

**PEM YAKIT HÜCRESİ-LİTYUM POLİMER BATARYA HİBRİT
SİSTEMİYLE TAHRİKLİ MİNİ-İHA ÜRETİMİ VE ENERJİ YÖNETİM
SİSTEMİNİN MODELLENMESİ**

Görkem YALIN

DOKTORA TEZİ

**Uçak Gövde Motor Bakım Anabilim Dalı
Danışman: Prof. Dr. T. Hikmet KARAKOÇ
(İkinci Danışman: Prof. Dr. C. Özgür ÇOLPAN)**

**Eskişehir
Eskişehir Teknik Üniversitesi
Lisansüstü Eğitim Enstitüsü
Aralık 2019**

*Bu tez çalışması BAP Komisyonu tarafından kabul edilen 1709F526 no.lu
proje kapsamında desteklenmiştir.*

JÜRİ VE ENSTİTÜ ONAYI

Görkem YALIN'ın PEM YAKIT HÜCRESİ-LİTYUM POLİMER BATARYA HİBRİT SİSTEMİYLE TAHRİKLİ MİNİ-İHA ÜRETİMİ VE ENERJİ YÖNETİM SİSTEMİNİN MODELLENMESİ başlıklı tezi 07/12/2019 tarihinde aşağıdaki jüri tarafından değerlendirilerek "Eskişehir Teknik Üniversitesi Lisansüstü Eğitim-Öğretim ve Sınav Yönetmeliği"nin ilgili maddeleri uyarınca, Uçak Gövde Motor Bakım Anabilim dalında Doktora tezi olarak kabul edilmiştir.

Jüri Üyeleri

Unvanı Adı Soyadı

İmza

Üye (Tez Danışmanı)

:Prof. Dr. T. Hikmet KARAKOÇ

Üye

:Doç. Dr. Yılser Devrim

Üye

:Doç. Dr. Işıl YAZAR

Üye

:Dr. Öğr. Üyesi Levent AKYALÇIN

Üye

:Dr. Öğr. Üyesi Selçuk EKİCİ

Prof. Dr. Murat TANIŞLI

Lisansüstü Eğitim Enstitüsü
Müdürü

ÖZET

PEM YAKIT HÜCRESİ-LİTYUM POLİMER BATARYA HİBRİT SİSTEMİYLE TAHRİKLİ MİNİ-İHA ÜRETİMİ VE ENERJİ YÖNETİM SİSTEMİNİN MODELLENMESİ

Görkem YALIN

Uçak Gövde Motor Bakım Anabilim Dalı

Eskişehir Teknik Üniversitesi, Lisansüstü Eğitim Enstitüsü, Aralık 2019

Danışman: Prof. Dr. T. Hikmet KARAKOÇ

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

Son yıllarda Mini-İHA'ların kullanımı giderek yaygınlaşmaktadır. Askeri ve sivil uygulamalarda kullanılan Mini-İHA'lar, tahrik sisteminde ihtiyaca göre elektrik kaynağı veya içten yanmalı motor bulundurmaktadır. Elektriğin farklı kaynaklardan sağlandığı hibrit sistemle tahrik edilen İHA'ların daha uzun sürede havada kalması ve görev yapabilmesi amaçlanmaktadır. Bu sebepten hibrit sistemler uygun enerji yönetim ile sadece bataryaların kullanıldığı sistemlere kıyasla avantajlara sahiptirler. Çalışma kapsamında bir İHA üretilerek, bu avantajların uygulanabilir kılınması için İHA'nın bataryalı uçuş testleri gerçekleştirilmiştir. Hibrit sistem bir araya getirilerek laboratuvar şartlarında yer testleri ile kuru itki testleri gerçekleştirilmiştir. Bataryalı uçuş testlerinden elde edilen veriler ışığında örnek bir uçuş profiline yönelik olarak hibrit sistem çalıştırılmış ve batarya voltajının çalışma boyunca değişimi gözlemlenmiştir. Elde edilen yarı deneysel veriler ışığında bir uçuş profiline yönelik enerji yönetim sistemi modellenerek deneylerden elde edilen veriler ile modelden elde edilen veriler karşılaştırılmıştır. Matlab/Simulink ortamında oluşturulan modelden elde edilen batarya doluluk oranı, hidrojen tankı doluluk oranı, yakıt hücresi çalışma akımına ait verilerin uygun enerji yönetim modeli ile elde edilebileceği görülmüştür. İHA'nın görev tanımı aşamasından başlayarak hibrit sistemin enerji yönetimi ve modellenmesine yönelik akış diyagramı oluşturulmuştur. Uçuş profiline yönelik hibritleştirme oranı tanımlanarak her bir uçuş fazı için bu oranın nasıl hesaplanacağı ortaya konulmuştur.

Anahtar Sözcükler: Yakıt hücresi, hibritleştirme, İHA, Enerji yönetim sistemi.

ABSTRACT

PRODUCTION OF PEM FUEL CELL-LITHIUM POLYMER BATTERY HYBRID SYSTEM POWERED MINI-UAV AND MODELLING OF ENERGY MANAGEMENT SYSTEM

Görkem YALIN

Department of Aircraft Airframe Powerplant Maintenance

Eskişehir Technical University, Institute of Graduate Programs, December 2019

Supervisor: Prof. Dr. T. Hikmet KARAKOÇ

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

In recent years, the use of Mini-UAVs has become increasingly common. Mini-UAVs which are used in military and civil applications have electric source or internal combustion engine in the drive system as required. Driven by the hybrid system, where electricity is supplied from different sources, the UAVs are intended to remain in the air longer. For this reason, fuel cells and batteries are hybridized and have advantages over systems using only batteries under the appropriate energy management system. In order to make these advantages feasible, battery operated flight tests of the UAV produced within the scope of this study were performed. In addition, the hybrid system with the theoretical power and energy values deemed necessary during the design phase was brought together and the ground tests and thrust tests of the system were performed under laboratory conditions. In the light of the data obtained from the battery flight tests, a hybrid system was operated for a sample flight profile and the change of battery voltage was observed during operation. In the light of the quasi-experimental data obtained, an energy management system for a flight profile was modeled and experimental and model data were compared. It was observed that the data obtained from the model created in matlab/simulink environment can be obtained with the appropriate energy management model for the battery charge rate, hydrogen tank charge rate, fuel cell operating current. Starting from the task description stage of the UAV, a flow diagram for the energy management and modeling of the hybrid system was created. The hybridization rate for an exemplary flight profile is defined and how this ratio is calculated for each flight phase is determined.

Keywords: Fuel cell, Hybridization, UAV, Energy management system.

TEŞEKKÜR

Havacılık Uzay Bilimleri Fakültesinde göreve başladığım ilk günden itibaren üzerimde emeği geçen değerli öğretim üyelerine ve idarecilerine teşekkür ederim.

Emre ÖZBEK'e, İHA pilotumuz Öğr. Gör. Yavuz DAL'a, Dr Mustafa Umut KARAOĞLAN'a ve Anatolia Aerodesign ekibi üyelerine tüm desteklerinden ve samimiyetlerinden ötürü teşekkürü bir borç bilirim. Değerli arkadaşlarım ve meslektaşlarım olan Fakülte araştırma görevlilerine, özellikle Ahmet Esad SÜZER'e, Murat AYAR'a, Atilla ONRAT'a, Vehbi Emrah ATASOY'a ve İlkay GÜMÜŞBOĞA'ya teşekkür ederim.

Bilgi ve tecrübesini benden esirgemeyen değerli hocam Dr. Öğr. Üyesi Levent AKYALÇIN'a şükran ve hürmetlerimi sunarım.

Dr. Elif KORUYUCU, Doç. Dr. Işıl YAZAR ve Doç. Dr. Önder ALTUNTAŞ'a teşekkür ederim. Teksis Firması çalışanlarına ve Hüseyin DEVRİM'e verdikleri her türlü teknik destekten ötürü teşekkürlerimi sunarım.

Yakıt hücreleri konusunda değerli tavsiyeler ve eleştirilerde bulunan Doç. Dr. Yılser DEVRİM'e teşekkür ederim.

Değerli hocam Prof. Dr. Can Özgür ÇOLPAN'a, fakültede göreve başladığım ilk günden buyana desteğini ve tecrübesini benden esirgemeyen değerli hocam Prof. Dr. T. Hikmet KARAKOÇ'a teşekkür ederim.

İsmi aklıma gelmeyen ve üzerimde emeği geçen öğretmenlerim, hocalarım, değerli Eskişehir Teknik Üniversitesi ve Erzincan Binali Yıldırım Üniversitesi çalışanlarına teşekkürlerimi sunarım.

Son olarak aileme, özellikle her türlü zahmete katlanan Anneme sonsuz şükranlarımı sunar, canı gönülden teşekkürü hiçbir zaman ödenemeyecek bir borç bilirim.

Görkem YALIN

07/12/2019

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.

Görkem YALIN

İÇİNDEKİLER

Sayfa

BAŞLIK SAYFASI	i
JÜRİ VE ENSTİTÜ ONAYI.....	ii
ÖZET	iii
ABSTRACT.....	iv
TEŞEKKÜR	v
ETİK İLKE VE KURALLARA UYGUNLUK BEYANNAMESİ.....	vi
ÇİZELGELER DİZİNİ.....	ix
GÖRSELLER DİZİNİ	x
SİMGELER DİZİNİ.....	xv
KISALTMALAR DİZİNİ	xvii
1. GİRİŞ	1
2. LİTERATÜR.....	5
3. UÇAK VE ALT SİSTEMLERİ.....	21
3.1. Tasarım İsterleri	21
3.2. Başlangıç Ağırlık Tahmini	24
3.3. Kavramsal Tasarım	25
3.4. Genel konfigürasyonun belirlenmesi	26
3.5. Motor ve Pervane Seçimi	29
3.6. Oto-pilot Seçimi.....	30
3.7. Batarya Seçimi	32
3.8. İtki Testleri	35
3.9. Üretim	37
4. HİBRİT SİSTEM.....	42
4.1. Yakıt Hücresi Sistemi	42
4.2. Kontrol Kartları.....	44

4.3. Hibrit Sistem Çalıştırma Prosedürü	44
4.3.1. Batarya Kullanım Esasları.....	44
4.4. Hidrojen Depolama Sistemi	49
4.5. Yakıt hücresi ile Yer İstasyonun Haberleşmesi	51
4.6. Yakıt Hücresi Sisteminin Çalışmaya Hazır Hale Gelmesi ve Sistemin Entegrasyonu.....	54
5. HİBRİT SİSTEM PERFORMANS TESTLERİ VE UÇUŞ DENEMELERİ SONUÇLARI	56
5.1. Yakıt Hücresinin Polarizasyon Eğrisi.....	56
5.2. Küçük Silindir ile Yapılan Testler	58
5.3. Hibrit Sisteminin Statik ve Dinamik Yükler Altında Test Edilmesi.....	58
5.4. Kuru İtki Testleri.....	64
5.5. Örnek Bir Uçuş Profiline Yönelik Testler	72
5.6. Uçuş Testleri (Batarya ile)	75
5.7. Enerji Yönetim Modeli.....	75
5.7.1. Hibritleştirme oranı (HO).....	79
5.8. Uçak Alt Sistemlerinin Gövde İçerisinde Konumlandırılması	91
6. TARTIŞMA VE GELECEKTE YAPILMASI PLANLANAN ÇALIŞMA ÖNERİLERİ.....	93
KAYNAKÇA.....	97
ÖZGEÇMİŞ	

ÇİZELGELER DİZİNİ

	<u>Sayfa</u>
Çizelge 2.1. İHA'lar için ticarileşen yakıt hücreleri	9
Çizelge 3.1. Hydra tasarım isterleri	21
Çizelge 3.2. Hydra detay tasarım sonuçları	28
Çizelge 3.3. Batarya seçim prosedürü	33
Çizelge 3.4. Farklı pervanelerin itki testlerinin sonuçları	36
Çizelge 4.1. Yakıt hücresi sistem özellikleri	42
Çizelge 4.2. Haberleşme üzerinden aktarılan veriler	53
Çizelge 5.1. Uçuş testlerinden elde edilen veriler	72
Çizelge 5.2. Hibrit sistem bileşenlerinin enerji ve güç değerleri	75
Çizelge 5.3. Uçağın performans gereksinimleri	80
Çizelge 5.4. Uçağın tasarım parametreleri (detay tasarım sonrası elde edilen)	81
Çizelge 5.5. Uçak alt sistemlerinin ağırlıkları ve ağırlık merkezine olan mesafeleri ...	92

GÖRSELLER DİZİNİ

Sayfa

Görsel 1.1. İHA’larda Kullanılan Farklı Tipteki Güç Sistemlerinin Kıyaslanması	3
Görsel 2.2. İdeal uçuş koşulları (batarya ile) 9,6 kg maksimum kalkış ağırlığı	13
Görsel 2.3. İdeal uçuş koşulları (batarya ile) 9,6 kg maksimum kalkış ağırlığı detay görünüm	13
Görsel 2.4. Gerçek uçuş koşulları (yakıt hücresi ile) 9,6 kg maksimum kalkış ağırlığı	13
Görsel 2.5. Tırmanma esnasında batarya voltajındaki değişim	14
Görsel 2.6. Seyir uçuşu esnasında batarya voltajındaki değişim	14
Görsel 2.7. Uçuş boyunca motor gücüne karşılık yakıt hücresi gücü ve sıcaklığındaki değişim	15
Görsel 2.8. Birinci uçuş voltaj değişimi	16
Görsel 2.9. Birinci uçuş akım değişimi değişim	17
Görsel 2.10. Birinci uçuş güç değişimi değişim	17
Görsel 2.11. İkinci uçuş görev profili	17
Görsel 2.12. İkinci uçuş görev profili boyunca değişen irtifa ve ölçülen hız	18
Görsel 2.13. İkinci uçuş voltaj değişimi değişim	18
Görsel 2.14. İkinci uçuş akım değişimi değişim	19
Görsel 3.1. Hydra Eskiz Üstten Görünüş	25
Görsel 3.2. Hydra Eskiz Yandan Görünüş	26
Görsel 3.3. Hydra Detay Tasarım Katı Model	29

Görsel 3.4. U7 motoru	29
Görsel 3.5. Kontrol kartları	30
Görsel 3.6. Telemetri, Sonar mesafe sensörü, GPS modülü, hava hızı sensörü, I2C çoğaltıcısı.	32
Görsel 3.7. Kontrol şeması	32
Görsel 3.8. 7s LiPo Batarya	34
Görsel 3.9. İtki test düzeneği	35
Görsel 3.10. Farklı pervanelerin itki değerlerinin karşılaştırılması	36
Görsel 3.11. Farklı pervanelerin akım değerlerinin karşılaştırılması	36
Görsel 3.12. Farklı pervanelerin itki verim değerlerinin karşılaştırılması	37
Görsel 3.13. Sıcak tel cihazı	37
Görsel 3.14. Üretim sonrası montaja hazır hale gelen kanatlar	38
Görsel 3.15. Gövde üretimi 3 eksen freze	38
Görsel 3.16. Gövde üretimi (iki parçalı)	39
Görsel 3.17. Gövde üzerinde küçük silindirin yerleşimi	39
Görsel 3.18. Gövde üzerinde küçük silindirin yerleşimi üstenden görünüş	40
Görsel 3.19. Kuyruk montaja hazır	40
Görsel 4.1. Yakıt hücresinin farkı cephelerden görünüşleri	43
Görsel 4.2. Zamana bağlı voltaj değişimi	45
Görsel 4.3. Zamana bağlı güç değişimi	45

Görsel 4.4. Çalışma esnasında hibrit sistem	46
Görsel 4.5. Harici devre	47
Görsel 4.6. Senaryo 1	47
Görsel 4.7. Senaryo 2	48
Görsel 4.8. Senaryo 3	48
Görsel 4.9. Hidrojen dolum aparatı ve silindirlere	49
Görsel 4.10. Silindirlere üzerindeki göstergeler	50
Görsel 4.11. Yakıt hücresi üzerinde bulunan haberleşme portu ve açma/kapama düğmesi	52
Görsel 4.12. Yakıt hücresi telemetri elemanı	52
Görsel 4.13. RS232 çıkışı	53
Görsel 4.14. Yer testlerinde elde edilen verilerin bilgisayar ortamındaki görüntüsü ...	54
Görsel 5.1. Yakıt hücresi polarizasyon eğrisi	56
Görsel 5.2. Hidrojen tüketim eğrisi	57
Görsel 5.3. Yakıt hücresi test istasyonu	57
Görsel 5.4. Test esnasında terminal ve labview yazılımından elde edilen verilerin ekran görüntüsü	58
Görsel 5.5. (a)Yükün zamana bağlı güç-voltaj grafiği, (b)Yakıt hücresinin zamana bağlı güç-voltaj grafiği, (c) Bataryanın zamana bağlı güç-voltaj grafiği	61

Görsel 5.6. (a)Yükün zamana bağlı voltaj-akım grafiği, (b)Yakıt hücresinin zamana bağlı voltaj-akım grafiği, (c) Bataryanın zamana bağlı voltaj-akım grafiği	62
Görsel 5.7. (a) Yakıt hücresi sıcaklığı-akım grafiği, (b) Batarya voltaj-zaman grafiği .	63
Görsel 5.8. İtki testlerinde farklı gaz kolu karşılık gelen akım değerleri	64
Görsel 5.9. İtki testlerinde farklı gaz kolu karşılık gelen itki değerleri	65
Görsel 5.10. Hibrit sistem ile kuru itki testleri	67
Görsel 5.11. (a) Batarya voltaj-akım grafiği, (b) Yakıt hücresi voltaj-akım grafiği, (c) Yük voltaj-akım grafiği	68
Görsel 5.12. (a) Batarya voltaj-güç grafiği, (b) Yakıt hücresi voltaj-güç grafiği, (c) Yük voltaj-güç grafiği	69
Görsel 5.13. Zamana bağlı batarya performans grafiği	70
Görsel 5.14. Zaman bağlı yakıt hücresi performans grafiği	71
Görsel 5.15. Hydra (6,1 kg) elden atıldıktan kısa süre sonra hava tutunabilmesi için ölçülen güç değeri	73
Görsel 5.16. Hydra (6,1 kg) elden atıldıktan kısa süre sonra hava tutunabilmesi için ölçülen güç değeri uçak içinden alınan görüntü	73
Görsel 5.17. (a) Uçuş profili güç-akım grafiği, (b) Uçuş profili voltaj-akım grafiği ...	74
Görsel 5.18. Özgün İHA'ya yönelik enerji yönetim modeli için akış diyagramı önerisi	77
Görsel 5.19. Detay tasarım sonucunda elde edilen performans eğrisi	78
Görsel 5.20. Detay tasarım sonucunda elde edilen T/W ve W/S eğrileri (Farklı hızlara karşılık)	79

Görsel 5.21. Uçuş fazları-irtifa	80
Görsel 5.22. “Mission planner” programı ile çizilen rota planlaması	82
Görsel 5.23. Simülasyon modeli	85
Görsel 5.24. Enerji yönetim modeli matlab/simulink	85
Görsel 5.25. Enerji yönetim algoritması akış şeması	86
Görsel 5.26. Batarya voltaj değişimi-batarya doluluk oranı (SOC)	87
Görsel 5.27. Batarya direnç değişimi-batarya doluluk oranı (SOC)	87
Görsel 5.28. Voltaj-akım grafiği (nemlendirme prosedürü etkileri)	88
Görsel 5.29. Batarya voltaj değişimi (Simülasyon ve deneysel)	89
Görsel 5.30. Yakıt hücresi akım gereksinimi (Deneysel ve simülasyon)	90
Görsel 5.31. Gövde içinde yakıt hücresi sistemi katı modeli	91
Görsel 5.32. Uçağın ağırlık merkezi ve aerodinamik merkezinin datum pointe olan uzaklıkları (mm)	91

SİMGELER DİZİNİ

η_P	: Pervane verimi
ρ	: Yoğunluk
A	: Amper
a	: Van der waals gaz sabiti
b	: Van der waals gaz sabiti
C	: Santigrat derece
Cl_{maks}	: Maksimum taşıma katsayısı
D	: Sürüklenme
D_i	: İndüklenmiş sürüklenme katsayısı
dk	: Dakika
D_0	: Sıfır sürüklenme katsayısı
g	: Yer çekimi
I	: Akım
kg	: Kilogram
L	: Litre
L	: Taşıma
m	: Metre
mAh	: Mili-amper-saat
N	: Mol sayısı
P	: Basınç
P	: Power (güç)
q	: Dinamik basınç
R	: Evrensel gaz sabiti
$R_{iç}$: İç direnç
S	: Saniye
S	: Surface area
Sa	: Saat
T	: Sıcaklık

T	: Thrust (itki)
V	: Hacim
V	: Volt
W	: Watt
W	: Weight ağırlık
Wh	: Watt-saat



KISALTMALAR DİZİNİ

3-D	: 3 Boyutlu
ADP	: Açık Devre Potansiyeli
AGL	: Absolute Ground Level
Atm	: Atmosfer
Bat	: Batarya
CCTV	: Close Circuit TeleVision (Kapalı Devre Televizyon)
DC	: Direct Current (Doğru Akım)
DC-DC	: Doğru Akım Konvertörü
DMYH	: Direct Methanol Yakıt Hücresi
ESC	: Electronic Speed Control (Elektronik Hız Kontrolü)
EM	: Elektrik Motoru
GPS	: Global Positioning System
HES	: Horizon Energy Systems
HO	: Hibritleşme Oranı
İHA	: İnsansız Hava Aracı
k	: Kalkış
KOYH	: Katı Oksit Yakıt Hücresi
LiPo	: Lityum Polimer
NACA	: National Advisory Committee For Aeronautics
P	: Pervane
P	: Power (güç)
PEMYH	: Polimer Elektrolit Membran Yakıt Hücresi
PID	: Proportional Integral Derivative
RC	: Radyo Kontrol
RS232	: Recommendet Standart
S	: Seyir
SİHA	: Savaşan İnsansız Hava Aracı
SOC	: Bataryanın Doluluk Oranı

SOF : Hidrojen Silindirinin Doluluk Oranı

T : Tırmanma

YH : Yakıt Hücresi



1. GİRİŞ

Elektrikli insansız hava araçlarının (İHA) sivil ve askeri uygulamalarda kullanımı son yıllarda büyük bir artış göstermiştir. Elektrik gücünün İHA’larda kullanımının birçok avantajı bulunmaktadır. Bunlar sırasıyla, verimlilik, sistem performansına olan güvenilirlik, görece düşük maliyet, düşük ısı iz, düşük ses izi, daha az titreşim seviyeleri ve sistem entegrasyonunda kolaylıklardır [1]. Diğer yandan içten yanmalı motorların sahip oldukları güç yoğunluğu ve sağladığı menzil göz önüne alındığında önemli avantajlara sahip oldukları bilinmektedir. Günümüzde kullanılan içten yanmalı motorlar aşağıdaki gibi kategorize edilebilir [2].

- Pistonlu Motorlar: Yanma prosesine göre (ateşlemeli, dizel vb.) iki zamanlı veya dört zamanlı olabilirler. Soğutma sistemine göre hava soğutmalı veya su soğutmalı sistemlere sahip olabilirler. Tork aktarmada meydana gelen titreşim seviyeleri dezavantaj olarak görülmektedir. Bu tipteki motorlar, genellikle maksimum kalkış ağırlığı 1000 kg ve altında olan küçük ve orta sınıf İHA’lar için özellikle kısa menzilli görevlerde tercih edilmektedir. Bunun dışında sahip oldukları karmaşık yapı ve yakıt kullanımına bağlı olarak bakım-onarım operasyonları zaman almaktadır.
- Jet Motorlar: Turbo Jet motorlar, askeri uygulamalarda ve savaşan insansız hava araçlarında (SİHA) tercih edilmektedirler. Bunun dışında ses altı hızlarda gerçekleştirilen yolcu taşımacılığında da sıklıkla Turbofan tipi motorların kullanıldığı bilinmektedir. Piston motorlarla kıyaslandığında jet motorlar zaman açısından daha verimlidir. Ayrıca daha düşük titreşim değerlerine sahiptir. Fakat düşük hızlarda kullanılmaları uygun değildir.
- Wankel motorlar: Piston motorlar ve jet motorlar haricinde havacılık uygulamalarında kendine yer bulan motorlardan bir tanesi de Wankel motorlarıdır. Bu motor tipi basit kullanımları ve dayanımları (özellikle contalama ve titreşim problemlerinin çözüldüğü bilinmektedir) ile son zamanda tercih edilmektedirler [3].

Ağırlık açısından değerlendirildiğinde, küçük ve mini kategorideki İHA’larda yukarıda ifade edilen avantajlar ve kullanım amaçları ışığında içten yanmalı motorların kullanımı yerine sıklıkla elektrik motorlarının tercih edildiği görülmektedir.

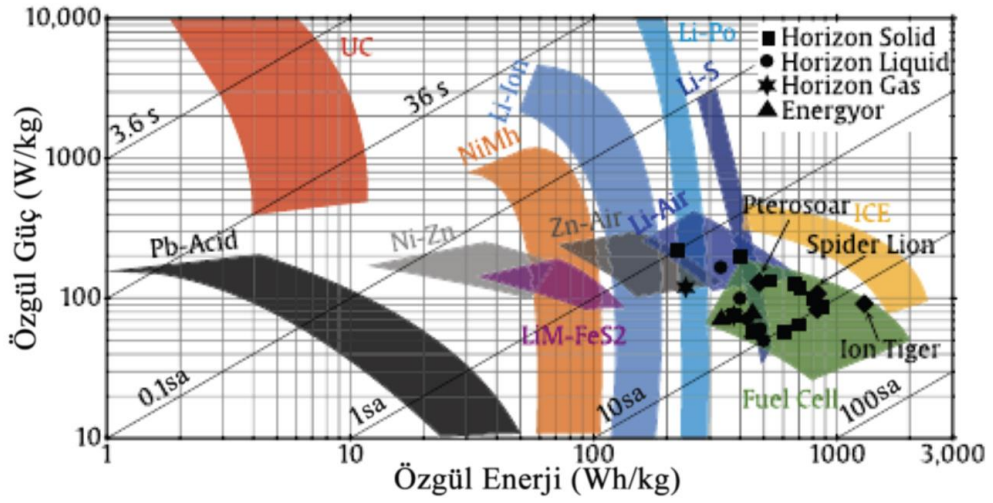
İtke sistemlerinde kullanılacak motorun hangi tipte olduğuna karar verildikten sonra sıra, güç grubunun sahip olduğu bazı parametrelere bakılarak en uygun olanın seçilmesi kararının verilmesi gerekmektedir. Bu parametreler;

- Enerji yoğunluğu veya özgül enerji (Wh/kg)
- Güç yoğunluğu veya özgül güç (W/kg)

İHA'larda gerekli olan elektrik enerjisinin çoğunlukla bataryalar tarafından karşılandığı bilinmektedir. Lityum Polimer (LiPo) bataryaların enerji yoğunluklarının 150-250 Wh/kg mertebelerinde olduğu ve günümüzde bu değerler ile İHA'lar için 60-90 dk arasında havada kalma sağlandığı görülmektedir. Her ne kadar bataryaların enerji yoğunlukları artmış olsa da özellikle Mini-İHA sınıfı için istenilen seviyeye gelinememiştir [1].

Polimer Membran Elektrolit Yakıt Hücresinin (PEMYH) hidrojenin özel depolama yöntemleri ile kullanıldığı sistemlerde, sahip olduğu yüksek enerji yoğunluğu nedeniyle insansız hava araçlarının hava kalış süresini önemli ölçüde arttırabileceği son yıllarda bu konuda yapılan çalışmalar ile ortaya konulmuştur [1]. Havada kalış süresindeki artış, askeri ve sivil uygulamalarda düşük maliyetli otonom gözlemler ve uzaktan algılamalar için İHA'ların ticari bir platform olarak kullanılmasının önünü açmıştır [4].

Bununla beraber yakıt hücrelerinin kullanımı gün geçtikçe artsa da içten yanmalı motorlar ile kıyaslandığında düşük güç yoğunluklarına sahip sistemler olduğu bilinmektedir. Farklı tipteki ticarileşmiş, özellikle havacılıkta kullanılan yakıt hücresi sistemleri ile bataryaların enerji ve güç yoğunluklarının kıyaslaması görülmektedir. Görsel 1.1'den de görüleceği üzere yakıt hücrelerinin güç yoğunlukları bataryalar ile kıyaslandığında oldukça düşük kalmaktadır. Ayrıca yakıt hücrelerinin dinamik yüklere bataryalara nispeten gecikmeli cevap vermesi hatta istenilen düzeyde karşılık verememesi, yakıt hücreleri ve bataryaların birlikte kullanılmalari durumu incelemeye konu olmuştur [5, 6].



Görsel 1.1. İHA'larda Kullanılan Farklı Tipteki Güç Sistemlerinin Kıyaslanması [1]

Yakıt hücrelerinin özellikle belli sınıflardaki İHA'larda bataryalar ile birlikte hibrit olarak kullanımı son yıllarda üzerine çalışılan mühendislik problemlerindedir. Yakıt hücresi ve hidrojen depolama sistemlerindeki gelişmelere paralel olarak yakıt hücreleri ile bataryaların hibrit güç ve enerji yönetim modellerinin kurulabilmesi İHA'ların havada kalış sürelerinin artması, menzillerinin uzaması ve diğer performans parametrelerinin iyileşmesine olanak sağlamaktadır.

Bu tez kapsamında literatür bölümünde yakıt hücreli İHA'ların tarihsel gelişimi, üretilen hava araçları ve yakıt hücresi sistemlerin teknik özellikleri üzerinde durulmuştur. Ayrıca belirli bir ağırlık limitindeki İHA'ların sahip olabileceği güç grubu sistemlerinin avantaj ve dezavantajları vurgulanmıştır. Çeşitli sistem modellemelerinden bahsedilmiştir. Elektrik motorlarının tercih edildiği İHA'larda güç kaynağı olarak kullanılan yakıt hücreleri ve batarya sistemlerinin uygunluğu irdelenmiştir.

İkinci bölümde bu çalışma kapsamında üretilen ve test edilen İHA'nın tasarım istekleri ortaya konulmuştur. Sonrasında bu tasarım isteklerine yönelik uygun yakıt hücresi-hidrojen depolama sistemine karar verilmiştir. İlk ağırlık tahminleri yapılan İHA'nın tasarım adımları anlatılmış ve detay tasarım sonuçları ortaya konulmuştur. Sonrasında uçak alt sistemlerinin seçilmesi gerekçeleri anlatılmıştır. Tüm bu süreçlerden sonra mevcut altyapı olanakları ile hava aracı imalatı aşaması detaylandırılarak ifade edilmiştir.

Üçüncü bölümde yakıt hücresi sistemi ve teknik özellikleri, üzerinde bulunan kontrol kartları, hibrit güç yönetim kartı, alternatif güç yönetim şemaları kıyaslanmıştır. Yakıt hücresinin uçağa entegre edilmeden önce, sistemin iyice anlaşılıp, özellikle limitlerinin belirlenmesi gerekmektedir. Dolayısıyla yakıt hücresi sistemin tüm çalışma parametreleri bu bölümde ayrıntılarıyla ortaya konulmuştur.

Dördüncü bölümde yakıt hücresi sisteminin dinamiğinin anlaşılmasına yönelik testler, sonuçları ile anlaşılmaya çalışılmıştır. Burada hibrit sistem performansı yakıt hücresi ve batarya çalışma parametreleri ışığında ortaya konulmuştur. Ayrıca hidrojenin tüketim miktarına bağlı olarak ne kadar sürede kritik seviyeye ulaşacağına yönelik tahminlerin ortaya konulması için yakıt hücresi sistemi küçük silindir (hidrojen tankı) ile test edilmiştir. Sonrasında, itki testlerinde belirlenen en uygun pervane, motor üzerine monte edilerek kuru itki testleri tekrar yapılmıştır. Bu testlerde güç kaynağı olarak yakıt hücresi sistemi kullanılmıştır. Yakıt hücresi sisteminin performansı farklı motor yükleri altında test edilmiştir.

Beşinci bölümde ise yakıt hücresi sisteminin yer testlerindeki performansı ve uçuş testlerinden elde edilen motor verileri ışığında gerçek zamanlı bir uçuş profiline yönelik yakıt hücresi ve batarya matematiksel olarak modellenerek hibrit sistemin simülasyonu gerçekleştirilmiştir.

Altıncı ve son bölümde elde edilen sonuçlar tartışılmıştır. Bununla beraber gelecekte yapılması gerekli görülen çalışmalar ve iyileştirme önerileri ortaya konulmuştur.

Yukarıda ifade edilen çalışmalar kapsamında silindir içinde hidrojen gazının depolanmasıyla kullanıma hazır, yakıt hücresi-batarya hibrit güç grubundan oluşan elektrik motorlu bir İHA Platformu uçuşa hazır hale getirilmiştir. Böylelikle mevcut platform sayesinde yakıt hücresi sisteminin atmosfer koşullarında dinamik olarak performansının belirlenmesine ve uygun modelin geliştirilip doğrulanmasına olanak sağlayacak bir çalışma meydana gelmiştir. Yakıt hücresi-bataryadan oluşan hibrit sistemin İHA üzerindeki performansına ait çalışmaların açık literatürde bulunmadığı görülmüştür. Bu çalışma kapsamında elde edilen sonuçların literatürdeki bu boşluğu doldurmaya katkı sunacağı düşünülmektedir.

2. LİTERATÜR

Yakıt hücreli İHA'lar ile ilgili açık literatürde yapılan çalışmalar hakkında öncelikle genel bir çerçeve çizilecek sonrasında bu tezin konusu ile doğrudan ilgisi bulunan çalışmalar detaylandırılacaktır. Yakıt hücresinden kastedilen PEM tipi yakıt hücreleridir. Direkt metanol yakıt hücresi (DMYH) ve Katı oksit yakıt hücresi (KOYH) ilgili bölümlerde kısaltmalar halinde verilmiştir.

Açık literatürde yakıt hücreli İHA'lar üzerine yapılan çalışmalar aşağıdaki gibi kategorize edilebilir;

1. Hava aracı tasarımı, üretimi ve uçuş testleri
2. Güç grubu testleri ve hibritleştirme senaryoları/çalışmaları
3. Sistem ve/veya alt sistemlerin modellenmesi
4. Farklı tipte hidrojen depolama sistemlerinin üretimi ve test edilmesi
5. Atmosferik şartların yakıt hücresi üzerindeki etkilerinin incelenmesi
6. Farklı tipte yakıt hücrelerinin kullanımının incelenmesi
7. Enerji ve güç yönetimine yönelik yaklaşımlar
8. En iyileştirme ve sistem seçimine yönelik metodoloji önerileri
9. Derleme çalışmalar ve güncel durum değerlendirmeleri

Yukarıda belirtilen tüm kategoriler dışında, yakıt hücreli insanlı hava araçları ile ilgili çalışmalar gerçekleştirilmiştir [7, 8]. Yakıt hücresi sistemlerinin çalışma sıcaklarının sistem performansını doğrudan etkilediği bilinmektedir. Bu sebepten İHA üzerindeki yakıt hücresi sistemlerine yönelik soğutma sistemlerin tasarlanması ve uygun soğutma şeklinin belirlenmesine yönelik yakıt hücresi sisteminin hava aracı gövdesi içerisinde konumlandırılması çalışmaları da yapılmıştır [9, 10, 11]. İHA'larda kullanılan farklı yakıt hücrelerine göre ihtiyaç duyulan yakıt tipi farklılık göstermektedir. Son yıllarda farklı tipte yakıt hücrelerinin [11, 12] İHA'lara entegre edildiği görülmektedir. Bununla beraber PEM tipi yakıt hücrelerinin İHA uygulamalarında yaygın kullanıldığı gerek literatür gerekse ticarileşen yakıt hücrelerinden bilinmektedir. Bu bağlamda İspanya'da Ocana hava sahasında güneş panellerinin kullanıldığı hidrojen üretim ve depolama istasyonu kurulmuştur. Hava araçlarının kolaylıkla inebileceği ve hızlı bir şekilde hidrojen dolunumunu PEM tipi yakıt hücresi bulunduran İHA'lar için kolaylık sağlayacağı öngörülmüştür [13, 14].

Yakıt hücrelerinin elektrik motorları ile birlikte kullanılmaktadır Bu sebeple, içten yanmalı motorlarla kıyaslandığında daha gürültüsüz çalıştığı çalışmaktadır.

Yakıt hücreleri üzerlerinde bulunan fan/fanlar dışında hareketli parçalara sahip değildir. Bundan dolayı maruz kaldıkları titreşim, entegre oldukları araç/sistem kaynaklıdır. Havacılık uygulamalarında kullanılan yakıt hücresinin maruz kaldığı titreşim koşullarındaki performansı deneysel ve ampirik yollarla anlaşılmaya çalışılmıştır [15, 16]. Fakat yakıt hücrelerinin maruz kaldıkları titreşim altında sergiledikleri performansa dair açık literatürde herhangi bir çalışma ile karşılaşılmamıştır. Tasarlanıp üretilen yakıt hücreli İHA'ların düşük ağırlıklarda ve görece sakin hava şartlarında test edildiği düşünüldüğünde, titreşime bağlı çalışmalara gerek görülmediği veya bu alanda henüz çalışmalar yapılmadığı söylenebilir.

Ticarileşmiş yakıt hücrelerinin güç ve enerji yoğunlukları yıllar içerisinde artmaktadır. Hafif malzemelerin kullanımının yaygınlaşması, kompakt sistemlerin tasarlanıp üretilebilmesi ve harici nemlendirme ünitesinin olmayışı bu iyileşmelerin sebepleri olarak gösterilebilir.

Özellikle PEM yakıt hücresinin nemliliğinin performansını doğrudan etkilediği bilinmektedir. Diğer yandan hücre içinde oluşan suyun havanın geçebileceği mikro-gözenekli yapıları tıkayarak hücre voltajını düşürdüğü gözlemlenmektedir. Bu sebepten yakıt hücresi belirli nemlilikte tutulurken fazla suyun birikmesinin önüne geçilmesi gerekmektedir. Hem ısı yönetiminin hem de hücre içindeki suyun yönetiminin eş zamanlı yapılması gerekmektedir.

Harici bir nemlendirici ünitesi olmadan (bu önemli ölçüde sisteme hafiflik ve kompakt yapı sağlamaktadır) hücre içerisindeki nemliliğin kontrolü elektro-mekanik bir yöntem ile sağlanmıştır [17]. Bu yöntem ticarileşen yakıt hücrelerinde uygulanmaktadır. Yapılan çalışmalarda belli zaman aralıklarında meydana gelen kısa devreler sonucunda yakıt hücresi üzerinde yüksek akım yoğunluklarına ulaşılmıştır. Üretilen akıma paralel oluşan su miktarı ve elektro osmotik sürüklemenin arttığı bilinmektedir [18]. Bu sebepten kısa devreleri meydana getirecek, böylelikle hücre içinde üretilen suyun yeterli nemliliği sağlayacağı bir kontrolcü tasarlanmıştır [17]. Bunun neticesinde batarya ile yakıt hücresi hibrit kullanılarak yakıt hücresinin kısa devre ile güç sağlayamadığı durumlarda batarya devreye girmektedir. Böylelikle harici nemlendiriciye gerek kalmadan sistem kendi nemliliğini üretmekte aynı zamanda İHA güç yönetimi için hibrit kullanımında avantajlarını beraberinde getirmektedir.

İHA uygulamalarında değişen irtifaya bağlı olarak suyun kaynama noktasındaki değişimler hücre içinde oluşan suyun yönetilmesi ile ilgili problemlere neden olmaktadır. Diğer bir yandan açık katot tipi yakıt hücrelerinde hava doğrudan atmosfer şartlarında hücre içine alınmaktadır. Bu bağlamda yakıt hücrelerinin değişen atmosfer koşullarındaki (hava derişimi, sıcak ve basınç) dinamik performansı literatürde araştırmaya konu olmuştur.

Bu açıdan bakıldığında yakıt hücrelerinin gerek irtifaya bağlı gerekse iklimik koşullar altındaki performansları deneyler ve modeller ile ortaya konulmaya çalışılmıştır [19-27].

Güç gereksinimlerine bağlı olarak ihtiyaç duyulan akım değişmektedir. Gerek görülen akım değerleri tüketilen hidrojen miktarına bağlı olarak hücre içine alınan hava debisini belirlemektedir. Dolayısıyla hava hücre içerisine belirli bir stokiyometri ile sağlanmaktadır. Dinamik olarak değişen akıma karşılık gelen yeter miktarda havanın sağlanması bir problemdir. Bu problem çeşitli kontrol stratejileri altında kurulan modeller ile çözülmeye çalışılmıştır [22, 26]. Havanın değişen kısmi basıncına karşılık, farklı stokiyometrilere tedarik edilerek değişen akım değerlerine nasıl cevap verileceği matematiksel model ve ileri beslemeli kontrol önerisi ile ortaya konulup bu modele uygun güç yönetimi çözümleri getirilmiştir [26]. İrtifa arttıkça havanın basıncı ve yoğunluğu azalmaktadır [28]. Bu değişimlerden yakıt hücreleri önemli ölçüde etkilenmektedir. Yakıt hücresi tasarım aşamasında bu değişimler dikkate alınmalı ve üretildikten sonra atmosferik koşullarda performansının tespit edilmesi gerekmektedir. Bu kapsamda iklimlendirme kabinlerinde yakıt hücresi testleri yapılmaktadır [23, 25]. Elde edilen sonuçlar yakıt hücrelerinin sistem seviyesinde iyileştirme gereksinimi duydukları ortaya konulmuştur. Dolayısıyla yakıt hücrelerinin tasarım aşamasında görev yapacakları irtifanın göz önüne alınarak optimum değerlere erişilmesi gerekmektedir.

Sıfırın altındaki sıcaklıklarda pilin çalışmaya başlaması, düşük sıcaklıkların hücre performansına etkisi, oluşan su damlacıklarının kontrolü (membranın kurumaması/nemliliği) vb. noktalarda yapılan çalışmalar havacılık uygulamalarında yakıt hücreleri üzerine çalışılması önerilen başlıklardandır [23].

Uçağın değişen seyir irtifasına karşılık gelen (200 m, 1200 m, 2200 m) irtifalarda farklı hava stokiyometrilere (1,5-2,5) deneysel olarak test edilmiştir. Test sonuçları modellenerek optimum hücre performansına erişilmeye çalışılmıştır [19]. Optimum performansa erişmede yakıt hücresinin olduğu kadar hatta daha da fazla

seçilen/tasarlanan fanın ve/veya kompresörün (sistemin boyutlarına göre) etkisi yadsınamaz. Bu sebepten yüksek kapasitede güç üreten yakıt hücrelerine yönelik kompresör tasarım metodlarının belirlenmesi üzerinde durulmuştur [27].

Yakıt hücrelerinin sağladıkları gerilim değerlerinin ayarlanması ve belirli bir değerde sabit tutulması için kontrolcü tasarımına gerek duyulmaktadır. Voltaj değerinin kontrolü aynı zamanda hidrojen miktarı ve hava debisinin kontrolünü de gerektirmektedir.

Yakıt hücrelerinin İHA'lara sağlayacağı avantajlardan biri de uçak üzerindeki tahrik sisteminin (pervane) izin verdiği irtifalarda (5000 m civarı) uzun uçuş süreleri sağlayabilmesidir. Dolayısıyla irtifa ile oksijen konsantrasyonunun düşmesine bağlı olarak yakıt hücresi sisteminin PID (proportional-integral-derivative) kontrolcüler ile kontrol edilmesi uygulanabilir görülmüştür [24]. Bu ve benzeri kontrolcüler ile irtifaya bağlı olumsuz etkilerin azaltılabileceği ortaya konulmuştur.

İklimlendirme kabinlerinde yakıt hücrelerinin test edilmesi daha önceden yapılan çalışmalar arasındadır. Bu çalışma [20] kapsamında açık katot tipi PEM yakıt hücresine iklimlendirme etkileri, rüzgâr tüneli ortamında değişen hava hızlarına (0-15,4 m/s) bağlı olarak 5-55°C sıcaklıkları arasında, bağıl nemin %22-90 arasında değiştiği ve irtifa şartlarının 240-3240 metreye karşılık geldiği atmosfer koşullarında incelenmiştir. Bu çalışmada iklimlendirme etkisinin ısının atılmasına, kütle transferine olan etkileri ve avantajları ayrıca, doğal taşınım etkileri açısından avantajları ortaya konulmuştur [20].

Literatürde yakıt hücreli İHA'lar çoğunlukla hava aracının sabit kanat olarak tasarlanıp üretildiği sistemler olarak ele alınmıştır [1, 12, 29-37]. Bunun dışında döner kanatlı ve dikey iniş kalkış yapabilen yakıt hücreli İHA örnekleri mevcuttur [38, 39].

Literatürde yapılan çalışmaların büyük çoğunluğu sabit kanat İHA'lar üzerindedir. Bununla beraber döner kanat İHA'lar için ticari yakıt hücresi sistemleri bataryalara kıyasla daha uzun hava kalma süreleri vaat etmektedir. Yakın gelecekte yakıt hücreli döner kanat İHA'ların yaygınlaşacağı yönündeki kanı yakıt hücresi ve depolama sistemlerindeki gelişmelere paralel hava araçlarının pazar payının artmasıyla ilgilidir. Ayrıca yakıt hücrelerinin sağlayacağı uzun uçuş süreleri, nakliye, arama kurtarma, görüntüleme teknolojilerinin bu alana adapte olmasını kolaylaştıracağı ön görülmektedir (http-1).

Sabit kanatlı yakıt hücreli İHA’larda dikkat çeken çalışmalar gerçekleştirilmiştir. Hava aracı platformları için yeni sayılabilecek bir teknoloji olan yakıt hücreleri ve depolama sistemleri her bir uçak tasarımını özgün kılmıştır.

Seçilen/üretilen yakıt hücresi-hidrojen depolama sistemine özgü İHA tasarımları ve testleri literatürde mevcuttur (Bkz. Çizelge 2.1). Bu tasarımların büyük çoğunluğu yakıt hücresi ve hidrojen depolama sisteminin ticari bir ürün olarak satın alınan ve İHA’ya entegre edilen sistemler olmasıdır [34, 36, 37]. Bununla beraber Okumuş ve ark. [40] hem yakıt hücresi-depolama sisteminin hem de İHA’nın üretilip tasarlandığı bir çalışma yapmışlardır.

Çizelge 2.1. İHA’lar için ticarileşen yakıt hücreleri [1] (http-2, http-3, http-4)

Üretici/Model	Tip	Güç (W)	Özgül Güç (W/kg)	Hacimsel Güç (W/L)
BCS Fuel Cell	PEMYH	500	52	-
Energyor EPOD EO-310-XLE	PEMYH	310	78,5*	-
Energyor EPOD EO-210-XLE	PEMYH	210	57,5*	-
Energyor EPOD 410-LE	PEMYH	410	120,6*	-
Horizon Aerostak A-200	PEMYH	200	400	278
Horizon Aerostak A-250	PEMYH	250	335	152,4
Horizon Aerostak A-500	PEMYH	500	434	162
Horizon Aerostak A-1000	PEMYH	1000	571	224
Lynntech Gen IV	PEMYH	5000	250	263
Protonex ProCore	PEMYH	200	74	71,5
Protonex ProCore VI	PEMYH	800	1961	-
Protonex UAV C-250	PEMYH	250	208	185
Protonex Ion Tiger	PEMYH	550	550	-
FCair-600	PEMYH	600	335	104,6
FCair-1200	PEMYH	1200	300	63,12
Spectronik FLY-150	PEMYH	150	326,1	-
Spectronik FLY-200	PEMYH	200	400	-
Spectronik FLY-300	PEMYH	300	545,5	320,7
Ultra Elec. AMI ROAMİO D245	KOYH	245	96,1*	-
UTRC Rotorcraft	PEMYH	1200	675	-
Intelligent Energy	PEMYH	650	802,4	268,6
Intelligent Energy	PEMYH	800	860,2	292
BMPower	PEMYH	500	454,5	123,5

Yıldız ibaresi bulunan değerler yakıtın ve yakıt tankının ağırlığının hesaplamaya dahil edildiğini göstermektedir (Bkz. Çizelge 2.1). Özellikle sabit kanatlı İHA tasarımında farklı tipte yakıt depolama sistemleri ile yakıt hücreleri birlikte kullanılmaktadır.

Örneğin, gövdede (geometrik form, mukavemet, vb. özellikler düşünülerek) tasarıma bağlı olarak sıkıştırılmış hidrojen gazının depolandığı ticari depolama sistemleri kullanılabilir. Her bir tankın hacmi, ağırlığı, depolama basıncı ve dolayısıyla depolayabileceği enerji kapasitesi farklılık gösterecektir. Bu sebepten uçağın görev tanımına yönelik en uygun yakıt hücresi-depolama sistemi kombinasyonun seçilmesi/üretilmesi gerekmektedir.

Açık literatürde sıkıştırılmış hidrojenin yakıt hücresi sistemi ile birlikte İHA’da kullanıldığı ve uçuş testlerinin yapıldığı ilk çalışma 2007 yılında gerçekleştirilmiştir [34]. Bu çalışma kapsamında 500 W güce sahip PEMYH sistemi tasarlanan uçak üzerine entegre edilmiştir. Yakıt hücresi sisteminin verimliliği uçuş koşullarına bağlı olarak değerlendirilmiştir. Dolayısıyla yapılan bu çalışma yakıt hücresi sistemi üretimi, uçak üzerine entegrasyonu ve yakıt hücreli İHA tasarımı açısından öncü bir çalışma niteliğindedir.

Fürutter ve Meyer [30] yaptıkları çalışmada 100 W’lık bir yakıt hücresi sistemine yönelik İHA tasarlayıp üretmişlerdir. Çalışmada uçuş boyunca güç yönetim sistemlerinin düzgün çalıştığı belirtilmiştir. Güç yönetimini gerçekleştiren kontrolörün ve tasarlanan uçağın geliştirilebileceğine yönelik sonuçlar elde edilmiştir. Ward ve Jenal [29] 500 W’lık yakıt hücresi sistemi için İHA tasarlayıp üretmişlerdir. Bu çalışma Güneydoğu Asya’da yakıt hücresi sistemine yönelik üretilen ve uçuş testleri yapılan ilk uçak olma özelliği taşımaktadır. Ticari bir yakıt hücresi sisteminin kullanıldığı çalışmadan elde edilen veriler ışığında yeni nesil uçak tasarımının ve değişik boyutlarda yakıt hücresi-hidrojen depolama sistemi entegrasyonunun gelecekte yapılabileceği ifade edilmiştir.

Kim ve Kwon [36] yakıt hücresi sisteminin ticari olarak temin edildiği, İHA’nın tasarlanıp test edildiği, güç yönetim sisteminin özgün olarak tasarlanıp uygulandığı ve yakıt hücresi sisteminin modifiye edilerek uygun soğutma profiline yönelik rüzgâr tüneli testlerinin gerçekleştirildiği bir çalışma yapmışlardır. Ayrıca İHA güç grubuna yönelik uçak üzerine hidrojen depolama (sodyum borohidrat) ve üretim sistemini entegre etmişlerdir. Dolayısıyla kapsamlı bir çalışma meydana getirmişlerdir. Sonuç olarak yakıt

hücresi sisteminin gelecekte hafifleyebileceği, optimum reaktör dizaynının gerekliliğini, bipolar plakalara yönelik farklı malzeme kullanımlarının ve tasarımlarının yakıt hücresinin güç yoğunluğunda artışa neden olacağını belirtmişlerdir. Ayrıca yakıt hücresinin uçak üzerindeki testlerinin zorlu ve farklı hava koşulları altında yapılmasının gerekli olduğunu belirtmişlerdir. Dudek ve ark.[31-33] ticari yakıt hücresi (250 W)-batarya (4359 mAh) hibrit sistemine yönelik tasarladıkları İHA'nın uçuş testlerini başarıyla tamamlamışlardır. Bu çalışmada uçuş koşullarının elverişli oluşu çalışmanın sonraki aşamalarında farklı hava koşullarında testlerin tekrarını gerektirdiği belirtilmiştir. Yer testleri yapılan hibrit sistem performansının uçak üzerinde nasıl değişiklik gösterdiği çalışmada belirtilmemiştir. Uygun motor-pervane kombinasyonunun seçilmesinde hibrit sisteminin yeterli olduğu görülmüştür. Bu çalışma yakıt hücresi-batarya hibrit sistem seçimi açısından gerek İHA detay tasarım parametrelerinin belirlenmesi gerekse de hibrit sistem performansının farklı hidrojen depolama sistemlerine yönelik bir kıyaslama ortaya koyması açısından literatüre önemli katkı yaptığı görülmüştür.

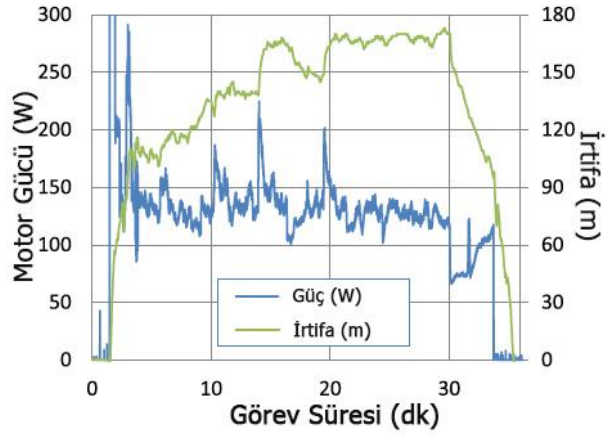
Stroman ve ark. önceden farklı bir çalışma kapsamında teorik hesaplarını ortaya koydukları çalışmaya [48] ilaveten 48 saat havada kalış süresine sahip yakıt hücreli İHA üretimini ve uçuş testlerini de gerçekleştirmişlerdir. Bu çalışma kapsamında İHA'nın havada kalış süresini arttırmaya yönelik hidrojenin sıvı fazda depolandığı depolama sisteminin analizini ve entegrasyonu yapılmıştır. Geliştirilen sıvı hidrojen depolama sisteminin operasyonel esneklik ve tasarım zorlukları olmasına rağmen uzun süreli otonom uçuşlar için önemli avantajlar sağladığı belirtilmiştir.

Kang ve ark. [12] 200 W'lık DMYH sisteminin üretildiği, batarya ile birlikte kullanılıp güç yönetim sisteminin sağlandığı bir çalışma ortaya koymuşlardır. Bu çalışma kapsamında DMYH sistemi uçuş fazlarına karşılık gelen güç gereksinimine yönelik laboratuvar şartlarında test edilmiştir. Uçak üzerine entegre edilerek uçuş testleri gerçekleştirilmiştir. Bu açıdan bir ilk olma özelliğini taşıyan çalışma kapsamında uçağın seyir uçuşunda güç gereksinimi 200 W'dır. Bu değer için çalışma farklı çalışma koşulları (50, 60, 70°C ve anot/katot stokiyometrisinin 2/3) altında yakıt hücresi tarafından karşıladığı görülmüştür. Ayrıca hibrit sistemin değişen irtifalarda ve uçuş hızlarında gerek duyulan güce cevap verdiği görülmüştür [12].

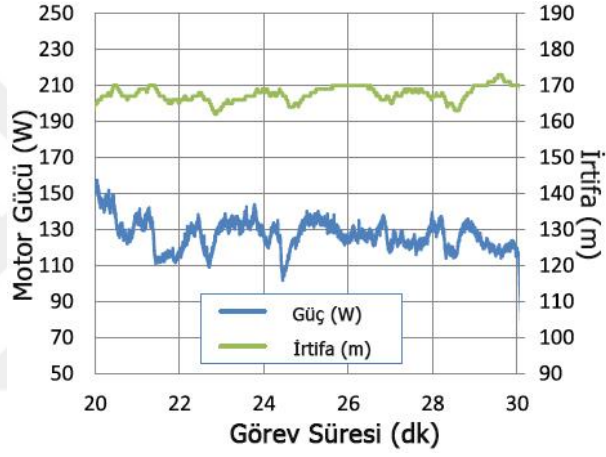
Rey ve ark. [35] literatürde yakıt hücreli İHA'lar ile ilgili yapılan çalışmaların birçoğunda hidrojen üretimi ve depolama sistemi hakkında detaylı bilgilere erişilemediğini, bununla beraber üretilen İHA'lara yönelik seyir irtifası, güç tüketimi,

uçuş hızları, faydalı yük vb. uçak performans ve hibrit sistem çalışma parametrelerine yönelik boşluğun olduğunu belirtmişlerdir. Bu çalışmada uçak performans parametreleri, yakıt tüketimi, hibrit sistem yer ve uçuş testlerine yönelik olması açısından detaylı ve kıyaslanabilir verilerin ortaya konulmuştur. Elde edilen sonuçları incelendiğinde;

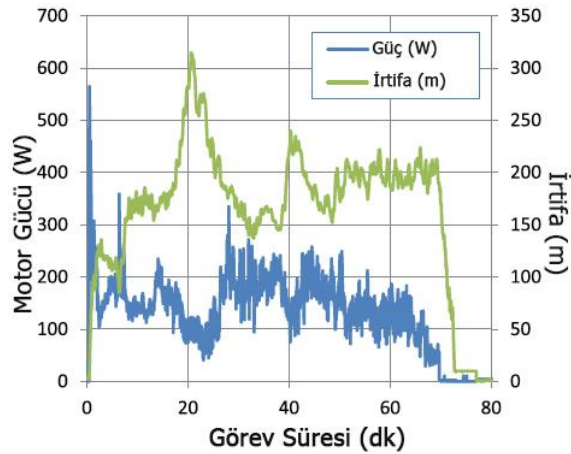
- Uçağın detay tasarımı ortaya konulduktan sonra, 11 kg maksimum kalkış ağırlığına sahip uçağın 17 m/s seyir hızına karşılık gelen güç gereksinimi yaklaşık 100 W hesaplanıp simülasyonda ortaya konulmuştur. Sonradan batarya ile gerçekleştirilen uçuş testlerinde görülmüştür ki 100 W'lık güç gereksinimi fazlasıyla iyimserdir. Gerçek değer bu değer üzerinde; yaklaşık 170 W olacağı ortaya konulmuştur.
- Sonrasında uçağın farklı kalkış ağırlıklarına karşılık gelen güç gereksinimleri sırasıyla seyir uçuşu ve değişen tırmanma oranları (1, 2, 3 m/s) için simüle edilerek hesaplanmıştır.
- Üretilen ilk uçak sonrasında gerek görülen iyileştirmeler yapılarak ve ilk uçuş denemelerinden elde edilen veriler ışığında yapısal ve geometrik değişiklikler yapılmış, motorun soğutulması için bazı ayarlamalar gerçekleştirilmiştir. İniş takımları ve kamera bağlantısının neden olacağı sürüklenme değerleri azaltılmıştır. Oto-pilota yönelik iyileştirmeler ile beraber maksimum kalkış ağırlığı 9,6 kg civarında olan uçağın seyir için gerekli güç ihtiyacı 125 W mertebelerine inmiştir. Bu değer hava koşullarının ideal olduğu duruma karşılık gelmektedir. Gerçekte ise 140-155 W değerleri arasında bir gereksinim olduğu ortaya konulmuştur. Bununla beraber sürekli aynı irtifada seyir edilemeyeceği, değişen atmosfer koşulları ve hava yoğunluğundaki azalmalar gibi yüksek motor devri gerektiren durumlarda ihtiyaç duyulan güç artmaktadır. Bu noktada en kötü senaryo göz önüne alınarak güç tüketimi 155 W olarak belirlenmiştir. Dolayısıyla seçilecek/tasarlanacak olan yakıt hücresi sisteminin bu değer üzerinde seçilmesi gerekmektedir. Bununla beraber değişen ortam sıcaklığının yakıt hücresi performansını 20-40 W arasında etkileyebileceği göz önüne alınarak 200 W'lık yakıt hücresi tercih edilmiştir (Bkz. Görsel 2.2, Görsel 2.3 ve Görsel 2.4).



Görsel 1.2. İdeal uçuş koşulları (batarya ile) 9,6 kg maksimum kalkış ağırlığı [35]



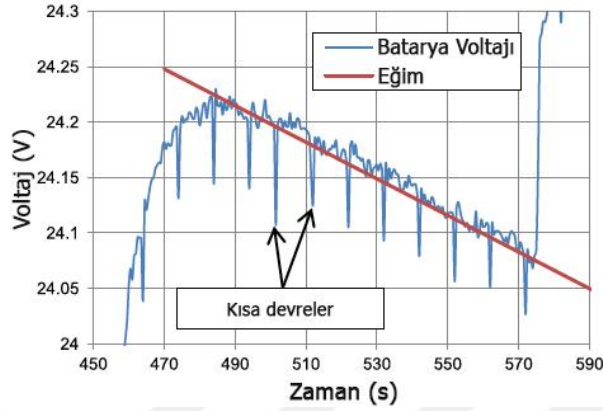
Görsel 2.3. İdeal uçuş koşulları (batarya ile) 9,6 kg maksimum kalkış ağırlığı detay görünüm [35]



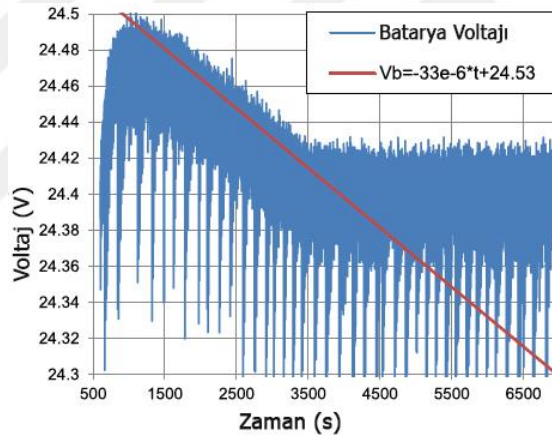
Görsel 2.4. Gerçek uçuş koşulları (yakıt hücresi ile) 9,6 kg maksimum kalkış ağırlığı [35]

Yakıt hücresi ve bataryanın birlikte test edildiği ve belli bir güç profiline karşılık gelen batarya voltajındaki değişimlerin gözlemlendiği kısım çalışmanın kritik

aşamalarındandır. Her ne kadar gerçek uçuş testlerinde güç profili değişkenlik gösterse de bataryanın voltaj değişim karakteristiği benzer olacaktır (Bkz. Görsel 2.5 ve Görsel 2.6).



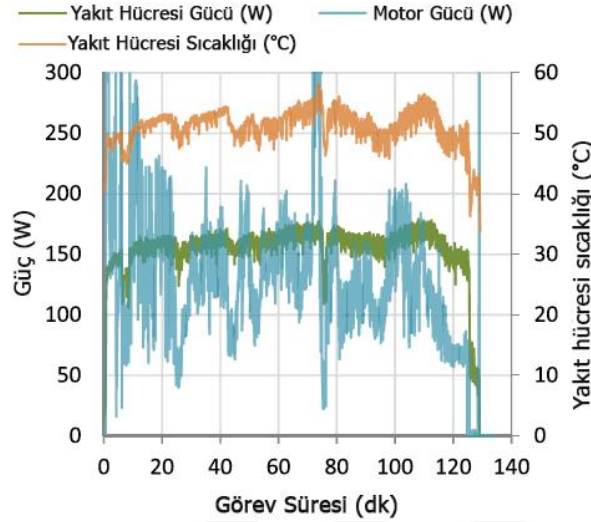
Görsel 2.5. Tırmanma esnasında batarya voltajındaki değişim [35]



Görsel 2.6. Seyir uçuşu esnasında batarya voltajındaki değişim [35]

Bu çalışma kapsamında tahmin edilen uçuş süresi (4 saat) boyunca ortaya konulan testler ışığında batarya voltajındaki değişimin 0,5 V civarında olması seyir uçuşu boyunca neredeyse gücün tamamının yakıt hücresinden karşılanması uçuş testleri öncesinde iyimser bir sonuç elde edildiğinin göstergesidir [35].

Literatürde birçok çalışma farklı iklim koşullarında, hava şartlarında ve irtifalarda gerçekleştirilmiştir. Hibrit sistemin güvenilirliğinin yukarıda belirtilen uçuşa etki eden parametreler ışığında test edilmesi ile sağlanması gerekmektedir. Bu yüzden en kötü duruma yönelik senaryo düşünülerek yakıt hücreli İHA'nın testleri görece kuru (%30 bağıl nem) ve sıcak bir yaz gününde (37°C) gerçekleştirilmiştir. Bu açıdan elde edilen bulgular önemlidir (Bkz Görsel 2.7);



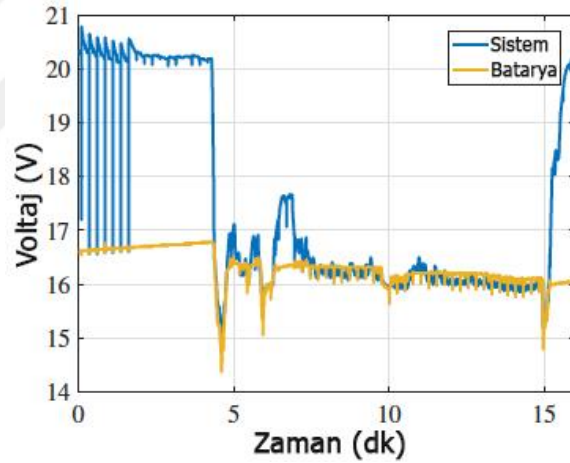
Görsel 2.7. Uçuş boyunca motor gücüne karşılık yakıt hücresi gücü ve sıcaklığındaki değişim [35]

- Laboratuvar ortamında (20°C) şartlandırılan yakıt hücresi, uçak üzerinde kullanıma hazırdır. Sıcak havalarda (40°C) yakıt hücresini soğutmak için gerekli olan fan gücü 40 W civarındayken, 20°C laboratuvar şartlarında bu değer 20 W'a kadar düşmektedir. Uçuş boyunca yakıt hücresinden elde edilen gücün 180 W'ın altında olduğu görülmektedir. Uçuş boyunca yakıt hücresinin soğutulması için ortalama 30 W fan gücü tüketilmiştir. İlk 2 saat boyunca sistem oldukça iyi bir performans sergilemiştir.
- 120 dakikadan sonra havadaki yüksek termal aktivite uçağın çok güç harcamadan yükselmesini sağlamıştır. Bu esnada oto-pilot sisteminin bu tür durumlara cevap vermemesinden dolayı RC ile motor gücü azaltılarak uçağın burun aşağı vermesi sağlanmıştır. Bu olay yakıt hücresinin fazladan soğumasını sağlamıştır. Sıcaklık kontrol prosedürü gereğince sistem kendini kapatmıştır. 10 dakika sonra uçak inişi gerçekleştirmiştir. Havadayken hidrojen üreten sistem aktif hale getirilememiştir. Kontrol edildiğinde yaklaşık 2 saat daha uçağı hava tutabilecek yakıtın olduğu görülmüştür.
- Düşük sıcaklık kontrolünün kullanım dışı bırakılması (her ne kadar yakıt hücresinin kullanım ömrünü kısaltsa da) gerekli görülmüştür. Yakıt hücresi sistemi kendini kapattığında uzaktan erişim ile yeniden sistemin açılması gerektiği belirtilmiştir. Yakıt tüketimine bağlı olarak uçağın ağırlık merkezinin değişmesi ticari uçaklarda söz konusuysen elektrikli uçaklarda benzer durum

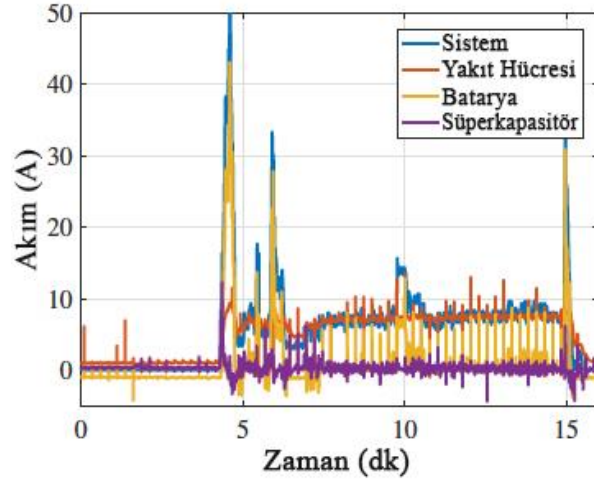
meydana gelmemektedir. Fakat hidrojen üretiminin uçak üzerinde olmasına bağlı olarak yakıt tankının hidrojen üreticisinin ve yakıt hücresinin uçak üzerinde doğru konumlandırılmasının gerekliliğine dikkat çekilmiştir. Motor ve yakıt hücresi sisteminin uçak üzerinde soğutulmasının önemi vurgulanmıştır.

- Yer testlerinde yakıt hücresi sisteminin maruz kaldığı yükler, yakıt hücresi uçak üzerindeki maruz kaldığı dinamik yükler ile kıyaslandığında ortaya çıkan fark göz ardı edilmemelidir [35].

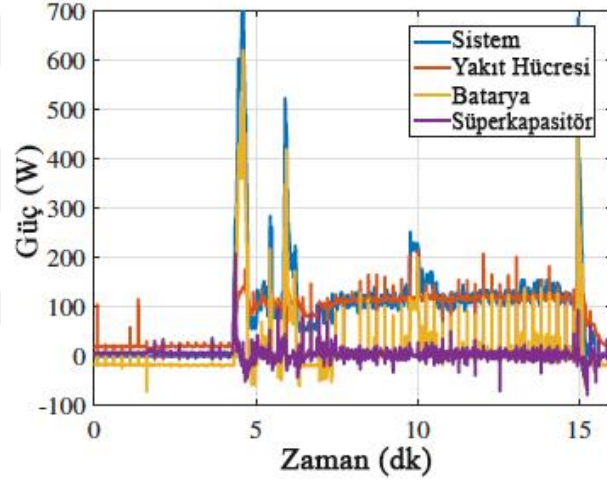
Gong ve ark. [42] yaptıkları çalışma ile uçuş test sonuçlarının elde edildiği yakıt hücreli İHA'nın güç grubunda batarya ve süper-kapasitör birlikte kullanarak bir ilk olarak literatüre girmişlerdir. Bu çalışma kapsamında 150 W kapasite yakıt hücresi ve 65 C 1500 mAh 4S LiPo batarya test edilmiştir. Üretilen ve uçuş testleri yapılan İHA'nın maksimum kalkış ağırlığı 6,5 kg olarak belirlenmiştir. Sırasıyla gerçekleştirilen iki uçuşa ait veriler incelendiğinde;



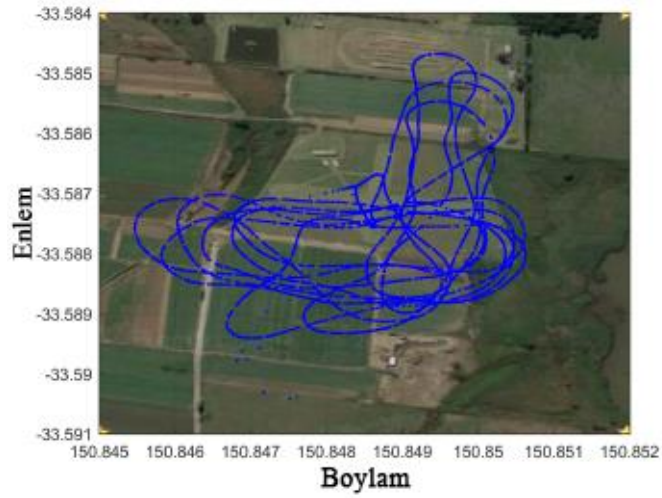
Görsel 2.8. Birinci uçuş voltaj değişimi [42]



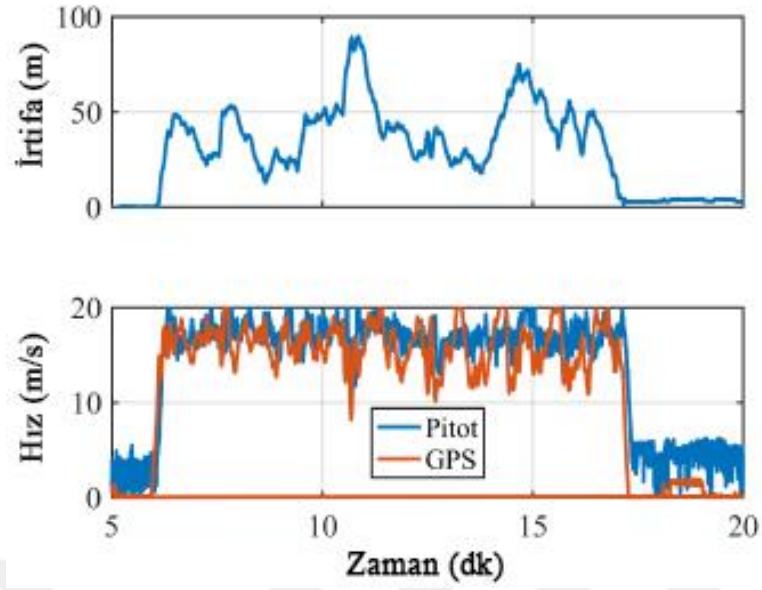
Görsel 2.9. Birinci uçuş akım değişimi değişim[42]



Görsel 2.10. Birinci uçuş güç değişimi değişim[42]

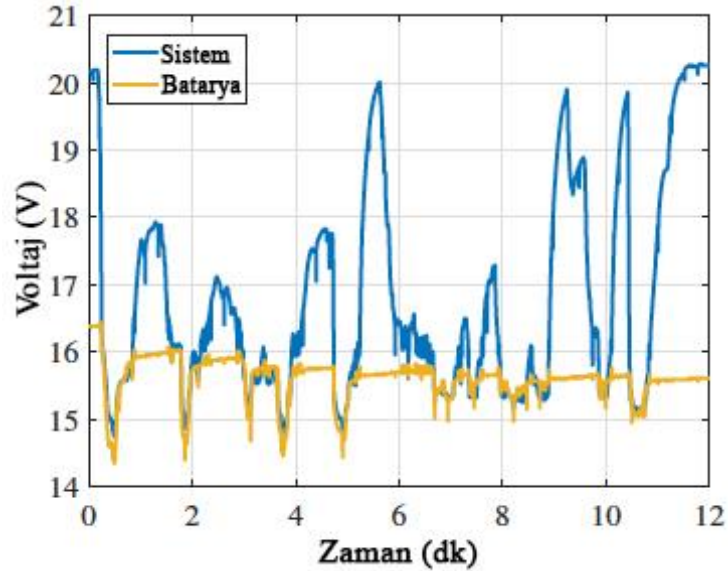


Görsel 2.11. İkinci uçuş görev profili [42]



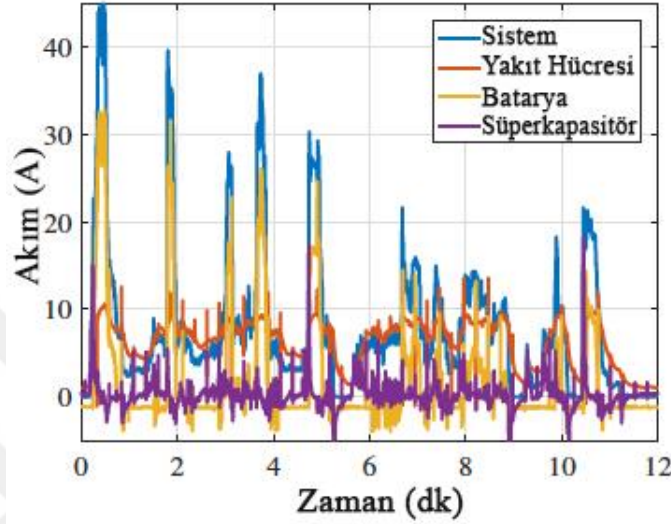
Görsel 2.12. İkinci uçuş görev profili boyunca değişen irtifa ve ölçülen hız [42]

Yaklaşık 10 dakika süren ikinci uçuş boyunca değişen irtifalarda ve gaz kollarında, farklı hızlarda dinamik uçuş verileri elde edilmiştir. Yakıt hücresi ve süper-kapasitör voltajının 14-20 V arasında değiştiği belirtilmiştir. Buna karşılık batarya voltajının 14-16,8 V arasında görece sabit seyrettiği ortaya konulmuştur (Bkz. Görsel 2.13).



Görsel 2.13. İkinci uçuş voltaj değişimi [42]

500 W'ın üzerindeki güç gereksinimlerinin hibrit sistem sayesinde karşılandığı görülmektedir (Bkz. Görsel 2.14). Bunun dışında bataryadan yaklaşık 450 W gücün 32 A değerinde sağlandığı belirtilmiştir. Güç profiline karşılık hibrit sistemin gerekli cevapları verebildiği uçuş süresinde ortaya konulmuştur [42].



Görsel 2.14. İkinci uçuş akım değişimi değişim [42]

Literatürde hibritleştirme çalışmalarının sadece PEMYH için değil, diğer tipte yakıt hücreleri KOYH ve DMYH için de gerçekleştirildiği görülmüştür. KOYH'nin gaz türbinli motorlar ile hibrit veyahut tek başına kullanıldığı; böylelikle sistem verimliliğinin arttığı ortaya konulmuştur [11, 43, 44]. Yüksek irtifa-uzun menzil görev yapabilme kabiliyetine sahip İHA için hibrit sistem modellenmiş ve tüm sistemin performansı %66,3 olarak iyileştirilmiştir [43]. Oluşturulan hibritleştirme senaryoları ve modelleri elektrikli uçaklar için havada kalış sürelerinin belirlenmesi açısından önem arz etmektedir. Bu bağlamda farklı güç kaynaklarına yönelik hibritleştirme çalışmaları ve yer testleri yapılmıştır [4, 6, 45-47, 52].

Yüksek sıcaklıkta çalışan yakıt hücrelerinin İHA'da kullanımına yönelik yapılan çalışmada, yüksek irtifalarda seyir etmesini planladıkları yakıt hücreli İHA'nın soğutma sistemini matematiksel olarak modellemişlerdir. Atmosfer koşullarındaki hava, İHA gövdesi üzerine yerleştirilmiş bir valf vasıtasıyla gövde içerisine alınarak soğutma ve sıcaklık kontrolü sağlanmıştır. Böylelikle soğutma fanına ihtiyaç kalmadan pasif soğutma sistemi ortaya konulmuştur. Bu soğutma stratejisi sayesinde %2,75 yakıt hücresi gücünden tasarruf edilmiştir [48, 49].

Gadalla ve Zafar [50] foto voltatik panellerin kullanıldığı yakıt hücreli İHA'nın güç grubunu modellemiştir. Konsept tasarımı ortaya konan uçağın güç gereksinimi belirlenmiştir. Sonrasında yakıt hücresi, batarya ve foto voltatik panelden oluşan güç grubu özellikleri belirlenmiştir. Motor ve pervane modeline bağlı olarak İHA'nın ihtiyaç duyduğu güç deneysel olarak ortaya konulmuş ve böylelikle uçağın farklı durumlar altında havada kalış süreleri hesaplanmıştır. Hibrit sisteme fotovoltatik panellerin dâhil edilmesi ile havada kalış süresinin 28173 s'den 53396 s'ye çıktığı görülmüştür. Fotovoltatik panelden elde edilen 65 W'a karşılık havada kalış süresi 39000 s iken, 116 W elde edildiğinde bu sürenin 47000 s'ye kadar çıktığı, gün içerisinde hava durumu ve güneşli geçen saatlere bağlı değişkenlik gösterdiği ortaya konulmuştur.

Yakıt hücresi ve bataryaların hibrit ve etkin kullanımı uygun kontrol yönteminin belirlenmesi ile mümkündür [51]. Hibrit kart üzerinde ideal diodların seçilerek voltaj düzenlemesine gerek kalmadan motorun beslenmesi üzerine yapılan hibritleştirme çalışmasında, DC-DC konvertöre (değiştirici) gerek kalmadan LiPo batarya voltajı ile dengeli bir şekilde motor beslenmiştir. Böylelikle %97 oranında hibrit güç elektroniğinde verimlilik elde edilmiştir [53].

Yakıt hücrelerinin İHA'lar ve kara taşıtlarında hibrit kullanımına yönelik çalışmalar literatürde mevcuttur. Bu çalışmalarda hibrit sistem elemanlarına yönelik güç ve enerji yönetim sisteminin belirlenmesi üzerinde durulmuştur. Güç ve enerji yönetim sisteminin belirlenmesinde belirli bir görev profiline yönelik veyahut bulanık mantık yaklaşımının kullanıldığı modeller üzerinde durulmuştur [54-59]

3. UÇAK VE ALT SİSTEMLERİ

3.1. Tasarım İsterleri

Herbir yeni uçağın tasarımı öncelikle isterlerin belirlenmesi ile başlar. İsterler uçaktan uçağa farklılık göstermektedir. Dolayısıyla tasarım isterlerinin hedeflenen tasarım için belirlenmesi gerekmektedir. Aşağıdaki parametreler örnek olarak verilebilir;

- Menzil
- Kalkış mesafesi
- Havada kalma süresi
- Maksimum hız
- Tırmanma oranı
- Servis tavanı
- Maliyet
- Güvenirlilik
- Yük Faktörü

Bu çalışmada tasarım isterleri, literatürdeki İHA'ların güç profilleri, havada kalış süreleri, itki sistemleri ve tasarım detayları incelenerek ortaya konulmaya çalışılmıştır. Bununla beraber piyasada satılan yakıt hücrelerinin boyutları, güç yoğunlukları, hacimsel yoğunlukları vb. teknik özellikleri de tasarım isterlerinin belirlenmesinde göz önüne alınmıştır. Bu bilgiler ve diğer amaçlar doğrultusunda tasarlanan İHA'nın (Hydra) isterleri Çizelge 3.1'de gösterilmiştir.

Çizelge 3.1. *Hydra tasarım isterleri*

Stall Hızı: 10 m/s

Seyir Hızı: 16 m/s

Kalkış Ağırlığı: 6,5 kg

Faydalı Yük: 0,4 kg

Kanat Açıklığı: 3 m

Görüntü Algılama

Havada Kalış Süresi: 3-5 saat

Omuz Üzerinden Atılarak Havalanma

Gövde Üzerine İniş

Uçuş İrtifası: 800 m – 1000 m AGL (Absolute Ground Level)

Stall hızı, uçağın havada tutunabileceği en düşük hızı ifade etmektedir. Konsept tasarım aşamasında belirlenen 10 m/s stall hızı, İHA'nın omuz üzerinden atılarak havada tutunabilmesini sağlayacak olması düşünülmüş ve seçilmiştir. Aynı zamanda benzer konfigürasyondaki İHA'ların stall hızları da dikkate alınarak bu hız seçilmiştir.

Seyir hızı, uçağın öngörülen sıfır taşıma sürükleme katsayısı hesaba katılarak belirlenmiştir. Bunun ile birlikte seyir hızı uçağın en uzun süre havada kalmasını sağlayacak şekilde hesaplanmıştır. Konsept tasarım evresinde uçağa yerleştirilmesi planlanan görüntü algılayıcı cihazın saniyedeki kare hızı da göz önüne alındığında daha yüksek hızlarda görüntü kalitesinin düşeceği öngörülmektedir. Tüm bu kısıtlar altında seyir hızı 16 m/s olarak seçilmiştir.

Uçağın kalkış ağırlığı, omuz üzerinden atılarak havalandırılabilmesi en üst ağırlığıdır. Uçağın uçuş esnasında yapacağı yatış hareketleri ve yatış açıları da hesaba katılarak yük faktörü ağırlık hesaplamalarına dâhil edilmiştir. Uçağın kalkış ağırlığı hesaplanırken sırasıyla yapısal, yakıt hücresi, hidrojen tankı, regülatör, aviyonik, bağlantı kabloları, batarya ağırlıkları hesaba katılmıştır. Yapısal ağırlığın 3 kg, yakıt hücresi sisteminin ağırlığının toplamda yaklaşık 2,8 kg olacağı öngörülmüş ve faydalı yük marjı da göz önüne alınarak uçağın kalkış ağırlığı 6,5 kg olarak belirlenmiştir.

Yakıt hücresi sisteminin performans kaybı olmadan kullanılabilmesi en üst irtifanın 1000 m olduğu bilgisi üretici firma tarafından verilmiştir. Uçuşun gerçekleşeceği Eskişehir ilinin yerel rakım değeri de (800 m – 1000 m AGL (Absolute Ground Level)) hesaba katılarak 100 metre irtifada uçağın test edilmesi uygun görülmüştür. Faydalı yük marjı olarak 0,4 kg ağırlığında, optik yakınlaştırma özelliği olmayan, hem seyir irtifasına hem de konsept tasarıma uygun olan bir CCTV kameranın kullanılması planlanmıştır.

Uçağın kanat açıklığı literatürdeki uçakların kanat açıklıkları incelenerek 3 m olarak belirlenmiştir. Bu değer, Eskişehir Teknik Üniversitesi Havacılık ve Uzay Bilimleri Fakültesinde yer alan İHA laboratuvarlarının uçak bileşenlerinin üretimi ve işleme olanakları açısından ele alındığında uygun görülmüştür. Uçağın ön tasarım verileri üzerinden yaklaşık güç gereksinimi (Bu kısım detaylı olarak güç ve enerji yönetimi bölümünde anlatılmıştır) hesaplanmıştır.

Bu gereksinimi sağlayacak uygun elektrik motorları da incelenerek teorik olarak havada kalış süresi hesaplanmıştır.

Yapılan ilk hesaplamalar neticesinden gaz kolundaki değişimler de öngörülmüş ve belirli bir uçuş profiline bağlı kalarak havada kalış süresinin 3-5 saat arasında olacağı

tahmin edilmiştir. Hesaplanan bu sürenin gerçekleştirilen ilk testler sonucunda mümkün olacağı görülmüştür. Uçağın omuz üzerinden atılması ve gövde üzerine iniş yapabilecek şekilde tasarlanması, konsept tasarım evresinde kararlaştırılmıştır. Herhangi bir mancınık (katapult) sistemine kıyasla ve uçağın iniş takımları olmaksızın fırlatılmasının bazı avantajların (hafiflik) yanında dezavantajları (parazit sürüklenme, ağırlık vb.) beraberinde getirdiği bilinmektedir. Tüm dezavantajlara rağmen ilk uçuş testlerinde herhangi bir problem olmadan uçağın kalkış-iniş gerçekleştirebilmesi çalışmanın öngörülen haliyle devam etmesinin önündeki engelleri kaldırmıştır.

Bunun dışında gövde içerisinde konumlandırılması zorunlu olan yakıt hücresi ve hidrojen tankı gibi hacimli elemanların gövdenin sürüklenmesini arttıracığı bilinmektedir. Bu sebepten gövde içine iniş takımlarının yerleştirilmesinden kaçınılmıştır.

Omuz üzerinden atılarak uçağın kalkışını gerçekleştirmesinin operasyonel anlamda kolaylık sağladığı görülse de uçağın her zaman aynı hızda ve açıyla atılmaması emniyet açısından olumsuzdur. Bu sebeple gelecekte planlanan çalışmalarda pnömatik vb. bir mancınık sisteminin tasarlanması uygun görülmüştür.

Gövde üzerine iniş, uçağın tasarımı ve yapısal mukavemeti açısından isterleri belirlemektedir. Gövde üzerine iniş yapacak İHA'da kanat ve kuyruk yüzeylerinin yer seviyesinin üzerinde olması gerekmektedir. Bununla birlikte yapısal olarak gövdenin mukavim olması gerekmektedir. Uçağın alacağı darbelere uygun malzeme (sandviç, kabuk vb.) ve üretim (vakum altında kompozit vb.) yönteminin seçimi şarttır.

Uçuş irtifası, hava yoğunluğunun, basıncının ve sıcaklığının irtifa ile değişiminin yakıt hücresi sistemine etkileri göz önüne alınarak belirlenmiştir. Açık katot yakıt hücresi sistemleri reaksiyon için gerekli olan oksijeni doğrudan atmosferden almaktadır. Havanın termodinamik özelliklerinin irtifaya bağlı olarak değiştiği bilinmektedir.

Yüksek hızlarda ve yüksek irtifalarda uçan uçakların, görece daha düşük yoğunluklu havada düşük sürüklenme kuvvetine maruz kalmaları uçak performansı açısından olumlu bir etkiye sahiptir. Fakat pervaneli uçaklarda durum farklıdır. Bu uçaklarda pervanenin verimi hava yoğunluğu ile doğru orantılı olarak değişmektedir.

Uçak performansı ile yakıt hücresi performansının bir arada değerlendirildiği İHA yakıt hücresi sisteminin çalışma parametreleri aşağıda belirtilen şartlara bağlı olarak değişkenlik göstermektedir;

- Atmosfer şartları (İrtifaya bağlı olarak)
- Enerji yönetim modeli (Uçuş fazlarına karşılık gelen enerji yönetim senaryoları)

- Gövde içi yakıt hücresi sıcaklık değişimi (Uygun hava alığı tasarımı ve Soğutma etkisi)
- Değişen g gereksinimlerine karşılık, hibrit sistem performansı (Uçuş ve yer testlerinde)

Bu değişkenlere karşılık gelen sistem performansının gözlemlenmesi ve uygun güç yönetim modelinin önerilmesi bu çalışmanın hedeflerindedir. Yakıt hücresinin sistem performansının (nominal güç değeri yaklaşık 200 W) 1000 m irtifada (Eskişehir şartları için görece 100 m) ve dinamik yükler altında test edilip, araştırılması gerekli görülmüştür.

3.2. Başlangıç Ağırlık Tahmini

Hiçbir ua ağırlığından büyük taşıma üretmediği müddetçe havalanamaz. Hiçbir ua tasarımı da başlangıç ağırlık tahmini yapmadan başlamaz. Bu sebepten uçağın kavramsal tasarımında başlangıç ağırlık tahminin yapılması zorunludur. Bu tahmin, benzer ua tasarımlarına bakılarak gerçekleştirilir [60].

Tasarım isterlerinde uçağın toplam kalkış ağırlığı 6,5 kg olarak belirlenmiştir. Faydalı yükün 0,4 kg olduğu kabul edilirse geriye kalan 6,1 kg uçağın aviyonik, itki ve g grubunun yapısal ağırlığıdır.

Uçağın itki ve enerji sistemlerinin bileşenlerinin ağırlıkları:

- Lityum Polimer Batarya: 824 g
- DC Motor: 258 g
- ESC: 106 g
- Pervane: 26 g
- Yakıt hücresi: 724 g
- Hidrojen Tankı: 1200 g
- Regülatör: 350 g
- Yakıt Hücresi Telemetry Sistemi: 100 g
- Oto-pilot Sistemi: 250 g

Yukarıda geçen sistemlerin toplam ağırlığı 3838 g'dir. Geriye kalan kısım uçağın yapısal ağırlığı için kullanılacaktır. Bu kısım yaklaşık 2262 gr'dır ve toplam ağırlığın %34,8'inin oluşturmaktadır. Dolayısıyla uçağın geriye kalan yapısal bileşenleri olan kuyruk, gövde ve kanat için ilk ağırlık tahminleri aşağıdaki gibidir:

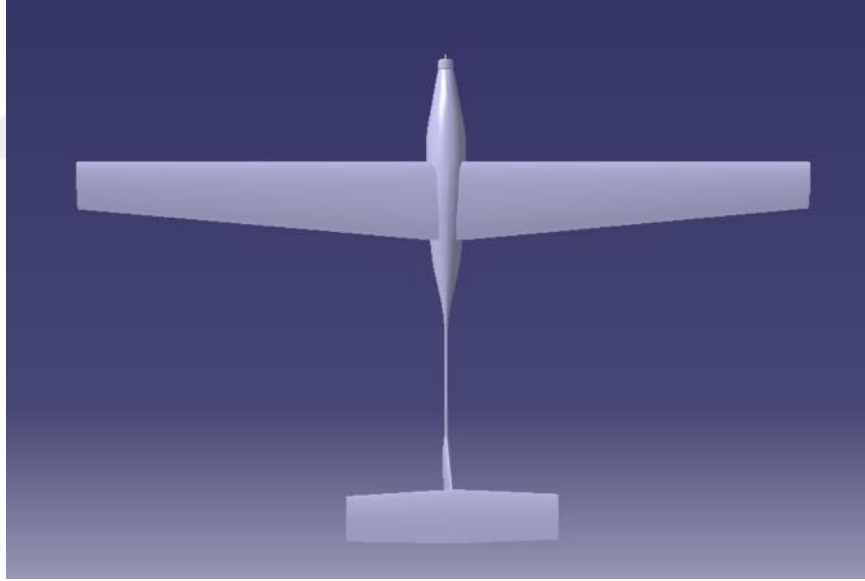
- Kanat: 1100 g

- Gövde 950 g
- Kuyruk: 212 g

Bu yapısal bileşenlerin detay tasarımı, malzeme seçimi ve imalat yöntemi seçilirken en hafif olacak şekilde ve uygun mukavemette olmaları gerekmektedir. Böylelikle yapılacak her türlü hafifletme işlemi uçağın seyir hızını düşürerek daha az motor gücü ile havada kalış süresini arttıracaktır.

3.3. Kavramsal Tasarım

Uçağın genel konfigürasyonunun belirlendiği evredir. Bu aşamada uçak tasarımcısı birtakım isterleri sağlamak için somut hedefle veyahut bazı yenilikçi fikirleri ve teknolojileri uygulama amacıyla uçağın konfigürasyonunu bir eskiz olarak ortaya koyar. Hydra'ya ait üstten ve yandan görünüşlerinin eskizleri Görsel 3.1 ve Görsel 3.2'de verilmiştir.



Görsel 3.1. *Hydra Eskiz Üstten Görünüş*



Görsel 3.2. *Hydra eskiz yandan görünüş*

Sonrasında uçağın konfigürasyonunun nasıl olacağı hakkında seçimler yapılır. Bu seçimler bir metodolojiye dayanmaktadır. Seçimler gerçekleştirilirken sistem mühendisliği yaklaşımı uygulanır. Uçağın tasarımı için belirlenen özellikleri karşılayacak şekilde seçimler yapılmaya çalışılır. Bu seçimler yapılırken uçağın sahip olması beklenen özellikler üzerinden bir ağırlıklandırma yapılarak konseptler puanlandırılır.

Puanlama sonucunda en iyi performansı göstereceği öngörülen konsept seçilir. Bu aşamada gerçekleştirilen puanlama, literatürde kabul görmüş değerlendirmeler üzerinden yapılır. Bu noktada tasarımcının tecrübeleri ve genel geçer literatüre hakimiyeti oldukça önemlidir [61].

3.4. Genel konfigürasyonun belirlenmesi

Uçağın genel konfigürasyonu belirlenirken seçilecek konseptin düşük sürüklenme üretmesi, yeterli kanat alanını sağlayabilmesi, kararlılığının yüksek olması, tasarım sürecinde değişikliklere açık olması, üretiminin görece kolay olması ve üretecek ekibin konfigürasyon üzerinde tecrübe sahibi olması dolayısıyla konvansiyonel monoplane tipi tercih edilmiştir. Konvansiyonel monoplane tasarım ölçütlerinde ortaya koyulan isterleri en iyi karşılayacak konfigürasyon olarak belirlenmiştir.

Uçağın tasarım isterleri doğrultusunda ve literatürün yardımıyla genel konfigürasyona uygun olarak, yüksek verim, düşük sürüklenme, düşük gürültü vb.

parametreler göz önünde bulundurularak uçağın itki konfigürasyonu belirlenmiş, tek çekici motor uygun görülmüştür.

Uçağın kuyruk konfigürasyonu belirlenirken, düşük sürüklenme, farklı hücum açılarında kontrol, düşük yüzey alanı, üretilebilirlik, ağırlık ve kontrol-kararlılık özellikleri göz önüne alınmıştır. Gerçekleştirilen değerlendirme sonucunda T tipi kuyruk öne çıkmış ve uçağın kuyruk konfigürasyonu olarak belirlenmiştir.

Uçağın bir iniş takımı olmayacağı tasarım isterlerinde belirlendiği için iniş takımı için bir konfigürasyon seçimi yapılmamıştır. Yakıt olarak Hidrojenin kullanılması planlanan İHA'nın en kritik kısımlarından birisi de gövdedir. Bataryaların kullanıldığı diğer elektrikli uçaklara kıyasla yakıt hücresi ve hidrojen tankı gibi hacimli elemanları barındıran gövde tasarımı, seyir uçuşu sırasında parazit sürüklenme yaratacaktır. Bu amaçla gövde hava akışının kopmaması için uygun tasarlanmalıdır.

Hydra için seçilen gövde konfigürasyonu için düşük miktarlarda sürüklenme kuvveti üretme, düşük ağırlığa sahip olma, gövde içerisinde yeterli hacim ve gövde üzerine iniş için yüksek mukavemete sahip olma gibi isterler üzerinden bir seçim yapılmıştır. Planörlerde de sık karşımıza çıkan tadpole tipi gövde seçilmiş ve kuyruğa boom ile götürülmesi kararlaştırılmıştır.

Kanat tipi seçiminde dikdörtgen kanat, trapez kanat ve eliptik kanat konfigürasyonları arasında bir değerlendirmeye gidilmiştir. Hydra, 3 metrelik kanadıyla yüksek açıklık oranına sahip bir uçaktır. Yüksek açıklık oranları, kanadın yapısal olarak ağırlaşmasına yol açabilmektedir. Bu dezavantajın ortadan kaldırılabilmesi için kanat veterlerinin kökten uca doğru daraltılması gerekmektedir.

Bu şekilde taşıma kuvvetinin oluştuğu merkez kanat köküne yaklaşır ve kanat kökünde oluşan burulma momenti kuvvet kolu kısaltılarak azaltılır. Bu sayede kanatların uçlara doğru hafifleyen bir yapıda inşa edilmesi mümkün olur.

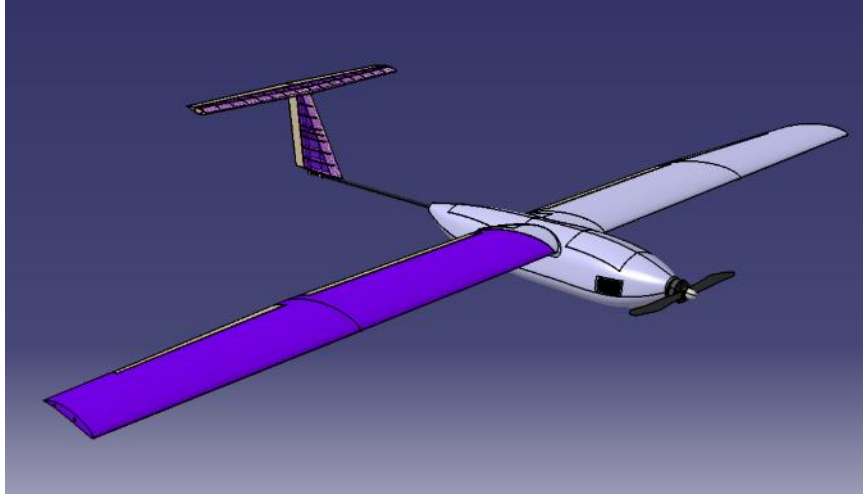
Trapez kanat konfigürasyonu aynı zamanda kanat üzerindeki taşımayı eliptik forma yaklaştırır. Eliptik kanatların üretimi zor olduğu için trapez kanat konfigürasyonu ile dikdörtgen kanatlar eliptik taşıma dağılımına yaklaştırılır. Eliptik taşıma dağılımı elde edilerek kanat ucunda oluşan basınç kaçakları sebebiyle kaybedilen taşıma en aza indirilir. Kanat ucu girdaplarının şiddeti azaltılır. Bu sebeplerden dolayı Hydra için trapez kanat konfigürasyonu seçilmiştir.

Kanat yerleşimi için ise; alttan kanat ortadan kanat ve üstten kanat yerleşimleri değerlendirmeye alınmıştır.

Alttan kanat, gövde üzerine iniş yapılacağı için kırma müsait bir yerleşim tipi olacaktır. Aynı zamanda alttan kanat yerleşiminin temel avantajı yatış kararlılığının azaltılmasıdır. Bu durum Hydra uçağının tasarım isterlerinin zıt ucundadır. Hydra uçağı yüksek açılarda yatış yapmayacak ve genellikle seyir uçuşu gerçekleştirecektir. Ortadan kanat, yatış kararlılığına pozitif veya negatif bir etki etmemektedir. Ancak kanatların birleştiği, taşıma kuvvetinin oluşturduğu burulma kuvvetini karşılayan wingbox, bu kanat konfigürasyonunda gövdenin içinden geçtiği için gövde içi hacmi sınırlamaktadır. Ortadan kanat bu yönüyle verimsiz bir kanat yerleşimi olarak değerlendirilmiştir. Üstten kanat kanat yerleşimi yatış kararlılığına önemli katkılar sağlamaktadır. Wingbox'ın gövde hacmini sınırlamayacak şekilde yerleştirilmesine imkân tanımaktadır ve gövde üzerine iniş sırasında kanatları yerden yüksekte tutmaktadır. Hydra uçağı için üstten kanat yerleşiminin seçilmesi kararlaştırılmıştır. Hydra'ya ait detay tasarım sonuçları Çizelge 3.2'de, Hydra detay katı tasarım modeli Görsel 3.3'de verilmiştir.

Çizelge 3.2. Hydra detay tasarım sonuçları

Kanat		Yatay Kuyruk	
Açıklık:	2,8 m	Açıklık:	0,86 m
Ortalama Veter:	0,319 m	Ortalama Veter:	0,19 m
Alan:	0,894 m ²	Alan:	0,164 m ²
Profil:	SG6043	Profil:	NACA 64012
Trapez Oranı:	0,8	Trapez Oranı:	0,8
Açıklık Oranı:	9,76	Açıklık Oranı:	4,56
Gövde		Dikey Kuyruk	
Uzunluk:	1 m	Açıklık:	0,35 m
İstasyon Sayısı:	8	Ortalama Veter:	0,27 m
Yükseklik:	0,17 m	Alan:	0,09 m ²
Genişlik:	0,23 m	Profil:	NACA 64012
Erişim Noktası:	2	Trapez Oranı:	0,5
Hava Alık Noktası:	1	Açıklık Oranı:	1,3
Kanat Birleşim Şekli:	Fillet Destekli Wingbox	Ok Açısı:	45°
Ağırlık		İtki Sistemi	
Yapısal Ağırlık:	2,2 kg	Motor:	Tiger U7 280 KV
Boş Kalkış Ağırlığı:	6,1 kg	Pervane:	Karbon Fiber 18 x 6,1
Faydalı Yük Ağırlığı:	0,4 kg	ESC:	Tiger Flame 80 A
Toplam Kalkış Ağırlığı:	6,5 kg	Batarya:	Gens Ace 7S 4400 mAh



Görsel 3.3. *Hydra detay tasarım katı model*

3.5. Motor ve Pervane Seçimi

Uçağın öngörülen uçuş profiline karşılık gelen güç profiline uygun bir motorun seçilmesi gerekmektedir. Uçak üzerinde seyir ve tırmanış durumlarında oluşacak sürüklenme kuvvetinin hesaplanması ile birlikte uçağın tırmanış gerçekleştirebilmesi için gereken itki kuvveti 1,86 kg, uçağın düz uçuşu için gereken itki kuvveti 0,76 kg olarak hesaplanmıştır. Uçağın kalkışı için seçilen 0,4 itki oranını sağlayacak 2,4 kg itki kuvvetinin yeterli olacağına tecrübeler ile karar verilmiştir. Yer testlerinde kullanılmak üzere Görsel 3.4’de gösterilen U7 elektrik motoru belirlenmiştir.



Görsel 3.4. *U7 motoru*

Elektrik motorunun çalışma voltaj aralığı belirlenirken hem 7S LiPo batarya voltajı hem de yakıt hücresinin optimum performansındaki çalışma voltajı ile uyumlu olması gözetilmiştir. Böylelikle tüm sistemin bir araya getirilmesinde harici bir dönüştürücünün kullanılmasına gerek kalmayacaktır. Elektrik motoru tipi olarak sağladıkları itki verimi

nedeniyle DC brushless outrunner tipi motor seçilmiştir. Bu alanda farklı motor üreticilerinin geliştirdiği motor modelleri incelenmiştir. Motor üreticileri, İHA tasarımcılarının sistemlerinin ihtiyaç duyduğu itki bileşenlerini seçebilmeleri için ürettikleri modellere ait test verileri paylaşır. Motor satın alınıp aynı komponentlerle tekrarlandığında bu verilerin değişebildiği geçmiş projelerde tecrübe edilmiştir. Bu yüzden özellikle itki değerlerinde bir emniyet marjı bırakılarak motor seçimi yapılması yerinde bir uygulamadır. Hydra'nın motoru için, Çin'de faaliyet gösteren Tiger Motor firmasının U7-280 kv motoru en uygun seçenek olarak değerlendirilmiştir. Motor satın alındıktan sonra çeşitli pervaneler ile kuru itki testleri gerçekleştirilerek motorun sınanması planlanmıştır.

3.6. Oto-pilot Seçimi

İnsansız hava aracının minimum elektrik enerjisini kullanarak uzun süre havada uçuşması için bir oto-pilot sistemine ihtiyaç duyulmaktadır. Oto-pilot sisteminin ana bileşeni “kontrol kartıdır”. Araç için gerekli olan GPS bağlantısı, pusula bağlantısı, alıcı ve servo bağlantıları ile güç modülü bağlantısı kontrol kartı üzerindeki pin bağlantıları ile sağlanmıştır. Kontrol kartı üzerinde barometrik sensörler de ayrıca yer almaktadır. Hydra için uygun olan iki farklı ticari kontrol kartı değerlendirilmiştir. Bunlar Pixhawk ve APM 2.6 kartlarıdır (Bkz Görsel 3.5).

Bu kontrol kartları karşılaştırıldığında Pixhawk'ın APM'ye göre avantajları olduğu görülmüştür. Ancak APM ve Pixhawk arasında sensörler ve yer istasyonu yazılımı gibi ortak noktalar da vardır.



Görsel 3.5. Kontrol kartları

Pixhawk'da iki adet bölüm bulunur. Bunlar “RC IN” ve “OUTPUT” bölümleridir. Hydra'nın aileron, itki, flap, elevator ve rudder kontrolleri Pixhawk üzerindeki “OUTPUT” bölümüne bağlanır.

Araçta bulunan GPS, konum, enlem ve boylam bilgilerini sağlar. GPS modülü üzerinde bulunan pusula, aracın manyetik kutba göre olan pozisyonunu belirtir. Uçuştan önce pusula kalibre edilir. Oto-pilot sistemi 5 metreye kadar bir hata toleransına sahip olduğundan ek olarak bir sonar mesafe sensörü bulunur. Sonar mesafe sensörü otonom olarak gerçekleştirilecek kalkış ve inişlerde hatayı en aza indirmek için sisteme dahil edilmiştir.

Pixhawk kontrol kartına enerji verebilmek için bir güç modülü gereklidir. Bu modül bataryanın gücünü elektronik hız kontrol ünitesine (ESC) ve Pixhawk'a dağıtır. Güç modülü, uçak havadayken motor tarafından çekilen akımın doğru şekilde okunması ve grafiklere dökülebilmesi noktasında önem arz etmektedir. Bu yüzden cihazın kalibrasyonu uçağa montaj öncesinde gerçekleştirilmiştir.

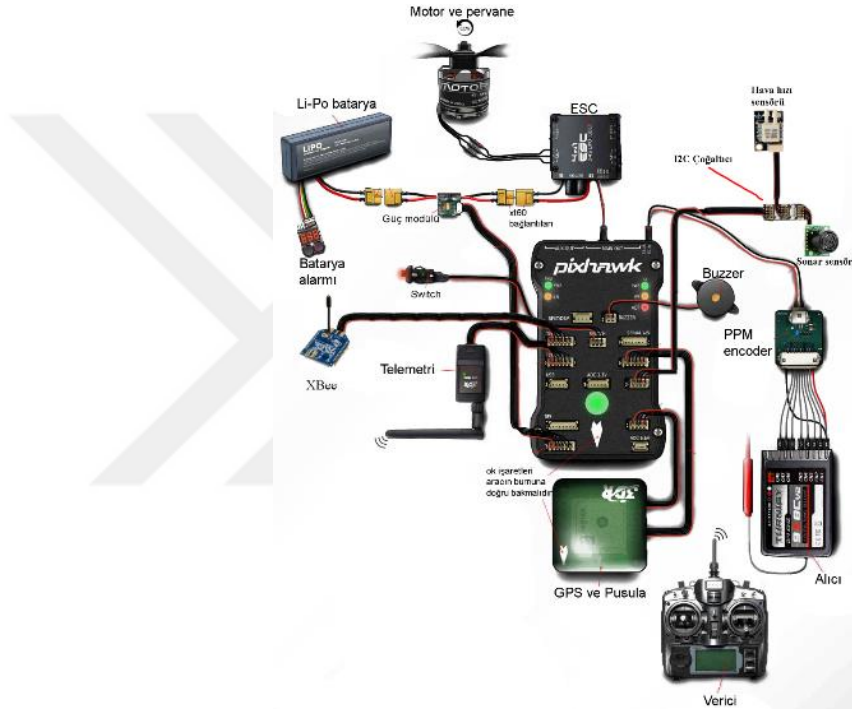
Alıcı ve verici 915/433 mhz frekans bandında çalışmaktadır. İletişim için 40 km menzile sahip telemetri çifti kullanılması kararlaştırılmıştır. Araçta Dijital hava hızı sensörü de bulunmaktadır. Bu sensör Pixhawk üzerinde bulunan "I2C" portuna bağlanmalıdır. Fakat sonar ve GPS sensörleri de aynı porta bağlanacağından bir "I2C" çoğaltıcısı kullanmak gereklidir. Hava hızı sensörü, manuel uçuşlar sırasında kalkış, seyir ve iniş hızı verisi sağlayarak, yer istasyonuna parametreleri doğru yazmaya yardımcı olur.

Yer istasyonunda "mission planner" isimli program kullanılmaktadır. Mission planner programından verilecek olan parametreler kontrol kartının programlanmasına yardımcı olur. Radyo kontrol kumandası, uçağın manuel olarak kaldırılması ve indirilmesi sürecinde pilot tarafından kumanda verilmesi için kullanılacaktır.

Devre şemasında yer alan Emniyet Switch'i uçağın uçuş öncesi emniyetli bir şekilde kontrol edilebilmesi uçağın kontrol yüzeyleri ile motorunun yer istasyonu komut vermeden ve switch üzerine basılmadan aktif olmasını engellemektedir. Bu bileşen uçağın üzerindeki sigortanın yanında ikinci bir emniyet unsuru olmaktadır. Hydra için hazırlanan kontrol şeması uçak içerisine yerleştirilecektir (Bkz. Görsel 3.6 ve Görsel 3.7).



Görsel 3.6. (Soldan sağa) Telemetri, Sonar mesafe sensörü, GPS modülü, hava hızı sensörü, I2C çoğaltıcısı.



Görsel 3.7. Kontrol şeması

3.7. Batarya Seçimi

Bu çalışmada yakıt hücresi ile batarya birbirlerine paralel bağlı kullanılmaktadır. İki farklı güç kaynağının birlikte kullanılması literatürde ve uygulamada hibrit kullanım ismiyle karşımıza çıkmaktadır. Hibrit kullanıma uygun bataryanın seçilmesinde en temelde iki belirleyici faktör bulunmaktadır. Bunlardan biri yakıt hücresinin şartlandırılması için gerekli olan enerji miktarı (Wh) diğeri ise uçağın, yakıt hücresinin kapasitesini aşan güç gereksinimlerinde bataryanın kullanımında gerekecek olan enerji miktarıdır. Yakıt hücresinin şartlandırma prosedürü ve gerekçesi tezin yakıt hücresi sisteminin detaylı anlatıldığı kısımda verilmiştir. Kalkış, tırmanma ve dönüşler için

gerekli olan güç ihtiyacı belirli bir hata payı ile yer testlerinde belirlenmiştir. Dolayısıyla uçağın uçuş profiline karşılık gelen güç profili gerek modelleme gerekse batarya seçimi için büyük önem taşımaktadır. Bu çalışma kapsamında batarya seçimi için uygulanan yaklaşım Çizelge 3.3’de verilmiştir.

Çizelge 3.3. Batarya seçim prosedürü

Yakıt hücresi şartlandırma kaynaklı güç tüketimi		
Dakikada gerçekleşen şartlandırma sayısı	6	
Her bir şartlandırmada geçen süre	0,1	s
Bir saatte gerçekleşen şartlandırma sayısı	360	
Seyir uçuşunda yakıt hücresi tarafından sağlanan güç değeri (%55-65 gaz kolu)	200	W
Maksimum güçte tüketilen hidrojen miktarı	3,8	L
150 Bar basınçta hidrojen tüpünün enerji kapasitesi	336	Wh
Batarya kapasitesinin yeterli olması gereken süre (uçuş süresi x 2)	3,36	sa
Uçuş süresi x 2’ye karşılık gelen toplam şartlandırma sayısı	1209,6	
Uçuş süresi x 2’ye karşılık gelen şartlandırma süresi (saniye)	121	s
Uçuş süresi x 2’ye karşılık gelen şartlandırma süresi (saat)	0,0336	h
Şartlandırma için tüketilen toplam enerji miktarı (öngörülen uçuş süresince)	11,76	Wh
<i>Kalkış, Tırmanma ve için gerekli olan güç tüketim (Batarya destekli)</i>		
Kalkış süresi	30	s
Kalkış için gerekli güç (% 100 gaz kolu)	600	W
Tırmanmada geçen süre (seyir irtifası 100 m)	2	dk
Tırmanma için gereken güç miktarı (%75 Gaz kolu)	286	W
<i>LiPo batarya Kapasite hesabı (Tüm uçuş süresince)</i>		
LiPo batarya tarafından karşılanan güç (Tırmanma, kalkış ve şartlandırma)	26,29	Wh
Bataryanın sürekli 300 W pik yükte çalıştığı varsayımı	1,015	A.h
Batarya kapasitesi	1015	mAh

Şartlandırma esnasındaki güç gereksinimi hesabı, yakıt hücresi sanki pik yüklerde çalışıyormuş kabulü temel alınarak gerçekleştirilmiştir. Gerçek şartlandırma için hesaplanan değerler daha düşük olduğu gözlemlense de belirli bir emniyet içerisinde hesaplar yapılmıştır. Bunların dışında kalkış, tırmanma ve manevra aşamalarında uçuş şartlarının değişkenliği, oto-pilot/RC (radyo kontrol) kumanda ile uçuş ve kontrol servoları ile diğer elektriksel ihtiyaçlardaki değişkenlik, hesaplamalar sonucunda ortaya çıkan batarya kapasitesinin 4 katı bir kapasite (4400 mAh) seçilerek tüm değişkenlerin ve öngörülemeyen sapmaların bertaraf edilmesi amaçlanmıştır. Bu şekilde emniyetli bir

uçuş sonrasında, uçuş süresinde yapılan gözlemler güç tüketiminin daha ön görülebilir bir marjda olmasını sağlayacaktır. Yakıt hücresinin kalkışta, tırmanışta ve manevralar esnasında yetersiz kaldığı yerlerde batarya devreye girmektedir. Bu sebeple yakıt hücresi, batarya ve motor çalışma voltajlarının birbiri ile uyumlu aralıklarda olması gerekmektedir. Yakıt hücresi voltaj aralığı 22,2V ve 35,2V olduğu görülmüştür. LiPo bataryalar da yakıt hücreleri gibi birbirine seri bağlı hücrelerden meydana gelmişlerdir. Batarya hücrelerinin herbiri ortalama 3,7 V (4,2 V tam dolu olduğu durumdaki) gerilime sahiptir. Dolayısıyla 7 hücreli bir LiPo batarya toplam 25,9 V gerilime sahip olacaktır. Bu voltaj hem U7 motoru ile uyumlu hem de yakıt hücresi çalışma voltajı aralığındadır.

LiPo bataryaların diğer ayırt edici özelliği, hızlı şarj-deşarj kapasiteleridir. Bu çalışmada kullanılan yakıt hücresi sistemi 1A akım ile bataryayı şarj edecektir. Uçuş süresince bataryanın belirli bir doluluk oranında olması gerekmektedir. Çünkü batarya hem yakıt hücresinin şartlandırılması esnasında devreye girecek hem de emniyetli bir uçuşun tamamlanması için gerektiğinde güç ihtiyacını karşılayacaktır. Bu sebepten C (deşarj) değeri 50 ve üzeri bir LiPo bataryanın seçilmesi uygun görülmüştür. Ani güç gereksinimlerinde görece yüksek C değerine sahip bataryalar olumlu yanıt verebilmektedirler. Yapılan piyasa araştırması sonucu; ağırlık, maliyet, boyut ve yerel olarak bulunabilirlik özellikleri ile ön plana çıkan Gens ace 7S 4400 mAh bataryanın (65 C) temin edilerek sisteme eklenmesine karar verilmiştir. Görsel 3.8’de gösterilen batarya, 148x50x53 mm boyutları ile 824 g ağırlığındadır.



Görsel 3.8. 7s LiPo Batarya

3.8. İtki Testleri

İtki testleri, Eskişehir Teknik Üniversitesi Havacılık ve Uzay bilimleri Fakültesi bünyesinde bulunan İHA Laboratuvarlarında gerçekleştirilmiştir.

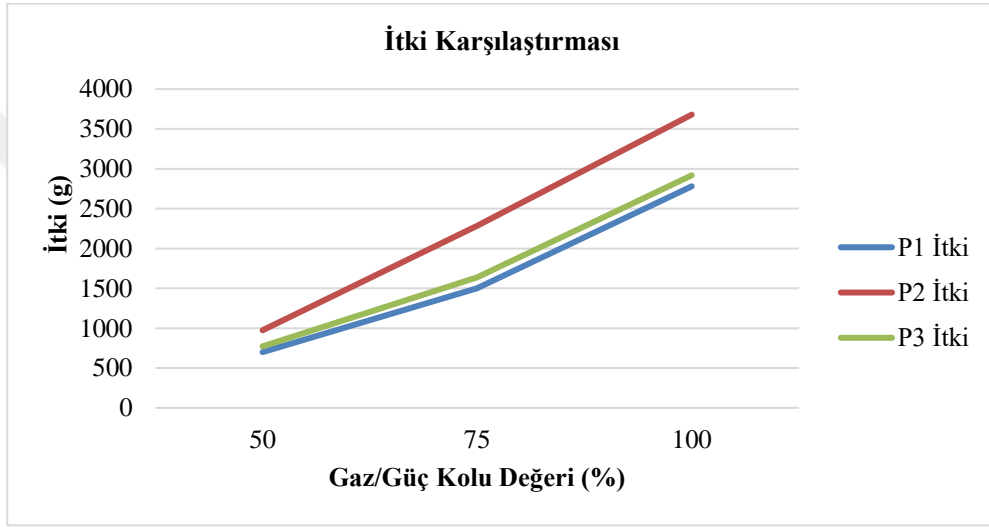


Görsel 3.9. İtki test düzeneği

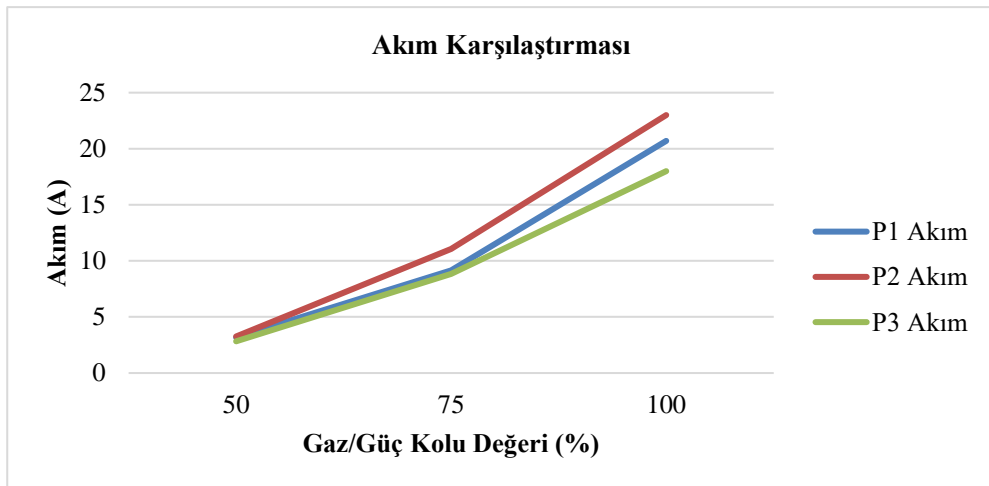
Statik itki düzeneği, sigma profil malzemedan kaldıraç şeklinde tasarlanmıştır (Bkz. Görsel 3.9). Kaldıracın bir ucunda motor-pervane ikilisi sabitlenmiştir. Diğer ucuna ise bir terazi konulmuştur. Hydra’da kullanılması planlanan U7 280 kv motoru, Flame 80A ESC ve 7S 4400 mAh kapasitedeki LiPo batarya pervanesinin tahrik edilebilmesi için uygun şekilde yerleştirilmiştir. Test düzeneğinde sırasıyla çeşitli tip ve ebattaki pervanelerin statik itki testleri yapılmıştır. İtki testlerinde kullanılan farklı pervaneler için itki ve güç değerleri terazi ve watt metre ile ölçülmüştür. İtki test sonuçları Çizelge 3.4’de verilmiştir. Farklı pervanelerin itki değerlerinin karşılaştırılması Görsel 3.10’da, akım değerlerinin karşılaştırılması Görsel 3.11’de, itki verim değerlerinin karşılaştırması Görsel 3.12’de gösterilmiştir.

Çizelge 3.4. Farklı pervanelerin itki testlerinin sonuçları

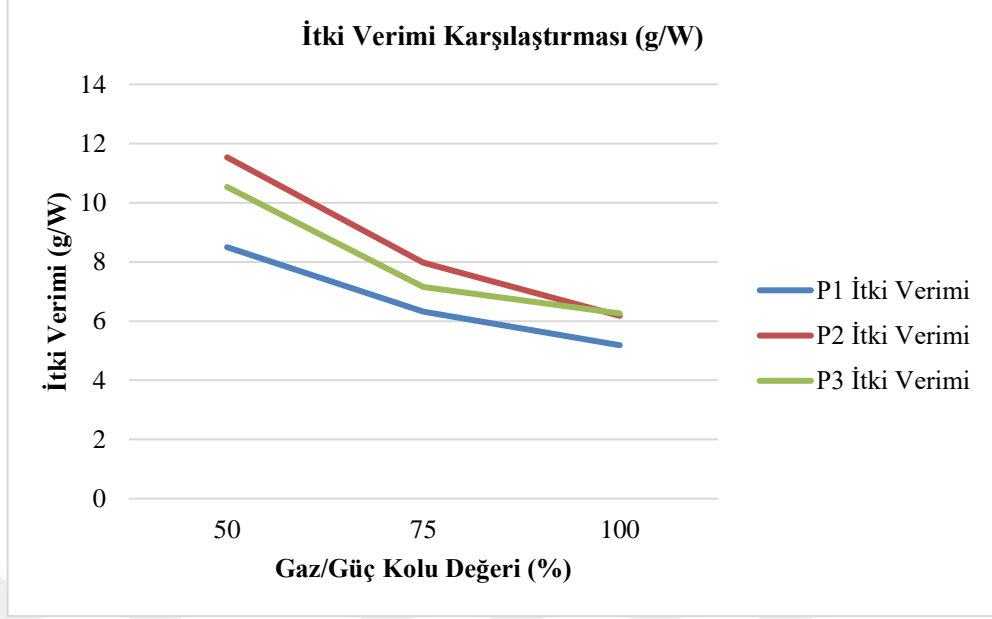
Pervane 1										
Üretici	Sail Propellers	50% Gaz kolu			75% Gaz kolu			100% Gaz kolu		
Malzeme	Ahşap	Akım(A)	İtki (g)	Güç (W)	Akım(A)	İtki (g)	Güç (W)	Akım(A)	İtki (g)	Güç (W)
Boyut	17x6	3,18	700	82,362	9,16	1500	237,24	20,7	2780	536,13
Pervane 2										
Üretici	Tiger Motors	50% Gaz kolu			75% Gaz kolu			100% Gaz kolu		
Malzeme	Karbon fiber	Akım(A)	İtki (g)	Güç (W)	Akım(A)	İtki (g)	Güç (W)	Akım(A)	İtki (g)	Güç (W)
Boyut	18x6.1	3,26	974	84,43	11,05	2282	286,19	23	3680	595,7
Pervane 3										
Üretici	Tiger Motors	50% Gaz kolu			75% Gaz kolu			100% Gaz kolu		
Malzeme	Ahşap	Akım(A)	İtki (g)	Güç (W)	Akım(A)	İtki (g)	Güç (W)	Akım(A)	İtki (g)	Güç (W)
Boyut	17x6	2,83	772	73,29	8,84	1638	228,95	18	2918	466,2



Görsel 3.10. Farklı pervanelerin itki değerlerinin karşılaştırılması



Görsel 3.11. Farklı pervanelerin akım değerlerinin karşılaştırılması

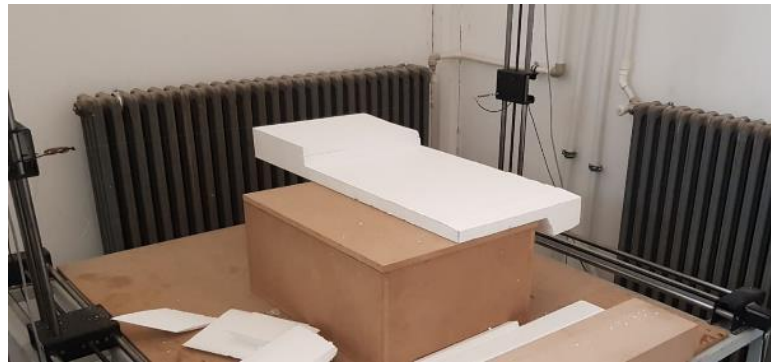


Görsel 3.12. Farklı pervanelerin itki verim değerlerinin karşılaştırılması

3.9. Üretim

Hydra'nın parçalarının üretim sürecinde; maliyet, üretim süresi ve hafiflik özellikleri ön planda tutulmuştur. Kanat ve gövdenin üretimi EPS köpükten imal edilerek kompozit malzemelerle yük yolları üzerinde gerekli dayanım elde edilmiştir. Kuyruk yapımında ilk iki prototipte EPS köpük ve kompozit malzeme kullanıldıktan sonra üçüncü, prototipte ağırlığı azaltmak amacıyla balsa yapı tercih edilmiştir.

Kanatlar, CNC sıcak tel cihazı (Bkz. Görsel 3.13) ile oluşturulmuş EPS köpük üzerine hücum kenarında karbon fiber kumaş uygulaması ve iki karbon boru spar ile güçlendirme yapılması yoluyla oluşturulmuştur.



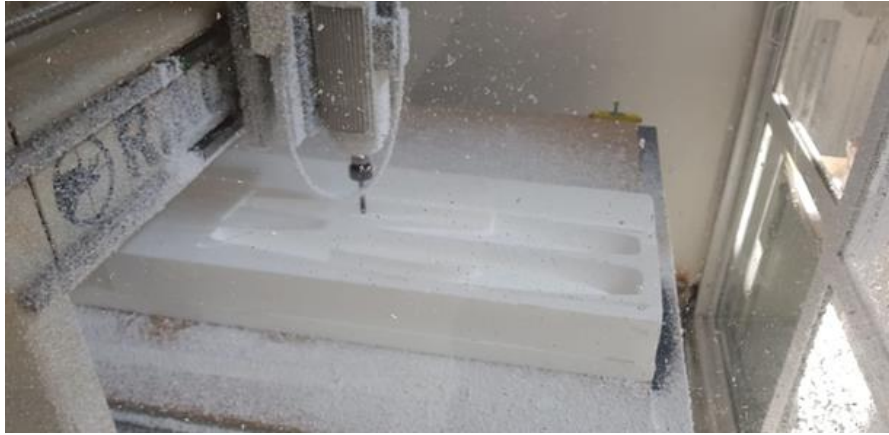
Görsel 3.13. Sıcak tel cihazı

Daha sonra bu yapının üzeri aerodinamik bir yüzey oluşturabilmek için kaplama kâğıdı ile kaplanmıştır (Bkz. Görsel 3.14).



Görsel 3.14. Üretim sonrası montaja hazır hale gelen kanatlar

Gövde iki parça halinde, merkezinden iki simetrik parçaya bölünerek üretilmiştir. EPS köpük, CNC 3 eksen freze üzerinde işlenerek gövde yüzeyleri haline getirilmiştir (Bkz. Görsel 3.15).



Görsel 3.15. Gövde üretimi 3 eksen freze



Görsel 3.16. *Gövde üretimi (iki parçalı)*

Daha sonra bu gövde yüzeyleri (Bkz. Görsel 3.16) cam fiber epoksi ile kaplanarak mukavemeti arttırılmıştır. Bölgesel mukavemet üzerinde çalışılarak tespit edilen yük yollarına ve gövde üzerine inişte darbeyi alacak olan alt yüzeye farklı kumaş katman sayıları uygulanarak bölgesel mukavemet arttırılmıştır. Böylece hafif ve dayanıklı bir yapı elde edilmiştir.

Gövdenin iç kısmı, güçlendirmeler yapıldıktan sonra, 8 mm et kalınlığı kalacak şekilde boşaltılmıştır. Boşaltılan hacme yakıt hücresi ve hidrojen tankının yerleşimi Görsel 3.17 ve Görsel 3.18’de gösterilmektedir.



Görsel 3.17. *Gövde üzerinde küçük silindirin yerleşimi*



Görsel 3.18. *Gövde üzerinde küçük silindirin yerleşimi üstenden görünüş*

Erişim kapakları, uçağın katı modelinde belirlenen şekilde gövde yüzeyine açılmıştır. Kuyruk yüzeylerinin imalinde, balsa ağacı ribler ve karbon fiber sparlar kullanılmıştır. Kuyruk takımında oturma açılarının doğru verilebilmesi için 3 boyutlu yazıcıdan PLA+ termoplastik kartuşla basımı gerçekleştirilen spesifik montaj parçaları kullanılmıştır (Bkz. Görsel 3.19).



Görsel 3.19. *Kuyruk montaja hazır*

Balsa ribler CNC lazer kesici cihazından kesilerek karbon fiber sparlar üzerine doğru sırada dizilmiş, gerekli güçlendirmeler gerçekleştirildikten sonra aerodinamik yüzeylerin oluşturulması amacıyla kaplama kâğıdı ile kaplanıp son formunu almıştır. Uçağın tüm parçaları imal edildikten sonra yapısal ağırlığı 1992 gram olarak ölçülmüştür. Uçağın tasarımında hedef olarak belirlenen 2262 gramlık yapısal ağırlığın %12'lik bir kısmı, uygulanan spesifik üretim planı ve özel imal metotları ile elimine edilmiştir.



4. HİBRİT SİSTEM

Bu bölümde hibrit sistem bileşenlerinin teknik özellikleri üzerinde detaylı bir şekilde durulmuştur. Uçak üzerine entegre edilmeden önce sistem bileşenlerinin birbiri ile uyumu tekrar gözden geçirilmiştir.

4.1. Yakıt Hücresi Sistemi

Çizelge 4.1’de yakıt hücresi sistem özellikleri gösterilmiştir.

Çizelge 4.1. *Yakıt hücresi sistem özellikleri*

Yakıt hücresi Tipi	PEM
Hücre Sayısı	37
Beklenen Performans	8,7 A @29,1 V
Daimi Güç	250 W
Pik Güç	300 W
Uyumlu Batarya Modülü (LiPo)	7S
Çalışma Voltaj Aralığı	22,2 V – 35,2 V
Boyutlar (kasa dahil)	110 mm x 120 mm x 123mm
Kullanım Ömrü (Belirtilen performans için)	500 saat
Ağırlık (Harici kablolar dışında)	730 gram
Reaktantlar	Hidrojen ve Hava
Hidrojenin Saflık Derecesi	%99,999
Hidrojen Tüketimi (Belirtilen performans için)	3.8 L/dk
Hidrojen Giriş Basıncı	0,6 – 0,8 bar
Hava Giriş Sıcaklığı	0°C – 35°C
Yakıt hücresi Çalışma Sıcaklığı (Üst Limit)	> 67°C
Sistemin Otomatik Kapanma Sıcaklığı	> 70°C
Yakıt hücresi Çalışma Voltajı (Alt limit)	< 0,6 V/hücre
Sistemin Otomatik Kapanma Voltajı	< 0,5 V/hücre
Batarya Çalışma Voltajı (Alt Limit)	< 3,4 V/hücre
Sistemin Otomatik Kapanma Voltajı (Batarya için)	< 3,0 V/hücre
Nemlendirme	Kendinden nemlenebilen
Soğutma	Hava (Fan ile)
Çalışmaya Başlama Süresi	< 30 s
Pilin Voltaj Verimliliği (Belirtilen Performans için)	%63,4 @ 29 V



Görsel 4.1. Yakıt hücresinin farklı cephelerden görünüşleri

Kapalı anot/katot tipi yakıt hücrelerinin membranlarında yeterli ölçüde iyon iletkenliğinin sağlanabilmesi için harici nemlendiricilere ihtiyaç duyulmaktadır. Havacılık uygulamaları söz konusu olduğunda, özellikle de İHA'lar (dikey iniş kalkış yapabilen döner kanat ve sabit kanat) için harici nemlendirme üniteleri fazladan ağırlık yapmaktadır. Bu çalışmada kullanılan HES yakıt hücresi sistemi (Bkz. Görsel 4.1) açık katot tipidir ve hücrelerinin şartlandırmasını (nemlendirme), ağırlığın artmasına neden olacak harici bir nemlendiriciye ihtiyaç duymadan gerçekleştirebilmektedir. Yakıt hücresi sistemi elektromekanik olarak her 10 s'de bir devredeki yükten ayrılır ve 100 milisaniye kadar kısa devre yapar. Bu süre zarfında oluşan yüksek akım yoğunlukları hücrelerinin nemlenebilmesi için gerekli miktardaki suyun katotta oluşarak membranın iyon iletkenliğinin istenilen seviyede tutulmasını sağlar. Şartlandırma esnasında yakıt hücresi sisteminin devre dışı kaldığı sürelerde LiPo batarya devredeki yükü veya elektrik motorunu besler. Böylelikle güç gereksiniminin karşılanmasında herhangi bir kesinti olmadan sistem bütünüyle çalışmaya devam eder. Tüm bu şartlandırma prosedürü esnasında yakıt hücresi sistemi ve batarya grubu otomatik olarak yukarıda bahsedilen işlemleri gerçekleştirmektedirler.

Yakıt hücresi sistemi geçici bir süre için 300-330 W sağlayabilse de uzun süreli kullanımlar için pik yük değerinde çalıştırılması uygun değildir. Pik yük değerinde uzun süreli çalıştırmada membran elektrolit bileşkelerinin (MEB) veyahut devre elemanlarının zarar görmesi söz konusudur. Bu sebepten yakıt hücresi sisteminin nominal güç değeri, yakıt hücreli insansız hava aracı sisteminin test ve tasarım aşamalarının temel parametresi olarak düşünülebilir.

4.2. Kontrol Kartları

İki adet ana kontrol kartı bulunmaktadır. Bunlardan bir tanesi güç yönetim kartı diğeri de hibrit karttır. Bu iki kart tüm yakıt hücresi ve batarya sisteminin kullanımını sağlamaktadır. Güç yönetim kartı yakıt hücresi sisteminin tüm bileşenlerini kontrol eden yakıt hücresinin ürettiği gücü ayarlayan karttır. Bu kontrol kartı 13,5 A akım değeri ile kısıtlanmıştır. Bu değer önemli bir tasarım ve uçak bileşenlerinin seçim parametresidir. Hydra'nın seyir uçuşunun, diğeri bir deyişle tüm uçuş profilin %90'ından fazlasını oluşturacak bu kısmın teorik ve deneysel güç ihtiyacı ve buna karşılık itki değerleri, yakıt hücresinin (batarya hariç) anlık olarak verebileceği 13,5 A limiti göz önüne alınarak ortaya konulmuştur.

İki adet ana kontrol kartının dışında bir adet harici hibrit kart, yakıt hücresi ve bataryayı birbirine bağlamaktadır. Harici Hibrit kart, İHA'nın güç profiline karşılık yakıt hücresinin tek başına gerekli gücü sağlayamamasından ötürü üretilmiştir.

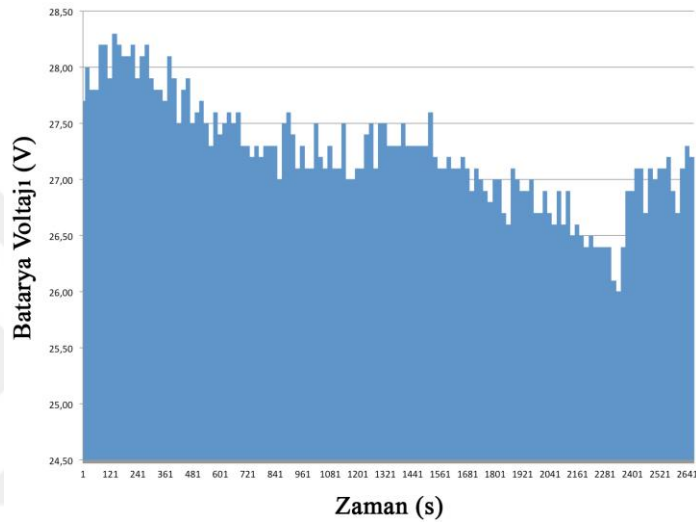
4.3. Hibrit Sistem Çalıştırma Prosedürü

4.3.1. Batarya Kullanım Esasları

Sistemde kullanılacak 7S LiPo batarya devreye bağlanmadan önce mutlaka bataryanın her bir hücresinin voltajı minimum 4,0 V olacak şekilde harici ünite ile şarj edilmelidir. Ayrıca hücreler arası voltaj farklılıkları da giderilerek balans ayarı yapılmalıdır. Tüm işlemlerden sonra batarya devre üzerinde kullanılabilir hale gelecektir. Kullanım kılavuzunda belirtildiği üzere batarya voltajı 27,5 V'un altında ise çalışma başlatılamamaktadır. Bu sebepten belirtilen voltaj değerinin altında batarya yakıt hücresi tarafından şarj edilemeyecektir.

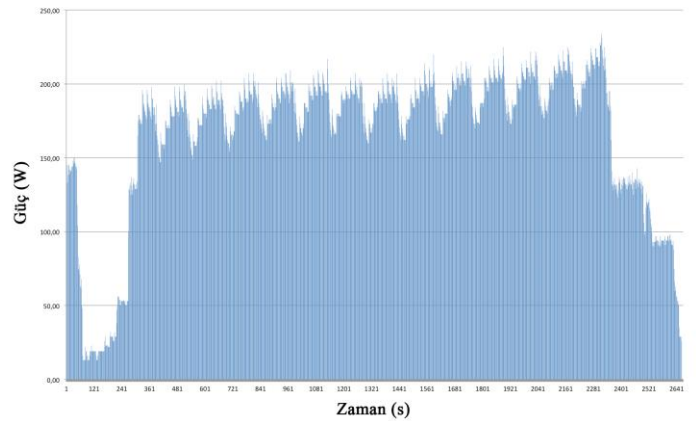
Çalışma esnasında batarya voltajının 24,5 V'un altına inmesi durumunda sistem ikaz vermektedir. Kritik seviye olan hücre başına 3,4 V'a yaklaşıldığını gösteren bu uyarı,

uçak üzerinde yakıt hücresinden anlık verilerin telemetri ile takip edilmesinin önemini ortaya koymaktadır. Dolayısıyla uçak üzerine sistem entegre edilmeden önce batarya ile ilgili tüm kontrollerin yapılması gerekmektedir. Ayrıca uçuş profiline bağlı olarak ekstra güç gereksinimlerinde bataryanın devreye girmesi, bataryanın voltajını daha da düşürecektir. Bu sebepten önceden belirlenen uçuş profiline yönelik yer testlerinin yapılması ve bataryanın voltaj değişimlerinin gözlenmesi uçuşa dair gerçekçi bir yaklaşım yapılmasını kolaylaştıracaktır.



Görsel 4.2. Zamana bağlı voltaj değişimi

Yaklaşık bir saatlik seyir uçuşuna karşılık batarya voltajındaki gerilim ve güç değişimi zaman bağlı olarak gözlemlenmektedir (Bkz Görsel 4.2). Bu değişimin gözlemlendiği güç profili Görsel 4.3’de verilmiştir.



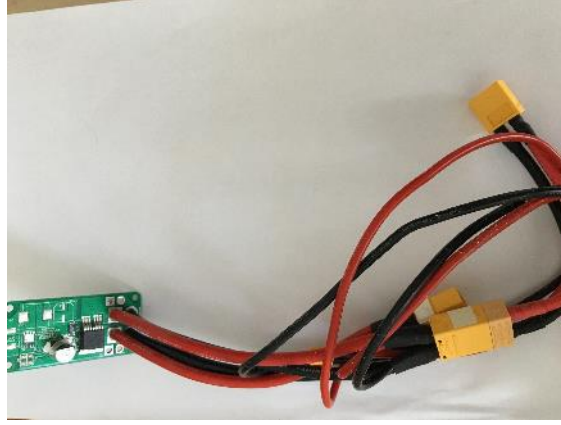
Görsel 4.3. Zamana bağlı güç değişimi

Yakıt hücresinin mevcut durumda verebildiği nominal güç değerinin üzerine çıktığında batarya geriliminde düşüşler gözlemlenmektedir. Bunun dışında yakıt hücresinin nemlendirme prosedürü sonrasında bataryanın şarj olması ile geriliminin tekrardan yükseldiği kaydedilmiştir. Yaklaşık bir saatlik test süresince her ne kadar batarya ilk doluluk oranına (28 V) sahip olmasa da test sonunda batarya voltajının yaklaşık 27,5 V mertebelerinde kaldığı gözlemlenmiştir. Uçuş profiline karşılık yakıt hücresi sistem performansı detaylı olarak bir sonraki bölümde verilecektir. Burada sadece sistemin başlangıç ve çalışma prosedürlerinin uçuş başlangıcı ve uçuş boyunca sağlanmasının önemi vurgulanmaya çalışılmıştır. Çalışma esnasında hibrit sistem Görsel 4.4'te verilmiştir.

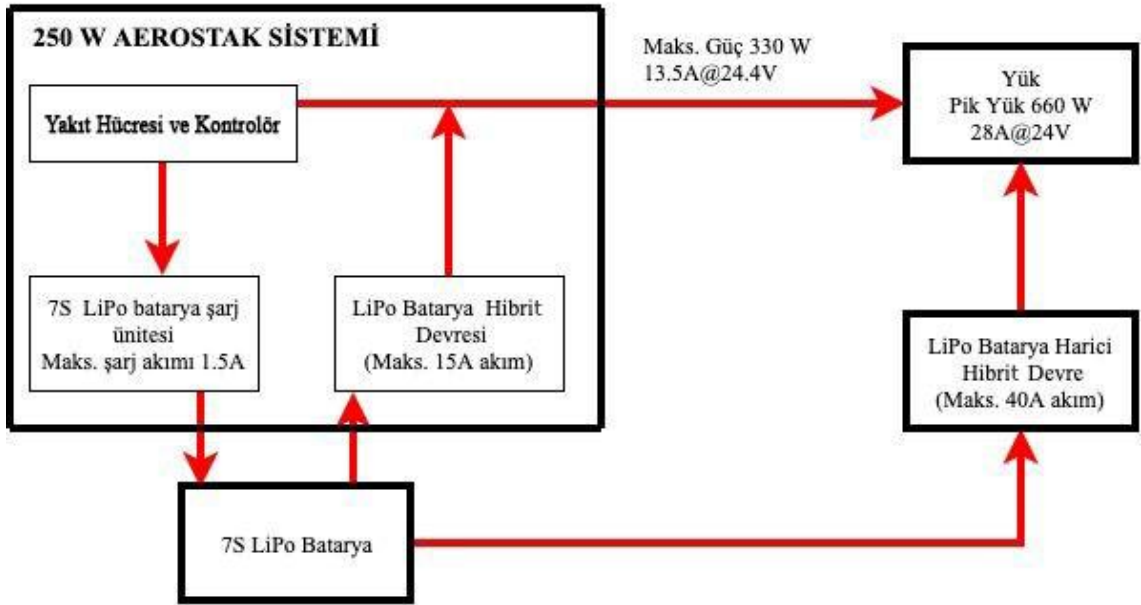


Görsel 4.4. Çalışma esnasında hibrit sistem

Yapılan yer testlerinde ve bataryalı uçuş denemelerinde görülmüştür ki %100 gaz kolunda motorun güç gereksinimi yaklaşık 660 W olmaktadır. Bu değer yakıt hücresinin tek başına karşılayamayacağı bir değerdir. Ayrıca gerek batarya hibrit devresi gerekse de yakıt hücresinin verebileceği akım değerine (Maks. 13,5A) getirilen kısıtlama, devre üzerinde yüksek akım değerlerine izin verebilecek harici hibrit bir devrenin kullanımını zorunlu kılmıştır (Bkz Görsel 4.5).

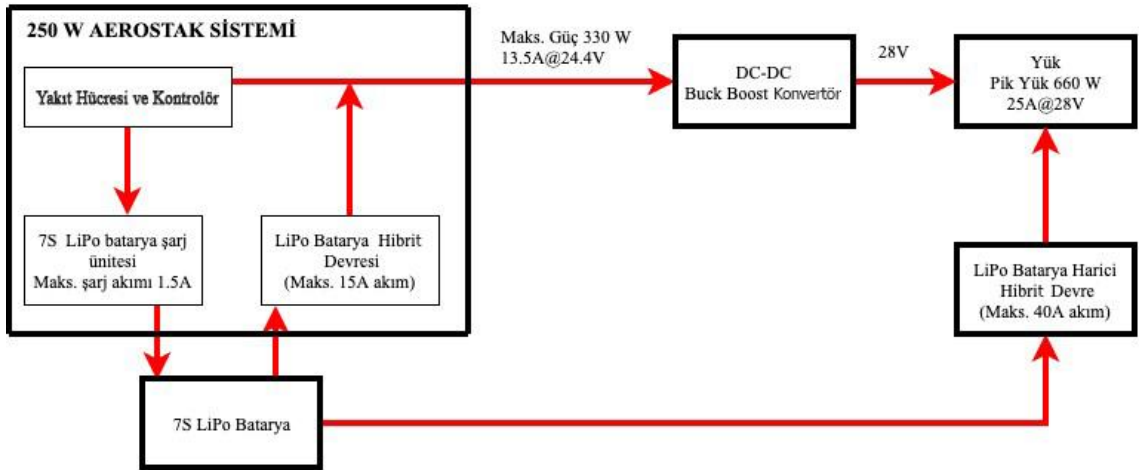


Görsel 4.5. Harici devre



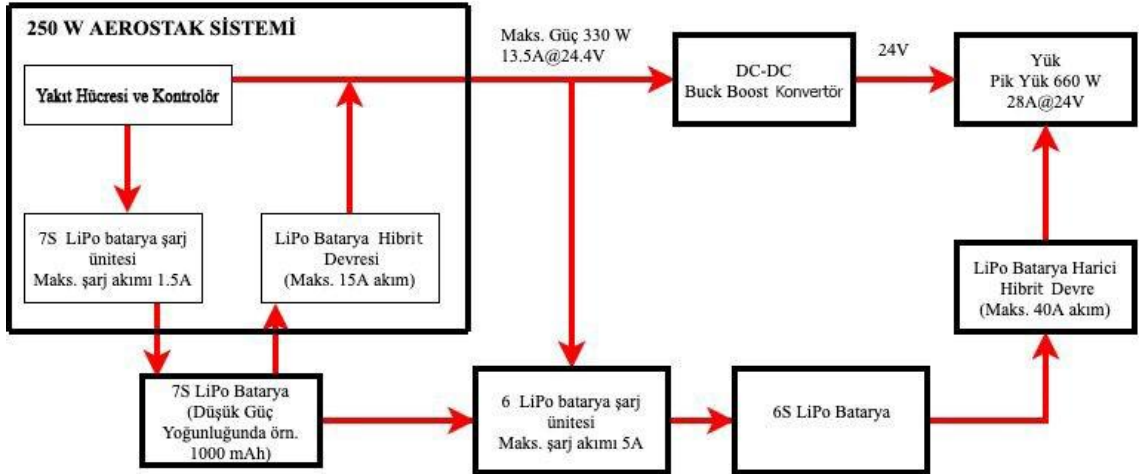
Görsel 4.6. Senaryo 1

Hidrit güç gereksinimi için sırasıyla 3 senaryo üzerinde durulmuştur. Birinci senaryo (Bkz. Görsel 4.6) harici bir batarya ve Buck converter kullanılmayan durumdur. Bu durum, yakıt hücresinin anlık olarak 330 W sağlayabildiği geriye kalan kısmın ise batarya tarafından karşılandığı durumdur. Sadece kalkış (30 saniye) boyunca ve çok kısa süreler için duyulacak olan güç ihtiyacının, bataryanın tam dolu olduğu ve uçuş öncesi yakıt hücresinin şartlandırılarak optimum gücü verebileceği hesaba katılırsa, karşılanabileceği yer testleri ile de ortaya konulmuştur.



Görsel 4.7. Senaryo 2

İkinci senaryo (Bkz. Görsel 4.7) yakıt pilinin çıkış voltajının yükseltilmesi bununla beraber ilk durumda olduğu gibi geriye kalan güç ihtiyacının batarya tarafından karşılandığı durumdur. Bu durumda DC-DC Buck Boost kontrolör yakıt hücresi çıkışını 28 V değerine sabitlemektedir. Fakat kontrolörün ağırlığının 250 gram civarında olması uçak için fazladan ağırlık oluşturacaktır. Ayrıca %20 civarında bir güç kaybına neden olması da istenmeyen bir durumdur. Bu sebepten ikinci senaryo çok uygun görülmemektedir.



Görsel 4.8. Senaryo 3

Üçüncü senaryo (Bkz. Görsel 4.8) yakıt hücresi nemlendirme prosedürü için gerekli olan 7S LiPo batarya seçiminin sadece kısa devreler esnasında gerekli gücü karşılayacak düşük yoğunlukta bir bataryanın seçimi ile kurgulanmıştır. Sonrasında gerekli pik yük gereksinimlerini karşılayacak 6S LiPo batarya ve şarj ünitesi sisteme eklenmiştir. Bu

durumunun kendi içinde görece avantaj ve dezavantajları bulunmaktadır. 6S LiPo batarya ve şarj ünitesi ilave ağırlık getirecektir. Bununla beraber daha düşük güç yoğunluğunda 7S LiPo bataryanın ilk iki senaryoya kıyasla daha hafif olacağı bilinmektedir. Hibrit sistemin dinamiği uçuş profili ile ilişkili olduğundan üçüncü senaryo, modellenmeye ve test edilmeye değerdir. Üç senaryo göz önüne alındığında zaman, maliyet ve uygulanabilirlik açısından ilk senaryo, Hydra güç grubuna entegre edilmiştir.

4.4. Hidrojen Depolama Sistemi

Hidrojen depolama sistemi 2 L iç hacme sahip 1,2 kg ağırlığında kompozit yapıdadır. Dolum basıncı 300 bar'dır. Depolama basıncına göre sistemin depolayabileceği hidrojen miktarı değişecektir. Üzerinde bulunan regülatör, dolum basıncını yakıt hücresinin çalışma basıncına (0,6-0,8bar) kadar düşürmektedir. Dolum basıncı uygun kompresör vasıtası ile istenilen basınca yükseltilebilir.



Görsel 4.9. Hidrojen dolum aparatı ve silindirler

Bu çalışma kapsamına hidrojen, dolum aparatı aracılığı ile sanayi tipi hidrojen silindirinden uçak üzerinde kullanılacak olan küçük silindire doldurulmaktadır (Bkz. Görsel 4.9). Sanayi tipi hidrojen silindirinin basıncı yaklaşık 230 bar'dır. Fakat her bir dolum sonrası silindirinin basıncı azalmaktadır. Bu nedenle 3 adet sanayi tipi silindire

sırasıyla dolum aparatı bağlanarak uçakta kullanılacak olan silindirin basıncı 230 bar basınca yaklaştırılmaya çalışılır. Böylelikle depolanan hidrojen miktarına bağlı olarak uçağın havada kalış süresi artacaktır.

Dolum Prosedürü sırasıyla aşağıdaki adımları takip etmektedir;

- Sanayi tipi silindirin ana vanasının kapalı olduğundan emin olduktan sonra sırasıyla, iğne vananın takılacağı adaptör sanayi tipi silindire monte edilir. İğne vana adaptöre, dolum aparatı da iğne vanaya takılır.
- Dolum aparatının hortumunun diğer ucu regülatör üzerinde kör tapanın çıkarıldığı yere bağlanır.
- Regülatör üzerindeki mavi başlıklı valfin açık olduğundan emin olunur.
- Sırasıyla ana vana açılır, sonrasında kontrollü bir şekilde iğne vana açılarak hidrojen gazının sanayi tipi silindirden küçük silindire dolması sağlanır. Bu esnada dolum aparatı üzerindeki basınç sanayi tipi silindirin basıncına karşılık gelir. Regülatör üzerindeki basınç göstergesinin yükselmeye başladığı gözlemlenir. Bu işlem esnasında çıkan gürültü doluyla birlikte azalarak son bulur.
- İki gösterge basıncının birbirine oldukça yaklaştığı görüldükten sonra, elle küçük silindir kontrol edilir ve ılık olduğu (dolum başladıktan yaklaşık 5 dk. içinde) anlaşıldıktan sonra sırasıyla regülatör üzerindeki valf, iğne vana ve ana vana kapatılır.



Görsel 4.10. Silindirler üzerindeki göstergeler

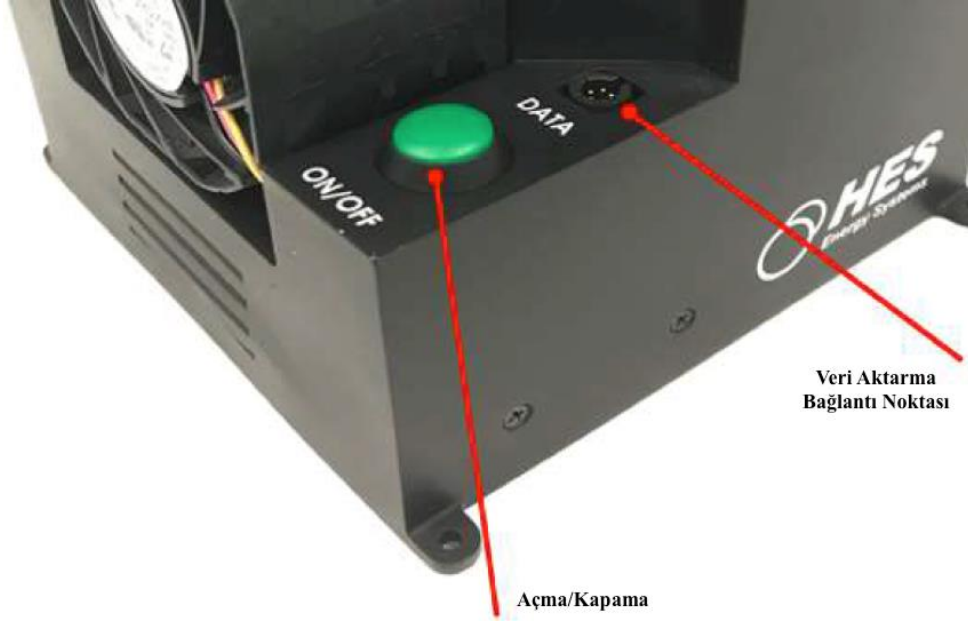
- Dolum aparatı üzerindeki basınç göstergesi vasıtası ile dolum sonrasında hatta kalan basıncın emniyetli bir şekilde tahliye edilmesi gözlemlenir. Göstergenin altındaki “relief” valf açılarak hattaki gaz tahliye edilir. Tahliye edilen ortamın uygun şekilde havalandırıldığından emin olunmalıdır (Bkz. Görsel 4.10).
- Dolum aparatı küçük silindirden ayrılır. Kör tapa yerine takılır. Bu işlem hidrojen gazı dolumu için yapılacaksa her dolum için aynı basamaklar takip edilerek tekrarlanır.

Dolum işlemi küçük silindirin içindeki kontaminasyonu bertaraf etmek için yapılacaksa işlem 3 tekrar ile yapılarak yıkama tamamlanır. Her tekrar sonrası küçük silindir içerisindeki hidrojen gazı çeker ocak içerisinde atmosfere kontrollü bir şekilde salınır. Bu işleme yıkama adı verilir. Yıkama esnasında küçük silindirin yatay pozisyonda durduğundan emin olunmalıdır. Küçük silindire bağlı olan regülatör iki yönlüdür. Hem dolum (350 bar), yapmak için hem de hidrojen gazını yakıt hücresi çalışma basıncına (0,7 bar civarı) düşürülerek çalışmasını sağlamak için ayarlanmıştır. Üzerinde basınç göstergesi bulunmaktadır. Bu gösterge yer testlerinde takip edilerek küçük silindir içerisinde kalan hidrojen miktarı hakkında fikir edinilebilir.

Yakıt hücresi üzerindeki haberleşme sistemi aracılığıyla regülatör çıkışındaki basınç (yakıt hücresi çalışma basıncı) takip edilebilmektedir. Yer testlerinde regülatör basıncı oldukça kararlı bir değerde tutabildiği görülmüştür.

4.5. Yakıt hücresi ile Yer İstasyonun Haberleşmesi

Yakıt hücresi üzerindeki veri aktarma bağlantı portu (Bkz. Görsel 4.11) yakıt hücresi performansını gözlemek ve yakıt hücresi sisteminde meydana gelecek herhangi bir problemin önceden veya kullanım esnasında belirlemek için sistem üzerine yerleştirilmiştir.



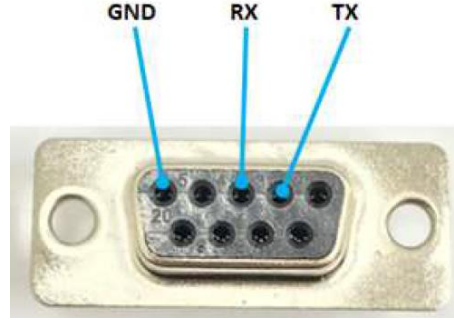
Görsel 4.11. Yakıt hücresi üzerinde bulunan haberleşme portu ve açma/kapama düğmesi

Veri aktarma işlemi RS232 tipi bir bağlantı kablosu ile doğrudan bilgisayarın ilgili girişine bağlanmaktadır. Veri aktarım işleminin uçak üzerinde de devam edebilmesi için harici telemetri sisteminin yakıt hücresine entegre edilmesi gerekmektedir. Dolayısıyla yakıt hücresi veri aktarma bağlantı noktasına bağlanan DB-9 pin bağlantı noktasına uygun bir dönüştürüceye sahip telemetri sistemi seçilmiştir.



Görsel 4.12. Yakıt hücresi telemetri elemanı

Endüstriyel tipte haberleşmeyi sağlayan sistemin (Bkz. Görsel 4.12) etkinliği 3900 feet (1300 m) menzilde geçerlidir. Bu menzil uçuş profiline olan uygunluğu açısından yeterli görülmüştür (http-5).



Görsel 4.13. RS232 çıkışı

Yakıt hücresi sistemi veri aktarma kablosu üzerinde 9 pin tipi bir bağlantı elemanı bulunmaktadır. Bu 9 pin üzerinde 3 adet pin kullanılmaktadır. Bunlar ground, alıcı (RX) ve vericidir (TX) (Bkz. Görsel 4.13). Dolayısıyla bu bağlantı doğrudan bilgisayar üzerinde bulunan 9 pin girişine takıldığında herhangi bir problem olmadan haberleşme sağlanmaktadır. Fakat uçak üzerine yerleştirilen yakıt hücresinin doğrudan bilgisayara takılması mümkün olmadığından dönüştürücünün çalışabilmesi için gerekli gerilimin sağlanması gereklidir. Bu sebepten RS232 kablosuz haberleşme sistemi hem uygun dönüştürücüye sahiptir hem de adaptörü sayesinde uygun gerilimi sağlayabilmektedir. Radyo frekansı ile haberleşmenin sağlanabilmesi için bir vericinin uçak üzerinde yakıt hücresi sistemine bağlı, bir alıcının da yer istasyonunda bilgisayar üzerinde olması gerekli görülmüştür.

Bu sayede yakıt hücresi sisteminin dinamik performansı uçak üzerinde gözlemlenebilecektir. Bu çalışmanın anlamlı veriler ışığı altında sürdürülebilmesi için entegre edilen bu haberleşme sistemi sayesinde literatüre önemli katkıların sunulacağı görülmüştür. Yakıt hücresi üzerinden alınan veriler Çizelge 4.2’de sunulmuştur. Tüm veriler yakıt hücresi uçak üzerinde iken takip edilerek uçak performansına bağlı olarak gerektiğinde sisteme müdahale edilebilecektir. Terminal ara yüzü ile bilgisayar ortamında yakıt hücresinden aktarılan veriler (Bkz. Görsel 4.14) anlık olarak görüntülenip kaydedilmektedir.

Çizelge 4.2. Haberleşme üzerinden aktarılan veriler

Yakıt Pili Voltajı (V)	Akım (A)	Güç (W)	Enerji (Wh)	Yakıt Pili Sıcaklığı (°C)	Tahmini Batarya Voltajı (V)	H ₂ Besleme Basıncı (bar)	Çalışma Durumu	Hedeflenen Yakıt hücresi Sıcaklık offseti	Hücre Dışı H ₂ Basıncı (bar)

Welcome to HES Energy Systems

– System starts up...

```
>>11.0V 00.0A 0000W 0000Wh 22.9C 00.0V 0.91B S A05 00 012B
>>09.4V 00.0A 0000W 0000Wh 22.9C 27.8V 0.90B S A05 00 017B
>>39.1V 00.0A 0000W 0000Wh 23.1C 27.8V 0.79B S A05 00 034B
>>38.6V 00.0A 0000W 0000Wh 23.3C 27.8V 0.78B S A05 00 017B
>>38.2V 00.0A 0000W 0000Wh 23.1C 27.8V 0.88B S A05 00 012B
>>37.5V 00.0A 0000W 0000Wh 23.4C 27.8V 0.88B S A05 00 017B
>>36.9V 00.0A 0000W 0000Wh 23.6C 27.8V 0.78B S A05 00 022B
>>36.6V 00.0A 0000W 0000Wh 23.4C 27.8V 0.88B S A05 00 011B
>>36.2V 00.0A 0000W 0000Wh 23.6C 27.8V 0.88B S A05 00 022B
>>35.9V 00.0A 0000W 0000Wh 23.6C 27.8V 0.78B S A05 00 012B
>>35.6V 00.0A 0000W 0000Wh 23.6C 27.8V 0.88B S A05 00 012B
>>35.4V 00.0A 0000W 0000Wh 23.4C 27.8V 0.88B S A05 00 006B
>>35.1V 00.0A 0000W 0000Wh 23.4C 27.8V 0.78B S A05 00 003B
>>35.0V 00.2A 0007W 0000Wh 23.4C 27.8V 0.88B S A05 00 012B
>>35.6V 00.0A 0000W 0000Wh 23.6C 27.8V 0.87B S A05 00 006B
>>36.0V 00.0A 0000W 0000Wh 23.6C 27.8V 0.88B S A05 00 013B
>>34.4V 00.2A 0006W 0000Wh 23.8C 27.8V 0.87B O A05 20 008B
>>34.1V 00.2A 0006W 0000Wh 24.1C 27.9V 0.87B O A05 20 012B
>>34.6V 00.1A 0003W 0000Wh 24.3C 27.9V 0.87B O A05 20 006B
```

Görsel 4.14. Yer testlerinde elde edilen verilerin bilgisayar ortamındaki görüntüsü

4.6. Yakıt Hücresi Sisteminin Çalışmaya Hazır Hale Gelmesi ve Sistemin Entegrasyonu

Yakıt hücresinin bir aydan daha uzun sürelerde kullanılmadan kalması performans düşüşüne sebep olmaktadır. Bu bilgi hem üretici firma tarafından kullanım klavuzunda belirtilmiş hem de gerçekleştirilen testlerde gözlemlenmiştir. Bu sebepten kullanım klavuzunda belirtildiği üzere, periyodik olarak yakıt hücresi ayda bir olmak kaydı 1-2 saat boyunca düşük güçlerde çalıştırılmalıdır. Aksi takdirde membranların nemliliğini kaybettiği görülecektir. Yakıt hücresi sistemlerinin uzun vadede kullanılmaması durumunda ise kalıcı performans kaybı gözlemlenebilir. Dolayısıyla yakıt hücresi sistemi uçuş öncesinde gerekli şartlandırmanın yapıldıktan sonra uçağa entegre edilmelidir. Yakıt hücresi sisteminin uçağa entegre edilmesi aşağıdaki adımlar takip edilerek yapılır;

- Ön şartlandırma işleminin gerçekleştirilmesi,
- Bataryanın minimum 27,5 V ve üzerinde doluluğa sahip olması,
- Küçük silindirin doldurulması ve dolmuş sonrası regülatör göstergesi üzerindeki basınç değerinin kaydedilmesi,

- Gerekli tüm bağlantılar (batarya-yakıt hücresi-hibrit kart, regülatör-yakıt hücresi) yapıldıktan sonra uçağın üzerindeki aviyoniklerin birbiriyle ve hibrit kart ile olan bağlantılarının yapılması,
- Yakıt hücresinin hava girişinde ve fan çıkışında hava akışını engelleyen herhangi bir nesnenin bulunmadığından emin olunması,
- 3 saniye süre ile açma/kapama düğmesine basıldıktan sonra regülatör üzerindeki valfin açılması,
- Yakıt hücresi üzerindeki fanın yüksek devirlerde çalıştığı gözlemlendikten sonra, 7 kez tahliye valfinin çalıştığının duyulması,

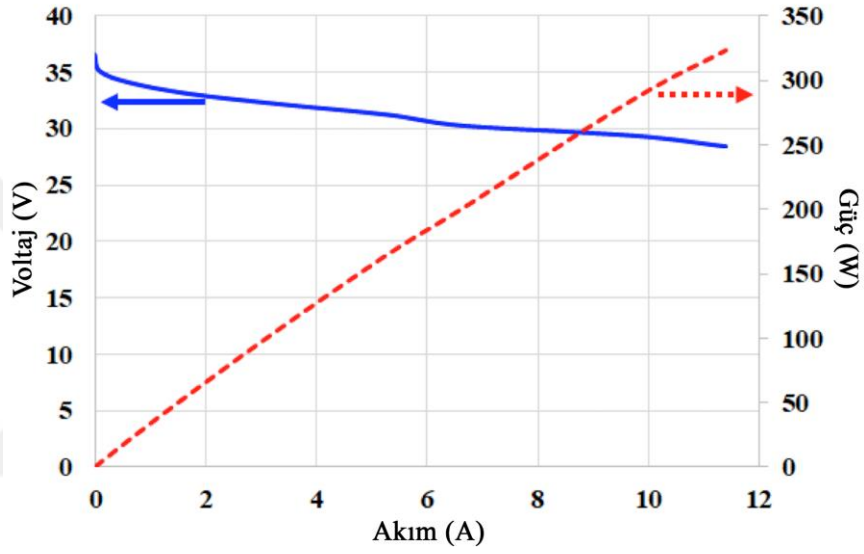
Yukarıdaki tüm adımlardan sonra artık gaz kolu vasıtası ile gücün kademeli olarak arttırılması işlemi gerçekleştirilebilir. Burada dikkat edilmesi gereken husus yakıt hücresinin pik yüklerde sürekli kullanılmamasıdır.

Bu işlemlerden sonra artık uçak kalkışa hazırdır. İnişin emniyetli bir şekilde gerçekleşmesinden sonra yakıt hücresi üzerindeki yük kaldırılarak ESC'nin hibrit kart ile olan bağlantısı birbirinden ayrılır. Sonrasında 3 saniye kadar açma/kapama düğmesine basılarak manuel olarak yakıt hücresi sistemi kapatılır. Devamında batarya bağlantısı ayrılır ve regülatör üzerindeki vana kapatılır. Artık yakıt hücresi sistemi emniyetle uçak gövdesinden çıkartılabilir.

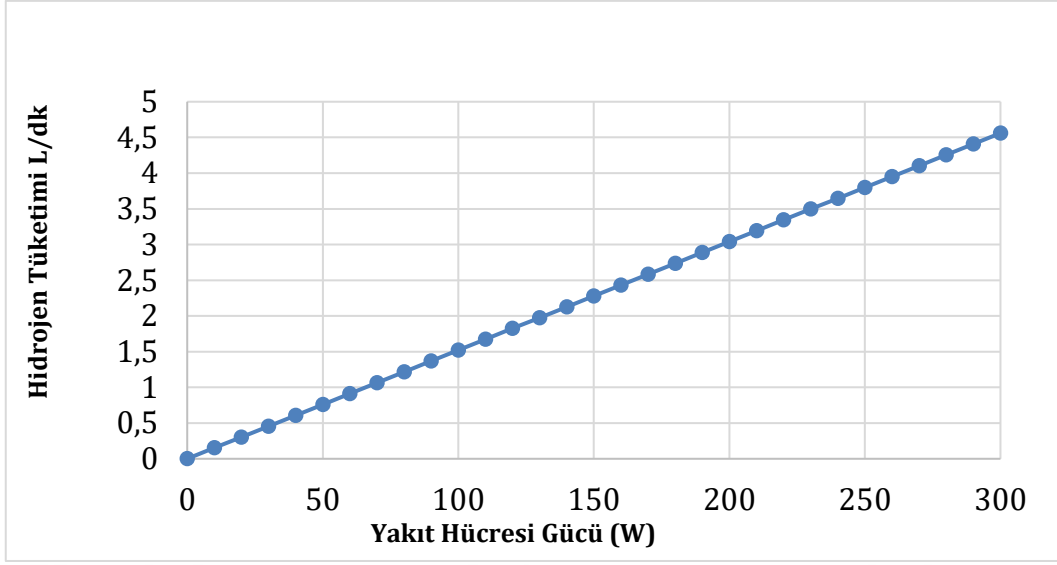
5. HİBRİT SİSTEM PERFORMANS TESTLERİ VE UÇUŞ DENEMELERİ SONUÇLARI

5.1. Yakıt Hücresinin Polarizasyon Eğrisi

Yakıt hücresi sistemi İHA'ya entegre edilmeden önce yakıt hücresinin belli yükler altında test edilip polarizasyon eğrisinin çıkarılması gerekmektedir. Polarizasyon eğrisi laboratuvar şartlarında (1 atm ve 25°C) Görsel 5.1'de gösterildiği şekilde oluşturulmuştur.



Görsel 5.1. Yakıt hücresi polarizasyon eğrisi



Görsel 5.2. Hidrojen tüketim eğrisi

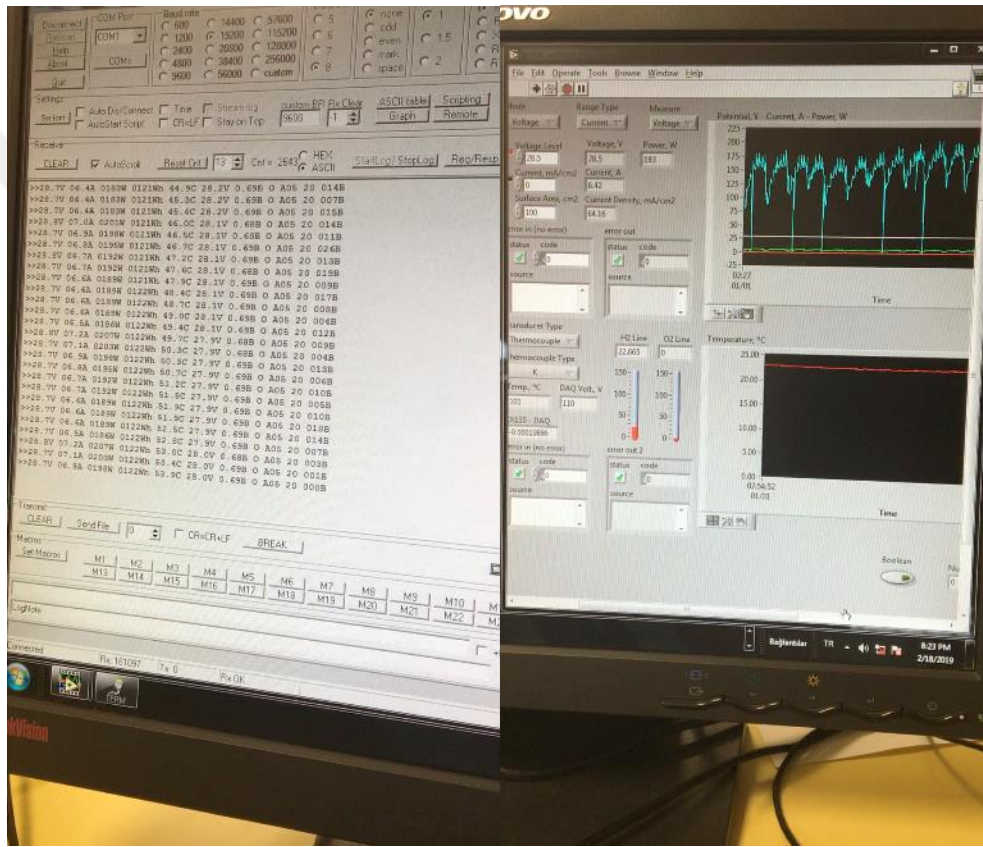
Elde edilen polarizasyon eğrisine karşılık hidrojen tüketim eğrisi Görsel 5.2'deki gibi oluşturulmuştur. Bu eğri yakıt hücresinden elde edilen güce karşılık harcanan hidrojen tüketim miktarını belirtmektedir. Havada kalış süresi hesabı için hidrojen tüketim değerlerinin zamana bağlı olarak ölçülmesi ve/veya hesaplanması gerekmektedir. Görsel 5.3'de yakıt hücresi test istasyonu gösterilmiştir.



Görsel 5.3. Yakıt hücresi test istasyonu

5.2. Küçük Silindir ile Yapılan Testler

Yakıt hücresinin çalışma süresi boyunca silindirin ne kadar sürede boşalacağı hakkında bilgi edinilmesi amacıyla yaklaşık 1 saat süresince yer testleri depolanan hidrojen ile yapılmıştır. Yakıt hücresi performansına (ortalama 120 W- 4 A) bağlı olarak küçük silindirin gösterge basıncında zamana bağlı değişiklikler gözlemlenmiştir (120 bar'dan 60 bar basınca düşmüştür). Test esnasında terminal ve labview yazılımında elde edilen verilen ekran görüntüsü Görsel 5.4'de verilmiştir.



Görsel 5.4. Test esnasında terminal ve labview yazılımından elde edilen verilerin ekran görüntüsü

5.3. Hibrit Sisteminin Statik ve Dinamik Yükler Altında Test Edilmesi

Hibrit sistem yakıt hücresi ve bataryanın birbirine paralel bağlı bir şekilde kullanılmasından meydan gelmiştir. Sistem uçak üzerine entegre edilmeden önce performansının statik ve dinamik yükler altında test edilmesi gerekmektedir. Böylelikle uçak üzerinde farklı gaz kollarına karşılık sistem performansı ön görülmüş olacaktır. Hibrit sisteminin performansı öncelikle belirli bir uçuş profiline karşılık gelen güç profilinden bağımsız olarak test edilmiştir. Uçuş boyunca motorun performansını statik

yükler altına sergilemeyeceği bilinmektedir. Bu sebepten ani yük değişimlerine karşılık gelen sistem tepkisinin gözlemlenmesi, ayrıca batarya performansının belirlenmesi gerekmektedir. Tüm uçuşun tek bir batarya ile tamamlanacağı düşünüldüğünde bataryanın dinamik yükler altında şarj-deşarj durumunun ön görülmesi etkin bir uçuş profili tasarımı için kolaylık sağlayacaktır. Bununla beraber emniyetli sınırlar içinde uçulması ve herhangi olağandışı bir durum gözlemlendiği takdirde uçağın aerodinamik performansına gerek kalmadan bataryanın mevcut doluluk oranı ile uçağın emniyetli bir şekilde yere indirilmesinin sağlanması gerekmektedir.

Grafikler yük, yakıt hücresi ve batarya için ayrı ayrı değerlendirilmek üzere eş zamanlı olarak ortaya konulmuştur. Böylelikle hibrit sistem performansının sistem bileşenleri üzerindeki etkisi gösterilmiştir. Yakıt hücresi performansının doğrudan uçak performansını etkileyeceği bilinmektedir. Gerek bataryanın doluluk durumu gerekse yakıt hücresinin pik yüklerdeki davranışlarının önceden biliniyor olması çalışmanın özgün taraflarından biridir. Test süresince üretilen toplam gücün ve voltajın zaman bağlı değişimi Görsel 5.5’de gösterilmiştir. Test boyunca herhangi bir ön şartlandırma yapılmamıştır. Yakıt hücresinin nominal güç değeri olan 250 W’ın test boyunca aşılmadığı görülmektedir. 250 W değerine kademeli olarak çıkılmaya çalışılmıştır. Herhangi bir ön şartlandırma yapılmadığı ve yakıt hücresinin optimum performansını sergilediği sıcaklık değerlerine ulaşılmadığı için 250 W gücün yaklaşık 160-170 W’ının yakıt hücresi tarafından karşılandığı görülmüştür. Aynı zaman aralığında bataryadan elde edilen gücün 100 W mertebelerinde olduğu görülmektedir.

Test süresince değişen yük değerlerine bağlı olarak batarya voltajındaki değişim, bataryanın doluluk oranı hakkında bilgi vermektedir. Test boyunca batarya voltajının 27,5 V değerinin altına inmediği görülmektedir.

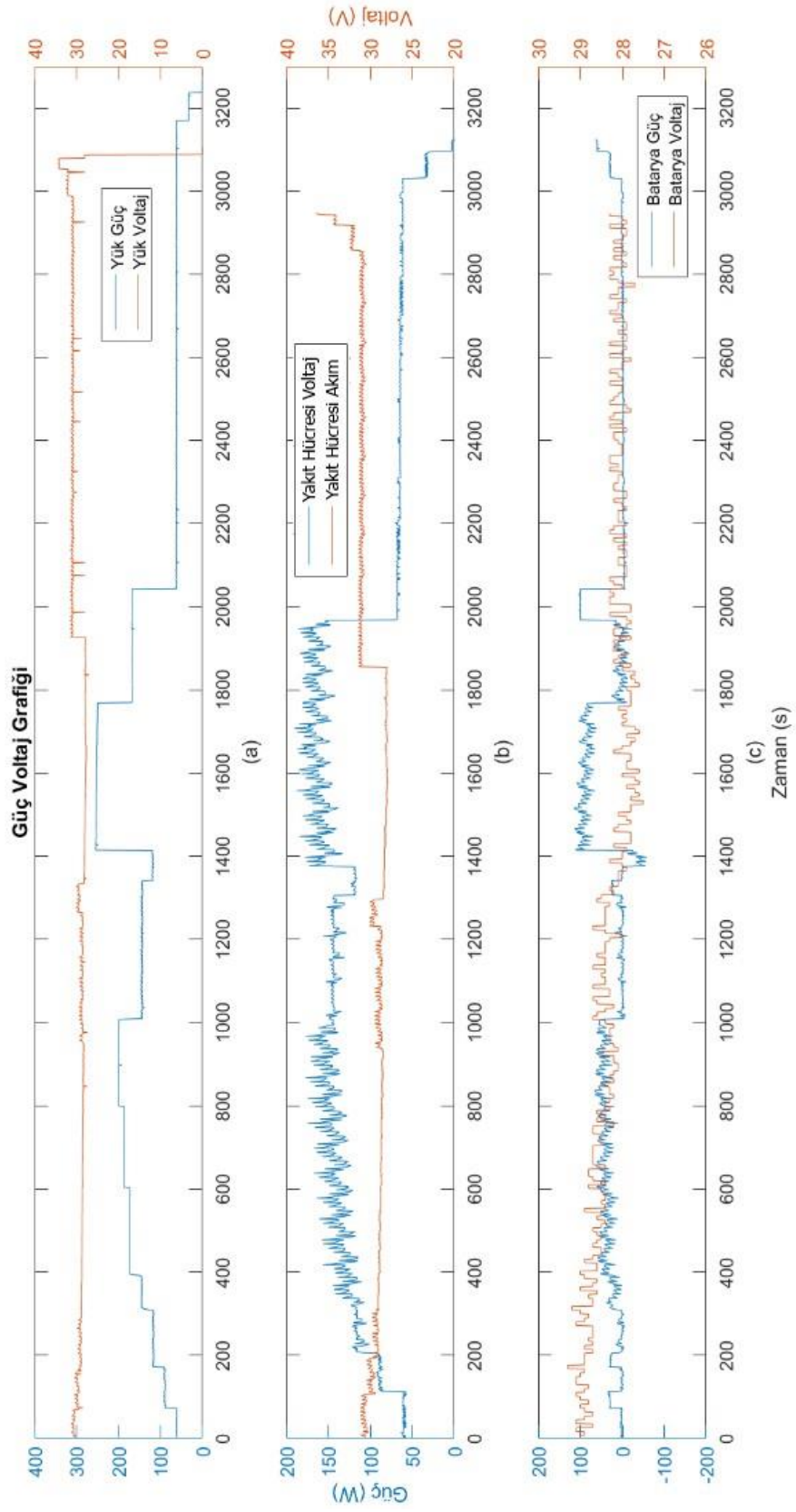
Batarya voltajındaki düşüşlerin dip yaptığı değerlerde yakıt hücresi performansının toplam yük değerini karşılamada yetersiz kaldığı görülmektedir. Özellikle 1400-2000 s aralığında yakıt hücresi ve bataryanın dinamik performansı kayda değerdir. Sonrasında gerekli olan gücün tamamı yakıt hücresi tarafından karşılanmıştır. Bu kısımda batarya voltajındaki değişimler sadece yakıt hücresinin şartlandırma prosedürü kaynaklı güç gereksinimleri ile ilgilidir. Tüm test boyunca bataryanın yakıt hücresi tarafından şarj edildiği görülmektedir. Batarya geriliminin başlangıç değeri olan 29 V civarında

kalamadığı görülmüştür. Toplam yüke karşılık gelen voltaj-akım grafiği Görsel 5.6'da verilmiştir

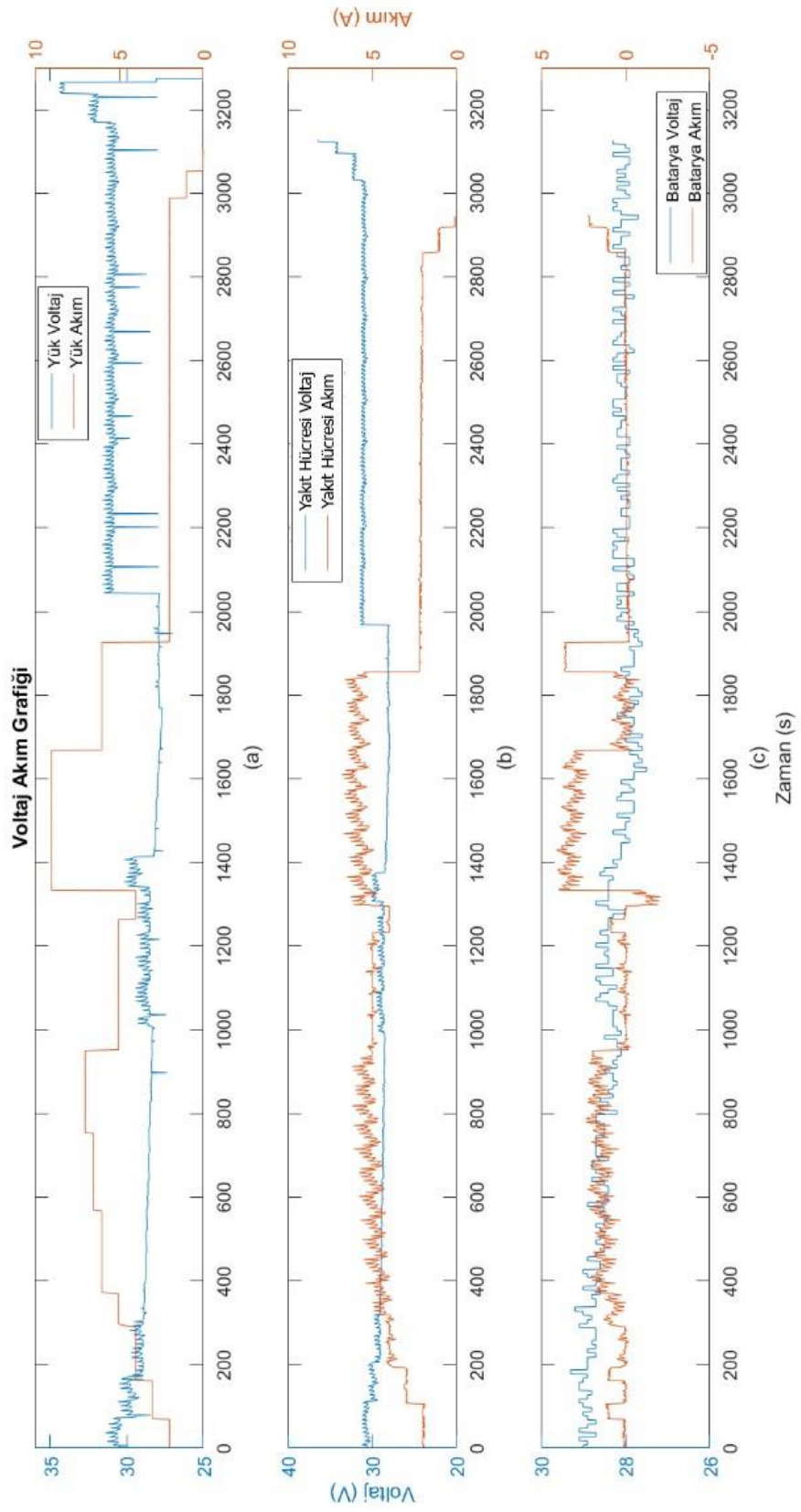
Görsel 5.6'da toplam üretilen akımın ne kadarının yakıt hücresi ve batarya tarafından üretildiği yakıt hücresi ve batarya voltaj değişimine bağlı olarak ortaya konulmuştur. Akım değerlerindeki değişimler güç değerlerindeki değişimler ile paralellik göstermektedir. Pik yük değerlerinde elde edilen 9 A akımın yaklaşık 6 A yakıt hücresi 3 A batarya tarafında sağlanmaktadır. 6 A değerinde yakıt hücresi geriliminde gözle görülür bir değişiklik olmazken, batarya voltajı en düşük değerlere bu akım değerinde ulaşmıştır.

Yakıt hücresinin nominal güç değerinde 9A'yi tek başına karşılaması beklenirken çalışma sıcaklığının yaklaşık 50°C'ye ulaşmasına rağmen membranın nemliliğinin yeterli olmamasından ötürü sistem batarya desteğine ihtiyaç duymaktadır.

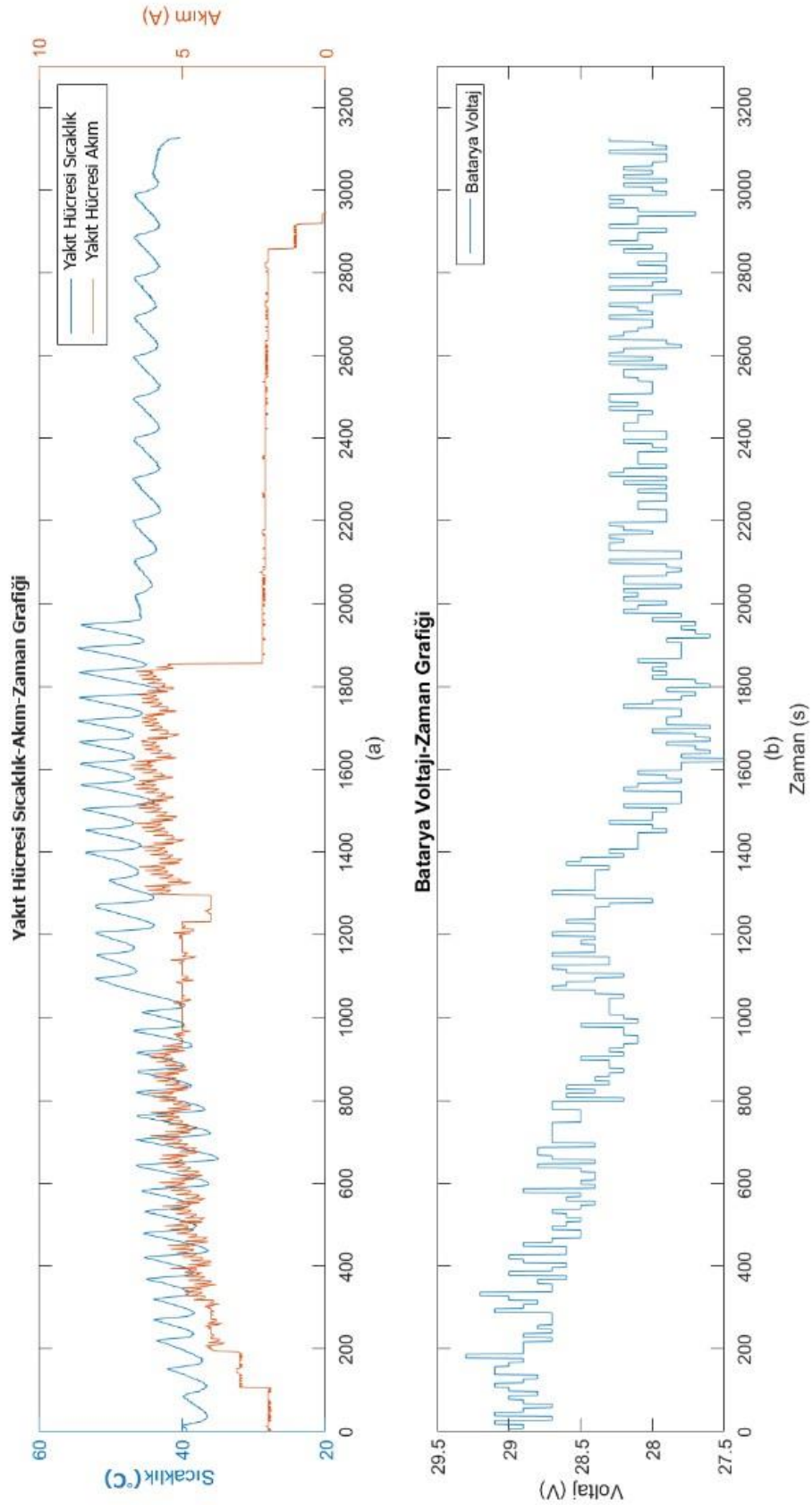
Yakıt hücresi ve batarya akımlarının benzer genlik ve frekansta olması daha önce de ifade edildiği üzere yakıt hücresinin 10 saniye aralıklar ile kısa devre yaparak yükün 100 milisaniye kadar batarya tarafından karşılamasını göstermektedir. Batarya voltajının yakıt hücresi voltajı kadar kararlı olmamasının sebeplerinin biri de bataryanın şarj-deşarj işlemleri esnasındaki kullanımıyla ilgili olmaktadır. Bu kısımda son olarak incelenecektir (Bkz. Görsel 5.7). Yakıt hücrelerinin çalışma sıcaklığının, yakıt hücresi performansı ile doğrudan ilişkili olduğu bilinmektedir. Hibrit sistemin optimum performansına erişmesi uygun soğutmanın yapılması ile mümkündür. Bu çalışmada kullanılan yakıt hücresi sistemi hava soğutmalı olup, soğutmayı sahip olduğu fan sayesinde gerçekleştirmektedir. Soğutma yüküne bağlı olarak dolayısıyla yakıt hücresinden sağlanan akım değerine bağlı olarak fanın devir sayısı kendi kontrolörü vasıtası ile dışarıdan müdahale olmaksızın ayarlanmaktadır. Yakıt hücresi güç gereksiniminin en yüksek olduğu noktalarda maksimum sıcaklığına ulaşmaktadır. 50°C civarında, yaklaşık 6 A akım sağlamaktadır. 1200-2000 saniyeleri ile 2000 saniye sonrası sıcaklık değerleri kıyaslandığında, azalan akıma karşılık soğutma yükünün düştüğü, eğrinin genliğinin artmasından da anlaşılmaktadır.



Görsel 5.5. (a)Yükün zamana bağlı güç-voltaj grafiği, (b)Yakıt hücresinin zamana bağlı güç-voltaj grafiği, (c) Bataryanın zamana bağlı güç-voltaj grafiği



Görsel 5.6. (a)Yükün zamana bağlı voltaj-akım grafiği, (b)Yakıt hücresinin zamana bağlı voltaj-akım grafiği, (c) Bataryanın zamana bağlı voltaj-akım grafiği



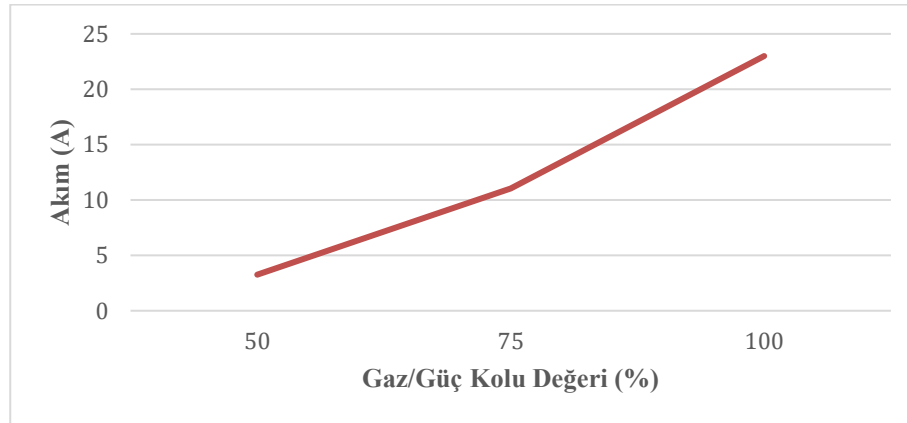
Görsel 5.7. (a) Yakıt hücresi sıcaklığı-akım grafiği, (b) Batarya voltajı-zaman grafiği

Yaklaşık 1 saatlik test boyunca ortaya konulan grafikler hibrit sisteminin statik ve dinamik yükler altında nasıl bir karaktere sahip olduğu konusunda önemli fikirler vermiştir. Bunlar sırasıyla;

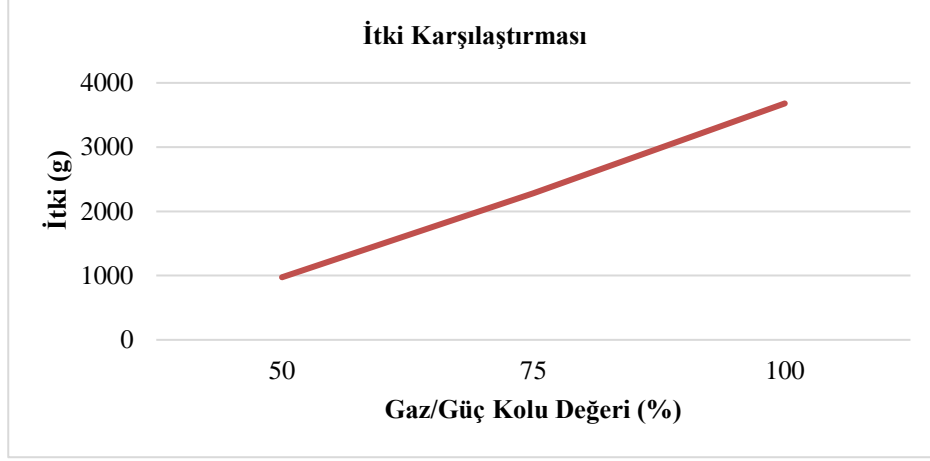
- Yakıt hücresinin gerçek zamanlı uçuş denemelerine yönelik test edilmesi ve uçuş testlerinin öncesinde optimum performansı gösterebilmesi için yeterince şartlandırılması gerekmektedir.
- Yakıt hücresi performansına bağlı olarak sıcaklık değişiminin uçağın güç profiline yönelik test edilmesi gerekmektedir. Burada yakıt hücresi sisteminin uçağın gövdesi içerisinde muhafaza edildiği ve ortam havasının doğrudan dışarıdan alınacağı gözardı edilmemelidir. Laboratuvar şartlarında yakıt hücresi etrafı tamamen açık bir şekilde test edilmiş olup gövde içerisinde kullanılan köpük malzemenin yalıtım etkisi teste dahil edilmemiştir.
- Batarya doluluk oranının tahmin edilebilmesi için ön görülen uçuş profiline bağlı olarak testlerin yapılması gerekmektedir. Aksi takdirde görev tamamlanmadan bataryanın kritik voltajına (24,5 V) ulaşması söz konusu olacaktır.

5.4. Kuru İtki Testleri

Bir önceki bölümde örnek bir güç profili üzerinden sadece hibrit sistem davranışlarının anlaşılmasına yönelik testler gerçekleştirilmiştir (Bkz. Görsel 5.8, Bkz 5.9). Bu bağlamda uçağın güç gereksinimi hesaba katılmadan bu testler tamamlanmıştır. Bu bölümde itki testlerinde en iyi performansı veren motor-pervane ikilisi yakıt hücresi sistemi ile test edilecektir.



Görsel 5.8. İtki testlerinde farklı gaz kolu karşılık gelen akım değerleri



Görsel 5.9. İtki testlerinde farklı gaz kolu karşılık gelen itki değerleri

Laboratuvar şartlarında itki testleri gerçekleştirilmek üzere aşağıdaki düzenek kurulmuştur. 3-D yazıcıda üretilen motor, mesneti ile sigma profilden yapılan düzeneğe bağlanmıştır. Diğer ucuna terazi konularak daha önceki testlerde olduğu gibi itki ölçümü gerçekleştirilmiştir. Hidrojen sanayi tipi silindirden sağlanmıştır. Watt metrenin bir ucuna ESC-motor bağlantısı diğer ucuna ise hibrit sistem bağlanmıştır. Terminal haberleşme yazılımı vasıtası ile yakıt hücresi ve bataryaya ait değerler kaydedilirken, motora ait veriler watt metre üzerinden okunarak kaydedilmiştir. Yakıt hücresi bir önceki gün yeterince çalıştırılarak şartlandırılmıştır. Nominal güç değeri olan 220 W'a ulaşılmıştır. Dolayısıyla sistem itki testlerine hazır hale gelmiştir.

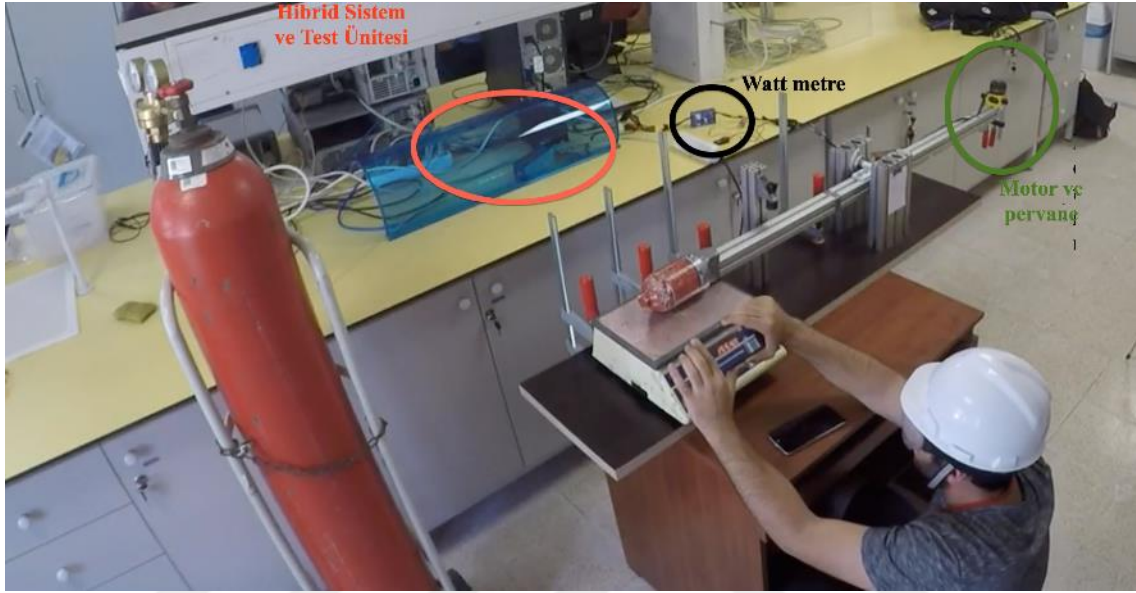
Buradan elde edilecek sonuçlar (akım, voltaj ve güç) uçağın kalkışı, tırmanışı, dönüşü hakkında önemli ölçüde fikir verecektir. Ayrıca farklı gaz kollarına karşılık hibrit sistemin performansı da gözlemlenmiş olacaktır. Uçak üzerinde güç kullanımı gerektiren servo vb. aviyoniklerin kullanımına bağlı olarak uçuş esnasında hibrit sistemin sağlaması gereken güç değeri yer testlerinin üzerinde olacaktır. Ayrıca hava şartlarına bağlı olarak uçağın performansı ile doğru orantılı şekilde güç gereksiniminin artabileceği ön görülmüştür. Çalışmanın bu kısmında önemli olan zamana bağlı olarak pik yükler karşısında sistem performansının gözlenmesi ve ayrıca yakıt hücresi ve bataryanın sağlayabildiği yük değerlerinin birbiri ile olan ilişkisinin ortaya koyulmasıdır. Bu testlerden elde edilen veriler uçuş testlerinden elde edilen veriler ile kıyaslanması açısından önem arz etmektedir.

Böylelikle sistem dinamiği anlaşılan yakıt hücresi sisteminin uçak üzerine entegre edilerek uygun uçuş profili çıkartılması sağlanmış olacaktır. Ancak gerçekçi bir uçuş profilinden güç grubu/uçuş profili simüle edilip modellenebilecektir.

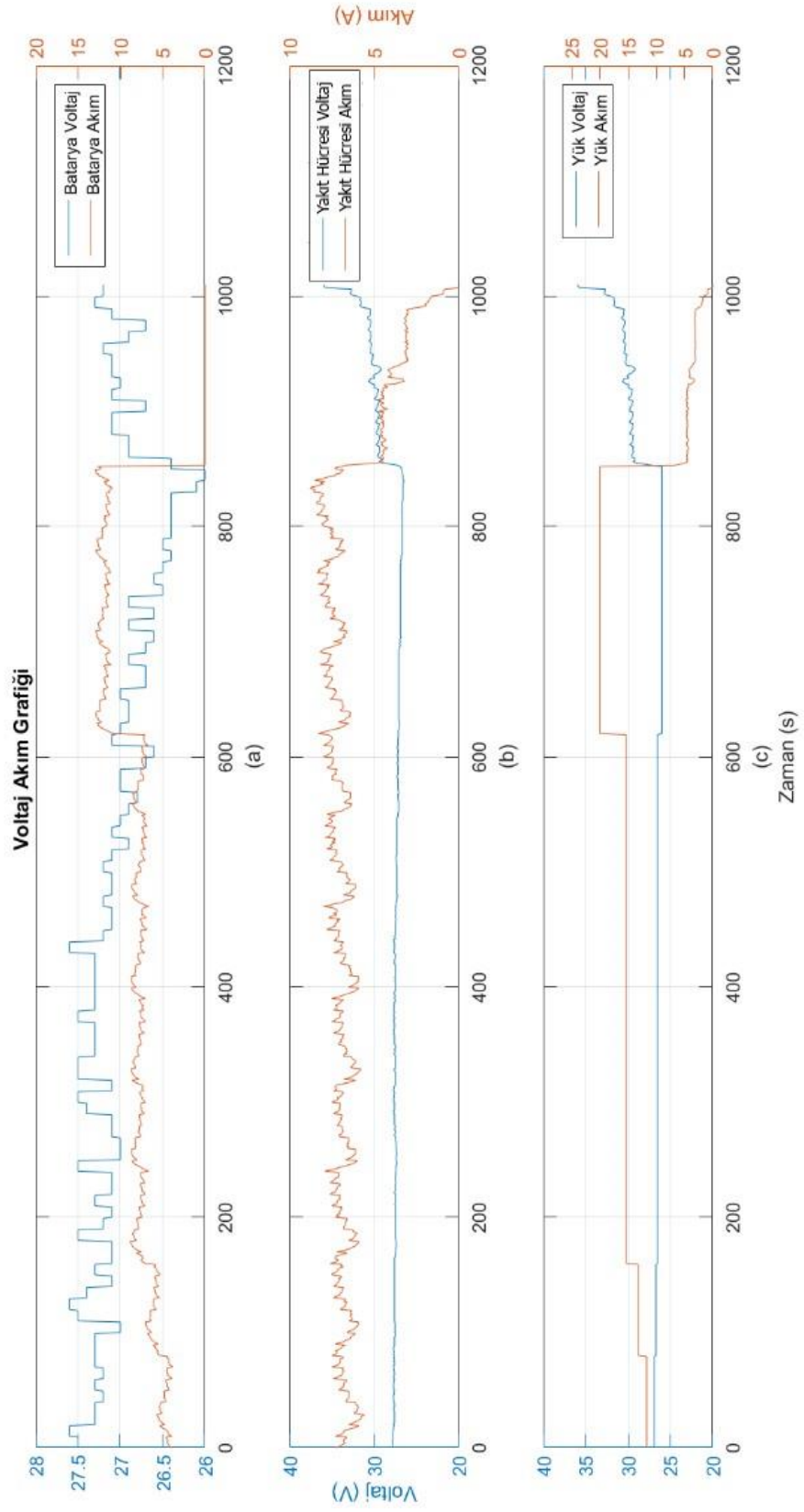
Bu çalışmada en kritik aşama % 100 gaz kolunda motorun üreteceği yaklaşık 3,2 kg itkinin kalkış esnasında elde edilmesidir. Bu değer yaklaşık 20-23 A akıma karşılık gelen batarya ile gerçekleştirilen itki testlerinde ölçülmüştür. Test başlamadan önce batarya voltajının minimum başlangıç şartını sağlayacak olan 27,5 V değerinde olduğu kaydedilmiştir. Uçuş boyunca bu değerini iniş çıkışlarının gözlemlenmesi ve seyir uçuşu esnasında bataryanın yakıt hücresi ile şarj olması durumunda geriliminin hangi değerlere erişeceği ortaya konulmuştur (Bkz. Görsel 5.11, Görsel 5.12). Görüldüğü üzere tüm pik yükler ve bataryaya gereksinim duyulan durumlar tamamlandıktan sonra güç profilinin sonuna doğru batarya voltajı 27,5 V civarında sabitlenmiştir. Bu demektir ki uçuş esnasında yakıt hücresinde herhangi bir problem durumunda bataryanın mevcut kapasitesi ile uçuş tamamlanabilecektir (Bkz. Görsel 5.12). Maksimum itkiye karşılık gelen 20 A akımın 13 A'ı batarya tarafından karşılanmaktadır. Geriye kalan 7 A ise yakıt hücresi tarafından sağlanmaktadır. Yakıt hücresinin nominal gücüne ulaştığı 9 A akımı ani güç ihtiyaçlarında sağlayamadığı görülmüştür. Buna karşılık bataryanın ani güç ihtiyaçlarına hızlı cevap vererek eksik kalan kısmı hızla karşıladığı ortaya konulmuştur. 600-800 saniyeleri arasındaki batarya voltajındaki hızlı düşüş bataryanın dinamik cevap vermedeki avantajı dolayısıyla meydana gelmiştir (Bkz. Görsel 5.11 (a)). 520 W'lık maksimum gücün 320 W'ı batarya tarafından karşılanırken, yakıt hücresi 200 W mertebelerinde kalarak gerekli olan güç sistem tarafından sağlanmıştır. Sonrasında motor gücü gereksiniminin 200 W ve altında kaldığı değerlerde uçuşun tamamının yakıt hücresi ile gerçekleştirilebileceği görülmüştür.

Diğer yandan yakıt hücresi bataryayı şarj etmeye devam etmiştir. Tüm bu değişimlere paralel olarak gözlenmesi gereken bir diğer parametre yakıt hücresi performansına bağlı olarak uçuş esnasında hücre sıcaklığının nasıl değişeceği. Her ne kadar hava alığı içerisinden uçuş koşullarındaki hava ile soğutma etkisi söz konusu olsa da gövdenin yalıtım sağlayıcı özelliği de düşünüldüğünde sıcaklık profilinin yer şartlarında kritik seviyelere gelmeden yeterli soğutmanın yapılabilmesi çalışmanın önemli çıktılarından.

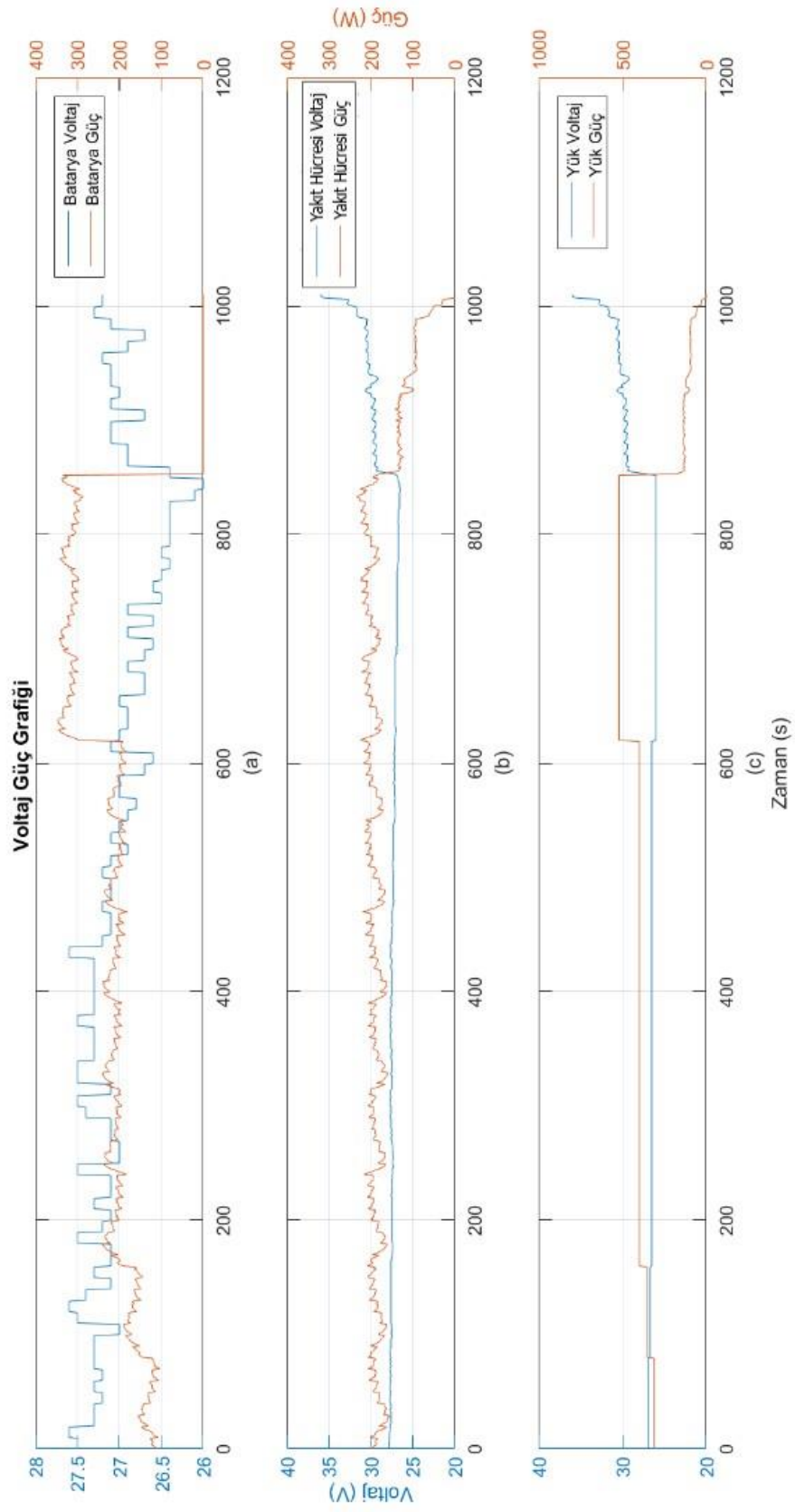
Böylelikle yakıt hücresi sistemi gövde içerisine entegre edilmeden önce çalışmasına bağlı olarak sıcaklık profili hakkında fikir edinilmiştir (Bkz. Görsel 5.14). Pik yüklerde 50-55°C civarında yakıt hücresi sıcaklığının seyretmesi olumlu bir sonuç olarak değerlendirilmiştir. Böylelikle kuru itki testlerinde (Bkz.Görsel 5.10) daha önceden elde edilen sonuçlar yakıt hücresi sistemi ile tekrardan sağlanmıştır.



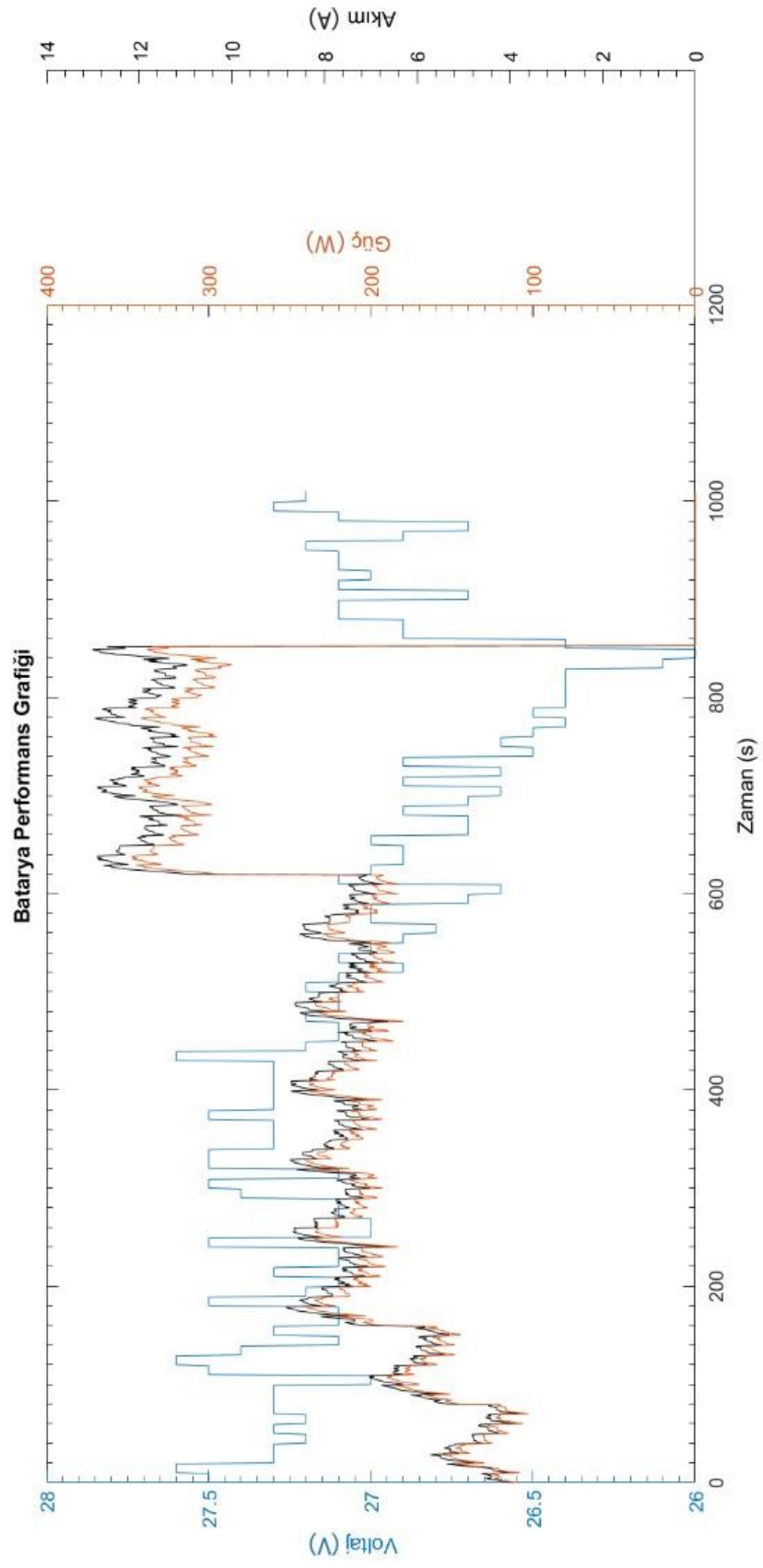
Görsel 5.10. Hibrit sistem ile kuru itki testleri



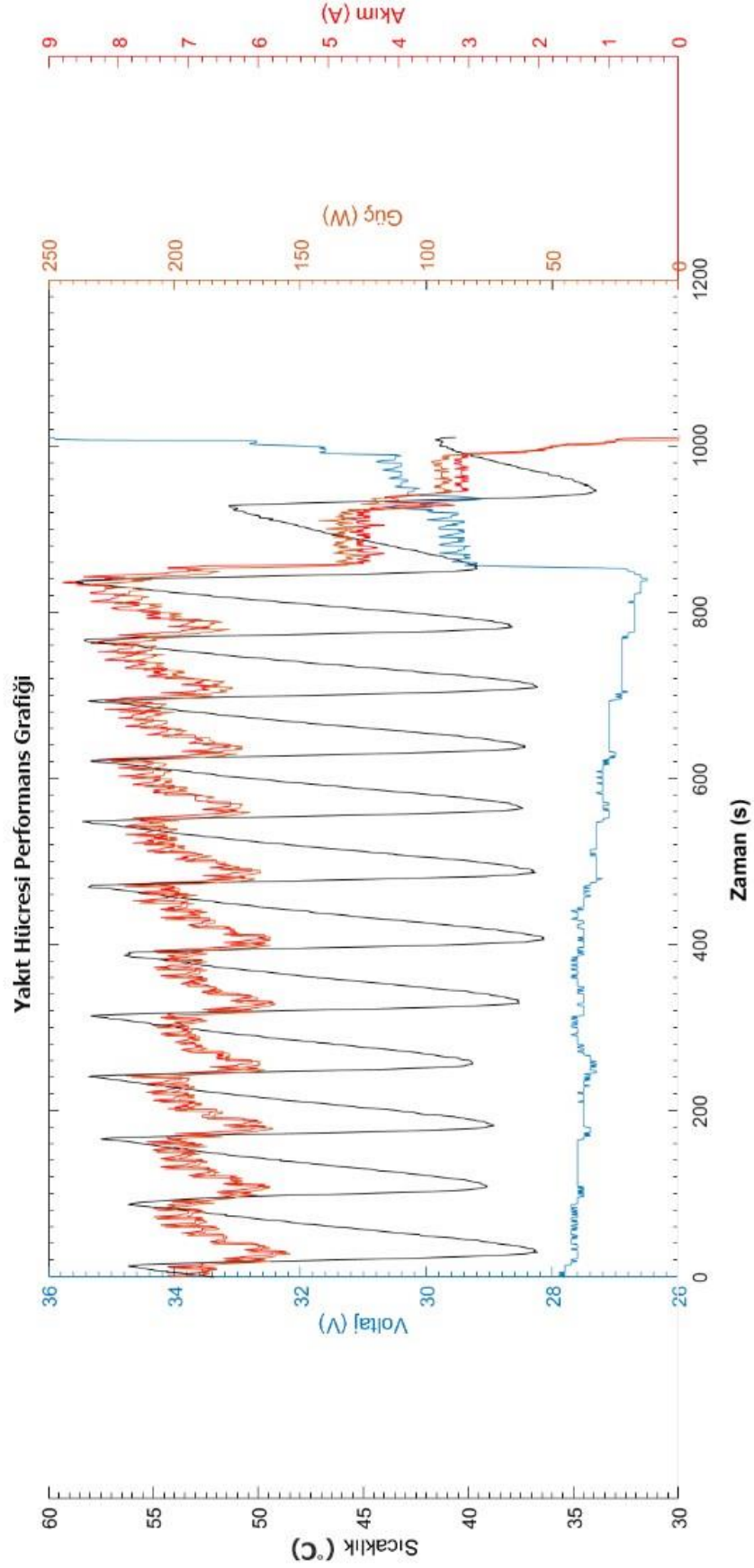
Görsel 5.11. (a) Batarya voltaj-akım grafiği, (b) Yakıt hücresi voltaj-akım grafiği, (c) Yük voltaj-akım grafiği



Görsel 5.12. (a) Batarya voltaj-güç grafiği, (b) Yakıt hücresi voltaj-güç grafiği, (c) Yük voltaj-güç grafiği



Görsel 5.13. Zamana bağlı batarya performans grafiği



Görsel 5.14. Zaman bağılı yakıt hücresi performans grafiği

5.5. Örnek Bir Uçuş Profiline Yönelik Testler

Hibrit sistem ile tamamlanan kuru itki testlerinden sonra, teorik hesaplardaki ve sırasıyla 3,5 kg 4,5kg, 5,1 kg ve 6,1 kg maksimum kalış ağırlığından gelen güç gereksinimi değerleri (Bkz Çizelge 5.1) uçağın içine yerleştirilen watt metre ve kamera ile belirlenmiştir.

Çizelge 5.1. Uçuş testlerinden elde edilen veriler (6,1 kg)

Güç Kolu (%)	Harcanan Güç (W)	Süre (dk)	Harcanan Enerji (Wh)
Kalkış			
100	680	0,2	2,26
Tırmanış			
85	350	2	11,6
Alçalma			
50	100	3	5

Uçuş testlerinden elde edilen veriler ışığında örnek bir güç profili oluşturulmuştur (Bkz. Görsel 5.17(a)). Örnek güç profilinde ulaşılan güç değerleri hibrit sistem performans sınırları içerisinde kalarak uçuş testlerinden gelen değerlerin de üzerinde tutularak elde edilmiştir. Böylelikle uçak üzerinde aviyoniklerin ve servoların ihtiyaç duyabileceği güç değerleri de hesaba katılmıştır. İlaveten olumsuz hava koşullarının etkisinin de göz önüne alındığı bir profil ortaya çıkarılmıştır.

Farklı gaz kollarında motorun belirli sürelerle karşılık gelecek şekilde kullanılması ile uçuş süresinde tüketilen enerji değerinin hesaplanması uçağın havada kalış süresini önceden kestirebilmeyi sağlayacaktır. Elektrikli uçaklar için havada kalış süresi ve menzil hesabı içten yanmalı motorlu uçaklarda olduğu gibi yapılamamaktadır. Dolayısıyla uçuş profile karşılık gelen güç değerleri ve uçağın görev ve performans parametreleri ortaya konulduktan sonra bir yaklaşım ile hesaplanabilmektedir. Depolanan enerjinin ne zaman biteceği hakkında bir kestirimde bulunmadan önce konsept tasarımın son tasarım olduğu kesinleştirilmelidir. Tekrar örnek uçuş profili testlerine dönecek olursak hibrit sistemin gücünün 650-680 W mertebelerine çıktığı görülmektedir (Bkz. Görsel 5.15, Görsel 5.16, Görsel 5.17(a)). Yaklaşık 10 saniye boyunca bu güç değeri sistem tarafından motora sağlanmaktadır.

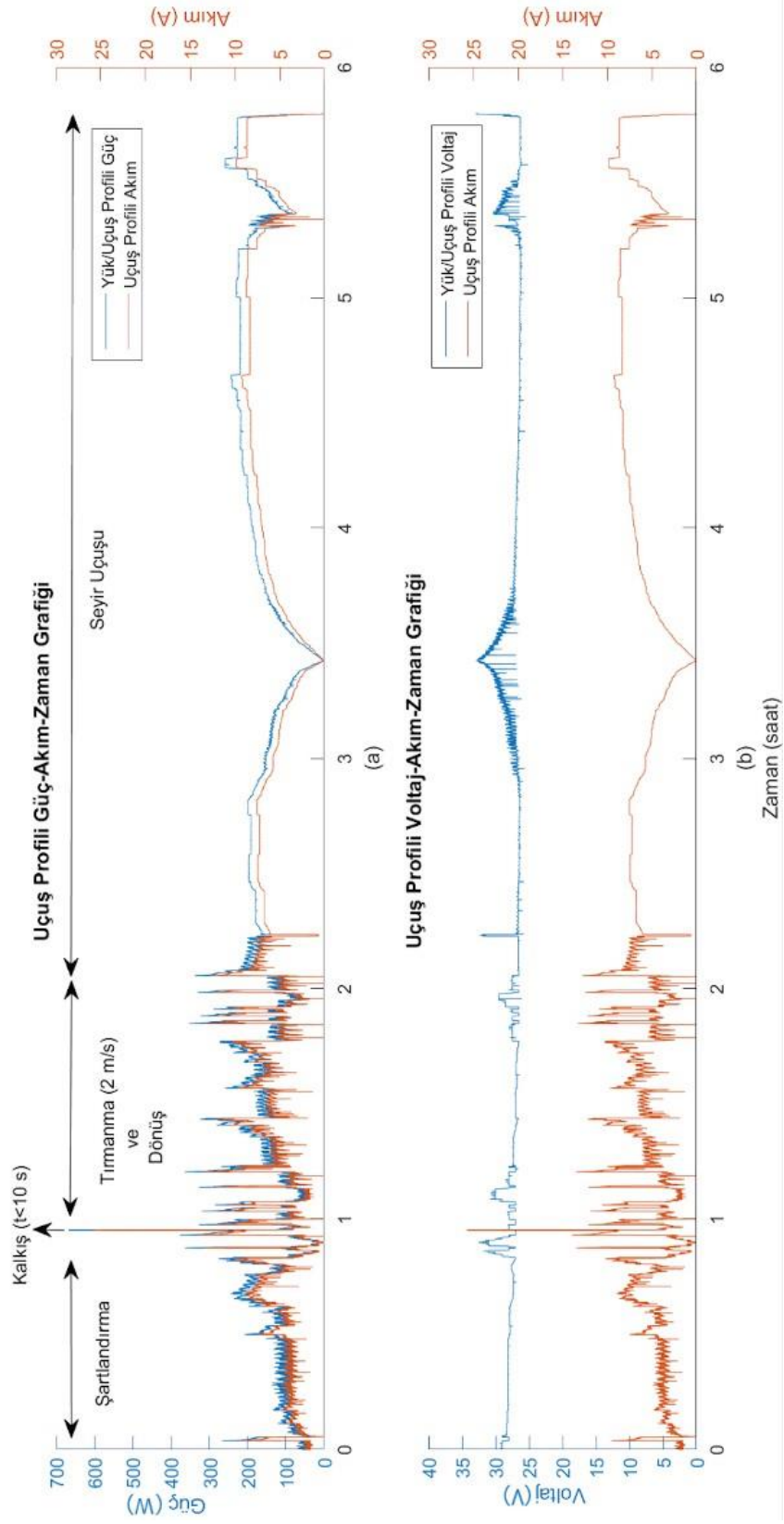
Sonrasında belirli aralıklar ile 400 W civarında sistem test edilmektedir. Bu değer uçağın dönüşleri, tırmanması veya hızlanması gereken durumlara karşılık geldiği bilinmektedir. Sonrasında uçuşun tamamına yakını seyir uçuşuna karşılık geleceğinden 200 W ve altında yaklaşık 5-5,5 saat kadar sistem test edilmiştir. Tüm bu süre boyunca sistem örnek güç profiline olumlu karşılık vermiştir. Dolayısıyla yakıt hücresi sistemi artık uçak üzerine entegre edilmeye hazır haldedir.



Görsel 5.15. Hydra (6,1 kg) elden atıldıktan kısa süre sonra hava tutunabilmesi için ölçülen güç değeri



Görsel 5.16. Hydra (6,1 kg) elden atıldıktan kısa süre sonra hava tutunabilmesi için ölçülen güç değeri uçak içinden alınan görüntü



Görsel 5.17. (a) Uçuş profili güç-akım grafiği, (b) Uçuş profili voltaj-akım grafiği

5.6. Uçuş Testleri (Batarya ile)

Tasarlanan uçağın aerodinamik ve yapısal doğrulaması amaçlanmıştır. Bu uçuşlar radyo kontrollü konfigürasyon ile pilot kontrolünde gerçekleştirilmiştir. Yakıt hücresi yüklenmeksizin uçuş yapılarak uçağın yükleme testlerinin aşama aşama ilerlenerek gerçekleştirilmesi hedeflenmiştir. İlk uçuş 3,5 kg ikinci uçuş 4,5 kg, üçüncü uçuş 5,1 kg ağırlıkla ve son uçuş 6,1 kg maksimum kalış ağırlığı ile yapılacak şekilde 10 dakikalık uçuş profilleri olarak planlanmıştır.

Radyo kontrollü uçuş testleri üç Hydra prototipi için de gerçekleştirilmiştir. Birinci prototip, başarılı bir ilk uçuş gerçekleştirdikten sonra, ikinci uçuşta alıcı sinyal kaybı nedeniyle kontrolden çıkarak kırım yaşamıştır. İkinci prototipte ise kuyruk boomunun esnemesi ve yatay kuyruk oturma açısının imal sırasında doğru uygulanmaması nedeniyle kontrol kaybı ve kırım yaşanmıştır. Üçüncü prototipte ise sırasıyla 3,5 kg, 4,5 kg ve 5,1 kg uçuş testleri başarıyla uygulanmıştır.

Uçağın elden atılma metoduyla kalkışı sırasında herhangi bir taşıma kaybı yaşanmaksızın uçak kısa sürede tırmanışa geçmiştir. Hydra 6,1 kg (bu ağırlık faydalı yük haricinde tüm sistem bileşenlerinin toplam ağırlığına denk gelmektedir) kalkış ağırlığı ile radyo kontrollü uçuş neticesinde tasarlanan uçağın, kalkış ağırlığında gerçekleştireceği kalkış ve tırmanış gözlemlenerek uçağın aerodinamik ve yapısal doğrulaması amaçlanmıştır ve başarıyla tamamlanmıştır.

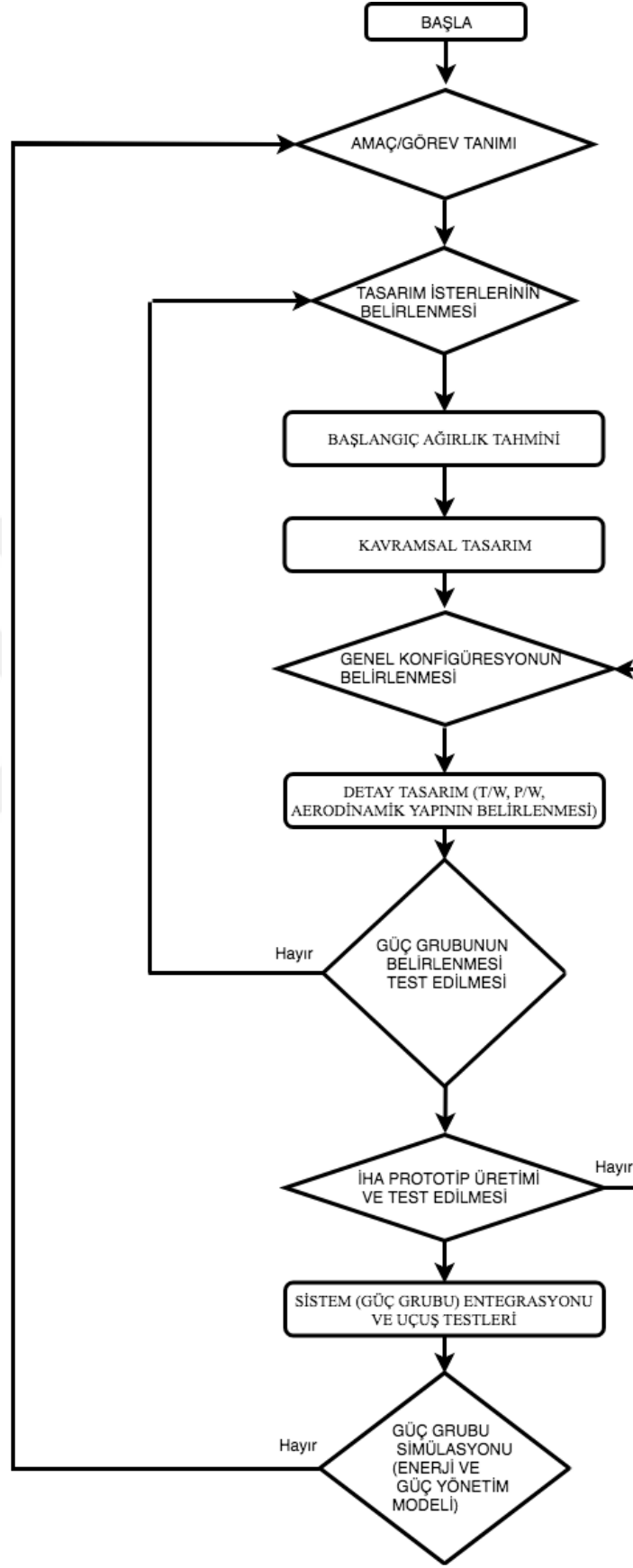
5.7. Enerji Yönetim Modeli

Enerji yönetim modelinin kurulabilmesi için teorik ve deneysel olarak İHA'nın güç ve enerji ihtiyacının ortaya koyulması gerekmektedir. Bu çalışma kapsamında yakıt hücresi, batarya ve hidrojen depolama sistemi belirlenmiştir. Sonrasında oluşturulan hibrit sistem bileşenleri olan yakıt hücresi (depolama silindiri ve regülatör dahil edilmiştir) ve bataryanın gerek duyulan değerleri çıkarılmıştır (Bkz. Çizelge 5.2).

Çizelge 5.2. Hibrit sistem bileşenlerinin enerji ve güç değerleri

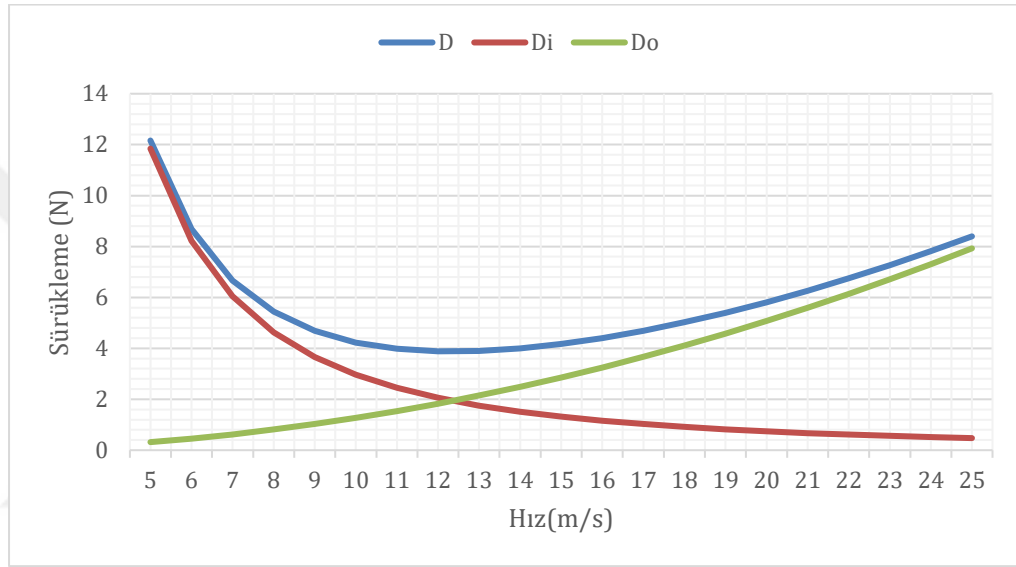
Kaynak	Ağırlık (kg)	Enerji (Wh)	Enerji Yoğunluğu (Wh/kg)	Güç Yoğunluğu (W/kg)	Güç (W)
Yakıt hücresi	0,750	672	260	100	250
Batarya	0,85	114	134	8700	7400

Hibrit sistemin uçuş şartları altında dinamik olarak test edilmesine yönelik özgün olarak tasarlanıp üretilen olan İHA için güç grubu simülasyonunun yapılabilmesi, enerji ve güç yönetim modelinin kurularak havada kalış süresinin tahmin edilmesi Görsel 5.18 ile önerilen akış diyagramı uyarınca gerçekleştirilmiştir. Sırasıyla, amaç ve/veya görev (örn. Ziraî gözlem vb.) tanımları yapılan İHA tasarım istekleri belirlenmiştir. Başlangıç ağırlık tahmini uçağın, güç grubunun ve aviyonik sistemin her bir bileşimi için yapıldıktan sonra kavramsal tasarım yapılmış ve uçak bileşenlerinin genel konfigürasyonu ortaya konmuştur. Bu aşamadan sonra detay tasarım evresinde aerodinamik yapı belirlenerek itki/ağırlık (T/W), güç/ağırlık (P/W) ve (W/S) oranları belirlenmiştir. Detay tasarımdan elde edilen oranlar, uygun görülen güç grubu kombinasyonu (pervane+motor+hibrit sistem) ile elde edilen değerlerin karşılanıp karşılanmadığına yönelik itki ve güç gereksinim testleri yapılmıştır. Eğer tercih edilen güç grubu uygunsa sürece İHA prototip üretimi ve bataryalı uçuş testleri ile devam edilmiştir. Güç grubu uygun değilse tasarım isteklerinin gözden geçirilmesi gerekmektedir. Güç grubu uygun görülürse İHA üretimi ile beraber matematiksel olarak modelin geliştirilerek güç grubu bileşenleri simüle edilebilir. Burada dikkat edilmesi gereken nokta yakıt hücresinin akım-potansiyel eğrisinin uçuş şartlarında oluşturulup oluşturulmadığıdır. Aksi takdirde uçuşa yönelik simülasyonun oluşturulmasında belirli bir hata payı olabileceği gözden kaçırılmamalıdır. İHA, bataryalı uçuşları başarıyla tamaladıktan sonra güç grubu bataryalı uçuş testlerinden elde edilen değerler ile yeniden test edilmesi uygun görülmüştür. Hibrit sistem İHA'ya entegre edilerek simülasyondan elde edilen veriler ve hesaplanan hava kalış süresi ışığında ya amaç/görev tanımında değişiklikler yapılabilir ya da uçuş testleri aşamasına geçilebilir. Uçuş testlerinden elde edilen veriler ışığında kurulan matematiksel model geliştirilerek İHA'da gerekli görülen iyileştirmeler yapılarak sürece devam edilebilir.



Görsel 5.18. Özgün İHA'ya yönelik enerji yönetim modeli için akış diyagramı önerisi

Detay tasarımdan elde edilen (T/W) ve (P/W) oranları ile güç grubuna yönelik simülasyon, sistem testleri yapılmadan, her bir uçuş fazına karşılık gelecek şekilde ilgili denklemler (Bkz. Denklem 5.1-5.6) ile gerçekleştirilebilir. Böylelikle havada kalış süresi ve hibritleştirme oranı hakkında önemli ölçüde fikir sahibi olunabileceği görülmüştür. Bu noktada uçağın kontrol yüzeylerindeki servoların ve uçak üzerindeki aviyoniklerin ihtiyaç duyacağı güç değerleri ile atmosferik koşullardan etkilenecek olan İHA-yakıt hücresi sisteminin performansının gözardı edilmemesi gerekmektedir.



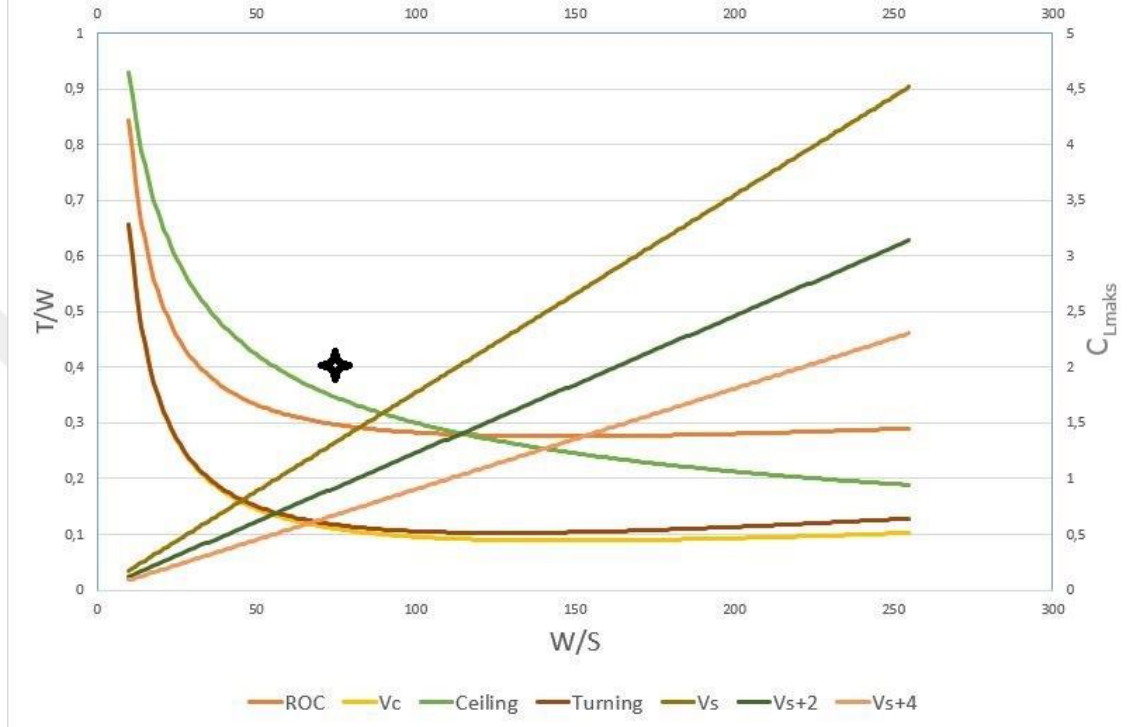
Görsel 5.19. Detay tasarım sonucunda elde edilen performans eğrisi

Uçağın minimum sürüklenme kuvvetine maruz kaldığı hız, 12,5 m/s olarak belirlenmiştir. Hydra uçağının en yüksek menzil hızı ise, 16,2 m/s olarak belirlenmiştir.

Hydra uçağının havada kalma süresi gerçekleştirilen itki testlerinin verileri ve hesaplanan güç ihtiyacı kullanılarak teorik olarak hesaplanmaya çalışılmıştır. Bu aşamada bir uçuş profili çıkartılmıştır. Bu uçuş profilinde uçağın 100 metre irtifada seyir uçuşu gerçekleştirilmesi planlanmıştır.

Uçağın elden atılarak kalkışının yaklaşık 10 saniye süreceği, 100 metreye tırmanışın yaklaşık 2 dakika süreceği ve alçalmanın 3 dakika süreceği uçağın yaklaşık 2 m/s olan tırmanma oranı geçmiş uçuş tecrübeleri ışığında belirlenmiştir. Havada kalma süresinin hesaplanabilmesi için uçuş profilinin bu basamaklarının dışında kalan enerji, seyir uçuşunda kullanılacak şekilde değerlendirilmiştir. Koordine dönüş hareketlerinde irtifa kaybı olmaması adına gaz kolunda değişiklikler olabileceği düşünülerek seyir

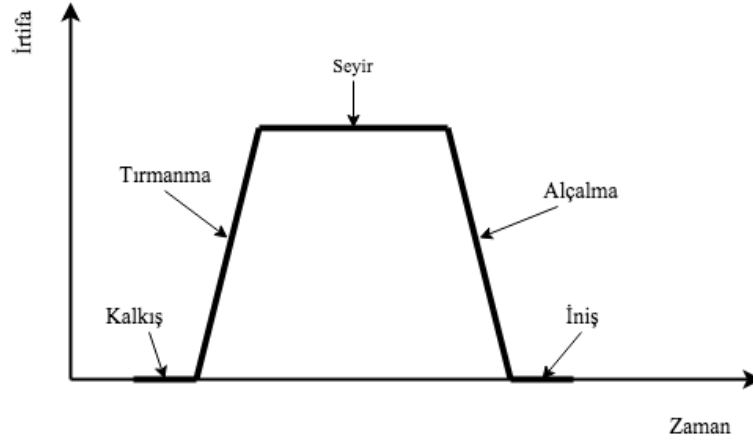
hızında harcanan güç, bir emniyet katsayısı olarak 1.05 ile çarpılmıştır. Tasarım isterleri (T/W) ve (W/S) cinsinden yazılabilmektedir. Hydra uçağından beklenen stall hızı, seyir hızı, tırmanış hızı, dönüş yarıçapı ve uçuş irtifası bu iki parametre cinsinden yazılarak Görsel 5.20'deki grafik elde edilir.



Görsel 5.20. Detay tasarım sonucunda elde edilen T/W ve W/S eğrileri (Farklı hızlara karşılık)

5.7.1. Hibritleştirme oranı (HO)

Hibritleştirme oranı, insanlı ve insansız hava aracı platformları için güç kaynağının birden fazla kaynak türü kullanarak sağlandığı güç-itki sistemlerini tanımlamada kullanılan parametrelerden biridir [59]. Her bir uçuş fazına karşılık gelen hibritleştirme oranı uçuş boyunca enerji ve güç yönetiminin optimum olmasına yönelik belirlenmesi gerekli olan bir parametredir (Bkz. Denklem 5.10).



Görsel 5.21. Uçuş fazları-irtifa

Performans gereksinimleri belirlenirken en başta belirlenen tasarım istekleri ve görev tanımı yapılmıştır. Görev tanımı kapsamında uçağın seyir edeceği rotanın belirlenmesi, seyir irtifası, tırmanma hızı, seyir hızı ve her bir uçuş fazına karşılık gelen güç gereksinimlerinin belirlenmesi gerekmektedir. (Bkz. Görsel 5.21) Uçuş fazları aşağıdaki şekilde belirlenmiştir;

- Kalkış
- Tırmanma
- Seyir (Dönüş hareketli dahil)
- Alçalma
- İniş

Çizelge 5.3. Uçağın performans gereksinimleri

Parametre	Değer
Seyir Hızı (V_s)	16 m/s
Maksimum Hız (V_{maks})	22 m/s
Maksimum Seyir İrtifası (h)	100 m
Tırmanma Oranı (R/C)	2 m/s
Stall Hızı (V_{stall})	10 m/s
Kalkış Mesafesi (omuz üzerinden atılıyor)	-
Maksimum Taşıma Katsayısı (C_L)	1,6
Sıfır Sürüklenme Katsayısı ($C_{D,0}$)	0,038
Maksimum L/D	15,68

Çizelge 5.4. Uçağın tasarım parametreleri (detay tasarım sonrası elde edilen)

Parametre	Değer
Açıklık Oranı (AR)	9,76
Sıfır Sürüklenme Katsayısı ($C_{D,0}$)	0,038
Maksimum Taşıma Katsayısı (C_L)	1,6
C_L / C_D	15,68
e	0,76
k_{td}	-
k_{to}	-
q_s	145 N/m ²
q_{vmaks}	275 N/m ²
η_P	0,5
μ	-
$\rho_{800\text{ m}}$	1,193 kg/m ³
$\rho_{900\text{ m}}$	1,133 kg/m ³

Güç/Ağırlık Oranı Denklemleri Her Bir Uçuş Fazına Karşılık Gelen;

Kalkış (Pist);

$$\frac{P_K}{W_K} = \frac{k_k^3}{2 \times g \times D_K \times \eta_P} \times \left(\frac{2}{\rho_{800} \times C_{Lmaks}} \times \frac{W_K}{S_w} \right)^{\frac{3}{2}} \quad (5.1)$$

Tırmanma;

$$\frac{P_T}{W_K} = \frac{1}{\eta_P} \times \left(RC + \frac{1}{C_L} \times \left(\sqrt{\frac{2}{\rho_{900}} \times \frac{1}{\sqrt{(C_{Dmin} \times \pi \times AR \times e)}}}} \right) \times \sqrt{\frac{W_K}{S_w}} \right) \quad (5.2)$$

Seyir;

$$\frac{P_s}{W_K} = \frac{V_s}{\eta_P} \times \left(\frac{C_{Dmin} \times q_s}{\frac{W_K}{S_w}} + \frac{\frac{W_K}{S_w}}{q_s \times \pi \times AR \times e} \right) \quad (5.3)$$

Maksimum Hız;

$$\frac{P_{vmaks}}{W_K} = \frac{V_{maks}}{\eta_P} \times \left(\frac{C_{Dmin} \times q_{vmaks}}{\frac{W_K}{S_w}} + \frac{\frac{W_K}{S_w}}{q_{vmaks} \times \pi \times AR \times e} \right) \quad (5.4)$$

İniş (Pist);

$$\frac{W_K}{S_w} = \frac{\mu \times \rho_{800} \times g \times D_i \times C_{Lmaks}}{k_i^2} \quad (5.5)$$

$$\frac{W_K}{S_w} = \frac{1}{2} \times \rho_{800} \times V_s^2 \times C_{Lmaks} \quad (5.6)$$



Görsel 5.22. “Mission planner” programı ile çizilen rota planlaması

Enerji yönetim modelinin kurulabilmesi için teorik ve deneysel olarak İHA'nın güç ve enerji ihtiyacının ortaya koyulması gerekmektedir. Yakıt hücresi, batarya ve hidrojen depolama sistemi belirlenmiştir. Sonrasında oluşturulan hibrit sistem bileşenleri olan yakıt hücresi (depolama silindiri ve regülatör dahil edilmiştir) ve bataryanın gerek duyulan değerleri çıkarılmıştır. Belirlenen görevi yerine getirmek amacıyla rota planlaması (Bkz. Görsel 5.22) yapıldıktan sonra rota boyunca kaç adet dönüş hareketi olacağı bunların toplam süreleri, kalkış, tırmanma, alçalma ve iniş süreleri ve bu fazlara karşılık gelen güç gereksinimlerine bağlı olarak enerji tüketim değerleri deneysel veriler ışığında hesaplanır ve enerji profili ortaya çıkarılır. Uçağın her bir uçuş fazındaki performansına bağlı olarak mevcut hibrit sistemin güç sınırlamaları da hesaba katılarak gerçekçi bir güç profili çıkarılır. Enerji ve güç profili geometrik ve aerodinamik tasarımı yapılan hava aracı için teorik olarak belirlenmesi mümkündür (Bkz. denklem 5.1-5.10, Çizelge 5.3, Çizelge 5.4).

Uçuş testlerine yönelik deneysel veriler alındıktan sonra İHA güç grubu matlab/simulink ortamında modellenmiştir. Güç grubu elemanları;

- Yakıt hücresi
- Batarya

- Hidrojen Depolama sistemi
- Hibrit kart
- DC-DC konvertör (Yük)

Batarya;

$$SOC(t) = I_{Bat}SOC(0) - \frac{1}{C_{Bat}} \cdot \int_0^t I_{Bat} \cdot dt \quad (5.7)$$

$$I_{Bat} = \frac{V_{ADP} \pm \left(\sqrt{V_{ADP}^2 - 4 \cdot R_{iç} \cdot P_{Bat}} \right)}{2 \cdot R_{iç}} \quad (5.8)$$

Hidrojen depolama sistemi;

$$\left(P + \frac{n^2 a}{v^2} \right) (v - nb) = nRT \quad (5.9)$$

Hibritleşme Oranı;

$$HO = 1 - \frac{\text{maks}(P_{Bat}(I_{Bat}))}{\text{maks}(P_{Bat}(I_{Bat})) + \text{maks}(P_{YH}(I_{YH}))} \quad (5.10)$$

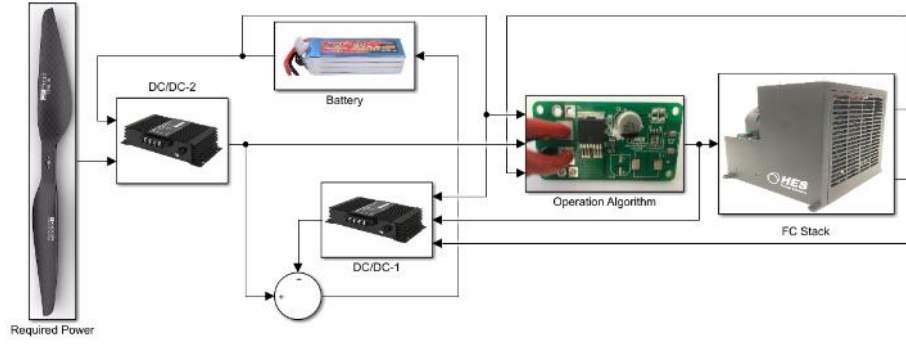
Modelleme aşamasında aşağıdaki kabuller yapılmıştır;

- Hidrojen tüketim eğrisine bağlı kalarak hidrojen tankının kapasitesinin çalışma süresi boyunca yeterli olduğu varsayımı yapılmıştır.
- Çalışmada kullanılan batarya modeli oluşturulurken batarya doluluk oranı-voltaj değişimi arasındaki ilişki deneysel verilerden elde edilmiş, eğrinin denklemini modelde kullanılmıştır.
- Bataryanın şarj ve deşarj durumundaki direnç değişimi literatürden elde edilmiştir.
- Yakıt hücresi-batarya sisteminin yakıt hücresinin nemlendirmeye yönelik birlikte çalışma prosedürü modelde ihmal edilmiştir. Ön görülen uçuş süresine yönelik yapılan hesaplamada 11,76 Wh'lik şartlandırma için gerekli olan enerji miktarı depolanan miktarın %1,75'idir (Bkz. Çizelge 3.3).
- Yakıt hücresi çalışması esnasında hücre basıncında performansı etkileyecek basınç değişimleri olmadığı kabul edilmiştir.

- Yakıt hücresi çalışma sıcaklığının kritik alt ve üst sıcaklıklara erişmediği kabul edilmiştir.
- Bataryanın başlangıç doluluk oranının %90 ve üzeri olduğu kabul edilmiştir.
- Uçuş boyunca batarya kritik voltaj eşiği olan 23,8 V'a düşse de yakıt hücresinin çalışmaya devam ettiği ve İHA emniyetle indirebilecek gücü (200 W) üretebildiği esas alınmıştır.
- Uçağa yönelik herhangi bir manianın bulunmadığı bir hava sahasında modelin çalıştırıldığı kabul edilmiştir.
- Bataryanın nominal çalışma voltajının hücre başına 3,7 V yakıt hücresinin nominal güçte (200 W civarı deneysel sonuçlardan elde edilen güç değeri) 7,8 A'ı sağlayabildiği kabul edilmiştir.
- Uçuş testlerinden elde edilen güç profiline bağlı olarak bataryanın tüketildiği kabul edilmiştir.
- Uçuş boyunca batarya sıcaklığında büyük değişiklikler olmadığı yapılan testler sonucunda gözlemlenmiş ve modelde de sıcaklık değişim etkileri göz ardı edilmiştir.

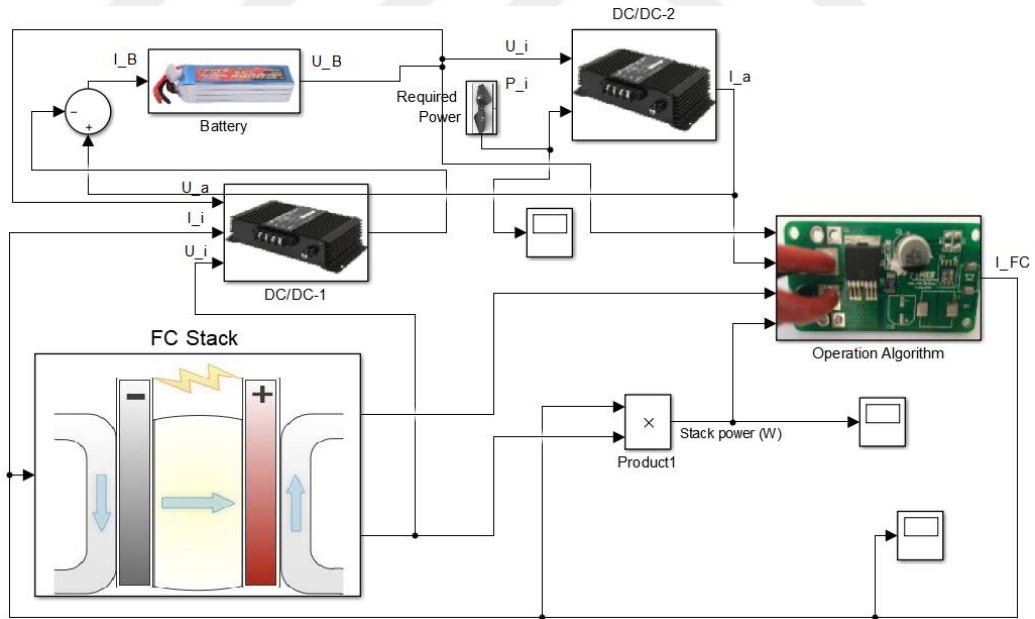
Bu elemanlar dışında literatürde motor-pervane modelleri de mevcuttur [63]. Bu çalışma kapsamında motor-pervane modeli oluşturulmayıp güç gereksinimi ile ilgili hesaplarda deneysel veriler kullanılmıştır Motor itki testleri ve uçuş testlerinden elde edilen motor güç, voltaj ve akım değerleri doğrudan modelde giriş parametresi olarak kabul edilmiştir.

Yakıt hücresi modeli deneysel veriler ışığında elde edilen değerlerden faydalanarak oluşturulmuştur. İlaveten akım değerlerine karşılık gelen hidrojen tüketim değerleri belirlenmiş ve matematiksel olarak yakıt tüketimine karşılık üretilen akım değerini veren denklem modele dahil edilmiştir. Batarya modeli LiPo bataryanın karakteristikleri temel alınarak modellenmiştir.

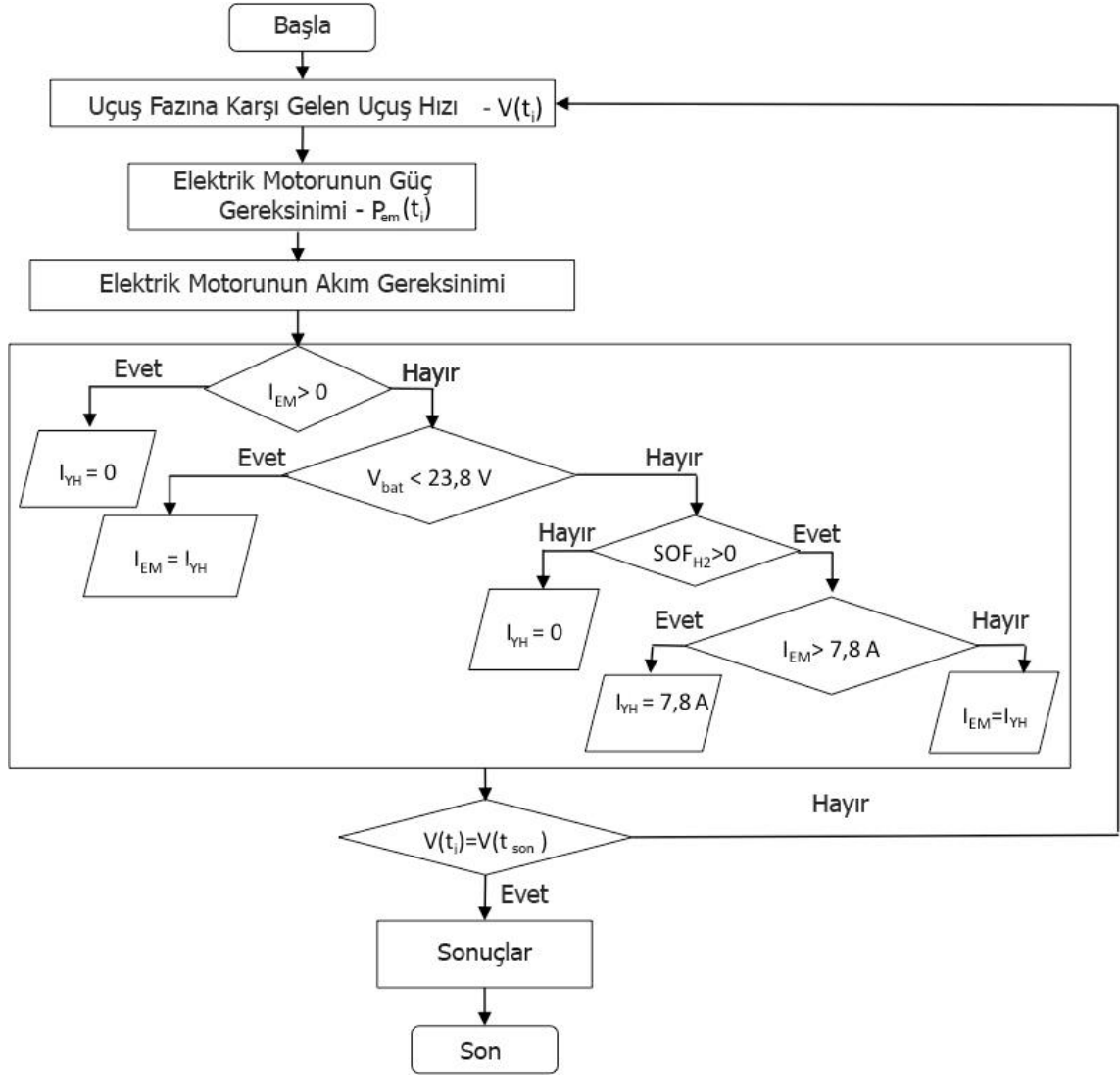


Görsel 5.23 Simülasyon modeli

Oluşturulan simülasyon modelinde gerekli güç motor-pervane kombiyonuna karşılık ölçülen güç değerleri kullanılarak simülasyona dahil edilmiştir. Yakıt hücresi ve bataryadan elde edilen akım ve voltaj değerleri güç gereksinimine göre modelde kullanılmıştır. Simülasyon ve enerji yönetim modeli oluşturulmuştur (Bkz. Görsel 5.23, Görsel 5.24).

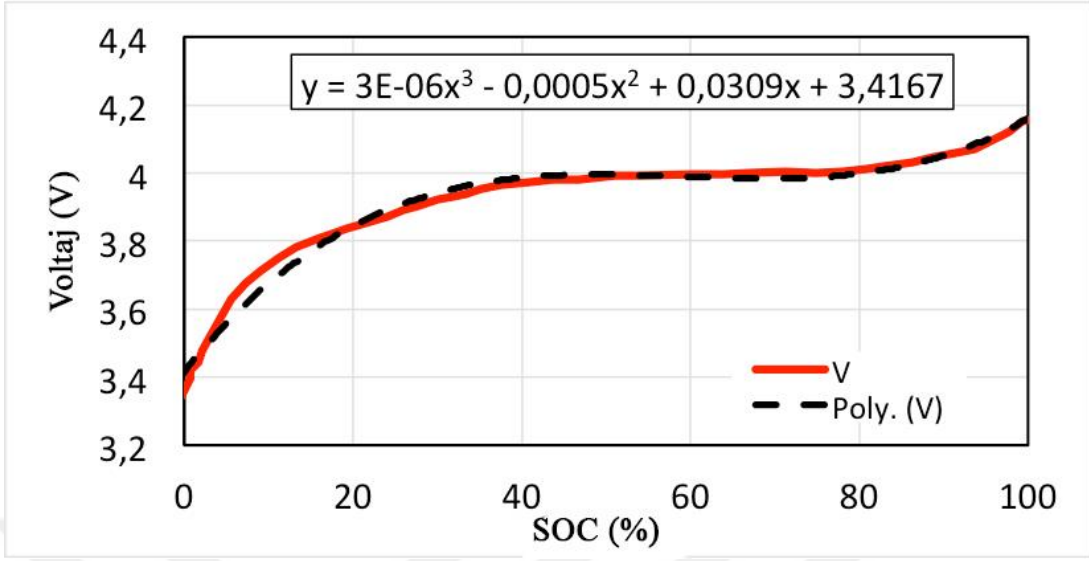


Görsel 5.24. Enerji yönetim modeli matlab/simulink



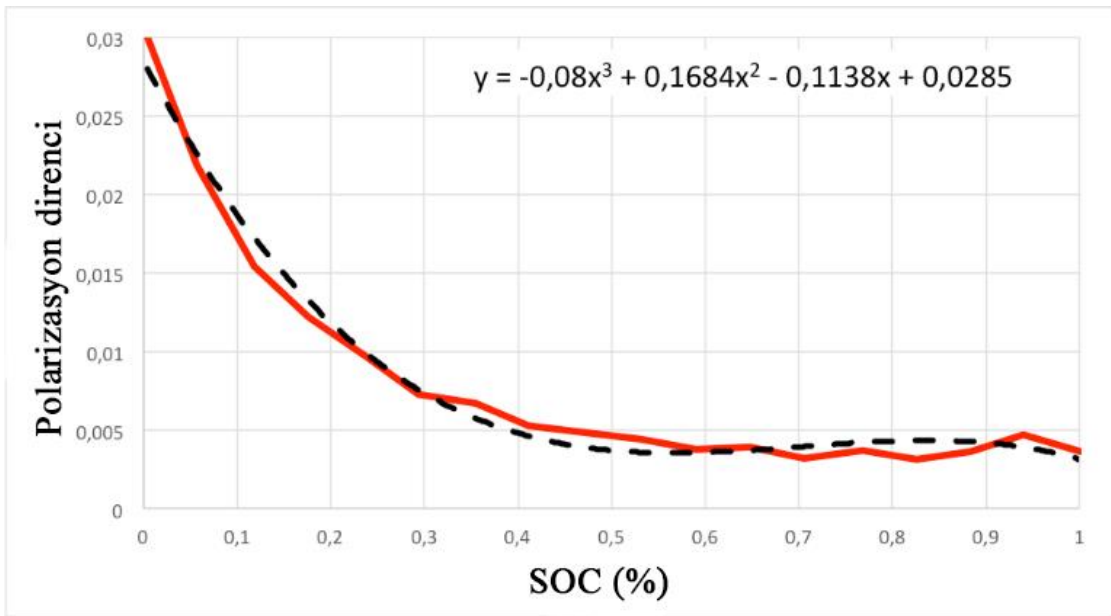
Görsel 5.25. Enerji yönetim algoritması akış şeması

Kural tabanlı oluşturulan enerji yönetim modelinin akış şeması (Bkz. Görsel 5.25) yakıt hücresi ve bataryanın sağlayacağı akım değerlerini motorun ihtiyaç duyacağı akım değerleri ile kıyaslayarak oluşturulmuştur. Ayrıca bataryanın kritik çalışma voltajı olan 23,8 V değeri altına inmesi durumunda yakıt hücresinin uçağı indirebilecek akımı sağlayabildiği ve hidrojen silindirindeki doluluk oranının yeterli olduğu kabul ederek akış şemasındaki kısıtlar oluşturulmuştur. Ayrıca yakıt hücresinin sağlayabildiği 7,8 A akım değeri kabul edilmiştir. Bu akım değeri üzerindeki ihtiyaçlarda geriye kalan kısmın batarya tarafından karşılanması üzerine akış şeması kurulmuştur. Uçuş boyunca bataryanın ve hidrojen silindirinin doluluk oranı (SOF) belirlemeye yönelik bir yaklaşım kullanılmıştır.

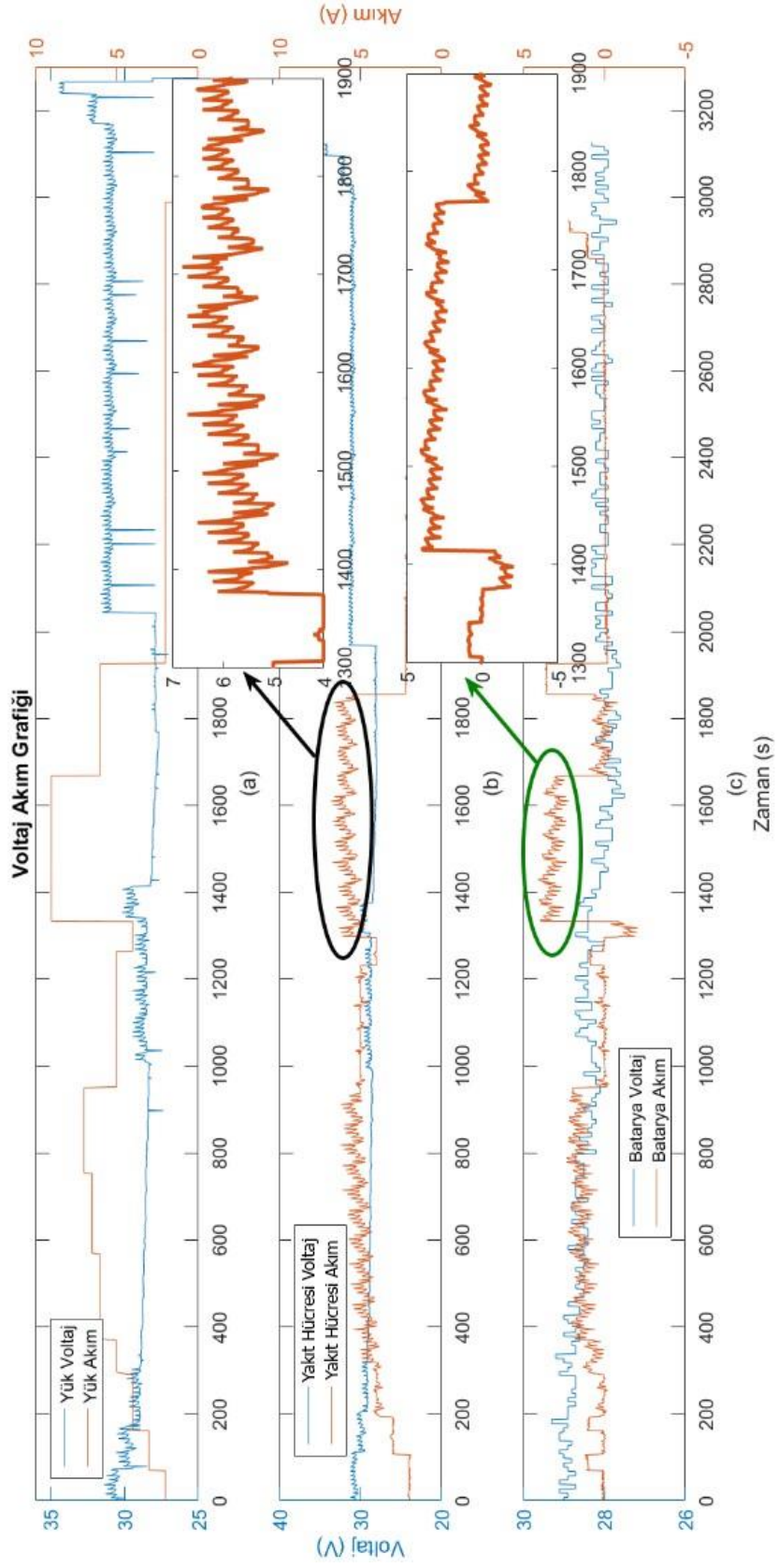


Görsel 5.26. Batarya voltaj değişimi-batarya doluluk oranı (SOC)

LiPo bataryalar 4,2 V hücre başına sahip olduğu gerilim değeri ile tam doluluk oranına sahiptir. 3,4 V değerine eriştiklerinde ise kullanılamamaktadırlar (Bkz Görsel 5.26). Bu sebepten 23,8 V değerinin üzerinde batarya kullanımına devam edileceği bir kural koyulmuştur. Bataryanın kullanımı boyunca sahip olduğu dirençte meydana gelen değişimler ortaya konularak iç direnç değişimine karşılık batarya doluluk oranının değişim eğrisi elde edilmiştir (Bkz. Görsel 5.27).

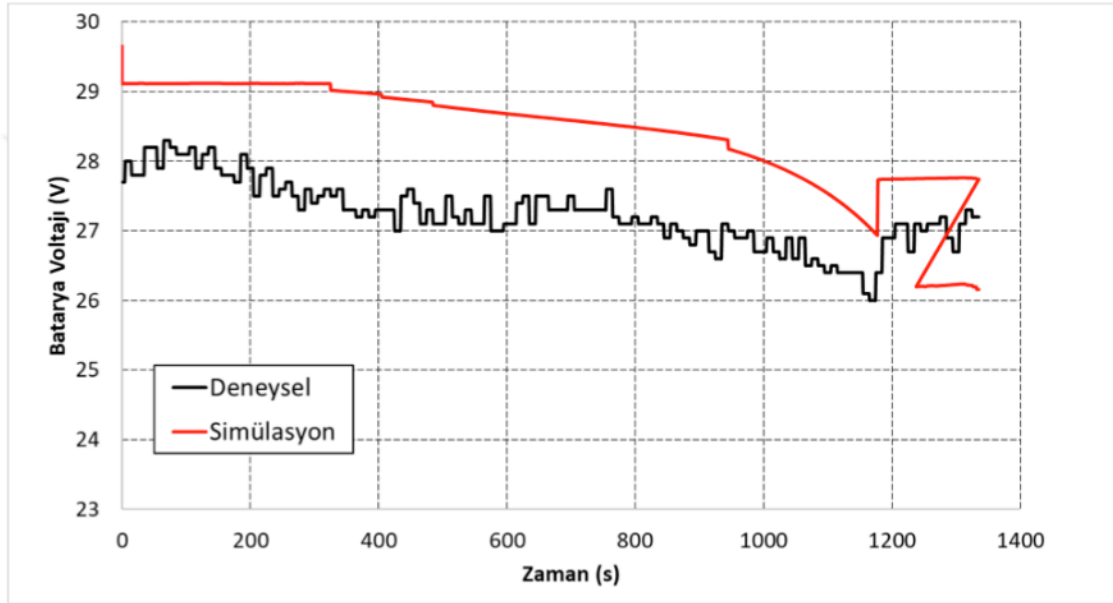


Görsel 5.27. Batarya direnç değişimi-batarya doluluk oranı (SOC)



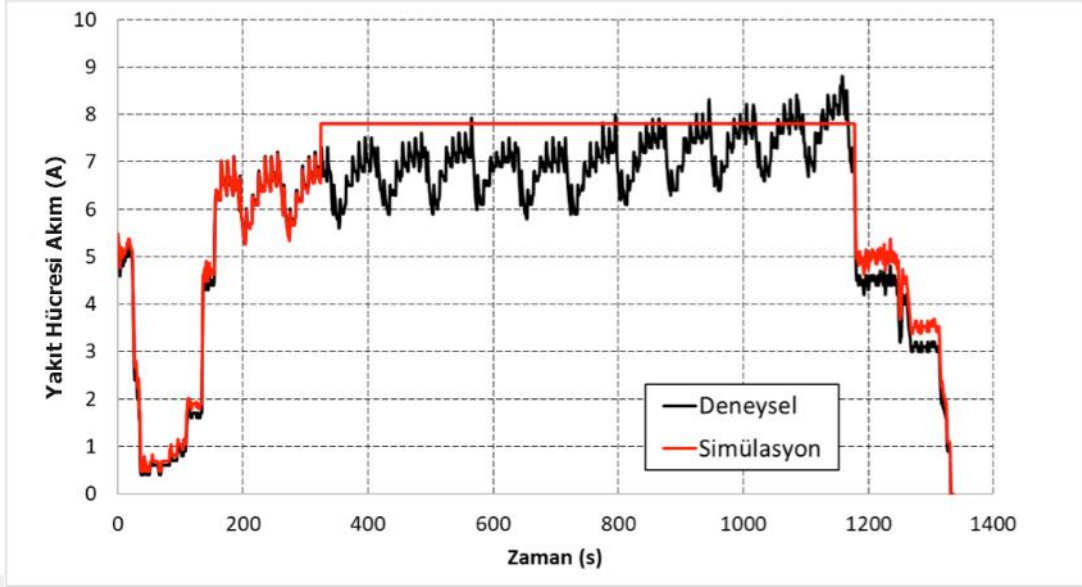
Görsel 5.28. Voltaj-akım grafiği (namlendirme prosedürü etkileri)

Yer testlerin elde edilen voltaj ve akım değişimlerinin ifade edildiği Görsel 5.28’de yakıt hücresi nemlendirme prosedürü etkilerinin voltaj değişiminde nasıl karşılık bulduğu gerek batarya gerekse yakıt hücresi için gösterilmiştir. Bu etkiler de batarya voltaj değişimine sebep olmaktadır. Fakat tüm süreç boyunca nemlendirme prosedürüne karşılık tüketilen enerji değeri hesaplanmış (Bkz. Çizelge 3.3) ve toplam depolanan enerji miktarı ile kıyaslandığında düşük kaldığı görülmüştür. Bu sebeple de modele dahil edilmemiştir.



Görsel 5.29. Batarya voltaj değişimi (DeneySEL ve simülasyon)

Batarya voltaj değişiminin (Bkz. Görsel 5. 29) benzer karakterde olduğu zamana bağlı olarak 100 mV/dk olarak azaldığı hem deneySEL sonuçlardan hem de modelden elde edilen verilerden görülmektedir. 600-1200 s arasındaki düşüş, ihtiyaç duyulan gücün yakıt hücresi tarafından karşılanmakta yetersiz kaldığını göstermektedir. Uçuş boyunca voltajdaki değişim trendlerinin kaydedilerek, model üzerinde anlamlandırılması gelecek çalışmalar için havada kalış süresi hesabında ve silindirdeki hidrojen miktarıyla beraber batarya voltajındaki değişimin de öngörülür ve hesaplanabilir olmasını sağlayacaktır. %3,5 hata ile batarya voltaj değişim eğrisi oluşturulmuştur.



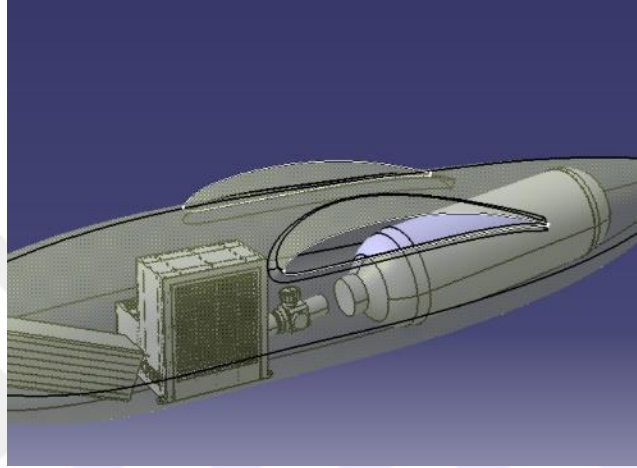
Görsel 5.30. Yakıt hücresi akım gereksinimi (DeneySEL ve simülasyon)

DeneySEL verilerde yakıt hücresinin 7,8 A akım değerini verebildiği görülmüştür. Dolayısıyla 7,8 A’i aşan gereksinimlerde bataryanın devreye gireceği bilinmektedir. Görsel 5.29’da nemlendirme etkilerinin modele dahil edilmediği şartlar altında yakıt hücresinin 7,8 A sağlayabildiği simülasyonun yaklaşık 400-1200 saniyeleri arasında ihtiyaç duyulan akımın 7,8’A in üzerinde olduğu duruma karşılık simülasyondan sonuçlar elde edilmiştir (Bkz. Görsel 5. 30).

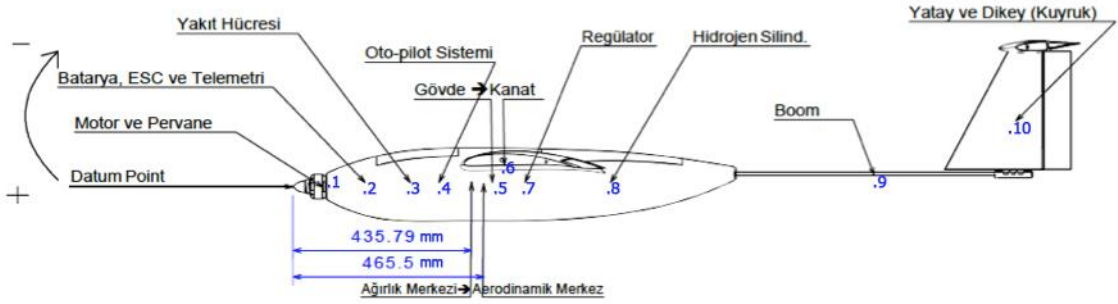
Simülasyon sonuçları uçağın güç gereksinimine karşılık motor için sağlanması gereken akım değerlerinin simülasyon boyunca göstereceği değişkenliğe nasıl cevap vereceğinin ortaya konulmasına yöneliktir. Simülasyonun vereceği cevaplar, bataryanın doluluk oranı (SOC), hidrojen silindirin doluluk oranı (SOF) yakıt hücresinin sağlayabildiği akım değerlerine yöneliktir. Böylelikle uçağın havada kalış süresinin önceden belirlenen görev boyunca tahmin edilmesi mevcut güç grubu için mümkündür. Mevcut simülasyon, harici bir hibrit kartın kullanıldığı birinci senaryoda belirtilen güç yönetimi esas alınarak gerçekleştirilmiştir (Görsel 4.6).

5.8. Uçak Alt Sistemlerinin Gövde İçerisinde Konumlandırılması

Uçak alt sistemleri gövde içerisine konumlandırılırken uçağın boylamasına kararlılığının sağlanması esası gözönüne alınmıştır. Bu sebepten her bir bileşenin konumlandırılması ile uçağın ağırlık merkezi belirlenmiştir. Uçağın ağırlık merkezi ile aerodinamik mekezi birbirine oldukça yakın tutulmuştur (Bkz. Görsel 5.31, Görsel 5.32, Çizelge 5.5).



Görsel 5.31 Gövde içinde yakıt hücresi sistemi katı modeli



Görsel 5.32. Uçağın ağırlık merkezi ve aerodinamik merkezinin datum pointe olan uzaklıkları (mm)

Çizelge 5.5. Uçak alt sistemlerinin ağırlıkları ve ağırlık merkezine olan mesafeleri

AĞIRLIK MERKEZİ (Ağ. M.) ETRAFINDAKİ MOMENT			
Bileşen	Ağırlık (g)	Mesafe Ağ. M. (mm)	Moment (g.mm)
1.Motor ve Pervane	500	410	205000
2.Batarya, ESC ve Telemetri	1300	350	455000
3.Yakıt Hücresi	900	220	198000
4.Oto-Pilot Sistemi	300	110	33000
5.Gövde	500	-50	-25000
6.Kanat	1000	-70	-70000
7.Regülatör	300	-110	-33000
8.Hidrojen Silindiri	1300	-380	-494000
9.Boom	80	-860	-68800
10.Yatay ve Dikey (Kuyruk)	160	-1250	-200000
Toplam Moment:			200

Çizelge 5.5'te görüldüğü üzere uçak alt sistemlerinin konumlandırılması ile ağırlık merkezinde yaklaşık 200 g.mm toplam moment meydana gelmektedir. Bu değerin hava aracının kararlılığını etkileyecek büyüklükte olmadığı ve gerekli trim ayarları ile karşılanabileceği görülmüştür.

6. TARTIŞMA VE GELECEKTE YAPILMASI PLANLANAN ÇALIŞMA ÖNERİLERİ

İnsansız hava aracı platformları (sabit kanat, döner kanat ve VTOL) belirli bir göreve yönelik otonom olarak kontrolü mümkün ve son yıllarda kullanımı yaygınlaşan uygulamalardandır. Elektrik motorların kolaylıkla adapte edilebildiği sistemlerde mevcut enerji üretim ve depolama sistemlerinin sınırlılığı hava aracının havada kalış sürelerini ve görev yapabilme kabiliyetini doğrudan etkilemektedir. Bataryaların özgül güçlerinin yüksek olmasına rağmen sahip oldukları düşük özgül enerji değerleri İHA'larının havada kalış süresini önemli ölçüde azaltmakta ve kısıtlamaktadır. PEMYH ile bataryalar kıyaslandığında, hidrojenin yüksek enerji yoğunluğuna sahip olması İHA'lar için menzilin ve havada kalış süresinin artması anlamına gelmektedir.

- Harici nemlendiricisi olmayan yakıt hücresi sistemleri batarya ile hibrit çalışarak membran nemliliği problemini kısa vadede çözmüşlerdir. Bununla beraber nominal güç değerlerini sağlama açısından yakıt hücrelerinin verimliliği (ömür boyunca) tartışma konusudur. Periyodik kısa devreler hücrenin istenilen performansta çalışmasını sağlasa da hücre dayanımı ve ömrü açısından dezavantajlı olduğu bilinmektedir. Dolayısıyla hibrit sistemin her bir bileşenin ömür, çevresel etki ve maliyet açısından değerlendirilmeden sadece üstünlüklerinin belirtilmesinin yakıt hücresi-batarya hibrit teknolojisinin geliştirilmesinin önündeki engellerden biri olduğu düşünülmektedir.
- Yakıt hücresi-batarya hibrit sistemine yönelik en uygun kombinasyonun yapılması hayati önem taşımaktadır. Yakıt hücresinin çalışma koşullarına bağlı olarak sergilediği performans birlikte kullanıldığı batarya ile etkileşiminin neticesinde ortaya çıkmaktadır. Ugun batarya türü, bataryanın kapasitesi, C değeri, çalışma voltaj aralığı, çalışma sıcaklığı, ağırlık ve hacmi gibi bir dizi parametrenin en uygun hibrit sistemin belirlenmesi için detaylı incelenmesi gerekmektedir.
- Uçuş esansında ortaya çıkabilecek problemlere yönelik emniyet tedbirlerinin alınması zaruridir. Bataryanın doluluk oranının uçuş boyunca ölçülmesi, yakıt hücresi sisteminde olabilecek arıza ve/veya performans kaybına cevap verebilecek batarya doluluğunun belirlenmesi için gereklidir.

- Hibrit sistem tasarımı uçak tasarım ve üretiminden ayrıştırılabilecek bir problem değildir. Dolayısıyla hibrit sistemin enerji yönetim modelinin oluşturulması ve bu modele yönelik bir uçuş algoritmasının geliştirilmesinin gerekliliği görülmüştür.
- Yakıt hücresi sıcaklığı, voltajı, akımı ve hücre içi basıncı uçuş esnasında ölçülmesi gerekli olan parametrelerdir. İlaveten bataryanın, voltajı, akımı ve sıcaklığının da ölçülmesi ve kontrol edilmesi gerekmektedir. Hidrojen depolama sisteminin (gaz hidrojen, sıvı hidrojen, uçak üzerinde farklı tipteki solüsyonlardan üretilen hidrojen vs.) şekline göre anlık olarak yakıt debisinin kontrolü ve kalan hidrojen miktarının tespit edilmesi şarttır.
- Hava araçları ya belirli bir görevi ifa etmek ya da yeni bir teknolojinin uygulanmasına yönelik platform oluşturmak için tasarlanmaktadır. Bu çalışma kapsamında tasarlanan İHA, hibrit sistemin atmosfer koşullarında ve dinamik yükler altında test edilmesi için uygun bir platformdur. Uçuş testleri yapılmadan önce sırasıyla belirlen hibrit sistemin çalışma dinamiğinin anlaşılması üzerine test edilmesi gerekmektedir. Hibrit sistem performansının anlaşılabilmesi için statik ve dinamik yükler altında tekrarlı testlerin yapılmasının gerekliliği görülmüştür. Ayrıca ani güç değişimlerine karşılık yakıt hücresi ve batarya davranışlarının anlaşılması, uçuş esnasında motor gücündeki değişimlere karşılık gelen belirsizliklerin anlaşılması için de gereklidir.
- Kuru itki testlerin hibrit sistem ile yapılmalı, kademeli değişen gaz kollarına karşılık yakıt hücresi ve bataryadaki değişimler gözlemlenmelidir. Batarya voltajının zamana bağlı olarak değişen yükler altında test edilerek kritik voltaj eşiğine ne kadar sürede eriştiği belirlenmelidir. Aksi takdirde yakıt hücresi ile bir yandan şarj olmaya devam eden batarya belirli bir süre sonra şarj olmaya devam etse de 23,8 volta eriştiğinde yakıt hücresi kendini otomatik olarak kapatacaktır. Dolayısıyla yer testlerinde gözlemlenen 24,5 V eşiği aşılmamalıdır.
- Kuru itki testlerinden elde edilen sonuçlar, uçuş denemeleri için referans olsa da uçak üzerindeki aviyonikler ve kontrol yüzeylerindeki servoların tüketeceği güç değerleri hesaba katılmadan uçuş testlerine geçilmemelidir. Aksi halde yer testlerinden elde edilen sonuçlar yanıltıcı olabilir. Bu testler esnasında labview yazılımı ile kaydedilen egzoz çıkış sıcaklığı, güç, voltaj ve akım değerleri, terminal yazılımından elde edilen hibrit sistem verileri ile eş zamanlı olarak alınması gereklidir.

- Uçuş testlerinden elde edilen, her bir uçuş fazı için gerekli olan güç değerleri ilgili uçuşun gerçekleştiği mevsim şartları ve hava koşulları altında değerlendirilmelidir. Ayrıca uçağın performansına bağlı olarak GPS ve pitot tüpünden elde edilen uçuş hızları göz önünde bulundurulmalıdır. Uçuş boyunca kalkış, tırmanma, dönüş, seyir ve alçalma fazlarında yakıt hücresi ve bataryanın performansı ayrı ayrı ortaya konulmalı, yakıt hücresi haberleşme aparatından aktarılan veriler ile motordan uygun güç modülü ile elde edilen veriler eş zamanlı olarak kaydedilmelidir. Böylelikle her bir uçuş fazına karşılık gelen çalışma parametreleri ortaya konularak hava aracı güç grubunun enerji ve güç yönünden hibritleştirme oranları elde edilebilir.

Gelecekte yapılması önerilen çalışmalar;

- Bu çalışma kapsamında sistem entegrasyonu ve yer testleri yapılan hibrit sistem ticari bir üründür ve tavsiye edilen batarya kapasitesinden farklı olarak (1000 mAh) daha yüksek kapasitede (4400mAh) batarya ile oluşturulan hibrit sistem tasarlanan İHA platformu üzerinde test edilecektir. Literatürden ve yapılan çalışmadan anlaşıldığı üzere hem İHA'nın hem de yakıt hücresi sisteminin birbirine yönelik tasarlanıp üretildiği sistem yok gibidir. Olsa da açık literatürde teknik özellikleri paylaşılmamıştır. Her iki sistemi birbiriyle uyumlu ve spesifik bir göreve yönelik tasarlama problemi içi içe geçmiş birden fazla problemi barındırmaktadır. Bu problemlerin çözümü aynı zamanda disiplinlerarası çalışmayı gerektirmektedir. Sırasıyla bu problemler;
 1. İHA tasarımı yapılarak, üretilmeli ve test edilmelidir.
 2. Yakıt hücresi sisteminin özgün olarak tasarlanıp İHA'ya entegre edilebilecek geometri, ağırlık, hacim, özgül güç, vb. bir dizi parametre ile İHA tasarımı entegre olmalıdır.
 3. Uygun hidrojen depolama sistemi belirlenmeli, sistemin özgül enerjisi, ağırlığı, geometrisi gibi kriterler tüm hava aracı platformu tasarımı üst başlığı altında ortaya konulmalıdır.
 4. Uçağın menzili, hava kalış süresi, performans parametreleri, görev tanımı belirlenerek tasarlanacak olan yakıt hücresi sistemine yönelik en uygun bataryanın seçilmesine karar verilmelidir.

5. Enerji yönetim modeli İHA-hibrit sistemden oluşan bütünleşik sistemin performansına yönelik yapılmalıdır. Yakıt hücresi, batarya ve hidrojen depolama sistemleri uçuş şartları (rüzgâr tüneli, iklimik kabin vb.) altında önceden belirlenen güç profiline yönelik (uçuş profiline) test edilmelidir.
- Yakıt hücresinin performansı 1000 m irtifada test edilmeye yönelik İHA platformu üretilmiş ve test edilmiştir. Üretici firmalar yakıt hücresinin belirtilen irtifa koşullarında sergileyeceği performansı (250 W) garanti etseler de İHA gövdesi içerisinde konumlandırılan yakıt hücresinin gövdenin yalıtım etkileri ile gövde üzerine açılan hava alığının soğutma etkilerine maruz kalacaktır. Bu sebepten garanti edilen performansı sergileyip sergileyemeyeceği bu çalışmanın konusu dahilindedir. Gelecekte yapılması planlanmaktadır.
 - Yer testlerinden ve uçuştan elde edilen çalışma parametreleri uçuşların gerçekleştirildiği platforma yönelik olarak karşılaştırılabilir ve modellenmesi yapılarak simüle edilebilir. Böylelikle uçuş testleri ile model daha gürbüz hale getirilerek ilerki çalışmalar için elde edilen veriler tasarım aşamasında parametrik çalışmayı önemli ölçüde kolaylaştırmış olur.

KAYNAKÇA

- [1] Gong, A., and Verstraete, D. (2017). Fuel cell propulsion in small fixed-wing unmanned aerial vehicles: Current status and research needs. *International Journal of Hydrogen Energy*, 42(33), 21311-21333.
- [2] 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 *Trans Inst Aviation*, 4. 49-62
- [3] González-Espasandín, Ó, Leo, T. J., and Navarro-Arévalo, E. (2014). Fuel cells: a real option for unmanned aerial vehicles propulsion. *The Scientific World Journal*, 2014.
- [4] Bradley, T. H., Moffitt, B. A., Fuller, T. F., Mavris, D. N., and Parekh, D. E. (2009). Comparison of design methods for fuel-cell-powered unmanned aerial vehicles. *Journal of Aircraft*, 46(6), 1945-1956.
- [5] Verstraete, D., Lehmkuehler, K., Gong, A., Harvey, J. R., Brian, G., and Palmer, J. L. (2014). Characterisation of a hybrid, fuel-cell-based propulsion system for small unmanned aircraft. *Journal of Power Sources*, 250, 204-211.
- [6] Nishizawa, A., Kallo, J., Garrot, O., and Weiss-Ungethüm, J. (2013). Fuel cell and Li-ion battery direct hybridization system for aircraft applications. *Journal of Power Sources*, 222, 294-300.
- [7] Romeo, G., Borello, F., Correa, G., and Cestino, E. (2013). ENFICA-FC: Design of transport aircraft powered by fuel cell and flight test of zero emission 2-seater aircraft powered by fuel cells fueled by hydrogen. *International Journal of Hydrogen Energy*, 38(1), 469-479.
- [8] Lapeña-Rey, N., Mosquera, J., Bataller, E., and Ortí, F. (2010). First fuel-cell manned aircraft. *Journal of Aircraft*, 47(6), 1825-1835.
- [9] Barroso, J., Renau, J., Lozano, A., Miralles, J., Martín, J., Sánchez, F., and Barreras, F. (2015). Experimental determination of the heat transfer coefficient for the optimal design of the cooling system of a PEM fuel cell placed inside the fuselage of an UAV. *Applied Thermal Engineering*, 89, 1-10.
- [10] Stroman, R. O., Schuette, M. W., and Page, G. S. (2010). Cooling system design for PEM fuel cell powered air vehicles (No. NRL/MR/6110-10-9253). *Naval Research Lab Washington DC Chemical Dynamics and Diagnostics Branch*.

- [11] Giaccoppo, G., Barbera, O., Briguglio, N., Cipitì, F., Ferraro, M., Brunaccini, G., and Antonucci, V. (2017). Thermal study of a SOFC system integration in a fuselage of a hybrid electric mini UAV. *International Journal of Hydrogen Energy*, 42(46), 28022-28033.
- [12] Kang, K., Park, S., Cho, S. O., Choi, K., and Ju, H. (2014). Development of Lightweight 200-W Direct Methanol Fuel Cell System for Unmanned Aerial Vehicle Applications and Flight Demonstration. *Fuel Cells*, 14(5), 694-700.
- [13] Troncoso, E., Lapeña-Rey, N., and Valero, O. (2014). Solar-powered hydrogen refuelling station for unmanned aerial vehicles: Design and initial AC test results. *International Journal of Hydrogen Energy*, 39(4), 1841-1855.
- [14] Troncoso, E., Lapena-Rey, N., and Valero, O. (2014). Off-grid test results of a solar-powered hydrogen refuelling station for fuel cell powered Unmanned Aerial Vehicles. *International Journal of Hydrogen Energy*, 39(21), 11267-11278.
- [15] Rouss, V., Lesage, P., Bégot, S., Candusso, D., Charon, W., Harel, F., and Yde-Andersen, S. (2008). Mechanical behaviour of a fuel cell stack under vibrating conditions linked to aircraft applications part I: Experimental. *International Journal of Hydrogen Energy*, 33(22), 6755-6765.
- [16] Rouss, V., Candusso, D., and Charon, W. (2008). Mechanical behaviour of a fuel cell stack under vibrating conditions linked to aircraft applications part II: Three-dimensional modelling. *International Journal of Hydrogen Energy*, 33(21), 6281-6288.
- [17] Kim, J., Kim, D. M., Kim, S. Y., Nam, S. W., and Kim, T. (2014). Humidification of polymer electrolyte membrane fuel cell using short circuit control for unmanned aerial vehicle applications. *International Journal of Hydrogen Energy*, 39(15), 7925-7930.
- [18] Kumbur E. C., Mench M. M. (2009) Water management in PEFCs In: Juergen Garche, Chris Dyer, Patrick Moseley, Zempachi Ogumi, David Rand and Bruno Scrosati, editors. *Encyclopedia of Electrochemical Power Sources*, Vol 2. Amsterdam: Elsevier; 828–847.
- [19] Hordé, T., Achard, P., and Metkemeijer, R. (2012). PEMFC application for aviation: Experimental and numerical study of sensitivity to altitude. *International Journal of Hydrogen Energy*, 37(14), 10818-10829.

- [20] Atkinson, R. W., Hazard, M. W., Rodgers, J. A., Stroman, R. O., and Gould, B. D. (2017). An Open-Cathode Fuel Cell for Atmospheric Flight. *Journal of the Electrochemical Society*, 164(2), F46-F54.
- [21] Kanth, U., Gupta, A. K., Rai, A., Mishra, A. K., and Husain, M. A. (2019, February). Performance Study of Proton Exchange Fuel Cells for Different Atmospheric Conditions. In *2019 IEEE International Conference on Electrical, Computer and Communication Technologies (ICECCT)* (1-6). IEEE.
- [22] Pessot, A., Turpin, C., Jaafar, A., Soyeux, E., Rallières, O., Gager, G., and d'Arbigny, J. (2019). Contribution to the modelling of a low temperature PEM fuel cell in aeronautical conditions by design of experiments. *Mathematics and Computers in Simulation*, 158, 179-198.
- [23] Bégot, S., Harel, F., Candusso, D., François, X., Péra, M. C., and Yde-Andersen, S. (2010). Fuel cell climatic tests designed for new configured aircraft application. *Energy Conversion and Management*, 51(7), 1522-1535.
- [24] Saleh, I. M., Ali, R., and Zhang, H. (2018). Environmental Impact of High Altitudes on the Operation of PEM Fuel Cell Based UAS. *Energy and Power Engineering*, 10(03), 87-105.
- [25] Pratt, J. W., Brouwer, J., and Samuelson, G. S. (2007). Performance of proton exchange membrane fuel cell at high-altitude conditions. *Journal of propulsion and power*, 23(2), 437-444.
- [26] Grujicic, M., Chittajallu, K. M., Law, E. H., and Pukrushpan, J. T. (2004). Model-based control strategies in the dynamic interaction of air supply and fuel cell. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part A: *Journal of Power and Energy*, 218(7), 487-499.
- [27] Wan, Y., Guan, J., and Xu, S. (2017). Improved empirical parameters design method for centrifugal compressor in PEM fuel cell vehicle application. *International Journal of Hydrogen Energy*, 42(8), 5590-5605.
- [28] Cavcar, M. (2000). The international standard atmosphere (ISA). *Anadolu University, Turkey*, 30, 9.
- [29] Ward, T. A., and Jenal, N. (2010). Design and initial flight tests of a hydrogen fuel cell powered unmanned air vehicle (UAV). *ECS Transactions*, 26(1), 433-444.

- [30] Furrutter, M. K., and Meyer, J. (2009). Small fuel cell powering an unmanned aerial vehicle. In *AFRICON* (1-6). IEEE.
- [31] Dudek, M., Tomczyk, P., Wygonik, P., Korkosz, M., Bogusz, P., and Lis, B. (2013). Hybrid fuel cell–battery system as a main power unit for small unmanned aerial vehicles (UAV). *Int. J. Electrochem. Sci*, 8, 8442-8463.
- [32] Dudek, M., Raźniak, A., Lis, B., Siwek, T., Adamczyk, B., Uhl, D., and Uhl, T. (2019). Monitoring of the Operating Parameters a Low-Temperature Fuel-Cell Stack for Applications in Unmanned Aerial Vehicles: Part I. In *E3S Web of Conferences* (108). EDP Sciences.
- [33] Dudek, M., Raźniak, A., Lis, B., Siwek, T., Adamczyk, B., Uhl, D., and Uhl, T. (2019). Monitoring of the Operating Parameters a Low-Temperature Fuel-Cell Stack for Applications in Unmanned Aerial Vehicles: Part II. In *E3S Web of Conferences* (108). EDP Sciences.
- [34] Bradley, T. H., Moffitt, B. A., Mavris, D. N., and Parekh, D. E. (2007). Development and experimental characterization of a fuel cell powered aircraft. *Journal of Power Sources*, 171(2), 793-801.
- [35] Lapeña-Rey, N., Blanco, J. A., Ferreyra, E., Lemus, J. L., Pereira, S., and Serrot, E. (2017). A fuel cell powered unmanned aerial vehicle for low altitude surveillance missions. *International Journal of Hydrogen Energy*, 42(10), 6926-6940.
- [36] Kim, T., and Kwon, S. (2012). Design and development of a fuel cell-powered small unmanned aircraft. *International Journal of Hydrogen Energy*, 37(1), 615-622.
- [37] Stroman, R., Kellogg, J. C., and Swider-Lyons, K. (2000). Testing of a PEM fuel cell system for small UAV propulsion. *Power*, 60(80).
- [38] Ng, W. (2019). *An Experimental and Analytical Investigation of Hydrogen Fuel Cells for Electric Vertical Take-Off and Landing (eVTOL) Aircraft* Doktora Tezi. Graduate School of the University of Maryland, College Park
- [39] Kapp, M. (2019). *Modelling a fuel cell propulsion system for multicopters* Doktora Tezi. Stellenbosch: Stellenbosch University.
- [40] Okumus, E., San, F. G. B., Okur, O., Turk, B. E., Cengelci, E., Kilic, M., and Yazici, M. S. (2017). Development of boron-based hydrogen and fuel cell system

- for small unmanned aerial vehicle. *International Journal of Hydrogen Energy*, 42(4), 2691-2697.
- [41] Stroman, R. O., Schuette, M. W., Swider-Lyons, K., Rodgers, J. A., and Edwards, D. J. (2014). Liquid hydrogen fuel system design and demonstration in a small long endurance air vehicle. *International Journal of Hydrogen Energy*, 39(21), 11279-11290
- [42] Gong, A., MacNeill, R., Verstraete, D., and Palmer, J. L. (2018), Analysis of a Fuel-Cell/Battery/Supercapacitor Hybrid Propulsion System for a UAV using a Hardware-in-the-Loop Flight Simulator, *1st AIAA/IEEE Electric Aircraft Technologies Symposium*.
- [43] Aguiar, P., Brett, D. J. L., and Brandon, N. P. (2008). Solid oxide fuel cell/gas turbine hybrid system analysis for high-altitude long-endurance unmanned aerial vehicles. *International Journal of Hydrogen Energy*, 33(23), 7214-7223.
- [44] Lindahl, P., Moog, E., and Shaw, S. R. (2012). Simulation, design, and validation of an UAV SOFC propulsion system. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 48(3), 2582-2593.
- [45] Verstraete, D., Harvey, J. R., and Palmer, J. L. (2012). 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*, (23-28).
- [46] Garceau, N. M., Kim, S. Y., Lim, C. M., Cho, M. J., Kim, K. Y., and Baik, J. H. (2015). Performance test of a 6 L liquid hydrogen fuel tank for unmanned aerial vehicles. *Conference Series: Materials Science and Engineering* 101(1), IOP Publishing.
- [47] Verstraete, D., Gong, A., Lu, D. D. C., and 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.
- [48] Renau, J., Barroso, J., Lozano, A., Nueno, A., Sánchez, F., Martín, J., and Barreras, F. (2016). Design and manufacture of a high-temperature PEMFC and its cooling system to power a lightweight UAV for a high altitude mission. *International Journal of Hydrogen Energy*, 41(43), 19702-19712.

- [49] Renau, J., Sánchez, F., Lozano, A., Barroso, J., and Barreras, F. (2017). Analysis of the performance of a passive hybrid powerplant to power a lightweight unmanned aerial vehicle for a high altitude mission. *Journal of Power Sources*, 356, 124-132.
- [50] Gadalla, M., and Zafar, S. (2016). Analysis of a hydrogen fuel cell-PV power system for small UAV. *International Journal of Hydrogen Energy*, 41(15), 6422-6432.
- [51] Kaya, U., Bayrak, Z. U., and Oksuztepe, E. (2017). Fuel cell/battery hybrid powered unmanned aerial vehicle with permanent magnet synchronous motor. *International Journal of Sustainable Aviation*, 3(2), 130-150.
- [52] Bradley, T. H., Moffitt, B. A., Mavris, D. N., Fuller, T. F., and Parekh, D. E. (2009). Hardware-in-the-loop testing of a fuel cell aircraft powerplant. *Journal of Propulsion and Power*, 25(6), 1336-1344.
- [53] Howroyd, S., and Chen, R. (2016). Powerpath controller for fuel cell and battery hybridisation. *International Journal of Hydrogen Energy*, 41(7), 4229-4238
- [54] Lee, B., Park, P., Kim, C., Yang, S., and Ahn, S. (2012). Power managements of a hybrid electric propulsion system for UAVs. *Journal of Mechanical Science and Technology*, 26(8), 2291-2299.
- [55] Karaoğlan, M. U., Kuralay, N. S., and Colpan, C. O. (2019). Investigation of the effects of battery types and power management algorithms on drive cycle simulation for a range-extended electric vehicle powertrain. *International Journal of Green Energy*, 16(1), 1-11.
- [56] Lee, B., Park, P., and Kim, C. (2015). Power managements of a hybrid electric propulsion system powered by solar cells, fuel cells, and batteries for UAVs. *Handbook of Unmanned Aerial Vehicles*, 495-524.
- [57] Karunarathne, L., Economou, J. T., and Knowles, K. (2012). Power and energy management system for fuel cell unmanned aerial vehicle. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, 226(4), 437-454.
- [58] Zhang, X., Liu, L., and Dai, Y. (2018). Fuzzy state machine energy management strategy for hybrid electric UAVs with PV/fuel cell/battery power system. *International Journal of Aerospace Engineering*

- [59] Bradley, T., Moffitt, B., Parekh, D., Fuller, T., and Mavris, D. (2009). Energy management for fuel cell powered hybrid-electric aircraft. In *7th International Energy Conversion Engineering Conference* (4590).
- [60] Anderson Jr, J. D. (2000). *The Standard Atmosphere. Introduction to Flight*, 4th ed., Boston.
- [61] Yalın, G., Ozbek, E., Akyalcın, L., Colpan, C.O. and Karakoc, T.H. (2019). Performance analysis of a hydrogen fuel cell hybrid system for unmanned aerial vehicle. *Proceedings World Energy Strategies Congress and Exhibition*, Istanbul, Turkey, Aug. 26-28, 2019, WESCE'19. ss. 122-125. ISBN: 978-605-031-306-2. N. Javani and F. Sorgulu (Eds.).
- [62] MacNeill, R., and Verstraete, D. (2018). Optimal Propellers for a Small Hybrid Electric Fuel-Cell UAS. In *AIAA/IEEE Electric Aircraft Technologies Symposium (EATS)* (1-16).
- http-1: <https://www.ballard.com/markets/uav> (Erişim tarihi: 11.10.2019)
- http-2: <https://www.intelligent-energy.com/our-products/uavs/> (Erişim tarihi: 11.10.2019)
- http-3: <https://www.hes.sg/aerostak> (Erişim tarihi: 11.10.2019)
- http-4: <https://spectronik.com/portfolio/wolf-uav-mark-1/> (Erişim tarihi: 11.10.2019)

ÖZGEÇMİŞ

Adı Soyadı : Görkem YALIN
Yabancı Dil : İngilizce
Doğum Yeri ve Yılı : İstanbul / 01.01.1989
E-Posta : yalingorkem@gmail.com

Eğitim ve Mesleki Geçmişi

Lisans

- 2012 Uludağ Üniversitesi Mühendislik Mimarlık Fakültesi Makine Mühendisliği

Yüksek Lisans

- 2015 Anadolu Üniversitesi Fenbilimleri Enstitüsü Uçak Gövde Motor Bakım Anabilim Dalı

Doktora

- 2019 Eskişehir Teknik Üniversitesi Lisansüstü Eğitim Enstitüsü Uçak Gövde Motor Bakım Anabilim Dalı

Yayınları

Yalin, G., Ozbek, E., Akyalcın, L., Colpan, C.O. and Karakoc, T.H. (2019). Performance analysis of a hydrogen fuel cell hybrid system for unmanned aerial vehicle. Proceedings World Energy Strategies Congress and Exhibition, Istanbul, Turkey, Aug. 26-28, 2019, WESCE'19. ss. 122-125. ISBN: 978-605-031-306-2. N. Javani and F. Sorgulu (Eds.).

Ekici, S., Yalin, G., Altuntas, O., and Karakoc, T. H. (2013). Calculation of HC, CO and NO_x from civil aviation in Turkey in 2012. *International Journal of Environment and Pollution*, 53(3/4), 232-244.

Altuntas, O., Ekici, S., Yalin, G., and Karakoc, T. H. (2014). Comparison of auxiliary power unit (APU) and ground power unit (GPU) with life cycle analysis in ground operations: A case study for domestic flight in Turkey. *Applied Mechanics and Materials*, (629).

Ekici, S., Yalin, G., Akyuz, M. K., Altuntas, O., and Karakoc, T. H. (2015, May). Comparison of SOFC-GT and traditional APU with life cycle assessment analysis during ground operations for domestic flights in Turkey. *International Symposium on Sustainable Aviation*.