

T.C.
YILDIZ TEKNİK ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

**İNSANSIZ HAVA ARAÇLARINDA MENZİL UZATILMASINA
YÖNELİK YAKIT PİLİ TABANLI YENİLİKÇİ BİR ENERJİ
SİSTEMİNİN TASARIMI VE UYGULANMASI**

Betül ERDÖR TÜRK

DOKTORA TEZİ

Elektrik Mühendisliği Anabilim Dalı
Elektrik Makineleri ve Güç Elektronikliği Programı

Danışman

Prof. Dr. Mustafa Hadi SARUL

Şubat, 2020

T.C.
YILDIZ TEKNİK ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

**İNSANSIZ HAVA ARAÇLARINDA MENZİL UZATILMASINA YÖNELİK
YAKIT PİLİ TABANLI YENİLİKÇİ BİR ENERJİ SİSTEMİNİN
TASARIMI VE UYGULANMASI**

Betül ERDÖR TÜRK tarafından hazırlanan tez çalışması 21/02/2020 tarihinde aşağıdaki jüri tarafından Yıldız Teknik Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Elektrik Mühendisliği Anabilim Dalı, Elektrik Makineleri ve Güç Elektroniği Programı **DOKTORA TEZİ** olarak kabul edilmiştir.

Prof. Dr. Mustafa Hadi SARUL
Yıldız Teknik Üniversitesi
Danışman

Jüri Üyeleri

Prof. Dr. İbrahim ŞENOL, Üye
Yıldız Teknik Üniversitesi

Prof. Dr. K. Nur BEKİROĞLU, Üye
Yıldız Teknik Üniversitesi

Doç. Dr. A. Hülya OBDAN, Üye
Yıldız Teknik Üniversitesi

Prof. Dr. M. Caner AKÜNER, Üye
Marmara Üniversitesi

Prof. Dr. Yaşar BİRBİR, Üye
Marmara Üniversitesi

Danışmanım Prof. Dr. Mustafa Hadi SARUL sorumluluğunda tarafımca hazırlanan İnsansız Hava Araçlarında Menzil Uzatılmasına Yönelik Yakıt Pili Tabanlı Yenilikçi Bir Enerji Sisteminin Tasarımı ve Uygulanması başlıklı çalışmada veri toplama ve veri kullanımında gerekli yasal izinleri aldığımı, diğer kaynaklardan aldığım bilgileri ana metin ve referanslarda eksiksiz gösterdiğimi, araştırma verilerine ve sonuçlarına ilişkin çarpıtma ve/veya sahtecilik yapmadığımı, çalışmam süresince bilimsel araştırma ve etik ilkelerine uygun davrandığımı beyan ederim. Beyanımın aksinin ispatı halinde her türlü yasal sonucu kabul ederim.

Betül ERDÖR TÜRK

İmza

Bu alışma, Yıldız Teknik Üniversitesi Bilimsel Araştırma Proje Koordinatörlüğü'nün 2016-04-02-DOP02 numaralı ve Ulusal Bor Enstitüsü'nün 2013-Y0418 numaralı projeleri ile desteklenmiştir.

Anneme, Babama

ve

Hadi Hoca'ma ithaf ediyorum

TEŞEKKÜR

İnsansız hava aracı platformlarında menzil uzatıcı olarak yakıt pili sistemlerinin kullanımı, günümüzde üzerine yoğun araştırma geliştirme faaliyetleri yürütülen bir alandır. Bu konuda hazırlamış olduğum doktora tezimin, bundan sonra yapılacak olan akademik ve endüstriyel çalışmalarda iyi bir referans olmasını temenni ederim.

Hem yüksek lisans hem doktora eğitimimde akademik danışmanlığımı yürütmüş olan; değerli fikirleri, yardımseverliği ve daima gülen yüzü ile benim için bir hocadan çok daha öte bir anlam taşıyan, öğrencisi olmaktan büyük bir mutluluk duyduğum Prof. Dr. Mustafa Hadi SARUL Hocama can-ı gönülden teşekkür ediyorum.

Tez izleme sürecim boyunca, izleme komitesinde görev alarak tez çalışmamın her aşamasında değerli fikir, yönlendirme ve teşvikleri ile bana yol gösteren hocam Doç. Dr. Atiye Hülya OBDAN'a içtenlikle teşekkürlerimi sunarım.

Danışman hocamın rahatsızlığı boyunca tez teslim sürecimin ilerleyebilmesinde büyük desteklerini görmüş olduğum Prof. Dr. İbrahim ŞENOL, Prof. Dr. Nur BEKİROĞLU Hocalarıma ve Dr. Özgün GİRĞİN'e teşekkür ediyorum.

Bu tez çalışmasının uygulama kısmını ülkemizin en geniş altyapı imkânlarından birine sahip olan ve araştırmacısı olmaktan her zaman onur duyduğum TÜBİTAK MAM'da gerçekleştirmiş bulunmaktayım. Bu kapsamda TÜBİTAK MAM Yönetimine ve Enerji Enstitüsü Yakıt Pili Grubunun değerli araştırmacı ve teknisyenlerine teşekkürlerimi sunuyorum, sizlerle birlikte çalışma ve üretme şansına sahip olduğum için kendimi ayrıcalıklı hissediyorum.

Tez çalışmasının tüm zorlu aşamalarında varlıklarından destek aldığım; anneme, babama, kardeşlerime, biricik eşim Prof. Dr. Ahmet Serdar TÜRK'e ve canım kızlarım Ceyla ile Ela'ya en derin sevgilerimi ve şükranlarımı sunarım, iyi ki varsınız.

Betül ERDÖR TÜRK

İÇİNDEKİLER

SİMGE LİSTESİ	ix
KISALTMA LİSTESİ	x
ŞEKİL LİSTESİ	xii
TABLO LİSTESİ	xvi
ÖZET	xvii
ABSTRACT	xix
1 GİRİŞ	1
1.1 Literatür Özeti	1
1.2 Tezin Amacı	6
1.3 Bulgular.....	7
2 İNSANSIZ HAVA ARAÇLARI	9
2.1 İnsansız Hava Aracı Genel Yapısı ve Kullanım Alanları.....	9
2.1.1 İnsansız Hava Aracının Genel Yapısı.....	9
2.1.2 İHA'ların Başlıca Uygulama Alanları.....	10
2.2 İnsansız Hava Araçlarının Sınıflandırılması	15
2.3 İnsansız Hava Araçlarına Yönelik Enerji Sistemleri	17
2.3.1 İçten Yanmalı Motorlu Enerji Sistemleri.....	17
2.3.2 Elektrik Motorlu Enerji Sistemleri.....	18
2.4 Bölüm Değerlendirmesi.....	28
3 İHA PLATFORMLARINDA KULLANILAN YAKIT PİLLERİ	29
3.1 Giriş.....	29
3.2 Yakıt Pili Çeşitleri ve İHA İçin Uygun Yapının Belirlenmesi	29
3.3 İHA'larda Kullanılan PEM Yakıt Pili Sistemleri.....	36
3.3.1 Geleneksel PEM Yakıt Pili Sistemi.....	36
3.3.2 Hava Solumalı PEM Yakıt Pilleri.....	39
3.4 Bölüm Değerlendirmesi.....	42

4 HİDROJEN DEPOLAMA VE ÜRETİM SİSTEMLERİ	44
4.1 Giriş.....	44
4.2 Basınçlandırılmış Hidrojen Gazı.....	44
4.3 Sıvılaştırılmış Hidrojen	46
4.4 Kimyasal Yöntemler ile Hidrojen Üretimi	48
4.4.1 Sodyum Borhidrürden Hidrojen Üretim Sistemi	50
4.4.2 Diğer Kimyasal Hidrürlerden Hidrojen Üretilmesi.....	52
4.5 Bölüm Değerlendirmesi.....	52
5 GÜÇ YÖNETİM SİSTEMİ	53
5.1 Giriş.....	53
5.2 Yakıt Pili ve Batarya Tabanlı Hibrit Güç Sistemleri	53
5.2.1 Aktif Kontrollü Hibrit Güç Sistemi	54
5.2.2 Pasif Hibrit Güç Sistemi	55
5.2.3 Aktif ve Pasif Hibrit Güç Sistemlerinin Karşılaştırılması	56
5.3 Bölüm Değerlendirmesi.....	56
6 ÖNERİLEN YAKIT PİLİ TABANLI YENİLİKÇİ ENERJİ SİSTEMİ	58
6.1 Giriş.....	58
6.2 İHA Platformunun Güç İhtiyacının Belirlenmesi	58
6.3 Güç ve Donanım Katının Tasarımı.....	62
6.3.1 PEM Yakıt Pili Sistemi.....	63
6.3.2 Hidrojen Üretim Sistemi.....	69
6.3.3 Hibrit Güç Yönetim Sistemi	74
6.4 Gerçek Zamanlı Veri İzleme ve Kontrol Sistemi.....	77
6.4.1 Gömülü Kontrol Kartı Platformu	77
6.4.2 Kontrol Yazılımı	78
6.4.3 Yazılım Optimizasyonu	89
6.5 Sistem Entegrasyonu	91
6.6 Uçuş Senaryosu Performans Testleri.....	94
6.6.1 Uçuş Test Senaryosunun Oluşturulması	94
6.6.2 Performans Testleri.....	94
6.6.3 Performans Testlerinin Değerlendirilmesi	101

7 SONUÇ VE ÖNERİLER	105
KAYNAKÇA	107
TEZDEN ÜRETİLMİŞ YAYINLAR	117

SİMGE LİSTESİ

I	Akım
I_{bat}	Batarya Akımı
P_{bat}	Batarya Çıkış Gücü
V_{bat}	Batarya Gerilimi
I_{bat_ref}	Batarya Referans Akımı
V_{bara}	DC Bara Gerilimi
F	Faraday Sabiti
$\dot{n}$	Gaz Molar Akış Tüketim Oranı
V	Gerilim
P	Güç
V_h	Havada Asılı Kalma Durumunda Endüklenen Hız
ρ	Hava Yoğunluğu
W	İHA'nın Toplam Ağırlığı
V	İleri Hız
T	İtme Kuvveti
C_L	Kaldırma Katsayısı
L/D	Kaldırma Sürüklenme Oranı
S	Kanat Yüzey Alanı
M	Motor Liyakat Değeri
n_p	Pervane Verimi
λ	Stokiyometri
N	Tekli Hücre Sayısı
I_{yp}	Yakıt Pili Akımı
P_{yp}	Yakıt Pili Çıkış Gücü
V_{yp}	Yakıt Pili Gerilimi
I_{yp_ref}	Yakıt Pili Referans Akımı
$I_{yük}$	Yük Akımı
$P_{yük}$	Yüke Aktarılan Güç

KISALTMA LİSTESİ

ADG	Açık Devre Gerilimi
AI	Analog Input (Analog Giriş)
AO	Analog Output (Analog Çıkış)
AT&T	American Telephone and Telegraph Company (Amerika Birleşik Devletleri Telefon ve Telgraf Şirketi)
AVIC	Aviation Industry Corporation of China (Çin Havacılık Sanayi Kurumu)
AYP	Alkali Yakıt Pili
BG	Beygir Gücü
CIAM	Central Institute of Aviation Motors (Rusya Havacılık Motorları Merkez Enstitüsü)
DC	Direct Current (Doğru Akım)
DI	Digital Input (Dijital Giriş)
DIO	Digital Input Output (Dijital Giriş Çıkış)
DMYP	Direkt Metanol Yakıt Pili
DO	Digital Output (Dijital Çıkış)
EE	Enerji Enstitüsü
EKYP	Erimiş Karbonlu Yakıt Pili
FAA	Federal Aviation Administration (Amerika Birleşik Devletleri Federal Havacılık Yönetimi)
FAYP	Fosforik Asit Yakıt Pili
FPGA	Field Programmable Gate Array (Alanda Programlanabilir Kapı Dizileri)
GE	General Electric
HDL	Hardware Description Language (Donanım Tanımlama Dili)
HÜS	Hidrojen Üretim Sistemi
ISE	Integrated Synthesis Environment (Entegre Sentez Ortamı)
İHA	İnsansız Hava Aracı
İYM	İçten Yanmalı Motor
KAIST	Korea Advanced Institute of Science and Technology (Kore İleri Bilim ve Araştırma Enstitüsü)
KARI	Korea Aerospace Research Institute (Kore Uzay Araştırma Enstitüsü)
KOYP	Katı Oksit Yakıt Pili

Li-İyon	Lityum İyon
Li-Po	Lityum Polimer
LPG	Liquified Petroleum Gas (Sıvılaştırılmış Petrol Gazı)
MAM	Marmara Araştırma Merkezi
MOSFET	Metal Oxide Semiconductor Field Effect Transistor (Metal Oksit Yarıiletkenli Alan Etkili Transistör)
NaS	Sodyum Sülfür
NASA	National Aeronautics and Space Administration (Amerika Birleşik Devletleri Ulusal Havacılık ve Uzay Dairesi)
NI	National Instruments
Ni-Cd	Nikel Kadmiyum
Ni-MH	Nikel Metalhidrür
NRL	Naval Research Laboratory (Amerika Birleşik Devletleri Donanması Araştırma Laboratuvarı)
PEM	Polimer Elektrolit Membran
PEMYP	Polimer Elektrolit Membranlı Yakıt Pili
PWM	Pulse Width Modulation (Darbe Genişlik Modülasyonu)
TÜBİTAK	Türkiye Bilimsel ve Teknolojik Araştırma Kurumu
UAV	Unmanned Aerial Vehicle (İnsansız Hava Aracı)
VHDL	Very High Speed Integrated Circuit Hardware Description Language (Çok Yüksek Hızlı Entegre Devre Donanım Tasarım Dili)
VI	Virtual Instrument (Sanal Enstrüman)
YP	Yakıt Pili

ŞEKİL LİSTESİ

Şekil 1.1 KARI EAV1 yakıt pilli İHA.....	4
Şekil 1.2 Bird Eye 650 yakıt pilli İHA	5
Şekil 2.1 İHA platformu genel yapısına ait blok diyagram.....	9
Şekil 2.2 Trafik gözlem İHA uygulaması	11
Şekil 2.3 İHA ile enerji iletim hattına ait arıza tespit uygulaması.....	12
Şekil 2.4 İHA ile yapılan yanardağ gözlemi.....	13
Şekil 2.5 İHA ile medikal malzeme taşınması	13
Şekil 2.6 İHA'nın kablosuz kapsama alanı uygulaması	14
Şekil 2.7 Boyut ve performans sınıflandırmasına ait İHA modelleri	16
Şekil 2.8 Genel İHA sınıflandırması.....	16
Şekil 2.9 Elektrik motorlu itki sistemi genel yapısı	19
Şekil 2.10 Takas ve sıcak takas yöntemleri	20
Şekil 2.11 İHA ticari şarj platformları.....	21
Şekil 2.12 Lazer ışını ile şarj olan İHA uygulaması.....	22
Şekil 2.13 Bağlı İHA yöntemi.....	22
Şekil 2.14 İlk yakıt pilli İHA Hornet.....	23
Şekil 2.15 XFC programı kapsamında üretilen yakıt pilli İHA.....	24
Şekil 2.16 Protonex yakıt pili sistemi.....	25
Şekil 2.17 Ion Tiger programında kullanılan İHA	25
Şekil 3.1 Yakıt pili çalışma prensibi	30
Şekil 3.2 Yakıt pili polarizasyon eğrisi.....	31
Şekil 3.3 Yakıt pili modülü ve alt bileşenleri	32
Şekil 3.4 PEM yakıt pili işletim sistemi.....	36
Şekil 3.5 Hava solumalı PEM yakıt pili sistemi genel yapısı.....	39

Şekil 3.6 Aktif hava solumalı PEM yakıt pili sistemi.....	40
Şekil 3.7 (a) MES DEA 250 W yakıt pili (b) Horizon 200 W yakıt pili	40
Şekil 3.8 PEM yakıt pili ölü uçlu çalışma durumu	42
Şekil 4.1 Spider Lion ve Ion Tiger programları için geliştirilen özel tanklar.....	45
Şekil 4.2 NRL Ion Tiger programında kullanılan sıvılaştırılmış hidrojen sistemi ..	46
Şekil 4.3 Yakıtların hidrojen taşıma kapasiteleri	48
Şekil 4.4 Eşdeğer enerji kapasitesine sahip çeşitli kaynakların hacim değerleri ...	50
Şekil 4.5 Sodyum borhidrürden hidrojen üretim sistemi genel çalışma prensibi..	50
Şekil 4.6 Hidrojen üretim sistemi akış verisi	51
Şekil 5.1 Aktif kontrollü hibrit güç sistemi genel yapısı	54
Şekil 5.2 Pasif hibrit güç sistemi genel yapısı	55
Şekil 6.1 Motocalc hesaplama yazılımı arayüz ekranı	59
Şekil 6.2 İHA platformunun yer ve uçuş görüntüleri	61
Şekil 6.3 İnsansız hava aracından alınan uçuş verileri.....	62
Şekil 6.4 50 hücreli PEM yakıt pili modülü	63
Şekil 6.5 50 hücreli yakıt pili performans testi	64
Şekil 6.6 50 hücrenin açık devre ve yüklenme koşulları altında gerilim değerleri.	64
Şekil 6.7 Yakıt pili sistemi proses ve enstrümantasyon diyagramı.....	65
Şekil 6.8 Sıcaklık ölçüm devresi şematik gösterim.....	67
Şekil 6.9 Fan besleme ve kontrol pin girişleri.....	68
Şekil 6.10 Solenoid valfin kontrollü olarak beslenmesi şematik gösterimi.....	68
Şekil 6.11 Hidrojen üretim sistemi proses ve enstrümantasyon diyagramı	70
Şekil 6.12 Pompa DC-DC dönüştürücüsünün besleme kontrolü.....	71
Şekil 6.13 Atık seviyesi belirleme sistemi şematik gösterimi	72
Şekil 6.14 Servo motor besleme ve kontrol şematik gösterimi	73
Şekil 6.15 Yakıt pili ve bataryadan oluşan hibrit güç yönetim sistemi.....	75

Şekil 6.16 I. çalışma aralığına ait eşdeğer devre.....	76
Şekil 6.17 II. çalışma aralığına ait eşdeğer devre.....	76
Şekil 6.18 NI sb-Rio 9626 FPGA kontrol kartı	77
Şekil 6.19 Labview FPGA çalışma ve derleme yapısı şeması.....	78
Şekil 6.20 Kontrol sistemi arayüz ekranı	80
Şekil 6.21 Yakıt pili sıcaklığını okuma döngüsü	81
Şekil 6.22 Ortalama, varyans, standart sapma blok konfigürasyonu	81
Şekil 6.23 Hidrojen akış, YP gerilim ve akım değerlerinin veri izleme döngüsü	82
Şekil 6.24 Reaktör sıcaklıklarının kontrolünü sağlayan kontrol döngü bloğu	82
Şekil 6.25 Pompanın PWM kontrolünün sağlanması	83
Şekil 6.26 Kare dalga üretici ile PWM sinyali üretilmesi	84
Şekil 6.27 Yakıt pili fanının PWM kontrolü	85
Şekil 6.28 Yakıt pili ölü uç çalışma modu kontrol döngüsü	85
Şekil 6.29 Yakıt pili ve batarya hibrit güç yönetim sistemi kontrol döngüsü	86
Şekil 6.30 Su ve metaborat verilerinin izleme döngüsü	87
Şekil 6.31 Su tahliyesi kontrol döngüsü.....	87
Şekil 6.32 Su seviyesinin kritik durumun altında olma döngüsü.....	87
Şekil 6.33 Sistem bekleme durumunda servo motor kontrol döngüsü	88
Şekil 6.34 Servo motorun sensör verisi ile kontrol edildiği döngü.....	89
Şekil 6.35 Reaktör fan devir hızının optimizasyon akış diyagramı.....	90
Şekil 6.36 Yakıt pili tabanlı enerji sistemi entegrasyon şematik gösterimi.....	91
Şekil 6.37 Veri izleme ve kontrol sisteminde kullanılan kartların yerleşimi	92
Şekil 6.38 HÜS ve gömülü kontrol sistemi laboratuvar testleri	92
Şekil 6.39 Enerji sisteminin İHA iç gövdesi yerleşimi	93
Şekil 6.40 İHA kapalı durumu.....	93
Şekil 6.41 İHA uçuş senaryosu.....	94

Şekil 6.42	Batarya uçuş senaryosu yüklenme testi sonuçları	95
Şekil 6.43	Entegre sistem uçuş senaryosu test düzeneği.....	96
Şekil 6.44	Performans testi arayüz ekranı.....	98
Şekil 6.45	Yakıt pili ve batarya performans verilerinin eş zamanlı değişimleri	99
Şekil 6.46	Yakıt pili sıcaklığı ve tank basıncının eş zamanlı değişimi.....	100
Şekil 6.47	Batarya ile yapılan testin grafik gösterimi.....	101
Şekil 6.48	Yakıt pili sistemi ve batarya ile yapılan testin grafik gösterimi	101

TABLO LİSTESİ

Tablo 2.1 İHA'nın temel özellikler bakımından sınıflandırma tablosu.....	15
Tablo 2.2 Literatürden seçilmiş yakıt pilli İHA çalışmaları	27
Tablo 3.1 Yakıt pili ve çeşitli bataryaların teknik özellikleri	33
Tablo 3.2 Yakıt pili türleri ve özellikleri	34
Tablo 3.3 Yakıt pilinin uygulama özelliklerine göre değerlendirilmesi	35
Tablo 3.4 İHA uygulamalarında kullanılabilecek ticari yakıt pili sistemleri	43
Tablo 4.1 Çeşitli yakıtlara ait enerji yoğunluk verileri.....	49
Tablo 5.1 Aktif ve pasif hibrit güç sistemlerinin karşılaştırma tablosu.....	56
Tablo 6.1 OMA-5020-490 motora ait teknik özellikler	60
Tablo 6.2 Hacker X-110-Opto Pro ESC sürücü teknik özellikler	60
Tablo 6.3 Kontrol istekleri tablosu.....	79

İnsansız Hava Araçlarında Menzil Uzatılmasına Yönelik Yakıt Pili Tabanlı Yenilikçi Bir Enerji Sisteminin Tasarımı ve Uygulanması

Betül ERDÖR TÜRK

Elektrik Mühendisliği Anabilim Dalı

Doktora Tezi

Danışman: Prof. Dr. Mustafa Hadi SARUL

İnsansız Hava Araçları (İHA) günümüzde yaygın olarak; keşif, gözetleme, hedef tespiti, elektronik harp, fiziksel saldırı ve tahrip, mayın tespit ve imha, atmosferik ve çevresel gözlem, yük taşıma, arama kurtarma, tarımsal ilaçlama, bilimsel araştırmalar gibi pek çok alanda kullanılmaktadır. Elektrik motorlu İHA'lar ise düşük gürültü seviyeleri ve çevreye emisyon salımı yapmamaları nedeni ile içten yanmalı motora sahip İHA'lara göre avantajlı durumdadırlar. Ancak elektrik motorlu İHA'larda enerji kaynağı olarak kullanılan bataryaların düşük enerji yoğunluklarına (75-200 Wh/kg) sahip olmaları, uçuş esnasında şarj edilmelerinin zor ve maliyetli oluşu, uçuş sürelerini kısıtlayan önemli faktörlerdir. Yakıt pili olarak adlandırılan ve yakıt olarak hidrojen kullanan elektrokimyasal güç kaynakları, batarya sistemlerinin zayıf yönlerine karşın; yüksek enerji yoğunluğu sağlayabilmeleri, yakıt beslendiği sürece kesintisiz ve sessiz çalışabilmeleri, yük ihtiyaçları doğrultusunda tasarlanabilme özellikleri nedeni ile elektrikli platformlar açısından iyi bir alternatif olarak ön plana çıkmaktadırlar.

Yakıt pillerinin tüm olumlu özelliklerinin yanı sıra, uygulama anlamında dezavantajı ise, yakıt olarak kullanılacak hidrojenin depolanmasıdır. Enerji yoğunluğu 33,3 kWh/kg gibi yüksek değere sahip hidrojen gazı, yakıt pilli uygulamalarda yüksek basınçlı, büyük hacimli ve ağır tüpler vasıtası ile depolanıp kullanılabilmekte veya çok düşük sıcaklık koşulları altında ve özel kaplar içerisinde sıvılaştırılarak taşınabilmektedir. Bu yöntemlerin hem hacim ve ağırlık hem de maliyet ve işletim yönünden zorlukları bulunmaktadır. Bu nedenle, mini tip bir İHA'nın güç sisteminin enerji yoğunluğunun artırılması ve uçuş süresinin uzatılması hedefleniyor ise basınçlı tüp kullanımı yerine başka alternatifler düşünülmelidir. Sistemin güç yönetimi anlamında ise, yakıt pilinin aktif alan kısıtlaması nedeni ile sağlayamayacağı yüksek akımları karşılaması için uygun kapasitede bir batarya ile hibrit olarak çalışması gerekmektedir.

Bu kapsamda yapılan tez çalışmasında, 4 kg ağırlık kaldırma kapasiteli, 2,5 metre kanat açıklığına sahip, sabit kanatlı, elektrik motorlu mini tip bir İHA'nın, sadece batarya kullanılarak gerçekleştirilen uçuş süresini uzatmaya yönelik; 200 W PEM yakıt pili sistemi, uçuş esnasında sodyum borhidrürden hidrojen üretebilen hidrojen üretim sistemi, yakıt pili ve batarya tabanlı güç yönetim sistemi ve tüm sistemleri entegre olarak kontrol eden gömülü kontrol yazılımı çalışmaları gerçekleştirilmiştir. Bataryalı sistem ve yakıt pili tabanlı sistem ayrı ayrı gerçek uçuş senaryosu temel alınarak performans testlerine tabi tutulmuştur. Yakıt pili tabanlı enerji sisteminin, havada kalış süresini en az 2 katına çıkardığı gösterilmiştir. İHA'nın görev isterleri göz önüne alınarak bu sürenin tasarım girdileri ile değiştirilebileceği kanıtlanmıştır.

Anahtar Kelimeler: Yakıt pili, insansız hava aracı, menzil uzatıcı, gömülü proses kontrol, sodyum borhidrür.

Design and Implementation of an Innovative Fuel Cell Based Energy System for Extending Range in Unmanned Aerial Vehicles

Betül ERDÖR TÜRK

Department of Electrical Engineering

Doctor of Philosophy Thesis

Advisor: Prof. Dr. Mustafa Hadi SARUL

Unmanned Aerial Vehicles (UAV) are being used widely today in many areas such as reconnaissance, surveillance, target detection, electronic warfare, physical attack, mine detection and destruction, atmospheric and environmental observation, cargo handling, search and rescue, agricultural spraying, scientific research. UAVs powered by electric motors are more advantageous than the internal combustion engine-powered UAVs because of their low noise levels and the fact that they do not have exhaust emissions. However, the facts that batteries used as energy source in electric powered UAVs, have low energy density (75-200 Wh/kg) and that charging them during the flight is difficult and costly, are important factors restricting the flight endurance. Despite the weaknesses of battery systems, electrochemical power supplies called as 'fuel cell' and use hydrogen as fuel, are considered as a good alternative, because of providing high energy density, working continuously and silent as long as fuel is supplied and ability to be designed according to the load needs.

Contrary to all these positive features of fuel cells, the disadvantage in practice is hydrogen storage. Hydrogen, which has a high energy density of 33,3 kWh/kg, can

be stored and used by means of high pressure, large volume and heavy tanks in fuel cell applications or can be transported under very low temperature conditions and in special containers. These methods have some difficulties in terms of both volume, weight, cost and operation. For this reason, if the aim is to increase the energy density of a mini UAV's power system and increase the flight time, other alternatives but using tanks should be considered. In terms of power management of the system, it must run as hybrid with a battery at an appropriate capacity in order to meet high current levels that the fuel cell cannot provide due to the active area restriction.

In this thesis for the extension of the flight endurance of a mini fixed wing electric powered UAV with a payload capacity of 4 kg, a wingspan of 2,5 meters; following studies were carried out: 200 W PEM fuel cell system, hydrogen production system that can produce hydrogen from sodium borohydride during the flight, fuel cell and battery based hybrid power management system and an embedded control software which controls the whole integrated systems. The only battery powered and the fuel cell based powered systems have been tested separately according to the same real flight scenario. It has been demonstrated that the fuel cell-based energy system has doubled the flight endurance. It has been also proven that the "flight time" can be extended by changing the design inputs, according to the task requirements of the UAV.

Keywords: Fuel cell, unmanned aerial vehicle, range extender, embedded process control, sodium borohydride.

1.1 Literatür Özeti

İnsansız Hava Araçları (İHA) günümüzde; askeri ve sivil alanlarda insanların gerçekleştiren büyük zorluklarla karşılaşabileceği görevlerde sıkça kullanılmaktadırlar [1]. İHA görev alanlarının en yaygın olanları aşağıda özetlenmektedir [2-7]:

- Saha keşif ve gözetleme
- Hedef tespiti ve izlenmesi
- Harp sahası hasar tespiti
- Fiziksel saldırı ve tahrip
- Yangın tespiti ve izlenmesi
- Atmosferik gözlem
- Arama, kurtarma, sivil güvenlik
- Tarım alanlarının ilaçlanması ve görüntülenmesi
- Bilimsel araştırmalar ve uzaktan algılama
- Doğal afetler sonrası arama kurtarma faaliyetleri ve hızlı hasar tespiti

İHA'ların yaygınlaşmasındaki en önemli neden uçaklara nazaran hem üretim hem de işletme maliyetinin çok daha ucuz olmasıdır. Pilotun oturması için gerekli yaşamsal sistemler, kokpit için gerekli yer ve mürettebatın getirdiği ağırlık yükü gibi maliyet kalemlerinin olmaması, insanlı uçakların manevra ve operasyon yeteneğinin insan kabiliyetleriyle sınırlanması (yorgunluk/çalışma saati, G kuvveti vb.), İHA'ların düşman tarafından vurulabilme ya da fark edilebilme olasılığının düşük olması gibi nedenler İHA'ları daha tercih edilir kılmaktadır. İHA'ların otonom ya da bir yer istasyonu aracılığıyla kontrol edilebiliyor olması insanlı uçaklara göre bazı avantajlar sağlamaktadır. Özellikle askeri alanda, vazifenin kritik ve tehdidin yoğun olduğu görev bölgelerinde mürettebat kaybını sıfıra indirme özelliğinden dolayı insanlı sistemlere göre tercih edilmektedirler [8].

Uygun sensörler, kamera vb. teçhizat ile donatılarak ve optimum ölçülerde boyutlandırılarak görev yapan bir İHA, gece ve gündüz farkı gözetmeksizin bina içlerinden, boru hatlarından, ulaşım yollarının trafik durumundan ve benzeri pek çok sahadan uzaktan veri toplayarak, ilgili birimlere iletebilmektedir [9].

Bir İHA'nın kendisine verilen görevleri eksiksiz olarak yerine getirebilmesi, itki sisteminin ve itki sistemine enerji sağlayan kaynağın özellikleri ile doğrudan ilişkilidir, çünkü uçuş süresi, güç yoğunluğu, enerji yoğunluğu gibi kritik değerler, uçuş karakteristiği bakımından önemli rol oynamaktadır. Güç yoğunluğu düzeyi; maksimum hız, faydalı yük kapasitesi, uçuş irtifası ve tırmanma hızı değerlerini etkilemektedir. Enerji yoğunluğu seviyesinin ise, uçuşun süresi -diğer bir tanımla uçuşun menzili- üzerinde büyük etkisi vardır.

İlk İHA uygulamalarında yoğun olarak, konvansiyonel içten yanmalı motorlar güç kaynağı olarak kullanılmakta idi. Ancak, içten yanmalı motorlar; toplam ağırlık, titreşim ve gürültü seviyeleri açısından, elektrikli itki sistemlerine göre dezavantajlı konuma düşmektedir. Bunlara ek olarak, içten yanmalı motorların neden olduğu gaz emisyonu ve hava kirliliği gibi nedenler, çevre boyutu açısından da endişe verici olarak görülmektedir.

Elektrikli itki sistemlerinde en yaygın olarak kullanılan enerji kaynaklarının başında bataryalar gelmektedir. Çoğu batarya çeşidi arasından; yüksek güç yoğunluğu, uzun çevrim ömrü ve düşük kendi kendine deşarj oranı gibi özellikleri nedeni ile lityum tabanlı (li-iyon, li-po) bataryalar ön plana çıkmaktadır. Lityum iyon bataryaların sahip olduğu güç yoğunluğu seviyesi 500-2.800 W/kg aralığında iken, enerji yoğunluğu değeri 75-200 Wh/kg arasındadır ve bu değer aralığı itki sisteminin uzun süre enerjilendirilebilmesi açısından düşük bir seviye olarak değerlendirilmektedir [10-12]. Uzun bir uçuş süresinin sadece lityum tabanlı batarya ile sağlanması için ağırlıkça yüksek bir enerji depolama birimi gerekeceği açıktır ve bu durum İHA'nın operasyonel maliyetlerini arttıracak bir unsurdur.

Lityum iyon ve lityum polimer bataryalar ile ilgili uygulama açısından başka sorunlar da mevcuttur, bunlar:

- Aşırı şarj ve kısa devre durumlarına karşı korumasız yapıda olmaları nedeni ile uzun süreli operasyonlarda sorun çıkarma olasılıklarının yüksek olması

- Kullanım esnasında gerçekleşen kimyasal reaksiyonlar nedeniyle yapısal olarak sıcaklıklarının sürekli artması ve kritik sıcaklık seviyesine ulaşıldığında hem batarya bloğunun hem de İHA'nın yanma ihtimalinin yüksek olması
- Batarya tarafından üretilen ısı nedeni ile İHA'nın infrared algılayıcılar tarafından görünür hale gelmesi sonucu özellikle askeri görevlerde sorun oluşturabilmesi
- Lityum iyon batarya geri dönüşüm prosesinin çevre kirliliği açısından endişelere sebep olması

şeklinde özetlenebilir [13].

Son yıllarda, pek çok araştırma kurumu ve teknoloji şirketi ise İHA uygulamalarında; yakıt pillerinin çevre dostu olması ve verimli bir enerji çevrim yapısına sahip olması gibi özelliklerini vurgulayarak, yakıt pili tabanlı güç kaynakları ile ilgili çalışmalar gerçekleştirmektedirler [14-16].

Yakıt pili sisteminin sabit çıkış gücü verecek şekilde yüklendiği bir İHA uygulamasında, yakıt pili modülünün aynı gücü, batarya grubuna nazaran daha düşük bir ağırlıkta verdiği gözlemlenmiştir. Bu çalışmada yakıt pili ile enerjilendirilen sistemin hem enerji hem de güç yoğunluk seviyelerinin daha yüksek olduğu gösterilmiştir [10]. Yine başka bir çalışmada, yakıt pili tabanlı bir enerji sisteminin enerji yoğunluğu aralığının 800-10.000 Wh/kg, güç yoğunluğunun ise 500 W/kg mertebelerine çıkabileceği bildirilmiştir [12]. Bununla birlikte hidrojen beslemeli bir yakıt pili sisteminin verimi yaklaşık olarak %44 olup, bu değer içten yanmalı motorların verim değerinin 2 katı seviyesindedir. Yakıt pili sisteminde yakıt olarak basınçlı hidrojen kullanılması durumunda enerji dönüşümünün ardından atık olarak sadece saf su çıkmaktadır, dolayısı ile yakıt pili sistemi sıfır emisyonlu bir enerji kaynağı olarak değerlendirilmektedir. Tüm bunlara ek olarak yakıt pili sistemleri, düşük gürültü ve ısıl izlenebilirliği düşük enerji kaynakları sınıfında olup, bu özellikler sayesinde İHA uygulamalarında daha geniş kullanım alanı bulacağı öngörülmektedir [17].

Dünya çapında bilinen ilk yakıt pilli İHA uygulaması 2003 yılında Amerika Birleşik Devletleri'nde faaliyet gösteren Aerovironment isimli teknoloji firması tarafından gerçekleştirilmiştir. Üretilen yakıt pili, polimer elektrolit membranlı (PEM) tipte olup, sodyum borhidrürün kimyasal reaksiyonundan açığa çıkan hidrojen yakıt

piline beslenmiştir. Yapılan bu ilk yakıt pilinden günümüze kadar, farklı boyut ve güç kapasitelerinde çeşitli yakıt pili çalışmaları yapılmıştır. Hidrojen kaynağı olarak basınçlı gaz tankları, kimyasal hidrürler ve düşük basınçlı kriyojenik tanklar kullanılırken, yakıt pili olarak büyük çoğunlukla PEM yakıt pili kullanmışlardır [18].

Rusya ve Güney Kore de yakıt pilli İHA'larını geliştirip uçurmuşlardır. Her iki ülke batarya yerine, yakıt pili olarak Horizon firması tarafından üretilen Aeropak yakıt pili setini kullanmışlardır.



Şekil 1.1 KARI EAV1 yakıt pilli İHA

Kore Uzay Araştırma Enstitüsü (KARI) EAV1 isimli el yapımı İHA'yı (Şekil 1.1) modifiye ederek ilk uçuşlarını Ekim 2010'da gerçekleştirmiş ve batarya ile 2 saat olan uçuş süresini 5 saate çıkarmıştır. Rusya Havacılık Motorları Merkez Enstitüsü (Central Institute of Aviation Motors), CIAM-80 isimli İHA'sını 2010 yılı içinde uçurmayı başarmıştır. Aeropak sistemi; PEM tipi yakıt pili ve hidrojen kaynağı olarak katı kimyasal hidrürler kullanan bir sistemdir. EAV1, borhidrür hidrojen kaynaklı Aeropak sistemini kullanırken CIAM 80 sadece Aeropak modülünü ve hidrojen kaynağı olarak ise basınçlı hidrojen tüpünü kullanmıştır [19].

İsrail de 9,5 kg ağırlığındaki Boomerang marka İHA'larında Aeropak ürününü kullanarak 9 saat havada kalmayı başarmıştır. Yine İsrail, 11 kg ağırlığında Bird Eye 650 isimli İHA'sında (Şekil 1.2) aynı sistemi kullanarak 3 saat olan uçuş süresini 6 saate çıkarmayı başarmıştır. Amerikan firması olan Protonex, Aerovironments firması için yakıt pilleri üretmektedir ve bu firma Raven ile Puma isimli İHA'larda yakıt pili sistemlerini kullanmaktadır.



Şekil 1.2 Bird Eye 650 yakıt pilli İHA

Energyor yakıt pilli İHA (FAUCON H2) ise, 3 metre kanat açıklığına ve 1,2 metre uzunluğa sahip olup, 9 kg ağırlığındadır. 65 km/h ile 100 km/h arasında seyir hızı vardır. Lityum polimer bataryalar ile desteklenen hava aracı, kalkış anında ve çeşitli hava şartlarında bataryaları devreye sokarak ekstra güç sağlamaktadır. Araç 2011 yılında yapılan test uçuşunda 10 saat 4 dakika havada kalmıştır. Çinli AVIC Grup ve çeşitli araştırma enstitüleri tarafından desteklenen Thunderbird LN60F yakıt pilli insansız hava aracı güçlü fiber kompozit yapıya sahiptir. 10,5 m kanat açıklığına, 2 metre uzunluğa ve 257 kg ağırlığa sahiptir. 120 km/h seyir hızı ile havada 4 saat kalmaktadır [20].

Yakıt pili tabanlı İHA uygulamalarında dikkate alınması gereken önemli konulardan biri, yakıt pilinin kullanacağı hidrojen gazının sağlanma yöntemleridir. Çoğu yakıt pili uygulamasında hidrojen, basınçlı tüpler vasıtası ile beslenirken, bu çözüm tankların hacim ve ağırlıkça yüksek olmasından dolayı İHA uygulamalarında tercih edildiğinde, enerji yoğunluğunu düşüren bir etken olmaktadır. Ayrıca 300-700 bar basınç altında depolanan hidrojenin; herhangi bir kaza anında yanıcı ve patlayıcı özellikte olmasından dolayı, İHA'nın tahrip olması ve taşıdığı faydalı yüklerin zarar görmesi de olası bir durumdur. Hidrojenin (H_2) basınçlı tüpler ile depolanması; ağırlık, hacim ve güvenlik yönünden sakıncalar doğurduğundan, hidrojen kaynağı olarak sodyum borhidrürün kullanılması ile hidrojen depolamanın tüm risk ve zorlukları ortadan kaldırılmış olur. Yanıcı veya patlayıcı olmayan, reaktörde birikmesi durumunda dahi bir patlama riski olmayan sodyum borhidrür ($NaBH_4$) çözeltisinin uygun bir katalizör aracılığı ile hidrolizi sonucunda H_2 gazı elde edilir. Elde edilen hidrojenin yakıt pili modülüne beslenmesi ile yakıt pili sistemi oluşturulur [21]. Sodyum borhidrürden hidrojen eldesi ve bu prosesin kontrolüne yönelik çalışmalar da güncel literatürde yerini

almakta olup, ağırlık ve hacimce küçük, enerji yoğun sistemlerin tasarımı ve yakıt pili sistemlerine entegrasyon çalışmaları yapılmaktadır [21-23].

Yakıt pili tabanlı güç sistemi tasarımını etkileyen bir diğer faktör de, yakıt pili çıkış gerilimi ile tahrik motoru arasındaki güç koşullandırma kısmıdır. Yakıt pili modülleri, en yüksek gerilim değerini yüksüz durumda veren, yüklendikçe gerilim değeri düşerken, güç çıkışı veren bir DC güç kaynağıdır. Bu açıdan bakıldığında, yakıt pili çıkış geriliminin, motor sürücüsünün ihtiyacı olan DC gerilim seviyesi ile uyumlu hale getirilmesi ve itki sisteminin aracın çeşitli sürüş modlarında talep edeceği akımları karşılayacak yapıda tasarlanması gereklidir. Bu kapsamda, bir yakıt pilli insansız yer aracı uygulamasında, yakıt pilinin yanında uygun kapasitede batarya grubu ile sistem hibridize edilerek, motor sürücüsünün talep edeceği yük akımları karşılanmıştır [24]. Pasif kontrol yapısına sahip bu güç sistemi, İHA uygulamaları için de uygun görünmektedir.

1.2 Tezin Amacı

Bu tez kapsamında; elektrikli itki sistemine sahip, kanat açıklığı 2,5 m olan mini tip bir insansız hava aracı platformunun uçuş süresinin uzatılmasına yönelik, yakıt pili tabanlı bir enerji sisteminin tasarımı, prototip uygulaması ve uçuş senaryosu testlerinin yapılması amaçlanmaktadır. Sistemin ana bileşenleri olan yakıt pili modülü, hidrojen üretim sistemi ve güç koşullandırma ünitesine ait kontrol yapılarının tümleşik olarak tasarlanması ve üretilmesi sayesinde; düşük ağırlık ve hacime sahip, enerji yoğunluğu yüksek bir güç yapısı elde edilmesi hedeflenmektedir. Elde edilen güç yapısının, İHA sistemine uçuş süresi açısından yaptığı katkının anlaşılabilmesi için hem geleneksel batarya ile enerjilendirilmiş sistem hem de yakıt pili tabanlı enerji sistemi aynı uçuş senaryosuna göre test edilerek sonuçlar analiz edilecektir. Yakıt pili tabanlı güç yönetim sistemleri ve hidrojen üretim sistemlerinin proses kontrolü gibi konular, tüm dünyada üzerinde yoğun şekilde araştırma geliştirme faaliyetleri yürütülmekte olan alanlardır. Bu uygulamalı tez çalışmasının belirtilen konularda güncel literatüre önemli düzeyde katkı sunarak teknolojik gelişmelere yön vermesi hedeflenmektedir.

1.3 Bulgular

Yapılan kapsamlı literatür araştırmasında, insansız hava aracı platformlarının kritik görevlerde, sessiz ve uzun süreli seyir gerçekleştirebilmesinin, elektrik tabanlı itki sistemleri ile gerçekleştirilebileceği bulgusu saptanmıştır. Bu doğrultuda tezin 2. Bölümünde öncelikle elektrik motorlu İHA'ların tahrikini sağlayan lityum tabanlı pil yapıları incelenmiş ve bu pillerin güç yoğunluğunun yüksek olmakla birlikte, enerji yoğunluğunun 200 Wh/kg gibi düşük bir seviyede kaldığı saptanmıştır. Enerji yoğunluğunun düşük olması, uzun süreli uçuş için bir engel teşkil etmektedir ve batarya ile enerjilendirilmiş İHA'ların görev esnasında şarj edilmesi ise maliyeti yüksek teknolojik çözümler gerektirmektedir. Bataryaların kimyasal yapısının yanmaya eğilimli olması da, İHA'nın ve taşıdığı faydalı yüklerin tahrip olması yönünden büyük bir tehlike olarak nitelendirilmektedir. Bataryalara alternatif olarak İHA sistemlerinde yakıt pillerinin kullanım örnekleri incelenmiş olup, bu alanda gerçekleştirilen uygulamalar performans açısından değerlendirilmektedir.

Yakıt pili olarak adlandırılan ve yakıt olarak hidrojen kullanan elektrokimyasal güç kaynakları, batarya sistemlerinin zayıf yönlerine karşın; yüksek enerji yoğunluğu sağlayabilmeleri, yakıt beslendiği sürece kesintisiz ve sessiz çalışabilmeleri, yük ihtiyaçları doğrultusunda tasarlanabilir yapıda olmaları gibi özellikleri nedeni ile elektrikli platformlar açısından iyi bir alternatif olarak ön plana çıkmaktadırlar. Tezin 3. Bölümünde, mini tip İHA platformları göz önüne alınarak, uygun yakıt pili çeşitleri incelenmekte ve yakıt pilinin performansının optimize edilmesi için hangi parametrelerin kontrol edilmesi gerektiği açıklanmaktadır.

Yakıt pillerinin tüm olumlu özelliklerinin yanı sıra, uygulama anlamında dezavantaj olarak görülebilecek yanı ise, yakıt olarak kullanılacak hidrojenin depolanmasıdır. Enerji yoğunluğu 33,3 kWh/kg olan hidrojen gazı, yakıt pilli uygulamalarda yüksek basınçlı, büyük hacimli ve ağır tüpler vasıtası ile depolanıp kullanılabilen veya çok düşük sıcaklık koşulları altında ve özel kaplar içerisinde sıvılaştırılarak taşınabilmektedir. Bu yöntemlerin hem hacim ve ağırlık hem de maliyet ve işletim yönünden zorlukları bulunmaktadır. Bu nedenle, mini tip bir İHA'nın güç sisteminin enerji yoğunluğunun arttırılması ve uçuş süresinin uzatılması hedefleniyor ise basınçlı tüp kullanımı yerine başka alternatifler

düşünülmelidir. Tezin 4. Bölümünde hidrojenin; geleneksel yöntemlerle depolanmasının yanı sıra hidrürler ve katalizörler ile tepkimeye sokularak elde edildiği çalışmalar incelenmektedir.

Literatürde yakıt pili tabanlı güç sistemlerinde çokça değinilen bir diğer konu ise, yakıt pili çıkış geriliminin ve akımının, İHA motorunun ihtiyacı olan akım ve gerilim seviyelerini sağlayacak şekilde uyarlanmasıdır. Bu kapsamda tezin 5. Bölümünde yakıt pili tabanlı güç koşullandırma sistemleri incelenmektedir.

6. Bölümde, yakıt pili sistemi, hidrojen üretim sistemi ve güç koşullandırma sistemi birbiri ile entegre edilerek, İHA'nın enerji sisteminin İHA uçuş senaryosuna göre yüklenme testi gerçekleştirilecek ve performans test sonuçları paylaşılacaktır.

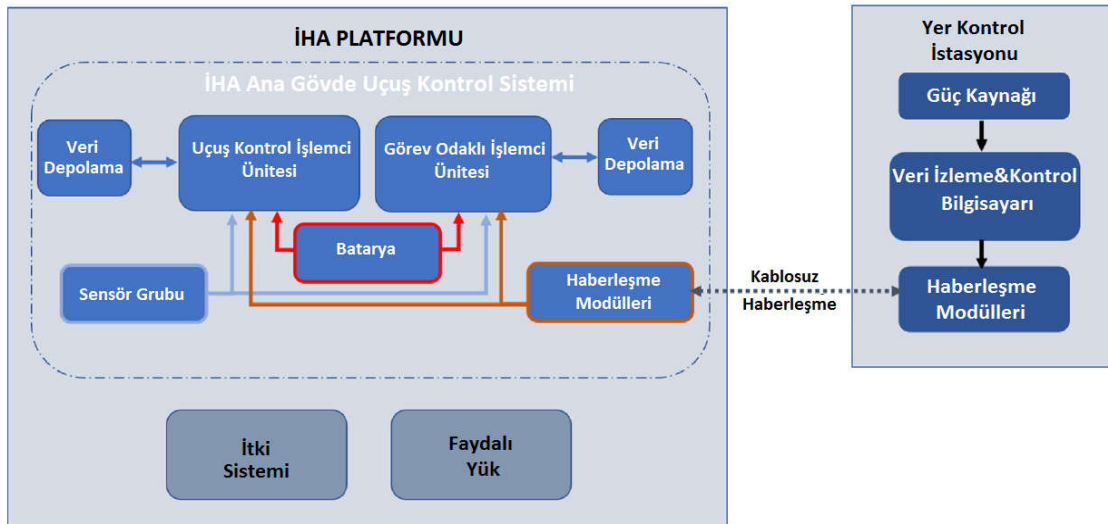
7. Bölümde ise, ortaya konulan yakıt pili tabanlı enerji sistemi; teknik kriterler açısından değerlendirilecek ve elde edilen sonuçlar doğrultusunda çalışmanın literatüre katkısı değerlendirilecektir. Bu yapının farklı platformlarda kullanım önerileri sunulacak ve gelecekte yapılabilecek çalışmalar hakkında bilgi verilecektir.

2.1 İnsansız Hava Aracı Genel Yapısı ve Kullanım Alanları

2.1.1 İnsansız Hava Aracının Genel Yapısı

İnsansız Hava Aracı (İHA), görevi esnasında üzerinde veya içerisinde insan bulundurmeyen hava araçları olarak tanımlanır. İHA'lar zor koşullar altında insan hayatı risk altına alınmadan, görevlerini yerine getirebilecek şekilde uzaktan haberleşerek komut alabilen veya otonom kontrollü uçan platformlardır [25,26].

İHA'ların genel sistem yapısı Şekil 2.1'de gösterilmektedir:



Şekil 2.1 İHA platformu genel yapısına ait blok diyagram [26]

Bir İHA sistemi genel olarak 3 ana parçadan oluşmaktadır:

- İHA platformu
- Operatör kontrollü veya otonom kontrollü yer kontrol istasyonu
- İHA platformu ile yer kontrol istasyonu arasındaki haberleşme ve veri aktarımını sağlayan haberleşme ve kontrol birimleri

İHA'nın ana gövdesinde yer alan uçuş kontrol sistemi vasıtasıyla hem uçuşun hem de yerine getirilecek görevin gerektirdiği yön bulma, rota belirleme, görev

planlama algoritmalarının sorunsuzca işletilmesi, gerekli verilerin toplanması ve yer kontrol istasyonu ile haberleşmesi sağlanmaktadır.

İtke sistemi ise, uçağın motor ve pervane setini ve bunların enerjilendirilmesine yönelik güç kaynağı, motor sürücüsü ve enerji yönetim sistemlerini kapsayan kısımdır.

İHA'nın kendisine tanımlanan görevleri yerine eksiksiz getirebilmek için üzerinde taşınması gereken ekipmana ise faydalı yük denilmektedir [27]. Faydalı yük kapsamına; kamera, radar, çeşitli sensör grupları girebileceği gibi teslimat görevi yapan İHA'lar için de kargonun kendisi faydalı yük olarak nitelendirilebilir.

Yer kontrol istasyonu ise uçan platform ile kablosuz şekilde haberleşerek, İHA'ya görev tanımı yapabilir ve İHA'dan gelen verileri değerlendirir. Yer kontrol istasyonunun da kendi ayrı enerji sistemi ve görev bilgisayarı mevcuttur.

2.1.2 İHA'ların Başlıca Uygulama Alanları

Günümüzde İHA'ların yaygın olarak kullanıldığı temel uygulama alanları şu şekildedir:

- Keşif ve gözlem
- Yük taşıma
- Tarım
- Kablosuz kapsama
- Askeri uygulamalar

Bu bölümde ilgili alanlarla ilgili çeşitli uygulama örnekleri verilecektir.

2.1.2.1 Keşif ve Gözlem

Sivil amaçlı keşif ve gözlem uygulamalarına değinilecek olursa bu alanda en yaygın kullanımın, trafik gözlem, yapıların denetimi ve gözlenmesi ile çevre denetleme uygulamalarına yönelik olduğu görülmektedir [26].

• Trafik Gözlem

İHA'ların trafik gözlemi için kullanılması günümüzde oldukça yaygındır. Trafik yoğunluğu ve yol durumları hakkında gerçek zamanlı olarak veri toplayıp, bu verileri izleme merkezine gönderme kabiliyeti olan İHA'lar, bu amaçla kullanılan geleneksel araçlar olan radar sensörleri, sabit gözlem kameraları gibi sistemlere

nazaran daha avantajlı konumdadırlar. Gözlem alanında esneklik sağlaması, geniş tarama alanlarına ulaşabilmesi, hızlı olması ve verilerin güvenilirliği açısından İHA'lar uygun bir çözüm olarak görülmektedirler [28,29]. Şekil 2.2'de bir trafik gözlem İHA'sının görev esnasındaki görüntüleri verilmektedir.

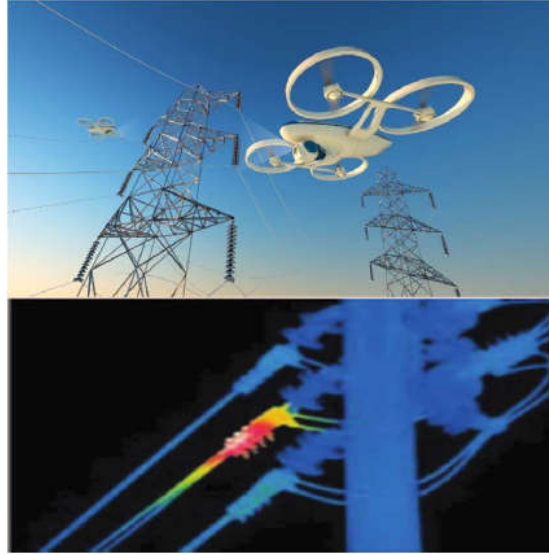


Şekil 2.2 Trafik gözlem İHA uygulaması [30,31]

- **Yapıların Denetimi ve Görüntülenmesi**

Büyük yapılar olarak tabir edilen; çok katlı binalar, otoyollar, demir yolları, enerji hatları, baz istasyonları, şantiyeler gibi geniş alanlara yayılan yapıların, sahaya gidilmesine gerek kalmaksızın gözlemlenmesi ve keşfinin yapılması için İHA'lar yoğun olarak kullanılmaktadır [32].

Amerikan Telefon ve Telgraf (AT&T) şirketi, sayıları 65.000'den fazla olan baz istasyonlarının video tabanlı görüntülenmesi için İHA'ların kullanıldığı bir çalışma yürütmektedir [33]. Örnek bir uygulama olarak, enerji iletim hatlarındaki arızaların tespitine yönelik olarak kızılötesi kamera taşıyan bir İHA'nın enerji hattındaki arızaya ilişkin aldığı görüntü Şekil 2.3'te verilmektedir [34].



Şekil 2.3 İHA ile enerji iletim hattına ait arıza tespit uygulaması [35,36]

İHA'nın gövdesine yerleştirilen görsel ve termal uzaktan algılayıcılar sayesinde su, gaz ve petrol boru hatlarının denetimi de yapılabilmekte ve bu hatlarda oluşan kaçağların tespiti yapılarak, özellikle ulaşımı zor olan bölgelerde tehlikeli durumların önüne geçilebilmektedir [37].

- **Çevre İzleme**

Dünyanın her yerinde, değişen çevresel koşulların izlenmesi ve etkilerinin ölçülmesi için İHA'lar vasıtası ile periyodik ölçümlerin yapıldığı uygulamalar mevcuttur. Bunların içinde dağların, volkanların, nehirlerin, denizlerin ve atmosferin izlenmesi en yaygın olanlardır. Örneğin afet planlama teşkilatları gibi kuruluşlar, su kaynaklarında taşkın oluşması gibi durumlardan önce çeşitli ölçümler yaparak bu durumlara karşı koruyucu tedbirler alabilmektedirler. Volkanik bir yanardağın patlaması durumunda ise bu durumun çevreye verdiği etkileri ve güvenli alan tahminleri İHA sayesinde öğrenilebilmektedir. 2013 yılında Kosta Rika'da gerçekleşen bir yanardağ patlamasına ait keşif işlemleri için NASA, Aerovironment firmasının ürettiği 80 dakika uçuş süresine sahip İHA'yı kullanmıştır (Şekil 2.4) [38].



Şekil 2.4 İHA ile yapılan yanardağ gözlemi [39]

Doğal afetler sonrasında da haberleşme altyapılarının çökmesinden kaynaklı veri aktarımında yaşanabilecek sıkıntılara karşı, İHA yardımı ile arama kurtarma çalışmalarına bilgi aktarımı sağlanabilmektedir. Bunun yanı sıra hava ve sudaki çevre kirliliğinin ölçümünde de yine çevre gözlem İHA'ları kullanılmaktadır [40,41].

2.1.2.2 Yük Taşıma

Almanya'dan DHL posta servisi ve Amerika Birleşik Devletleri'nden Google ve Amazon gibi firmalar, İHA'ları kargo taşımacılığında hızlı teslimat seçenekleri için kullanmaktadırlar [42,43]. Aynı zamanda acil durumlarda medikal ekipmanların taşınması da mümkün olup bu alandaki ilk uygulama 2015 yılında Federal Havacılık Yönetimi (FAA) tarafından gerçekleştirilmiştir [44]. Bu uygulamaya ait fotoğraf Şekil 2.5'te verilmektedir.



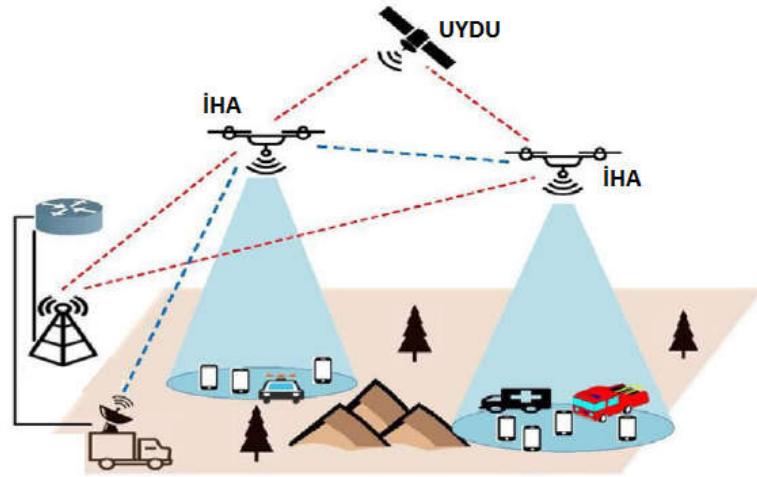
Şekil 2.5 İHA ile medikal malzeme taşınması [45]

2.1.2.3 Tarım

Alçak irtifalı İHA'lar, tarım alanlarından yüksek çözünürlüklü görüntüler alabilmektedirler. Bu sayede ürünlerin sağlıklı bir şekilde yetişip yetişmediği, toprağın durumu ve nem analizi gibi veriler sağlıklı bir şekilde geniş alan taraması ile elde edilebilmektedir. Sulama planlaması, hastalık taraması, bitki örtüsü haritalaması gibi pek çok alanda İHA kullanımı mümkündür [46,47].

2.1.2.4 Kablosuz Kapsama

İHA'lar, uçan erişim noktaları olarak kablosuz veri transferi yapabilirler [48]. Etrafı, yüksek binalar ve dağlar gibi iletişimi önleyebilecek engellerle çevrilmiş yerlerde hücresel şebekeler ile koordine olarak yerdeki baz istasyonunun görevini röle noktası olarak üstlenip iyi bir kapsama alanı oluşturabilirler ya da bir doğal afet durumunda doğrudan gezici baz istasyonu olarak görev alabilirler [49]. Bu tür bir uygulamaya ait görsel Şekil 2.6'da verilmektedir.



Şekil 2.6 İHA'nın kablosuz kapsama alanı uygulaması [50]

2.1.2.5 Askeri Uygulamalar

İHA'lar esasen ilk olarak askeri uygulamalar için geliştirilmiş ve kullanımı yakın zamana kadar bu alanla sınırlı kalmış uçan platformlardır. İHA'ların askeri görevleri; top atışı yönlendirme, ekipman ve silah taşıma, radyo ve iletişim rölesi görevi yapma, sınır gözetimi, haber alma, iletişim kesici sinyal yayma, ufuk ötesi

hedef belirleme, keşif uçuşu yapma ve mayın tarama-temizleme faaliyetleri olarak sayılabilir [51].

2.2 İnsansız Hava Araçlarının Sınıflandırılması

İHA'ların sınıflandırılmasında, menzil, irtifa, hız, havada kalış süresi, azami kalkış ağırlığı, kanat tipi ve itki sistemleri gibi pek çok açıdan sınıflandırma yapmak mümkündür.

İHA'ların temel 6 özelliği göz önüne alınarak yapılan sınıflandırma, Tablo 2.1'de verilmektedir. İlgili tabloda İHA'lar; boyut, azami kalkış ağırlığı, hız, irtifa, menzil ve havada kalış sürelerine göre bir sınıflandırma yapılmıştır ve küçük taktik, mini ve mikro olmak üzere 3 sınıfa ayrılmıştır.

Tablo 2.1 İHA'nın temel özellikler bakımından sınıflandırma tablosu [27]

Özellikler	Küçük Taktik İHA	Mini İHA	Mikro İHA
Boyut (m)	<10	< 5	< 1,5
Azami kalkış ağırlığı (kg)	10-25	< 10	< 0,1
Hız (m/s)	< 130	< 50	< 15
İrtifa (m)	< 3.500	< 1.200	< 100
Menzil (km)	< 50	< 25	< 10
Havada kalış süresi	48 saate kadar	48 saate kadar	20 dakikaya kadar

Şekil 2.7'de bu yaklaşıma göre yapılan sınıflandırmaya ait bazı İHA modelleri verilmektedir.

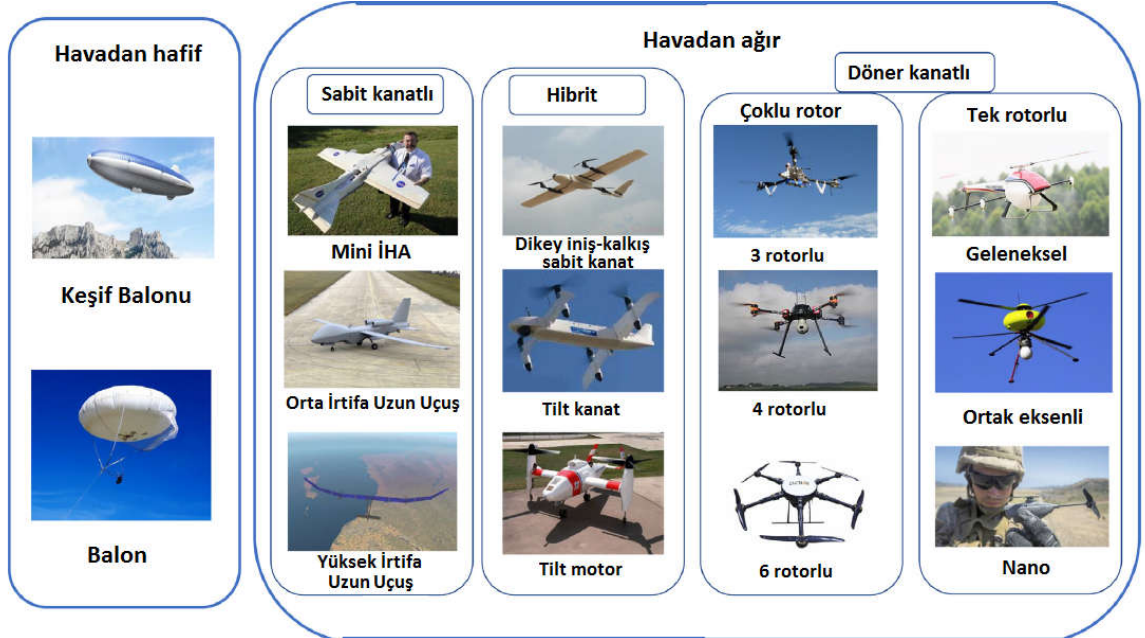


Şekil 2.7 Boyut ve performans sınıflandırmasına ait İHA modelleri [26]

Ayrıca İHA sınıflandırmalarında kullanılan diğer özellikler olan;

- Havaya göre ağır olup olmama durumu
- Kanat tipi
- Rotor sayısı
- Hibrit tasarım konfigürasyonu
- İrtifa
- Uçuş süresi

kriterlerine göre yapılan diğer sınıflandırmalar da görsel örnekleri ile birlikte Şekil 2.8’de verilmektedir.



Şekil 2.8 Genel İHA sınıflandırması [26]

İHA’ların üstlenecekleri görev ve taşıyacakları ekipmanlara göre hangi konfigürasyonda kullanılacakları belirlenebilir. Sabit kanatlı İHA’ların havada asılı

kalma kabiliyetleri yoktur ancak dikey iniş ve kalkış yapabilen döner kanatlı İHA'lar havada asılı kalabilirler. Gözlem yapılacak geniş bir alanda hızlı bir tarama yapılmak isteniyorsa sabit kanatlı İHA'lar, havada asılı kalınarak detaylı tarama yapılacak ise döner kanatlı İHA'lar tercih edilebilir.

İHA'nın görevi esnasında harcamaya girecek güç de önemli olup, sabit kanatlı bir İHA'nın uçuş için harcaması gereken minimum güç seviyesi aşağıdaki gibi hesaplanmaktadır:

$$P = \frac{TV}{n_p} = \frac{W}{L/D} \frac{\left(\frac{2W}{S\rho C_L}\right)^{1/2}}{n_p} \quad [\text{W}] \quad (2.1)$$

(2.1) eşitliğinde T : itme kuvveti, V : ileri hız, n_p : pervane verimi, W : İHA'nın toplam ağırlığı, S : kanat yüzey alanı, ρ : hava yoğunluğu, C_L : kaldırma katsayısıdır. L/D ise aerodinamik verimi belirleyen kaldırma sürüklenme oranıdır [5].

Döner kanatlı İHA'ların havalanabilmesi için gerekli olan minimum güç seviyesi de Eşitlik 2.2'deki gibi hesap edilir:

$$P = \frac{TV_h}{M} = \frac{W}{M} \left(\frac{W}{2S\rho}\right)^{1/2} \quad [\text{W}] \quad (2.2)$$

Bu ifadede, M : rotorun liyakat değeri, V_h : asılı kalma durumunda endüklenen hız değeridir [9].

Günümüzde döner kanatlı İHA'lar ile ilgili en büyük sorun, iniş, kalkış ve havada asılı kalma hareketleri esnasında çok yüksek güç harcama ihtiyacı duyulmasıdır, bunun sonucu olarak uçuş süreleri sabit kanatlı İHA'lara oranla düşük kalmaktadır [52].

2.3 İnsansız Hava Araçlarına Yönelik Enerji Sistemleri

2.3.1 İçten Yanmalı Motorlu Enerji Sistemleri

İçten yanmalı motorlarda (İYM), yakıtın kimyasal enerjisi motorun (silindirin) içinde ısı enerjisine dönüşür. Bu gruba örnek olarak, gaz türbinleri, Jet, Otto, Diesel ve Wankel motorları gösterilebilir [53].

Gaz türbin motorları, hava araçlarının tahrik sistemlerinde, itki ağırlık oranlarının yüksek olması ve uzun işletim sürelerinden dolayı yoğun olarak tercih edilmektedirler [54,55]. Bununla birlikte bu tip motorlar yalnızca 100 BG üzerinde

güç gerektiren yüksek güçlü uygulamalarda iyi performans göstermektedirler [56]. Sergiledikleri düşük yakıt ekonomisi, düşük verim ve yüksek gürültü seviyelerinden dolayı içten yanmalı motorlar (İYM) küçük ölçekli İHA uygulamaları için uygun motorlar olarak değerlendirilmektedirler [55].

İYM'ler bir İHA'nın ana itki motoru olarak kullanıldığında, elektrik motorlarına kıyasla yüksek yakıt enerjisi ve güç yoğunluklarına erişildiğinden uzun uçuş süreleri ve faydalı yük taşıma kabiliyeti sağlamaktadır ki bu özellikler hava platformlarında en önemli iki özellik olarak sayılabilir [57]. Bununla birlikte İYM'lerde enerji üretilmesi, çok katmanlı bir prosesten meydana gelmektedir, bu durum da İYM sistem verimini düşürmektedir [58]. Ayrıca yüksek irtifa gerektiren uçuşlarda havadaki oksijen oranı düşük seviyelerde olacağı için İYM'lerin yanma veriminin düşeceği açıktır.

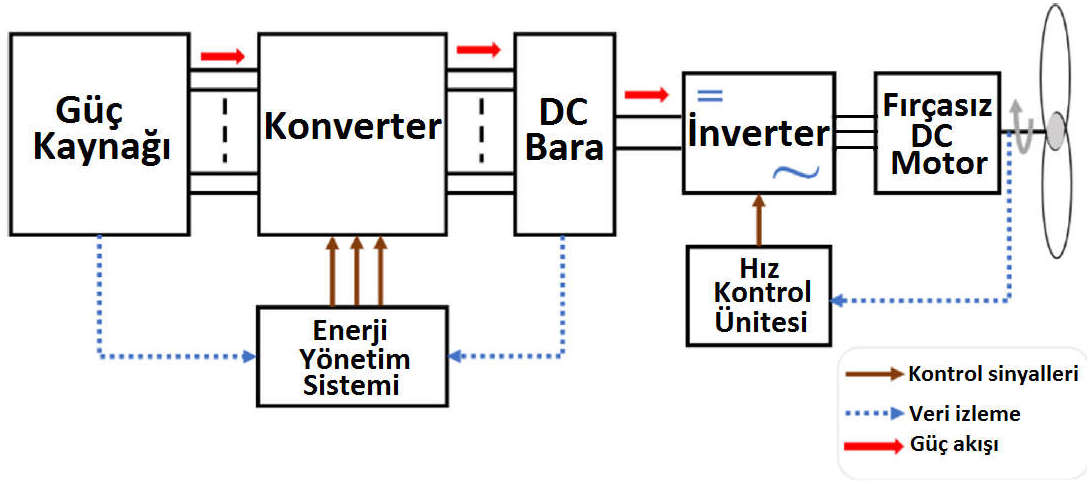
İYM'ler, çalışırken yüksek gürültü seviyesine sahip oldukları, termal iz bıraktıkları ve emisyon salımı gerçekleştirdikleri için elektrik motorlarının performans olarak yerlerini alabileceği uygulamalarda ikinci plana düşmektedirler [26].

2.3.2 Elektrik Motorlu Enerji Sistemleri

Elektrikli İHA'larda itki sistemleri, depo edilmiş elektrik enerjisini elektrik motoru vasıtası ile mekanik enerjiye çevirerek, motor ve pervanenin dönmesini sağlayan sistemlerdir ve platformun enerji harcayan kısmıdır. İtki sistemleri, İHA gövdesinin toplam ağırlığının yarısından fazlasını teşkil edebilirler [26].

Elektrik motorları, İHA'lara ait itki sistemlerinde düşük termal ve akustik ize sahip olmaları, elektronik kontrol sistemleri sayesinde uçağın kontrol sistemlerine kolay adapte edilebilmeleri, düşük maliyetli olmaları ve motor kaynaklı İHA arızası durumlarının düşük seviyede olması gibi nedenlerle yoğun olarak tercih edilmektedirler [11].

Şekil 2.9'da elektrik motorlu bir itki sisteminin genel yapısı verilmektedir. Güç kaynağı, platformun ihtiyacı olan enerjiyi konverter üzerinden DC baraya aktarmaktadır. Enerji yönetim sistemi, güç akışının dağılımını sağlayan birimdir ve görevi konverterin güç akışı için gerekli olan verileri toplayarak konverter için gerekli olan kontrol sinyallerini üretmektir.



Şekil 2.9 Elektrik motorlu itki sistemi genel yapısı [26]

Özellikle küçük ölçekli elektrikli İHA uygulamalarında elektrik motoru olarak fırçasız DC motorlar kullanılmaktadırlar. Fırçasız DC motorlar;

- Yüksek verim
- Yüksek güç yoğunluğu sağlama
- Yüksek hız ve tork karakteristikleri
- Güvenilirlik
- Kontrol kolaylığı sağlama
- Uzun ömürlü olma

gibi özellikleri nedeni ile İHA uygulamalarında yoğun olarak tercih edilmektedirler [59,60].

İHA uygulamalarına yönelik olarak asenkron motorların da sağlamlık ve düşük maliyetleri nedeniyle tercih edildiği uygulamalar olsa da, fırçasız DC motorlara göre daha düşük verim ve tork seviyelerine sahip olmaları ve soğutma ihtiyaçları bulunması nedeniyle tercih edilmemektedirler [26].

2.3.2.1 Batarya ile Enerjilendirilmiş İHA Sistemleri

Çoğu mini İHA uygulamalarının itki sistemlerinde ana güç kaynağı olarak bataryalar kullanılmaktadır [61]. Bataryaların güç kaynağı olarak kullanılması tasarımda kolaylık ve esneklik sağlasa da, bataryaların uzun uçuş süresi sağlama konusundaki performansları düşüktür. Uygulamalarda yaygın olarak kullanılan lityum polimer bataryaların enerji yoğunlukları en fazla 150-200 Wh/kg mertebesinde ve bu enerji yoğunluğu seviyesi ile yapılabilen en uzun uçuş 90

dakika ile sınırlı kalmaktadır [62]. Lityum tabanlı bataryaların enerji yoğunluğu düşük olmakla birlikte, güç yoğunlukları da 2.800 W/kg gibi yüksek bir seviyededir, bu sayede elektrik motorlarının ihtiyacı olan yüksek akım değerleri karşılanabilmektedir [63].

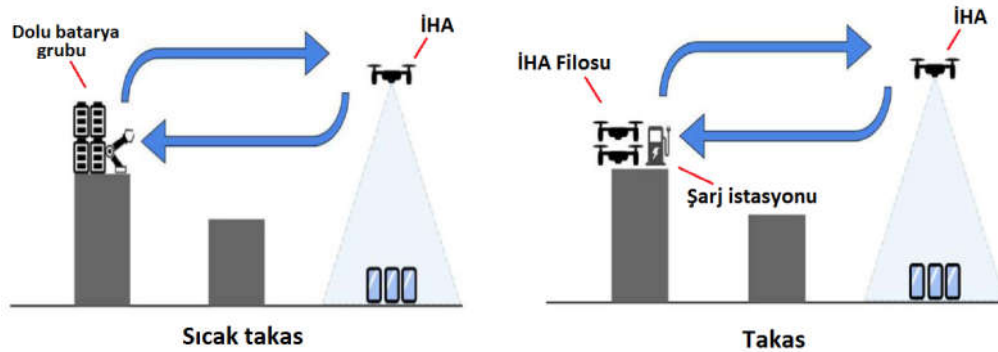
Batarya ile enerjilendirilmiş İHA'ların havada kalış sürelerini uzatmak için literatürde yer alan çeşitli yöntemler bulunmaktadır. Bunların başlıcaları:

- Takas ve Sıcak Takas Yöntemleri
- Lazer Işını ile Şarj Yöntemi
- Bağlı İHA Yöntemi

olarak sıralanabilir. İlgili yöntemler aşağıda kısaca açıklanacaktır:

• Takas ve Sıcak Takas Yöntemleri

Takas yöntemi, İHA'nın görev uçuşu esnasında boşalan batarya grubunun yeniden şarj edilmesi esasına dayanır. Bu işlem, insan operatörlü veya otonom olarak gerçekleştirilebilir. Sıcak takas yöntemi ise, boşalan batarya grubunun tam dolu bir batarya grubu ile değiştirilmesini sağlayan özel bir tekniktir. Böylece İHA bu yöntemler sayesinde görevine devam eder [64].



Şekil 2.10 Takas ve sıcak takas yöntemleri [64]

Şekil 2.10'da takas ve sıcak takas yöntemlerine ait görsel verilmiştir. Takas işlemlerinde genellikle bulunması gereken üç öge vardır, bunlar; İHA'nın üzerine inerek bataryasını şarj edebileceği veya batarya grubunun değiştirilebileceği yer şarj istasyonu, görevin kesintiye uğramaması amacı ile İHA filosu, İHA filosunun bütünlük içinde hareket edebilmesi için yönetim birimi olarak sayılabilir.

Bu işlemler için kullanılacak yer istasyonları, tüm altyapı ihtiyaçları planlanacak şekilde özel yerlere kurulmalıdırlar [65]. Eğer batarya, şarj istasyonu vasıtasıyla

şarj edilecek ise, şarj istasyonuna ait kontrol ve donanım altyapısı, elektrik besleme hattı, iniş yüzeyi ve endüktif kuplaj yoluyla gerçekleşecek şarj için temas noktaları gibi gereksinimler bulunmaktadır [66,67]. Şekil 2.11’de bu amaca yönelik ticari şarj platformu örnekleri gösterilmektedir.

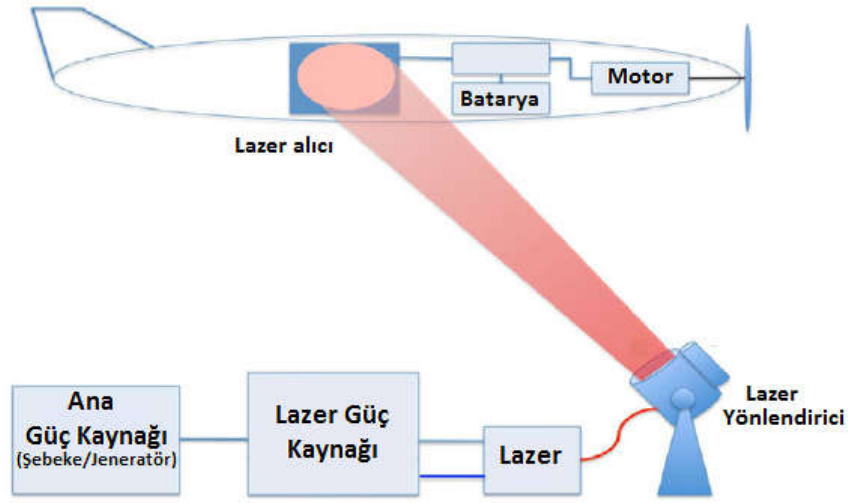


Şekil 2.11 İHA ticari şarj platformları [63,68]

Bu yöntemler altyapı maliyeti getirmekle beraber, İHA’nın görevlerini yer istasyonlarının ve şarj platformlarının konumlarına göre icra etmesi zorunluluğu vardır [26].

- **Lazer Işını ile Şarj Yöntemi**

Bu yöntemde amaç; İHA havada hareket halindeyken batarya grubunun kablosuz güç aktarımı ile şarj edilerek, havada kalış süresinin arttırılmasıdır [64,69]. Şekil 2.12’de bu yöntemin çalışma prensibi açıklanmaktadır. Yer istasyonunda, lazer jeneratörünü besleyecek bir ana güç kaynağı bulunmalıdır. Lazer güç jeneratörü, İHA havada seyir halinde iken lazer ışınını İHA’ya yönlendirir, gömülü optik alıcı lazer ışınını elektrik enerjisine çevirerek İHA’nın batarya grubuna güç aktarımı yapar. Bu teknolojik yaklaşım ile İHA’nın havada kalış süresi hiç yere inmeden sonsuza kadar uzatılabilmekte ve İHA iniş kalkışında oluşabilecek kaza kırımların da önüne geçilebilmektedir. İHA’nın, batarya grubunun şarj oranının azalması durumunda yer istasyonunun aktarım yapacağı hava sahasına girmesi yeterlidir. Bu kapsamda Lasermotive firması tarafından yaklaşık 100 Watt ölçeğinde bir uygulama gerçekleştirilmiştir [70].



Şekil 2.12 Lazer ışını ile şarj olan İHA uygulaması

Bu uygulamada her bir İHA için lazer güç kaynağı altyapısı gerekmektedir ve maliyeti yüksek bir uygulama olarak kabul görmektedir. Bu alanda yapılan çalışmalar henüz araştırma geliştirme safhasındadır [26,64].

- **Bağlı İHA Yöntemi**

Bu yöntemde; kullanılan İHA, bakır kablo veya fiber optik kablo ile doğrudan yer istasyonundaki ana güç kaynağı üzerinden beslenmektedir (Şekil 2.13).



Şekil 2.13 Bağlı İHA yöntemi

Böylece İHA hiç iniş gerçekleştirmeden kilowattlar mertebesinde güç aktarımı yapılarak görevine devam edebilmektedir. Ayrıca bakır kablo yerine fiber optik kablo kullanıldığı durumlarda da bakır kablolardan kaynaklı iletim kayıpları büyük oranda düşürülmektedir [71]. Bu yöntemin en büyük dezavantajlarından biri, görev sahasının çapının kablo uzunluğu ile sınırlandırılmasıdır, bu durumun önüne

geçebilmek için yer istasyonunun hareketli hale getirilmesi gerekmektedir. Bu durum da operasyon maliyetini artırıcı bir faktördür. Ayrıca kablo hattının zarar görmesi durumunda İHA'nın zarar görme riski de oldukça yüksektir [72,73].

2.3.2.2 Yakıt Pili ile Enerjilendirilmiş İHA Sistemleri

Geleneksel lityum tabanlı bataryaların enerji yoğunluklarının düşük olması ve görev esnasında batarya gruplarının şarj edilmesi veya değiştirilmesi, altyapı ve maliyet gerektiren ek uygulamalar gerektirdiği için, uzun uçuş sürelerinin sağlanması amacı ile yakıt pili ile enerjilendirilmiş İHA sistemleri; son yıllarda üzerine yoğun araştırma geliştirme faaliyetleri yürütülen bir alandır [10,14,26].

Lityum iyon bataryaların enerji yoğunlukları en fazla 150-200 Wh/kg seviyelerinde kalırken, hidrojen beslemeli yakıt pillerinin enerji yoğunluklarının 800-10.000 Wh/kg mertebelerine çıkabilmesi, yakıt beslendiği sürece elektrik enerjisi üretebilme, emisyon salımı yapmama, sessiz çalışma, ısı iz bırakmama gibi özellikleri sayesinde yakıt pilleri güç kaynağı olarak İHA uygulamalarına adapte edilmektedirler.

Bu alanda literatüre giren ilk çalışma 2003 yılında Aerovirenment isimli firmanın Hornet isimli, İHA için gerçekleştirdiği uygulamadır. 38 cm kanat açıklığına sahip el yapımı bir İHA ile yaklaşık 15 dakika boyunca uçuş gerçekleştirilmiş ve yakıt pilli İHA konseptinin uygulanabilir olduğu kanıtlanmıştır [74]. Şekil 2.14'te bu İHA'ya ait görüntü verilmektedir.



Şekil 2.14 İlk yakıt pilli İHA Hornet [75]

Bu alandaki ilk kavramsal gösterimin ardından pek çok küçük İHA'nın yakıt pili ile enerjilendirilmesine yönelik çalışmalar yürütülmüştür. Üniversiteler, bağımsız araştırma kuruluşları ve Aerovirenment, Bluebird, Elbit, Lockheed Martin, ST

Aerospace gibi havacılık alanında faaliyet gösteren firmalar çeşitli projeler yürütmüşlerdir [76]. Bu çalışmaların sonucunda elde edilen önemli çıktılardan bir kısmı aşağıda paylaşılacaktır:

- **Spider Lion Programı**

NRL tarafından yürütülen bu programda, Spider Lion ismi verilen 2,5 kg ağırlığında mini tip bir elektrikli İHA'nın 95 W gücünde Protonex marka bir ticari yakıt pili ile enerjilendirilmesi sağlanmıştır [77]. Bu İHA, Kasım 2005 tarihinde 3 saat 19 dakikalık bir uçuş gerçekleştirmiştir [78].

- **eXperimental Fuel Cell (XFC) Programı**

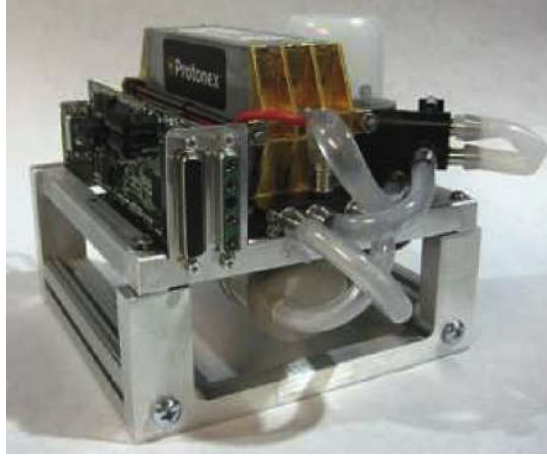
Spider Lion programının başarısının ardından 2006 yılında başlatılan bu programda, tüp içinden fırlatılmaya uygun küçük taktik sınıfı bir İHA'nın yakıt pili ile enerjilendirilmesi amaçlanmıştır. 3 metre kanat açıklığına sahip ve kalkış ağırlığı 9,1 kg olan İHA'nın katlanabilir kanat yapısı, İHA'nın tüpten fırlatılabilmesini mümkün kılmaktadır. Bu platformun enerjilendirilebilmesi için 1,3 kg ağırlığında PEM yakıt pili kullanılmıştır. Tamamen askeri amaçlı kullanılması için dizayn edilen bu sistem 2013 yılında batık halde seyreden bir denizaltıdan başarı ile fırlatılmıştır (Şekil 2.15) [79, 80].



Şekil 2.15 XFC programı kapsamında üretilen yakıt pilli İHA

XFC programında kullanılan yakıt pili sistemi, Ion Tiger programında kullanılan yakıt pili olup, 36 hücreli PEM yakıt pilidir. Şekil 2.16'da verilen bu yakıt pili modülü, çıkışta 50 W ile 500 W arası yüklenebilmektedir ve elektriksel verimi %42 olarak saptanmıştır. Yakıt piline ait tüm besleme ve kontrol birimleri ise pil

modülünün dışından sağlanmıştır ve bu sistem ile uçuş süresinin 7 saate varabileceği saptanmıştır [76,80].



Şekil 2.16 Protonex yakıt pili sistemi

- **Ion Tiger Programı**

Ion Tiger programı, NRL tarafından XFC programı ile aynı anda yürütülen bir diğer yakıt pilli İHA programıdır [78,81]. Ion Tiger'ın özelliği, 15,9 kg ağırlığında ve 5,2 m kanat açıklığına sahip konvansiyonel bir İHA platformunu (Şekil 2.17) kullanmasıdır. İHA, 2009 yılında 2,3 kg faydalı yük taşıyarak 26 saat uçmuş ve en uzun uçuş rekoru elde edilmiştir, ardından 2013 yılında ise sıvılaştırılmış hidrojen tankı ile uçarak bu rekor 48 saatin üzerine çıkarılmıştır [78,82,83,84].



Şekil 2.17 Ion Tiger programında kullanılan İHA

- **EAV1 ve EAV2 Programları**

Kore Uzay Araştırmaları Enstitüsü (KARI), birden çok İHA platformuna yakıt pili modülü entegrasyonları gerçekleştirmiştir. 2010 yılında ticari bir yakıt pili sistemi olan 200 W çıkış gücündeki Aeropak, 6,5 kg ağırlığında ve 2,4 m kanat açıklığındaki EAV1 İHA'sına entegre edilerek ve 4,5 saatlik uçuş süresi elde edilmiştir.

EAV1 prototipinin başarılı sonuç vermesinin ardından, 240 W güç ölçekli güneş hücresi dizisine ve 1,3 kW güç çıkışı verebilen batarya grubuna sahip EAV2 İHA platformuna yine aynı Aeropak ticari yakıt pili modülü yerleştilmiş ve dünya üzerindeki ilk güneş hücresi ve yakıt pili teknolojisini hibrit olarak kullanan küçük İHA platformu oluşturulmuştur [85].

- **KAIST Tarafından Yürütölen Yakıt Pili Çalışmaları**

2007 yılında Kore İleri Bilim ve Araştırma Enstitüsü (KAIST), 50 W çıkış gücüne sahip yakıt pilini mikro sınıfı bir İHA'ya entegre etmiştir. Bu uygulamada ilk defa yakıt pilinin ihtiyacı olan hidrojen, sodyum borhidrürden üretilerek 5 saatlik uçuş süresi demonstrasyonu gerçekleştirilmiştir [86].

2011 ve 2013 yıllarında da kanat açıklıkları 2 ile 3 m arasında olan büyük ölçekli geleneksel İHA'larda kullanıma yönelik çalışmalarda bulunulmuştur. Bu çalışmalardan birinde hidrojen, amonya boran'dan elde edilmiştir [23,87].

- **Açık Literatürde Performans Verileri Yer Alan Yakıt Pili Tabanlı İHA'lar**

Ticari teknoloji firmalarının, askeri ve sivil araştırma kuruluşlarının yaptıkları açıklamalar ve ürün demonstrasyon bilgilerine ek olarak, açık bilimsel literatürde; ağırlık, faydalı yük, enerji yoğunluğu, maksimum hız, irtifa ve uçuş süresi gibi bilgilerin yer aldığı yakıt pili tabanlı İHA'lara ilişkin bilgiler Tablo 2.2'de verilmektedir.

İlgili tablodan da göröleceğı üzere en yüksek enerji yoğunluğuna sahip olan Ion Tiger isimli İHA uygulamasında, faydalı yük kapasitesi 2,27 kg ile sınırlı kalmıştır. HEUAV İHA uygulamasında ise havada kalış süresi 20,4 saat olup, faydalı yük taşıma kapasitesi 3 kg iken enerji yoğunluğu 16,18 Wh/kg gibi batarya ve yakıt pili sistemlerine kıyasla düşük bir değere sahiptir. Bu durum, ilgili tasarımın güç katında ağırlık bakımından iyileştirmeler yapılması gerektiğini göstermektedir.

Tabloda yine havacılık uygulamaları için tasarım doğrulaması yapılan, sırasıyla 300 W, 500 W ve 800 W üç adet yakıt pili modülünün tasarım doğrulama verileri paylaşılmıştır ancak bu yakıt pili sistemlerinin enerji yoğunluğu ve faydalı yük taşıma kapasitesi gibi en önemli tasarım bilgileri açıklanmamıştır. Yüksek irtifa için yapılan bir diğer çalışmada ise yakıt pili modülleri I, II, III olarak tabloda tanımlanmış olup, bu modüllerin enerji yoğunlukları verilmekle birlikte faydalı yük taşıma kapasitesi ve uçuş süresi bilgileri literatürde açıklanmamıştır.

Tablo 2.2 Literatürden seçilmiş yakıt pilli İHA çalışmaları

İsim	Ağırlık (kg)	Faydalı Yük (kg)	Enerji Yoğunluğu (Wh/kg)	Maksimum Hız (m/s)	İrtifa (m)	Uçuş süresi (saat)	Referans
Black Widow MAV	$5,65 \times 10^{-2}$	-	-	11,18	234,39	0,56	[88]
HEUAV	13,6	3	16,18	-	1.525	20,4	[89]
-	16,4	-	7,1	14,5	10	0,72	[90]
-	12,5	-	124,9	-	-	24,1	[91]
Antex X02	10	4	-	41,94	-	0,8	[92]
Antex X03	100	30	-	36,11	-	0,3	[92]
Lusitania	10	5	-	41,67	-	0,8	[92]
Fling Wing	3	0,4	-	25	-	0,3	[92]
Silver Fox	12,2	2,27	-	56,39	-	10	[92]
Ion Tiger	16,10	2,27	447,21	14,07	-	24	[80]
-	580	-	156,25	-	-	-	[93]
-	2,2	-	-	9,8	23	-	[22]
300 W YP	9,43	-	-	10,64	-	1,12	[94]
500 W YP	12,16	-	-	12,46	-	0,72	[94]
800 W YP	13,06	-	-	13,68	-	0,62	[94]
I	15,4	-	67,18	-	10.000	-	[95]
II	6,21	-	166,44	-	10.000	-	[95]
III	4,5	-	255,50	-	10.000	-	[95]
-	14,2	2	YP:63,38 Bat:12,96	17	<1.000	4	[14]
-	7,4	-	7,1	13,6	-	4,8	[96]

2.4 Bölüm Değerlendirmesi

İHA platformlarının itki sistemlerinin elektrikli hale getirilmesi, İYM'li sistemler ile karşılaştırıldığında özellikle küçük İHA uygulamaları açısından büyük yararlar sağlamaktadır. Elektrikli sistemlerde ise ana enerji kaynağı olarak bataryalar kullanıldığında, bataryaların düşük enerji yoğunlukları nedeniyle görev esnasında boşalan bataryanın tekrar şarj edilmesine yönelik sistemler incelenmiştir ve bu sistemlerin ek tasarım ve altyapı maliyetleri doğurduğu görülmüştür.

Elektrikli İHA'larda batarya yapılarına alternatif olarak, enerji yoğunlukları yüksek ve yakıt beslediği sürece kesintisiz elektrik enerjisi sağlayan yakıt pili sistemleri incelenmiştir ve bu alanda son gelişmeler aktarılmıştır.

Yakıt pili tabanlı İHA'lara yönelik tasarım, optimizasyon ve uçuş testi çalışmaları tüm dünyada güncelliğini koruyan bir çalışma alanıdır ve literatürü sürekli olarak güncellenmektedir. Tablo 2.2'de verileri açıklanmayan ve düşük seviyede kalan teknik kriterler üzerinde tasarım ve eniyileme çalışmaları devam etmektedir. Yine ilgili tablo üzerinden enerji yoğunluk değerleri incelendiğinde ise bazı uygulamaların enerji yoğunluğu açısından batarya sistemlerinden daha yüksek değerlere eriştiği gösterilmektedir. Bu farklar, yakıt pili tasarımının entegre edildiği platforma uygun olup olmamasından, beslenen yakıtın içeriğine ve beslenme şekline kadar pek çok kriterle dayanmaktadır. Hidrojenin yüksek enerji depolama kabiliyetine rağmen sağlanan değerler düşük seviyelerde kalmaktadır, bu da geliştirmeye açık bir diğer husus olarak göze çarpmaktadır.

Yakıt pili tabanlı İHA sistemlerinde literatürde eksik olan önemli bir nokta ise, bir İHA platformunun geleneksel bir yöntemle enerjilendirildikten sonra, aynı uçuş senaryosu ve yüklenme şartları altında sisteme yakıt pilinin dahil edilmesi durumunda yakıt pilinin sisteme katkısının net veriler doğrultusunda ve karşılaştırmalı olarak ortaya konulmamasıdır.

İHA PLATFORMLARINDA KULLANILAN YAKIT PİLLERİ

3.1 Giriş

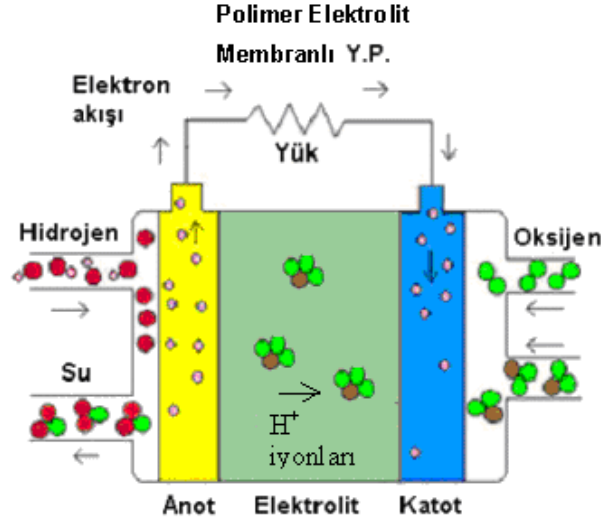
Bu bölümde öncelikle yakıt pili çeşitleri incelenerek, İHA platformu için uygunluğu değerlendirilecektir. Belirlenen uygun yapının çalışma prensipleri aktarılacak ve kritik çalışma parametreleri hakkında bilgi verilecektir. Son olarak yakıt pillerinin İHA platformlarında çeşitli kullanım örnekleri sunulacaktır.

3.2 Yakıt Pili Çeşitleri ve İHA İçin Uygun Yapının Belirlenmesi

Yakıt pili sistemlerinin prensipleri ilk olarak Christian Friedrich Schönbein tarafından 1838'de bulunmuş ve Philosophical Magazine yayınının Ocak 1839 baskısında yayınlanmıştır. Bu çalışmadan esinlenen William Robert Grove, 1843'de suyun elektrolizinin ters reaksiyonu sonucunda sabit akım ve gücün üretildiğini fark ederek ilk yakıt pilini geliştirmiştir. 1955'de, General Electric (GE) şirketinde çalışan bir kimyacı olan W. Thomas Grubb, sülfonlanmış iyon-değişim membranı polisitireni elektrolit olarak kullanarak yakıt pili tasarımını değiştirmiştir. GE'den Leonard Niedrach, hidrojenin oksidasyonu ve oksijenin redüksiyonu için Pt katalizörü membran üzerine kaplama metodunu geliştirmiş ve bu çalışma literatüre Grubb-Niedrach yakıt pili olarak geçmiştir. 1958 yılında GE bu teknolojiyi NASA ile birlikte daha da geliştirmiştir ve Gemini uzay projesinde ilk ticari yakıt pili kullanılmıştır [97,98].

Yakıt pilleri, yakıtın kimyasal enerjisini yanma olmaksızın elektrik enerjisine doğrudan dönüştüren elektrokimyasal doğru akım güç kaynaklarıdır. Yakıt olarak, çoğunlukla doğal gaz, sıvı hidrokarbonlar ve yenilenebilir kaynaklardan elde edilen hidrojen kullanılmaktadır. Yakıt pili teknolojisi, ulaşım, taşınabilir ve yerleşik uygulamalar için yakın geleceğin önemli bir enerji üretim sistemi olarak görülmektedir ve bu yönde yoğun çalışmalar yapılmaktadır. Yakıt pilini avantajlı kılan en önemli özelliği, miliwatt seviyesinden Megawatt seviyesine kadar geniş bir güç kapasitesi aralığında yüksek verimle elektrik enerjisi üretebilmesidir. Bu geniş

güç aralığı, yakıt pili sistemlerinin modüler olarak dizayn edilebilmesinin sonucudur. İstenen güç seviyesine, yakıt pili aktif alanının ve hücre sayısının artması ile ulaşılabilmektedir.



Şekil 3.1 Yakıt pili çalışma prensibi

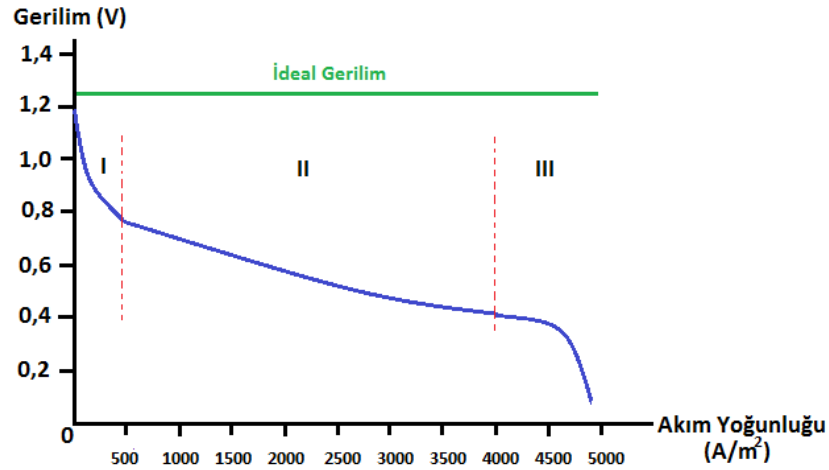
Yakıt pili sisteminin tek hücre bazında genel çalışma prensibini özetlemek gerekir ise, yakıt olarak anot tarafından hidrojen, katot tarafından ise oksijen veya hava beslenir. Anotta yükseltgenme, katotta ise indirgenme reaksiyonları gerçekleşir, protonlar aradaki membran tabakası üzerinden katot tarafına geçerken, elektronlar ise bipolar plakalara bağlanan yük üzerinden katot tarafına geçerek elektrik akımının geçişini sağlar (Şekil 3.1). Anot tarafı, katot tarafı ve genel kimyasal reaksiyon denklemleri sırası ile Eşitlik 3.1, 3.2 ve 3.3'te verilmektedir:



Anot ve katot reaksiyonları sırasında oluşan indirgenme potansiyel farkı 1,23 V değerindedir. Bunun anlamı, yakıt pilinde elektrokimyasal enerji dönüşümü sonrasında, tek bir hücreden elde edilecek açık devre geriliminin 1,23 V olmasıdır. Ancak, bu değer teorik hücre gerilimi değeri olup, uygulamada bu değere ulaşılması; aktivasyon, omik ve kütle taşıma kayıplarından dolayı mümkün değildir [13].

Tipik bir yakıt pili hücresinde gerilimin, akım yoğunluğuna göre değişimini gösteren polarizasyon eğrisi, Şekil 3.2’de verilmektedir. İlgili eğriyi 3 parçaya ayırarak ele alırsak;

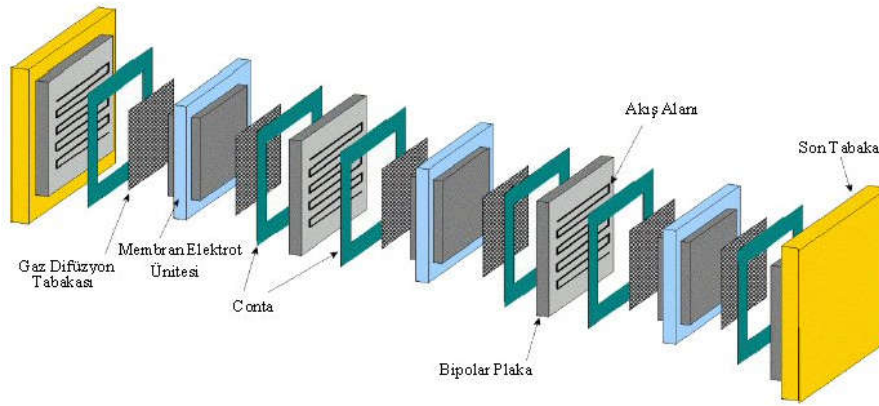
- I. bölgede en yüksek hücre gerilimi elde edilmekle beraber, yakıt pili çıkışına yük uygulandığında, gerilim değeri düşmeye akım değeri artmaya başlar. Bu bölgedeki kayıplar, aktivasyon kayıpları olarak nitelendirilmektedir.
- II. bölge ise gerilim düşümünün akım yoğunluğu ile lineer olarak değiştiği bölgedir. Bunun sebebi, yakıt pili bileşenlerinin omik kontakından dolayı çıkış geriliminin sınırlandırılmasıdır. Yakıt pilinin optimum çalışma aralığı bu bölgenin orta noktası olarak gösterilebilecek 0,5-0,6 V gerilim bölgesine tekabül etmektedir.
- III. bölgede ise akım değeri artmasına rağmen, çıkış geriliminin hızlı olarak değiştiği ve azaldığı görülmektedir, bunun sebebi çok yüksek akım yoğunluklarında gaz transfer verimliliğinin düşmesidir. Bu bölge, kütle taşınma kayıplarının yüksek olduğu bölgedir [99].



Şekil 3.2 Yakıt pili polarizasyon eğrisi

Genel hatları ile değerlendirildiğinde, yakıt pili düşük gerilimli ve yüksek akımlı bir doğru akım güç kaynağıdır. Yakıt pili sistemlerinde tek bir hücrenin gerilimi, o hücrenin güç performansından bağımsızdır ancak akım yoğunluğu ise, tamamen o yakıt pilinin aktif alanının büyüklüğüne, membran elektrot ünitesinin elektrokimyasal özelliklerine, sistem entegrasyonuna ve işletim şartlarına bağlıdır.

Bir yakıt pili hücresi esas olarak 3 ana bileşenden oluşur. Bunlar, membran elektrot ünitesi, iki adet gaz difüzyon tabakası ve iki adet bipolar plakadır. Ayrıca hücre içindeki sızdırmazlık, teflon conta kullanılarak sağlanmaktadır. Reaktan gazlar, bipolar plakalar üzerine işlenmiş akış kanalları aracılığı ile membran elektrot ünitesine difüz etmekte ve elektrokimyasal enerji dönüşüm reaksiyonunu gerçekleştirmektedir [100]. Uygulamanın gereksinimlerine göre istenilen düzeyde çıkış gerilimi ve akımı sağlanması için Şekil 3.3'te gösterildiği üzere yakıt pili hücreleri birbirine seri şekilde entegre edilir ve modül oluşturulur.



Şekil 3.3 Yakıt pili modülü ve alt bileşenleri

Yakıt pillerinin avantajları genel olarak aşağıdaki şekilde özetlenebilir [101]:

- Doğrudan enerji dönüşümü sağlamaktadırlar
- Enerji yoğunlukları yüksektir
- Yakıt beslendiği sürece kesintisiz güç çıkışı sağlayabilirler
- Enerji dönüştürücüde hareketli parça bulundurmazlar
- Boyutlandırma ve tasarım esnekliğine sahiptirler, bu nedenle uygulama alanları geniştir
- Sessiz çalışırlar
- Yüksek verimlidirler ve kısmi yükte verim değeri düşmez
- Uzaktan işletim imkânı vardır
- Düşük emisyonludurlar, yakıt olarak saf hidrojen kullanıldığında atık olarak sadece ısı ve su oluşur

Yakıt pillerinin güç sistemlerinde kullanım alanı bulmasını sağlayan en önemli özelliklerinden biri de, konvansiyonel batarya türlerinin çoğuna performans, ağırlık, hacim açısından üstünlük sağlamasıdır. Yakıt pillerinin, teknik açıdan diğer batarya sistemleri ile karşılaştırılmasına ilişkin veriler Tablo 3.1’de verilmektedir.

Tablo 3.1 Yakıt pili ve çeşitli bataryaların teknik özellikleri [12]

Enerji Sistemi	Enerji Yoğunluğu (Wh/kg)	Güç Yoğunluğu (W/kg)	Enerji Yoğunluğu (Wh/L)	Güç Yoğunluğu (W/L)	Güç Düzeyi	Deşarj Süresi	Kendi Kendine Deşarj Süresi/Gün
Kurşun Asit Batarya	30-50	75-300	50-80	10-400	0-20 MW	saniyeler-saatler	%0,1-0,3
NiCd Batarya	50-75	150-300	60-150		0-40 MW	saniyeler-saatler	%0,2-0,6
NaS Batarya	150-240	150-230	150-250		50 kW-8 MW	saniyeler-saatler	%20
Zebra Batarya	100-120	150-200	150-180	220-300	0-300 kW	saniyeler-saatler	%15
Lityum İyon Batarya	75-200	150-315	200-500		0-100 kW	dakikalar-saatler	%0,1-0,3
Yakıt Pili	800-10.000	500+	500-3.000	500+	0-50 MW	saniyeler-24 saat ve üstü	%0

Tablo 3.1’den de görüleceği üzere, yakıt pillerinin kendi kendine deşarj gibi bir sorunu yoktur çünkü yakıt beslendiği sürece enerji üretirler, yakıt pillerinden kesintisiz enerji eldesi için uygun miktarda yakıt depolamak yeterlidir. Bir yakıt pili tipik bir bataryadakine benzer bileşenlere ve karakteristiğe sahip olduğu halde, birçok bakımdan ayrı özellikleri bulunmaktadır. Konvansiyonel bataryalar birer enerji depolama aletidir ve verebilecekleri maksimum enerji ise pilin içine depolanmış kimyasal maddelerin miktarı ile belirlenmektedir. Bataryanın içindeki kimyasal maddelerin dönüşümü yani reaksiyon bittiğinde pilin ömrü tükenmekte yani atılmaktadır. İkincil pillerde ise kimyasallar tekrar yükleme yapılmak suretiyle rejenere edilmektedir yani reaksiyon geri çevrilmektedir ve bu da pilin içine dış bir kaynaktan enerji aktarmak anlamına gelmektedir. Öte yandan, yakıt pili teorik olarak elektrotlara yakıt ve oksitleyici beslendiği sürece elektrik üretme kapasitesine sahip enerji dönüşüm sistemidir. Gerçekte, zamanla performansta azalma, korozyon, bileşenlerin ömrü gibi nedenlerle yakıt pillerinin işletim ömürleri sınırlı olsa da, diğer enerji kaynaklarına göre daha uzundur [100-102].

Yakıt pilleri genel olarak kullandıkları elektrolit tipine göre isimlendirilmektedir, her bir yakıt pili türünün farklı reaktanları ve çalışma sıcaklıkları vardır. Yakıt pili çeşitlerinin sahip olduğu spesifik özelliklere istinaden farklı uygulama alanları mevcuttur. Bu kapsamda yer alan bilgiler Tablo 3.2 ve Tablo 3.3'te sunulmaktadır.

Tablo 3.2 Yakıt pili türleri ve özellikleri [102,103]

Yakıt Pili	Elektrolit	Çalışma Sıcaklığı (°C)	Yakıt	Oksitleyici	Verim (%)
Polimer Elektrolit Membranlı YP	Proton iletken elektrolit	30-100	En az %60 saflıkta veya doğrudan saf Hidrojen	Oksijen veya Hava	40-60
Alkali YP	Potasyum hidroksit çözeltisi	90-100	Doğrudan Hidrojen	Oksijen	60
Direkt Metanol YP	Polimer elektrolit membran	20-90	CH ₃ OH	Oksijen veya Hava	20-30
Fosforik Asit YP	Sıvı fosforik asit	150-200	Doğalgaz, Biyogaz, Hidrojen	Oksijen veya Hava	55
Katı Oksit YP	Erimiş alkali metal karışımı	800-1.000	Doğalgaz, Biyogaz, Kömür gazı, Hidrojen	Oksijen veya Hava	60-65
Erimiş Karbonlu YP	Alkali karbonatlar	620-660	Doğalgaz, Biyogaz, Kömür gazı, Hidrojen	Oksijen veya Hava	65

Tablo 3.3 Yakıt pilinin uygulama özelliklerine göre değerlendirilmesi [101-103]

Yakıt Pili	Modül Kapasitesi	Uygulama Alanları	Güçlü Yönleri	Zayıf Yönleri
PEMYP	50 W-100 kW	-Taşınabilir güç -Dağıtık güç -Kojenerasyon -Ulaşım	-Düşük işletim sıcaklığı -Çabuk devreye alma ve yük takibi	-Yüksek maliyetli katalizör -Yakıt safsızlığı hassasiyeti
AYP	1-100 kW	-Askeri / Uzay -Taşınabilir güç -Ulaşım	-Düşük bileşen maliyeti -Düşük işletim sıcaklığı -Çabuk devreye alma	-Yakıtta ve havadaki CO ₂ oranına duyarlılık -Elektrolit yönetimi ve iletkenliği
FAYP	5-400 kW	-Dağıtık güç	-Kojenerasyon uygulamalarına uygun -Yakıt safsızlığına karşı yüksek tolerans	-Yüksek maliyetli katalizör -Uzun devreye alma süresi -Sülfür hassasiyeti
EKYP	300 kW-3 MW	-Elektrik şebekesi -Dağıtık güç	-Yüksek verim -Yakıt esnekliği -Kojenerasyon uygulamalarına uygun -Gaz/türbin çevrimi uygulamalarına adapte olma	-Yüksek sıcaklıklarda hücre komponentlerinin korozyona uğraması ve tahrip olması -Uzun devreye alma süresi -Düşük güç yoğunluğu
KOYP	1 kW- 2 MW	-Yardımcı güç kaynağı -Elektrik şebekesi -Dağıtık güç	-Yüksek verim -Yakıt esnekliği -Kojenerasyon uygulamalarına uygun -Gaz/türbin çevrimi uygulamalarına adapte olma	-Yüksek sıcaklıklarda hücre komponentlerinin korozyona uğraması ve tahrip olması -Uzun devreye alma süresi -Düşük güç yoğunluğu -Kısıtlı sayıda açma/kapama çevrimi yapılabilmesi
DMYP	20-100 W	-Taşınabilir güç	-Düşük işletim sıcaklığı -Çabuk devreye alma ve yük takibi -Sıvı yakıt depolama kolaylığı	-Düşük güç yoğunluğu -Düşük verim

Yakıt pili türlerinin tüm performans ve işletim özellikleri; literatür araştırmasında yer alan verilerle birlikte İHA uygulamalarına uygunluk açısından değerlendirildiğinde, PEM yakıt pilinin diğer yakıt pili türlerine üstünlük sağladığı görülmektedir. Düşük işletim sıcaklıklarında, yüksek elektriksel verime sahip, modül güç yoğunluğu 500 W/kg, enerji yoğunluğu 800-10.000 Wh/kg seviyelerine

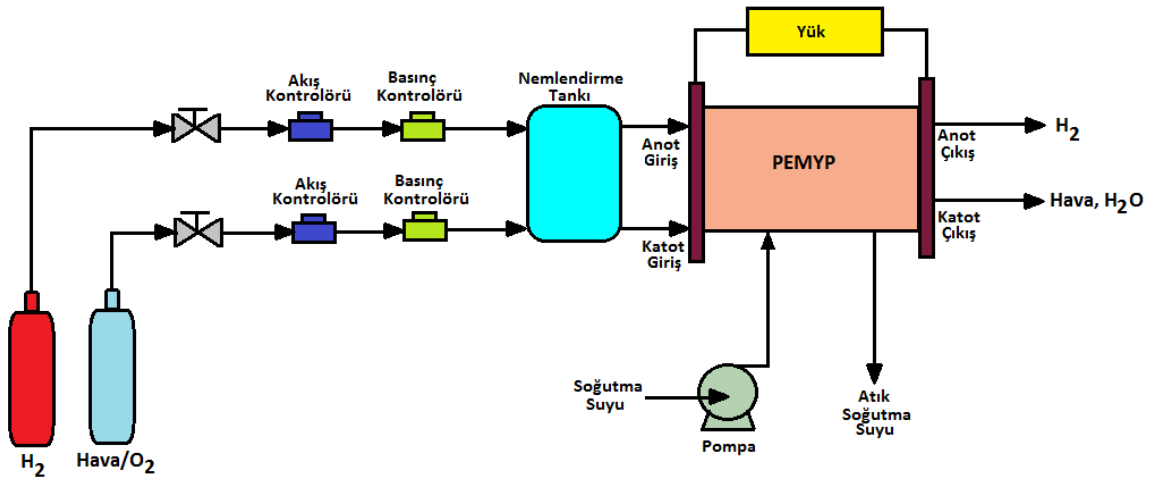
varabileceği öngörülen, hızlı devreye alınıp, hızlı yük takibi yapabilen, kısmi yüklerde verim kaybı yaşamayan PEM yakıt pilleri, İHA uygulamalarında tahrik sisteminin enerjilendirilmesi açısından en gelecek vaat eden çözümlerden biri olarak görülmektedir.

3.3 İHA’larda Kullanılan PEM Yakıt Pili Sistemleri

Bu bölümde özel olarak İHA uygulamaları için geliştirilmiş PEM yakıt pili sistemleri hakkında bilgi verilmesi amaçlanmaktadır. Öncelikle standart bir PEM yakıt pili sistemi incelenecektir ve ardından İHA için tasarlanması gereken özel PEMYP, kontrol parametreleri ve bu kapsamda dünya çapında gerçekleştirilen başlıca uygulamalardan örnek çalışmalar sunulacaktır.

3.3.1 Geleneksel PEM Yakıt Pili Sistemi

Şekil 3.4’te tipik bir PEM yakıt pili sisteminin genel işletim şeması verilmektedir. PEM yakıt pili sistemleri anot reaktanı olarak saf hidrojen, katot reaktanı olarak da oksijen veya hava kullanmaktadır.



Şekil 3.4 PEM yakıt pili işletim sistemi

Yakıt piline beslenecek olan reaktan gazlar; uygun basınçta ve ideal stokiometriyi sağlayacak debide yakıt kaynağından çekildikten sonra nemlendirme ünitesine beslenirler, nemlendirme ünitesinin çıkışından sonra ise gazlar yakıt pilinin anot ve katot girişlerine beslenir. Güç üretim reaksiyonundan sonra, yük üzerinden elektrik akımı geçmeye başlar, reaksiyona giremeyen gazlar ise ortamdan uzaklaştırılır ya da geri kazanılarak tekrar sisteme beslenebilir.

3.3.1.1 Geleneksel PEM Yakıt Pili Sistemi İşletim Parametreleri

Yakıt pili çıkışından alınabilecek en yüksek performansın alınması ve uzun ömürlü olması, yakıt pili komponentlerinin ve yan sistemlerinin kontrollü bir şekilde işletilmesi ile mümkündür. Yakıt pili performansını doğrudan etkileyen en önemli işletim parametreleri aşağıda sıralanmaktadır [104-106]:

- **Çalışma Basıncı**

Bir yakıt pili, reaktan gazların ortam basıncında veya basınçlandırılmış şekilde beslenmesi ile çalıştırılabilir. Genellikle yakıt pili performansı, basıncın artması ile yükselmektedir. Bununla birlikte gazın yüksek basınç altında depolanması ise sistemin toplam verimini düşürücü etkiye sahiptir. Gazların basınçlandırılarak verilmesi aynı zamanda her bir hücredeki su yönetimini değiştirmektedir, bu nedenle yakıt pili çalışma koşullarını sistemin tümünü göz önüne alarak analiz etmek gereklidir. Beslenen yakıtın kompozisyonu, gaz difüzyon tabakasının yayılım seviyesi, plakalar üzerindeki akış kanalının tasarımı gibi faktörler, reaktan gazların basıncını doğrudan etkilemektedir. Doyma basıncının değeri ise sabit çalışma sıcaklığı altında değişmediğinden, bu durum oksitleyici reaktanın mol oranının artan basınçla birlikte yükselmesine sebep olabilir.

- **Çalışma Sıcaklığı**

PEM yakıt pili işletiminde bir diğer önemli husus da modülün içindeki ısı dağılımının iyi yönetilmesidir. Yüksek sıcaklıklarda çalışmak yakıt pilinin verimini artıran bir faktördür ancak her yakıt pili tasarımı birbirine göre farklılıklar gösterdiğinden, her yakıt pili modülünün de farklı seviyelerde optimum çalışma sıcaklıkları söz konusudur. Yakıt pili, egzotermik reaksiyonla güç üreten bir sistem olduğundan, güç üretirken yan ürün olarak ısı da üretilmektedir ve sıcaklığın arzu edilen çalışma aralığında kalabilmesi için bu ısının da kontrol edilmesi gerekmektedir.

Proton iletken membran, ısı yönetime karşı en duyarlı olan hücre bileşenidir ve yakıt pilinin optimum performans verebilmesi, aynı zamanda uzun ömürlü olabilmesi membran elektrot ünitesinin uygun koşullarda işletilmesi ile mümkündür. Ayrıca, bipolar plakalardaki sıcaklık dağılımının homojen hale getirilmesi, güçlü termal gradyenlerin oluşumunu azalttığından modül ömrünü

uzatır. Bu amaçla modülün uygun ısı şartlara getirilmesi için kontrollü sıvı soğutmalı veya fan soğutmalı yan sistemler kullanılmalıdır.

- **Reaktanların Nemlilik Oranı**

Gazların nemlendirilmesi ve su yönetimi yakıt pili performansını doğrudan etkilemektedir. Nem oranı yetersiz ise membranın iletkenliği düşer ve sabit gerilim altında yüklenen yakıt pilinin çıkış akımı gitgide azalır. Bununla beraber fazla nem oranı ise suyun elektrottan taşmasına ve aktif yüzey alanının azalmasından dolayı yine sabit gerilim altında gitgide düşen akım performansına sebep olacaktır. Bu durumların önüne geçmek için nemlendirici ünitesinin ısı ve su yönetimi optimize edilmelidir.

- **Reaktanların Akış Oranları**

Yakıt pili içerisine beslenen reaktan gazların molar akış tüketim oranı olan $\dot{n}$, Faraday Kanunları baz alınarak, Eşitlik 3.4 ve 3.5'teki gibi hesaplanır [107]:

$$\dot{n}_{O_2} = \frac{I \cdot N}{4F} \quad [\text{mol/s}] \quad (3.4)$$

$$\dot{n}_{H_2} = \frac{I \cdot N}{2F} \quad [\text{mol/s}] \quad (3.5)$$

Yukarıdaki eşitliklerde I : elektrik akımı, N : tekli hücre sayısı, F : Faraday sabiti olup, 2 katsayısı 1 mol hidrojenin oksidasyonu için yer değiştiren elektron sayısı, 4 katsayısı ise 1 mol oksijenin indirgenmesi için yer değiştiren elektron sayısıdır.

Stokiyometri λ ise, yakıt piline beslenen reaktanların, yakıt pili içinde harcanan reaktanların birbirine oranıdır ve Eşitlik 3.6'daki gibi ifade edilmektedir:

$$\lambda = \frac{\dot{n}_{beslenen}}{\dot{n}_{harcanan}} \quad (3.6)$$

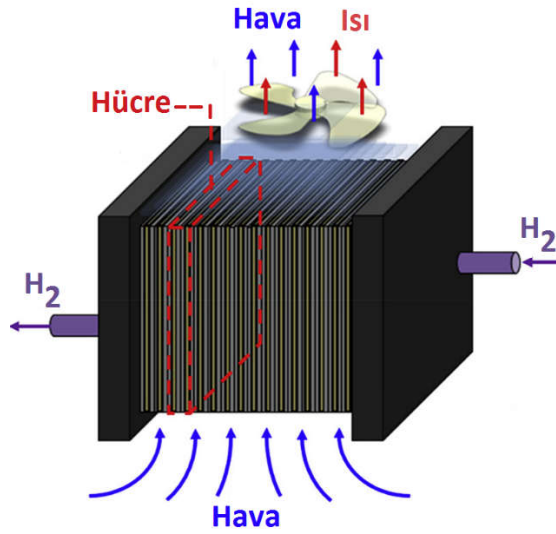
Stokiyometri değeri, yakıt pili tasarımı ve modüldeki su yönetimi gibi nedenler dolayısı ile her zaman 1 değerinden büyüktür.

Oksijen ve hidrojen miktarları sisteme her zaman, yükün talep ettiği akım seviyesinin gerektirdiği ölçüde beslenmelidir. Eğer stokiyometri, çalışma süresi boyunca sabit değerde tutulacak ise bir çalışma periyodu boyunca akış oranları değişken seviyelerde olacak demektir. Sistem atmosferik basınç altında çalışacak olsa bile, gazların akış kanallarına nüfuz ederek, orada biriken suyu dışarı

itebilmesi için atmosferik basıncın biraz daha üstünde beslemeye ihtiyaç vardır. Gazların beslenmesi için gerekli bu ek basınç 0,07-0,14 bar aralığındadır.

3.3.2 Hava Solumalı PEM Yakıt Pilleri

Özellikle İHA platformu gibi ağırlık ve hacim kısıtlamaları bulunduran uygulamalarda hava solumalı PEM yakıt pilleri uygun bir çözüm olarak öne çıkmaktadır. Bu yakıt pili türünün geleneksel PEM yakıt pilinden en büyük farkı, oksitleyici olan reaktanın yani havanın, aktif veya pasif yöntemler ile doğrudan yakıt pili modülüne beslenmesidir.

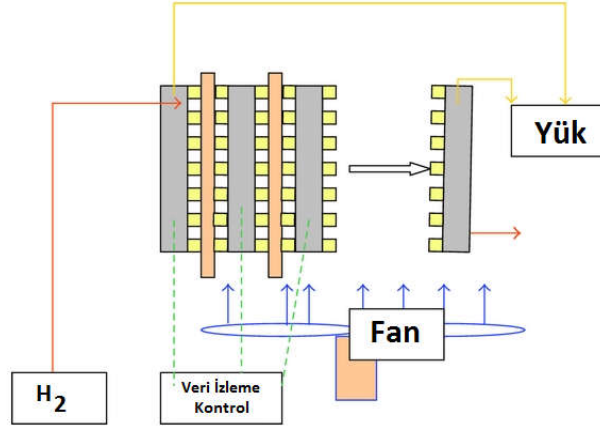


Şekil 3.5 Hava solumalı PEM yakıt pili sistemi genel yapısı [108]

Şekil 3.5'te hava solumalı bir yakıt pili sisteminin genel çalışma yapısı gösterilmektedir. Burada yakıt pili, oksitleyici olan havayı doğrudan ortamdan almakta, hidrojen de yine geleneksel PEM yakıt pili sisteminde olduğu gibi anot girişine verilmektedir. Modül üzerindeki fan ise reaksiyon sonucu oluşan ısıyı uzaklaştırmaktadır. Bu yapı, pasif beslemeli, hava solumalı ve hava soğutmalı bir PEM yakıt pili sistemidir.

Aktif olan hava solumalı yakıt pilinde ise fan kapasitesi arttırılarak hem havanın kontrollü ve daha yoğun bir şekilde alınması hem de yakıt pilinin hava aracılığı ile soğutulması mümkündür. Şekil 3.6'da bu tip bir sistemin genel yapısı verilmiştir. Bu sistemlerde ayrıca harici bir nemlendirme ünitesi olmadığı için yakıt hücresindeki membranlar "kendinden nemlendirmeli" yapıda olmalıdırlar. Soğutma amacı ile yakıt pili modülünün içine metal veya grafit soğutucu plakaların

da dahil edilmesi ve buna uygun özel mekanik tasarımın gerçekleştirilmesi gerekmektedir. Hava solumalı yakıt pillerinde plakalardaki ısıl dağılım, homojenliğini kaybetmeye daha meyillidir [109,110].



Şekil 3.6 Aktif hava solumalı PEM yakıt pili sistemi

Bu tip yakıt pillerinin en önemli dezavantajı, sürekli beslenen hava nedeni ile membranın kuruması, modüldeki su ve ısı yönetiminin zorlaşması ve kısa kullanım ömürleridir.



(a)

(b)

Şekil 3.7 (a) MES DEA 250 W yakıt pili (b) Horizon 200 W yakıt pili [110]

MES-DEA ve Horizon firmalarının ticari olarak ürettiği, hava solumalı ve soğutmalı ticari yakıt pili modülleri Şekil 3.7'de gösterilmektedir. MES-DEA'nın 250 W yakıt

pilinde katot tarafına hava, üfleyici bir fan aracılığıyla verilmektedir, yakıt pilini soğutmak için ise ayrıca bir fan kullanılmaktadır [110]. Horizon firmasının ürettiği yakıt pilinde ise 2 adet fan kullanılarak hem yakıt pili soğutulmakta hem de katot tarafına gerekli hava sağlanmaktadır [111]. Ancak her iki yakıt pilinin de en büyük dezavantajı kullanım ömürleridir. Horizon firması ürettiği yakıt pili için 500 saatlik ömür vermektedir. Her iki yakıt pilinde de grafit plakalar yerine katot tarafında metal plakalar kullanılmıştır. Metal plakaların grafit plakalara göre ömürleri korozyondan dolayı çok daha az olmaktadır. Bu nedenle literatürde metal kaplama üzerine yapılan çalışmalar devam etmektedir ve hedef, yakıt pilinin kullanım ömrünü en az 5.000 saate kadar arttırmak yönündedir [110].

3.3.2.1 Hava Solumalı PEM Yakıt Pillerinin İşletim Parametreleri

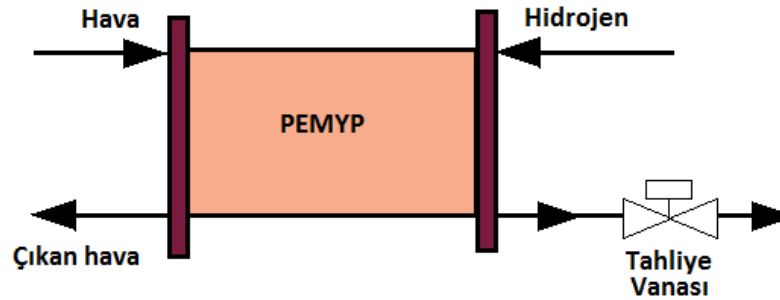
Geleneksel PEM yakıt pili sistemlerinin işletim parametreleri olan;

- Çalışma basıncı
- Çalışma sıcaklığı
- Reaktanların nemlilik oranı
- Reaktanların akış oranları

hava solumalı yakıt pilleri için de önemli işletim kriterleridir. Ancak harici nemlendirme, sıvı soğutma, katot reaktanının basınçlandırılmasına yönelik alt bileşenler bu yakıt pilinde yoktur. Dolayısı ile bu sistem hacim ve ağırlıkça oldukça küçülecektir ve sistemin veri izleme ve kontrol yapısı daha basit hale gelecektir. Sistemin hem katot havasının beslenmesi, hem soğutulması hem de modül iç sıcaklığının uygun seviyelerde tutulması, fanların hızlarının etkin şekilde kontrol edilmesi ile mümkün olacaktır [112].

Hava solumalı yakıt pillerinde ayrıca yakıtın olabilecek en üst seviyede kullanımı oldukça önemlidir. Özellikle elektrikli araç ve İHA gibi platformlarda, “ölü uç çalışma modu” olarak adlandırılan; yakıt pilinin anot tarafının belli periyotlar ile kapatılması ile yakıt kullanımında %100 oranına ulaşılması hedeflenmektedir. PEM yakıt pillerinde açık uçlu işletimde, yakıt beslendikten sonra reaksiyondan sonra kullanılmayan hidrojen, anot çıkışından dışarı atılmaktadır, bu ise yakıtın etkin kullanılmaması ve ortama hidrojen salımına neden olmaktadır. Bu durumların üstesinden gelmek için Şekil 3.8’de gösterildiği gibi yakıt pilinin anot

çıkışına kontrollü tahliye vanası konularak etkin yakıt kullanımı ve yakıt pili performansında artış hedeflenmektedir [113,114].



Şekil 3.8 PEM yakıt pili ölü uçlu çalışma durumu

3.4 Bölüm Değerlendirmesi

Geleneksel bir PEM yakıt pilinin uygun şartlarda çalıştırılması için pek çok alt bileşen ihtiyacı bulunmaktadır ancak İHA gövdesi içinde uyulması gereken ağırlık ve hacim kısıtlamaları, bu denli büyük bir sistemin eksiksiz yerleşimi için uygun değildir. Öncelikle reaktanların sisteme beslenmesi aşamasında basınçlı tüp kullanımı ağırlık ve hacim açısından sisteme yük getirmektedir, ayrıca basınçlı tüpler ağırlıkça %2-3 oranında hidrojen depolayabildikleri için sistemin enerji yoğunluğunu büyük ölçüde düşürücü etkisi bulunmaktadır. Katot tarafında da hava beslemesi kompresör ile yapılabilirken, İHA içinde kompresör gibi gürültü oranı yüksek bir motor yük tercih edilmemektedir.

Tablo 3.4'te İHA uygulamalarında kullanıma uygun ticari yakıt pili sistemleri gösterilmektedir. Şekilde yer alan tabloda, güç yoğunlukları verilmekle beraber, bir yakıt pili sisteminin enerji yoğunluğu; sistemde depolanan yakıtın miktarı ve alt sistem bileşenlerinin tasarımı ile doğrudan ilişkilidir. PEM yakıt pilinin anot yakıtı olarak doğrudan hidrojen kullanması ve hidrojenin enerji yoğunluğunun yüksek olması gibi nedenlerden ötürü yakıt pili sistemi enerji yoğunluğunun lityum polimer bataryalardan yüksek olması beklenmektedir.

Mini ve küçük taktik İHA uygulamalarında ise platform gövdesindeki hacim ve ağırlık kısıtlamalarından dolayı tüm alt sistemlerin yerleşimi oldukça güçtür. Bu tür uygulamalarda; hava solumalı, hava soğutmalı ve kendinden nemlendirmeli membran bileşenlerine sahip olan PEM yakıt pilleri düşük güçlü uygulamalar için iyi bir enerji kaynağı alternatifidir.

Tablo 3.4 İHA uygulamalarında kullanılabilecek ticari yakıt pili sistemleri [76]

Üretici/Model	Tip	Güç (W)	Güç Yoğunluğu (W/kg)	Hacimsel Güç Yoğunluğu (W/L)	Ek Bilgi
BCS Fuel Cell	PEM	500	52	-	-
Energyor EPOD EO-310-XLE	PEM	310	78,5	-	Tank ve yakıt dahil
Energyor EPOD EO-210-XLE	PEM	210	57,5	-	Tank ve yakıt dahil
Energyor EPOD 410-LE	PEM	410	120,6	-	Tank ve yakıt dahil
Horizon Aerostack A-200	PEM	200	400	278	Yan sistemler dahil
Horizon Aerostack A-500	PEM	500	434	162	Yan sistemler dahil
Horizon Aerostack A-1000	PEM	1.000	571	224	Yan sistemler dahil
Lynntech Gen IV	PEM	5.000	250	263	-
Protonex Procore	PEM	200	74	71,5	-
Protonex Procore VI	PEM	800	1.961	-	-
Protonex UAV C-250	PEM	250	208	185	-
Protonex Ion Tiger	PEM	550	550	-	-
Spectronik FLY-150	PEM	150	326,1	-	Kontrolör dahil
Spectronik FLY-200	PEM	200	400	-	Kontrolör dahil
Spectronik FLY-300	PEM	300	545,5	320,7	Kontrolör dahil
Ultra Electric AMI Roamio	KOYP	245	96,1	-	Tank ve yakıt dahil
UTRC Rotorcraft	PEM	1.200	675	-	-

HİDROJEN DEPOLAMA VE ÜRETİM SİSTEMLERİ

4.1 Giriş

Günümüzde yakıt pilli itki sistemleri, İHA platformlarında kendine başarı ile uygulama sahası bulmaktadır. Bununla birlikte araştırmalar, bu sistemlerin performansını ve yeteneklerini iyileştirme üzerine yoğunlaşmaktadır. Bu anlamda ilgili çalışmalar iki ana başlıkta kategorize edilebilir [76]:

- Hidrojen depolama ve üretimi
- Güç yönetimi ve hibrit yapıların oluşturulması

Çoğu yakıt pilli İHA, yakıt olarak hidrojen kullanmaktadır ancak hidrojenin güvenli ve verimli bir şekilde depolanması veya üretilmesi, tasarımında ağırlık ve hacim kısıtlamaları olan İHA ve uzay araçları için en büyük uygulama zorluklarından biridir. Hidrojen gazı, standart basınç ve sıcaklık şartları altında yalnızca 0,089 kg/m³ gibi düşük yoğunluğa sahip olduğundan bu gazın uçuş süresince yetecek hacimde depolanması ve taşınması için alternatif yöntemler bulunmaktadır. Bu yöntemler:

- Basınçlandırılmış hidrojen gazı
- Sıvı hidrojen
- Kimyasal yöntemler ile hidrojen üretimi

olarak sayılabilir [110,115,116].

Bu bölümde ilgili yöntemler hakkında bilgiler verilerek, İHA uygulamaları için uygunlukları değerlendirilecektir.

4.2 Basınçlandırılmış Hidrojen Gazı

Hidrojen depolanmasının bilinen en yaygın ve basit yolu hidrojenin basınçlandırılmış tüpler içinde depolanmasıdır. Bu tüpler içinde hidrojen, 350 bar'dan 700 bar değerine kadar basınçlandırılmış şekilde depolanabilir. Ancak bu depolama yönteminde ağırlıkça depolama verimi çok düşük olup, çelik silindir

tüpler için bu verim %1-3 oranındadır [116,117]. Alüminyum iç astarlı veya astarsız üretilmiş kompozit tanklar vasıtası ile bu ağırlıkça düşük depolama verimi çok az oranda arttırılmıştır [80].

Çok yüksek gaz basınçları, özel dolum ekipmanları ve dolum istasyonları da gerektirmektedir. Basınçlandırılmış tanklar alanında yapılan en önemli çalışmalardan biri Ion Tiger programını yürüten NRL (Naval Research Laboratory) bünyesinde gerçekleştirilmiştir ve Şekil 4.1’de gösterilen alüminyum iç astarlı, karbon fiber kompozit malzemeden özel üretim yüksek basınçlı tank imalatı yapılmıştır. 4,1 kg ağırlığındaki bu tank, 350 bar basınç altında 500 g hidrojen depolama kapasitesine sahiptir ve bu tank sayesinde ağırlıkça hidrojen depolama oranı %13 seviyesine çıkmaktadır [80]. Bu değerler, daha önce Spider Lion programı için geliştirilen kompozit tanktan 10 kat daha fazla depolama miktarı elde edilmesi anlamına gelmektedir [81].



Şekil 4.1 Spider Lion ve Ion Tiger programları için geliştirilen özel tanklar [76]

Küçük hacimlerde ağırlıkça yüksek seviyelerde hidrojen gazı basınçlandırmak için, sağlam yapılı valfler ve basınç regülatörleri gibi dolum düzenleyici donanımlar son derece önemlidir. Bu tip küçük ve yüksek basınç dayanımlı regülatörlerin ticari olarak temin edilmesi oldukça güçtür ancak Horizon Enerji firması titanyum malzemeden ultra hafif regülatör üretmiştir. Bu regülatörün ağırlığı 175 gram olup, 300 bar basınç altındaki hidrojen gazını, dakikada 7 litre’ye kadar akış oranı ile 0,5 bar değerine 2 kademedede düşürmektedir [118]. NRL ise yürüttüğü programlar dahilinde Ion Tiger için kendi özel regülatörlerini üretmiştir [76].

Hidrojenin sıvı formda saklanması hacimsel yoğunluk verimini artırmakla birlikte, tank ağırlığında da önemli bir azalma sağlar. NRL'nin yaptığı analizler göstermektedir ki basınçlandırılmış hidrojen tankı ile 26 saat uçabilecek İHA, sıvılaştırılmış hidrojen sistemi ile 72 saat uçabilecektir [78]. Ion Tiger programı kapsamında gerçekleştirilen Dewar şişesi 1,326 kg hidrojen taşımakta ve benzer ebattaki basınçlandırılmış hidrojen tankının taşıyabileceği ağırlıktan 3 kat fazla hidrojen depolayabilmektedir [82]. Dewar şişesi; dış hacmi 31,6 L, iç hacmi 20,5 L, kuru kütlesi 3,7 kg olarak boyutlandırılmıştır, bu tasarım parametreleri ile ağırlıkça hidrojen taşıma veriminin %40'a çıkarılması amaçlanmıştır. Bu sisteme ait şematik gösterim Şekil 4.2'de verilmektedir.

NRL, bu tank ile 48 saat üstünde uçarak dünya uçuş rekorunu kaydetmiştir [78]. Ancak, tasarım kriteri olan 72 saatlik uçuş süresinin altında bir değer elde edilerek, toplam yakıt ağırlığının %60'ı yani 799 g hidrojen, itki sisteminde kullanılmıştır. Kullanılmayan yakıt, uçuşun %93'lük süresi boyunca periyodik tahliye hattından kaçak bir şekilde tahliye olmuştur. Bu durum göstermektedir ki, uçuşun menzili itki sistemine beslenen yakıt miktarı ile değil, kaçak olarak tahliye edilen yakıtın miktarı ile belirlenmiştir. Bu durum sıcak uçuş koşullarının oluşmasından dolayı, tankın ortam sıcaklığı 290,7 Kelvin iken, tankın dış yüzey sıcaklığının 278,4 Kelvin değerine çıkmasından kaynaklanmıştır [82].

Genii İHA platformunda kullanılmak üzere Hylium Industries firması ve Florida Güneş Enerjisi Merkezi tarafından da hacimsel yoğunluk verimi daha düşük ve çok katmanlı izolasyonlu bir tank tasarlanmıştır [121].

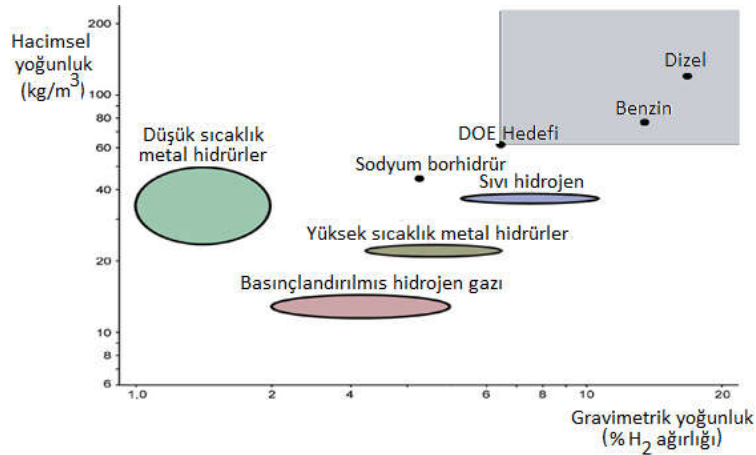
Bu tür sıvılaştırılmış gaz sistemlerinin kullanımına yönelik farklı programlarda çeşitli uygulamalar gerçekleştirilmiş olsa dahi günümüzde sıvı hidrojenle enerjilendirilmiş İHA'ların yaygınlaşabilmesi çok geniş bir altyapı gerektirdiğinden dolayı mümkün görünmemektedir. Hidrojen sıvılaştırma ünitesinde sıvılaştırılan hidrojen yine sıvı olarak taşınıp, kullanılacağı sahada sıvı olarak depolanmalıdır. Bu tür bir operasyonel altyapının uzaktan kontrol edilebilir hale gelmesi yakın gelecekte beklenmemektedir. İHA platformunda da Dewar şişesinin sürekli olarak ısı dengesi sağlanmasına yönelik yapılacak işlemler, tasarım ve kontrol zorluklarını da beraberinde getirmektedir. Bu tür bir sistem, İHA'nın operasyon kabiliyetini düşürme etkisine sahiptir [76,82].

4.4 Kimyasal Yöntemler ile Hidrojen Üretimi

Hidrojenin basınçlandırılması ve sıvılaştırılmasındaki güçlükler aynı zamanda kullanım esnasında karşılaşılan işletim sorunları nedeni ile alternatif hidrojen depolama tekniklerinden biri olan, hidrojenin metal ve kimyasal hidrürler aracılığı ile kontrollü olarak üretildiği proses sistemleri yeni bir araştırma alanı olarak öne çıkmaktadır.

Bir kimyasal hidrür olan sodyum borhidrürün hidrojen kaynağı olarak kullanılması ile hidrojen depolamanın tüm risk ve zorlukları ortadan kaldırılmış olur. Yanıcı veya patlayıcı olmayan, reaktörde birikmesi durumunda dahi bir patlama riski olmayan sodyum borhidrür çözeltisinin uygun bir katalizör aracılığı ile hidrolizi sonucunda hidrojen gazı elde edilmektedir. Sodyum borhidrürden hidrojen eldesi ve bu prosesin kontrolüne yönelik çalışmalar da güncel literatürde yerini almakta olup, ağırlık ve hacimce küçük, enerji yoğun sistemlerin tasarımı ve yakıt pili sistemlerine entegrasyon çalışmaları yapılmaktadır [21,22, 23].

Sodyum borhidrürün hidrojen depolama kapasitesi ağırlıkça %10,6 değerinde olup, diğer yakıt türleri ile hidrojen taşıma kapasiteleri açısından karşılaştırıldığında avantajlı bir konumda olduğu tespit edilebilir (Şekil 4.3).



Şekil 4.3 Yakıtların hidrojen taşıma kapasiteleri [122]

Çeşitli yakıtların, enerji yoğunluklarının ağırlıkça ve hacimce karşılaştırma bilgileri ise Tablo 4.1’de verilmektedir.

Tablo 4.1 Çeşitli yakıtlara ait enerji yoğunluk verileri [123]

Yakıt	Enerji Yoğunluğu (Wh/kg)	Enerji Yoğunluğu (Wh/L)
Basınçlandırılmış Hidrojen Gazı (700 bar)	39.406	1.250
Sıvılaştırılmış Hidrojen	39.405	2.359
Doğalgaz	14.889	10
Sıvılaştırılmış Doğalgaz	14.889	6.167
Dizel	12.667	10.722
LPG	13.778	7.028
Benzin	12.889	9.500
Etanol	8.333	6.667
Metanol	5.472	4.333
Ni-MH Batarya	80	140-300
Li-İyon Batarya	100-243	250-731
Sodyum borhidrür	9.285	-

Hacimsel olarak sodyum borhidrürün diğer enerji sistemleri ile karşılaştırılmasına ait bir görsel de Şekil 4.4'te verilmektedir. Bu görselde, enerji dönüşüm reaksiyonunun tamamen kayıpsız olduğu varsayılarak 10 Wh mertebesinde enerji üretimi için harcanması gereken kaynak miktarlarının hacim olarak değerleri verilmektedir.

Sodyum borhidrürün, eşdeğer enerji kapasitesindeki sıvılaştırılmış ve basınçlandırılmış hidrojene nazaran daha düşük hacime sahip olduğu açıkça görülmektedir. Sodyum borhidrür, hem bu özelliği hem de 9.285 Wh/kg gibi yüksek bir enerji yoğunluğuna sahip olması sayesinde, hacim kısıtlaması olan platformlar için uygun bir enerji kaynağı olarak görülmektedir.

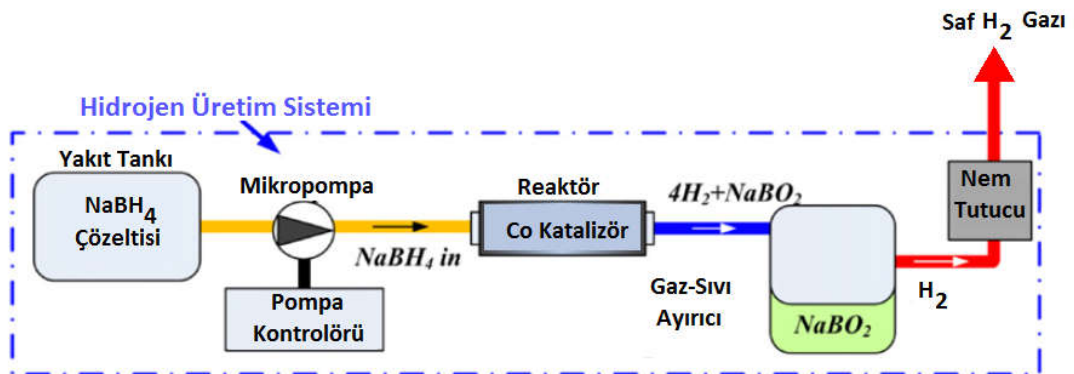


Şekil 4.4 Eşdeğer enerji kapasitesine sahip çeşitli kaynakların hacim değerleri [124]

Sodyum borhidrür oda sıcaklığında katı halde muhafaza edilebildiği için, depolama açısından da diğer kaynaklara göre oldukça avantajlıdır [21].

4.4.1 Sodyum Borhidrürden Hidrojen Üretim Sistemi

İHA platformlarına yönelik ilk sodyum borhidrürden hidrojen üretim sistemi tasarım ve üretim çalışmaları 2011 yılında Kim Taegyu tarafından yayınlanan bir çalışmada aktarılmıştır. Bu öncü çalışmada sodyum borhidrürün katalitik hidrolizi ile 100 W çıkışlı bir yakıt pilini beslemeye yönelik kontrollü bir hidrojen üretim sistemi üretilmesi amaçlanmıştır [23].

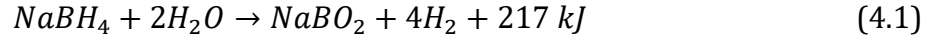


Şekil 4.5 Sodyum borhidrürden hidrojen üretim sistemi genel çalışma prensibi [23]

İlgili sistemin çalışma prensibi Şekil 4.5'te verilmektedir. Öncelikle alkali sodyum borhidrür çözeltisi mikropompa aracılığı ile katalizör yatağına beslenmektedir. Katalizör yatağına beslenen yakıt katalitik hidroliz reaksiyonu sonucunda; gaz formunda hidrojen ve sıvı borat (NaBO₂) olarak iki faza ayrılmaktadır. Üretilen

hidrojen, nem tutucu ünitesinde saflaştırıldıktan sonra yakıt piline beslenmeye uygun hale gelmektedir.

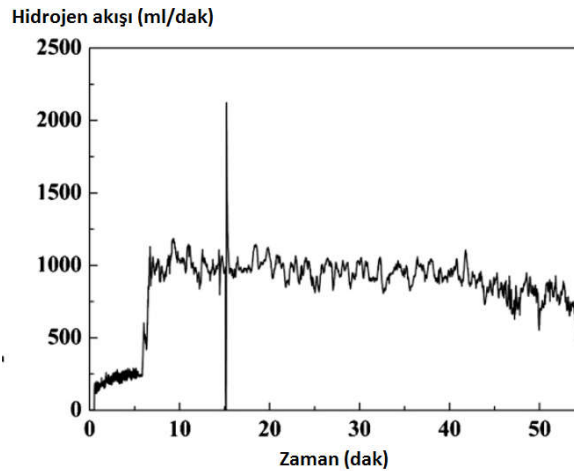
Karbon safsızlıkları içermeyen saf hidrojenin oluşumunu sağlayan reaksiyon, hidroliz reaksiyonudur [125,126]. Bu reaksiyon;



olarak ifade edilir.

Sodyum bor hidrürden hidroliz reaksiyonunun gerçekleşebilmesi için yüksek aktivitelerinden dolayı Pt, Ru, Pd gibi maliyetli soymetaller katalizör olarak kullanılmaktadırlar [127]. Bu elementlerin yanı sıra Co elementinin de NaBH₄ hidrolizi için yeterli aktiviteyi sağlayabilecek uygun maliyette bir katalizör olduğu yönünde çalışmalar mevcuttur [128].

Hidrojen üretim sisteminde 3 ml/dak yakıt besleme oranı ve Co tabanlı kataliör kullanılarak yakıt pili çıkışından 85 W güç elde edecek miktarda yani 1,071 l/dak akışa sahip saf hidrojen gazı üretilmiştir (Şekil 4.6).



Şekil 4.6 Hidrojen üretim sistemi akış verisi [23]

Bu reaksiyonun sürekliliğinin sağlanması ve sürecinin kontrolü için önemli proses verileri saptanarak, bilgisayar kontrollü veri izleme ve kontrol sistemi oluşturulmuştur. Sisteme ait sıcaklık, akış, basınç değerleri kontrol parametreleri olarak belirlenmiştir, sistemden uzaklaştırılması gereken metaboratın tahliyesi için kontrollü vana kullanılmıştır [129].

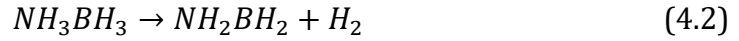
Bu tür bir yöntem ile üretilen gaz; basınçlandırılmış veya sıvılaştırılmış yöntemlerle depolanan hidrojenin aksine PEM yakıt piline ek bir işlem yapılmadan

nemli olarak beslenebilmektedir. Bu durum ise İHA platformlarında kullanılan hava solunmalı yakıt pilleri için tercih edilen bir yakıt besleme şeklidir.

4.4.2 Diğer Kimyasal Hidrürlerden Hidrojen Üretilmesi

Amonyum boran ve sıvı hidrokarbonlardan da hidrojen üretilmesi mümkündür.

Amonyum boran'dan hidrojen elde edilmesi reaksiyonu:



olarak ifade edilir.

Bu şekilde üretilen hidrojenin yoğunluğu %19,6 gibi ağırlıkça yüksek bir değer sağlamakla birlikte, reaksiyon 120-180 °C sıcaklık aralığında gerçekleşmekte ve reaksiyonun aktive olma süresi çok uzun zaman almaktadır [76,130].

Sıvı hidrokarbonlardan hidrojen elde edilmesi reaksiyonu ise;



olup, çıkışta oluşan karbondioksit gazı PEM yakıt pili için zehirleyici etkiye sahiptir.

4.5 Bölüm Değerlendirmesi

İHA uygulamaları açısından ele alındığında basınçlandırılmış tank ile hidrojen depolama yönteminin, ağırlık ve hacim yönünden kısıtlayıcı etkisi bulunmaktadır. Sıvılaştırılmış hidrojen ile depolama durumunda ise kriyojenik tankların iç ve dış ısı yönetiminin yapılmasındaki zorluklar nedeniyle oluşan yakıt kaçakları uçuşun süresini önemli ölçüde etkilemektedir. Her iki sistemde de gazın doldurulması için tesis kurulumu gerekli olup, basınç düşürücü regülatörler gibi yüksek maliyetli ekipmanlar gereklidir. Hidrojenin sodyum borhidrür aracılığı ile üretiminde ise katı halde oda sıcaklığında depolanabilen bir kimyasaldan, uçuş esnasında yüksek saflıkta hidrojen üretimi yapılması ve yakıt piline beslenmesi imkânı vardır. Reaksiyon esnasında; yakıtın beslenmesi, sıcaklık, basınç, akış, tahliye hatlarına yönelik geliştirilecek ek mekanizmalar ve bunların etkin bir algoritma ile kontrol edilmesi sayesinde, ağırlıkça ve hacimce enerji yoğunluğu yüksek seviyelerde olan sodyum borhidrürden İHA platformlarında enerji kaynağı olarak faydalanılması mümkün görünmektedir.

5.1 Giriş

Yakıt pilleri, en yüksek gerilim değerini yüksüz durumda veren ve yüklendikçe akım değeri artarken gerilim değeri düşen bir doğru akım (DC) güç kaynağıdır. Yakıt pilinin güç sağlayıcı olarak yer aldığı uygulamalarda, yakıt pili çıkış gerilimi ve akımı değerlerinin, yükün ihtiyacı olan gerilim ve akım değerleri ile uyumlu hale getirilmesini sağlayan sistem, “Güç Yönetim Sistemi” olarak nitelendirilmektedir.

Yakıt pili sistemleri yüksek enerji yoğunluğuna sahip elektrokimyasal güç kaynaklarıdır ve bu yönü ile konvansiyonel batarya gruplarına göre avantajlı durumdadırlar. Ancak yakıt pili sistemlerinde, yakıt pilinin vereceği akım değeri membran elektrot ünitesinin aktif alanı ile sınırlı olduğundan, yüksek akım değerleri talep eden bir yük uygulamasında bu akım değerlerini verebilecek batarya grupları ile hibrit yapılar oluşturulması uygun bir çözüm olarak görülmektedir [21,131].

Bu bölümde yakıt pili tabanlı aktif ve pasif hibrit güç yönetim sistemleri incelenerek, tez çalışması kapsamında uygun güç sistemi yapısı hakkında değerlendirme yapılacaktır.

5.2 Yakıt Pili ve Batarya Tabanlı Hibrit Güç Sistemleri

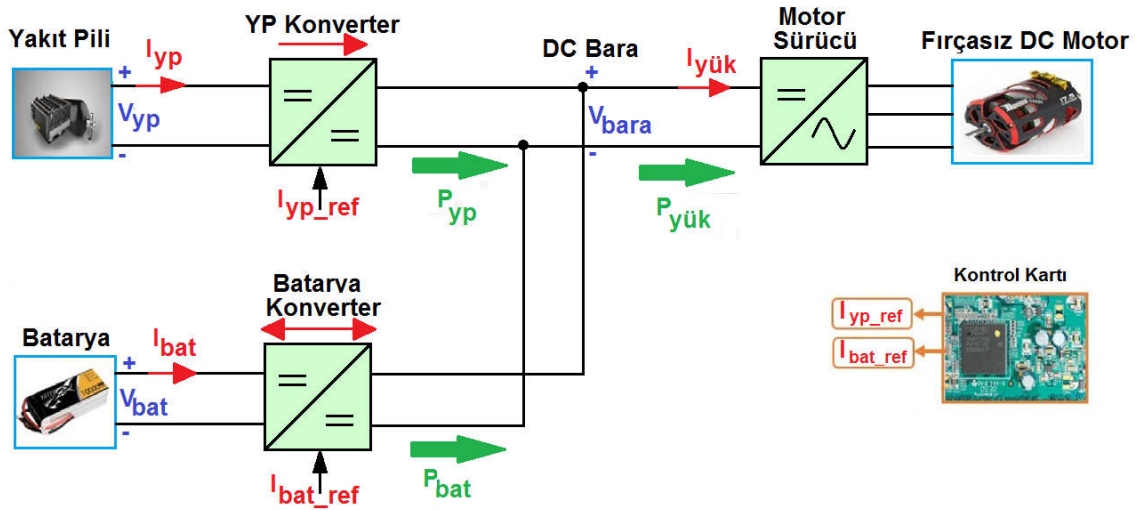
Yakıt pili teknolojisindeki gelişmeler, her ne kadar performans konusunda büyük iyileşmelere sebep olmuş olsa da yakıt pili hücrelerine ait aktif alanın sebep olduğu akım limitleme durumu mevcuttur. Ayrıca, yakıt pili kendi içinde kontrol edilmesi gereken proses değişkenlerine sahip bir elektrokimyasal güç dönüştürücüsüdür. Örnek olarak, yakıt besleyen pompanın mekanik karakteristiği, yakıt besleme gecikmesi, reaksiyonun termodinamik karakteristiği gibi faktörler yakıt pili modülünün güç üretmesi için gereken süre konusunda belirleyicidir [132]. Proses koşullarından dolayı oluşabilecek bu tür gecikmeler, özellikle hem güç kaynağının hızlı cevap vermesi hem de motorun kalkış ve tırmanış esnasında yüksek akım talep ettiği İHA uygulamasında sorunlara neden olmaktadır.

Bu tür durumların önüne geçmek amacı ile güç yönetim sistemini uygun kapasitede bir batarya grubu ile hibridize etmek hem yüksek akımların karşılanması hem de havada seyir esnasında uçuş süresinin uzatılması yönünden tercih edilen bir uygulamadır [96,133].

Hibrit yapılarda aktif ve pasif olmak üzere iki ana kontrol stratejisi mevcuttur.

5.2.1 Aktif Kontrollü Hibrit Güç Sistemi

Bir hibrit güç sisteminde, gerçek zamanlı bir kontrol platformu aracılığı ile tüm güç kaynaklarının çıkış parametrelerinin, yükün ihtiyaçları doğrultusunda, ayrı ayrı konverter üniteleri üzerinden regüle edildiği ve devreye alındığı yapılar, aktif kontrollü güç sistemleri olarak adlandırılmaktadırlar (Şekil 5.1).



Şekil 5.1 Aktif kontrollü hibrit güç sistemi genel yapısı

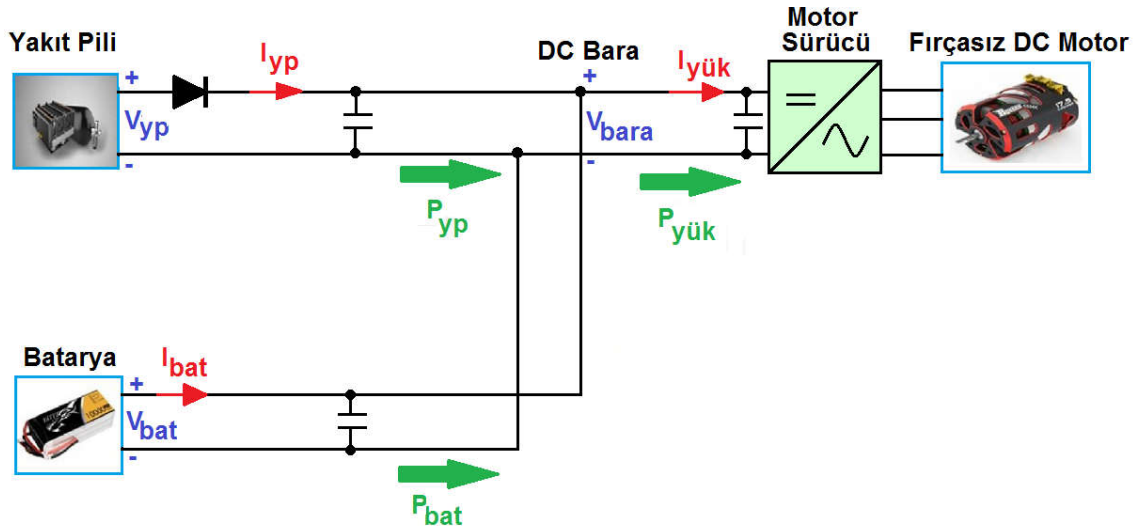
Güç bileşenleri olarak yakıt pili ve bataryanın kullanıldığı aktif kontrollü bir hibrit güç yapısında İHA uygulaması özelinde düşünülecek olursa; elektriksel verim, değişken şartlara hızlı cevap verme, yakıt tüketimi, batarya doluluk seviyesi, yük tarafından talep edilen güç seviyesi, yakıt pili tarafındaki kritik proses değişkenleri, uçuş şartları gibi değişkenler, gerçekleştirilen veri izleme ve kontrol sistemi ile sürekli olarak takip edilerek güç yönetimi yapılmaktadır.

Bu tür bir kontrol yapısında güç kaynaklarından sağlanacak en iyi performans eldesi ve tüm parametrelerin efektif kontrolü hedeflenir ancak her güç kaynağı için ayrı ayrı güç dönüştürücülerinin tasarımı ve kontrol algoritmalarının planlanması,

hem donanım hem de yazılım açısından tüm sistemde karmaşıklığı arttıran unsurlardır [24].

5.2.2 Pasif Hibrit Güç Sistemi

Hibrit sistemde yer alan ayrık güç kaynaklarının herhangi bir konverter ünitesi olmaksızın doğrudan DC bara üzerinden birbirine bağlandığı yapı, pasif hibrit güç sistemi olarak adlandırılır.



Şekil 5.2 Pasif hibrit güç sistemi genel yapısı

Şekil 5.2'de genel yapısı gösterilen yakıt pili ve bataryadan oluşan pasif kontrollü güç sisteminde hem batarya hem yakıt pili DC bara üzerinde doğrudan birbirine paralel olarak bağlanmışlardır. Bu yapıda, yakıt pilini ters akımlara karşı koruma görevini üstlenen 1 adet diyot bulunmaktadır. Bu çalışma yapısında yakıt pili çıkış gerilimi, bataryanın çıkış gerilimi ile aynı seviyeye gelir ve yakıt pilinin polarizasyon eğrisinde, bu gerilim noktasında hangi güç değeri elde edilebiliyor ise, yakıt pili o oranda itki sistemine güç aktarımı yapar. Batarya grubu da yine aynı şekilde kendi güç karakteristiği doğrultusunda itki sistemine güç aktarır [134].

Ayrı ayrı dönüştürücü yapıları bulundurmaması ve kontrolünün basitliği sebebi ile pasif hibrit güç sistemleri özellikle küçük güç ölçekli yakıt pili tabanlı uygulamalarda sıklıkla tercih edilmektedir [135,136].

Bu tür bir hibrit sistemde kullanılacak olan güç kaynaklarının elektriksel çıkış karakteristiklerinin birbiri ile uyum halinde olması büyük önem taşımaktadır.

Batarya grubu ile paralel çalışma durumunda; yakıt pili modülündeki hücre başına düşen gerilimlerin 0,45 V olan kritik sınıra gelmemesi, dikkat edilmesi gereken bir noktadır. Bataryanın güvenliği açısından yaklaşıldığında ise yakıt pili grubunun kontrolsüz bir şekilde batarya grubuna sürekli güç aktarması durumunda bataryanın aşırı şarj edilerek tahrip olması söz konusu olabilmektedir.

5.2.3 Aktif ve Pasif Hibrit Güç Sistemlerinin Karşılaştırılması

Tablo 5.1’de aktif ve pasif hibrit güç sistemlerinin karşılaştırma verileri bulunmaktadır.

Tablo 5.1 Aktif ve pasif hibrit güç sistemlerinin karşılaştırma tablosu

	Aktif Hibrit Güç Sistemi	Pasif Hibrit Güç Sistemi
Avantajlar	-Yakıt pili ve batarya gruplarının boyutlandırma ve çalıştırma koşullarının ayrı ayrı konfigüre edilebilmesi -Güç sistemi yönetiminin yüksek hassasiyet ile kontrol edilebilmesi	-Daha düşük elektriksel kayıplar -Daha düşük maliyet -Daha basit devre mimarisi ve hata oluşma riskinin az olması -Daha düşük ağırlık ve hacim
Dezavantajlar	-Daha karmaşık devre topolojisi -DC-DC dönüştürücülerden dolayı daha düşük elektriksel verim -Daha yüksek sistem maliyeti -Daha yüksek ağırlık ve hacim	-Sistem aktif olarak kontrol edilemediği için yakıt pili çalışma performansının batarya gerilim değeri ile ayarlanabilmesi -Yakıt pili ve batarya grubunun tamamen itki sisteminin talep ettiği akım ve gerilim değerleri göz önünde bulundurularak boyutlandırılması gerekliliği

5.3 Bölüm Değerlendirmesi

Yakıt pilinin akım değeri kısıtlaması göz önüne alındığında, tez çalışması kapsamında gerçekleştirilecek olan İHA uygulamasında; motorun kalkış ve tırmanma süreleri boyunca gerekli yüksek akım değerlerinin batarya sistemi ile birlikte yüklenilmesi ve havada seyir halinde yakıt pili desteği ile uçuş süresinin uzatılması uygun bir çözüm olarak görünmektedir. Bu tür bir hibrit çalışma

durumunda İHA uygulamalarında göz önünde bulundurulması gereken ağırlık ve hacim kısıtlamaları açısından durum değerlendirmesi yapıldığında pasif hibrit yapı avantajlı bir çözüm sunmaktadır. Pasif yapı çalışma senaryosu temel alınarak, kontrollü yarıiletken anahtarlama elemanları vasıtası ile hem yakıt pili modülünü ters akımlara karşı koruyan hem de batarya gerilimini güvenli aralıkta tutarak şarj edilmesini hedefleyen yeni bir kontrollü hibrit güç sistem yapısı önerilecektir.

ÖNERİLEN YAKIT PİLİ TABANLI YENİLİKÇİ ENERJİ SİSTEMİ

6.1 Giriş

Bu bölümde mini tip elektrikli bir İHA'nın uçuş süresinin uzatılmasına yönelik oluşturulan enerji sisteminin tüm bileşenlerinin tasarımı, uygulaması ve performans test sonuçları verilecektir.

Literatürde bulunan yakıt pilli İHA uygulamalarında; yakıt pili sisteminin, uçuş süresinin uzatılması yönündeki etkisini, gerçek uçuş koşullarını temel alarak karşılaştıran bir çalışma yer almamaktadır.

Bu kapsamda gerçek uçuş koşullarını temel alarak, mini tip bir elektrikli İHA'nın seyir süresinin uzatılması için;

- PEM yakıt pili modülünün çıkış gücünün tespiti, yakıt pili sisteminin oluşturulması
- Yakıt piline beslenecek olan hidrojenin, uçuş esnasında üretilmesine yönelik kontrollü bir hidrojen üretim sistemi tasarımı
- Yakıt pili ve bataryalı hibrit güç sisteminin tasarımı
- Gerçek zamanlı veri izleme ve kontrol sisteminin tasarımı
- Tüm bileşenlerin entegrasyonu ve uçuş senaryosu testleri

uygulamalı olarak gerçekleştirilecektir.

6.2 İHA Platformunun Güç İhtiyacının Belirlenmesi

Tez kapsamında kullanılacak olan insansız hava aracı platformu tasarımının ana hedefi, 4 kg faydalı yük taşıyabilecek minimum ebatlarda boyutlandırılmış, yakıt pili çıkış gücü ile itki sistemi desteklenebilecek yapıda, elektrik motorlu yarı otonom bir İHA gerçekleştirilmesidir.

İHA üreticisi firma, yukarıdaki isterler doğrultusunda;

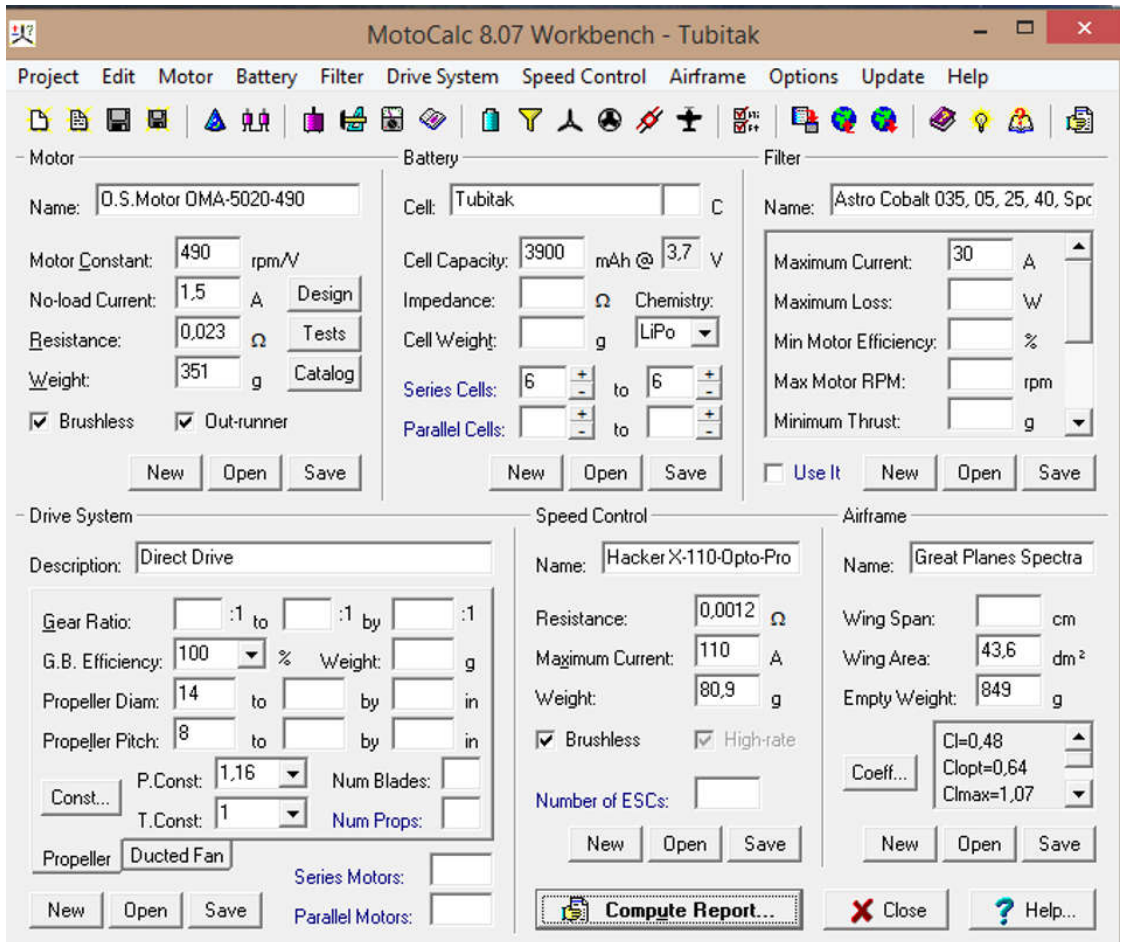
- Kanat tasarımı

- Gövde tasarımı
- İtki sistemi tasarımı

kısımlarından oluşan aerodinamik sistem tasarımını gerçekleştirmiştir.

Aracın aerodinamik tasarımı; enerji kaynağı olan yakıt pilinin sabit irtifada seyir halindeki sürüklemeyi karşılayacak olan çıkış gücünü, ağırlığı, ebatları göz önünde bulundurarak şekillendirilmiştir.

Aracın tahrik sistemi, kalkış ve tırmanışta yeterli gücü 6 hücreli lityum tabanlı batarya üzerinden sağlayacağı öngörülerek, uçuş sırasında karşılaşılabilecek tersliklere karşı her zaman en az %30 fazla itki üretebilecek şekilde tasarlanmıştır. Tasarımda motor, pervane, sürücü ve batarya seçimi için model uçakçılıkta kullanılan itki sistemi komponentlerinin modellerini içeren ve isabetli hesaplamalar yapan “Motocalc 8” yazılımından yararlanılmıştır. Yazılımın arayüz ekranı Şekil 6.1’de verilmektedir.



Şekil 6.1 Motocalc hesaplama yazılımı arayüz ekranı

Bu yazılımda yapılan analizler sonucu, O.S. Motor firması tarafından üretilen OMA-5020-490 fırçasız doğru akım motorunun kullanılmasına karar verilmiştir.

Motorun başlıca teknik özellikleri Tablo 6.1’de verilmektedir:

Tablo 6.1 OMA-5020-490 motora ait teknik özellikler

Anma Gücü (W)	Anma Gerilimi (V)	Anma Akımı (A)	Maksimum Akım (A)	Yüksüz Akım (A)	Maksimum Verim (%)
1.110	22,2	50	90	1,5	85

İHA üreticisi tarafından yapılan uçuş analizi sonucunda ise motorun sürücüsü olarak Hacker firması tarafından üretilen X-110-Opto Pro ESC model sürücü seçilmiştir. Bu sürücünün teknik özellikleri Tablo 6.2’de verilmektedir.

Tablo 6.2 Hacker X-110-Opto Pro ESC sürücü teknik özellikler

Çalışma Gerilim Aralığı (V)	Maksimum Çıkış Akımı (A)	Boyutlar (mm)	Ağırlık (g)
7,4 – 25,2	110	73x33x18	89

Motor sürücü giriş gerilim aralığı 2-6 hücreli lityum polimer (li-po) batarya çıkışından beslenecek şekilde tasarlanmıştır. Bu durumda hücre başına nominal gerilimi 3,7 V, maksimum çalışma gerilimi ise 4,2 V kabul edilen li-po bataryalar için bu gerilim aralığı 7,4-25,2 V olarak kabul edilmektedir. Batarya grubunun aşırı şarjını önlemek için ise sistem tasarımında nominal çalışma gerilimi olarak 24 V belirlenmiştir.

İHA uçuş analizinde motor itki sisteminin, enerji kaynağı üzerinden ilk kalkış esnasında 15 saniye boyunca ortalama 50 A ve 1000 m irtifaya tırmanması için 3 dakika boyunca ortalama 25 A akım çekeceği hesaplanmıştır. İHA’nın ilk hareket ve tırmanma için harcayacağı enerjinin sağlanması için güvenli uçuş payı da göz

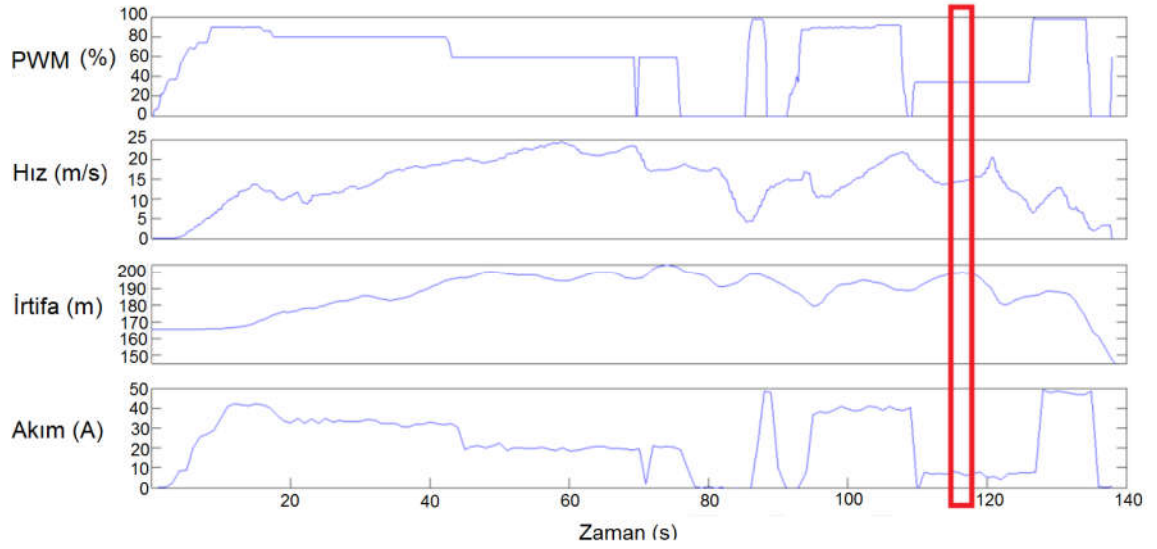
önüne alınarak, 6 hücreli 4500 mAh kapasiteli lityum polimer batarya kullanılması uygun görülmüştür.

İHA'nın seyir esnasında çekeceği gücün hesaplanması; uçuş süresinin uzatılması için kullanılacak olan yakıt pilinin modül tasarımı için gereklidir. İHA'nın seyir sırasında yakıt pilinden talep edeceği güç değerinin elde edilmesi amacıyla ilk prototip İHA, motor sürücü girişi ile batarya arasındaki bağlantı hattına akım sensörü eklenerek uçurulmuştur. Bu deneme uçuşunda İHA, itki sistemi enerjisini üstünde bulunan 6 hücreli bataryadan karşılamıştır ve faydalı yük benzetimini yapabilmek için 4 kg ek ağırlık kullanılarak, İHA son ürün ağırlığına getirilmiştir. İHA platformuna ait görüntü ve uçuş esnasında çekilen görüntüler Şekil 6.2'de verilmektedir.



Şekil 6.2 İHA platformunun yer ve uçuş görüntüleri

Uçuş esnasında İHA motorunun batarya grubundan çektiği akım, üstündeki otopilot ve kablosuz haberleşme sistemi yoluyla gerçek zamanlı olarak telemetri sistemi ile yer istasyonuna iletilmiştir. Alınan verilerden motor hız kontrol girişi pinine uygulanan PWM (Pulse Width Modulation – Darbe Genişlik Modülasyonu) sinyali, uçuş hızı, deniz seviyesine göre irtifa ve motorun çektiği akım verileri toplanmış ve Şekil 6.3'te gösterilmiştir.



Şekil 6.3 İnsansız hava aracından alınan uçuş verileri

Bu uçuşta çeşitli uçuş şartları ve hızları test edilmiş olduğu için verilerde dalgalanmalar göze çarpmaktadır. Ancak kırmızı çerçeveye işaretlenen bölge, uçağın sabit irtifada motor sürücüsünün hız kontrol giriş pinine %40 doluluk oranına sahip PWM sinyalinin uygulanarak uçurulduğu bölgeyi göstermektedir. Şekildeki sabit irtifalı seyir durumunda, hızda çok hafif bir artış olmuştur ancak bu artış büyük olmadığı için o bölge, sabit hız ve irtifada seyir hali olarak değerlendirilmiştir. Bu bölgede motorun çektiği akım 5-8,5 A aralığında ölçülmüştür. Sistem nominal gerilimi 24 V olduğu için güç değeri 120-204 W aralığında hesaplanmıştır. Akım değerindeki dalgalanma, rüzgâr koşulları nedeniyle motor yüklenmesinin sürekli değişken olmasından kaynaklanmıştır.

Sonuç olarak ortalama 200 W net çıkış gücü verebilecek bir yakıt pili modülünün, tasarlanan İHA'yı seyir halinde beslemeye yeterli olduğu gösterilmiştir.

6.3 Güç ve Donanım Katının Tasarımı

İHA platformunun uçuş süresinin uzatılmasına yönelik sistem aşağıdaki ana bileşenlerden oluşacaktır:

- 200 W hava solumalı ve hava soğutmalı PEM yakıt pili modülü
- Hidrojen üretim sistemi
- Hibrit güç yönetim sistemi

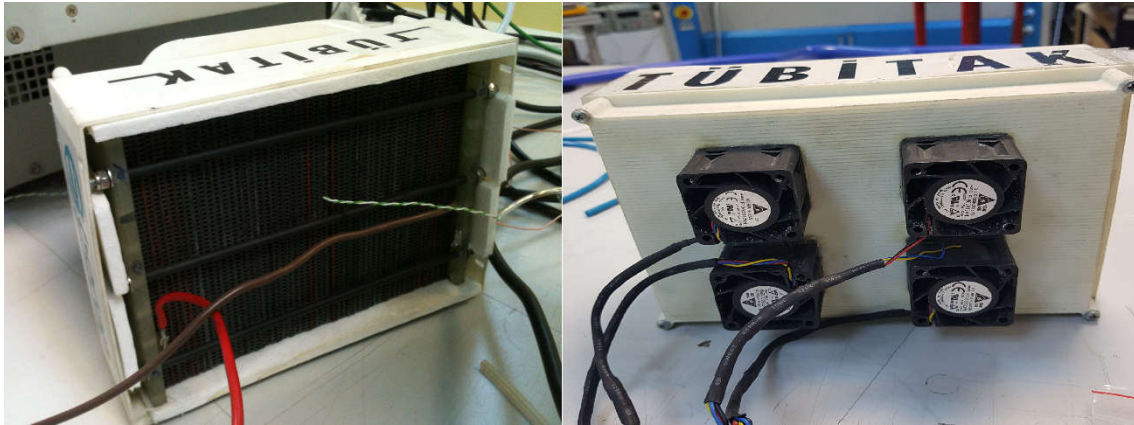
Bu bölümde sistemin kontrol ve işletim parametreleri göz önünde bulundurularak, tüm kritik proses bileşenleri (sensör, motor, valf, yarıiletken komponentler,

anahtarlama elemanları, vb.) belirlenecek ve bu bileşenlerin güç beslemesine yönelik tasarım bilgileri paylaşılacaktır.

6.3.1 PEM Yakıt Pili Sistemi

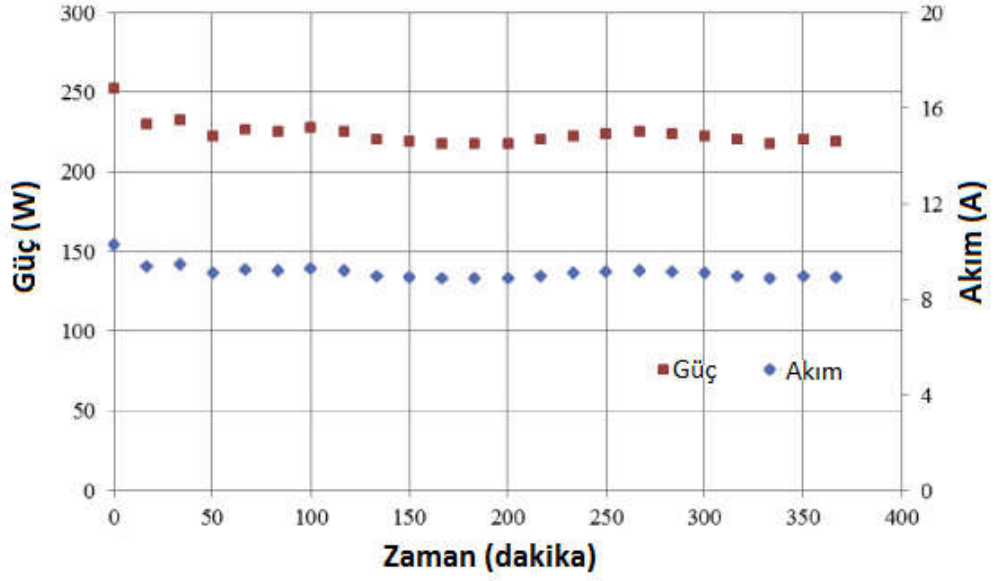
Tezin 3. Bölümünde yakıt pili sistemlerinin İHA uygulamaları için uygunluğu değerlendirilmiş olup, hava solumalı, hava soğutmalı PEM tipi yakıt pili kullanılması uygun görülmüştür. Yakıt pili sistemi tasarlanırken arzu edilen çıkış geriliminin elde edilmesi için hücreler birbirine seri bağlanmaktadır ancak nominal yüklenme koşulları, modül açık devre geriliminin yaklaşık yarısının sağlandığı omik bölgede gerçekleşmektedir (Şekil 3.2). Bu durumda yakıt pili tam yük altında çalışma gerilimi 24 V civarında olacağı için bu değerin yaklaşık iki katı açık devre gerilimini sağlayacak sayıda hücrenin seri bağlanması gerekmektedir.

Bu doğrultuda, TÜBİTAK MAM Enerji Enstitüsü tarafından 50 adet yakıt pili hücresinin birbirine seri bağlandığı ve 38 cm² membran aktif alanına sahip bir yakıt pili sistemi geliştirilmiştir (Şekil 6.4).



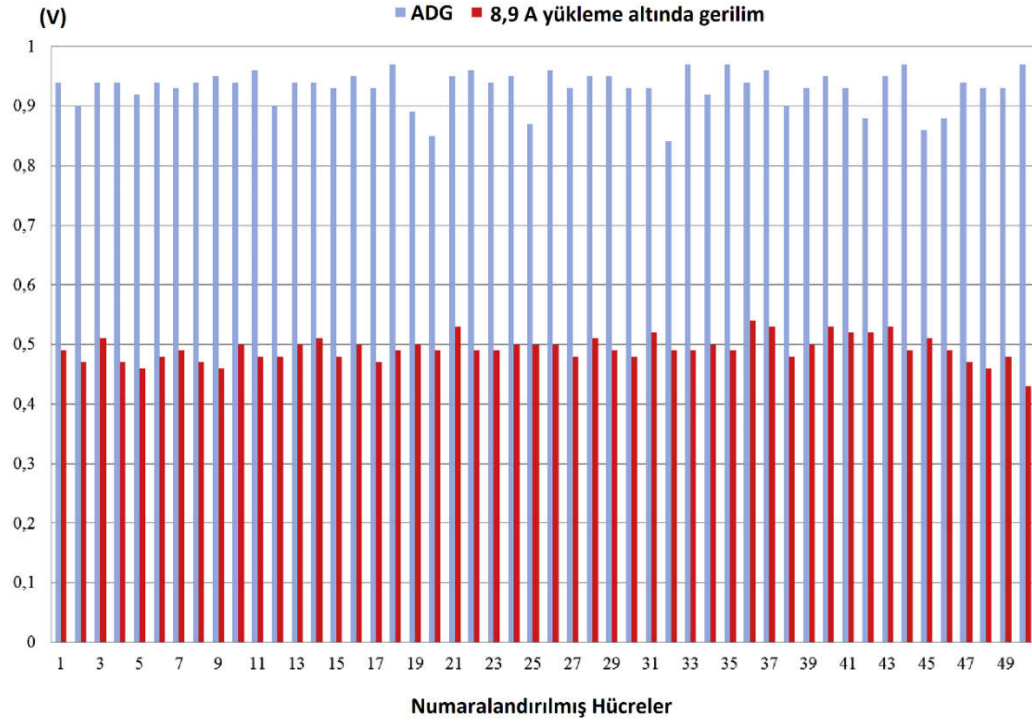
Şekil 6.4 50 hücreli PEM yakıt pili modülü

Yakıt pili modülünün maksimum güç çıkışının ölçülmesine yönelik; anot tarafına yakıt olarak temin edilen saf hidrojen, katot tarafına hava beslenerek yapılan ve 6 saat süren performans testine ait sonuçlar Şekil 6.5'te verilmektedir.



Şekil 6.5 50 hücreli yakıt pili performans testi [137]

Şekil 6.6'da ise aynı performans testinin başında hücrelere ait açık devre gerilimi (ADG) ve testin sonunda yüklü halde iken her bir hücrenin sahip olduğu gerilim değerleri verilmektedir.



Şekil 6.6 50 hücrenin açık devre ve yüklenme koşulları altında gerilim değerleri [137]

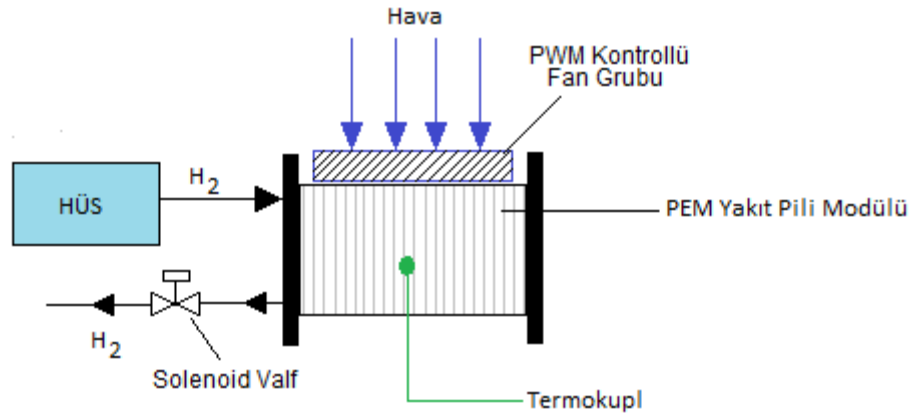
İlgili test TÜBİTAK MAM Enerji Enstitüsü Yakıt Pili Laboratuvarında yapılmıştır, çıkış elektriksel performansı DC elektronik yük cihazı (Chroma 63203) ile ölçülmüştür. Yakıt pilinde laboratuvar koşullarında alınabilecek en yüksek güç eldesi için aşağıda özetlenen işletim koşullarında performans testi gerçekleştirilmiştir [137]:

- Hidrojen akış hızı: 5-6 litre/dak
- Yakıt pili sıcaklığı: 45 °C
- Nominal çıkış gerilimi: 25 V
- Nominal çıkış akımı: 8,9 A
- Nominal çalışma gücü: 220 W
- Ölü uç çalışma periyodu: 10 ms/15 s

Bu deneyler sonucunda elde edilen ilgili parametreler, yakıt pilinin İHA içinde çalışma şartlarının oluşturulmasına yönelik ön veriler olarak kabul edilecektir.

6.3.1.1 PEM Yakıt Pili Sisteminin İHA İçin Uygun Hale Getirilmesi

Yakıt pili sisteminin İHA platformunda kullanımına yönelik gerçekleştirilen çalışmalar bu bölümde aktarılacaktır. Yakıt pili sistemine ait proses ve enstrümantasyon diyagramı Şekil 6.7’de verilmektedir.



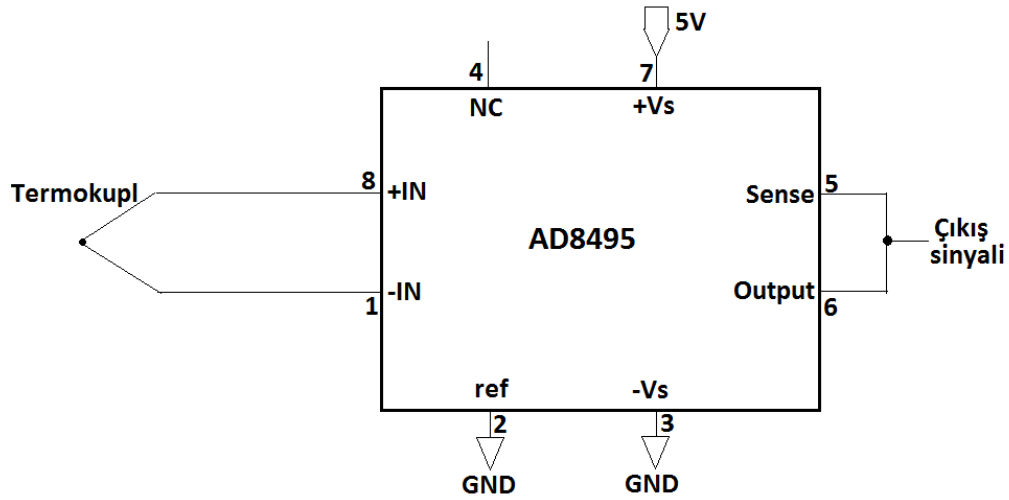
Şekil 6.7 Yakıt pili sistemi proses ve enstrümantasyon diyagramı

PEM yakıt pili, hava solumalı ve hava soğutmalı bir yakıt pili olup, sistemde kontrol edilmesi gereken en önemli bileşen hem hava beslenmesini hem de yakıt pilinin soğutulmasını sağlayan DC fan grubudur. Fanların görevi hem havayı beslemek hem de yakıt pili çalışma rejimini bozmadan modülü soğutmaktır.

Yakıt pilinde, güç üretim reaksiyonu gerçekleşirken bir yandan da ısı üretilmektedir, üretilen bu ısı sonucu yakıt pili modülü, optimum sıcaklık değerini aşar ise proton iletken membranın elektrokimyasal niteliği bozulacak ve performans düşüşü gerçekleşecektir. Bu durumun önüne geçmek amacı ile yakıt pili modülünün optimum çalışma sıcaklığında çalışması sağlanmalıdır. Bu amaçla yakıt pili sıcaklığını gerçek zamanlı olarak izlemek amacı ile 1 adet termokupl sıcaklık sensörü ve 4 adet PWM kontrollü DC beslemeli fan kullanılmaktadır.

Yakıt pilinin yakıt beslemesi ise hidrojen üretim sistemi (HÜS) tarafından üretilen hidrojen gazı ile sağlanacaktır, bu nedenle besleme şartlarına ilişkin parametreler bir sonraki bölümde ele alınacaktır. Ancak, yakıt piline yakıt beslendikten ve güç üretim reaksiyonu gerçekleştikten sonra kullanılmayan gazın doğrudan dışarı atılmasını önlemek ve yakıt kullanım seviyesini daha yukarı çekebilmek için ölü uç çalışma modu gerçekleştirilecek ve bu kapsamda anot tarafındaki yakıtın çıkış hattı, normalde kapalı bir solenoid vana ile kapatılarak, belirli periyotlar ile kontrol sinyali gönderilecek ve kullanılmayan hidrojen gazı kontrollü bir şekilde tahliye edilecektir.

Yakıt pili sisteminin sıcaklık ölçümü K tipi termokupl sensörü ile yapılmıştır. Termokupl diğer bir adı ile ısılıçift, iki farklı metalin veya metal alaşımının birbirine kaynaklanması ile elde edilen bir sensör çeşididir. K tipi sensör, NiCr alaşımı ile Ni elementinin kaynaklandığı bir türdür. 0-1.000 °C ölçüm aralığına sahip bu sensör, çıkışta mV seviyesinde gerilim üretmektedir. Bu nedenle yüksek hassasiyette sıcaklık verisinin elde edilmesi amacı ile çıkış sinyal seviyesi kuvvetlendirici entegreler yardımı ile yükseltilmektedir. Tez kapsamında yapılan sıcaklık ölçümünde bu amaçla AD8495 entegresi kullanılmıştır. Ölçüme ait devrenin şematik gösterimi Şekil 6.8’de verilmektedir.

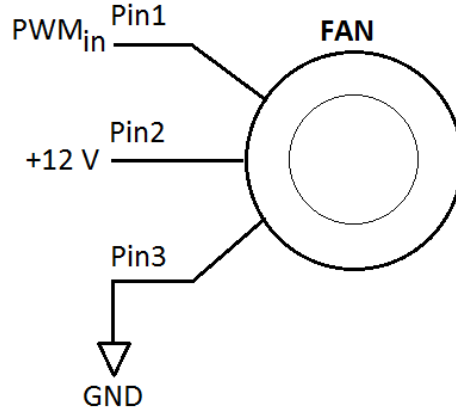


Şekil 6.8 Sıcaklık ölçüm devresi şematik gösterim

AD8495 termokupl sinyal kuvvetlendirici, K tipi termokupl için 0-1000°C ölçüm aralığında 0-5 V DC lineer çıkış gerilimi vermektedir. Çıkış gerilim sinyali kontrol kartına analog giriş sinyali olarak iletilmektedir.

Yakıt pilinin reaksiyon sırasındaki sıcaklığının doğru ölçülmesi amacıyla termokupl hava giriş kanallarından rahatlıkla içeri sokulabilmesi için kaynak ucu 0,5 mm² çapında olan termokupl kullanılmıştır ve modülün ortadaki hücrelerine denk gelecek şekilde sisteme monte edilmiştir (Şekil 6.4).

Yakıt pili sisteminin hem hava beslemesini hem de soğutulmasını sağlamak amacı ile 12 V DC besleme giriş gerilimine sahip 4 adet PWM kontrollü fan tüm bağlantıları paralellenerek kullanılmıştır. İlgili fanlar 12 V DC besleme gerilimine ve 0,7 A nominal çalışma akımına sahip Delta Electronics marka FFB03812VN model fanlardır. Fanın yakıt pili sıcaklığından aldığı veriyi geri besleme bilgisi olarak kullanarak devir ayarının yapıldığı bir kapalı çevrim kontrol döngüsü oluşturulması hedeflenmektedir. Fan besleme ve kontrol pinlerine ait genel şematik gösterim Şekil 6.9'da verilmektedir.

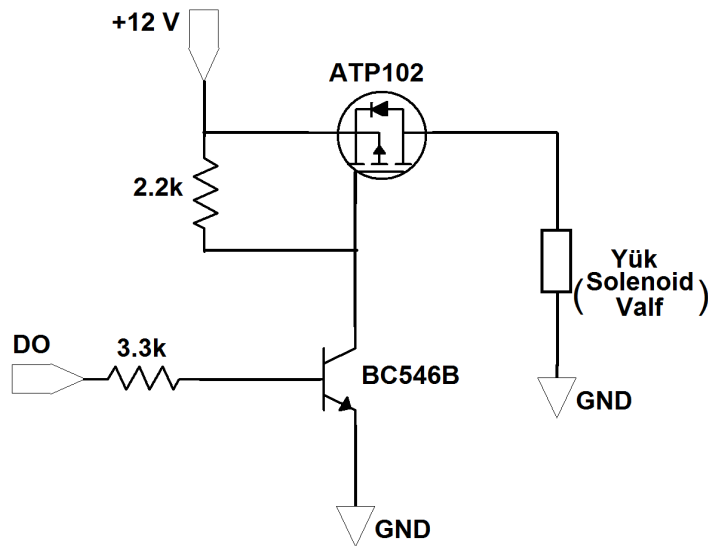


Şekil 6.9 Fan besleme ve kontrol pin girişleri

Fanların devir kontrolünü sağlayacak olan PWM sinyali, kontrol kartından dijital çıkış sinyali olarak fanın 1. pinine iletilmektedir. Fanın 2. pini +12 V güç besleme girişi olup, 3. pinde ise toprak bağlantısı yer almaktadır.

Yakıt piline beslenen yakıtın daha efektif kullanımını sağlamak amacı ile gerçekleştirilecek ölü uç çalışma modunda 12 V DC beslemeli, normalde kapalı (NC), Parker marka X812LF model solenoid valf, 15 saniyelik periyot içinde 10 ms süre boyunca enerjilendirilerek hat açık duruma getirilecek ve reaksiyon içinde kullanılmayan gaz tahliye edilecektir.

Solenoid valfin kontrollü bir şekilde enerjilendirilmesi için MOSFET anahtarlama elemanı olarak kullanılmıştır. İlgili devreye ait şematik gösterim Şekil 6.10'da yer almaktadır.



Şekil 6.10 Solenoid valfin kontrollü olarak beslenmesi şematik gösterimi

MOSFET olarak P kanal ATP102 kullanılmaktadır. Solenoid valfin enerjilendirilmesi gereken durumda, kontrol kartından gelecek olan 3,3 V seviyesindeki dijital HIGH çıkışı, MOSFET'in BC546B transistörü üzerinden sürülmesini ve valfin enerjilendirilmesini sağlamaktadır.

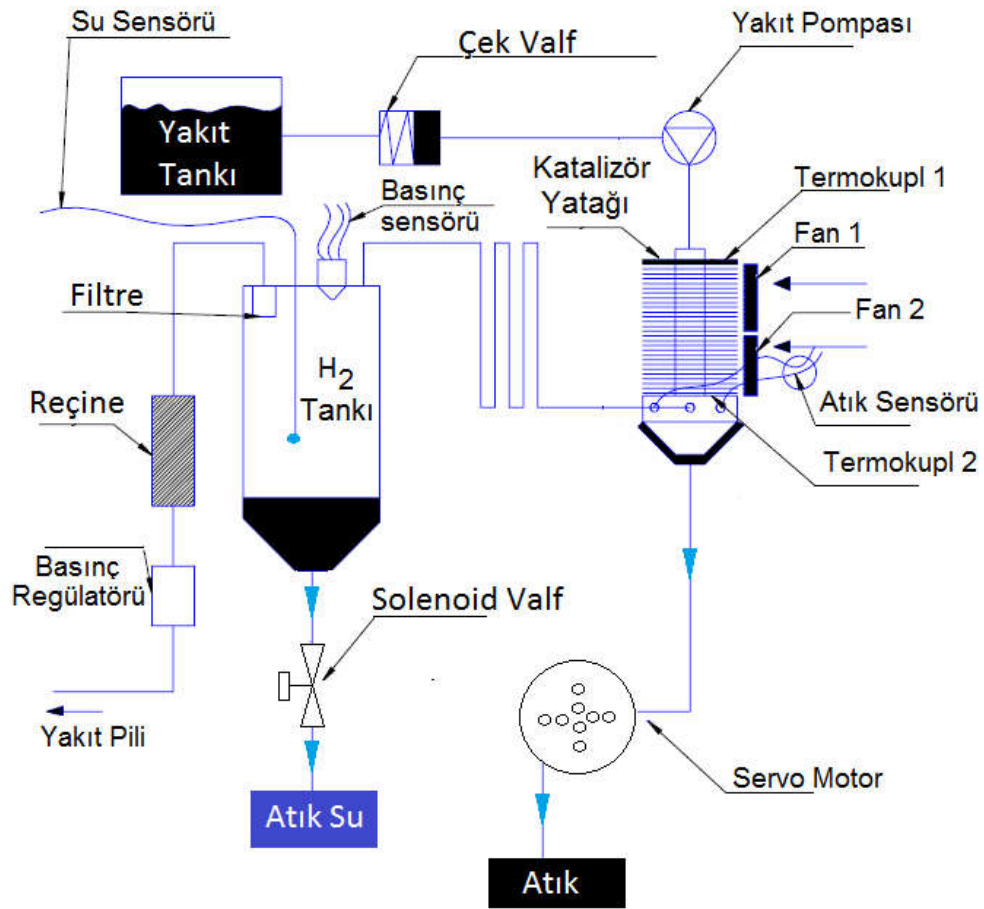
6.3.2 Hidrojen Üretim Sistemi

Yakıt piline beslenecek olan hidrojen gazının kimyasal bir hidrür olan sodyum borhidrürden (NaBH_4), uçuş esnasında üretilmesini sağlayacak olan hidrojen üretim sistemi (HÜS) proses ve enstrümantasyon diyagramı Şekil 6.11'de yer almaktadır.

Şekil 6.11'den de görüleceği üzere, belirli bir derişim yüzdesi ile hazırlanmış sıvı haldeki sodyum borhidrür çözeltisi yakıt tankına doldurulur ve yakıt pompası aracılığı ile katalizör yatağına beslenir. Burada gerçekleşen reaksiyon, ısı açığa çıkaran türde olduğu için katalizör yatağındaki sıcaklık yönetimi çok önemlidir. Bu amaçla katalizör yatağının alt ve üst bölgelerinin sıcaklık bilgileri ayrı ayrı termokupl sensörleri ile takip edilerek, fanlar aracılığı ile arzu edilen sıcaklık seviyesinde kalması sağlanmaktadır. Reaksiyonun ilk etapta aktive edilmesi için ise kontrollü ısıtıcılar bulunmaktadır.

Katalizör yatağında kontrollü olarak üretilen hidrojen gazı, yakıt piline beslenmek üzere tank içine yönlendirilir ve burada belirli bir basınç seviyesinde depolanır. Tank içindeki basınç seviyesi aynı zamanda reaksiyonun istenen düzeyde gerçekleşip gerçekleşmediği hakkında da bilgi vermektedir bu nedenle basınç takibi de önemli bir proses verisidir. Yakıt pilinin çalışma basıncına ulaşan hidrojen, yakıt pili anot besleme hattına yönlendirilir.

Reaksiyon sonucu oluşan atık kimyasal ve proses rejimini bozucu etki gösteren su seviyeleri özel bir yöntem ile tespit edilerek, kritik seviyeye ulaştıklarında sistemden servo motor kontrollü atık hattı ve solenoid valf kontrollü su atık hattı aracılığı ile tahliye edilirler.



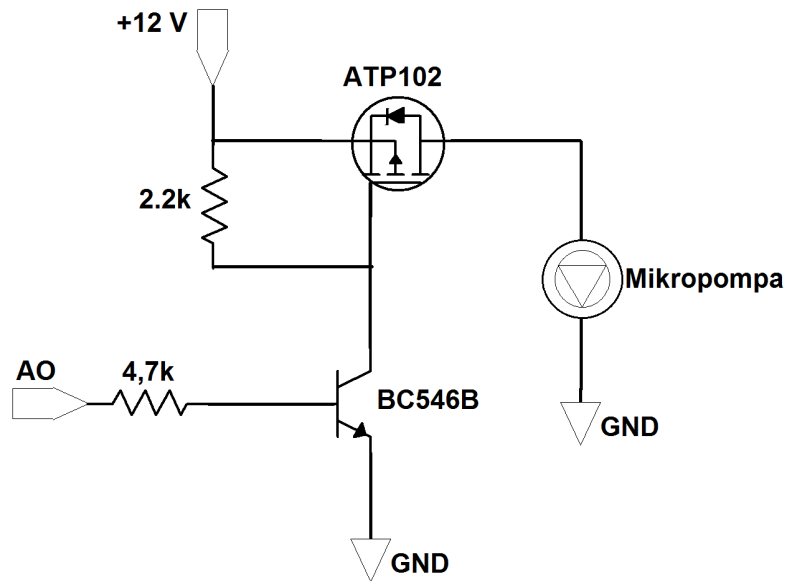
Şekil 6.11 Hidrojen üretim sistemi proses ve enstrümantasyon diyagramı

HÜS proses elemanlarından termokupllar da yakıt pili tarafında kullanılan K tipi termokupl olup, enerjilendirilme ve sinyal okuma devresi Şekil 6.8’de gösterildiği gibidir.

Fan 1 ve Fan 2 olarak gösterilen fanlar ise PWM kontrollü olmayıp nominal çalışma gerilimi 12 V DC olan ADDA marka AD0412HS-G70 model fanlardır. Ancak fanların her zaman çalışması arzu edilmediğinden, reaktör sıcaklıklarından geri besleme alınması suretiyle kontrol kartındaki dijital çıkışlar bu fanların güç besleme kontrolünü sağlayacaktır. İlgili fanların anahtarlama kontrolü, yakıt pili solenoid valfindeki devre yapısı ile aynı olup, Şekil 6.10’da gösterildiği gibidir. Bu şekildeki yük yerine fan gelmektedir.

Prosesle ilişkin en kritik bileşenlerden biri yakıtın reaktöre beslenmesini sağlayan mikropompadır. Mikropompa; uygulama kapsamında Faulhaber DC mikromotor serisine ait 1336U012CXR model, 12 V nominal çalışma gerilimine sahip motor

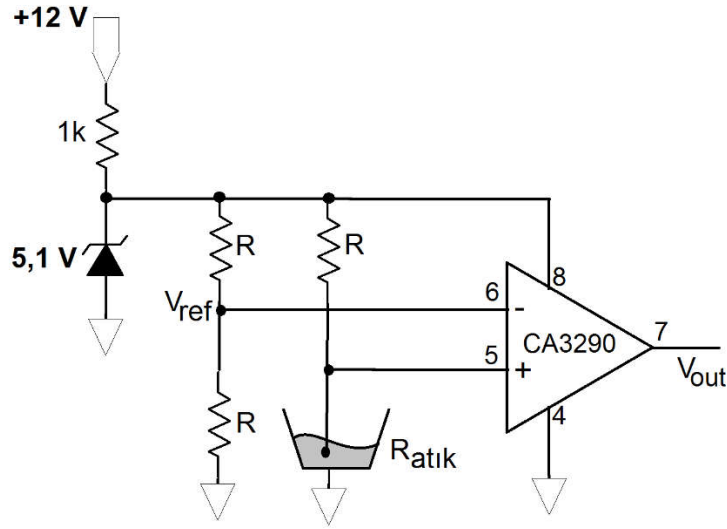
kullanılarak TÜBİTAK MAM EE Yakıt Pili Laboratuvarında imal edilmiştir. Kullanılan motorun yalnızca besleme girişleri mevcuttur ancak pompanın sürekli olarak nominal gerilimle beslenip sabit hızda yakıt pompalaması, reaksiyonun rejimini bozmaktadır. Bu nedenle pompanın kontrollü beslenmesi amacı ile DC gerilim seviyesi MOSFET üzerinden kontrollü bir şekilde ayarlanmıştır. Kontrol yazılımı üzerinden 12 V besleme gerilimi altında 500 Hz anahtarlama frekansı ile %0-100 PWM aralığında akış kontrolü yapılabilmekte ve yakıt değişken proses koşullarında istenen oranda beslenebilmektedir. Pompa; tam kapalı halden, nominal devir seviyesi olan 3.000 devir/dakikaya ulaşabilmektedir. Pompanın akış kontrolü; ara tank içindeki hidrojen basıncı üzerinden daimi olarak geri besleme bilgisi alarak ve devir kontrolünü kendi kendine ayarlayabilecek şekilde yapılmaktadır. Pompanın besleme kontrolüne ilişkin şematik gösterim Şekil 6.12’de verilmektedir.



Şekil 6.12 Pompa DC-DC dönüştürücüsünün besleme kontrolü

HÜS prosesinde bir diğer önemli ölçüm ise sistemde reaksiyon sonucu oluşan ve tahliye edilmemesi durumunda reaksiyonun sıcaklık ve basınç dengesini bozan atıkların uzaklaştırılmasıdır. Bu boşaltım işlemi zaman ayarlı yapılır ise, reaksiyon basıncında istenmeyen çökmelerin meydana gelmesi ve hidrojen üretim hızının üzerinde olumsuz etkilerinin olması literatür çalışmalarında gösterilmektedir. Bu tür durumların önüne geçebilmek amacı ile tez çalışmasında atıkların kritik

seviyesinin direnç ölçümü ile tespit edilmesi amaçlanmıştır. Şekil 6.13'te ilgili ölçüme ait devrenin şematik gösterimi bulunmaktadır. CA3290 komparatör entegresi kullanılarak gerilim bölücü aracılığı ile oluşturulan referans gerilim sinyali ve tank içine daldırılan iletken çubuk vasıtasıyla atık direncinin takibi yapılmıştır. Direnç değeri, belirlenen kritik seviyeye ulaştığında gerilim ölçüm noktasında referans sinyalinden daha büyük bir gerilim oluştuğu için komparatör çıkışından +5 V seviyesinde gerilim çıkışı elde edilmektedir.



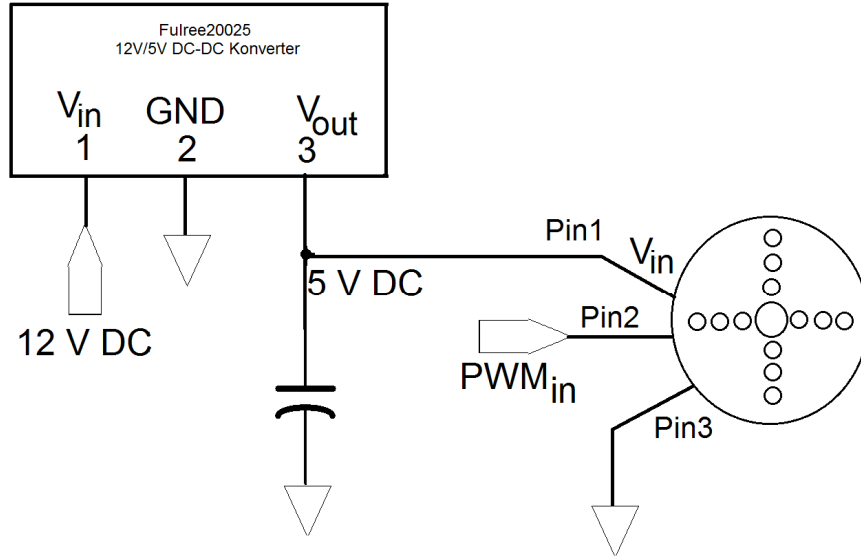
Şekil 6.13 Atık seviyesi belirleme sistemi şematik gösterimi

Çıkışta oluşan 5 V değerindeki gerilim, tahliye mekanizmasının harekete geçirilmesi amacı ile tetikleme sinyali olarak kontrol kartına gönderilmektedir. Bu işlem sistemde hem kimyasal atık olan metaboratın hem de hidrojen tankındaki suyun tahliyesi amacı ile kullanılmıştır. CA3290 entegresinin içinde 2 adet komparatör bulunmaktadır.

Atıkların kritik seviyeye geldiklerinde yapılan tahliye işleminde metaborat için Savöx marka SH 0255MG model servo motor ve su için Parker marka X812LF model solenoid valf kullanılmıştır (Şekil 6.11). Solenoid vananın besleme kontrolü Şekil 6.10'da açıklandığı gibidir.

Servo mekanizma ismi, genellikle giriş büyüklükleri zamanla değişen geri beslemeli kontrol sistemlerine verilir. Servo mekanizmanın görevi, giriş ve çıkış arasında bire bir bağ sağlamaktır ve yaygın kullanım alanlarından biri, konum (pozisyon) kontrol sistemidir. Metaborat tahliye sisteminde servo motor

kullanılmasındaki amaç, tahliye hortumunun tam kapalı ve tam açık konumlarındaki sıkıştırma hassasiyetinin tam olarak sağlanabilmesi ile ilgilidir. Servo motor, istenilen pozisyonu alması ve yeni bir komut gelmediği sürece bulunduğu pozisyonu değiştirmemesi nedeniyle tercih edilmiştir. Servo motorlar, DC gerilim beslemeli olup, tez kapsamında kullanılan motor 5 V sabit gerilim ile çalışmakta ve çektiği akım ise açılmal hareketin konumuna göre değişmektedir. Bu amaçla servo motorun beslemesi ayrı bir DC-DC dönüştürücü entegresi (Fulree 20025) üzerinden sağlanmaktadır. Servo mekanizmasının açılmal hareketi ise kontrol pinine uygulanan PWM sinyali ile ayarlanmaktadır. Şekil 6.14'te servo motorun besleme ve kontrolüne ilişkin bağlantı şeması verilmektedir.



Şekil 6.14 Servo motor besleme ve kontrol şematik gösterimi

Servo motorun açılmal hareketini sağlayacak olan PWM sinyali, kontrol kartı tarafından üretilerek gönderilmektedir.

Sistemde reaksiyonun gerçekleşip gerçekleşmediği bilgisi, kapalı hidrojen tankında yakıt depolanmaya başlaması ile birlikte basınç değerinin yükselmesinden anlaşılmaktadır. Yüksek basınç seviyesi aynı zamanda reaktörün doluluk oranı hakkında da bilgi vermekte ve bu bilgi ile yakıt besleme miktarı pompa aracılığı ile kontrollü bir şekilde ayarlanabilmektedir. Basınç ölçümünün yapılması amacı ile Honeywell marka 40PC100G2A mini tip basınç sensörü kullanılmaktadır. İlgili sensör 5 V ile beslenmekte olup, 0-6,9 bar ölçüm aralığında, çıkışta lineer artan

0,5- 4,5 V arası gerilim sinyali üretmektedir. Ölçüm sonucu alınan sinyal doğrudan kontrol kartının ilgili analog girişine gönderilmektedir.

HÜS proses enstrümantasyonunda kullanılan ekipmanlar 5 V ve 12 V DC gerilim ile beslenmektedirler. Sistemin ilk enerjilendirilmesi henüz yakıt pili devrede olmadığı için 6 hücreli li-po batarya grubu üzerinden sağlanmaktadır. 5 V ve 12 V gerilimler ise 2 adet DC-DC dönüştürücü entegresi tarafından üretilmektedir. 12 V gerilim elde etmek için Murata marka UWE-12/6-Q12PC model, 9-36 V DC giriş, 12 V-7 A çıkış sağlayan konverter modülü kullanılmıştır. Bu konverterin çıkışında 12 V ile beslenen tüm alt bileşenler ve kontrol kartı enerjilendirilmektedir.

6.3.3 Hibrit Güç Yönetim Sistemi

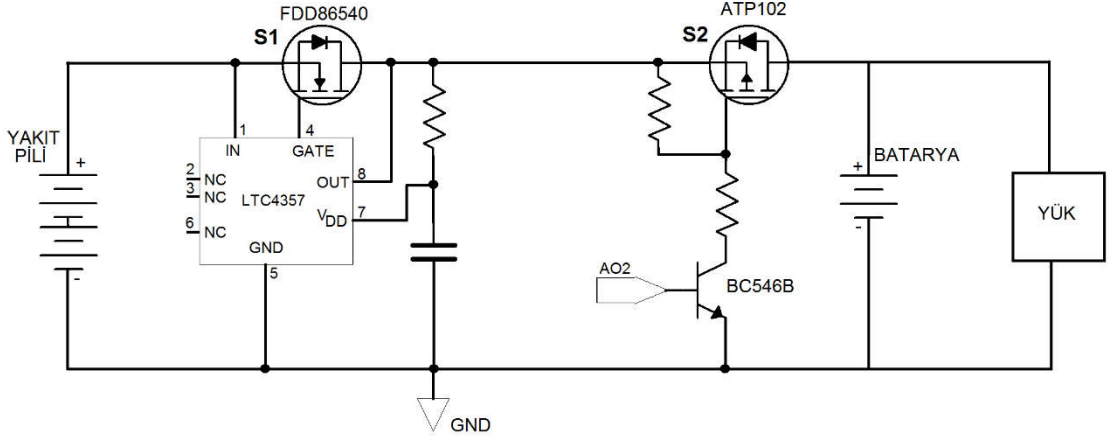
Tez çalışmasının uygulama devresinde enerjilendirilmesi gereken iki ana bileşen bulunmaktadır. Bunlardan birincisi HÜS prosesinde yer alan elektronik komponentler, ikincisi ise İHA'nın motor sürücüsüne giden DC bara hattıdır.

Yakıt pilinin çalışması, HÜS prosesinin çalışır hale gelip yakıt olarak kullanılacak olan hidrojenin üretilmesi ile mümkündür. Bu durumda sistemde yakıt pili haricinde ikinci bir enerji kaynağı bulunması gerektiği açıktır.

Diğer enerjilendirilmesi gereken kısım ise İHA motorudur ve bu motorun kalkış ve tırmanma süreleri boyunca gerekli yüksek akım değerlerinin batarya sistemi ile birlikte yüklenilmesi ve havada seyir halinde yakıt pili desteği ile uçuş süresinin uzatılması uygun bir çözüm olarak görülmektedir.

Bu tür bir hibrit çalışma durumunda İHA uygulamalarında göz önünde bulundurulması gereken ağırlık ve hacim kısıtlamaları açısından durum değerlendirmesi yapıldığında, pasif hibrit yapı avantajlı bir çözüm sunmaktadır. Pasif hibrit yapı çalışma senaryosu temel alınarak, kontrollü yarıiletken anahtarlama elemanları vasıtası ile hem yakıt pili modülünün ters akımlara karşı korunmasını, hem de batarya gerilimini güvenli çalışma aralığında tutarak şarj edilmesini sağlayan yeni bir hibrit güç sistem yapısı önerilecektir.

Bu yapıya ait devre şeması Şekil 6.15'te verilmektedir.



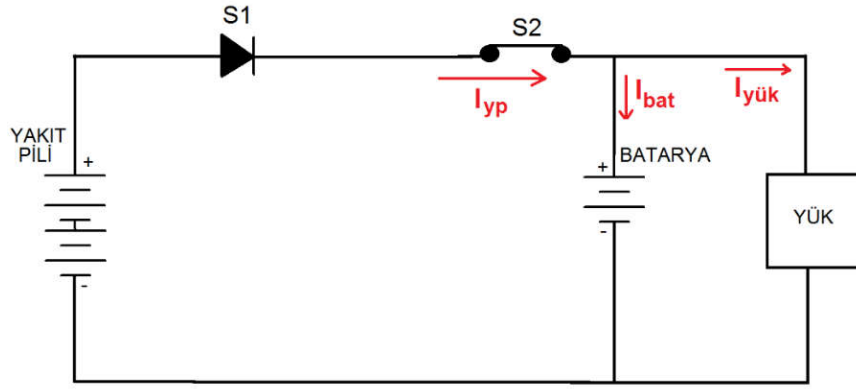
Şekil 6.15 Yakıt pili ve bataryadan oluşan hibrit güç yönetim sistemi

Devrede 1 adet N kanal 1 adet P kanal MOSFET yarıiletken anahtarlama elemanı bulunmaktadır. S1 ile gösterilen N kanal MOSFET aslında yakıt pilini ters akıma karşı korumak amacı ile yakıt pili çıkışına seri bağlanan koruyucu diyot görevi görmektedir. Burada MOSFET'in sürme sinyalini LTC 4357 entegresi sağlamaktadır. Bu entegre, "Pozitif Yüksek Gerilim İdeal Diyot Kontrolör" entegresi olarak anılmakta ve güç diyotlarının yerine MOSFET kullanılmasına imkân vererek, iletim kayıplarını düşürmektedir. Kullanılan S1 anahtarı Fairchild Semiconductor ürün ailesinden FDD86540 60V 50A güç MOSFET'idir. Bu elemanın iletim durumundaki $r_{DS(ON)}$ direnci 4,1 m Ω olup, yakıt pilinden 10 A akım çekilse dahi güç kaybı yaklaşık 400 mW mertebesinde kalacaktır. Bu yönü ile bu devre, klasik diyotlu yapıdan çok daha avantajlı durumdadır.

Devrede pasif hibrit güç yapılarında yer almayan bir diğer özellik ise bataryanın yakıt pili üzerinden kontrollü olarak şarj edilebilmesi ve bataryayı aşırı şarj olma durumuna karşı koruyabilmesidir. Bunu sağlamak için batarya grubunun gerilimi, kontrol kartı vasıtası ile sürekli olarak takip edilmekte ve belirlenen güvenli gerilim aralığında kalıp kalmadığı karşılaştırmacı blok üzerinden okunmaktadır. Eğer batarya gerilimi şarj sonucunda güvenli bölgenin üstüne çıkar ise S2 anahtarının sürme sinyali kesilmektedir, yakıt pili ve batarya arasındaki iletim hattı açılmaktadır. Batarya gerilimi üst sınırın altına indiğinde ise karşılaştırma bloğundan gelen HIGH sinyali S2 MOSFET'ini ilettime sokmaktadır. S2 anahtarı olarak ON Semiconductor ailesinden ATP102 P kanal güç MOSFET'i kullanılmıştır. Devrede 2 adet çalışma aralığı bulunmaktadır:

I. Aralık:

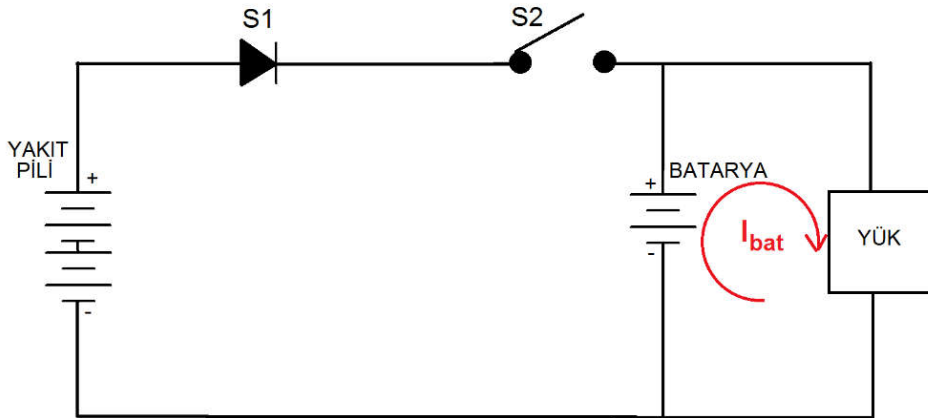
Bu aralıkta batarya gerilimi, belirlenen referans aralığında olup, S2 anahtarı iletimdedir. Böylece yakıt pili, S2 ve sürekli iletimde olan S1 anahtarları üzerinden batarya grubu ile paralel şekilde bağlanmış olur. Bu çalışma aralığında batarya gerilimi aynı zamanda yakıt pili grubunun gerilim seviyesini de belirlemiş olur. Yakıt pili, performans eğrisinde o gerilim değerine denk gelen akım değerini batarya ve yüke aktarır. Çalışma aralığına ait eşdeğer devre Şekil 6.16'da yer almaktadır.



Şekil 6.16 I. çalışma aralığına ait eşdeğer devre

II. Aralık:

Bu aralıkta batarya gerilimi referans aralığın üst bölgesinde kalmaktadır ve S2 anahtarı açık durumdadır. Batarya bu aralıkta yükü beslemektedir. Yakıt pilinden akım çekilmemektedir. İlgili eşdeğer devre Şekil 6.17'de verilmektedir.



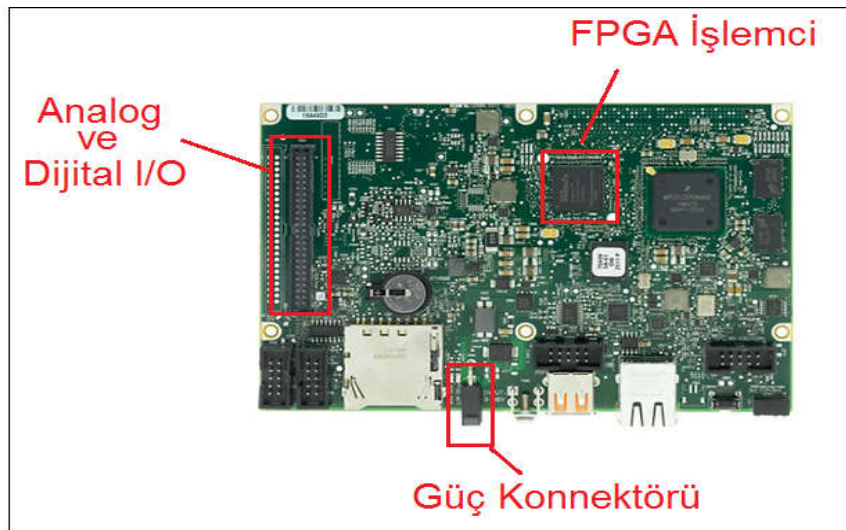
Şekil 6.17 II. çalışma aralığına ait eşdeğer devre

6.4 Gerçek Zamanlı Veri İzleme ve Kontrol Sistemi

6.4.1 Gömülü Kontrol Kartı Platformu

Uçuş süresini uzatmaya yönelik tasarlanan hidrojen üretim prosesi ve güç yönetim sistemlerinin gerçek zamanlı veri izleme ve kontrol çalışmaları bu bölümde aktarılacaktır. Güvenilir ve etkin bir kontrol sisteminin geliştirilmesi, tez çalışmasının ana odak noktalarından biridir. Bünyesinde birçok ısıl, kimyasal, elektrokimyasal reaksiyon ile elektrik üretimi ve güç yönetimi bileşenlerini barındıran bir sistemin güvenilirliği, büyük ölçüde kontrol sistemi ile doğrudan ilişkilidir. Bu kapsamda, sistem bileşenlerinin uygun işletim şartlarında çalıştırılması, proses fazları arası geçiş kontrolü ve hibrit güç sisteminin anahtarlama kontrollerinin sağlanması için kontrol yazılımı ve kullanıcı arayüzü geliştirilmiştir.

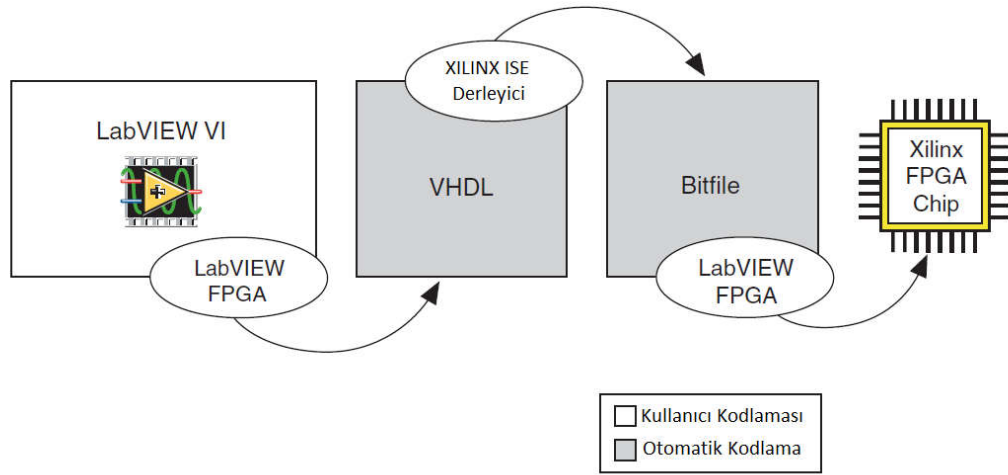
Tez çalışmasına konu olan uygulama, İHA içinde çalışmaya yönelik tasarlandığı için dışardan herhangi bir güç beslemesi veya bilgisayar üzerinden çalışma komutu almaması gerekmektedir. Bu amaçla gömülü bir kontrol sistemi tasarlanmıştır. Gömülü sistemler, çevre birimleri ile yüksek etkileşim halinde olan ve gerçek zamanlı kontrol ihtiyaçlarını karşılayan sistemler olarak tanımlanabilir. Çalışma kapsamında kontrol yazılımı olarak National Instrumentes (NI) Labview programı ve FPGA (Field Programmable Gate Array) alt kurulumu kullanılmış, yazılım senaryosuna ait kodların derlenerek aktarıldığı kontrol kartı olarak ise NI sb-Rio 9626 FPGA kontrol kartı (Şekil 6.18) seçilmiştir.



Şekil 6.18 NI sb-Rio 9626 FPGA kontrol kartı

Bu kart; Xilinx-Spartan-6 LX45 FPGA işlemci tabanlı, 16 bitlik 16 kanal Analog Giriş, 16 bitlik 4 kanal Analog Çıkış ve 4 kanal Dijital Giriş/Çıkış'a sahiptir.

Labview tabanlı FPGA yazılımının çalışma mantığına değinilecek olursa (Şekil 6.19); yazılım içerisindeki FPGA modülünün görevi, Labview'da oluşturulan VI (Virtual Instrument) grafik kod dosyasını, FPGA donanımı için derlemektir. Arka planda ise yazılan grafik kod, metin tabanlı VHDL (Very High Speed Integrated Circuit Hardware Description Language) koduna çevrilmektedir. Sonraki aşamada, Xilinx ISE derleyici, Labview kod tasarımının, donanım devresi olarak nasıl gerçekleştirileceğini sentezleyerek, VHDL koduna derleme işlemini yapmaktadır [138,139].



Şekil 6.19 Labview FPGA çalışma ve derleme yapısı şeması

FPGA tasarımını oluşturmak için kullanıcı tarafından ya “Donanım Tanımlama Dili” HDL (Hardware Description Language) ya da şematik tasarım oluşturulmalıdır. Proje kapsamında yazılım dili olarak bir grafik programla dili olan Labview kullanılmış olup, ilgili programın VHDL derleyici özelliği kullanılarak FPGA kontrol kartı programlanmıştır. Deneysel düzeneğe de aynı programlama dili kullanılmış olduğundan, gömülü yazılıma geçme aşamasında adaptasyon kolaylığı sağlanmıştır.

6.4.2 Kontrol Yazılımı

Bu bölümde kontrol senaryo döngüleri ve yazılım arayüz tasarımı hakkında bilgi verilmesi amaçlanmaktadır. HÜS prosesi ve güç yönetim sistemleri birbiri ile etkileşim halinde ve birbirlerinden geri besleme alacak şekilde kontrol senaryoları

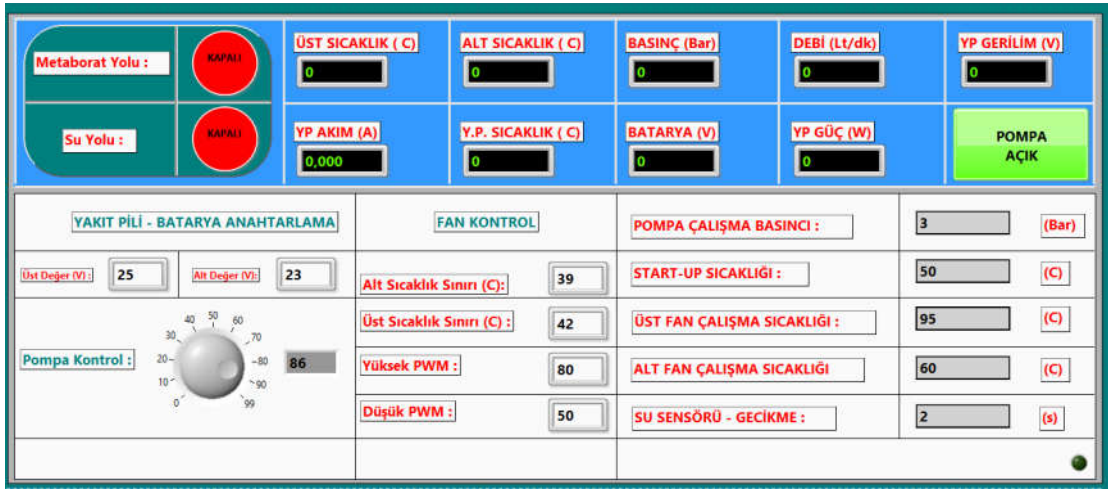
oluşturulmuştur. Bu kapsamda ilk yapılması gereken çalışma, sistemde izlenmesi veya kontrol edilmesi gereken her sinyalin türüne göre sınıflandırılarak kontrol kartı üzerindeki adreslerinin belirlenmesidir. İlgili sinyallerin sınıfını ve adreslerini içeren kontrol isterleri toplu olarak Tablo 6.3'te verilmektedir.

Tablo 6.3 Kontrol isterleri tablosu

SİNYAL ADI	SİNYAL TİPİ				ADRES
	Analog Giriş	Analog Çıkış	Dijital Giriş	Dijital Çıkış	
Yakıt Pili Sıcaklığı	X				AI 9
Yakıt Pili Akımı	X				AI 14
Yakıt Pili Gerilimi	X				AI 7
Batarya Gerilimi	X				AI 8
Yakıt Pili-Batarya MOSFET Sürme		X			AO 2
Yakıt Pili Ölü Uç Solenoid Valfi				X	DO 2
Yakıt Pili Fan Hızı		X			AO 3
Yakıt Pompası Hızı		X			AO 1
Hidrojen Akış Miktarı	X				AI 5
Üst Reaktör Sıcaklığı	X				AI 0
Alt Reaktör Sıcaklığı	X				AI 1
Reaktör İç Basıncı	X				AI 4
Üst Fan Çalıştırma				X	DO 1
Alt Fan Çalıştırma				X	DO 0
Atık Su Seviyesi	X				AI 3
Atık Metaborat Seviyesi	X				AI 2
Su Tahliye Solenoidi Çalıştırma				X	DO 3
Metaborat Tahliye Servo Motor Açısı		X			AO 0
TOPLAM	10	4		4	

Tablo 6.3'ten de görüldüğü üzere sistemde sürekli olarak izlenen 10 adet veri sinyali ve bu veriler doğrultusunda kontrol edilen 8 adet kontrollü değişken bulunmaktadır. Sistemde ayrıca bazı kritik proses verileri FPGA kartının önemli bir özelliği olan hafıza bloklarına atanarak, birden fazla eş zamanlı döngü içinde bağımsız şekilde, döngülerin birbiri ile çakışmasına müsaade etmeden kullanılabilir.

İzlenmesi ve kontrol edilmesi gereken tüm proses verileri için Labview yazılımı ile veri izleme ve kontrol arayüz ekranı oluşturulmuştur (Şekil 6.20).



Şekil 6.20 Kontrol sistemi arayüz ekranı

Arayüz ekranı, deneysel çalışmalarda kimyasal reaksiyonun ve güç yönetim sisteminin çalışma aralıklarının gömülü yazılım koşarken değiştirilebilmesine olanak verecek şekilde tasarlanmıştır.

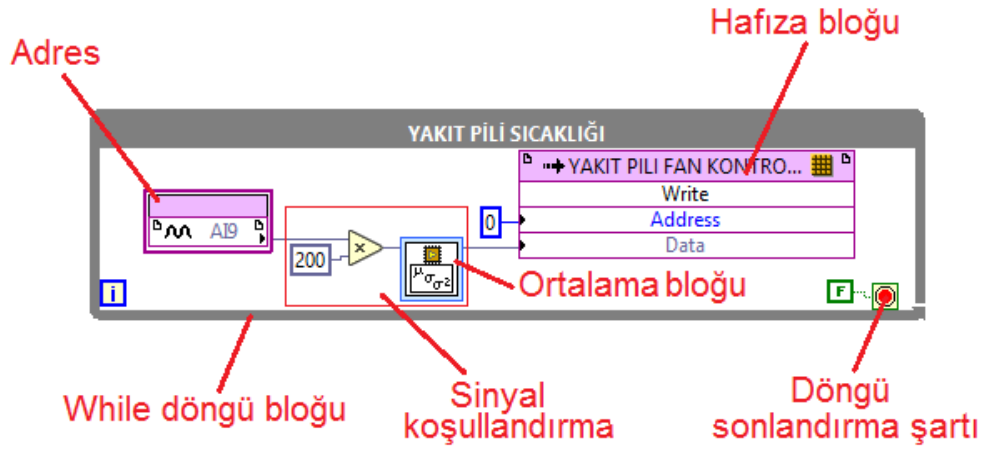
6.4.2.1 Yazılım Senaryosunun Gerçeklenmesi

Arayüz ekranında ilgili değerlerin üzerine çift tıklandığında prosesin yazılım kodlarına ulaşım sağlanabilmekte ve Labview grafik dilinin avantajlı bir yönü olarak döngüler görsel olarak rahatlıkla takip edilebilmektedir.

FPGA tabanlı kontrol kartı, ortak kullanımdaki verileri hafıza bloklarına atayarak, bu verilerin çok sayıda ayrık while döngüsünde eş zamanlı olarak kullanılabilmesini sağlamaktadır.

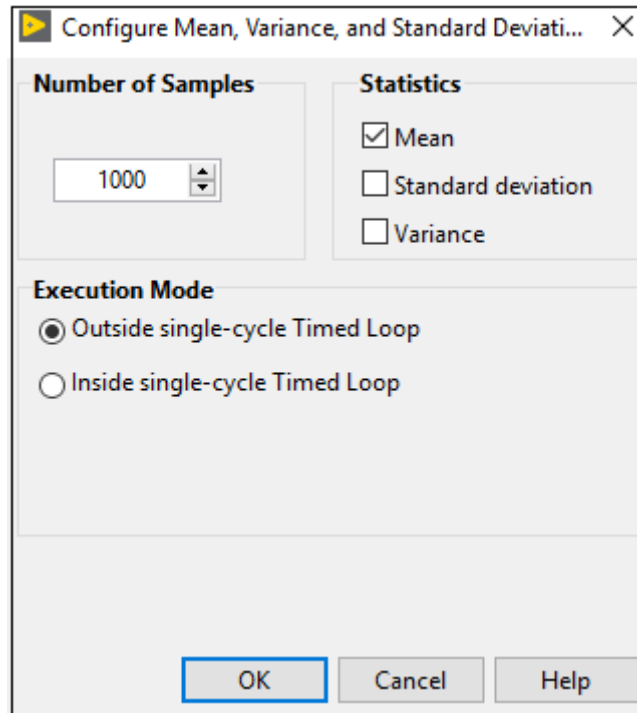
Yakıt pili sıcaklığının okunduğu ve hafıza bloğuna yerleştirildiği while döngüsü Şekil 6.21'de yer almaktadır. Sıcaklık sensöründen gelen ham veri, sıcaklık değeri eldesi için, kalibrasyon katsayısı ile çarpılmıştır ve elde edilen sıcaklık değeri, yakıt

pilin fan kontrolünü sağlamak için başka döngülerde de kullanılmak üzere hafıza bloğuna girilmiştir.

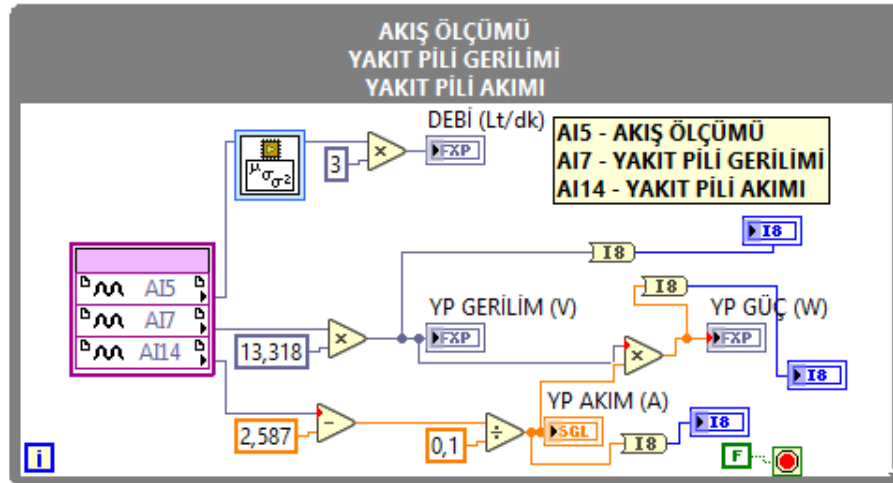


Şekil 6.21 Yakıt pili sıcaklığını okuma döngüsü

Sıcaklık ölçümü sırasında gürültüden kaynaklı sinyal dalgalanmalarını önlemek ve kontrol edilecek enstrümana doğru bilgiyi gönderebilmek için, “Mean, Variance and Standart Deviation” (Ortalama, Varyans, Standart Sapma) aracının ortalama alma özelliği kullanılarak veri kanalından çıkan sinyallerin ortalama değeri alınmaktadır. Bu araca ait konfigürasyon ekranı Şekil 6.22’de yer almaktadır.

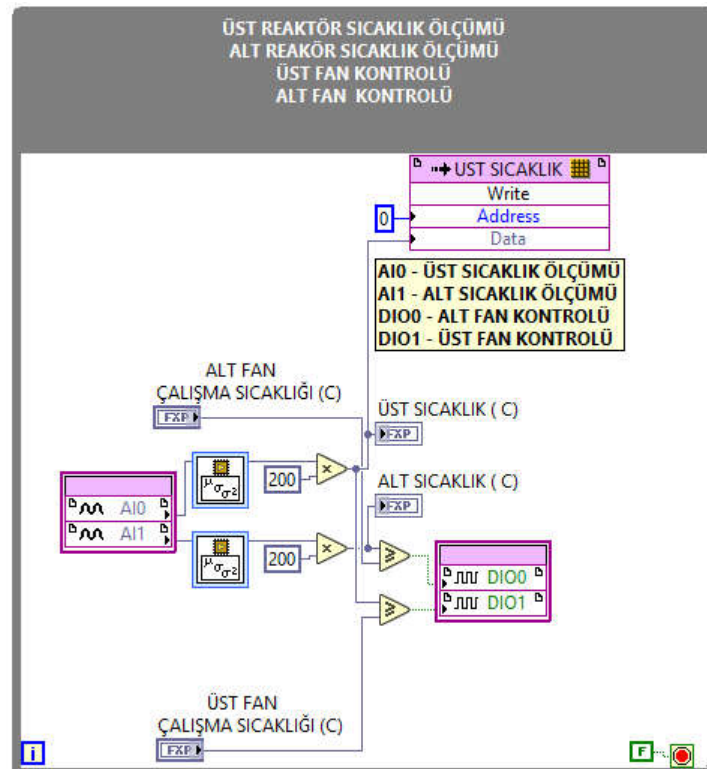


Şekil 6.22 Ortalama, varyans, standart sapma blok konfigürasyonu



Şekil 6.23 Hidrojen akış, YP gerilim ve akım değerlerinin veri izleme döngüsü

Şekil 6.23'te ise 3 adet analog giriş verisi; hidrojen gazının akışı, yakıt pili akım ve gerilim değerlerinin sensör çıkışları, matematiksel operatörler ile gerçek değerlere dönüştürülmüş ve arayüz ekranında yer alan bilgi panellerine gönderilmiştir. Ayrıca yakıt pili gücünün de hesabı yapılmıştır.

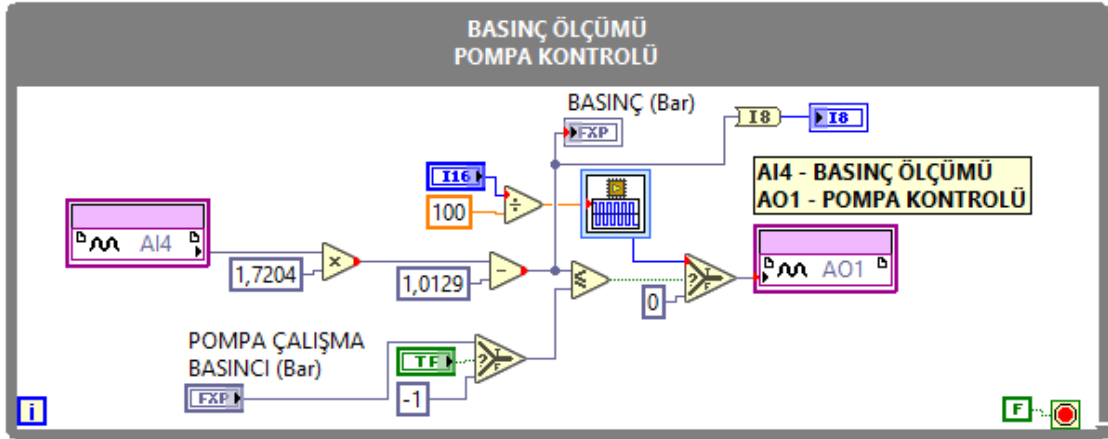


Şekil 6.24 Reaktör sıcaklıklarının kontrolünü sağlayan kontrol döngü bloğu

Şekil 6.24'te reaktörün iç sıcaklık dengesinin sağlanmasına yönelik yapılan kontrol döngüsü verilmektedir. Arayüz ekranından girilen referans sıcaklık değerleri ile

mevcut alt ve üst bölge sıcaklıkları karşılaştırma operatörlerinde karşılaştırılarak boolean tipi veri elde edilir ve bu veriler fanların devreye girmesini sağlayan transistörler için sürme sinyali görevi görürler. Böylece fanların ON-OFF kontrolü sağlanmış olur.

Şekil 6.25'te ise reaktör iç basınç verisi ile pompanın hız ayarının yapıldığı kontrol döngüsüne ait blok sunulmuştur.

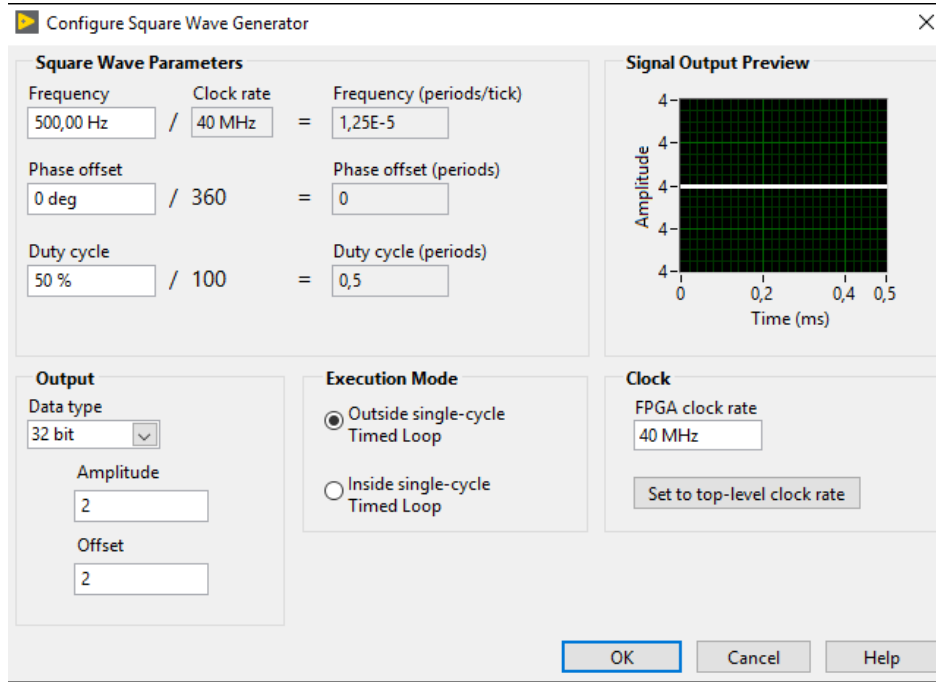


Şekil 6.25 Pompanın PWM kontrolünün sağlanması

Hidrojen tankındaki basınç değeri ile sisteme beslenmesi gereken yakıt miktarı arasında doğru orantılı bir ilişki bulunmaktadır. Eğer tank basıncı yüksek ise ve yakıt sabit bir hızda beslenmeye devam ediyorsa, tank içindeki basınç yükselmeye devam ederek reaktörün patlamasına sebebiyet verebilir. Eğer yakıt pili çalışıyor ve tanktaki hidrojen azalıyor ise basınç da düşmekte ve reaksiyonun hızlanması için daha yüksek oranlarda yakıtın sisteme pompalanması gerekmektedir.

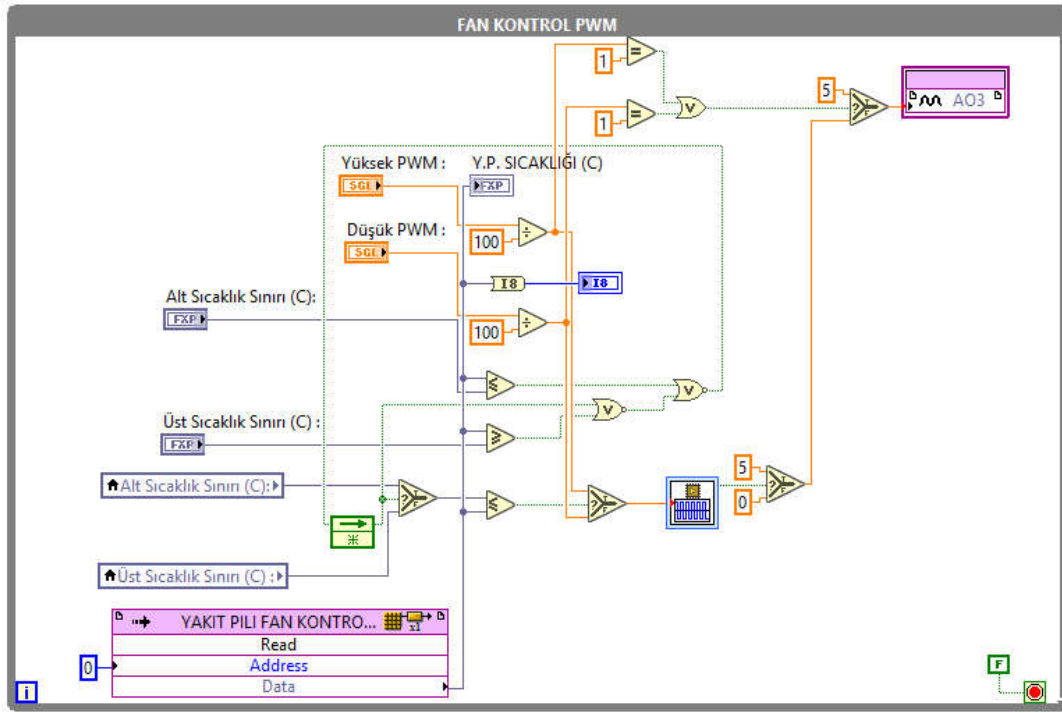
Bu döngüde öncelikle basınç sensör bilgisi kalibrasyon katsayısı ile koşullandırılmış olup, kontrol arayüz ekranından referans değer olarak girilen basınç değeri ile karşılaştırılmıştır. Eğer referans olarak girilen basınç değeri, tank basınç değerinden küçük veya ona eşit ise pompa çalıştırılmaktadır. Pompanın enerjilendirilmesi için ilgili transistöre gönderilen PWM sinyali, kare dalga üretici (square wave generator) ile üretilmektedir (Şekil 6.26). PWM anahtarlama frekansı 500 Hz olarak belirlenmiş olup, doluluk oranı (duty cycle), arayüz ön panelinden veya kare dalga üretici üzerinden programlanarak değiştirilebilmektedir. Pompayı anlık olarak durdurabilmek için ise bir adet boolean butonu eklenmiş olup, butona basıldığında karşılaştırma işlemi dışarıdan

girilen değeri ile yapılmaktadır. Butona basılmadığında ise gerçek basınç değeri, -1 değeri ile karşılaştırılarak çıkışta boolean false sinyali üretilmekte ve pompa acil durumlarda kapatılabilmektedir.



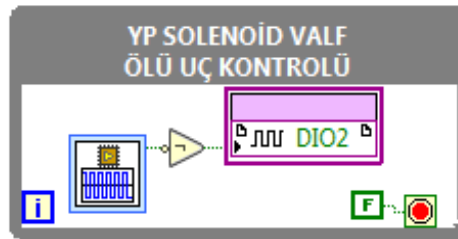
Şekil 6.26 Kare dalga üretici ile PWM sinyali üretilmesi

Şekil 6.27’de verilen kontrol blok döngüsünde, yakıt pili iç bölgesinde ölçülen sıcaklık verisi hafıza bloğu üzerinden sürekli izlenmekte ve fanın PWM kontrolü için referans girdi olarak kullanılmaktadır. Arayüz ekranında, yakıt pili için belirlenen alt ve üst sıcaklık sınırları mevcuttur. Okunan sıcaklık verisi, ilgili sınır sıcaklık değerleri ile sürekli karşılaştırılarak, fanın hangi PWM doluluk oranı ile sürüleceğine karar verilmektedir. PWM anahtarlama frekansı 25 kHz’dir, fan PWM sinyalinin doluluk oranları için de iki ayrı değer belirlenmiş olup, arayüz ekranından da bu değerlere müdahale etmek mümkündür. Fanı enerjilendiren MOSFET’in gate bacağına AO3 analog çıkış kanalı üzerinden sürme sinyali gönderilmektedir. Bu karar, karşılaştırma operatörleri vasıtası ile üretilen lojik 1 veya lojik 0 sinyallerinin “true or false” operatörüne uygulanması ile verilmektedir. Eğer çevresel koşullardan dolayı fanın sıcaklık değerinden bağımsız olarak en yüksek devirde dönmesi isteniyor ise PWM doluluk oranlarının her ikisi de %100 olacak şekilde veri girişi yapılır ve fan en yüksek devirde döner.



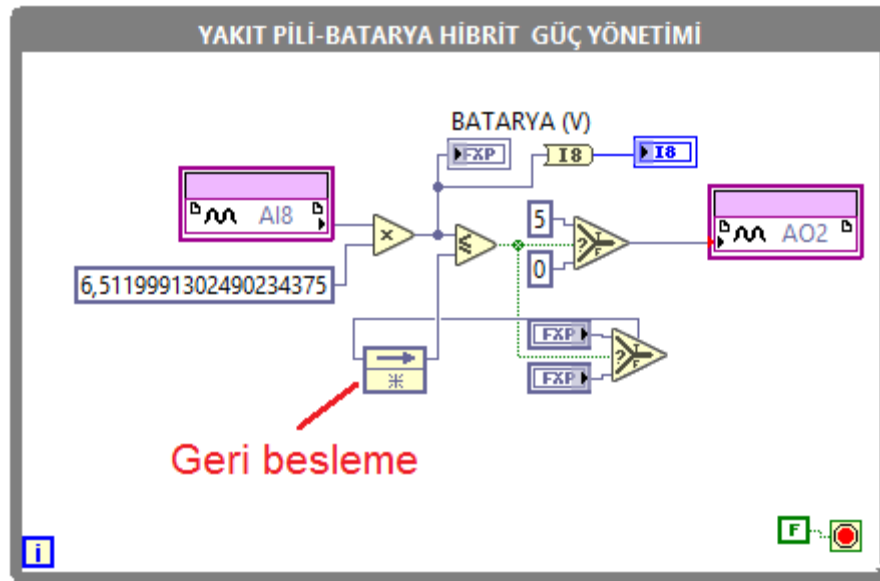
Şekil 6.27 Yakıt pili fanının PWM kontrolü

Şekil 6.28’de yakıt pilinin yakıt kullanım oranını arttırmayı amaçlayan ölü uç çalışma döngüsünün kontrol bloğu verilmektedir. Bu döngü içinde, solenoid vananın enerjilendirilmesinden sorumlu olan MOSFET’e sürme sinyali olarak DO2 kanalından 65,193 mHz frekans değerinde %99,9 dalga doluluk oranının inversi alınarak sürme sinyali gönderilmektedir. Solenoid valf normalde kapalı tip seçildiğinden sinyalin “not” kapısı ile inversi alınarak uygulanmıştır. Böylece valf, 15 saniye kapalı 10 ms açık olacak şekilde enerjilendirilmiştir.



Şekil 6.28 Yakıt pili ölü uç çalışma modu kontrol döngüsü

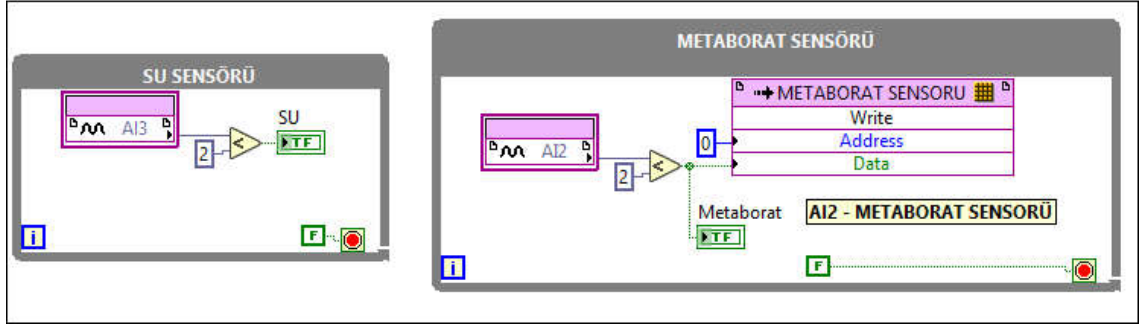
Şekil 6.29’da ise yakıt pili ve batarya tabanlı hibrit güç sisteminde bataryanın aşırı şarj durumundan korunmasına yönelik yapılan kontrol döngüsü verilmektedir.



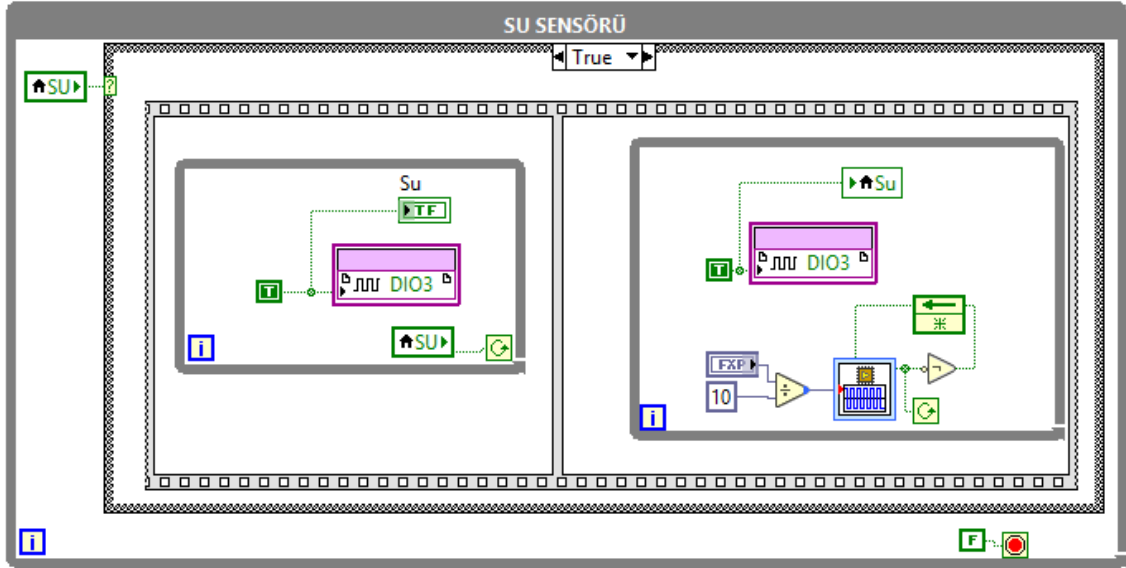
Şekil 6.29 Yakıt pili ve batarya hibrit güç yönetim sistemi kontrol döngüsü

İlgili döngüde bataryanın çıkış gerilimi, gerilim bölücü devre üzerinden sürekli olarak takip edilmektedir. Bataryanın yakıt pili üzerinden aşırı şarj olarak, kullanılamaz duruma gelmesini engellemek için batarya çalışma gerilim aralığı arayüz panelinden belirlenmiş olup karşılaştırma operatörüne referans olarak alt veya üst sınırdan hangisinin girileceği geri besleme ünitesi üzerinden yapılan karşılaştırma ile belirlenmektedir. Eğer batarya anlık gerilimi referans aralığın üstünde bir değer alıyorsa, batarya ve yakıt pili arasındaki bağlantıyı sağlayan MOSFET kesime sokulmaktadır, eğer batarya gerilimi referans aralıkta ise MOSFET sürme sinyali üretilerek ilgili analog çıkışa iletilmekte ve yarıiletken eleman iletime girmekte, batarya grubu şarj olmaktadır.

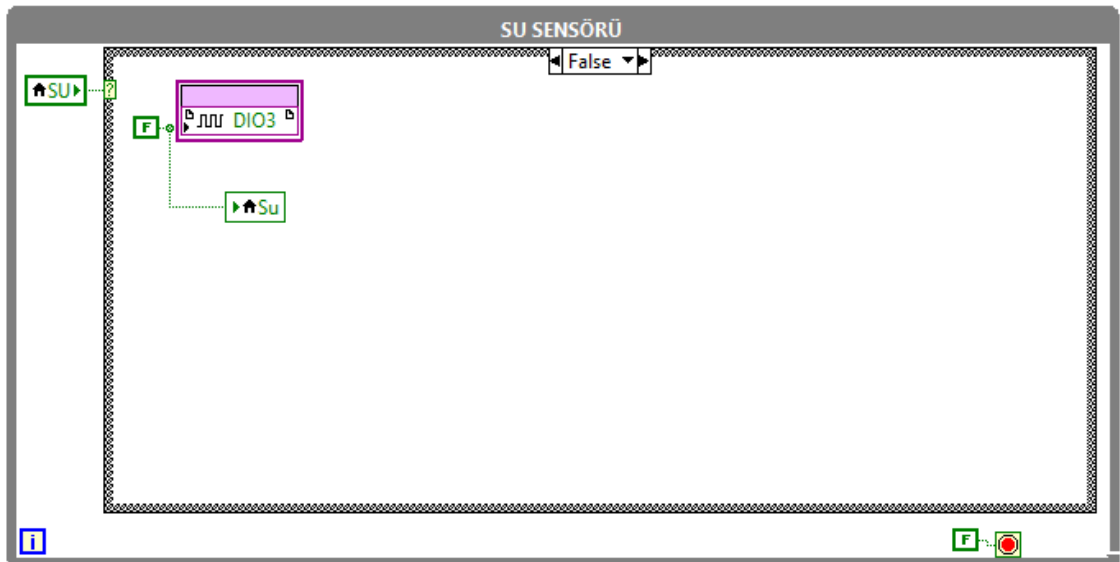
Sistemde önemli kontrol işlemlerinden biri de prosesin rejimini bozucu etkiler gösterebilecek atıkların hızlı şekilde tahliye edilebilmesidir. Şekil 6.30'da atık seviyelerinin tespit edilmesine yönelik oluşturulan veri izleme blok döngüleri verilmektedir. Su ve metaborat seviye sensörlerinden gelen analog veriler anlık olarak izlenmekte ve su sensörünün çıkışı lokal değişken olarak, metaborat seviyesinin çıkışı ise hafıza bloğuna, tahliye döngülerinde kullanılmak üzere atanmıştır.



Şekil 6.30 Su ve metaborat verilerinin izleme döngüsü



Şekil 6.31 Su tahliyesi kontrol döngüsü



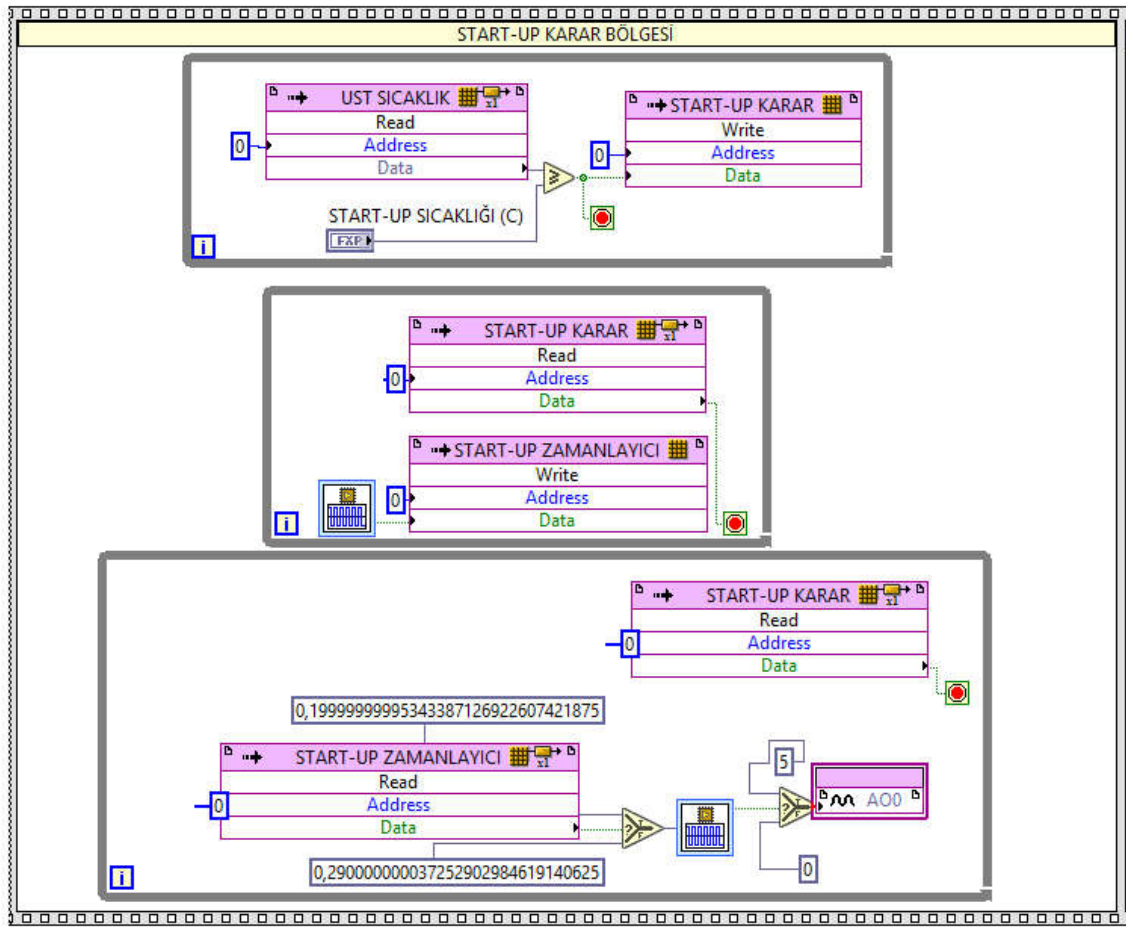
Şekil 6.32 Su seviyesinin kritik durumun altında olma döngüsü

Su sensöründen gelen analog veri, kritik seviyeye erişme durumunda lojik 1 sinyali, aksi durumda lojik 0 sinyali vermektedir. Eğer kritik seviye aşıldıysa Şekil

6.31’de verilen senaryo uygulanmakta ve su tahliye solenoid vanasına giden sürme sinyali belirli bir süre için üretilerek ilgili MOSFET iletime sokulmakta ve tahliye işlemi gerçekleşmektedir.

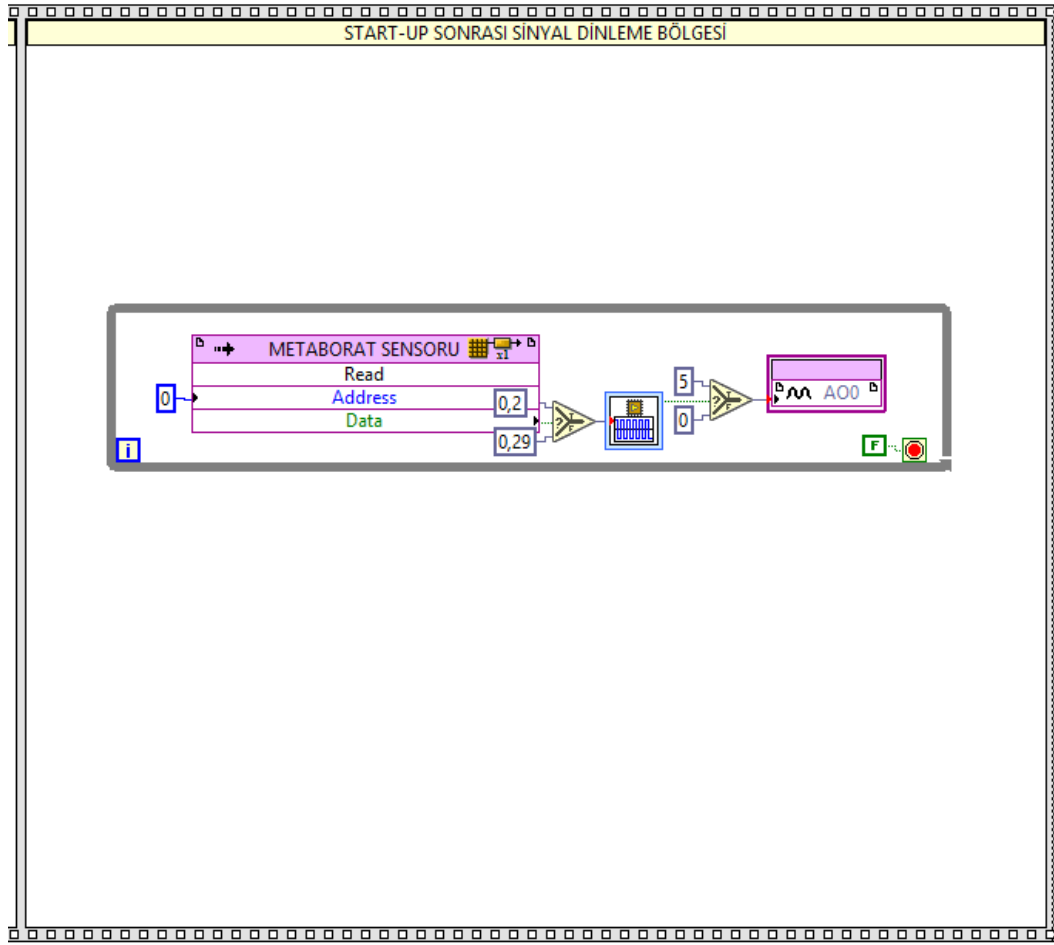
Eğer su seviyesi kritik sınırın altında ise Şekil 6.32’de gösterildiği gibi lojik 0 sinyali atanan DO3 kanalından MOSFET’e sürme sinyali gönderilmemektedir.

Metaborat tahliyesi için ise servo motor mekanizmalı bir sistem kurulmuş olup, ilgili kontrol döngüleri hem sıcaklık hem seviye sensör verilerinin durumlarına göre Şekil 6.33 ve Şekil 6.34’te verilmektedir.



Şekil 6.33 Sistem bekleme durumunda servo motor kontrol döngüsü

Şekil 6.33’te reaksiyonun ilk aşamasında reaktör sıcaklığı arzu edilen seviyeye gelene kadar servo tahliye hattına periyodik olarak açma kapama hareketleri yaptırılmaktadır. Uygun sıcaklığa ulaşıldığında ise bu döngü sonlandırılarak servo motorun sadece sensör çıkışından aldığı bilgi doğrultusunda hareket ettiği kontrollü döngü başlatılmaktadır (Şekil 6.34).

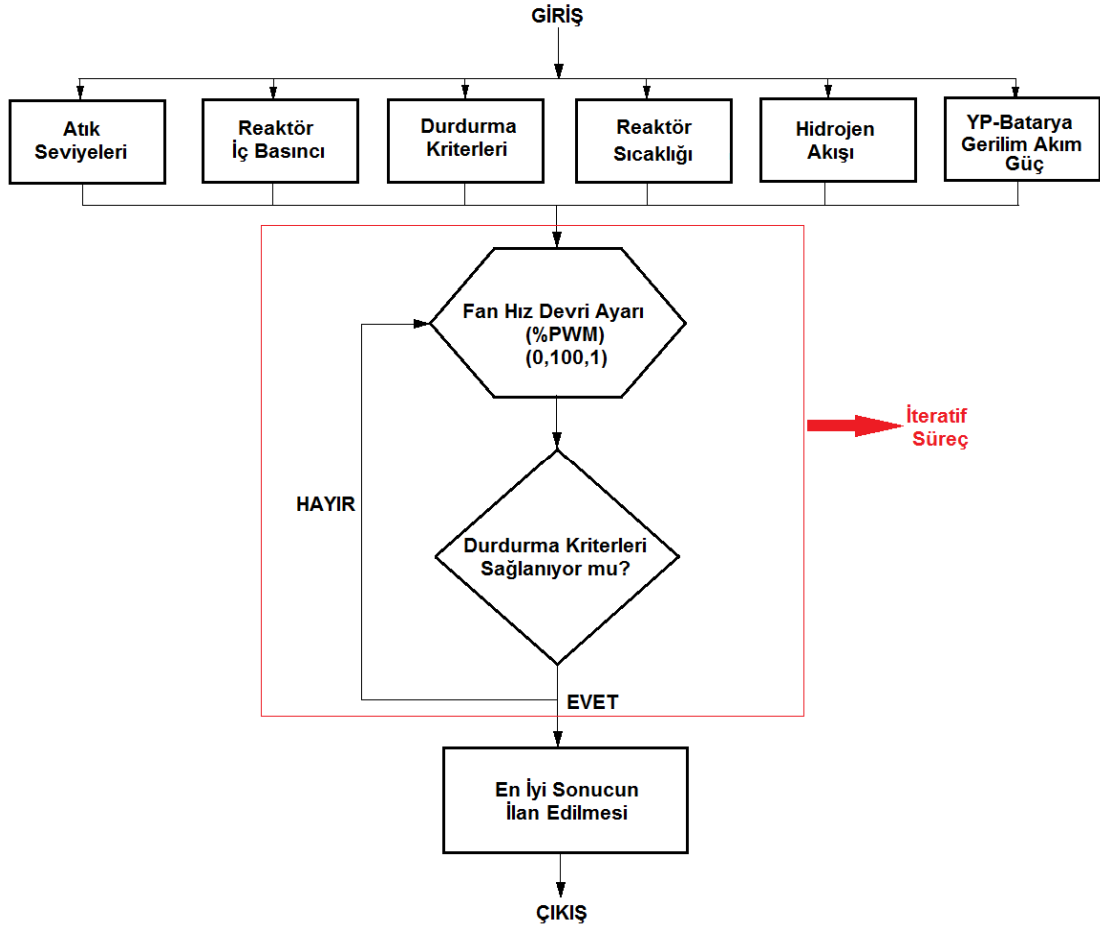


Şekil 6.34 Servo motorun sensör verisi ile kontrol edildiği döngü

Bu bölgede servo motor yalnızca metaborat seviyesi yüksek ise tahliye hattında sıkıştırılan yolu, kare dalga üretici vasıtasıyla belirlenen sürede açar ve boşaltım gerçekleşir. Aksi durumda servo motora tam kapatma sinyali gönderilir ve başka bir komut gelmediği sürece servo motor son konumunu korur.

6.4.3 Yazılım Optimizasyonu

Sodyum borhidrürden kontrollü ve sürekli bir şekilde hidrojen elde etme prosesi, yeni bir araştırma alanı olduğu için, sistem üzerinde kontrol edilen değişkenlerin çalışma aralıklarının bilinmesi ve tahmin edilmesi oldukça zordur. Konuyla ilgili literatürde yer alan çalışmalarda ise, sistemin kontrolüne ilişkin veriler çok kısıtlıdır. Bu nedenle tez çalışması kapsamında, kritik proses değişkenlerinin çalışma aralıklarının belirlenmesi amacıyla çok sayıda parametre üzerinde deneysel çalışmalar yapılmıştır ve yapılan çalışmaların proses çıktısı üzerine etkileri izlenmiştir. Bu çalışmaların sonucunda elde edilen veriler doğrultusunda proses kontrol yazılımı optimize edilerek son haline getirilmiştir.



Şekil 6.35 Reaktör fan devir hızının optimizasyon akış diyagramı

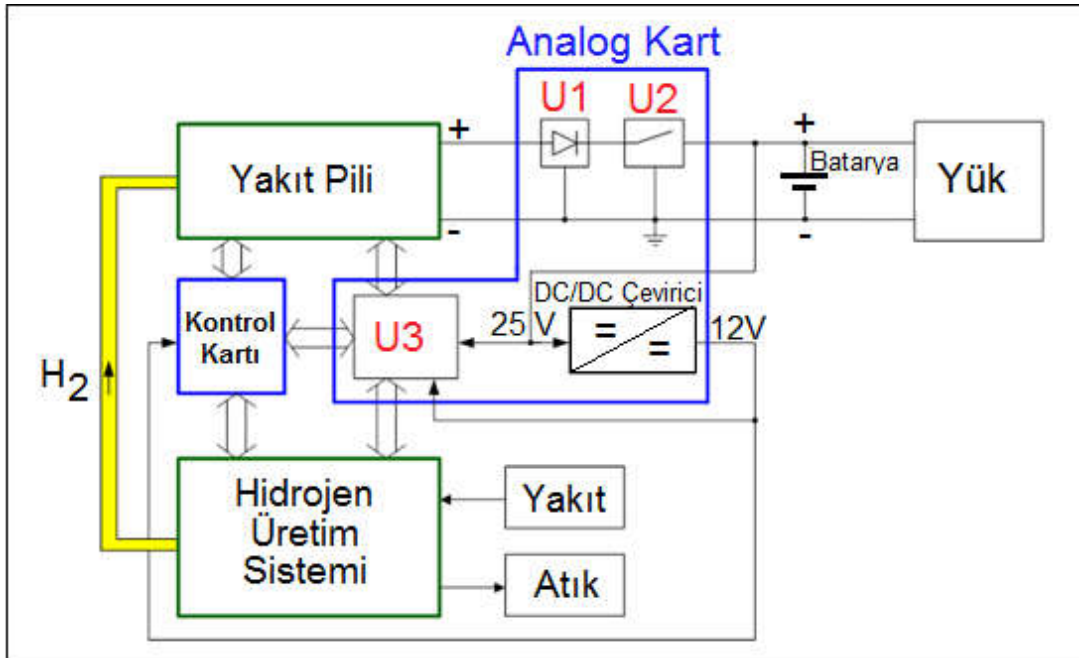
Gerçekleştirilen optimizasyon çalışmalarına örnek teşkil etmesi açısından, Şekil 6.35'te reaktör fan hızının ayarlanmasına ilişkin optimizasyon akış şeması verilmektedir. Sistemde reaktör sıcaklığına etki eden ve reaktör sıcaklığından etkilenen tüm proses verileri hafıza blokları üzerinden okunmaktadır. Ayrıca, durdurma kriterleri de sisteme tanımlanmaktadır. Fan hızının eldesi için %0-100 aralığında uygulanacak PWM sinyalleri, her döngüsel adımda %1 artım uygulanacak şekilde tanımlanmıştır. Sistemde durdurma kriterleri sağlanana kadar iteratif optimizasyon döngüsü devam etmektedir, durdurma kriteri sağlanınca ise, ilgili fan hızını veren PWM yüzdesi çalışma koşulu olarak ana yazılım senaryosuna girilmektedir.

Bu optimizasyon çalışması benzer şekilde; yakıt pili ideal sıcaklık aralığı, yakıt pili fan hızı aralığı, reaktör fan hızı aralığı, pompa çalışma basıncı, yakıt pili-batarya hibrit güç sisteminde MOSFET'in iletme girme aralığı, servo motor konumu, start-up sıcaklığı değerlerinin eldesi için ayrı ayrı gerçekleştirilmiştir. Elde edilen tüm

değerler, proses kontrol senaryosuna veri girişi olarak uygulanmıştır. Şekil 6.20’de yer alan kontrol sistemi arayüz ekranından da ilgili değerler görülebilmektedir.

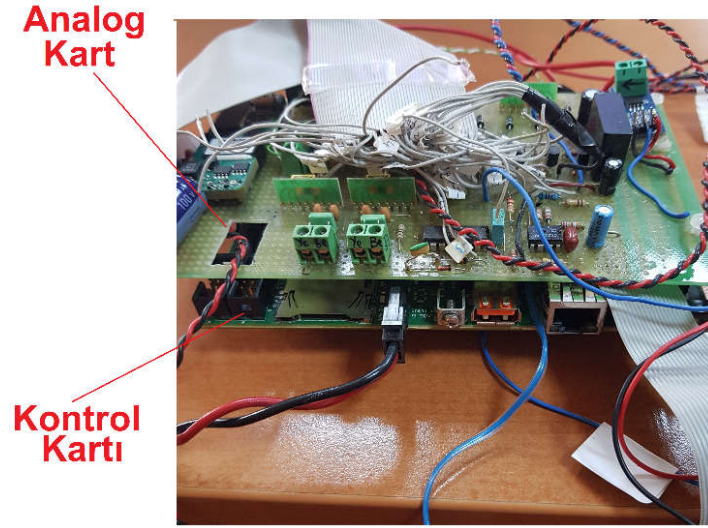
6.5 Sistem Entegrasyonu

İHA’nın uçuş süresinin uzatılmasına yönelik gerçekleştirilen tüm alt sistemlerin entegrasyon şeması Şekil 6.36’da verilmektedir. Yakıt pili çıkışı bataryaya analog kart üzerinde bulunan U1 ve U2 devreleri üzerinden bağlanmıştır. U1 devresi ilgili bölümde de anlatıldığı üzere diyot işlevi gören bir MOSFET olup, yakıt piline gelebilecek ters akımları engelleme işlevi bulunmaktadır. U2 ise yakıt pili üzerinden bataryanın kontrollü olarak şarj edilmesini sağlayan MOSFET’tir. Analog kart üzerindeki U3 devre bloğu, HÜS üzerindeki su toplama ara tankı ile oluşan metaboratın seviyelerini algılayan sinyalleri üretmekle birlikte, HÜS ve YP üzerindeki gerekli noktalarda sıcaklık, basınç, akım, gerilim okuma devreleri ve güç katına ait sürme devrelerinden oluşmaktadır. FPGA tabanlı kontrol kartı ise YP, HÜS ve güç yönetim sisteminin kontrolü için gerekli sinyal okuma ve üretme işlemlerini gerçekleştirmektedir.



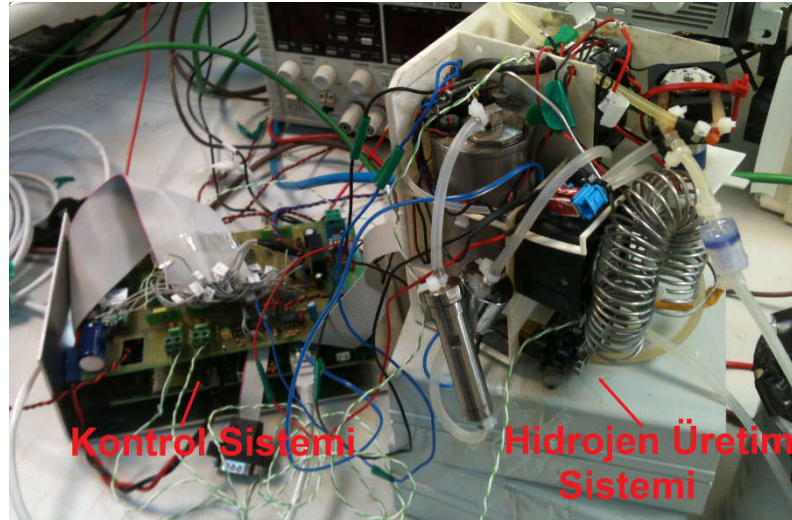
Şekil 6.36 Yakıt pili tabanlı enerji sistemi entegrasyon şematik gösterimi

Analog kart ve kontrol kartının entegre görünümü Şekil 6.37’de verilmektedir. Üst katta analog kart, alt katta ise kontrol kartı yerleştirilmiş, kartlar arası aktarılması gereken veriler fiziksel olarak bağlanmıştır.



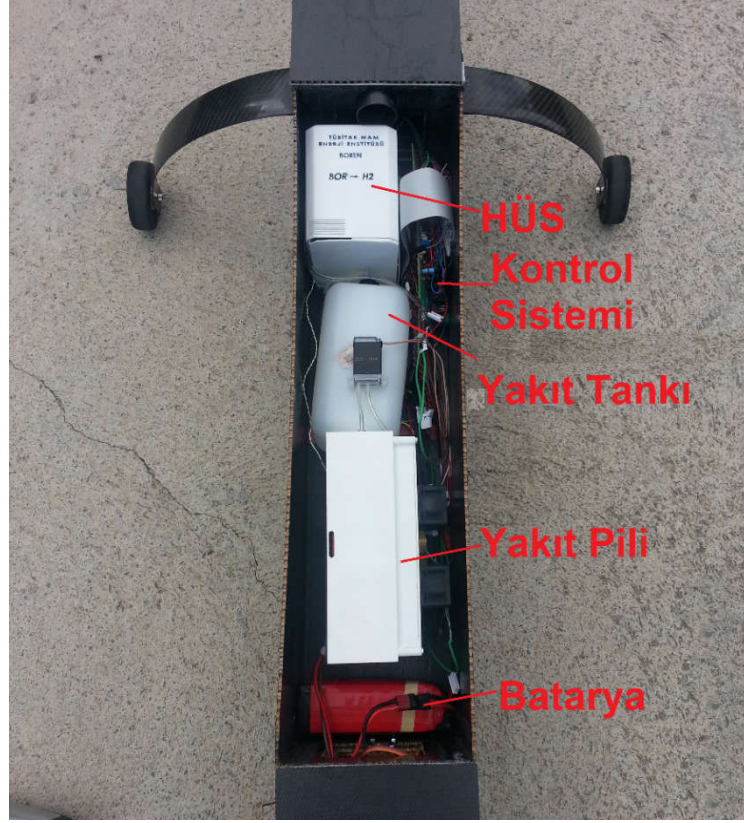
Şekil 6.37 Veri izleme ve kontrol sisteminde kullanılan kartların yerleşimi

Şekil 6.38’de hidrojen üretim sisteminin ve kontrol sisteminin laboratuvar testleri esnasında alınan görüntüsü verilmektedir.



Şekil 6.38 HÜS ve gömülü kontrol sistemi laboratuvar testleri

Tüm alt bileşenler İHA iç gövdesinde ayrılan kısma sığacak şekilde muhafaza kutularına alınmış ve gövde içine entegrasyonları gerçekleştirilmiştir (Şekil 6.39). Tüm sistem boyutları 150x150x600 mm’dir.



Şekil 6.39 Enerji sisteminin İHA iç gövdesi yerleşimi



Şekil 6.40 İHA kapalı durumu

Şekil 6.40'da İHA'nın iç yerleşimi yapıldıktan sonra, kanatlarının gövde üzerine kapatıldığı uçuşa hazır son hali gösterilmektedir.

6.6 Uçuş Senaryosu Performans Testleri

6.6.1 Uçuş Test Senaryosunun Oluşturulması

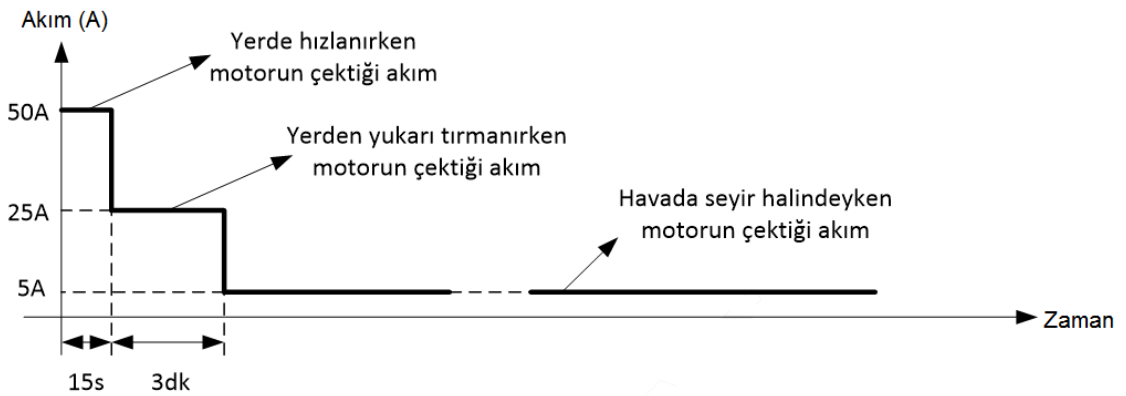
Bölüm 6.2’de İHA’nın tam yük koşulları altında, enerji kaynağı olarak sadece batarya kullanılarak yaptığı gerçek uçuş verileri göz önüne alınarak, aşağıdaki aşamalardan oluşan uçuş test senaryosu belirlenmiştir:

- 1- İlk 15 saniye boyunca 50 A seviyesinde akım çekilerek İHA’nın hızlanması ve yerden kaldırılması,
- 2- 3 dakika boyunca 25 A seviyesinde akım çekilerek İHA’nın tırmanmasının sağlanması
- 3- 5 A seviyesinde akım çekilerek İHA’nın sabit irtifada seyir gerçekleştirmesi

planlanarak İHA’nın kaç dakika havada kalabileceği ölçülecektir. Bu senaryo Şekil 6.41’de grafik olarak gösterilmektedir.

İlgili senaryo laboratuvar ortamında tüm sistemler entegre halde iken önce sadece batarya ile yükleme yapılacak ve uçuş süresi kayıt altına alınacak, ardından yakıt pili, hidrojen üretim sistemi ve bataryadan oluşan hibrit güç sistemi ile aynı uçuş senaryosuna göre yükleme testi gerçekleştirilecek ve yapılan çalışmanın uçuş süresine katkısı değerlendirilecektir.

Yükleme laboratuvar ortamında, DC elektronik yük cihazı vasıtasıyla yapılacaktır.



Şekil 6.41 İHA uçuş senaryosu

6.6.2 Performans Testleri

Yakıt pili tabanlı enerji sistemi ile yalnızca bataryalı enerji sisteminin aynı uçuş yüklenme senaryosuna tabi tutulması ve uçuş sürelerinin karşılaştırılması amacı ile laboratuvar ortamında test düzeneği oluşturulmuştur. İHA motorunun çekeceği akım,

DC elektronik yük (Chroma 63203 5,2 kW) tarafından Şekil 6.41'deki uçuş senaryosuna göre yüklenilecektir. Toplamda 3 dakika 15 saniye süren kalkış ve tırmanıştan sonra, havada düz seyir esnasında geçecek sürenin uzunluğu sistemlerin performansının karşılaştırılması için gerekli olan veridir. İlgili süreler hem kronometre hem de veri izleme ve kontrol sistemi üzerinden gerçek zamanlı olarak kayıt altına alınmaktadır.

6.6.2.1 Batarya ile Yapılan Performans Testi

İHA'nın tahrik motorunu enerjilendirebilecek seviyede seçilen batarya, 6 hücreli ticari lityum polimer batarya olup, marka ve etiket değerleri aşağıda verilmektedir:

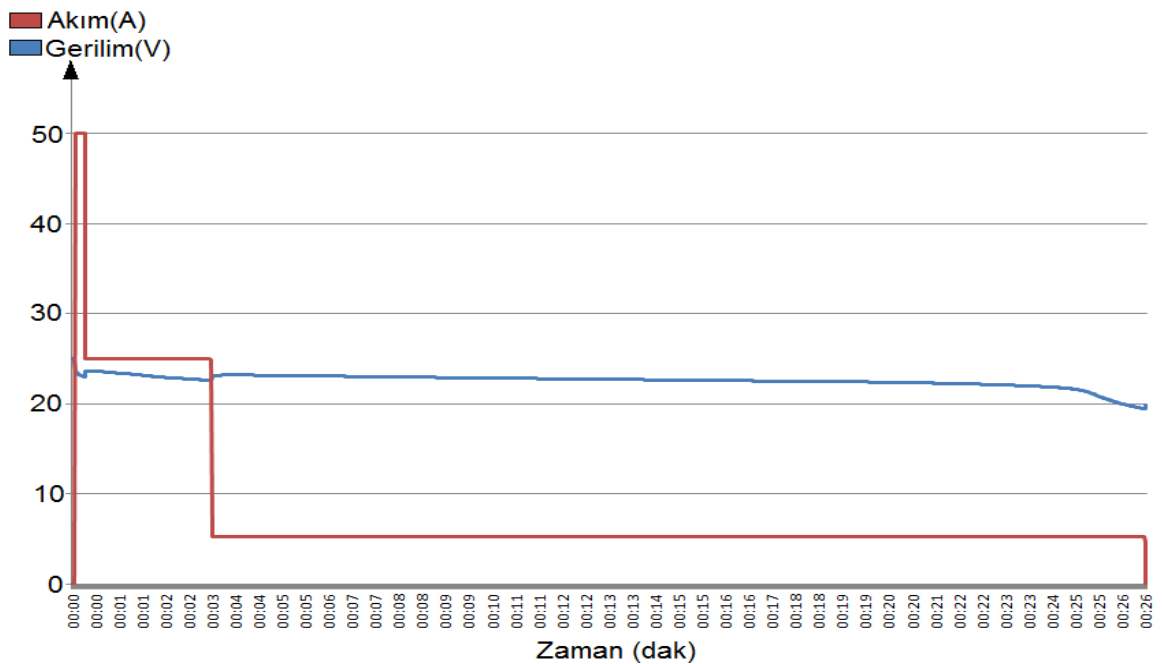
Marka: Gens Ace

Nominal Gerilim / Kapasite : 22,2 V / 5.000 mAh

Ağırlık: 800 gram (kablo ve konnektör dahil)

Batarya, performans testi öncesi şarj edilerek tam dolu hale getirilmiştir. Bataryanın çalışma gerilim aralığı, hibrit sistemde olacağı gibi 22-25 V aralığında seçildiğinden, test batarya grubunun gerilimi 22 V'a düşene kadar devam ettirilmiştir.

Test sonucunda elektronik yük üzerinden okunan ölçüm verileri Şekil 6.42'de verilmektedir.



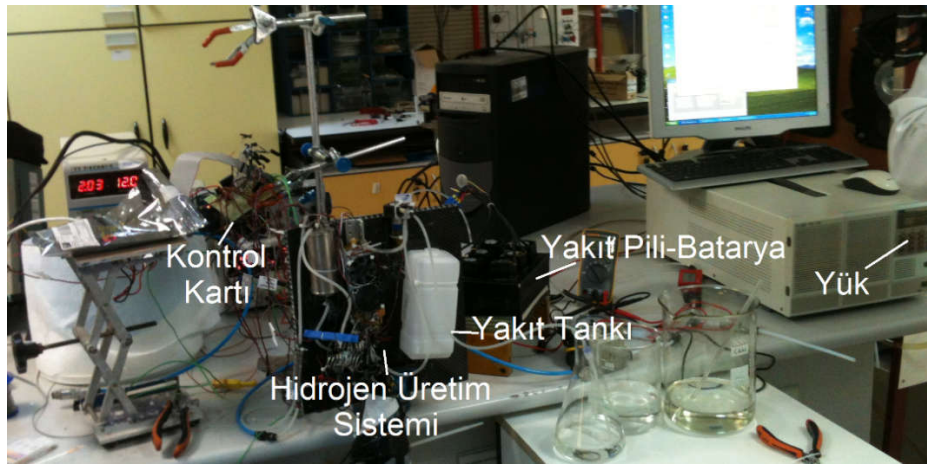
Şekil 6.42 Batarya uçuş senaryosu yüklenme testi sonuçları

Yapılan yüklenme testine göre, sadece batarya kullanılarak toplamda 25 dakika seyir süresi elde edilebilecektir. Bu süresin 3,25 dakikası kalkış ve tırmanış için harcanan süre olup, havada düz seyir hali 21,75 dakika sürmektedir.

6.6.2.2 Yakıt Pili Tabanlı Enerji Sistemi ile Yapılan Performans Testi

Tez çalışması kapsamında geliştirilen; yakıt pili, hidrojen üretim sistemi, kontrol sistemi ve bataryadan oluşan entegre enerji sisteminin uçuş senaryosuna göre yüklenme testini gerçekleştirmek amacıyla oluşturulan düzenek Şekil 6.43'te verilmektedir.

Sistemde yer alan yakıt pilinin ağırlığı 1,6 kg, HÜS ağırlığı 0,6 kg olup, tüm sistem enerji yoğunluğu 6 saat süreli yapılan performans testine göre 325 Wh/kg olarak hesap edilmiştir. İlgili enerji yoğunluk değeri, bu sistemin entegre performans testlerini konu alan [137] çalışmasında yayınlanmıştır.



Şekil 6.43 Entegre sistem uçuş senaryosu test düzeneği

Test esnasında sisteme ait önemli proses verileri olan reaktör sıcaklıkları, tank basıncı, atık seviyeleri, yakıt pili ve bataryaya ait akım, gerilim, yakıt pili gücü gibi bilgiler veri izleme ekranından gerçek zamanlı olarak izlenebilmektedir. Ayrıca arayüz ekranı üzerinden, fan ve yakıt pompası hızları, batarya ideal gerilim aralığı, reaksiyonun oturma şartlarını belirleyen sıcaklık gibi kritik değerlere de ön panelden müdahale edilebilmektedir. Test esnasında alınan anlık arayüz ekran görüntüsü Şekil 6.44'te verilmektedir.

Yakıt piline ait akım, gerilim, güç değerleri ile batarya geriliminin eş zamanlı olarak birbirlerine göre durumlarının izlenmesi için bu bilgiler arayüz ekranından grafik olarak izlenmiş ve ekran görüntüleri Şekil 6.45'te verilmiştir. İlgili şekilden yola

çıkılarak, sistemde hidrojen üretiminin gerçekleşmesi, yakıt pili geriliminin 0 değerinden 50 V olan açık devre gerilimine ulaşmasından görülebilmektedir. Gerilimin 50 V'a ulaşma süresi ise HÜS prosesinin hazır hale gelme süresi olup toplamda 1,73 dakika sürmüştür. Sistem elektronik yük üzerinden yüklenmeye başladıktan itibaren, bataryanın her güç talebinde yakıt pili akımı artmakta ve gerilimi düşmekte yani yakıt pili güç üretmekte ve bu güç ile bataryayı şarj etmektedir. Özellikle batarya geriliminin ani çökme durumlarında yakıt pilinden çekilen akım değerinin yükselişleri grafik üzerinden net bir şekilde görülebilmektedir. Testin son aşamalarında batarya gerilimi 22 V değerine yaklaştığında ise yakıt pili ürettiği akım ile hem bataryayı şarj edip hem de yükü besleyebilmektedir. Hibrit güç yönetim sistemi, tasarımına uygun bir şekilde çalışmaktadır.

Kritik proses verilerinden olan hidrojen basıncı ve yakıt pili sıcaklık grafikleri ise Şekil 6.46'da verilmektedir. Hidrojen üretiminin gerçekleşmesi, hidrojen tankında basınç oluşması ile anlaşılmaktadır ve tüm test trendi boyunca bu değer, yakıt pilinin tükettiği hidrojen miktarına göre yaklaşık 1 bar ile 3 bar arası değişmekte olup, HÜS prosesinin tam kontrollü olarak istenen seviyede hidrojen ürettiğinin en önemli göstergesidir.

Şekil 6.46'da verilen yakıt pili sıcaklık verisi ise yakıt pilinin aşırı ısınma eğilimine girmesini engellemek amacı ile yapılan PWM fan kontrolünün etkin çalıştığını göstermektedir. Yakıt pilinin sıcaklığı, kontrol aralığı üst sınırı olan 42 °C'ye yaklaştığında, belirlenen PWM sinyali ile sürülen fanlar kontrollü bir şekilde havayı beslemekte ve yakıt pili çalışma sıcaklığının 45 °C üzerine çıkmasına izin vermemektedir. Böylece, kritik sıcaklık tüm test boyunca aşılmamış olup sıcaklık kontrol altında tutulmuş, yakıt pili iç bileşenlerinin zarar görmesi engellenmiştir.

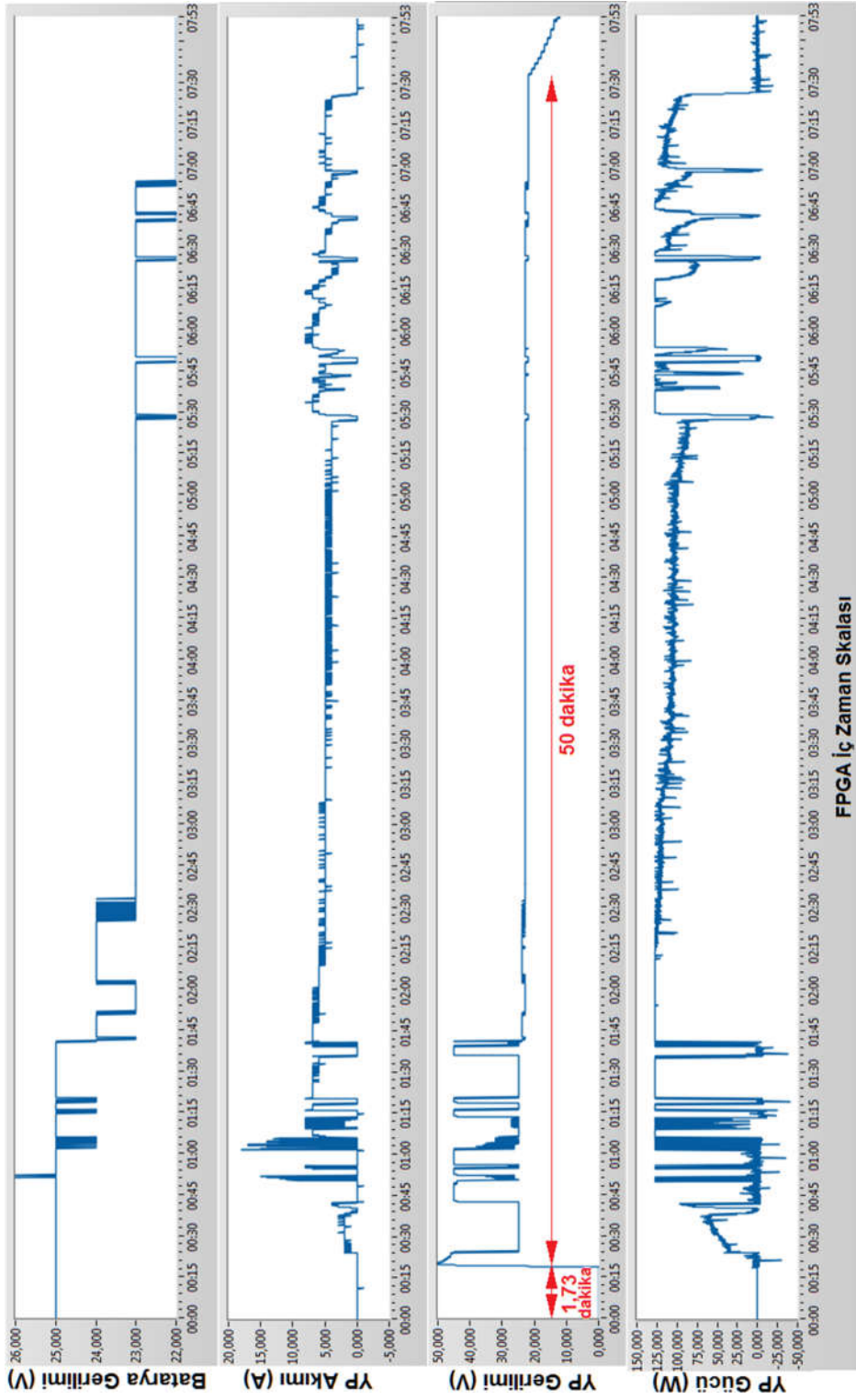
Test esnasında alınan grafikler FPGA gömülü kontrol kartından gerçek zamanlı olarak elde edilmiştir ve zaman skalası FPGA işlemcisinin kendi iç zamanlayıcısı tarafından üretildiği için zaman eksenleri doğrudan yansıtılmıştır.

Performans testinin yükleme aşaması Şekil 6.45'den görüleceği üzere yakıt piline hidrojen beslenip açık devre geriliminin görüldüğü anda başlatılmaktadır ve batarya gerilimi 22 V değerinin altına indiği zaman sona ermektedir. Yükleme testi toplam 50 dakika sürmüştür.

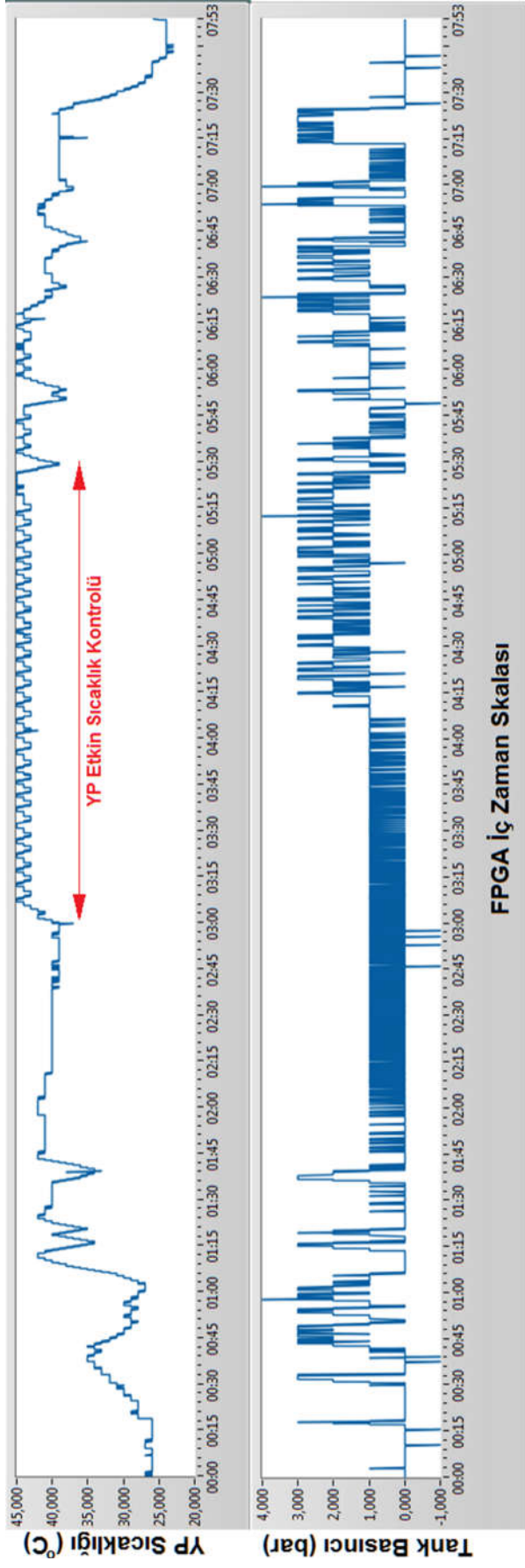
Metaborat Yolu : KAPALI		ÜST SICAKLIK (C) 69,2		ALT SICAKLIK (C) 59,74		BASINÇ (Bar) 0,3745		DEBİ (Lt/dk) 1,726		Y.P. VOLTAJİ (V) 24,93	
Su Yolu : AÇIK		Y.P. AKIMI (A) 6,933		Y.P. SICAKLIĞI (C) 41,75		BATARYA (V) 24,91		Y.P. GÜÇ (W) 172,5		POMPA AÇIK	

YAKIT PİLİ - BATARYA ANAHTARI Üst Değer (V): 25 Alt Değer (V): 23		FAN KONTROL		POMPA ÇALIŞMA BASINCI : 3 (Bar)	
Pompa Kontrol : 99 0 10 20 30 40 50 60 70 80 90		Alt Sıcaklık Sınırı (C): 39		START-UP SICAKLIĞI : 60 (C)	
		Üst Sıcaklık Sınırı (C) : 42		ÜST FAN ÇALIŞMA SICAKLIĞI : 95 (C)	
		Yüksek PWM : 80		ALT FAN ÇALIŞMA SICAKLIĞI 60 (C)	
		Düşük PWM : 50		SU SENSÖRÜ - GECİKME : 2 (s)	

Şekil 6.44 Performans testi arayüz ekranı



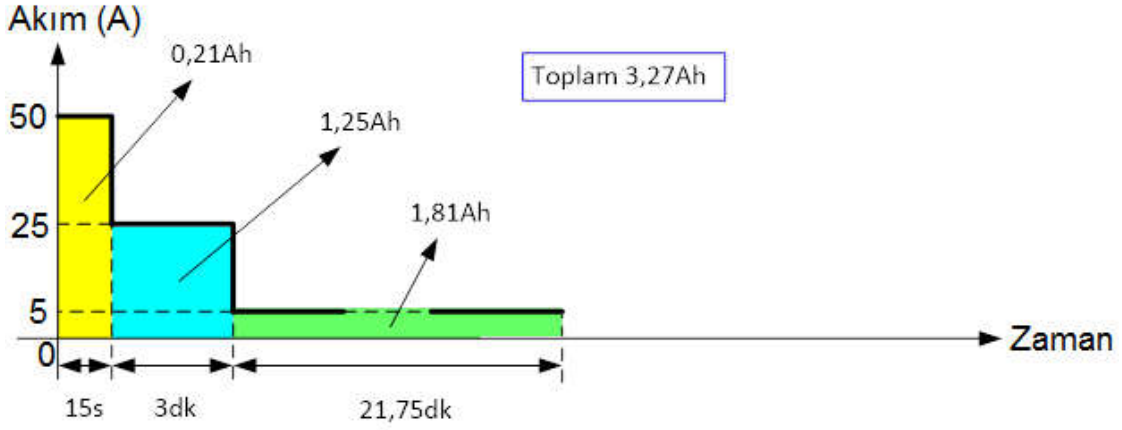
Şekil 6.4.5 Yakıt pili ve batarya performans verilerinin eş zamanlı değişimleri



Şekil 6.46 Yakıt pili sıcaklığı ve tank basıncının eş zamanlı değişimi

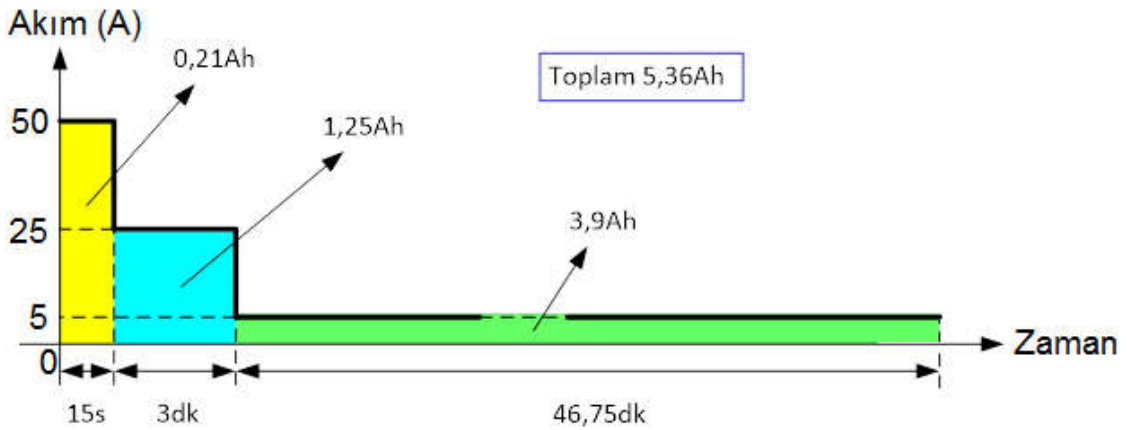
6.6.3 Performans Testlerinin Değerlendirilmesi

Şekil 6.47 ve 6.48’de sırası ile sadece bataryalı sisteme ve yakıt pili tabanlı hibrit sisteme ait performans test sonuçlarının grafik gösterimleri yer almaktadır.



Şekil 6.47 Batarya ile yapılan testin grafik gösterimi

Şekil 6.47’den görülebileceği gibi ilk (sarı) bölgede yani İHA yerden kalkmak için hızlanırken 0,21 Ah değerinde kapasite kullanımı, ikinci bölgede (mavi) yani İHA tırmanırken 1,25 Ah kapasite kullanımı ve son bölgede (yeşil) yani sabit irtifada seyir halindeyken 1,81 Ah kapasite kullanımı; toplam olarak 3,27 Ah kapasite kullanımı gerçekleşmiştir. 0,8 kg ağırlığında bir batarya tez çalışmasında konu edilmekte olan mini tip İHA’yı toplam 25 dakika uçurabilecektir.



Şekil 6.48 Yakıt pili sistemi ve batarya ile yapılan testin grafik gösterimi

Tez kapsamında uygulaması gerçekleştirilen yakıt pilli hibrit enerji sisteminde ise kalkış ve tırmanış bölümlerinde toplamda sabit 1,46 Ah değerinde kapasite kullanımı gerçekleştikten sonra, havada sabit irtifada seyir hali 46,75 dakikaya

ulaşmıştır. Bu süre sadece batarya kullanıldığında 21,75 dakika olarak elde edilmiştir (Şekil 6.47). İHA'nın toplam enerjilendirilebilme süresi aynı uçuş şartları altında, önerilen sistem ile tam olarak 2 katına çıkarılmıştır [140].

Yakıtını İHA platformu içinde üretebilecek şekilde tasarlanmış kontrollü hidrojen üretim sistemi, batarya ile yakıt pilinin hibrit bir yapı olarak kullanılmasına imkân veren ve bataryayı koruyan güç yönetim sistemi tez çalışması kapsamında başarılı bir şekilde tüm sistem entegrasyonu gerçekleştirilerek çalıştırılmış ve sadece bataryalı sisteme göre 2 kat uzatılmış uçuş süresi elde edildiği gösterilmiştir. İlgili sistemin toplam ağırlığı 3 kg olup, bunun 1,6 kg'ı yakıt pili modülüne, 600 gramı hidrojen üretim sistemine, 200 gramı ise kontrol kartına aittir. Yakıt olarak da 600 gr sodyum borhidrür sulu çözeltisi kullanılmış olup, bunun ağırlıkça %20'si sodyum borhidrürdür. Sistem uçuş süresini uzatma açısından başarılı olmakla birlikte yakıt pilinin ağırlığının azaltılması önemli bir konudur.

Yer testlerinde güç konseptinin ispatının doğrulanması önem arz ettiğinden, kullanılan yakıt pilinde ağırlık sınırlaması gözetilmemiştir ancak gerçek uçuş şartlarında sistemin ağırlık-performans açısından da bataryaya göre avantajlı hale gelmesi için metal plakalı, hava solumalı ve soğutmalı bir yakıt pili modülünün avantaj sağlayacağı açıktır. Uçuş süresinin bu tür bir yakıt pili modülü kullanılması durumunda, gerçek test verilerine göre tekrar değerlendirmesi yapılacaktır.

Tablo 3.4'te yer alan Aerostack A 200 yakıt pili modülü, 24 V gerilim değerinde 8-9 A sağlayabildiği için güç açısından bu uygulama için uygun görünmektedir. Bu yakıt pili, metal plakalı olup sadece modül ağırlığı 250 gramdır [111,118]. Yakıt pili yan sistemleri tez çalışması kapsamında gerçekleştirildiği için sadece modülün kullanılması yeterlidir. Hidrojen akışını ve basıncını düzenleyen regülatörler de HÜS içinde mevcuttur.

0,25 kg yakıt pili, 0,6 kg HÜS, 0,2 kg kontrol kartı ve İHA'nın tahrik sisteminden hariç olarak 1,5 kg faydalı yük taşınması durumunda 1,45 kg yakıt kullanımına göre yeni bir uçuş süresi hesabı yapabiliriz.

Bu durumda metal plaka kullanımından dolayı oluşacak olan ağırlık avantajının önemli bir kısmı yakıt kullanımı için değerlendirilmiş olacaktır.

Performans testlerinde 600 gram yakıt, sabit irtifa seyrinde eşit yüklenme koşulları altında kapasite kullanımını 1,81 Ah'den 3,9 Ah'e çıkarmış olup, 2,09 Ah ek kapasite oluşturmuştur. 1.450 gram yakıtın sağlayacağı ek kapasite:

$$Ek\ seyrir\ kapasitesi = \frac{1.450 \times 2,09}{600} = 5,0508\ Ah$$

olarak elde edilir.

Sabit irtifa seyrinde 5 A yüklenme koşulları göz önüne alınır ise, bataryalı uçuş süresinin üzerine eklenmesi gereken ek süre:

$$Ek\ uçuş\ süresi = \frac{5,0508}{5} = 1,0106\ saat = 60,6096\ dakika$$

bulunur.

Bu süre sadece bataryalı uçuşun toplam süresi olan 25 dakikanın üstüne eklendiğinde:

$$Toplam\ uçuş\ süresi = 25 + 60,6096 = 85,61\ dakika$$

süresine ulaşılacaktır.

Test aşamasında kullanılan sodyum borhidrür çözeltisinin derişimi %20 olup, gerçekleştirilen sistem %30 derişime kadar çalışmaya uygun olarak tasarlanmıştır. Bu durumda üretilecek hidrojen yakıtından gelen enerji de 1,5 kat artacaktır. Bu şartlara göre hesaplanabilecek yeni uçuş süresi:

$$Yüksek\ derişimli\ ek\ uçuş\ süresi = 60,6096 \times 1,5 = 90,9144\ dakika$$

olarak elde edilir ve bataryalı uçuş süresi de bu değere eklenir ise

$$Yüksek\ derişimli\ toplam\ uçuş\ süresi = 25 + 90,9144 = 115,9144\ dakika$$

uçuş süresine kadar ulaşılacaktır.

Bu durumda hem mini İHA görevi için 1,5 kg ekipman taşıyabilir hale gelecek hem de toplam uçuş süresi 25 dakika seviyesinden yaklaşık 116 dakikaya kadar çıkabilecektir.

Bu tür bir sistemde platformun tahrik motorunun müsaade ettiği pil kapasitesi, yakıt tankı büyüklüğü, yakıt pili ağırlığı ve kapasitesi, beslenen çözeltinin derişimi,

taşınması gereken faydalı yük ağırlığı, beklenen minimum uğuş süresi gibi kriterler göz önüne alınarak farklı tasarımlar ve farklı uğuş süreleri elde edilebilecektir.

Tez çalışması kapsamında, 4 kg ağırlık kaldırma kapasiteli, 2,5 metre kanat açıklığına sahip, sabit kanatlı, elektrik motorlu mini tip bir İHA'nın, sadece batarya kullanılarak gerçekleştirilen uçuş süresini uzatmaya yönelik olarak;

- 200 W PEM yakıt pili sistemi
- Yakıt pilinin ihtiyacı olan hidrojeni uçuş esnasında kontrollü olarak üretebilen hidrojen üretim sistemi
- Yakıt pili ve bataryayı kontrollü bir şekilde hibrit olarak çalıştıran güç yönetim sistemi
- Sistemin proses kontrol ve güç yönetim sistemini entegre şekilde kontrol eden gömülü kontrol sistemi

bileşenleri geliştirilmiş ve gerçek uçuş senaryosu temel alınarak laboratuvar şartlarında performans testine tabi tutulmuştur.

Elde edilen test verileri doğrultusunda ve aynı yüklenme koşulları altında; geliştirilen sistemin, konvansiyonel bataryalı sisteme göre uçuş süresini en az 2 katına çıkardığı gösterilmiştir. Bu sistemde alternatif olarak kullanılabilecek başka bir yakıt pili modülünün verileri, gerçek test verileri ile beraber kullanılarak daha uzun uçuş süresinin elde edilebileceği örnek bir hesaplama yapılmıştır. Bu sayede, yakıt miktarının artması ve yakıt pili modülünün hafiflemesi, yakıt derişiminin artması gibi etkenlerin uçuş süresine katkısı sunulmuştur.

Geliştirilen sistem; yakıt miktarı ve derişimi, faydalı yük taşıma kapasitesi, minimum uçuş süresi, platformun farklı yüklenme senaryoları gibi konularda tasarım esnekliğine sahiptir. Böylece, İHA'nın görevinin gerektirdiği doğrultuda uçuş süreleri ve faydalı yük kapasiteleri ayarlanabilmektedir.

Bu çalışmanın literatüre özgün katkısı; gerçek bir İHA platformunun hem bataryalı hem de hidrojenini HÜS üzerinden sağlayan hibrit yakıt pili sistemi ile aynı uçuş senaryosu testine tabi tutulması ve yakıt pili sisteminin uçuş süresine net katkısının ortaya konulmasıdır. Bu bağlamda yakıt pili, hidrojen üretim ve güç

yönetim sistemleri ile entegre çalışabilen ve İHA uygulamasına uygun optimize edilmiş FPGA tabanlı gömülü veri izleme ve kontrol sistemi de sunulmuştur.

Bu uygulamada gerçekleştirilen hidrojen üretim sisteminin, kapasitesi arttırılarak ve yüksek güçlü yakıt pili sistemleri ile entegre edilerek, daha büyük elektrikli araç platformlarında kullanıma uygun, gelecek vaat eden, emisyonsuz bir menzil uzatıcı sistemi olarak kullanılabileceği öngörülmektedir. Bu tür bir menzil uzatıcı sistemin kullanılacağı platformlarda, şarj istasyonlarına ihtiyaç duyulmadan, araç içi batarya grubunun seyir halinde iken şarj edilme imkânı bulunmaktadır. İHA veya elektrikli araç gibi platformların uçuş/seyir sürelerinin, depoladıkları sodyum borhidrüllü yakıt miktarının seviyesi ile doğru orantılı olarak artacağı açıktır.

İlgili sistem, araç platformlarının yanı sıra, elektrik şebekesinin olmadığı sahalarda, taşınabilir veya yerleşik güç kaynağı olarak da kullanılabilecek bir tasarıma sahiptir. Kullanım alanları; yük ihtiyaçları doğrultusunda, performans, maliyet, ağırlık, hacim gibi kriterler göz önünde bulundurularak çeşitlendirilebilir.

Tezin, araştırma geliştirme faaliyetlerinin yoğun olarak yürütüldüğü bu alanda, bundan sonra yapılacak benzer araştırma, geliştirme ve tasarım çalışmaları için iyi bir referans olacağı düşünülmektedir.

- [1] S. Jordan, J. Moore, S. Hovet, J. Box, J. Perry, K. Kirsche, D. Lewis ve Z. T. H. Tse, "State of the art technologies for UAV inspections," *IET Radar, Sonar & Navigation*, vol. 12, no. 2, pp. 151–164, 2018.
- [2] T. Adão, J. Hruška, L. Pádua, J. Bessa, E. Peres, R. Morais ve J. Sousa, "Hyperspectral imaging: A review on UAV-based sensors, data processing and applications for agriculture and forestry," *Remote Sensing*, vol. 9, no. 11, p. 1110, 2017.
- [3] J. Sun, B. Li, Y. Jiang ve C. Y. Wen, "A camera-based target detection and positioning UAV system for search and rescue (SAR) purposes," *Sensors*, vol. 16, no. 11, p. 1778, 2016.
- [4] C. A. Rokhmana, "The potential of UAV-based remote sensing for supporting precision agriculture in Indonesia," *Procedia Environmental Sciences*, vol. 24, pp. 245–253, 2015.
- [5] L. Wallace, A. Lucieer, C. Watson ve D. Turner, "Development of a UAV-LiDAR system with application to forest inventory," *Remote Sensing*, vol. 4, no. 6, pp. 1519–1543, 2012.
- [6] R.J. Bachmann , "Biologically inspired mechanisms facilitating multimodal locomotion for areal micro-robot," *Proceedings of the 24th international unmanned air vehicles conference*, Bristol, UK, 2009.
- [7] S.H. Seo, J.I. Choi ve J. Song, "Secure utilization of beacons and UAVs in emergency response systems for building fire hazard," *Sensors*, vol. 17, no. 10, p. 2200, 2017.
- [8] C. Ulloa, J. M. Nuñez, C. Lin ve G. Rey, "AHP-based design method of a lightweight, portable and flexible air-based PV-T module for UAV shelter hangars," *Renewable Energy*, vol. 123, pp. 767–780, 2018.
- [9] L. Petricca, P. Ohlckers ve C. Grinde, "Micro and nano-air vehicles: State of the art," *International Journal of Aerospace Engineering*, vol. 2011, pp. 1–17, 2011.
- [10] J.M. Krawczyk, A.M. Mazur ve T. Stoklosa, "Fuel cells as alternative power for unmanned aircraft systems-current situation and development trends," *Transactions of Institute of Aviation*, vol. 4, pp. 49-62, 2014.
- [11] S. Goriparti, E. Miele, F. D. Angelis, E. D. Fabrizio, R. P. Zaccaria ve C. Capiglia, "Review on recent progress of nanostructured anode materials for Li-ion batteries," *Journal of Power Sources*, vol. 257, pp. 421–443, 2014.
- [12] H. Chen, T. N. Cong, W. Yang, C. Tan, Y. Li ve Y. Ding, "Progress in electrical energy storage system: A critical review," *Progress in Natural Science*, vol. 19, no. 3, pp. 291–312, 2009.
- [13] Z. Pan, L. An ve C. Wen, "Recent advances in fuel cells based propulsion systems for unmanned aerial vehicles," *Applied Energy*, vol. 240, pp. 473–485, 2019.

- [14] N. Lapeña-Rey, J. Blanco, E. Ferreyra, J. Lemus, S. Pereira ve E. Serrot, "A fuel cell powered unmanned aerial vehicle for low altitude surveillance missions," *International Journal of Hydrogen Energy*, vol. 42, no. 10, pp. 6926–6940, 2017.
- [15] J. Renau, F. Sánchez, A. Lozano, J. Barroso ve F. Barreras, "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*, vol. 356, pp. 124–132, 2017.
- [16] A. Khor, P. Leung, M.R. Mohamed, C. Flox, Q. Xu, L. An, vd., "Review of zinc-based hybrid flow batteries: From fundamentals to applications," *Mater Today Energy*, vol:8, pp.80-108, 2018.
- [17] Ó. González-Espasandín, T. J. Leo ve E. Navarro-Arévalo, "Fuel cells: A real option for unmanned aerial vehicles propulsion," *The Scientific World Journal*, vol. 2014, pp. 1–12, 2014.
- [18] T. H. Bradley, B. A. Moffitt, T. F. Fuller, D. N. Mavris ve D. E. Parekh, "Comparison of design methods for fuel cell powered unmanned aerial vehicles," *Journal of Aircraft*, vol. 46, no. 6, pp. 1945–1956, 2009.
- [19] "Horizons Aeropak in korean UAV record, first russian flight," *Fuel Cells Bulletin*, vol. 2010, no. 12, p. 5, 2010.
- [20] <http://www.suasnews.com/2012/08/18346/thunderbirds-are-go-chinese-fuel-cell-powered-uav-first-flight/> (Erişim zamanı; Aralık, 3, 2019).
- [21] T. Kim ve S. Kwon, "Design and development of a fuel cell-powered small unmanned aircraft," *International Journal of Hydrogen Energy*, vol. 37, no. 1, pp. 615–622, 2012.
- [22] T. Kim, "NaBH₄ (sodium borohydride) hydrogen generator with a volume-exchange fuel tank for small unmanned aerial vehicles powered by a PEM (proton exchange membrane) fuel cell," *Energy*, vol. 69, pp. 721–727, 2014.
- [23] K. Kim, T. Kim, K. Lee ve S. Kwon, "Fuel cell system with sodium borohydride as hydrogen source for unmanned aerial vehicles," *Journal of Power Sources*, vol. 196, no. 21, pp. 9069–9075, 2011.
- [24] E. L. González, J. S. Cuesta, F. J. V. Fernandez, F. I. Llerena, M. A. R. Carlini, C. Bordons, E. Hernandez ve A. Elfes, "Experimental evaluation of a passive fuel cell/battery hybrid power system for an unmanned ground vehicle," *International Journal of Hydrogen Energy*, vol. 44, no. 25, pp. 12772–12782, 2019.
- [25] E. Özbek, S. Durmuş, Y. Şöhret ve T. H. Karakoç, "Elektrik motorlu ve yüksek faydalı yük oranlı mikro sınıfı bir İHA tasarımı, üretimi ve testleri," *Sürdürülebilir Havacılık Araştırmaları Dergisi*, vol. 1, no. 2, pp. 80–91, 2016.
- [26] M. N. Boukoberine, Z. Zhou ve M. Benbouzid, "A critical review on unmanned aerial vehicles power supply and energy management: Solutions, strategies, and prospects," *Applied Energy*, vol. 255, p. 113823, 2019.

- [27] G. Cai, J. Dias ve L. Seneviratne, "A survey of small-scale unmanned aerial vehicles: Recent advances and future development trends," *Unmanned Systems*, vol. 02, no. 02, pp. 175–199, 2014.
- [28] R. Ke, Z. Li, S. Kim, J. Ash, Z. Cui ve Y. Wang, "Real-time bidirectional traffic flow parameter estimation from aerial videos," *IEEE Transactions on Intelligent Transportation Systems*, vol. 18, no. 4, pp. 890–901, 2017.
- [29] G. Guido, V. Gallelli, D. Rogano ve A. Vitale, "Evaluating the accuracy of vehicle tracking data obtained from unmanned aerial vehicles," *International Journal of Transportation Science and Technology*, 5(3):136–51, 2016.
- [30] <https://unmanned-aerial.com/nokias-uav-traffic-management-concept-implements-lte-network> (Erişim zamanı; Aralık, 10, 2019).
- [31] <https://www.dailysignal.com/2018/06/13/states-need-more-authority-to-counter-hostiledrones> (Erişim zamanı; Aralık, 4, 2019).
- [32] N. Adnan, S. M. Nordin ve M. A. B. Bahrudin, "Sustainable interdependent networks from smart autonomous vehicle to intelligent transportation networks," *Studies in Systems, Decision and Control Sustainable Interdependent Networks II*, pp. 121–134, 2018.
- [33] <https://insidetowers.com/cell-tower-news-att-working-make-drone-tower-inspectionsintelligent/> (Erişim zamanı; Aralık, 4, 2019).
- [34] J. I. Larrauri, G. Sorrosal ve M. Gonzalez, "Automatic system for overhead power line inspection using an unmanned aerial vehicle — RELIFO project," 2013 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS), 2013.
- [35] <http://fortune.com/2015/10/23/gedrones-power-grid> (Erişim zamanı; Aralık, 3, 2019).
- [36] C. Kyrkou, S. Timotheou, P. Kolios, T. Theocharides and C. Panayiotou, "Drones: Augmenting our quality of life," *IEEE Potentials*, vol. 38, no. 1, pp. 30–36, 2019.
- [37] S. Sankarasrinivasan, E. Balasubramanian, K. Karthik, U. Chandrasekar ve R. Gupta, "Health monitoring of civil structures with integrated UAV and image processing system," *Procedia Computer Science*, vol. 54, pp. 508–515, 2015.
- [38] <https://www.nasa.gov/topics/earth/earthmonth/volcanic-plumeuavs.html> (Erişim zamanı; Aralık, 4, 2019).
- [39] <https://www.droneaddicts.net/volcano-monitoring-made-efficient-drones> (Erişim zamanı; Aralık, 7, 2019).
- [40] W. Zang, J. Lin, Y. Wang ve H. Tao, "Investigating small-scale water pollution with UAV remote sensing technology," *World Automation Congress, IEEE*; p. 1–4, 2012.
- [41] T. Villa, F. Gonzalez, B. Miljievic, Z. Ristovski ve L. Morawska, "An overview of small unmanned aerial vehicles for air quality measurements: Present applications and future perspectives," *Sensors*, vol. 16, no. 7, p. 1072, 2016.

- [42] <https://www.logistics.dhl/global-en/home/insights-and-innovation/thought-leadership/trendreports/unmanned-aerial-vehicles.html> (Erişim zamanı; Aralık, 7, 2019).
- [43] <https://appleinsider.com/articles/15/11/30/amazon-teases-newdetails-of-planned-prime-air-drone-delivery-service> (Erişim zamanı; Aralık, 7, 2019).
- [44] <https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20160009120.pdf> (Erişim zamanı; Aralık, 7, 2019).
- [45] <http://www.vuedexception.fr/delivery-by-drone> (Erişim zamanı; Aralık, 1, 2019).
- [46] G. Potrino, N. Palmieri, V. Antonello ve A. Serianni, "Drones support in precision agriculture for fighting against parasites," 2018 26th Telecommunications Forum (TELFOR), 2018.
- [47] Y. Chen, J. P. Guerschman, Z. Cheng ve L. Guo, "Remote sensing for vegetation monitoring in carbon capture storage regions: A review," *Applied Energy*, vol. 240, pp. 312–326, 2019.
- [48] <https://www.pwc.pl/pl/pdf/clarity-from-above-pwc.pdf> (Erişim zamanı; Aralık, 7, 2019).
- [49] H. Shakhathreh, A. H. Sawalmeh, A. Al-Fuqaha, Z. Dou, E. Almaita, I. Khalil, N. S. Othman, A. Khreishah ve M. Guizani, "Unmanned aerial vehicles (UAVs): A survey on civil applications and key research challenges," *IEEE Access*, vol. 7, pp. 48572–48634, 2019.
- [50] <https://www.groundai.com/project/skylite-end-to-end-design-oflow-altitude-uav-networks-for-providing-lte-connectivity/> (Erişim zamanı; Aralık, 1, 2019).
- [51] K. P. Valavanis ve G. J. Vachtsevanos, "Handbook of unmanned aerial vehicles," Springer, 2015.
- [52] D. Schafroth, S. Bouabdallah, C. Bermes ve R. Siegwart, "From the test benches to the first prototype of the mufly micro helicopter," *Unmanned Aircraft Systems*, pp. 245–260, 2009.
- [53] O. Deniz, "İçten yanmalı motorlar ders notları," Yıldız Teknik Üniversitesi Makine Mühendisliği Bölümü Otomotiv Anabilim Dalı, 2008.
- [54] M. Hassanalain ve A. Abdelkefi, "Classifications, applications, and design challenges of drones: A review," *Progress in Aerospace Sciences*, vol. 91, pp. 99–131, 2017.
- [55] A.F. El-Sayed, "Aircraft propulsion and gas turbine engines," CRC Press; 2017.
- [56] R. Austin, "Unmanned aircraft systems: UAVs design, development and deployment," vol. 54. John Wiley & Sons; 2011.
- [57] B. Lee, P. Park, C. Kim, S. Yang ve S. Ahn, "Power managements of a hybrid electric propulsion system for UAVs," *Journal of Mechanical Science and Technology*, vol. 26, no. 8, pp. 2291–2299, 2012.

- [58] O. Z. Sharaf ve M. F. Orhan, "An overview of fuel cell technology: Fundamentals and applications," *Renewable and Sustainable Energy Reviews*, vol. 32, pp. 810–853, 2014.
- [59] B. Glasgo, I. L. Azevedo ve C. Hendrickson, "How much electricity can we save by using direct current circuits in homes? Understanding the potential for electricity savings and assessing feasibility of a transition towards DC powered buildings," *Applied Energy*, vol. 180, pp. 66–75, 2016.
- [60] A. Varshney, D. Gupta ve B. Dwivedi, "Speed response of brushless DC motor using fuzzy PID controller under varying load condition," *Journal of Electrical Systems and Information Technology*, vol. 4, no. 2, pp. 310–321, 2017.
- [61] N. A. Khofiyah, S. Maret, W. Sutopo ve B. D. A. Nugroho, "Goldsmiths commercialization model for feasibility study of technology lithium battery pack drone," 2018 5th International Conference on Electric Vehicular Technology (ICEVT), 2018.
- [62] D. Verstraete, K. Lehmkuehler ve K. C. Wong, "Design of a fuel cell powered blended wing body UAVs," *Volume 1: Advances in Aerospace Technology*, 2012.
- [63] M. Hassanalian, M. Radmanesh ve A. Sedaghat, "Increasing flight endurance of MAVs using multiple quantum well solar cells," *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*, vol. 15, no. 2, pp. 212–217, 2014.
- [64] B. Galkin, J. Kibilda ve L. A. Dasilva, "UAVs as mobile infrastructure: Addressing battery lifetime," *IEEE Communications Magazine*, vol. 57, no. 6, pp. 132–137, 2019.
- [65] <https://www.uasvision.com/2017/10/26/neva-aerospace-announces-uav-charging-networks> (Erişim zamanı; Aralık, 1, 2019).
- [66] J. Leonard, A. Savvaris ve A. Tsourdos, "Energy management in swarm of unmanned aerial vehicles," 2013 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS), 2013.
- [67] P. E. Pounds, "Vehicle Replenishment," Google Patents; 2015.
- [68] <http://internetdiscada.com/14-uses-of-drones-thatsure-did-not-know> (Erişim zamanı; Aralık, 3, 2019).
- [69] M. Lu, M. Bagheri, A. P. James ve T. Phung, "Wireless charging techniques for UAVs: A review, reconceptualization, and extension," *IEEE Access*, vol. 6, pp. 29865–29884, 2018.
- [70] J. Ouyang, Y. Che, J. Xu ve K. Wu, "Throughput maximization for laser-powered UAV wireless communication systems," 2018 IEEE International Conference on Communications Workshops (ICC Workshops), 2018.
- [71] <https://powerlighttech.com/power-over-fiber-case-study-aerial-applications> (Erişim zamanı; Aralık, 3, 2019).
- [72] B. W. Gu, S. Y. Choi, Y. S. Choi, G. Cai, L. Seneviratne ve C. T. Rim, "Novel roaming and stationary tethered aerial robots for continuous mobile

- missions in nuclear power plants," *Nuclear Engineering and Technology*, vol. 48, no. 4, pp. 982–996, 2016.
- [73] F. Muttin, "Umbilical deployment modeling for tethered UAV detecting oil pollution from ship," *Applied Ocean Research*, vol. 33, no. 4, pp. 332–343, 2011.
 - [74] N. D. Evans, "Military gadgets: How advanced technology is transforming today's battlefield and tomorrow's," FT Press, 2004.
 - [75] <https://aviationweek.com/aerovironment-flies-hydrogen-fuel-cell-hornet-drone> (Erişim zamanı; Kasım, 8, 2019).
 - [76] A. Gong ve D. Verstraete, "Fuel cell propulsion in small fixed-wing unmanned aerial vehicles: Current status and research needs," *International Journal of Hydrogen Energy*, vol. 42, no. 33, pp. 21311–21333, 2017.
 - [77] R. Stroman, J.C. Kellogg ve K. Swider-Lyons "Testing of a PEM fuel cell system for small UAV propulsion technical report," US Naval Research Laboratory, 2007.
 - [78] J. Gundlach ve R. J. Foch, "Unmanned aircraft systems innovation at the Naval Research Laboratory," 2014.
 - [79] J. Baldic, P. Osenar, N. Lauder ve P. Launie, "Fuel cell systems for long duration electric UAVs and UGVs," *Spie the Intercontinental Society for Optical Engineering*, vol 7707, 2010.
 - [80] K. Swider-Lyons, R. Stroman, G. Page, M. Schuette, J. Mackrell ve J. Rodgers, "Hydrogen fuel cell propulsion for long endurance small UAVs," *AIAA Centennial of Naval Aviation Forum 100 Years of Achievement and Progress*, 2011.
 - [81] K. Swider-Lyons, G. Page, J. Mackrell, J. Rodgers ve M. Schuette, "The Ion Tiger fuel cell unmanned air vehicle," *Proceedings of the 44th Power Sources Conference*, Nevada, 2010.
 - [82] R. O. Stroman, M. W. Schuette, K. Swider-Lyons, J. A. Rodgers ve D. J. Edwards, "Liquid hydrogen fuel system design and demonstration in a small long endurance air vehicle," *International Journal of Hydrogen Energy*, vol. 39, no. 21, pp. 11279–11290, 2014.
 - [83] R. Stroman ve M. Schuette, "Design challenges and modeling for an efficient liquid hydrogen storage tank for autonomous systems," *Proceedings of the 2011 Aiche Annual Meeting*, Boston, 2011.
 - [84] K. Swider-Lyons, M. Schuette, R. Stroman, J. Rodgers, G. Page ve J. Mackrell, "Liquid hydrogen fuel system for small unmanned air vehicles," *51st AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition*, 2013.
 - [85] B. Lee, P. Park ve C. Kim, "Power managements of a hybrid electric propulsion system powered by solar cells, fuel cells, and batteries for UAVs," *Handbook of Unmanned Aerial Vehicles*, pp. 495–524, 2014.

- [86] T. Kim, H. Shim ve S. Kwon, "Micro aerial vehicle powered by a micro PEM fuel cell and sodium borohydride hydrogen source," *Proceedings of Powermems*, pp. 285-8, Freiburg, 2007.
- [87] J.E. Seo, Y. Kim, Y. Kim, K. Kim, J. H. Lee, D. H. Lee, Y. Kim, S. J. Shin, D. M. Kim, S. Y. Kim, T. Kim, C. W. Yoon ve S. W. Nam, "Portable ammonia-borane-based H₂ power-pack for unmanned aerial vehicles," *Journal of Power Sources*, vol. 254, pp. 329–337, 2014.
- [88] J. Grasmeyer ve M. Keennon, "Development of the Black Widow micro air vehicle," 39th Aerospace Sciences Meeting and Exhibition, 2001.
- [89] F. G. Harmon, A. A. Frank ve J.J. Chattot, "Conceptual design and simulation of a small hybrid-electric unmanned aerial vehicle," *Journal of Aircraft*, vol. 43, no. 5, pp. 1490–1498, 2006.
- [90] T. H. Bradley, B. A. Moffitt, D. N. Mavris ve D. E. Parekh, "Development and experimental characterization of a fuel cell powered aircraft," *Journal of Power Sources*, vol. 171, no. 2, pp. 793–801, 2007.
- [91] T. H. Bradley, B. A. Moffitt, D. N. Mavris, T. F. Fuller ve D. E. Parekh, "Hardware in the loop testing of a fuel cell aircraft powerplant," *Journal of Propulsion and Power*, vol. 25, no. 6, pp. 1336–1344, 2009.
- [92] E. Pereira, J. Correia, L. Felix, G. Gonçalves, J. Morgado, vd., "Unmanned air vehicles for coastal and enviromental research," *Journal of Coastal Res.*, pp. 1557–1561, 2009.
- [93] M. Keim, J. Kallo, K. A. Friedrich, C. Werner, M. Saballus ve F. Gores, "Multifunctional fuel cell system in an aircraft environment: An investigation focusing on fuel tank inerting and water generation," *Aerospace Science and Technology*, vol. 29, no. 1, pp. 330–338, 2013.
- [94] B. Moffitt, T. Bradley, D. Parekh ve D. Mavris, "Design and performance validation of a fuel cell unmanned aerial vehicle," 44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 2006.
- [95] J. Renau, A. Lozano, J. Barroso, J. Miralles, J. Martín, F. Sánchez ve F. Barreras, "Use of fuel cell stacks to achieve high altitudes in light unmanned aerial vehicles," *International Journal of Hydrogen Energy*, vol. 40, no. 42, pp. 14573–14583, 2015.
- [96] T. Donateo, A. Ficarella, L. Spedicato, A. Arista ve M. Ferraro, "A new approach to calculating endurance in electric flight and comparing fuel cells and batteries," *Applied Energy*, vol. 187, pp. 807–819, 2017.
- [97] Y. Wang, K. S. Chen, J. Mishler, S. C. Cho ve X. C. Adroher, "A review of polymer electrolyte membrane fuel cells: Technology, applications, and needs on fundamental research," *Applied Energy*, vol. 88, no. 4, pp. 981–1007, 2011.
- [98] https://www.ogniwa-paliwowe.info/Fuel_Cell_History_1.pdf (Erişim zamanı; Aralık, 3, 2019).

- [99] F.G. Boyacı, S. Özdemir, N. Örs, İ.E. Kalafatoğlu ve T. Bahar, "Hidrojen yakıtı – otomotiv endüstrisindeki uygulama alanları ve geleceği," TÜBİTAK Teknik Rapor No: KM367, Gebze, 2001.
- [100] D. Hart, "Sustainable energy conversion: Fuel cells - the competitive option?," Journal of Power Sources, vol. 86, no. 1-2, pp. 23–27, 2000.
- [101] W. Vielstich, A. Lamm ve H. A. Gasteiger, "Handbook of fuel cells, fundamentals, technology, and applications," Chichester: Wiley, 2003.
- [102] S. Mekhilef, R. Saidur ve A. Safari, "Comparative study of different fuel cell technologies," Renewable and Sustainable Energy Reviews, vol. 16, no. 1, pp. 981–989, 2012.
- [103] <https://www.energy.gov/eere/fuelcells/comparison-fuel-cell-technologies> (Erişim zamanı; Kasım, 1, 2019).
- [104] W.K. Lee, J.W. Van Zee, S. Shimpalee ve S. Dutta, "Effect of humidity on PEM fuel cell performance," Proceedings of ASME IMECE, Nashville, TN, HTD 364-1, pp. 367 – 374, 1999.
- [105] U. Soupremanien, S. L. Person, M. Favre-Marinet ve Y. Bultel, "Tools for designing the cooling system of a proton exchange membrane fuel cell," Applied Thermal Engineering, vol. 40, pp. 161–173, 2012.
- [106] J. Zhang, H. Zhang, J. Wu ve J. Zhang, "Relative humidity (RH) effects on PEM fuel cells," PEM Fuel Cell Testing and Diagnosis, pp. 201–223, 2013.
- [107] A. Kabza, "Just another fuel cell formulary," 2015.
- [108] J. Lee, M. H. Gundu, N. Lee, K. Lim, S. W. Lee, S. S. Jang, J. Y. Kim ve H. Ju, "Innovative cathode flow-field design for passive air-cooled polymer electrolyte membrane (PEM) fuel cell stacks," International Journal of Hydrogen Energy, 2019.
- [109] A.D.L. Heras, F. Vivas, F. Segura, M. Redondo ve J. Andújar, "Air-cooled fuel cells: Keys to design and build the oxidant/cooling system," Renewable Energy, vol. 125, pp. 1–20, 2018.
- [110] E. Okumus, F.G. Boyacı San, B. Erdör Türk, E. Çengelci, M. Kılıç, Ç. Karadağ, M.S. Yazıcı, "İnsansız hava aracı için bor temelli hidrojen ve yakıt pili sistemi geliştirilmesi," TÜBİTAK Teknik Rapor No: 2013-Y0418, Gebze, 2016.
- [111] <https://www.hes.sg/aerostak> (Erişim zamanı; Mayıs, 3, 2015).
- [112] W. M. Yan, M. S. Zeng, T. F. Yang, C. Y. Chen, M. Amani ve P. Amani, "Performance improvement of air-breathing proton exchange membrane fuel cell stacks by thermal management," International Journal of Hydrogen Energy, 2019.
- [113] J. C. Kurnia, A. P. Sasmito ve T. Shamim, "Advances in proton exchange membrane fuel cell with dead-end anode operation: A review," Applied Energy, vol. 252, p. 113416, 2019.
- [114] M. H. Cano, S. Kelouwani, K. Agbossou ve Y. Dubé, "Free air breathing proton exchange membrane fuel cell: Thermal behavior characterization near freezing temperature," Journal of Power Sources, vol. 246, pp. 650–658, 2014.

- [115] S. Satyapal, J. Petrovic, C. Read ve G. Thomas, "The US Department of Energy's national hydrogen storage project: Progress towards meeting hydrogen powered vehicle requirements," *Catalyst Today*, 120:246-56 3-4 spec ISS, 2007.
- [116] H. Barthelemy, M. Weber ve F. Barbier, "Hydrogen storage: Recent improvements and industrial perspectives," *International Journal of Hydrogen Energy*, vol. 42, no. 11, pp. 7254–7262, 2017.
- [117] A. Dicks and D. A. J. Rand, *Fuel cell systems explained*. Hoboken, NJ, USA: Wiley, 2018.
- [118] <http://www.hes.sg/-ultra-light-stacks> (Erişim zamanı; Aralık, 3, 2019).
- [119] www.energyor.com/energyor/pdf/HPOD%20hydrogen%20booster%20system%20-%20version%201.pdf (Erişim zamanı; Ekim, 3, 2019).
- [120] E. Troncoso, N. Lapeña-Rey ve M. Gonzalez, "Design tool for offgrid hydrogen refuelling systems for aerospace applications," *Applied Energy*, vol. 163, pp. 476–487, 2016.
- [121] N. M. Garceau, S. Y. Kim, C. M. Lim, M. J. Cho, K. Y. Kim ve J. H. Baik, "Performance test of a 6 L liquid hydrogen fuel tank for unmanned aerial vehicles," *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*, vol. 101, p. 012130, 2015.
- [122] http://www.nanotechnologies.qc.ca/en/projects/hydrogen/hydrogen_storage (Erişim zamanı; Aralık, 3, 2019).
- [123] <https://challenge.tubitak.gov.tr/assets/yakit-pili-ve-kontrol-sistemi.pdf> (Erişim zamanı; Ekim, 15, 2019).
- [124] F.G. Boyacı San, B. Erdör Türk, G. Tekin, G. Behmenyar ve T. Şener, "TÜBİTAK MAM doğrudan sodyum borhidrüllü yakıt pili üretimi ve entegrasyonu," TÜBİTAK Teknik Rapor, Proje No: 5042120, Gebze, 2005.
- [125] H. I. Schlesinger, H.C. Brown, A.E. Finholt, J.R. Gilbreath, H.R. Hockstra ve E.K. Hyde, "Sodium borohydride, its hydrolysis and its use as a reducing agent and in the generation of hydrogen," *Journal Of American Chemical Society*, 215-219, 1953
- [126] M. M. Kreevoy ve R. W. Jacobson, "The rate of decomposition of NaBH₄ in basic aqueous solutions," *Ventron Alembic.*, 15, 2–3 1979.
- [127] H. C. Brown ve C. A. Brown, "New, highly active metal catalysts for the hydrolysis of borohydride," *Journal of the American Chemical Society*, vol. 84, no. 8, pp. 1493–1494, 1962.
- [128] S. Jeong, R. Kim, E. Cho, H. J. Kim, S. W. Nam, I. H. Oh, S. A. Hong ve S. Kim, "A study on hydrogen generation from NaBH₄ solution using the high-performance Co-B catalyst," *Journal of Power Sources*, vol. 144, no. 1, pp. 129–134, 2005.
- [129] J. Kim ve T. Kim, "Compact PEM fuel cell system combined with all-in-one hydrogen generator using chemical hydride as a hydrogen source," *Applied Energy*, vol. 160, pp. 945–953, 2015.

- [130] S.M. Kwon, S. Kang ve T. Kim “Development of NaBH₄ based hydrogen generator for fuel cell unmanned aerial vehicles with movable fuel cartridge” 10th International Conference on Applied Energy ICAE 2018, Hong Kong, Çin, 2018.
- [131] Z. Jiang, L. Gao, M. J. Blackwelder ve R. A. Dougal, “Design and experimental tests of control strategies for active hybrid fuel cell/battery power sources,” *Journal of Power Sources*, vol. 130, no. 1-2, pp. 163–171, 2004.
- [132] K. Ou, Y. X. Wang, Z. Z. Li, Y. D. Shen ve D. J. Xuan, “Feedforward fuzzy-PID control for air flow regulation of PEM fuel cell system,” *International Journal of Hydrogen Energy*, vol. 40, no. 35, pp. 11686–11695, 2015.
- [133] J. J. Cooley, P. Lindahl, C. L. Zimmerman, M. Cornachione, G. Jordan, S. R. Shaw ve S. B. Leeb, “Multiconverter system design for fuel cell buffering and diagnostics under UAV load profiles,” *IEEE Transactions on Power Electronics*, vol. 29, no. 6, pp. 3232–3244, 2014.
- [134] B. Lee, S. Kwon, P. Park ve K. Kim, “Active power management system for an unmanned aerial vehicle powered by solar cells, a fuel cell, and batteries,” *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, vol. 50, no. 4, pp. 3167–3177, 2014.
- [135] J. Liu ve H. Peng, “Modeling and control of a power-split hybrid vehicle,” *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, vol. 16, no. 6, pp. 1242–1251, 2008.
- [136] M. Zandi, A. Payman, J. P. Martin, S. Pierfederici, B. Davat ve F. Meibody-Tabar, “Energy management of a fuel cell/supercapacitor/battery power source for electric vehicular applications,” *IEEE Transactions on Vehicular Technology*, vol. 60, no. 2, pp. 433–443, 2011.
- [137] E. Okumuş, F. G. Boyacı San, B. Erdör Türk, E. Çengelci, M. Kılıç, Ç. Karadağ, M. S. Yazıcı vd., “Development of boron-based hydrogen and fuel cell system for small unmanned aerial vehicle,” *International Journal of Hydrogen Energy*, vol. 42, no. 4, pp. 2691–2697, 2017.
- [138] <http://www.xilinx.com/training/fpga/fpga-field-programmable-gate-array.htm> (Erişim zamanı; Ağustos, 18, 2016).
- [139] <http://www.ni.com/white-paper/6983/en/> (Erişim zamanı; Mart, 15, 2019).
- [140] B. Erdör Türk ve M.H. Sarul, “A Labview-FPGA based process control and power conditioning prototype application of a fuel cell powered range extender for unmanned aerial vehicles”, 3rd International Hydrogen Technologies Congress (IHTEC-2018), Antalya, Türkiye, 2018.

TEZDEN ÜRETİLMİŞ YAYINLAR

İletişim Bilgisi: betul.turk@tubitak.gov.tr

betul.e@gmail.com

Konferans Bildirileri

1. B. Erdör Türk ve M.H. Sarul, "A Labview-FPGA based process control and power conditioning prototype application of a fuel cell powered range extender for unmanned aerial vehicles," 3rd International Hydrogen Technologies Congress (IHTEC-2018), Antalya, Türkiye, 2018.

Projeler

1. "İnsansız Hava Aracı İçin Bor Temelli Hidrojen ve Yakıt Pili Sistemi Geliştirilmesi," Görevi: Proje Yürütücü Yardımcısı, Proje Yürütücü Kurum: TÜBİTAK Marmara Araştırma Merkezi, Destekleyen Kurum: Ulusal Bor Enstitüsü, Proje No: 2013-Y0418, 2013-2016.
2. "Yakıt Pilli İnsansız Hava Araçlarına Yönelik Menzil Artırma Amaçlı Bir Güç Koşullandırma ve Proses Kontrol Sisteminin Kontrol Teknikleri Açısından İncelenmesi, Tasarımı ve Uygulanması," Görevi: Doktora Öğrencisi, Destekleyen ve Yürütücü Kurum: Yıldız Teknik Üniversitesi, Proje No: 2016-04-02-DOP02, 2016-2020.