palmer, J. L. (2012, September). Development of a hybrid-electric power-system model for a small surveillance aircraft. In *28th international congress of the aeronautical sciences*.
- Herwerth, C., Chiang, C., Ko, A., Matsuyama, S., Choi, S. B., Mirmirani, M., ... & Jin, P. (2007). *Development of a small long endurance hybrid PEM fuel cell powered UAV* (No. 2007-01-3930). SAE Technical Paper.
- Herwerth, C., Ofoma, U., Wu, C., Matsuyama, S., & Clark, S. (2006, January). Development of a fuel cell powered UAV for environmental research. In *44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit* (p. 237).
- Jenal, N., Kuntjoro, W., Ward, T. A., Aziz, M. R., & David, N. V. (2012, November). A study on propeller performance of a fuel cell powered propulsion system. In *2012 IEEE International Conference on Control System, Computing and Engineering* (pp. 557-561). IEEE.
- Jiang, Z., Gao, L., Blackwelder, M. J., & Dougal, R. A. (2004). Design and experimental tests of control strategies for active hybrid fuel cell/battery power sources. *Journal of power sources*, 130(1-2), 163-171.
- Keane, J. F., & Carr, S. S. (2013). A brief history of early unmanned aircraft. *Johns Hopkins APL Technical Digest*, 32(3), 558-571.
- Khaligh, A., & Li, Z. (2010). Battery, ultracapacitor, fuel cell, and hybrid energy storage systems for electric, hybrid electric, fuel cell, and plug-in hybrid electric vehicles: State of the art. *IEEE transactions on Vehicular Technology*, 59(6), 2806-2814.
- Kim, K., Kim, T., Lee, K., & Kwon, S. (2011). Fuel cell system with sodium borohydride as hydrogen source for unmanned aerial vehicles. *Journal of power sources*, 196(21), 9069-9075.
- Kim, K., Kim, T., Lee, K., & Kwon, S. (2011). Fuel cell system with sodium borohydride as hydrogen source for unmanned aerial vehicles. *Journal of power sources*, 196(21), 9069-9075.
- Kim, T. (2014). NaBH₄ (sodium borohydride) hydrogen generator with a volume-exchange fuel tank for small unmanned aerial vehicles powered by a PEM (proton exchange membrane) fuel cell. *Energy*, 69, 721-727.
- Kim, T. G., Shim, H. C., & Kwon, S. J. (2007). Power Management of Fuel Cell Propulsion System for Unmanned Aerial Vehicles. In *Proceedings of the Korean Society of Propulsion Engineers Conference* (pp. 13-16). The Korean Society of Propulsion Engineers.

- Kim, T. G., Shim, H. C., & Kwon, S. J. (2008). Fuel Cell Powered UAV with NaBH₄ as a Hydrogen Source. In *Proceedings of the Korean Society of Propulsion Engineers Conference* (pp. 579-582). The Korean Society of Propulsion Engineers.
- Krawczyk, J. M., Mazur, A. M., Sasin, T., & Stokłosa, A. W. (2014). Fuel cells as alternative power for unmanned aircraft systems—current situation and development trends. *Prace Instytutu Lotnictwa*, 4 (237) December 2014), 49-62.
- Kurnia, J. C., Chaedir, B. A., Sasmito, A. P., & Shamim, T. (2021). Progress on open cathode proton exchange membrane fuel cell: Performance, designs, challenges and future directions. *Applied Energy*, 283, 116359.
- Lapeña-Rey, N., Blanco, J. A., Ferreyra, E., Lemus, J. L., Pereira, S., & Serrot, E. (2017). A fuel cell powered unmanned aerial vehicle for low altitude surveillance missions. *International Journal of Hydrogen Energy*, 42(10), 6926-6940.
- Lee, B., Park, P., Kim, C., Yang, S., & Ahn, S. (2012). Power managements of a hybrid electric propulsion system for UAVs. *Journal of mechanical science and technology*, 26, 2291-2299.
- Lee, B., Park, P., Kim, K., & Kwon, S. (2014). The flight test and power simulations of an UAV powered by solar cells, a fuel cell and batteries. *Journal of Mechanical Science and Technology*, 28, 399-405.
- Lee, J. S., Kim, S. R., Shin, J., Yun, K. S., Kim, C. H., Je, G. J., ... & Chen, L. (2024). Development of a regulator for high-pressure hydrogen charging and storage system. *International Journal of Air-Conditioning and Refrigeration*, 32(1), 10.
- Liebeck, R. H. (2004). Design of the blended wing body subsonic transport. *Journal of aircraft*, 41(1), 10-25.
- Mátyás, P., & Máté, N. (2019). Brief history of UAV development. *Repüléstudományi Közlemények*, 31(1), 155-166.
- McConnell, V. P. (2007). Military UAVs claiming the skies with fuel cell power. *Fuel Cells Bulletin*, 2007(12), 12-15.
- Mirfarsi, S. H., Parnian, M. J., & Rowshanzamir, S. (2020). Self-humidifying proton exchange membranes for fuel cell applications: Advances and challenges. *Processes*, 8(9), 1069.
- Mobariz, K. N., Youssef, A. M., & Abdel-Rahman, M. (2015). Long endurance hybrid fuel cell-battery powered UAV. *World Journal of Modelling and Simulation*, 11(1), 69-80.
- Moffitt, B., Bradley, T., Mavris, D., & Parekh, D. (2007). Reducing uncertainty of a fuel cell UAV through variable fidelity optimization. In *7th AIAA ATIO Conf, 2nd CEIAT Int'l Conf on Innov and Integr in Aero Sciences, 17th LTA Systems Tech Conf; followed by 2nd TEOS Forum* (p. 7793).
- Moffitt, B., Bradley, T., Parekh, D., & Mavris, D. (2006, January). Design and performance validation of a fuel cell unmanned aerial vehicle. In *44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit* (p. 823).

- Mohd Tahir, N. I., Kuntjoro, W., & Ward, T. A. (2013). Aircraft Performance of Kenyalang Fuel Cell UAV. *Applied Mechanics and Materials*, 393, 338-343.
- Newcome, L. R. (2004). *Unmanned aviation: a brief history of unmanned aerial vehicles*. Aiaa.
- Oh, T. H. (2018). Conceptual design of small unmanned aerial vehicle with proton exchange membrane fuel cell system for long endurance mission. *Energy Conversion and Management*, 176, 349-356.
- Ozbek, E., Yalin, G., Ekici, S., & Karakoc, T. H. (2020). Evaluation of design methodology, limitations, and iterations of a hydrogen fuelled hybrid fuel cell mini UAV. *Energy*, 213, 118757.
- Ozbek, E., Yalin, G., Karaoglan, M. U., Ekici, S., Colpan, C. O., & Karakoc, T. H. (2021). Architecture design and performance analysis of a hybrid hydrogen fuel cell system for unmanned aerial vehicle. *International Journal of Hydrogen Energy*, 46(30), 16453-16464.
- Palmer, J. L., Ashman, D. M., Strong, P. A., Gough, M. D., & Wharington, J. M. (2011, January). Preliminary flight testing of autonomous soaring with the Kahu UAS. In *Australian International Aerospace Congress (14th: 2011: Melbourne, Vic.)* (pp. 645-656). Melbourne: Royal Aeronautical Society, Australian Division; Engineers Australia.
- Papis, K., Figaj, R., Kuś, J., Żołądek, M., & Zajac, M. (2020). Application of photovoltaic cells as a source of energy in unmanned aerial vehicle (UAV)—case study. In *E3S Web of Conferences* (Vol. 173, p. 02002). EDP Sciences.
- Rhoads, G., Bradley, T., Wagner, N., Taylor, B., & Keen, D. (2010, July). Design and flight test results for a 24 hour fuel cell unmanned aerial vehicle. In *8th Annual international energy conversion engineering conference* (p. 6690).
- Sanguesa, J. A., Torres-Sanz, V., Garrido, P., Martinez, F. J., & Marquez-Barja, J. M. (2021). A review on electric vehicles: Technologies and challenges. *Smart Cities*, 4(1), 372-404.
- Shokirov, R., Abdujabarov, N., Jonibek, T., Saytov, K., & Bobomurodov, S. (2020). Prospects of the development of unmanned aerial vehicles (UAVs). *Technical science and innovation*, 2020(3), 4-8.
- Snyder, H. (2019). Literature review as a research methodology: An overview and guidelines. *Journal of business research*, 104, 333-339.
- Spiegel, C. (2011). *PEM fuel cell modeling and simulation using MATLAB*. Elsevier.
- Srilertchaipans T. Small Unmanned Aerial Vehicle for Experimentation (SUAVE): Design using Multidisciplinary Optimization, Honours Thesis, The University of Sydney, 2005.
- Stroman, R. O., & Kahn, A. (2007). Development and integration of controls for a PEMFC powered aircraft. *ECS Transactions*, 11(1), 1493.

- Stroman, R., Kellogg, J. C., & Swider-Lyons, K. (2000). Testing of a PEM fuel cell system for small UAV propulsion. *Power*, 60(80).
- Sullivan, J. M. (2006). Evolution or revolution? The rise of UAVs. *IEEE Technology and Society Magazine*, 25(3), 43-49.
- Swider-Lyons, K., Stroman, R. O., Page, G. S., Mackrell, J. F., Rodgers, J. A., & Schuette, M. W. (2005). 25.4: The Ion Tiger Fuel Cell Unmanned Air Vehicle.
- Swider-Lyons, K., Stroman, R., Page, G., Schuette, M., Mackrell, J., & Rodgers, J. (2011). Hydrogen fuel cell propulsion for long endurance small UAVs. In *AIAA Centennial of Naval Aviation Forum" 100 Years of Achievement and Progress"* (p. 6975).
- Tang, Y., Yuan, W., Pan, M., & Wan, Z. (2011). Experimental investigation on the dynamic performance of a hybrid PEM fuel cell/battery system for lightweight electric vehicle application. *Applied Energy*, 88(1), 68-76.
- Thompson, D., Feys, J., Filewich, M., Abdel-Magid, S., Dalli, D., & Goto, F. (2011, January). The design and construction of a blended wing body UAV. In *49th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition* (p. 841).
- Thrash, M. G. (1989). USMC, Remotely Piloted Vehicles-The Unexploited Force Multiplier. CSC.
- T-Motor U7-V2.0 UAV Motor KV280. (n.d.). Shop T-Motor. Retrieved July 13, 2024, from <https://store.tmotor.com/product/u7-v2-motor-u-power-kv280.html>
- Ural, Z., Gümüş, B., & Gençoğlu, M. T. (2007). Bir Pem Yakıt Pili Sisteminin MATLAB ile Modellenmesi. *YEKSEM*, 7, 106-112.
- Valavanis, K. P., & Kontitsis, M. (2007). A historical perspective on unmanned aerial vehicles. In *Advances in Unmanned Aerial Vehicles: State of the Art and the Road to Autonomy* (pp. 15-46). Dordrecht: Springer Netherlands.
- Verstraete, D., Cazzato, L., & Romeo, G. (2012, September). Preliminary design of a fuel-cell-based hybrid-electrical UAV. In *Proc. 28th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences* (pp. 654-664).
- Verstraete, D., Gong, A., Lu, D. D. C., & Palmer, J. L. (2015). Experimental investigation of the role of the battery in the AeroStack hybrid, fuel-cell-based propulsion system for small unmanned aircraft systems. *International Journal of Hydrogen Energy*, 40(3), 1598-1606.
- Verstraete, D., Harvey, J. R., & Palmer, J. L. (2012, September). Hardware-in-the-loop simulation of fuel-cell-based hybrid-electrical UAV propulsion. In *Proceedings of the 28th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences* (Vol. 4, pp. 2662-2674). ICAS.
- Verstraete, D., Lehmkuehler, K., & Wong, K. C. (2012, November). Design of a fuel cell powered blended wing body UAV. In *ASME international mechanical engineering*

- congress and exposition* (Vol. 45172, pp. 621-629). American Society of Mechanical Engineers.
- Verstraete, D., Lehmkuehler, K., Gong, A., Harvey, J. R., Brian, G., & Palmer, J. L. (2014). Characterisation of a hybrid, fuel-cell-based propulsion system for small unmanned aircraft. *Journal of power sources*, 250, 204-211.
- Wang, Y., & Wang, C. Y. (2005). Transient analysis of polymer electrolyte fuel cells. *Electrochimica Acta*, 50(6), 1307-1315.
- Wang, Y., & Wang, C. Y. (2006). Dynamics of polymer electrolyte fuel cells undergoing load changes. *Electrochimica Acta*, 51(19), 3924-3933.
- Ward, T. A. (2010, December). Kenyalang-1 Unmanned Aircraft Fuel Cell Powerplant Technology Demonstrator. In *2010 International Conference on Advances in Mechanical Engineering*.
- Ward, T. A. (2012). Design and flight analysis of the Kenyalang-1 fuel cell powered unmanned aircraft. *Journal of Mechanical Engineering (JMechE)*, 9(1), 19-44.
- Ward, T. A., & Jenal, N. (2010). Design and initial flight tests of a hydrogen fuel cell powered unmanned air vehicle (UAV). *ECS Transactions*, 26(1), 433.
- Wikipedia contributors. (2023, December 29). *Wingtra WingtraOne*. Wikipedia. https://en.wikipedia.org/wiki/Wingtra_WingtraOne
- Yalin, G. *İnsansız hava aracı için polimer elektrolit membran yakıt hücresi yığını geliştirilmesi* (Master's thesis, Fen Bilimleri Enstitüsü).
- Yang, C., Moon, S., & Kim, Y. (2016). A fuel cell/battery hybrid power system for an unmanned aerial vehicle. *Journal of Mechanical Science and Technology*, 30, 2379-2385.
- Yıldız, A. (2022). Bir araştırma metodolojisi olarak sistematik literatür taramasına genel bakış. *Anadolu Üniversitesi Sosyal Bilimler Dergisi*, 22(Özel Sayı 2), 367-386.
- Zhou, M., & Prasad, J. V. R. (2014). Transient characteristics of a fuel cell powered UAV propulsion system. *Journal of Intelligent & Robotic Systems*, 74, 209-220.

ÖZGEÇMİŞ

ORCID NO: 0000-0002-4531-2716

Ad Soyad : Mustafa Azer

Yabancı Dil : İngilizce

Eğitim ve Mesleki Geçmişi:

- 2021, Eskişehir Teknik Üniversitesi, Havacılık ve Uzay Bilimleri Fakültesi, Uçak Gövde ve Motor Bakımı, Lisans
- 2024, Eskişehir Teknik Üniversitesi, Havacılık ve Uzay Bilimleri Fakültesi, Uçak Gövde ve Motor Bakımı Bölümü, Araştırma Görevlisi

Yayınları ve/veya Bilimsel/Sanatsal Faaliyetleri:

- 2023, Bildiri, Progress on PEM Fuel Cell Powered Unmanned Aerial Vehicle Research, ISSA - International Symposium on Sustainable Aviation, Tayvan

Projeleri:

- Youth Based Entrepreneurship Network of Unmanned Aerial Vehicle Industry and Technologies, Erasmus+ KA 205 Projesi, (2020-2022) Yürütücü: Prof. Dr. T. Hikmet Karakoç, Bursiyer: Mustafa Azer
- Unmanned Surface Object Assessment on Roads (U-SOAR) (2022-2024)- TÜBİTAK 2522 - Macaristan Araştırma ve Teknoloji Ulusal Ofisi (NRDIO) ile İkili İşbirliği Programı, Prof. Dr. T. Hikmet Karakoç, Bursiyer: Mustafa Azer
- Arazi Görevlerine Uygun, Modüler ve Termal Kameralı İHA Tasarımı, Üretimi ve Testleri (2021-2023), Genel Amaçlı BAP Projesi - ESTÜ BAP, Yürütücü: Prof. Dr. T. Hikmet Karakoç, Araştırmacı: Mustafa Azer
- Gölge İnsansız Hava Aracı Sistemi Tasarımı, Üretimi ve Uçuş Testleri, Teknofest Savaşan İnsansız Hava Aracı Yarışmasına Katılım Gerçekleştirilmesi (2022-

- 2024), ESTÜ BAP, Yürütücü: Prof. Dr. T. Hikmet Karakoç, Araştırmacı: Mustafa Azer
- Mikro/Mini Sınıf Bir İHA'nın İnış Kalkış Süreci İçin Süper Kondansatör ve Batarya Destekli Hibrit İtke Sistemi Tasarımı (2022-2024), ESTÜ BAP, Yürütücü: Prof. Dr. T. Hikmet Karakoç, Araştırmacı: Mustafa Azer

Ödülleri:

- 2022, 1.'lik, Teknofest Savaşan İHA Yarışması
- 2022, 3.'lük Teknofest Karma Sürü Simülasyon Yarışması

Mesleki Birlik/Dernek/Kuruluş Üyelikleri:

- SARES – Sürdürülebilir Havacılık Araştırmaları Derneği - Eskişehir