

**ÇUKUROVA ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ**

DOKTORA TEZİ

Sinan KEİYİNCİ

**MİNİ İNSANSIZ HAVA ARAÇLARININ HAVADA KALMA
SÜRESİNİ ARTIRMAK AMACIYLA ÇOKLU HİBRİT GÜÇ
PAKETİ GELİŞTİRİLMESİ**

OTOMOTİV MÜHENDİSLİĞİ ANABİLİM DALI

ADANA-2021

ÖZ

DOKTORA TEZİ

MİNİ İNSANSIZ HAVA ARAÇLARININ HAVADA KALMA SÜRESİNİ ARTIRMAK AMACIYLA ÇOKLU HİBRİT GÜÇ PAKETİ GELİŞTİRİLMESİ

Sinan KEİYİNCİ

ÇUKUROVA ÜNİVERSİTESİ FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ OTOMOTİV MÜHENDİSLİĞİ ANABİLİM DALI

Danışman : Prof. Dr. Kadir AYDIN
Yıl: 2021, Sayfa: 129
Jüri : Prof. Dr. Kadir AYDIN
: Prof. Dr. Hakan YAVUZ
: Dr. Öğr. Üyesi Tayfun ÖZGÜR
: Doç. Dr. Gökhan TÜCCAR
: Doç. Dr. Hüseyin Turan ARAT

İnsansız hava araçları (İHA) her geçen gün yeni görev ve amaçlarla kullanımı yaygınlaşan sistemlerdir. Son zamanlarda İHA sınıfları içerisinde sertifikasyon, üretim, maliyet gibi birçok konuda avantajları nedeniyle mini-İHA'ların kullanımı öne çıkmaktadır. Bu tez çalışmasında mini İHA'ların temel sorunlarından biri olan havada kalma süresi kısalığına çözüm getirmek amacıyla çoklu hibrit güç sistemleri geliştirilmiştir. Hidrojenle çalışan yakıt hücresi, lityum polimer batarya, güneş paneli ve süper kapasitör sistemlerinin kullanıldığı hibrit yapılara ilişkin algoritmalar oluşturulmuştur. Güç yönetim sistemi (GYS) tasarımı gerçekleştirilerek oluşturulan hibrit itki elemanları aralarında geçişler sağlanmıştır. İtki sisteminin yer testleri statik ve dinamik yük altında gerçekleştirilerek, önerilen iki hibrit modelin sonuçları çalışma kapsamında değerlendirilmiştir. Çalışma sonucunda önerilen hibrit sistem elemanları ve GYS algoritması ile model mini-İHA'nın havada kalma süresini bataryalı modele göre 3 kattan daha fazla arttırabildiği gözlemlenmiştir. Ayrıca çalışma kapsamında yakıt hücrelerinin mevcut düşük güç yoğunluğu nedeniyle uygun süper kapasitörler ile kullanımının güvenilirlik ve batarya performansı açısından faydalı olacağı sonucuna varılmıştır.

Anahtar Kelimeler: İnsansız hava aracı, hibrit itki sistemi, yakıt hücresi, güç yönetim sistemi.

ABSTRACT

PhD THESIS

DEVELOPMENT OF MULTIPLE HYBRID POWER PACKAGE TO INCREASE THE ENDURANCE OF MINI UNMANNED AERIAL VEHICLES

Sinan KEİYİNCİ

ÇUKUROVA UNIVERSITY
INSTITUTE OF NATURAL AND APPLIED SCIENCES
DEPARTMENT OF AUTOMOTIVE ENGINEERING

Supervisor : Prof. Dr. Kadir AYDIN
Year: 2021, Pages: 129
Jury : Prof. Dr. Kadir AYDIN
: Prof. Dr. Hakan YAVUZ
: Asst. Prof. Dr. Tayfun ÖZGÜR
: Assoc. Prof. Dr. Gökhan TÜCCAR
: Assoc. Prof. Dr. Hüseyin Turan ARAT

The Unmanned Aerial Vehicles (UAVs) are systems are becoming more and more popular with new missions and purposes. Recently, the use of mini-UAVs has been one of the most popular type in the UAV classes due to their advantages in many aspects such as certification, production, cost. In this study, a modularly structured multiple sourced hybrid power system is developed to overcome the main problems of mini-UAVs related to short range. New algorithms are developed for hybrid structures utilizing and integrating hydrogen-powered fuel cell, lithium polymer battery, solar panel and supercapacitor systems. The hybrid propulsion system modules are integrated by a power management system (PMS) that supervises and synchronizes the operation of the system to optimize the powering operation. The ground tests of the propulsion system are carried out under static and dynamic load cases. The details provided includes the results of the proposed two hybrid models that are evaluated within the scope of the study. As a result of the study, it is observed that the proposed PMS algorithm-based hybrid system increases the flight range of the model mini-UAV more than 3 times compared to the conventional type of system using a battery pack-based power module. In addition, it is concluded that the use of fuel cells with appropriate supercapacitors is beneficial in terms of reliability and battery performance, due to the low power density available.

Keywords: Unmanned air vehicle, hybrid propulsion system, fuel cell, power management system.

GENİŞLETİLMİŞ ÖZET

Günümüz hava araçlarının büyük bir kısmının itki sisteminde fosil bazlı yakıtlar kullanan gaz türbinli ya da pistonlu motorlar kullanılmaktadır. Artan yakıt maliyetleri, sınırlı kaynaklar, gürültü ve zararlı emisyon gibi çevresel konular nedeniyle hava araçlarında yenilebilir enerji kaynaklı bir çözüm geliştirilmesi zorunlu hale gelmiştir. Alternatif çözümlerin hayata geçirilmesi aşamasında öncelikle insansız ve küçük boyutlu hava araçlarında değerlendirilmesi zaman ve maliyet vb. birçok açıdan avantaj sağlamaktadır. Son dönemde gelişen teknoloji ile sayısız alanda kullanılan insansız hava araçları (İHA) alanında yapılan çalışmalar ve gerçekleştirilen yenilikler tüm hava araçlarının gelecekteki tasarım ve üretimlerine yön verecektir.

İHA kategorileri içerisinde hem sivil hem de askerî açıdan daha fazla önem kazanan mini-İHA'lar konusunda karşılaşılan en büyük zorluk mevcut havada kalma sürelerinin kısa olmasıdır. Boyut küçüldükçe içten yanmalı motorların veriminin büyük oranda azalması ve mini-İHA'larda sıklıkla kullanılan batarya teknolojisinin henüz gereken enerji yoğunluğu seviyelerine çıkamaması alternatif enerji sistemlerinin araştırılmasına neden olmuştur. Bataryaların içerisinde en yüksek enerji yoğunluğuna sahip lityum iyon veya lityum polimer bataryalarla dahi havada kalma süresi sabit kanatlı modeller için en fazla 1 saati bulmaktadır. Döner kanatlı İHA'larda bu süre çok daha azdır. Bu sorunu çözmek için en güçlü aday olarak yüksek enerji yoğunluğuna sahip hidrojenle çalışan yakıt hücresi sistemleri görülmektedir. Son dönemde gelişen malzeme teknolojisi ile çok hafif olarak üretilen yakıt hücresi yığınları ve hidrojen depolama birimleri sayesinde bataryalı modellere göre çok daha uzun süreler havada kalabilen İHA'lar üretilmektedir. Bu noktada ortaya çıkan zorluklar ise temel olarak yakıt hücrelerinin düşük güç yoğunluklarına sahip olmaları ve dinamik güç taleplerindeki yanıt verme süresinin uzun olmasıdır. Bu sebeple yalnızca yakıt hücresinin enerji sağlayıcısı olduğu İHA üretimi mümkün görülmemektedir. Farklı

güç kaynaklarının avantajlarını birleştirmeye ve kısıtlamalarını sınırlamaya izin veren hibrit İHA itki sistemleri mini-İHA'lar için ideal bir çözüm olarak görülmektedir. Hibrit yapının verimli olabilmesi ve alt sistemlerin performansını artırmak için gerekli gücün İHA'nın özelliklerine uygun şekilde ayarlanması ve her bir ünitenin güvenli aralıklarda, uzun ömürlü çalışmalarına izin verecek şekilde düzenlenmesi gerekmektedir. Belirtilen düzenleme için mevcut hibrit sistem elemanları arasındaki kontrolü sağlayacak bir güç yönetim sistemi (GYS) stratejisi uygulanmalıdır. Bu çalışmada model bir İHA'nın kavramsal tasarım özelliklerine göre yeni GYS stratejilerine sahip bir itki sistemi oluşturulmuş ve yer testleri gerçekleştirilmiştir.

Tez çalışması kapsamında öncelikle elden fırlatılabilen maksimum kalkış ağırlığı 5 kg civarında ve 3 saati aşkın süre havada kalabilecek model bir İHA'nın kavramsal tasarımı gerçekleştirilmiştir. Bu tasarım sonucunda seyir uçuşu için gerekli minimum güç gereksinimi belirlenmiştir. Ardından hibrit sistem elemanlarının tespiti için öncelikle literatür araştırması yapılmıştır. Mini-İHA'lar özelinde hibrit itki sistemler çalışmaları incelendiğinde en yaygın çözüm olarak yakıt hücresi ile beraber güç yoğunluğu yüksek bir batarya kullanıldığı tespit edilmiştir. İHA'nın mevcut değerleri ve literatürdeki veriler çerçevesinde model İHA'nın itki sisteminin öncelikle 100 W gücünde yakıt hücresi ve lityum polimer bataryadan 3(S 5000 mAh) oluşturulması, ayrıca son zamanlarda İHA'larda kullanımı artan güneş panelinin batarya şarjı için yedek birim olarak kullanımı planlanmıştır. Model İHA'nın yalnızca gözlem amaçlı bir hava aracı olduğu ve uçuşun yüzde doksandan fazlasını seyir uçuşu oluşturacağı ön verisine göre bir hibrit model 1 (HM1) algoritması tasarlanmıştır. Ardından hibrit sistem elemanlarının kontrolünü sağlayacak olan GYS tasarımı gerçekleştirilerek, laboratuvar ortamında yer testleri uygulanmıştır. Sistem üzerine farklı noktalara yerleştirilen sensörler yardımıyla her bir ünitenin anlık olarak akım, voltaj ve sıcaklık verileri elde edilmiştir. Bu modelde yakıt hücresi ve batarya ana enerji kaynakları iken güneş paneli bataryayı şarj eden bir yardımcı ünite olarak

planlanmıştır. Batarya ile yakıt hücresi arası geçiş için batarya voltajının nominal gerilim değerine ulaştığı anda yakıt hücresine geçecek, batarya tekrar şarj olduğunda ise yükü tekrar devralacak şeklinde bir strateji kullanılmıştır. Kavramsal tasarımda belirlenen miktar olan 120 litre hidrojen ve bataryayı şarj edebilecek güneş akısı kalmayana kadar döngünün devam etmesi sağlanmıştır. HM1 deney sonuçlarının güneş ışıınım değerlerine göre değişeceği ön görüldüğünden 5 farklı günde ölçümler yapılmıştır. Tez çalışmasında en yüksek ve en düşük havada kalma sürelerinin olduğu sonuçlar sunulmuştur.

HM1 modelinin testlerinin gerçekleştirilmesinin ardından elde edilen sonuçlar yorumlanarak, deney bulguları ışığında hibrit model 2 (HM2) çalışmalarına geçilmiştir. HM1 deneylerinde kullanılan güneş panelinin gün saati, bulutlanma süresi ve mevsimsel etkileri ile mevcut ağırlığı göz önüne alındığında mini-İHA için kısıtlayıcı yönlerinin daha fazla olduğu sonuca varılmıştır. Bu sebeple HM2 modelinde yeni algoritma içerisinde kullanılmamasına karar verilmiştir. Bununla birlikte yakıt hücresinin sistemi beslerken periyodik olarak gerçekleştirdiği tahliye işlemi esnasında güç kaybı yaşandığı gözlemlenmiştir. Bu güç kaybında devreye bataryanın girmesi ise şarj/deşarj ömürleri kısıtlı olan lityum polimer bataryalara zarar vereceğinden HM2’de anlık olarak güç verebilecek bir yardımcı ünite ihtiyacı olduğu tespit edilmiştir. Yeni teknolojiler arasında gösterilen süper kapasitörün nerdeyse sınırsız çevrim ömrü, yüksek özgül güç, anlık şarj/deşarj gibi özellikleri nedeniyle yakıt hücresi ile paralel olarak kullanılmasının uygun olacağına karar verilmiştir. HM2 modeli mini-İHA’nın birkaç kez tırmanış ve manevra yapacağı ön görülerek bu durumlara göre hibrit yapısı oluşturulmuştur. Bu amaçla, yakıt hücresi ana enerji kaynağı olarak belirlenmiş, yakıt hücresinin verebileceği maksimum yükü geçen taleplerde ise batarya ve yakıt hücresi birlikte yükü besleyecek şekilde planlama yapılmıştır. Batarya ayrıca yakıt hücresinin düşük güç talepleri sırasında geriye kalan güç miktarı ile şarj edilecek şekilde bir balans devresi kurulmuştur. Süper kapasitörün yakıt hücresi ile paralel olarak çalışarak hem güç dalgalanmalarının önüne geçmesi

hem de bataryanın daha az devreye girmesi ile uzun süre kullanımının mümkün olması amaçlanmıştır.

Batarya ve yakıt hücresinin sistemi aynı anda besleyebilmesi için yük geriliminin aynı olması gerekmektedir. Bu sebeple, iki sistem için ayrı ayrı DC-DC dönüştürücü kullanılarak 10 V sabit gerilim ayarı yapılmıştır. Test düzeneğinin HM2 modeline uygun olarak düzenlenmesinin ardından örnek uçuş profili belirlenmiş ve farklı uçuş fazları için gerekli akım değerlerine göre deneyler yapılmıştır. Modelde yer alan süper kapasitörün etkisini görebilmek amacıyla sistem öncelikle süper kapasitör olmadan çalıştırılmış, ardından süper kapasitör dahil edilerek aynı ortam ve şartlarda testler gerçekleştirilmiştir.

Tez çalışması sonucunda, tasarlanan hibrit itki sistem elemanları ve GYS ile birlikte bataryalı modele göre kavramsal mini-İHA'nın havada kalma süresinin 4-6 kata kadar artabileceği tespit edilmiştir. GYS'nin İHA misyonuna uygun planlanması, uzun ömürlü kullanımlar için alt sistem elemanlarının kısıtlama ve parametrelerinin dikkate alınması gerektiği ortaya konulmuştur. PEM tipi yakıt hücrelerinin periyodik kısa devreleri esnasındaki güç kaybını önlemek ve dinamik yük talepleri arasındaki geçişi yumuşatmak adına uygun bir süper kapasitörün yakıt hücresi ile paralel kullanımının faydalı olduğu gözlemlenmiştir. HM1'de elde edilen veriler ışığında tasarlanan ve testleri gerçekleştirilen HM2 sisteminde yakıt hücresi sürekli olarak en verimli aralıklarda çalıştırılmış, batarya sürekli şarj/deşarj döngüsüne girmediğinden çevrim ömrü azalmamış ve süper kapasitör kullanımı ile daha güvenilir bir yapı elde edilmiştir. Sonuç olarak, gözlem amaçlı uzun süre havada kalabilen bir mini-İHA tasarımında HM2 algoritması ile yakıt hücresi, batarya ve süper kapasitörden oluşan hibrit itki sisteminin kullanımının daha verimli, güvenilir ve uzun ömürlü olacağı tespit edilmiştir. Gelecek çalışmalarda, aktif GYS yerine ağırlık açısından fayda sağlayacak pasif GYS kullanımının HM2 için değerlendirilmesi önerilmektedir.

TEŞEKKÜR

Doktora çalışmamın her aşamasında büyük bir titizlik, sabır ve özveriyle bana destek olan ve yoğun akademik/idari görevlerine rağmen çalışmalarımda yardımlarını esirgemeyen çok saygıdeğer hocam Prof. Dr. Kadir AYDIN'a en derin saygılarımla teşekkürü bir borç bilirim.

Çalışmalarımda beni yalnız bırakmayan, sabır ve istekle yol gösteren Çukurova Üniversitesi Otomotiv Mühendisliği Bölümü'nün kıymetli öğretim üyeleri hocalarıma sonsuz teşekkürlerimi sunarım.

Deneyisel çalışmalarım sırasında karşılaştığım zorlukları aşmamdaki yardımlarından ve doktora eğitimim süresince manevi destekleri ile beni çalışmalarımda motive eden Arş. Gör. Dr. Şafak YILDIZHAN, Arş. Gör. Ali Cem YAKARYILMAZ ve Yük. Kimya Müh. Çağrı ÜN'e teşekkür ederim.

Ayrıca FDK-2019-12071 numaralı proje ile deney sisteminin kurulumu için gerekli finansal desteği sağlayan Çukurova Üniversitesi Bilimsel Araştırma Projeleri Birimi'ne teşekkür ederim.

Son olarak, bugünlere gelmemdeki en büyük katkı sahibi olan aileme, çalışmalarım süresince beni sabırla destekleyen ve her daim yanımda olan sevgili eşim Fatma KEİYİNCİ ve hayatımızın neşesi biricik oğlum Göktuğ'a tüm desteklerinden dolayı sonsuz teşekkürlerimi sunuyor ve bu çalışmamı kendilerine ithaf etmekten onur ve gurur duyduğumu belirtmek istiyorum.

İÇİNDEKİLER

SAYFA

ÖZ	I
ABSTRACT.....	II
GENİŞLETİLMİŞ ÖZET	III
TEŞEKKÜR.....	VII
İÇİNDEKİLER	VIII
ÇİZELGELER DİZİNİ	X
ŞEKİLLER DİZİNİ	XII
SİMGELER VE KISALTMALAR.....	XIV
1. GİRİŞ	1
1.1. Tezin Amacı ve Motivasyon.....	4
1.2. Tezin Düzeni.....	5
2. ÖNCEKİ ÇALIŞMALAR	7
2.1. İnsansız Hava Araçları.....	7
2.1.1. İHA Kavramı.....	7
2.1.2. İHA Tarihi	8
2.1.3. İHA Pazarı.....	9
2.1.4. İHA Sınıflandırması	10
2.1.5. Türkiye’de yürütülen İHA projeleri	13
2.2. Mini-İHA’larda güç sistemleri.....	16
2.2.1. Bataryalı Sistemler	17
2.2.2. Güneş Panelleri	21
2.2.3. Yakıt hücreleri.....	22
2.3. Hidrojen	28
2.3.1. Hidrojen üretim yöntemleri.....	30
2.3.2. Hidrojen depolama teknolojileri.....	33
2.3.3. Havacılıkta hidrojen uygulamaları	35
2.4. Hibrit Güç Sistemleri ve Yönetimi	38
2.5. Literatür Taraması.....	40
2.5.1. Yakıt hücreli mini-İHA’larda karşılaşılan zorluklar	48

3. MATERYAL VE METOT	51
3.1. Hibrit Sistem Tasarımı.....	51
3.1.1. İHA Tasarımı.....	51
3.1.2. Kavramsal Tasarım Hesaplamaları	53
3.1.3. İtke Hesaplamaları	54
3.2. Hibrit Sistem Elemanlarının Belirlenmesi	56
3.2.1. Yakıt Hücresi Seçimi	57
3.2.2. Hidrojen Sistemi.....	60
3.2.3. Batarya Seçimi	61
3.2.4. Güneş Paneli Seçimi.....	62
3.2.5. Süper Kapasitör.....	63
3.3. Deney Sistemi Kurulumu.....	64
3.4. Güç Yönetim Sistemi.....	66
3.4.1. Hibrit Model 1	67
3.4.2. Hibrit Model 2.....	69
4. BULGULAR ve TARTIŞMA.....	73
4.1. H-100 Yakıt Hücresinin Karakteristiği.....	73
4.2. Başlangıç Deneyleri.....	75
4.3. Hibrit Model 1	78
4.3.1. Solar radyasyon ölçümleri.....	79
4.3.2. Hibrit Model 1 Yer Testi Sonuçları.....	81
4.3.3. Hibrit Model 1 Değerlendirmesi	89
4.4. Hibrit Model 2	90
4.4.1. Hibrit Model 2 Yer Testi Sonuçları.....	93
4.4.2. Hibrit Model 2 Değerlendirmesi	103
5. SONUÇ VE ÖNERİLER.....	105
KAYNAKLAR	111
ÖZGEÇMİŞ	125
EKLER.....	126

ÇİZELGELER DİZİNİ

SAYFA

Çizelge 2.1.	NATO tarafından yapılan İHA sınıflandırması	10
Çizelge 2.2.	SHT-İHA talimatnamesine göre İHA sınıfları.....	12
Çizelge 2.3.	Farklı tür bataryaların karşılaştırılması	19
Çizelge 2.4.	Yakıt hücresi türleri ve karakterizasyonu	25
Çizelge 2.5.	Lityum iyon batarya ile yakıt hücresi sistemi karşılaştırması.....	27
Çizelge 2.6.	Batarya ve yakıt hücresinin karşılaştırılması	27
Çizelge 2.7.	Farklı kaynakların enerji ve güç yoğunlukları	29
Çizelge 2.8.	Hidrojen üretim süreçlerinden kaynaklanan CO ₂ emisyonları.....	32
Çizelge 2.9.	Yaygın olarak kullanılan hidrojen depolama yöntemleri.....	33
Çizelge 2.10.	Dünya bor rezervleri	35
Çizelge 2.11.	İHA uygulamalarında kullanılacak ticari yakıt hücresi sistemleri	37
Çizelge 2.12.	Literatürde yer alan bazı yakıt hücreli İHA çalışmaları.....	42
Çizelge 3.1.	İHA'nın hedeflenen özellikleri	54
Çizelge 3.2.	Konsept İHA tasarım parametreleri	55
Çizelge 3.3.	Mini-İHA tahmini ağırlık verileri	57
Çizelge 3.4.	H-100 yakıt hücresi özellikleri.....	58
Çizelge 3.5.	Lityum polimer batarya özellikleri	61
Çizelge 3.6.	Süper kapasitörün farklı batarya türleri ile karşılaştırılması	63
Çizelge 3.7.	Süper kapasitörlerin avantaj ve dezavantajları	64
Çizelge 3.8.	Elektronik modüllere ait özellikler	66



ŞEKİLLER DİZİNİ

SAYFA

Şekil 2.1. İHA kullanım alanları	11
Şekil 2.2. Bayraktar mini-İHA (solda), Bayraktar TB-2 (sağda).....	15
Şekil 2.3. Batarya hücresi çalışma durumu, şarj (sol) ve deşarj (sağ).....	18
Şekil 2.4. Yakıt hücresinin temel şematik gösterimi.....	24
Şekil 2.5. Farklı elektrik güç kaynağı cihazlarının karşılaştırılması	26
Şekil 2.6. Hidrojen üretim metotları	31
Şekil 2.7. Yakıt hücreli İHA'ların tarihsel gelişimi	41
Şekil 2.8. Yakıt hücreli ilk İHA, Hornet	43
Şekil 2.9. NRL'de üretilen yakıt hücreli İHA'lar	44
Şekil 3.1. Hava aracı tasarım aşamaları	51
Şekil 3.2. Hava aracı tasarım aşamaları	52
Şekil 3.3. Hibrit itki sistemli hava aracı tasarımı yol haritası	53
Şekil 3.4. Hibrit sistemli konsept İHA'nın temsili çizimi.....	56
Şekil 3.5. H-100 yakıt hücresi elemanlarının görünümü	59
Şekil 3.6. H-100 yakıt hücresi kontrol ünitesi	60
Şekil 3.7. Deney sistemi ekipmanları.....	65
Şekil 3.8. a) Yer test düzeneği şeması b) Deneysel düzenek	68
Şekil 3.9. Hibrit Model 1 algoritması	69
Şekil 3.10. Hibrit Model 2 deneysel düzeneği	70
Şekil 3.11. Hibrit Model 2 algoritması	71
Şekil 4.1. H-100 yakıt hücresi polarizasyon eğrileri.....	74
Şekil 4.2. H-100 yakıt hücresi güce bağlı hidrojen tüketimi.....	75
Şekil 4.3. Farklı güç sistem yapılarının karşılaştırılması	77
Şekil 4.4. Batarya ve yakıt hücresi çalışma süreleri.....	78
Şekil 4.5. Zamana bağlı akım grafiği (a), voltaj grafiği (b)	78
Şekil 4.6. Adana ilinin yıl içerisindeki solar radyasyon değerleri	80
Şekil 4.7. Deney günlerine ait solar radyasyon değerleri	80

Şekil 4.8. D1 deneyi güç-zaman grafiği.....	82
Şekil 4.9. D1 deneyi gerilim-zaman grafikleri batarya (a), yakıt hücresi (b)	83
Şekil 4.10. D1 deneyi akım-zaman grafikleri batarya (a), yakıt hücresi (b).....	84
Şekil 4.11. D1 deneyi güneş paneli akım/voltaj-zaman grafiği	84
Şekil 4.12. Batarya ve yakıt hücresinin sıcaklık-zaman grafiği.....	86
Şekil 4.13. D5 deneyi güç-zaman grafiği.....	87
Şekil 4.14. D5 deneyi gerilim-zaman grafikleri batarya (a), yakıt hücresi (b)	87
Şekil 4.15. D5 deneyi akım-zaman grafikleri batarya (a), yakıt hücresi (b).....	88
Şekil 4.16. D5 deneyi güneş paneli akım/voltaj-zaman grafiği	88
Şekil 4.17. HM2 için planlanan örnek uçuş profili	92
Şekil 4.18. HM2 testi gerilim-zaman grafiği (süper kapasitörsüz)	94
Şekil 4.19. HM2 testi akım-zaman grafiği (süper kapasitörsüz).....	95
Şekil 4.20. HM2 testi güç-zaman grafiği (süper kapasitörsüz).....	96
Şekil 4.21. HM2 testi gerilim-zaman grafiği (süper kapasitörlü)	96
Şekil 4.22. HM2 testi akım-zaman grafiği (süper kapasitörlü).....	97
Şekil 4.23. HM2 testi güç-zaman grafiği (süper kapasitörlü)	97
Şekil 4.24. Gerilim değerlerindeki süper kapasitör etkisi	98
Şekil 4.25. Akım değerlerindeki süper kapasitör etkisi	99
Şekil 4.26. HM2 testi sistem yükünün akım-zaman grafiği.....	100
Şekil 4.27. HM2 testi sistem yükünün güç-zaman grafiği.....	100
Şekil 4.28. Süper kapasitör akım grafiği.....	101
Şekil 4.29. Bataryanın şarj akım-zaman grafiği.....	102
Şekil 4.30. Yakıt hücresi sıcaklık-zaman grafiği	103

SİMGELER VE KISALTMALAR

A	: Amper
APU	: Yardımcı Güç Ünitesi
AYH	: Alkali Yakıt Hücresi
cm	: Santimetre
CO ₂	: Karbon Dioksit
da	: Dakika
DC	: Doğru Akım
EKYH	: Erimiş Karbonat Yakıt Hücresi
FAYH	: Fosforik Asit Yakıt Hücresi
ft	: Fit
g	: Gram
Gton	: Gigaton
GYS	: Güç Yönetim Sistemi
H ₂	: Hidrojen
HALE	: Yüksek İrtifa Uzun Havada Kalış
İHA	: İnsansız Hava Aracı
İHAS	: İnsansız Hava Aracı Sistemleri
kg	: Kilogram
km	: Kilometre
KOYH	: Katı Oksit Yakıt Hücresi
kW	: Kilowatt
L	: Litre
Lipo	: Lityum Polimer
m	: Metre
m ²	: Metrekare
mAh	: Mili Amper Saat

MALE	: Orta İrtifa Uzun Havada Kalış
MJ	: Megajoule
NaBH ₄	: Sodyum Bor Hidrür
NaBO ₂	: Sodyum Metaborat
NASA	: Ulusal Havacılık ve Uzay Dairesi (Amerika Birleşik Devletleri)
NiMH	: Nikel-Metal Hidrit
NO _x	: Nitrojen Oksit
PEM	: Proton Değişim Membranlı Yakıt Hücresi
RAT	: Ram Air Turbine
sa	: Saat
SHGM	: Sivil Havacılık Genel Müdürlüğü
SO ₂	: Kükürt Dioksit
STM	: Savunma Teknolojileri Mühendislik ve Ticaret A.Ş.
TOMTAŞ	: Tayyare ve Motor Türk A.Ş.
TSK	: Türk Silahlı Kuvvetleri
TUSAŞ	: Türk Havacılık ve Uzay Sanayi A.Ş.
V	: Voltaj
W	: Watt

1. GİRİŞ

Günümüzde fosil yakıtlar (petrol, doğal gaz ve kömür) dünyanın enerji ihtiyacının büyük kısmını karşılamaktadır. Fakat bu yakıtların yanması sonucu ortaya çıkan emisyonlar çevreye ve atmosfere kalıcı zarar vermektedirler. 2005 yılında 160 ülkenin katılımıyla yürürlüğe giren Kyoto protokolü karbon salınımına neden olan tüm alanlara yönelik kararlar alınmıştır. Bu sebeple başta ulaştırma sektörü olmak üzere birçok alanda yenilenebilir enerji kullanımı arayışları ilgi çekmektedir.

Günümüzde havacılık endüstrisi ulaşım sektörü tarafından üretilen karbon dioksit (CO₂) emisyonlarının yaklaşık %12'sinden sorumludur (Arat ve Sürer, 2017). Bu da her yıl 900 milyon tondan fazla CO₂'nin atmosfere salınımı demektir. Hava araçlarının çok büyük bir kısmı petrol türevli yakıtları kullanan gaz türbinli ya da içten yanmalı motor ile uçmaktadır. Yolcu uçaklarında kullanılan havacılık yakıtının her bir kilogramı için 3,15 kg CO₂ ve sülfür dioksit (SO₂) atmosfere atılmaktadır. Uluslararası Hava Taşımacılığı Birliği (IATA) hava yolcu trafiğinde büyümenin 2030'a kadar yılda yaklaşık %5 artacağını ve bu durumun yakıt talebinde büyük bir artışa yol açacağını açıklamıştır (Kousoulidou ve Lonza, 2016). Boeing'in pazar araştırmasına göre 2036 yılında yaklaşık 47 bin aktif jet motoru hava araçlarında kullanılacaktır (Boeing, 2017). Bu rakamlar hava aracı kaynaklı zararlı emisyonun daha fazla artacağını ortaya koymaktadır.

Havacılık zararlı emisyonlardan arındırılması en zor sektörlerden biri olmakla birlikte hava araçlarında alternatif yakıtlara yönelik çalışmalar gaz türbinlerinin kullanımından beri devam etmektedir (Dincer ve Acar, 2016). 1970'lerde yaşanan petrol krizinin yol açtığı ekonomik sorunlar ve 2000'lerin başında daha çok dikkat çeken ekolojik sonuçlar havacılık sektörünü bu çalışmaları hızlandırmasını sağlamıştır. Dünya çapında havacılık endüstrisinin ana hedefi, 2005 seviyelerine kıyasla 2050 yılına kadar net CO₂ emisyonlarında %50 azalma

sağlamaktır (Baroutaji ve ark., 2019). Bunu gerçekleştirmenin birinci yolu alternatif yakıt kullanımını yaygınlaştırmaktır.

Alternatif yakıtlarda dikkat edilen hususlarda elde edilebilirlik, güvenlik, ekonomi, enerji yoğunluğu gibi özellikler öne çıkmaktadır. Bu özellikler çerçevesinde en güçlü adaylardan biri olan hidrojen doğada bol miktarda bulunan, yaygın, yenilenebilir ve çevre dostu bir yakıttır. Hidrojen içerisinde karbon ve sülfür bulunmamaktadır, bu sebeple teorik olarak yanması sonucu sadece su buharı oluşmaktadır. Hidrojen içten yanmalı motorlarda direkt yakıt olarak kullanılabilirdiği gibi yakıt hücreleri gibi sistemler için enerji taşıyıcısı olabilmektedir. Bu çok yönlülük hidrojen ekonomisine olan ilgiyi artırmaktadır.

Yakıt hücresi hidrojen ve oksijen gazından elektrik enerjisi üreten elektrokimyasal bir ünedir. Yakıt ile oksidan arasındaki katalizör tabakasında tetiklenen reaksiyon sonucunda elektrik üretilmektedir. Bir yakıt hücresine dışarıdan sürekli olarak saf hidrojen beslendiği takdirde, son ürün olarak ısı ve su buharı oluşur, bu sebeple yakıt hücreleri çevre açısından zararsızdır denilebilir (Özgür ve Yakaryılmaz, 2018). Hidrojen ve yakıt hücresi teknolojileri, havacılık endüstrisi için daha temiz bir gelecek sağlamanın zorluklarının üstesinden gelmek için büyük bir potansiyele sahiptir. Havacılık sektöründe hidrojenin kullanımı iki ana yola ayrılabilir; birincisi, büyük hava araçları için petrol türevli yakıt yerine hidrojenin kullanılması, ikincisi ise küçük uçaklar için jet motorları yerine elektrik motorları ile birlikte yakıt hücrelerinin kullanılmasıdır (Dincer ve Acar, 2016). Jet yakıtı olarak hidrojen daha yüksek özgül enerji, daha az işletim ve motor bakım maliyetleri, sıfır CO₂ emisyonu ve daha az NO_x emisyonu gibi birçok avantaj sağlar. Ek olarak, çeşitli havalimanı araçlarına ve ekipmanına güç sağlamak için yakıt hücresi teknolojisinin kullanılması, kirliliğin etkisini azaltacak ve havalimanları etrafındaki kaliteli havayı artıracaktır.

Hidrojen ve yakıt hücresi sistemlerinin büyük yolcu uçaklarında kullanımının yanı sıra son dönemde çeşitli görev ve amaçlar için kullanılmakta olan insansız hava araçları (İHA) güç sistemlerinde değerlendirilmesine yönelik

çalışmalar yürütülmektedir. Ayrıca yenilikçi araştırmalar için büyük boyutlu ve insanlı hava araçlarından önce İHA'larda alt yapısının oluşturularak güvenilirliğin artırılması birçok yönden önemli avantajlar sağlamaktadır.

İHA pazarı 2008 yılından beri havacılık sektörünün en hızlı büyüyen alanı olmuş ve 50'den fazla ülke İHA üretiminde yer almıştır. Birçok bilim insanı önümüzdeki dönemi İHA çağı olarak adlandırmaktadır. Üretim maliyetleri, kullanım kolaylığı ve mevzuatlar açısından son dönemde mini-İHA'lara olan ilgi artmıştır. İHA'ların boyutlarının küçülmesi ile birlikte ortaya çıkan en önemli sorunların başında havada kalma süresi kısalığının geldiği bilinmektedir (Gong ve Verstraete, 2017b). Küçük boyutlu İHA'larda içten yanmalı motorların kullanımının verimsiz olması, elektrik motorlu modellerde en yaygın olarak kullanılan batarya teknolojisindeki önemli yeniliklere rağmen enerji yoğunluğunun düşük olması araştırmacıları alternatif arayışlara yönlendirmiştir.

Bir İHA'nın performans kabiliyeti, güç ve enerji yoğunluğu faktörlerini de etkileyen itki sistemlerinin özellikleri ile birebir ilişkilidir. Güç yoğunluğu maksimum hız, taşıma kapasitesini; enerji yoğunluğu ise havada kalma süresini belirlemektedir. Mini-İHA'larda sıklıkla kullanılan lityum bazlı bataryalar 500-2000 W/kg güç yoğunluğuna sahipken, 75-200 W-sa/kg enerji yoğunluğuna sahiptir. Bu düşük enerji yoğunluğu menzil ve havada kalma süresini olumsuz etkilemektedir. Ayrıca yüksek sıcaklıklarda çalışma durumunda karşılaşılan sorunlar bataryaya ya da İHA'ya hasar verebilmektedir. Bu sorunlara çözüm bulmak amacıyla literatürde yapılan çalışmalar incelendiğinde mevcut batarya sistemlerinin geliştirilmesi ile küçük boyutlu içten yanmalı motor ve hidrojenli yakıt hücresi kullanımının öne çıktığı görülmektedir (Donateo ve ark., 2017). Henüz mevcut bataryaların istenilen enerji yoğunluğunda olmaması ve küçük boyutlu İHA'larda içten yanmalı motorların kullanımının verimsiz olması nedeniyle yakıt hücreli hibrit sistemler günümüzde havada kalma süresini artırmada en önemli alternatif olarak görülmektedirler.

Yakıt hücrelerinin yüksek enerji yoğunluğuna sahip olması mobil sistemlerde kullanımı açısından ilgi çekici olsa da düşük güç yoğunluğuna sahip olmaları tek sistem olarak kullanımlarını sınırlandırmaktadır. Ayrıca yakıt hücrelerinin yapıları itibariyle dinamik tepkileri yavaş olması nedeniyle hava araçlarında seyir uçuşuna göre çok daha fazla güç gerektiren kalkış, tırmanış ve manevra uçuş fazlarında kullanımı çeşitli sorunlar oluşturmaktadır. Bu sebeple İHA'larda yakıt hücresi ile birlikte sistemde anlık olarak yüksek güçlere çıkabilecek, cevap verme süresi kısa olan batarya gibi elemanlarla hibrit bir yapı oluşturulması gerekmektedir. Ayrıca, hibrit yapının tüm alt sistemlerin avantajlı özelliklerinin kullanılabilmesi, bu sistemlerin güvenli sınırlarda çalışarak uzun ömürlü, güvenilir bir sistem oluşturması adına bir güç yönetim mekanizması tasarlanmalıdır.

1.1. Tezin Amacı ve Motivasyon

İHA'lar, insanlı hava araçlarına kıyasla düşük riskli, maliyeti uygun ve tekrarlanabilir bir uçuş ortamı sağladığından, daha sonra ticari uygulamalara uyarlanabilecek yeni teknolojiler için başlangıç platformu olarak düşünülmektedirler. Bu yüzden gerek askeri gerekse sivil insanlı uçaklarda düşünülen yenilikçi çalışmalar genellikle önce İHA'larda uygulanmaktadır. Bu çalışmaların başında, Avrupa Komisyonu'nun da hedefi olan 2050'ye kadar havacılığın karbondan arındırılmasına yönelik potansiyel yöntemler gelmektedir. Günümüz hava araçlarının çok büyük bir kısmı petrol türevli yakıtlara en önemli alternatif olarak birim kütle başına en yüksek enerji içeriğine sahip olan hidrojen gelmektedir. Hidrojenin İHA'larda enerji taşıyıcısı olarak kullanımına yönelik çabalar, daha temiz bir çevre için öncü çalışmalar arasında yer almaktadır. Bununla birlikte, küçük boyutlu İHA'ların birincil sorunu olan havada kalma süresi kısıtlılığı için yüksek enerji yoğunluğuna sahip hidrojenli yakıt hücreleri kullanımı söz konusu olabilmektedir. Bu çalışmada yakıt hücresi sistemi ile birlikte anlık olarak yüksek akım verebilen bataryalar ve orta/yüksek irtifa İHA'larda başarılı projelerin

olduğu güneş enerji birimleri ile birlikte hibrit bir sistemde kullanımları bir çözüm olarak görülmüştür.

Çalışmanın ana amacı, elektrik motorlu model bir mini-İHA tasarlanıp, itki sisteminin yakıt hücresi ve batarya ile birlikte yardımcı enerji ünitelerinden oluşturularak yer testi simülasyonlarının gerçekleştirilmesi ve bu kapsamda yapılacak çalışmalar ile mini-İHA'nın kavramsal havada kalma süresinin uzatılmasıdır. Hava aracının talep ettiği güç kesintisiz ve en uygun şekilde karşılanmalı ayrıca yakıt hücresi ve bataryanın özellikleri ışığında güvenli şekilde çalıştırılması sağlanmalıdır. Bu sebeple, hibrit sistemin optimum şekilde çalışması adına aktif bir güç yönetim sistemi tasarlanmıştır. Çalışma sonucunda elde edilecek verilerle 3-4 saat havada kalabilecek sabit kanatlı bir mini-İHA'nın kavramsal tasarımı tamamlanmış olacaktır. Ayrıca çalışma kapsamında hibrit sistem elemanlarının statik ve dinamik yük altındaki davranışları ortaya koyulacak ve oluşturulacak hibrit algoritmaların benzer İHA'larda uygulanması mümkün olacaktır.

Özetle; tez çalışması sonucu elde edilecek verilerin hem emisjonsuz hava araçları teknolojisinin gelişmesine hem de mini-İHA'ların havada kalma süresi kısalığına çözüm önerisi sunması hedeflenmektedir.

1.2. Tezin Düzeni

Tez çalışması kapsamında model bir mini-İHA için yakıt hücresi tabanlı hibrit itki sistemi yer test düzeneği kurulmuştur. Çalışmanın daha iyi anlaşılabilmesi adına tezin 2. Bölümünde İHA'lar ve mini-İHA'larda kullanılan güç sistemleri ile ilgili literatür özeti sunulmuştur. İHA tarihi, sınıflandırması, ülkemizde yürütülen İHA projeleri, yakıt hücreleri ve hidrojenin havacılıkta yeri gibi konularda incelemeler yapılmıştır. 3. Bölüm tez çalışmasının materyal ve metot bölümlerini oluşturmaktadır. Sabit kanatlı bir hava aracının tasarım aşamaları ve hesaplamaları hakkında kısa bilgiler verildikten sonra model bir mini-İHA'nın parametreleri sunulmuştur. Bu model İHA'nın itki hesaplamaları

yapılarak, güç ihtiyacına göre hibrit sistem elemanları tespit edilmiştir. Yakıt hücresi, batarya ve güneş panelinden oluşan sistem için seçim aşamasındaki kriterler sunulmuştur. Ardından, bu üçlü sistemi kontrol edecek güç yönetim sistemi tanıtılmış ve deney sisteminde yer alan diğer ölçüm ekipmanları hakkında bilgiler verilmiştir.

Yer test düzeneğinin oluşturulmasının ardından çalışma kapsamında planlanan deneyler gerçekleştirilmiş ve elde edilen bulgular 4. Bölüm içerisinde sunulmuştur. Tez çalışması kapsamında oluşturulan hibrit modeller (HM1, HM2) ile yapılan deneylere ait akım-voltaj grafikleri ile zamana bağlı sıcaklık değişimleri grafikler halinde verilmiştir. HM1’de güneş panelinin, HM2’de ise süper kapasitörün sisteme olan etkileri detaylıca tartışılmıştır. Son bölümde ise tez çalışmasının tamamının yorumlandığı sonuçlar ile geleceğe yönelik öneriler sunulmuştur.

2. ÖNCEKİ ÇALIŞMALAR

Tezin bu bölümünde çalışmanın ana başlıkları olan insansız hava araçları, mini-İHA'ların güç sistemleri ve hidrojenin havacılık alanındaki mevcut durumu üzerine kısa bilgiler ile bu konulardaki literatürde yer alan çalışmaların kısa bir özeti sunulacaktır.

2.1. İnsansız Hava Araçları

2.1.1. İHA Kavramı

İHA tanımı itibari ile “aerodinamik kuvvetler aracılığıyla sürekli uçuş yapma yeteneğinde olan, üzerinde pilot bulunmaksızın uzaktan İHA pilotu tarafından kontrol edilerek veya otonom operasyonu İHA pilotu tarafından planlanarak uçurulan ya da havada kalabilen hava aracını” ifade etmektedir (SHGM, 2018). Günümüzde insansız hava aracı sistemlerinin karşılığı olarak literatürde drone, UAV (Unmanned Aerial Vehicle), RPAS (Remotely Piloted Aircraft System) gibi terimlerin kullanıldığı görülmektedir. Tüm bu terimler arasında temelde fark olmamakla birlikte ülkemizde İngilizcede “UAV” kelimesinin karşılığı olan İHA terimi yerine son zamanlarda “UAS (Unmanned Aerial System)”, Türkçe tabiri ile “İHAS (İnsansız Hava Aracı Sistemleri)” kullanılmaya başlanmıştır. Bunun sebebi İHA sistemini üç parçanın oluşturmasıdır. Bunlar genellikle İHA platformu, yer kontrol istasyonu ve haberleşme birimleridir. İHA platformu bir gövde üzerinde yer alan itki sistemi, taşıma sağlayacak kanatlar, faydalı yük ve kontrol sisteminden oluşmaktadır.

İnsansız hava araçları hem düşük maliyetli olmaları hem de can kaybının önüne geçmeleri sayesinde özellikle sıkıcı, kirli ve tehlikeli görevlerin büyük bir bölümünde önemli görevler üstlenmektedirler. İHA pazarı 2008 yılından beri havacılık sektörünün en hızlı büyüyen alanı olmuş ve elliden fazla ülke İHA üretiminde yer almıştır (Karaağaç, 2016a). İHA pazarındaki bu büyümenin sebeplerinden bazıları kullanım alan ve amaçlarının artması ile gelişen teknoloji ile

birlikte ekonomik, küçük ve hassas parçaların üretilebilmesi olarak sayılabilir. İHA'ların yaygın olarak kullanıldığı askeri ve sivil alanlar şu şekildedir:

- Arama, kurtarma faaliyetleri (Lygouras ve ark., 2019)
- Güvenlik amaçlı hedef tespiti ve takibi (W. Wang ve ark., 2021)
- Meskûn mahal keşif ve gözetleme (Liu ve ark., 2019)
- Tarımsal faaliyetler (Ren ve ark., 2019)
- Haritalama ve Uzaktan algılama (Mohd Noor ve ark., 2018)
- Sanatsal faaliyetler (Zhi ve ark., 2020)
- Bilimsel araştırmalar (Beloev, 2016; Koutalakis ve ark., 2019)
- Meteorolojik çalışmalar (Wirth ve ark., 2015)

2.1.2. İHA Tarihi

Uçak veya hava aracı tarihi denildiğinde ilk olarak akla Wright Kardeşler'in 1903 yılında gerçekleştirmiş olduğu ilk motorlu uçuş gelmektedir. Fakat, insansız hava araçları ilgili çalışmalar bu tarihten öncelerde başlamıştır. Kayıtlı tarihe bakıldığında İHA olarak adlandırılabilen ilk uçuş 1896 yılında Potomac nehri üzerinde Samuel Langley tarafından gerçekleştirilmiştir. Buharla çalışan ve 11 kg ağırlığındaki "Aerodrome Number 5" isimli hava aracı bir tekneden katapult yardımıyla fırlatılmıştır. Bu tarihten I. Dünya Savaşı sonrasına kadarki süreçte Amerika Birleşik Devletleri'nde (ABD) birkaç İHA programı üzerinde çalışmalar gerçekleştirilmiştir. Projelerden en önemlisi olarak 1924 yılında F-5L hava aracının tamamen radyo kontrollü olarak gerçekleşmesi kayıtlara geçmiştir (J. F. Keane ve Carr, 2013). Teknolojik gelişmelerin yoğun yaşandığı II. Dünya Savaşı'nda uçaksavar ve saldırı görevlerinde kullanılan İHA'lar silah sistemi olarak ilk defa 1982 yılında İsrail tarafından Beka Hava Muharebesi'nde kullanılmış ve o tarihten itibaren askeri operasyonlara yeni bir bakış açısı getirmiştir (Karaağaç, 2016b). 1990'lı yıllarda İHA sistemleri üzerine çalışmalar dünya genelinde artmış ve 1994

yılında orta irtifa keşif İHA'sı olarak üretilen “Predator” isimli hava aracı GPS uydularını kullanarak birçok askeri harekatta önemli görevler üstlenmiştir. 2005 yılından itibaren yapılan iyileştirme çalışmaları ile MQ-1 ismi ile kullanımı devam eden Predator 'dan bugüne kadar 360 adet üretilmiştir. Orta irtifada gerçekleştirilen bu başarılı İHA, yüksek irtifalı modellerin de önünü açmıştır. ABD yapımı RQ-4 Global Hawk yüksek irtifa İHA'sı 1998'de ilk uçuşunu gerçekleştirmiş, 60.000 feet yükseklikte 40 saat havada görev yapabilme özelliğine sahiptir. Farklı kıtalardan kontrol edilebilen Global Hawk İHA sistemleri 130 milyon dolar civarında birim fiyatı ile en pahalı İHA konumundadır. 1990'lı yıllarda askeri İHA'ların başarısı bu hava araçlarının sivil amaçlı kullanımlarının önünü açmıştır. İlk başlarda keşif ve gözetleme aracı olarak görülen İHA'lar üzerlerine yerleştirilen farklı faydalı yükler sayesinde ilaçlamadan, kargo taşımaya, haritalamadan yangın söndürmeye kadar sayısız amaçla görev yapabilmektedir. Bir ürünün hem askeri hem de sivil olarak birçok görev yapabilmesi onun üzerinde çalışma sayısı artışını ve teknolojik gelişimini hızlandırmaktadır. Sonuçta, yüzyılı aşkın tarihi olan İHA teknolojisinin son yirmi yıllık süreçte büyük aşamalar kat ettiği ve önümüzdeki süreçte bu ivmenin artacağı ön görülmektedir.

2.1.3. İHA Pazarı

Son yirmi yılda gerçekleşen İHA talep ve üretimindeki artış tüm hava araçları içerisindeki İHA payını önemli derecede artırmıştır. Günümüzde 2 gr'dan 15 ton ağırlığına kadar sayısız çeşit İHA farklı amaçlarla görev yapmaktadır (Karaağaç, 2014). İHA sistem unsurlarının kullanıldığı teknolojinin maliyetindeki azalma ile birlikte her geçen gün yeni bir alanda yeni bir görev için insansız hava aracı tasarımı ve üretimi gerçekleşmektedir. Bu durum sonucunda her yıl İHA üreticisi ülke, firma ve çalışan sayısı genişlemektedir. İHA'nın uluslararası kullanımını araştırıldığı bir raporda ticari İHA pazar büyüklüğünün 2025 yılına kadar 45,8 milyar dolar değerine çıkacağı tahmin edilmektedir (UAV Market, 2020).

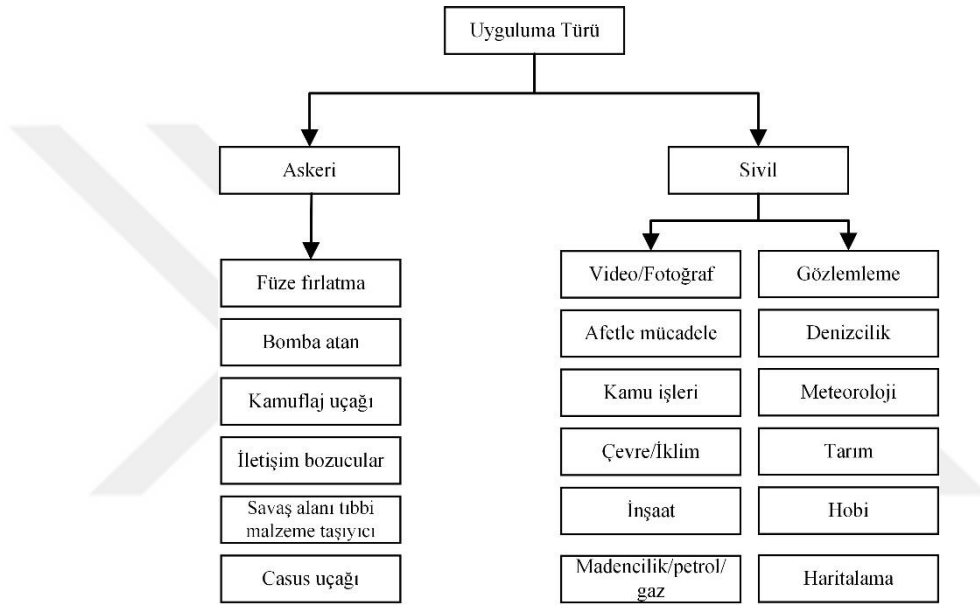
2.1.4. İHA Sınıflandırması

Hava araçları sınıflandırmasında birçok farklı parametre üzerinde değerlendirme yapmak mümkündür. Genellikle uçaklar kanat sayısı, motor sayısı, kullanım amacı, motor türü, büyüklük gibi özelliklerine göre sınıflandırılırlar. Bununla birlikte insansız modellere geldiğimizde boyut ve ağırlıkların çok değişmesi sebebiyle bu iki unsur üzerinden sınıflandırma için daha uygun görülmüştür. Henüz İHA sistemlerinin sınıflandırılmasına yönelik tamamen uzlaşmış bir yaklaşım bulunmamakla birlikte, farklı sivil/askeri kurumların çalışmaları mevcuttur. Askeri anlamda en çok kabul gören NATO'nun 2010 yılında yayınlanmış olduğu sınıflandırmadır (Karaağaç, 2014). Çizelge 2.1'de İHA sistemlerinin sınıflandırılması sunulmuştur (Maddalon ve ark., 2013).

Çizelge 2.1. NATO tarafından yapılan İHA sınıflandırması

Sınıf	Kategori	İrtifa (ft)	Görev Yarıçapı (km)	Sivil Kategori	Örnek İHA
Sınıf I (<150 kg)	Mikro (<2 kg)	<200	5	Ağırlık Sınıfı Grup 1 Küçük İHA (<20 kg)	Black Hornet
	Mini (2-20 kg)	<3000	25		Bayraktar Mini-İHA
	Küçük (>20 kg)	<5000	50	Ağırlık Sınıfı Grup 2 Hafif İHA (20-150 kg)	Hermes 90
Sınıf II (150-600 kg)	Taktik	<10.000	200	Ağırlık Sınıfı Grup 3 İHA (>150 kg)	Vestel Karayel
Sınıf III (>600 kg)	Orta İrtifa Uzun Havada Kalış (MALE)	<45.000	Limitsiz		ANKA, Predator
	Yüksek İrtifa Uzun Havada Kalış (HALE)	<65.000			Global Hawk
	Saldırı/Muharebe	<65.000			X-47B

İHA'ların son dönemde önem kazanmasını sağlayan aslında kabiliyetleridir. Bu kabiliyetler üzerinde taşıdığı faydalı yükler sayesinde gerçekleşmektedir. İHA'ların mevcut uygulamalarına yönelik yapılan bir sınıflandırma (Şekil 2.1) literatürde yer almaktadır (Hassanalian ve Abdelkefi, 2017).



Şekil 2.1. İHA kullanım alanları

Son yıllarda İHA'ların kullanım alanlarının ve buna paralel olarak sayısının artması sebebi ile başta ABD ve Türkiye olmak üzere birçok ülkede İHA'ların kullanımına yönelik yasal düzenlemeler yapılmıştır. Bu kapsamda Türk Hava Sahasında uçacak tüm İHA'ların ve İHA pilotlarının kayıt altına alınması ve gerekli düzenlemelerin yapılabilmesi amacıyla ülkemizde 2016 yılında Ulaştırma Denizcilik ve Haberleşme Bakanlığı Sivil Havacılık Genel Müdürlüğü tarafından SHT-İHA talimatnamesi yayınlanması ile birlikte İHA'ların üretimi, ithalatı, uçuşu vb. tüm işlemleri için bir takım kurallar getirilmiştir (SHGM, 2018). Talimatname kapsamında İHA'lar ağırlıklarına göre İHA0 (500 g-4 kg), İHA1 (4 kg- 25 kg),

İHA2 (25 kg-150 kg) ve İHA3 (150 kg ve üstü) olmak üzere dört gruba ayrılarak farklı prosedürlere tabi tutulmuştur. Çizelge 2.2’de İHA sınıflarına ait temel gereklilikler sunulmuştur. Bu kapsamda incelendiğinde kayıt, sigorta, tescil, bakım, pilot lisansı, uçuş izinleri vb. konularda İHA0 ve İHA1 kategorisi özellikle sivil kullanımlar için daha uygun olduğu görülmektedir.

Çizelge 2.2. SHT-İHA talimatnamesine göre İHA sınıfları

Sınıfı	Kalkış Ağırlığı (KA)	Mevzuat gereklilikleri
İHA0	$0.5 \leq KA < 4$	Sigorta gerekli değil, uçuşa elverişlilik gereklilikleri ve özel uçuş izin belgesi düzenlenmez, ticari olmayanlarda pilot lisansı gerekli değil
İHA1	$4 \leq KA < 25$	Sigorta gerekli değil, uçuşa elverişlilik gereklilikleri ve özel uçuş izin belgesi düzenlenmez, Emniyet ve Uygunluk Beyanları gerekli, ticari olmayanlarda pilot lisansı gerekli değil
İHA2	$25 \leq KA < 150$	Sigorta zorunlu, uçuşa elverişlilik gereklilikleri ve özel uçuş izinleri kapsamlı, İHA2 pilot lisansı gerekli
İHA3	$150 \leq KA$	Sigorta zorunlu, uçuşa elverişlilik gereklilikleri ve özel uçuş izinleri kapsamlı, İHA3 pilot lisansı gerekli

NATO sınıflandırması göre Sınıf I, SHGM talimatnamesine göre İHA0 ve İHA1 kategorisinde yer alan İHA’ların üretim ve uçuş prosedürleri diğer sınıflara göre daha kolaydır. Ayrıca bu İHA’ların kullanım alanlarının artmasına paralel düşük maliyet, yüksek manevra kabiliyeti ve kolay bakım gibi özellikleri sayesinde hem ticari anlamda hem de bilimsel çalışmalarda güçlü bir araç haline gelmiştir. Kompozit malzemelerle mukavemet/ağırlık oranı yüksek İHA gövdelerinin üretilmesi, güç sistemi ve alt elektronik ekipmanların küçük boyutlarda

üretiminin mümkün olması ile birlikte ilginin arttığı mini-İHA sınıfının gelecek yıllarda askeri operasyonlarda, sürü İHA çalışmalarında ve sınırsız sivil alanda belirtilen birçok alanda daha fazla kullanılması beklenmektedir. Savunma sektöründe özellikle son on yıllık dönemde sınırlı savaş alanlarında ve meskûn mahal olarak tabir edilen bölgelerde küçük ölçekli İHA'ların kullanımı artmıştır. Keşif, gözetleme, hareketli hedef takibi ve kamikaze amaçlı mini-İHA'lara yönelik yenilikçi çalışmalar resmi ve ticari kurumların öncelikli konuları haline gelmiştir.

2.1.5. Türkiye’de yürütülen İHA projeleri

Türkiye Cumhuriyeti kuruluşundan kısa bir süre sonra havacılık alanında atılımlar gerçekleştirmiş ve 20. yüzyılın ikinci çeyreği içerisinde hava aracı üreten ve ihraç eden sayılı ülkeler arasına girme başarısı göstermiştir. Türkiye’nin hava aracı üretim konusunda çalışmalar ilk olarak 1925’te Türk Tayyare Cemiyeti (bugünkü adıyla Türk Hava Kurumu) ve TOMTAŞ (Tayyare ve Motor Türk Anonim Şirketi) kurulması ile başlamıştır (Bocutoğlu ve Dinçarslan, 2014). Dış siyasi baskılar sebebi ile kapatılmak zorunda kalan TOMTAŞ bünyesinde Türk havacılığı için 200’e yakın uçak üretilmiştir. 1936’da özel teşebbüs olarak Nuri Demirağ tarafından kurulan uçak fabrikasında ilk Türk yolcu uçağı projesi hayata geçirilmiştir. 1950’li yıllara kadar aktif olarak çalışan fabrika birtakım sebeplerden ötürü kapanmak zorunda kalmıştır (Yalçın, 1931). Türkiye 1984 yılında Türk-ABD ortak şirketi TUSAŞ (TAI) kuruluna kadar hava aracı üretimi konusunda kayda değer projeler üretememiştir.

İnsansız hava araçları perspektifinden bakıldığında Türkiye’nin son otuz yılda önemli çalışmalar gerçekleştirdiği söylenebilir. Bu sürecin ilk on beş yılında yerli İHA üretim çalışmalarına ait projelerle elde edilen alt yapı, personel ve bilgi birikimi Türkiye’yi 2000’li yılların başından itibaren kamu ve özel teşebbüsleriyle İHA konusunda öncü ülkelerden biri haline getirmiştir. 1989 yılında Türk Silahlı Kuvvetleri (TSK) envanterine giren Meggit firmasına ait Banshee sistemi ilk insansız hedef uçağı olmuştur. 1990 yılında başlanan ve 2 yıl sonra iki adet

prototipi üretilen “Şahit” isimli İHA Türkiye’nin ürettiği ilk İHA olarak kayıtlara geçmiştir. General Atomics’ten 1995 yılında satın alınarak envantere giren GNAT İHA’ları taktik gözetleme amacı ile 2005 yılına kadar TSK tarafından kullanılmıştır (Düz, 2020). 1997 yılında gelindiğinde Millî Savunma Bakanlığı ile EES AŞ’nin ortak çalışmasında Doğan ve Kırlangıç İHA projeleri başlatılmış fakat seri üretime geçilememiştir. 2008 yılında İsrail tarafından satın alınan Heron İHA’ları Hava Kuvvetleri bünyesinde görev yapan ilk İHA’lar olarak kayıtlara geçmiş, ayrıca bu İHA’ların alt sistemlerinden bazıları yerli firmalarca geliştirilmiştir. İsrail ile yaşanan birtakım diplomatik sorunlardan dolayı Türkiye’nin İHA konusunda farklı stratejiler ortaya koyma gerekliliği doğmuştur.

2000’li yıllar hem ülkemizde hem de dünyada İHA’ların altın çağını yaşadığı bir dönem olmuştur. 2001 yılında TUSAŞ tarafından üretilen Turna İHA’sı ilk yerli üretim hedef uçak olarak kayıtlara geçmiştir (Karaağaç, 2016b). Bu başarılı çalışmanın ardından 2004 yılında SSM ile birlikte ANKA İHA projesi hayata geçirilmiş, Aralık 2010’da ANKA ilk uçuşunu başarı ile gerçekleştirmiştir. Aynı yıllarda özel şirketlerin çalışmaları da başlamış olup, Kalekalıp-Baykar Makina Ortak Girişimi tarafından 2005 yılında geliştirmesi başlatılan Bayraktar mini-İHA 2007 yılında TSK envanterine girmiştir (Şekil 2.2). Ayrıca Bayraktar mini-İHA 2012 yılında Katar Silahlı Kuvvetleri tarafından 20 adet satın alınarak ihraç edilen ilk İHA olmuştur. Yine Baykar Makina tarafından Malazgirt döner kanat İHA’sı 2009 yılında TSK’ya teslim edilmiştir. Aynı yılda Bayraktar TB-2 taktik İHA’nın ilk uçuşu gerçekleştirilmiştir. Günümüze kadar 100 adetten fazla üretilen, ihraç edilen ve silahlı modeli üretilen Bayraktar TB-2 2019 yılında 100 bin uçuş saatini tamamlamıştır. Silahlı modeli olan TB-2 İHA’sında kanatlarına Roketsan tarafından üretilen 4 adet MAM-L ve MAM-C füzelerini taşıyabilmektedir. Baykar Makina’nın son projesi olan havadan yere ve havadan havaya taarruz İHA’sı Akıncı’nın 2019 yılında ilk uçuşu gerçekleştirilmiştir. Bayraktar TB2’ye göre daha uzun ve geniş olan yüksek irtifa İHA’sı 24 saat havada kalabilmekte ve akıllı mühimmatlarla donatılabilmektedir.



Şekil 2.2. Bayraktar mini-İHA (solda), Bayraktar TB-2 (sağda)

Baykar Makina ile hemen hemen aynı dönemde Vestel Savunma firması da yerli İHA çalışmalarına başlamıştır. Karayel taktik İHA çalışmaları 2007 yılında hayata geçirilmiş ve 6 adet İHA 2015 yılından itibaren operasyonel anlamda kullanılmaya başlanmıştır. Ayrıca Karayel İHA'sı 10 bin saat uçuş saatine ulaşmayı başarmıştır. Vestel Savunma Karayel çalışması ile birlikte Efe ve Bora isimli iki ayrı İHA projesi de yürütmüştür.

Savunma Teknolojileri Mühendislik ve Ticaret A.Ş. (STM) askeri operasyonlarda kullanılmak üzere tasarladıkları mini kamikaze İHA'ları olan Alpagu ve Kargu modellerinin 2021 yılı sonunda TSK envanterine kazandırılması beklenmektedir. Bu gelişmeler ülkemizi kendi silahlı İHA'sını ve yerli mühimmatını üreten dünyadaki 6 ülkeden biri olmasını sağlamıştır.

Türkiye, DefenceNews tarafından Dünya genelinde en büyük 100 savunma sanayi şirketinin sıralandığı listede 2020 yılında 7 şirket ile girmeyi başarırken, bu firmalardan 3'ü, ASELSAN, TUSAŞ ve STM haliz hazırda İHA sistemleri üzerinde çalışmalarına devam etmektedir. Ayrıca 2018 yılından itibaren T.C. Sanayi ve Teknoloji Bakanlığı ile Türkiye Teknoloji Takımı Vakfı (T3 Vakfı) tarafından Teknofest adıyla devam eden Havacılık, Uzay ve Teknoloji festivalinde gerçekleştirilen farklı kategorilerdeki İHA yarışmaları ile katılımcılar desteklenerek her eğitim düzeyinde hava araçlarına yönelik ilginin artması sağlanmıştır.

2.2. Mini-İHA’larda güç sistemleri

Bu kısma kadar bahsedilen İHA sınıfları, pazarı ve kullanım alanlarına yönelik bilgiler incelendiğinde, mini-İHA’lara ilişkin çalışmaların artacağı ön görülmektedir. Mini-İHA’lara artan bu ilginin nedenleri aşağıda maddeler halinde verilmiştir:

- Üretim maliyetlerin uygun olması
- Üretim-uçuş prosedür ve yasal gereksinimlerin daha az olması
- Yeni teknolojik denemeler açısından Ar-Ge çalışmalarına uygun olması
- Mini-İHA’ların üretim gereksinimlerinin daha karşılanabilir olması sayesinde her eğitim düzeyine yönelik ilginin çekilerek havacılık alanında kabiliyeti yüksek personel yetiştirilmesi
- Savunma alanında sürü İHA’ların önem kazanmış olması
- Sivil alanda mini-İHA’ların her geçen gün kullanım alanının artıyor olması

Bu maddeler ışığında mini-İHA kullanımının giderek her alanda yaygınlaşacağı kaçınılmaz olmakla birlikte bu süreçte gerçekleştirilecek çalışmalarla mini-İHA’ların sahip olduğu bazı zayıf yönlerin giderilmesi gerekmektedir. Bu yönlerden en önemlisi olarak mini-İHA’ların havada kalma sürelerinin kısa olması söylenebilir.

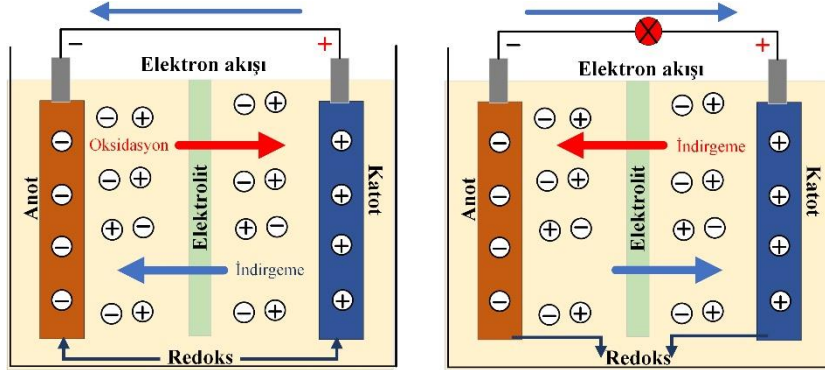
İçten yanmalı motorlar, yakıtın sahip olduğu kimyasal enerjisini ısı enerjisini dönüştürmektedir. Kendi içerisinde birçok farklı tür olmakla birlikte gaz türbinli, Otto, Diesel ve Wankel motorlar en bilinenleridir. İtke ağırlık oranının yüksek ve çalışma süresinin uzun olduğu gaz türbinli motorlar yüksek güç gerektiren hava aracı uygulamalarında kullanılmaktadır. Gücün daha az istenildiği ve daha düşük irtifada seyreden hava araçlarında ise genellikle pistonlu motorlar tercih edilmektedir.

İHA’larda kullanılan güç sistemleri arasında içten yanmalı motorlarla çalışan İHA’ların özgül gücü ve özgül enerjisi genellikle elektrik motorlarından bir kat daha yüksektir (Pan ve ark., 2019). Bununla birlikte, içten yanmalı motorlardan kaynaklanan gürültü ve itki verimliliğinin düşük olması (%40), nispeten daha sessiz ve verimli (>%90) olan elektrik motorları kullanımını öne çıkarmaktadır. Son zamanlarda otomotiv sektörünün öncülüğünde geliştirilen yeni nesil batarya sistemleri ve elektrikli motorları hava araçları için de önemli bir alternatif haline gelmiştir. Günümüzde mini-İHA’larda kullanılan güç sistemlerine bakıldığında %90’dan fazlası batarya ve elektrik motorlu güç sistemi ile donatıldığı görülmektedir (Hassanalian ve Abdelkefi, 2017).

Bir mini-İHA’nın itki sisteminde kullanılacak motorun türü belirlenmesinin ardından tasarım kriterlerine en uygun enerji sağlayıcının tespit edilmesi gereklidir. Bu aşamada enerji sağlayıcının özgül enerji (W-sa/kg) ve güç yoğunluğu (W/kg) parametreleri önem kazanmaktadır. Özgül güç İHA’nın maksimum hız, yük kapasitesi, irtifa, tırmanma oranını belirlerken özgül enerji menzil ve havada kalma süresini doğrudan etkilemektedir.

2.2.1. Bataryalı Sistemler

Bataryalar ya da piller kimyasal enerjiyi doğrudan elektrik enerjisine dönüştüren yapılardır. Bu dönüşümü genellikle Şekil 2.3’te gösterildiği gibi anot, katot ve elektrolit elementleri arasındaki redoks reaksiyonları sayesinde gerçekleştirir. Batarya deşarj durumunda katot tarafındaki indirgeme reaksiyonları ve anot kısmındaki oksidasyon ile elektron aktarımı yaşanmaktadır. Elektronlar geriye doğru hareket etmediğinden, elektrolit yoluyla iyon hareketi nedeniyle elektriksel nötrlük korunur (Duy ve Kim, 2020).



Şekil 2.3. Batarya hücresi çalışma durumu, şarj (sol) ve deşarj (sağ)

1800’lü yıllardan bu yana kullanılan batarya türleri arasında kurşun asitli batarya, dayanıklılığından dolayı en yaygın model olmuştur. John Goodenough tarafından 1980’de icat edilen lityum piller batarya teknolojisinde yeni bir dönem başlatmıştır (Duy ve Kim, 2020). En küçük üçüncü element olan lityum sayesinde daha kompakt ve hafif batarya üretim imkânı özellikle otomotiv ve havacılık alanında yeni çözümler sunmaktadır. Lityum polimer, lityum iyon, lityum demir-fosfat gibi farklı kimyasal bileşimlerden oluşturulabilen türleri olan lityum bataryalar 1991 yılında ticarileşme aşamasında geçmiştir. Kütlesel ve hacimsel enerji yoğunluğu açısından muadillerinin çok önünde olan lityum bataryalar üzerine araştırmalar halen yoğun bir şekilde sürmektedir. Çizelge 2.3’te farklı batarya türlerinin özellikleri sunulmuştur.

Çizelge 2.3. Farklı tür bataryaların karşılaştırılması (Townsend ve ark., 2020; Zubi ve ark., 2018)

Batarya Türü	Özgül Enerji (W-sa/kg)	Enerji Yoğunluğu (W-sa/L)	Çevrim Ömrü	Nominal Voltaj (V)	Maliyet (\$/W-sa)
Kurşun-asit	30-40	70	<350	2,00	0,69
Ni-Cd	40-60	100	2000	1,20	2,67
NiMH	60-120	240	180-2000	1,35	0,85
Li-iyon	100-265	400	400-1200	3,70	0,93
Lipo	245-430	450	500	3,70	2,30

Elektrik motorlu mini-İHA’larda uçuş süresini en üst seviyeye çıkarmak için lipo bataryaların en iyi seçenek olduğu bilinmektedir. Lipo bataryalar lityum iyon pillerin geliştirilmiş halidir. Sıvı elektrot yerine kullanılan katı polimer elektrolitler sayesinde daha küçük hacim ve daha hafif bir yapı sağlanmış olur. Lipo bataryaların bir avantajı da şarj ve deşarjdan kaynaklanan bellek sorunları olmamasıdır. Bununla birlikte hücreler çok düşük voltaj durumunda kalıcı hasarlar yaşarken, yüksek voltaja maruz kaldığında patlama ve yangına sebep olabilirler. Bu sebeple özel bir şarj devresi ve dengeleyici kullanımı önem arz etmektedir.

Lityum pillerde genellikle birkaç temel parametreye göre seçim yapılmaktadır. Birincisi, pilin kaç tane seri hücreden oluştuğunu belirten ifadedir ve genellikle “xS” şeklinde belirtilir. Örneğin, 3S lityum polimer bir batarya, hücre başına 3,7 volt olduğu durumda 11,1 nominal voltaja sahip olduğunu göstermektedir. İkinci parametre ise paralel hücre sayısı ifade eden ve “P” harfinden önceki rakam kadar hücrenin paralel olduğunu belirtmektedir. Üçüncü parametre bataryanın kapasitesini belirten ve genellikle “mAh” cinsinden yazılan ifadedir. Örneğin 3000 mAh’lik bir lityum polimer batarya, 1 saat boyunca sabit 3 A akım çekilebileceğini göstermektedir. Diğer bir önemli parametre ise “C” harfi ile ifade edilen maksimum deşarj oranıdır. Bir önceki örnekte verilen batarya maksimum 20 C deşarj oranına sahipse, anlık 60 amperlik akım verebileceği

anlamına gelmektedir. Küçük boyutlu bir hava aracı tasarımında motor seçiminin ardından hava aracı ağırlığının önemli kısmını oluşturan ve tasarım özelliklerine uygun batarya seçimi yapılması gerekmektedir.

Lityum pillerin yukarıda bahsedilen avantajlarının yanı sıra kullanımı noktasında dikkat edilmesi gereken bazı hususlar da vardır. Yüksek sıcaklıklarda bataryanın patlama ihtimali, kimyasal reaksiyonlar esnasında oluşan sıcaklık nedeniyle askeri operasyonlarda infrared sensörleri ile tespitin mümkün olması, kullanım ömrünün tamamlanmasının ardından geri dönüşüm sürecinin çevre açısından zararlı olması gibi durumlar sıralanabilir (Pan ve ark., 2019). Mini-İHA’larda kullanım alanına göre bu dezavantajlarının göz önünde bulundurularak batarya seçiminin yapılması yerinde olacaktır.

Bataryalı mini-İHA’lar her ne kadar nispeten yüksek enerji yoğunluğuna sahip lityum bataryalar ile donatılsa da havada kalma süreleri açısından henüz istenilen seviyelere ulaşamamaktadır. Faydalı yük, tasarım özellikleri vb. parametrelere göre değişmekle birlikte bataryalı bir küçük hava aracı 1 saat civarında havada kalabilmektedir. Döner kanatlarda bu süreye ulaşmak aerodinamik yapı itibarıyla mümkün değildir. Bu sebeple mini-İHA’lar üzerine son zamanlardaki araştırmaların odağı, bataryaların enerji yoğunluğu artırmak ve alternatif enerjilerin kullanımı konuları olmuştur. Alternatif çözüm noktasındaki araştırmalardan birincisi hava aracının uygun yüzeylerine fotovoltaik hücreler döşeyerek güneş ışığından elektrik enerjisi üretmektir. İkincisi ise, hidrojen ile çalışan yakıt hücreleri kullanarak enerji elde etmektir. Bununla beraber, otomotiv sektöründe batarya, yakıt hücresi, içten yanmalı motor, güneş paneli gibi ürünlerin kullanıldığı hibrit sistemler ticarileşmiş ve son dönemde yaygınlaşmaya başlamıştır. Bu bilgiler ışığında mini-İHA’larda her bir sistemin avantajını kullanarak hibrit bir itki sistemi kullanımı ilgi çekici ve çözüm odaklı görülmektedir.

2.2.2. Güneş Panelleri

Güneş enerjisi sürdürülebilir, alternatif ve tükenmez bir kaynak olması nedeniyle her zaman ilgi çekici olmuştur. Bu enerjiyi elde etmede kullanılan güneş pilleri veya panelleri yarı iletken maddeden oluşan ve güneş ışığını doğrudan elektrik enerjisine dönüştüren malzemelerdir. Güneş pili modülü, fotovoltaiik hücre, güneş paneli vb. terimler birbirleri yerine kullanılabilir. Klasik bir güneş pili silisyumdan üretilmektedir. Hücrenin üst yüzeyinde bakır kontaklar, bunların altında ise yansıma önleyici kaplama vardır. Kaplamanın altında ise N- ve P- katmanları olarak bilinen ve elektrik enerjisinin üretildiği kısım bulunmaktadır. N- katmanında fosfor atomları bulunduran silisyum, P- katmanında ise bor eklenmiş silisyum vardır. Standart bir silisyum fotovoltaiik pil, 0,5 volt elektrik üretebilir.

Güneş panelleri, çok sayıda fotovoltaiik hücrenin paralel ya da seri bağlanması sonucu sayısız amaç ile aktif olarak kullanılmaktadırlar. Fotovoltaiik hücrelerin yenilenebilir olması ve yüksek güvenilirlik avantajları ile birlikte düşük güç yoğunluğu, ilk üretim maliyetinin yüksek olması, düşük dönüşüm verimliliği ile meteorolojik koşullara bağımlı olması dezavantajları olarak görülmektedir (Devabhaktuni ve ark., 2013).

Darby Chapin tarafından 1954 yılında geliştirilen ilk güneş hücreleri uzay uygulamalarında kullanılmıştır (Chapin ve ark., 1954). 20 yıllık bir süre sonrasında ise R. J. Boucher ilk defa güneş enerjisi ile çalışan 8,6 kg ağırlığındaki hava aracını üretmiştir (Duy ve Kim, 2020). Son dönemdeki malzeme ve tasarımlardaki iyileştirmelerle araştırmacıların özellikle İHA'lara yönelik güneş paneli uygulama çalışmaları artmıştır. 1974 yılında 20 dakika havada kalabilen güneş pilli hava araçları ile başlayan süreç son gelişmelerle günler hatta aylarca havada kalabilen modellere kadar ilerlemiştir. Güneş panellerinin yeteri kadar yerleşimi için gerekli kanat yüzey alanı açısından yüksek irtifa uzun havada kama süresi (HALE) uygulamaları için daha uygundur. En önemli örnekleri arasında Pathfinder, Helios ve Solar Impulse gösterilebilir. Literatürde yer alan İHA güneş paneli uygulamaları incelendiğinde tek başına ya da batarya ile hibrit olarak kullanımı ile havada kalma

süresinin arttığı, bununla birlikte bir güneş enerjisi yönetim sisteminin MPPT algoritması ile birlikte kullanılması gerektiğine ilişkin birçok çalışma mevcuttur (Hwang ve ark., 2016; Vidales, 2013; Paper ve ark., 2015; Peng ve ark., 2018).

Mini-İHA'larda güneş paneli kullanmanın en büyük zorluğu bulutlu havada veya karanlık olduğunda sistemin güç üretememesidir. Bu duruma çözüm için son dönemde taşınabilir jeneratör veya elektrik şebekesi yardımıyla lazer ışığı kullanımı ile ilgili çalışmalar yapılmaktadır. Lazer ışını, İHA altına yerleştirilmiş bir fotovoltaik pile yönlendirilir. Böylelikle batarya sürekli şarj edilebilir. Havada kalma süresi sorununu önemli ölçüde çözen bu yöntemde uçuş menzil aralığının kısa olması bir dezavantaj olarak görülmektedir.

2.2.3. Yakıt hücreleri

Yenilenebilir enerji kaynakları üzerinde yapılan yoğun çalışmalar neticesinde özellikle güneş ve rüzgâr enerjisi daha güvenilir ve verimli hale gelmişlerdir. Fakat bu iki sistem mevsimsel ve meteorolojik değişimlerden doğrudan etkilendiklerinden süreklilik konusunda çözülmesi gereken sorunları bulunmaktadır. Zamandan ve mevsimden bağımsızlık istenilen uygulamalarda alternatif çözümlerden birisi yakıt hücreleridir. Yakıt hücreleri genellikle hidrojenin yakıt olarak kullanıldığı, kimyasal enerjiyi elektrik enerjisine düşük çevresel etki ile dönüştüren sistemlerdir. Burada havadaki oksijenle harici olarak temin edilmiş saf hidrojenin reaksiyonundan su ve elektrik oluşmaktadır (Boran ve ark., 2019).

Yakıt hücrelerinin çalışma prensipleri ilk olarak 1839'de Christian Friedrich Schönbein suyun elektrolizinin tersine reaksiyonu ile elektrik enerjisinin oluştuğunu keşfetmiş ve bu keşfi 1845'te William Robert Grove basit bir sistem ile hayata geçirerek tarihteki ilk yakıt hücresini geliştirmiştir (St-Pierre ve Wilkinson, 2001). 1950'li yıllardan itibaren kaynak makinesinden traktöre kadar birçok alanda başarılı denemeleri gerçekleştirilen yakıt pillerinin ardından NASA tarafından uzay çalışmalarında kullanılmaya başlanmıştır. 1970'lerdeki petrol krizi esnasında

önemi artan ve ticari uygulamaları geliştirilen yakıt pili sistemleri günümüzde otomotivden havacılığa, ev aletlerinden elektrik santrallerine kadar stabil ve on-board olarak sayısız alanda kullanım alanına sahiptir.

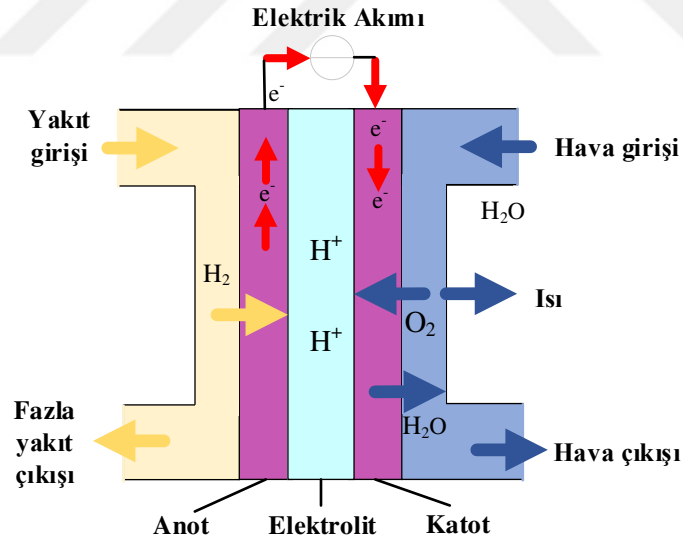
Sessiz çalışmaları, bakım maliyetlerinin uygun olması ve düşük emisyon yakıt hücrelerinin öne çıkan özelliklerindendir. Yakıt hücresel sistemlerin genel avantajları aşağıda verilmiştir (Staffell ve ark., 2019; Yilanci ve ark., 2009):

- Fosil yakıt teknolojilerinden daha verimli (özellikle düşük güç ve yük seviyelerinde)
- Geniş güç kapasitesi aralığında üretilebilmesi
- Bataryalara göre daha yüksek özgül enerjiye sahip (W-sa/kg olarak)
- İçten yanmalı motorlara göre iki kata kadar yüksek verime sahip olması
- Güvenilirlik (hareket eden parça sayısı az ve kolay otomasyon)
- Modüler ve uygulaması kolay
- Konvansiyonel motorlara göre daha sessiz ve titreşimsiz
- Düşük veya sıfır emisyon

Yakıt hücrelerinin dezavantajları olarak aşağıdaki maddeler sıralanabilir (Sharaf ve Orhan, 2014):

- Yüksek maliyet
- Nitelikli bakım personeli ihtiyacı
- Konvansiyonel motorlara göre daha düşük özgül güce sahip (W/kg)
- Depolama sorunu (Hidrojen gazının 1 gramı atmosferik basınçta 11 litre hacim kaplamaktadır.)
- Hidrojen gazının aşırı yanıcı ve patlayıcı olması sebebiyle ortaya çıkan güvenlik sorunları

Yakıt hücresi sistemlerinde anot tarafından hidrojen, katot tarafından hava girişinin ardından anotta yükseltgenme katotta ise indirgenme oluşur. Protonlar membran tabakadan katot tarafına, elektronlar ise bipolar plakalara bağlanan yük üzerinden katot tarafına geçer. Böylelikle elektrik akımı oluşur. Yakıt hücresinin şematiği Şekil 2.4'te, içerisinde gerçekleşen kimyasal reaksiyonlar ise denklemler 2.1-2.3'te verilmiştir.



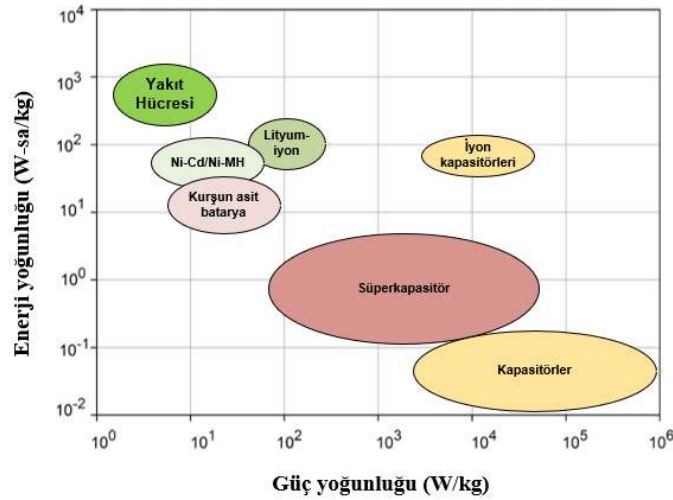
Şekil 2.4. Yakıt hücresinin temel şematik gösterimi

Yakıt hücreleri genel olarak Proton Değişim Membranlı Yakıt Hücresi (PEM), Katı Oksit Yakıt Hücresi (KOYH), Fosforik Asit Yakıt Hücresi (FAYH), Alkali Yakıt Hücresi (AYH) ve Erimiş Karbonat Yakıt Hücresi (EKYH) olarak beş kategoriye ayrılmaktadır (Lei ve ark., 2019). Yakıt hücresi türlerinin bazı özelliklerine ilişkin bilgiler Çizelge 2.4'te sunulmuştur. PEM tipi yakıt hücrelerinin yüksek verimlilik, düşük sıcaklıkta çalışma (60-120 °C), hızlı tepki ve göreceli kompaktlık özellikleri nedeniyle hava araçları ve mobil uygulamalar için en iyi seçenek olduğu düşünülmektedir (Guida ve Minutillo, 2017; Jenal ve ark., 2012; D. Verstraete ve ark., 2014; Ward ve Jenal, 2019). Literatürde mini-İHA'larla ilgili yapılan çalışmalar incelendiğinde yaygın olarak PEM yakıt hücrelerinin kullanıldığı görülmektedir. Ayrıca son zamanlarda geliştirilen yüksek performanslı polimerler sayesinde PEM yakıt hücreleri uzay çalışmalarında kullanılmaya başlamıştır. Bununla birlikte, KOYH sistemini, yüksek çalışma sıcaklığı (600-1.000 °C) ve dolayısıyla sistem verimliliğini artıran yüksek kaliteli egzoz ısısı nedeniyle yolcu uçaklarında yardımcı güç ünitesi (APU) için bir sistem desteği olarak uygulamaya yönelik çalışmalar vardır (Mazur ve Domanski, 2019).

Çizelge 2.4. Yakıt hücresi türleri ve karakterizasyonu (Dudek ve ark., 2013)

Yakıt Hücresi	AYH	EKYH	FAYH	KOYH	PEM
Çalışma sıcaklığı (°C)	80-260	600-700	~200	600-1000	50-80
Güç yoğunluğu (mW/cm ²)	150-400	100-300	150-300	250-350	300-1000
Güç aralığı	1-100 kW	300 kW-3 MW	5-1000 kW	1 kW-2 MW	0-100 kW
Elektriksel verim (%)	~50	45-55	~40	50-60	40-50
Tahmini ömür (saat)	5000-8000	20.000-40.000	30.000-60.000	90.000	5000
Katalizör	Pilatin	Nikel	Platin	Nikel/ Zirkonya	Pilatin

Yakıt hücrelerinin hava araçlarında kullanımını elverişli hale getiren en önemli parametre sahip oldukları yüksek enerji yoğunluğudur. Aynı miktarda yakıt ağırlığı için kıyaslanacak olursa, sıkıştırılmış hidrojen benzine göre 3 kat daha fazla enerji depolayabilir. Mini-İHA’larda yaygın olarak kullanılan bataryalı sistemler ile karşılaştırıldığında ise pillerin enerji yoğunluğu yaklaşık 150-250 W-sa/kg iken yakıt hücreleri gelişen teknoloji ile 1000 W-sa/kg’ı geçen yoğunluklarda üretilmektedir. Önümüzdeki 10-15 yılda araştırmacılar enerji yoğunluğunun 10 kW-sa/kg’a kadar çıkacağını ön görmektedirler (Romeo ve ark., 2013). Şekil 2.5’te farklı güç kaynaklarının enerji ve güç yoğunlukları grafiksel olarak gösterilmektedir (Aravindan ve ark., 2014). Ayrıca, Çizelge 2.5’te mini-İHA’larda kullanılan bataryalar ile yakıt pillerinin bazı özelliklerinin karşılaştırılması sunulmuştur.



Şekil 2.5. Farklı elektrik güç kaynağı cihazlarının karşılaştırılması

Çizelge 2.5. Lityum iyon batarya ile yakıt hücresi sistemi karşılaştırması

Enerji sağlayıcı	Enerji yoğunluğu (W-sa/kg)	Güç yoğunluğu (W/kg)	Hacimsel enerji yoğunluğu (W-sa/L)	Güç düzeyi
Li-iyon batarya	100-265	250-340	400	0-100 kW
Yakıt hücresi	800-10.000	>500	500-3.000	0-50 MW

Bölüm 2.2.1’de belirtildiği gibi pil teknolojisindeki gelişmelerle havada kalma süresi önceki dönemlere artış göstermiştir. Ancak, bataryalı İHA’larda havada kalma süresini artırmanın yolu, batarya sayısının ya da ağırlığının aynı oranda artması ile mümkündür. Bu durum hava araçlarının en önemli parametrelerinden olan toplam ağırlığı olumsuz etkileyecektir. Çizelge 2.6’da havada kalma süresini 8 kat artırmak için batarya ve yakıt hücresi sistemleri kullanımı ile ortaya çıkacak ağırlık karşılaştırması verilmiştir. Yakıt hücreleri sistemlerde hidrojen depolama yöntemi ya da miktarı değiştirilerek havada kalma süresini artırmak mümkünken bataryalı sistemlerde aynı oranda batarya eklemek gerekmektedir.

Çizelge 2.6. Batarya ve yakıt hücresinin karşılaştırılması (Osenar ve ark., 2017)

Havada Kalma Süresi	Sistem Ağırlığı	
	Bataryalı Güç Sistemi	Yakıt Hücreli Sistem
x saat		
8x saat		
Açıklama	Bataryalı sistemlerde süreyle kütle paralel şekilde artmaktadır.	Yakıt hücreli sistemlerde sadece yakıt depolama miktarı artarak, az bir kütle artışıyla daha uzun süreler elde edilmektedir.

Kalkış, tırmanış ve manevra esnasında hava aracının yüksek güç talebine karşılık verecek yakıt hücreleri henüz geliştirilememiştir. Bu sebeple batarya, süper kapasitör ya da güneş paneli ile birlikte güç kaynağı sistemi hibridizasyonu özellikle mini-İHA'lar için en iyi seçenek olarak ortaya çıkmaktadır (Boukoberine ve ark., 2019). Bu sayede yakıt hücrelerinin yüksek enerji yoğunluğu ile bataryaların yüksek güç yoğunluğuna sahip bir sistem oluşturulabilecektir.

2.3. Hidrojen

Sanayi devriminin ardından büyük ölçüde artış gösteren enerji ihtiyacını karşılamak için 19. yüzyıldan beri birçok farklı kaynaktan yararlanılmaktadır. Bu kaynakların çok büyük bir kısmını fosil kaynaklı yakıtlar oluşturmaktadır. Fakat bu kaynakların sınırlı olması ve çevreye yaydıkları zararlı emisyonlar sonucu iklim değişikliğine sebep olmaları dolayısıyla araştırmacılar yenilenebilir ve daha çevreci yakıt arayışlarına girmişlerdir. 1970'li yıllardaki petrol krizi esnasında araştırmaların daha çok yoğunlaştığı bu alandaki çözümlerden biri olarak hidrojen kabul edilmektedir (Goltsov ve Veziroglu, 2001). Hidrojen çekirdeğinde 1 proton ve 1 nötron içeren dünyadaki en yaygın ve hafif elementtir. Bununla birlikte, hidrojen doğada diğer elementlerle çok kolay bileşikler oluşturabildiğinden yalnız olarak bulunmazlar. Çoğunlukla su veya diğer organik bileşiklerin içerisinde yer olan hidrojen renksiz, kokusuz ve çevreye zararsız bir gazdır (Acar ve Dincer, 2014). Hidrojen kullanımını öne çıkaran en önemli özelliği sahip olduğu yüksek enerji yoğunluğudur. Çizelge 2.7'de verildiği gibi benzin ve bataryalara göre çok daha fazla yoğunluğa sahip hidrojenin en önemli dezavantajı ise depolanabilme zorluğudur. Hidrojenin fosil yakıtlara göre önemli bir avantajı ise, fosil yakıtlar yalnızca alevli yanmaya uygunken, hidrojen alevsiz-alevli yanma, hidritleşme ve yakıt hücresi ile elektrik dönüşümü gibi birçok farklı şekilde kullanılabilme özelliğe sahiptir (Momirlan ve Veziroglu, 2002).

Çizelge 2.7. Farklı kaynakların enerji ve güç yoğunlukları (Aydın ve Kenanoğlu, 2018)

Enerji kaynağı	Özgül enerji (MJ/kg)	Enerji Yoğunluğu (MJ/L)	Özgül güç (W/kg)
Benzin	43,9	34,6	-
Hidrojen (300 bar)	119,93	2,48	59,17
Lipo batarya	0,543	1,44	2320

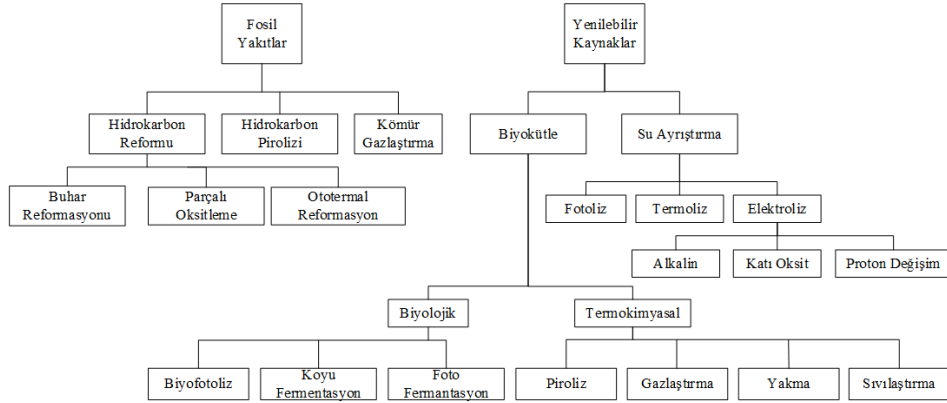
Hidrojenin avantajları aşağıda verilmiştir:

- Bol miktarda bulunabilmesi
- Yüksek özgül enerji
- Farklı şekillerde depolanabilme
- Yenilenebilir kaynaklardan üretilmesi durumunda çevreye zarar vermemesi

Hidrojenin reel olarak kullanımı ham madde, yakıt ve enerji taşıyıcısı olarak üç ana başlığa ayrılmaktadır. Uzay çalışmalarında roket motorlarında yakıt olarak kullanılırken kimya endüstrisinde ham madde olarak tercih edilmektedir (Midilli ve ark., 2005). Günümüzde dünyada üretilen tüm hidrojenin %93'ü amonyak, metanol, reçineler, azotlu gübreler ve polimer üretimi gibi kimya endüstrisi tarafından tüketilmektedir (Protasova ve Snijkers, 2016). Son yıllarda hidrojen, mobil uygulamalarda bir enerji kaynağı yerine daha çok bir enerji taşıyıcısı olarak kullanılmaktadır. Yakıt hücrelerinde enerji taşıyıcısı olarak hidrojenin kullanılmasıyla elektrik üretimi, mevcut enerji dönüşümü açısından önemli bir gelişme olarak kaydedilmiştir (da Silva Veras ve ark., 2017; Krawczyk ve ark., 2014). Şu anda, birkaç watt'tan 100 kW'a kadar güç sağlayabilen yakıt hücresi çözümleri mevcuttur.

2.3.1. Hidrojen üretim yöntemleri

Hidrojeni diğer alternatiflerine göre dezavantajlı kılan sebeplerden biri de üretim yöntemlerinin arzu edilen olgunluğa ulaşamaması neticesinde yüksek maliyetleri ortaya çıkmasıdır (Dincer, 2012). Yıllık hidrojen üretiminin yaklaşık 100 milyon ton olduğu ve bu rakamın her yıl yaklaşık %6 arttığı göz önüne alındığında, yakın gelecekte hidrojen kullanımının artacağı tahmin edilmektedir (Kalamaras & Efstathiou, 2013). Hidrojen talebindeki artışa paralel olarak hidrojenin nasıl üretildiğinin önemi de artmaktadır. Şekil 2.6'da görülebileceği gibi, hidrojen üretimi için iki ana kaynak kullanılmaktadır; fosil yakıtlar ve yenilenebilir kaynaklar. Hidrojenin tamamen temiz bir enerji kaynağı olarak kabul edilebilmesi için, hidrojen üretimi sırasında da karbon salınımı olmaması gerekir. Bununla birlikte, geleneksel hidrojen üretim yöntemlerinde büyük miktarda sera gazı emisyonlarına neden olan fosil yakıt bazlı kaynaklar kullanılmaktadır (Deokattey ve ark., 2013). Son zamanlarda, hidrojen üretiminin yeni ve yenilenebilir yolları araştırma topluluğundan geniş ilgi görmüştür (De Vos ve ark., 2019). Ancak; şu anda, hidrojenin yaklaşık %95'i yenilenemeyen fosil kaynaklardan üretilmektedir (Bion ve ark., 2012). Uzun bir dönemde, yenilenebilir kaynakların %5'lik oranı artırılabilir, ancak yakın gelecekte fosil yakıtlar, yeşil hidrojen teknolojileri henüz makul verimlilik ve maliyet düzeylerine ulaşmadığı için ana hidrojen kaynağı olmaya devam edecektir (Salvi ve ark., 2013).



Şekil 2.6. Hidrojen üretim metotları

Buhar reformu tüm dünyadaki hidrojen üretiminin neredeyse yarısını oluşturan en yaygın yöntemdir (Kaiwen ve ark., 2018). Şu anda, doğal gaz, hidrojenin buharla reformasyonunun birincil kaynağıdır. Buhar reformu ile hidrojen üretimi için diğer hammaddeler metanol, bütan, dizel, propan ve naftandır (García, 2015). Nikelin bir katalitik bileşen olarak kullanımı buharla reformasyon endüstrisinde gözlemlenmekte, ayrıca platin grubu metaller de bazı uygulamalarda kullanılmaktadır.

Fosil kaynaklardan hidrojen üretimi içinde en az karbon salan teknoloji buhar reformasyonu olmasına rağmen, bu yöntemle 1 kg hidrojen üretimi için doğaya 8-10 kg CO₂ salınmaktadır (Muradov, 2017). Çeşitli hidrojen üretim süreçlerinden kaynaklanan CO₂ emisyon değerleri Çizelge 2.8’de verilmiştir. Bu emisyonlar sadece reaksiyonların kendisi nedeniyle değil, aynı zamanda işletme sırasında tesislerin enerji tüketiminden de kaynaklanmaktadır (Borschette, 2019). Çizelgede görüldüğü gibi hidrojenin sudan elektroliz yoluyla ayrıştırılmasında herhangi bir emisyon açığa çıkmazken yöntemin kullanılabilmesi için gerekli elektrik enerjisinin üretildiği santrallerden dolayı olarak karbon emisyonu doğaya salınmaktadır. Ancak rüzgâr türbini ya da güneş enerjisi kullanılarak elektroliz yapılması söz konusu kilogram başına yüksek CO₂ emisyonunun azalmasını sağlayacaktır.

Çizelge 2.8. Hidrojen üretim süreçlerinden kaynaklanan CO₂ emisyonları (Muradov, 2017)

İşlem	Ham madde	CO ₂ /H ₂ oranı (1 kg hidrojen için)	
		Stokiyometrik	Süreç (reel)
Buhar reformasyonu	CH ₄	5.5	8.7-10.4
Buhar reformasyonu	Nafta	6.9	10.5
Parçalı oksitleme	CH ₄	7.3	9-10
Ototermal reformasyon	Kömür	15.7	19-24
Elektroliz	H ₂ O	0	24-28

Hidrojen üretimi konusuna gerçekçi bir yaklaşımla bakıldığında, daha temiz bir çevre için fosil bazlı hidrojen üretim teknolojisinde karbon emisyonlarının azaltılmasına yönelik yenilikçi çalışmalar yapılması büyük önem taşımaktadır. Bu bağlamda, kimyasal döngü ile karbon yakalama teknolojisinin geliştirilmesi, fosil yakıtlardan hidrojen üretimi sırasında oluşan zararlı emisyonları azaltmak için büyük bir potansiyel sunmaktadır. Hidrojenin yeşil enerji kaynağı olarak kullanılması ve hidrojen üretim sürecinde salınan zararlı karbonlu gazların azaltılması konusunda çok sayıda araştırmacı çalışmalar yürütmektedir. Çünkü hidrojen, üretim, sıkıştırma veya sıvılaştırma ve nakliye aşamalarında CO₂ emisyonlarına katkıda bulunmuyorsa, zararlı gaz emisyonlarının azaltılmasında önemli bir enerji taşıyıcısı olarak kabul edilebilir. Ancak istenen bu durum henüz tam olarak gerçekleşmediğinden, hidrojen kullanımından kaynaklanan 0,5 Gton/yıl CO₂ her yıl doğaya salınmaktadır (Voldsund ve ark., 2016). İleride yenilenebilir ve temiz enerji kaynaklarından hidrojen üretimini artırmaya yönelik çalışmalar olsa da kısa ve orta vadede hidrojen üretiminin ana hammadde olan fosil kaynakların ekonomik nedenlerle bu alandaki hakimiyetini sürdüreceği varsayılmaktadır. Bunun en temel sebebi üretim maliyetlerinin elektroliz gibi diğer düşük karbonlu teknolojilerden daha düşük olmasıdır. Bu nedenle, mevcut hidrojen üretim teknolojisinde karbon emisyonlarını azaltmak için ek çabalar kritik önem taşımaktadır.

Havacılık alanında ise hidrojenin ekonomik ve ekolojik fayda sağlaması amacıyla havacılık sektöründe kullanımı için büyük alt yapı yatırımlarına gerek olmadan havalimanlarına yakın yerlerde kurulabilecek temiz enerji kaynaklarından üretilmesi en akılcı çözüm olarak görülmektedir (Wilberforce ve ark., 2019). Andrews ve Shabani (Andrews & Shabani, 2012) denize yakın havalimanlarında dalga ve rüzgar enerjisi yoluyla, iç bölgelerdeki havalimanlarında ise güneş ve biyoenerji kullanımı ile hidrojen üretimi ile yeşil havalimanlarının oluşturulabileceğini belirtmişlerdir.

2.3.2. Hidrojen depolama teknolojileri

Hidrojen üretildikten sonra kullanım amacına göre farklı şekillerde depolanabilmektedir. Çizelge 2.9’da yaygın olarak kullanılan depolama yöntemleri ve bunlara ilişkin bazı bilgiler verilmiştir.

Çizelge 2.9. Yaygın olarak kullanılan hidrojen depolama yöntemleri (Niaz ve ark., 2015)

Depolama yöntemi	Yoğunluk (kg/m ³)	İşletme Sıcaklığı (K)	İşletme Basıncı (bar)	Maliyet (\$/kg)
Sıkıştırılmış gaz	17-33	Ortam	350&700	400-700
Kriyojenik	35-40	20	1	200-270
Metal Hidritler	<150	Ortam-553	1-30	>500
Kimyasal Hidritler	30	353-473	1	160-270

En basit ve en yaygın olarak kullanılan basınçlandırılmış tank içerisinde hidrojen depolanmasıdır. Ticari olarak birçok firmanın ürünleri piyasada mevcuttur. Bununla birlikte tankların çok yüksek ağırlığa sahip olması, hidrojen verimini düşürmektedir. Çelik tüplerde bu verim %1-3 civarında iken, yeni nesil kompozit tanklarda bu oran biraz daha artmıştır. Naval Araştırma Laboratuvarında (NRL) gerçekleştirilen bir çalışmada alüminyum iç astarlı, karbon fiber

kompozitten üretilmiş 4,1 kg ağırlığındaki tankta 500 gr hidrojen depolamışlardır. Böylelikle verim %13 seviyelerine ulaşmıştır (Karen Swider-Lyons ve ark., 2010). Yakıt hücreleri yüksek basınçlı tanklar ile birlikte kullanıldıklarında hidrojeni uygun çalışma basıncına düşürmek için regülatörler kullanılmaktadır. Genellikle ticari yakıt hücreleri 0,5 bar civarında çalışmaktadır, bu amaçla geliştirilen yeni tip hafif regülatörlerin ağırlığı 175 gr'a kadar düşürülmüştür.

Hidrojenin yoğunlaşma sıcaklığına kadar soğutulup sıvı formda depolanma tekniğine kriyojenik yöntem denilmektedir. Yüksek hidrojen içeriği ile ilgi çekici olan kriyojenik tanklar yüksek maliyetleri nedeniyle kısıtlı alanlarda kullanılmaktadır. Hidrojen bu yöntemde sıvılaştırılmaktadır ve bu süreçte depolanan hidrojenin sahip olduğu enerjinin üçte biri kadar enerji gerektirmektedir.

Basınçlandırma ve sıvılaştırma yöntemlerindeki zorluklar nedeniyle alternatif depolama tekniklerine ilişkin çalışmalar sürmektedir. Bunlardan en öne çıkanları, metal ve kimyasal hidrit şeklinde hidrojen depolanmasıdır. Kimyasal hidrit olarak en bilinen sodyum borhidrürün uygun bir katalizör ile hidrolizi sonucu yüksek saflıkta hidrojen gazı elde edilmektedir (Taegyu Kim, 2014). Sodyum borhidrür içerdiği 4 hidrojen atomu sayesinde ağırlığının %10,6'sı kadar hidrojene sahiptir. Türkiye'nin dünyadaki en büyük bor rezervine (Çizelge 2.10) sahip olduğu düşünüldüğünde sodyum borhidrür ile hidrojen depolama Türkiye'nin mevcut bor cevheri zenginliğini katma değere dönüştürmesi anlamında kilit bir rol oynayabilir (Yılmaz ve Şevik, 2017). TUBİTAK Marmara Araştırma Merkezi ve Ulusal Bor Araştırma Enstitüsü'nün sodyum borhidrür ile hidrojen üretimi ve direkt olarak yakıt hücrelerinde kullanımı ile ilgili çalışmaları mevcuttur.

Çizelge 2.10. Dünya bor rezervleri (Karaca, 2008)

Ülke	Saptanan Rezerv (milyon ton)	Olası Rezerv (milyon ton)	Toplamdaki oran (%)	Yeterlilik (yıl)
Türkiye	224	375	64	389
ABD	40	40	9	55
Kazakistan	14	1	2	10
Rusya	40	60	11	69
Çin	27	9	4	25
Diğer	18	73	10	62

2.3.3. Havacılıkta hidrojen uygulamaları

Yüksek enerji yoğunluğu hidrojenin diğer tüm alanlarda olduğu gibi hava araçlarında kullanımı konusunda da araştırmacıların ilgisini çekmiştir. Potansiyel olarak düşük maliyetli, yüksek performanslı ve mevcut havacılık yakıtlarına göre daha temiz ve güvenli bir yakıt olan hidrojen konusunda prototip seviyelerine gelen birçok çalışma mevcuttur (Acar ve Dincer, 2014; Romeo ve ark., 2013). Hava araçlarında hidrojen 19. ve 20. yüzyıl başlarında balon ve zeplin gibi uygulamalarda sıklıkla kullanılmıştır. 1937 yaşanan Hindenburg felaketinin ardından modern havacılığın önemi artmıştır (Molnarne ve Schroeder, 2019). 2000'li yıllara gelindiğinde ise hidrojenin jet ve pervaneli uçaklarda kullanımına ilişkin çalışmalar başlamıştır. Hidrojen ayrıca uzay çalışmalarında yer alan roketler birincil yakıt olarak kabul edilmektedir.

Hidrojen hava araçlarında jet motorlarda kullanılabilecek yakıt olarak kullanılabileceği gibi yakıt hücresi ile birlikte elektrik motorlarına enerji sağlayabilir. İlk durumda direkt yakıt olarak kullanımı açısından bazı zorlukların olduğu gibi hidrojenin kendi özelliklerine istinaden avantajları da mevcuttur. Havacılık yakıtları fiziksel ve kimyasal olarak geleneksel yakıtlardan farklı birtakım özelliklere (donma noktası, yoğunluk, parlama noktası vb.) sahip olması gerekmektedir. Hidrojen kendiliğinden tutuşma sıcaklığı yüksek (585 °C) ve

bununla birlikte teorik olarak yüksek oktan sayısına sahiptir (Dincer ve Acar, 2016). İkincil seçenek olan yakıt hücreleri, havadaki oksijen ve hidrojeni yanma olmadan tepkimeye sokarak yüksek verimli elektrik enerjisi üretmektedirler (Özgür ve Yakaryılmaz, 2018). Ayrıca yakıt hücrelerinin yüksek enerji dönüşüm verimleri ve dünya fosil yakıt kaynaklarının azalması ve bunların kullanımının çevreye olan zararları nedeniyle son yıllarda büyük önem kazanmıştır. Yakıt hücreleri ile birlikte hava araçlarında kullanımı durumunda ise karşılaşılan en büyük zorluk hidrojen depolamadan kaynaklı ağırlık ve güvenlik sorunlarıdır.

Hidrojenin havacılık yakıtı olarak kullanımı karbon bazlı emisyonları azaltacak ve yakıt maliyetleri açısından istikrarlı bir düzen oluşturmasını sağlayabilir. Ayrıca hidrojenin farklı kaynaklardan elde edilebilir olması da dünyadaki fosil kaynağa sahip sınırlı bölgenin enerji konusunda çözüm bulmasını da kolaylaştıracaktır. Bu konu ile ilgili çalışmalar öncelikle yolcu uçaklarının kuyruk bölümünde yer alan yardımcı güç ünitesi ile yer enerji destek birimlerinde yakıt hücresinin kullanımının araştırılması ile başlamıştır. Yardımcı güç ünitesi küçük bir gaz türbinli motordur ve gerektiğinde hava aracına elektrik ve basınçlı hava sağlamak için kullanılmaktadır. Ayrıca ana motorların ilk çalıştırılmasına yardım eder. Uçakları havalimanlarında bekleme ve yolcuların binışı sırasında aydınlatma ve klima sistemleri için genellikle bu sistem kullanıldığından uçak emisyonlarının %20'sine sebep olmaktadır (Baharozu ve ark., 2017). Bu veriler ışığında araştırmacılar yakıt tüketimini azaltılarak çevreci yardımcı güç ünitelerinin kullanımı adına yakıt hücreli sistemleri alternatif olarak görmüşlerdir. Düşük emisyonun yanı sıra gürültü seviyesini de azaltarak daha konforlu havalimanlarının oluşmasını sağlayacaktır. Dünyanın en büyük hava aracı üreticileri Airbus ve Boeing, yakıt hücreli yardımcı güç ünitesi geliştirilmesine yönelik projeler yürütmektedirler. Araştırmalar, katı oksit yakıt hücresi kullanımının %75'e kadar yakıt tüketiminde %80 oranda ise NO_x emisyonunda azalma olacağını göstermiştir (Baroutaji ve ark., 2019). Havalimanlarında sıklıkla kullanılan diğer bir sistem olan yer destek ekipmanları yolcu, kargo, tesis ve uçaklara birçok farklı alanda hizmet

veren ünitelerdir. 450 kW'ya kadar farkı güç aralıklarındaki ekipmanların yakıt hücreleri ile donatılarak daha temiz, gürültüsüz havalimanları haline gelmesi için başta Almanya, Kanada ve Japonya olmak üzere birçok ülkede gerekli dönüşümler sağlanmıştır (Baroutaji ve ark., 2019).

Yakıt hücresi sistemlerinin bataryalı sistemlere göre sahip olduğu yüksek enerji yoğunluğu İHA'larda havada kalma süresini artırma amacıyla kullanımını öne çıkarmaktadır. Çalışma şartları ve özellikleri itibariyle PEM yakıt hücreleri İHA'larda çoğunlukla tercih edilmektedir. Isı ve gürültü seviyelerinin düşük olması nedeniyle alternatiflerine göre tespit edilmesi daha zor olan yakıt hücreli İHA'lar özellikle askeri amaçlı kullanım için dikkat çekicidir. İHA'lar için ticari ürün olarak satılan farklı firmalara ait birçok ürün piyasaya sunulmuştur. Çeşitli güç talepleri için üretilen yakıt hücrelerinin hemen hemen tamamı PEM tipidir. Çizelge 2.11'de bazı ürünlere ait bilgiler sunulmuştur.

Çizelge 2.11. İHA uygulamalarında kullanılabilecek ticari yakıt hücresi sistemleri (Gong ve Verstraete, 2017b)

Üretici/Model	Türü	Özgül Güç (W/kg)	Güç (W)
Energyor EPOD EO-210-XLE	PEM	57.5	210
Energyor EPOD 410-LE	PEM	120.6	410
Horizon Aerostak A-250	PEM	348	250
Horizon Aerostak A-1000	PEM	571	1000
Horizon Aerostak A-1500	PEM	607	1500
Protonex UAV C-250	PEM	208	250
Spectronik FLY-200	PEM	400	200
Spectronik FLY-300	PEM	545.5	300
Ultra Elec. AMI Roamio D245	Katı Oksit	96.1	245

Bir önceki bölümde belirtildiği gibi hidrojen kullanımının temel sorunlarından biri olan depolama, İHA'lar özelinde de ağırlığın çok önemli olması

nedeniyle birincil olarak dikkat edilmesi gereken konudur. Ağırlık etkisi ile birlikte yüksek basınçlı tankların olası bir kırım sonucunda patlamaya neden olabileceği düşünüldüğünde alternatif depolama sistemi arayışları önem kazanmıştır. Literatür incelendiğinde yakıt hücresinin yer aldığı İHA'ların büyük bir çoğunluğunda basınçlandırılmış tankın kullanıldığı görülmektedir. Bununla birlikte son zamanlarda sodyum borhidrür çözeltisi ile hava aracının uçuşu esnasında hidrojenin üretilip, direkt olarak yakıt hücresinin beslendiği sistemlere ilişkin çalışmalar yapılmıştır.

2.4. Hibrit Güç Sistemleri ve Yönetimi

Hava araçlarında itki sistem elemanları ve yapısı hava aracının tasarım gereksinimlerine göre belirlenmektedir. Tasarım gereksinimleri hava aracının görevi, ağırlığı, irtifası, maksimum hızı gibi temel parametrelerin kavramsal olarak kabul edilmesi ile birlikte ortaya çıkmaktadır. 180-200 yolcu taşıyabilen bir uçak ile askeri operasyonlarda kullanılan muharip bir uçağın tasarım gereksinimleri ve buna ilişkin itki sistem elemanları birbirinden farklılık göstermektedir. Hibrit itki sistemleri ile donatılmış hava araçları uzun bir süredir araştırmacıların odağındaki konulardan biridir. Hava araçlarının büyük bir bölümünde itki sistemleri aynı zamanda bir jeneratör yardımıyla hava aracının elektrik enerjisine ihtiyaç duyulduğu tüm alt sistemleri de beslemektedir. Bu sebeple, muhtemel bir itki sistemi arızasında bir yolcu uçağının güvenli inişi için gerekli sistemlerin (gösterge, flap mekanizması vb.) çalışabilmesi için akü, APU ve RAT (ram air turbine) gibi ek ünitelerle desteklendiği bilinmektedir. Bu açıdan günümüz yolcu uçaklarının önemli bir bölümünün hali hazırda hibrit enerji sistemi ile donatıldığını söylemek mümkündür. Ancak, genellikle bu sistemler motorlara hareket vererek itki kuvveti üretiminde değil elektrik enerjisi üretiminde kullanılmaktadır.

Hibrit itki sistemlerinde kullanılacak tüm alt güç kaynaklarının uyum ve verim içinde çalışabilmesi için güç yönetim sistemi (GYS) olarak adlandırılan bir yapının oluşturulması gerekmektedir. GYS, hava aracında kullanılan motorların

anlık yük talebi, güç kaynaklarının mevcut durumları, meteorolojik göstergeler vb. birçok veriyi kullanarak daha önceden belirlenen algoritmalarla yüksek verim ve güvenilirlikle hava aracının kontrol edilmesini sağlamaktadır. Bu kontrolü yapmak için GYS'lerde genellikle akım ve voltaj sensörleri, dönüştürücüler ve tanımlanmış güç yönetim sistemi stratejisini hayata geçiren bir işlem birimi yer alır (B. Wang ve ark., 2020).

Mini-İHA'lar özelinde bakıldığında hibrit sistemlerin birincil kullanım amacı bataryaların düşük enerji yoğunluğu sebebiyle havada kalma süresi kısıtlılığına çözüm bulmaktır. Bu amaçla hidrojen, güneş enerjisi, batarya ve süper kapasitör gibi sistemlerin bir veya birkaçının beraber kullanımına ilişkin çalışmalar yapılmaktadır. Bu sistemlerin beraber kullanımı sonucu ortaya çıkacak yeni hibrit sistemin verimi GYS'nin tasarımı ile birebir ilişkilidir. Hibrit sistem elemanlarına, uçuş faktörlerine ve misyonuna bağlı olarak farklı İHA'lar için farklı GYS'ler tasarlanmaktadır. Öncelikle GYS'den beklenen temel gereklilik İHA'nın yük talebini kararlı şekilde ve optimum enerji sarfıyatı ile karşılayabilmesidir. Ayrıca alt sistemlerin çalışma ömrünü uzatmak, sistem güvenilirliğini ve dayanıklılığını artırmak da GYS'nin diğer hedefleri arasındadır. Gelecekte GYS'lerin daha aktif ve verimli olabilmeleri adına çevrimiçi akıllı kontrol edilebilmelerine yönelik çalışmaların artacağı ön görülmektedir (Lee ve ark., 2012).

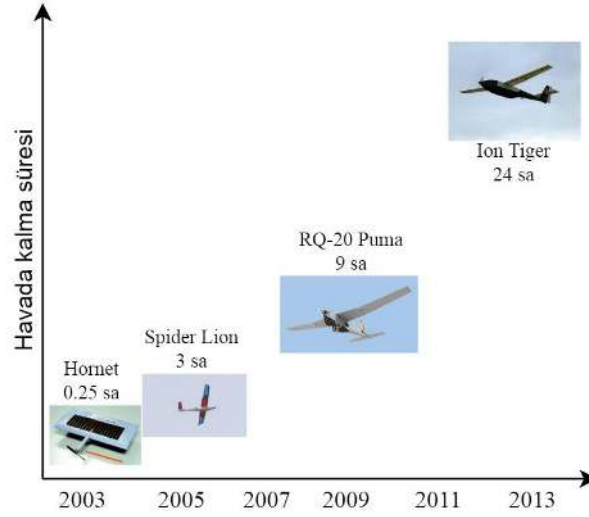
İHA'larda uygulanan GYS'ler genel olarak aktif veya pasif olarak adlandırılan yöntemlere göre tasarlanmaktadır. Aktif yöntemde itki sisteminde enerji sağlayıcılar arasında geçişi kontrol etmek için elektronik denetleyicilerden yararlanılır. Bu sistemin alt elemanlarına ve algoritmasına göre değişiklik göstermekle birlikte röle, işlemci, sensör vb. ekipmanlardan oluşabilir. Aktif sistemin dezavantajı olarak hava aracına ek ağırlık, maliyet ve güç tüketimi gerektirmesi söylenebilir. Pasif sistemde ise hibrit sistem elemanlarının aynı voltaj aralığında belirlenerek paralel bağlandığı durumlarda kullanılabilir. Ağırlık ve güç tüketimi anlamında faydası olsa da bu sistemde itki sistemi elemanlarının kritik

çalışma durumları veya uyumsuzluk durumunda harici bir kontrol sisteminin olmaması gibi sorunlar ortaya çıkabilmektedir (Strele ve ark., 2016).

2.5. Literatür Taraması

Her boyuttan ve türden hava aracının hibrit itki sistemli şekilde tasarımı, üretimi ve uçuş testlerine ilişkin birçok çalışma literatürde mevcuttur. Bu bölümde tezin çalışma konusu kapsamında mini-İHA'ların yakıt hücresi, batarya ve güneş paneli ile oluşturulmuş güç sistemleri özelinde yer alan çalışmalar özet olarak sunulmuştur. Tezin amacını da oluşturan mini-İHA'ların günümüzdeki en büyük zorluğu olan havada kalma süresi kısıtlılığını çözmek için ilgi çekici çözüm olan yakıt hücreleri bu kısmın ana eksenini oluşturacaktır. Mini-İHA'lar yakıt hücresinden faydalanma fikrinin projeye dönüştürülmesi ilk olarak 2003 yılında AeroVironment firmasının Hornet İHA'sı ile başlamıştır (Lei ve ark., 2019). O tarihten günümüze kadar farklı ülkelerden birçok kurum ve araştırmacı yakıt hücreli mini-İHA'lar hakkında çeşitli alanlarda ticari ve bilimsel faaliyet yürütmüşlerdir. Bu kısımda yapılan çalışmalar kronolojik olarak sıralanacak ve geçmişte elde edilen sonuçlar ile hangi konularda çözümlerin geliştirilmesi gerektiğine dair tartışma yapılacaktır.

Şekil 2.7'de yakıt hücreli mini-İHA'ların havada kalma sürelerinin yıllar içinde değişimi gösterilmektedir.



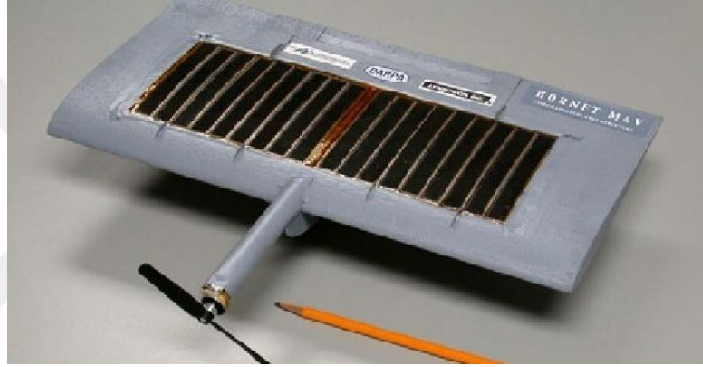
Şekil 2.7. Yakıt hücreli İHA'ların tarihsel gelişimi (Gong ve Verstraete, 2017a)

Çizelge 2.12'de literatür çalışmalarının ürünleri olan mini-İHA kategorisindeki belirli bazı özellikleri verilmiştir. Kronolojik inceleme, yakıt hücreli İHA'larda kaydedilen gelişmeleri ve bu çalışmaların süreç boyunca hangi konularda yoğunlaştığını tespit etmek adına son derece faydalıdır. Çizelge incelendiğinde yakıt hücresi türü olarak PEM tipi hücrelerin kullanıldığı görülmektedir. PEM tipi yakıt hücrelerinin yüksek verimi ve çalışma sıcaklığı aralığı ile düşük güç aralıklarında üretilebilme özellikleri tercih sebepleri arasındadır.

Çizelge 2.12. Literatürde yer alan bazı yakıt hücreli İHA çalışmaları

Yıl	Kurum/Kuruluş	İHA Modeli	Kanat açıklığı (m)	Kalkış ağırlığı (kg)	YH Tipi	Güç	Süre	Kaynak
2003	AeroVironment	Hornet	0,38	0,17	PEM		15 da	(Lei ve ark., 2019)
2005	The U.S. Naval Research Lab	Spider Lion	2,2	2,5	PEM	95 W	3 sa 19 da	(Stroman ve ark., 2006)
2006	The U.S. NRL	XFC	3	9,1	PEM	550 W	7 sa	(Baldic ve ark., 2010)
2006	Georgia Institute of Tech.	Bradley and Moffit	6,58	16,4	PEM	500 W	1 sa	(Bradley ve ark., 2007)
2008	University of Michigan	Endurance	1,52	5,3	KO		10 sa 15 da	(Dries Verstraete, Lehmkuehler, ve ark., 2012)
2009	The U.S. Naval Research Lab	Ion Tiger	5,2	15,9	PEM	550 W	26 sa	(Karen Swider-Lyons ve ark., 2010)
2010	Korea Aerospace Research Ins.	EAV-1	2,4	6,5	PEM	200 W	4 sa 30 da	(Mazur ve Domanski, 2019)
2012	Korea Aerospace Research Ins.	EAV-2	6,9	18	PEM	200 W	22 sa 13 da	(Hwang ve ark., 2016)
2011	Korea Advanced Inst of Science and Tech.	KAIST	2	2,5	PEM	100 W	2 sa 30 da	(Taegyu Kim ve Kwon, 2012)
2012	Universiti Teknologi MARA	Kenyalang-1A	5	15	PEM	1 kW		(Jenal ve ark., 2012)
2013	The U.S. Naval Research Lab	Ion Tiger	5,2	15,9	PEM	550 W	48 sa	(Stroman ve ark., 2014)
2013	Universiti Teknologi MARA	Kenyalang-1B	5	15	PEM	500 W		(Jenal ve ark., 2012)
2016	Boeing	Boeing	4,7	11	PEM	200 W	4 sa	(Lapeña-Rey ve ark., 2017)

Kayıtlara geçen ilk yakıt hücreli İHA olan Hornet'in 2003 yılında gerçekleştirdiği uçuşta 15 dakika havada kalabildiği rapor edilmiştir (Gong ve Verstraete, 2017b). Şekil 2.8'de gösterilen Hornet İHA'sının kanat açıklığı 38 cm ve toplam ağırlığı 170 gr'dır. Hornet'in tasarımında yakıt hücreleri kanatların içerisine monte edilerek hem kanat görevi hem de elektronik sistemlere güç sağlaması amaçlanmıştır. Ancak hava akışının istenilenden fazla olması hücre yapısının kurumasına neden olduğundan uçuş süresi 5 dakikaya düşürülmüştür (Moffitt ve ark., 2006).



Şekil 2.8. Yakıt hücreli ilk İHA, Hornet (Gong ve Verstraete, 2017b)

Bu zamana kadar yakıt hücreli mini İHA'lar ile ilgili en dikkat çekici çalışmalar NRL'de (U.S. Naval Research Laboratory) gerçekleştirilmiştir. 2005 yılında üretilen Spider Lion adında 2,5 kg ağırlığındaki İHA 95 W'lık PEM tipi yakıt hücresi yardımıyla 3 saat 19 dakika süren bir uçuş gerçekleştirmiştir (Karen Swider-Lyons ve ark., 2010). Bu çalışma sonrasında aynı araştırma laboratuvarında yakıt hücreli İHA kapsamında XFC ve Ion Tiger adında iki projeye başlanmıştır (Karen Swider-Lyons ve ark., 2011). 2009 yılında geliştirilen 3 m kanat açıklığı ve 9,1 kg kalkış ağırlığına sahip XFC modelinde 300 W'lık PEM tipi yakıt hücresi kullanılmış ve modelin 6 saat havada kalma süresine ulaştığı tespit edilmiştir. 2009 yılında XFC programı ile paralel olarak devam eden 5,2 m kanat açıklığı ve 15,9 kg kalkış ağırlığına sahip Ion Tiger modelinde 550 W'lık PEM tipi yakıt hücresi

kullanılarak 26 saat havada kalma süresi elde edilmiştir (K. Swider-Lyons ve ark., 2014). XFC ve Ion Tiger modellerinde Protonex firmasının 550 W gücünde 36 hücreden oluşan PEM tipi yakıt hücresi kullanılmıştır. 2013 yılında Ion Tiger modelini geliştiren araştırmacılar, sıvı hidrojen tankı kullanımı yardımıyla hava aracının 48 saatlik bir uçuş gerçekleştirdiğini kayıtlara geçmişlerdir (Stroman ve ark., 2014). Şekil 2.9'da NRL'de üretilen yakıt hücreli İHA'lara ait görseller sunulmuştur.



Şekil 2.9. NRL'de üretilen yakıt hücreli İHA'lar

Güney Kore'de bulunan KAIST'te (Korea Advanced Institute of Science and Technology) yapılan çalışmada bir İHA için güç sistemi olarak yakıt hücresi sistemi tasarlanıp, üretilmiştir (K. Kim ve ark., 2011). Yakıt hücresi sistemi yakıt hücresi yığını (100 W), hidrojen üretici ve hibrit güç yönetim sisteminden oluşturulmuştur. Araştırmacılar hidrojen kaynağı olarak NaBH_4 kullanmayı tercih etmişlerdir. Kalkış ve inişte düz uçuş moduna göre daha fazla güç gerektiğinden yakıt hücresine ek olarak batarya kullanılmıştır. Çalışmada üretilen İHA'nın 2 m kanat açıklığına, 1,08 m uzunluğuna ve 2,5 kg maksimum kalkış ağırlığına sahip olduğu belirtilmiştir. 2012 yılında 7 kez test uçuşu yapılarak gözlemlenen problem çözülmeye çalışılmış, sonunda 2 saate yakın havada kalma süresi elde edilmiştir (Taegyu Kim ve Kwon, 2012).

MARA Teknoloji Üniversitesi'nde 5 m kanat açıklığına sahip Kenyalang-1 adında yakıt hücresi ile çalışan bir İHA üretilmiştir (Jenal ve ark., 2012). Çalışma kapsamında 500 W gücünde, 36 hücreli ve 2,8 kg ağırlığında PEM tipi yakıt

hücresi sistemi (toplam ağırlığı 4,4 kg) kullanılmıştır. Diğer bir çalışmada Kenyalang-1'e 1 kW'lık PEM tipi yakıt hücresi kullanarak uçuş testi yapılmıştır. DC motorla itki üreten sistemde yakıt hücresi performansını yer testlerinde analiz ederek çıkış voltajı, akımı, güç ve dönme hızı incelenmiştir. Pervane itme kuvveti ile yakıt hücresi tarafından çıkış gücünün doğru orantılı olduğu tespit edilmiştir.

Chosun Üniversitesi'nde gerçekleştirilen çalışmada İHA uygulamalarında önemli bir faktör olan yakıt hücresi sisteminin hacimsel yoğunluğunu artırmak için hacmi değişken bir yakıt deposu kullanılmıştır (Taegyu Kim, 2014). Araştırmacılar NaBH_4 ve NaBO_2 solüsyonları arasındaki değişim için kauçuk bir torba tercih etmişlerdir. Kanat-gövde biçimindeki İHA'nın kanat açıklığı 1,52 m, maksimum kalkış ağırlığı ise 2,2 kg iken bu ağırlığın 947 gr'ı yakıt hücresi sistemine ait olduğu belirtilmiştir. Yapılan uçuş testlerinde önerilen hacim değişkenli yakıt tankı konsepti tüm sistemin ağırlığını azaltarak ve yakıt tüketiminden kaynaklanan ağırlık merkezi değişimini en aza indirerek İHA'nın performansının geliştirilmesine olanak sağladığı tespit edilmiştir.

Sydney Üniversitesi'nde araştırmacılar Horizon Enerji Sistemleri firması tarafından üretilen 200 W'lık yakıt hücresi sisteminin dinamik performansını incelemişlerdir (D. Verstraete ve ark., 2014). Yakıt hücresi ile hibrit olarak kullanılan lipo bataryanın dinamik yük değişiklikleri sırasında çok önemli rol oynadığı ve yakıt hücresini dehidrasyon ve yakıt yoksunluğundan koruduğu ortaya konulmuştur (Dries Verstraete, Cazzato, ve ark., 2012).

Gadalla ve Zafar küçük bir İHA'da hibrit güç sistemi kullanarak uçuş süresini artırmak için parametrik çalışma yapmışlardır (Gadalla ve Zafar, 2016). Çalışmalarında tasarladıkları İHA'nın 10 kg maksimum kalkış ağırlığına ve 3,83 m kanat açıklığına sahip bir model olduğu belirtilmiştir. Hibrit itki sistemi yakıt hücresi, güneş paneli ve bataryadan oluşturulmuştur. Yakıt hücresi olarak 200 W çıkış gücü ve 900 W-sa enerjiye sahip bir ürün seçilmiştir. Güneş panelleri kanat ve kuyruk kısmına ayrı ayrı yerleştirilmiştir. Sistemde ayrıca 5 amper-saatlik bir batarya kullanıldığı belirtilmiştir. Sürüklemeye, taşıma ve ağırlık değerleri

hesaplanarak İHA için farklı uçuş modlarında gerekli olan güç belirlenmiştir. Araştırmacılar diğer bir çalışmada ürettikleri hibrit İHA'nın uçuş durumundaki muhtemel havada kalma süresi hakkında tahmin çalışması yapmışlardır (Zafar ve Gadalla, 2012).

Krawczyk ve ark (2014) yakıt hücresi modellerinin günümüzde kullanılan diğer enerji sağlayıcıları arasındaki farkı ortaya koyma amacıyla çalışma yapmışlardır. Son yıllardaki hidrojen depolamadaki gelişmeler ve yakıt hücresi sistemi ağırlıklarının azalmasıyla özellikle küçük hava araçlarında en önemli alternatifin yakıt hücresi olduğunu tespit etmişlerdir. Espasandin ve arkadaşları İHA'larda yakıt hücresi teknolojisi kullanımını araştırmışlardır (González-Espasandín ve ark., 2014). Farklı tipteki yakıt hücreleri ve depolama sistemlerinin avantaj ve dezavantajlarını ortaya koymuşlardır. Çalışmalarında yakıt hücrelerinin düşük güç yoğunlukları sebebi ile hibrit sistemlerin üzerinde durulmuştur.

Lapeña-Rey ve ark (2017) düşük irtifa uçuş görevlerinde yer alacak hibrit bir İHA modeli tasarlamışlardır. Enerji kaynağı olarak 200 W'lık PEM tipi yakıt hücresi (NaBH_4 kullanılarak) ve yüksek özgül enerjiye sahip Li-Po piller kullanılmıştır. Çalışma sonunda gerçekleştirilen uçuş testlerinde, 11 kg maksimum kalkış ağırlığına ve 4,7 m kanat açıklığına sahip İHA'nın 2 kg faydalı yük taşıyarak 4 saat havada kalma süresine ulaştığı tespit edilmiştir.

TUBİTAK Marmara Araştırma Merkezi'nde gerçekleştirilen çalışmada küçük bir İHA için NaBH_4 'den hidrojen üretimi sağlayan bir 200 W'lık yakıt hücresi tasarlamışlardır. Sistemin 50 hücreli olduğu ve 5,4 L/dakika hidrojenle 218 W güç (24,5 Volt DC ve 8,9 A) ürettiği belirtilmiştir. Tüm sistemin ağırlığı İHA ile beraber 7,5 kg ve enerji sisteminin yoğunluğu 325 W-sa/kg olarak ölçülmüştür. Sonuç olarak elde edilen enerji yoğunluğunun İHA'larda kullanılan lityum pillere göre iki kat daha yüksek olduğu tespit edilmiştir (Okumus ve ark., 2017).

Bu kısma kadar özeti sunulan çalışmalarda sabit kanatlı İHA'lar yer almaktadır. Çünkü yakıt hücresi sistemlerinin hava aracına getirdiği ek ağırlık sebebiyle düz uçuş esnasında kanatların ürettiği taşıma kuvvetinden yararlanılması

daha makul görülmüştür. Ancak son dönemde kullanım kolaylığı ve çalışma alanı sayısı nedeniyle önem kazanan döner kanatlı İHA'lar da havada kalma süresi sabit kanatlılara göre daha büyük bir sorun olarak görülmektedir. Ultra-hafif yakıt hücresi ve hidrojen tanklarının geliştirilmesi ile birlikte yakıt hücreli döner kanat İHA çalışmalarının sayısı artmıştır.

İHA'lara özel ticari yakıt hücresi ve hidrojen tankları geliştirilmeye başlanmasının ardından bazı araştırmacılar batarya, güneş paneli ve süper kapasitör gibi yardımcı elemanlarla optimum şekilde kullanımı için GYS tasarımı üzerine çalışma yapmışlardır. Lee ve ark (2014) bir yakıt hücresi, bir batarya ve güneş hücrelerine sahip düşük hızlı İHA'da aktif GYS sistemini araştırmışlardır. Önerilen sistem hava aracının talep ettiği güce ve bataryanın şarj durumuna göre birimleri kontrol etmektedir. Yakıt hücresi maksimum 200 W'lık bir modeldir ve GYS 50-180 W güç aralığında arasında sistemin beslenmesi düzenlemektedir. Batarya ise %45'lik şarj durumuna kadar çalışacak şekilde yazılım düzenlenmiştir. Pasif yöntemle karşılaştırmak adına yapılan simülasyonlarda pasif yöntemin bazı çalışma koşullarında batarya gücü seviyesini koruyamadığı görülürken aktif yöntemin %4,7 daha fazla güç kaybına neden olduğu tespit edilmiştir. Yang ve arkadaşları (Yang ve ark., 2019) yakıt hücreli bir İHA için hibrit güç sistemi önermişler ve bunun için yer testlerinde analizler gerçekleştirmişlerdir. Yer testinde 15 dakikalık bir uçuşta GYS'nin fizibilitesi ve dinamik performansı doğrulanmıştır. Gang ve Kwon'un (Gang ve Kwon, 2018) çalışmalarında sodyum borhidrür ile hidrojen üreten ve 300 W'lık PEM tipi yakıt hücresine sahip bir mini-İHA'ya iki kanat için 80 W'lık güneş paneli yerleştirmişlerdir. GYS için sistemler arasında katı hal röleleri kullanarak farklı koşullara göre birini ya da her iki sistemi kullanacak şekilde tasarım yapmışlardır. Deneysel çalışmada anahtarlama tekniğinin doğrulaması yapılmış ve bu şekildeki sistemler için karmaşık güç yönetim mantığının gerekli olmadığı sonucuna varmışlardır.

2.5.1. Yakıt hücreli mini-İHA’larda karşılaşılan zorluklar

Bir önceki kısımda açık literatürde yer alan yakıt hücreli İHA çalışmaları hakkında kısa bilgiler sunulmuştur. Bu bölümde ise gerek akademik gerekse ticari çalışmalarda geline nokta itibariyle karşılaşılan zorluklar ve bunlara ilişkin literatürde sunulan muhtemel çözüm önerileri verilecektir.

Ağırlık hava aracı tasarımının her aşamasında en önemli parametredir. Kanat açıklığı ve alanından güç sistem elemanlarının tespitine kadar birçok parametrenin hesabı hava aracının farklı durumlardaki ağırlıklarına göre yapılmaktadır. Yakıt hücrelerinin hem kendi ağırlığı hem de kullandıkları hidrojenin depolama ağırlığı bu açıdan kritik öneme sahiptir. Hidrojen depolama aracı olarak sıkıştırılmış gaz ve sıvı hidrojen olgunlaşmış teknolojiler olsalar da hacimsel ve gravimetrik yoğunluğu artırmaya yönelik çalışmalar devam etmektedir. Gravimetrik yoğunluk depolama sisteminin ne kadar verimli olduğu gösteren, hidrojen ağırlığının tank ve hidrojen ağırlığı toplamına oranını ifade eden bir birimdir.

$$\text{Gravimetrik yoğunluk} = \frac{m_{H_2}}{m_{H_2} + m_{\text{tank}}} \times \%100$$

Son dönemde geliştirilen kompozit malzeme teknolojisi hidrojen tanklarında da kullanılmaktadır. 24 saat havada kalabilen Ion Tiger İHA’sında 3,6 kg ağırlığında karbon kompozit tank kullanılarak 350 bar basınç altında 500 g hidrojen depolanmıştır. Gazlar yüksek basınçlarda ideal gaz olarak kabul edilmezler. Moleküller arası kuvvetlerin de hesaba katıldığı yeni bir denklem ortaya çıkmaktadır (Li ve ark., 2014).

$$P.V = n.Z.R.T$$

Bu denklemde P tank basıncını, V tankın su hacmini, n mol sayısını, Z sıkıştırılabilirlik faktörünü, R ideal gaz sabitini, T ise mutlak sıcaklığı ifade etmektedir. Ion Tiger projesinde kullanılan tankın gravimetrik yoğunluğu hesaplandığında yaklaşık %13 seviyelerine ulaşmıştır.

Hidrojen tankı ile yakıt hücresi arasında yer alan bir basınç regülatörü, basıncın istenilen düzeyde çıkışını sağlamaktadır. Bu basınç regülatörünün ağırlığı da yine önemli bir parametre olarak kabul edilmektedir. Hava araçlarında kullanılmak üzere yüksek maliyetli çok hafif regülatör üretimleri ticari firmalar tarafından yapılmaktadır. Sıvılaştırılmış hidrojen depolama ile ilgili literatürde çalışmalar olsa da halen karşılaşılan mevcut sorunlar ile alt yapı gereksinimleri sebebi ile kısa ve orta vadede İHA'larda uygulanması mümkün görülmemektedir (Gong ve Verstraete, 2017b). Bununla birlikte son dönemde daha fazla kullanılan kimyasal depolama tekniği ve bu teknikte en çok kullanılan sodyum borhidrüllü çözümlerde kayda değer çalışmalar gerçekleştirilmiştir.

Günümüz itibarıyla hidrojen deposu olarak çoğunlukla sıkıştırılmış tanklar kullanılmaktadır, ancak bunların ağırlık ve yüksek maliyetleri uygulama alanını sınırlamaktadır. Chosun Üniversitesi ve KAIST araştırmacıları, uzun bir süre boyunca alternatif bir hidrojen üretimi ve depolama yöntemi olarak sodyum borhidrür malzemesine odaklanmışlardır (Gang ve ark., 2017; Gang ve Kwon, 2018, 2018; Kim ve ark., 2011; Kim ve ark., 2007; Kim ve Kwon, 2012). Lapena-Rey ve ark (2017) sodyum borhidrür ile beslenen 200 W PEM yakıt hücresi kullanarak küçük İHA'ların yeni tasarımlarının uçuş testlerini gerçekleştirmişlerdir. Yakıt pili ve batarya hibrit güç sistemi ile yaklaşık 4 saat dayanıklılık elde edildiği ve 1 L NaBH₄ solüsyonundan 900 W-sa enerji elde edilebileceği bildirilmiştir. Okumuş ve arkadaşları (Okumus ve ark., 2017), kobalt bazlı katalizör kullanarak sodyum borhidrür çözeltisi kullanan 200 W yakıt hücresi sistemi ve hidrojen jeneratör sistemi geliştirmişlerdir. 11 cm³ reaktör hacminde 5,4 L/dk hidrojen üretildiği ve 50 hücreli, 218 W maksimum güç yakıt hücresi sistemini beslemek için yeterli olduğu sonucuna varmışlardır.

Yakıt hücreli İHA’larda karşılaşılan diğer önemli zorluk ise yakıt hücrelerinin yük gereksinimi karşılamada tepkisinin yavaş olmasıdır. Hava araçlarının manevra yaptığı sırada ani güç değişimleri yaşanması nedeniyle motorlarda anlık olarak yüksek güç talepleri ihtiyacı ortaya çıkmaktadır. Böyle durumlarda motorlara enerji sağlayıcı olan yakıt hücresinin tepkisi hayatidir. Kısa süreli bir kararsızlık anında güç kaybı oluşması ve sonucunda kırım yaşanması muhtemeldir. Ayrıca, farklı atmosferik değişkenler yakıt hücresi performansını etkilediği için tasarımı yapılan İHA’nın çalışma şartlarına göre komponent seçiminin yapılması, özel üretim bir yakıt hücresi yapılacak iklimlendirme vb. şartlara uygun testlerin gerçekleştirildikten sonra montaj aşamasına geçilmesi faydalı olacaktır. Örneğin, üretimi yapılacak İHA’nın maksimum hızı, muhtemel ortam sıcaklığı ve nemi ile uçuş irtifalarına ilişkin yakıt hücresinin tepkileri incelenmelidir.

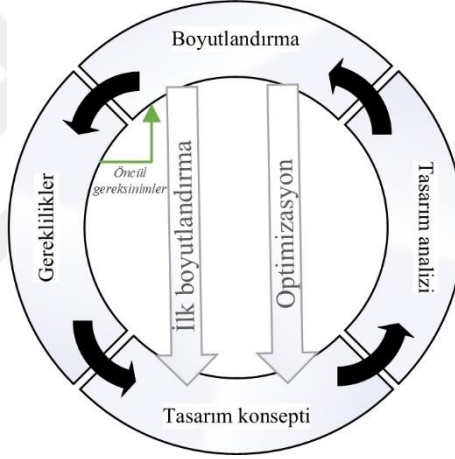
Tezin sonraki bölümünde model mini-İHA’nın kavramsal tasarım hesaplamaları ile çalışma kapsamında kullanılan malzemeler ve yöntemler hakkında bilgiler sunulmuştur.

3. MATERYAL VE METOT

3.1. Hibrit Sistem Tasarımı

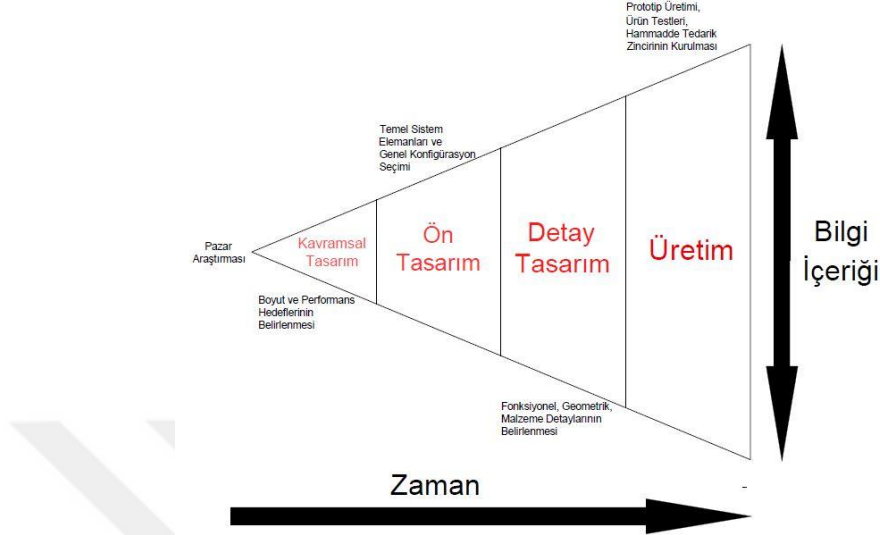
3.1.1. İHA Tasarımı

Uçak tasarımı, boyutlandırma hesaplamalarına dayanarak başlangıçta hayal edildiği gibi hedef ürüne ulaşmak için tekrarlanan süreçlerin bütününden oluşmaktadır. Hesaplamalar ve varsayımlar, üretim sürecine kadar her adımda elde edilen verilere göre değişebilir. Raymer (2018)'den uyarlanan hava taşıtlarında kullanılan tasarım işlemlerinin şeması Şekil 3.1'de gösterilmektedir.



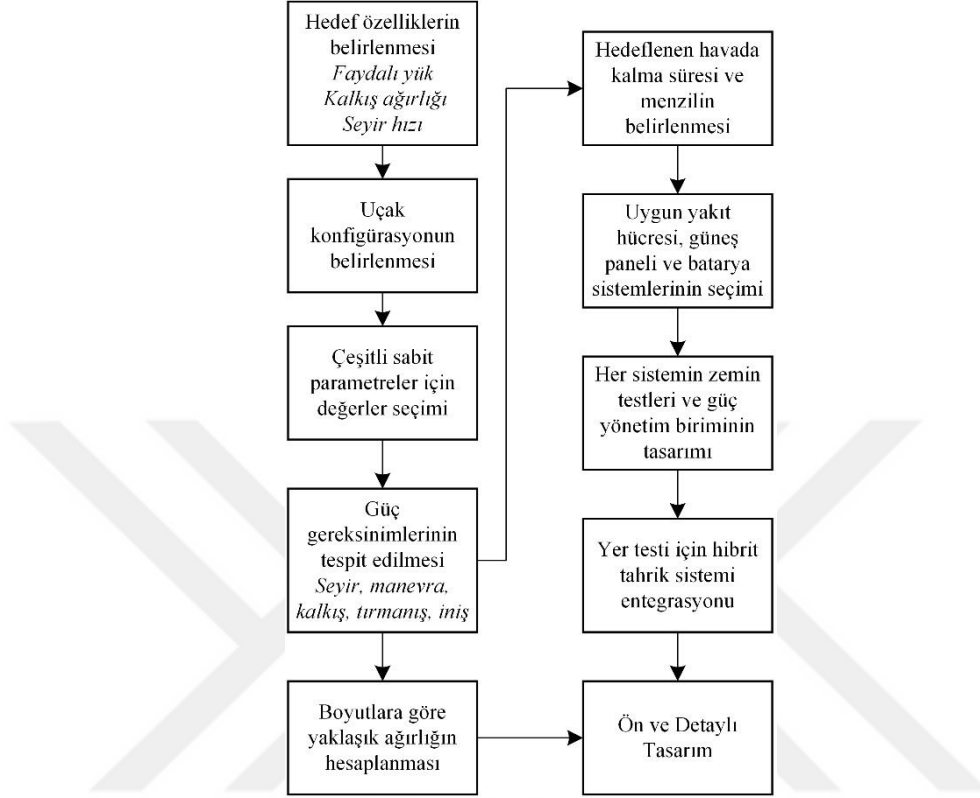
Şekil 3.1. Hava aracı tasarım aşamaları

Şekil 3.2'de gösterildiği gibi bir hava aracının üretimi kavramsal, başlangıç ve ayrıntılı tasarım aşamaları olarak adlandırılan adımları içeren uzun vadeli ve tekrarlayan çabalardan oluşmaktadır (Raymer, 2018). Nispeten düşük bütçeli sabit kanatlı bir mini-İHA çalışmasında dahi kavramsal tasarım aşamasında 10'a yakın, başlangıç tasarım sürecinde onlarca, detay tasarımda ise yüzlerce parametrenin hesaba katılması gerekmektedir (A. J. Keane ve ark., 2017). Bu sebeple her bir aşamada sistematik ve kontrollü bir şekilde ilerlenmesi üretime giden süreçte son derece önemlidir.



Şekil 3.2. Hava aracı tasarım aşamaları

Hava aracı tasarımı hakkında verilen kısa bilgilerden sonra tez çalışması kapsamında planlanan mini-İHA'larda hibrit itki sistemi geliştirilmesi adına öncelikle model bir İHA'nın belirlenmesi adına kavramsal tasarım gerçekleştirilmiştir. Kavramsal tasarım sonucu ortaya çıkan tahmini güç gereksinimlerine göre hibrit sistem elemanlarının tespiti ve yer test sisteminin kurulumu yapılmıştır. Tez çalışması kapsamında planlanan yol haritası Şekil 3.3'te verilmiştir.



Şekil 3.3. Hibrit itki sistemli hava aracı tasarımı yol haritası

3.1.2. Kavramsal Tasarım Hesaplamaları

Kavramsal tasarım sürecinde hava aracının misyonuna göre beklenen özellikleri örneklerini de baz alarak kararlaştırılması gerekmektedir. En yaygın olarak belirlenmesi gereken hedefler aşağıda verilmiştir:

- Maksimum irtifa
- Maksimum hız
- Menzil
- Havada kalma süresi
- Servis aralığı
- Faydalı yük
- Maliyet

Gözlem uçuşu yapması planlanan mini-İHA'nın kavramsal tasarım aşamasında belirlenen hedef özellikleri Çizelge 3.1'de sunulmuştur.

Çizelge 3.1. İHA'nın hedeflenen özellikleri

Parametre	Kavramsal Tasarım Gereksinimi
İHA Tipi	Sabit kanatlı Mini-İHA
Maksimum kalkış ağırlığı	4-5 kg
Seyir Hızı	10-12 m/s
Operasyonel İrtifa	50-200 m
Havada kalma süresi (hibrit)	2.5-5 sa
Kalkış	Elden
İniş	Gövde üzerine

3.1.3. İtke Hesaplamaları

Bir hava aracının güç sistemi tasarımı için öncelikle farklı uçuş fazlarında gerekli itki gücünün hesaplanması gerekmektedir. Seyir uçuşu için gerekli itki gücü sürüklemekten ötürü oluşacak kuvvete eşittir. İtke gereksinimi hava hızı, irtifa, aerodinamik karakteristik ile hava aracının ağırlığına göre değişmektedir.

$$L = \frac{1}{2} \rho v^2 S C_L \quad (3.1)$$

$$D = \frac{1}{2} \rho v^2 S C_D \quad (3.2)$$

$$C_D = C_{D0} + \frac{C_L^2}{\pi AR \cdot e_{Os}} \quad (3.3)$$

Denklem 3.1-3.2'de sırasıyla taşıma ve sürüklenme kuvvetine ilişkin ifadeler verilmiştir. Bu denklemlerde yer alan D , L , C_D , C_L sırasıyla sürüklenme ve taşıma kuvvetleri ve katsayılarını, ρ hava yoğunluğunu, v hava aracı hızını, S kanat alanını belirtmektedir. Denklem 3.3'te yer alan C_{D0} parazit sürüklenme katsayısını, AR kanat açıklığının ortalama veter değerine oranını, e_{Os} ise Oswald verimlilik

katsayısını ifade etmektedir (Renau ve ark., 2015). Aşağıda verilen Denklem 3.4 ve 3.5'te ise hava aracının seyir uçuşunda havada kalabilmesi için gerekli minimum güç hesabı verilmiştir.

$$v_{stall} = \sqrt{\frac{2W}{\rho C_{Lmax} S}} \quad (3.4)$$

$$P_{min} = T_{min} v_{stall} = \frac{1}{2} \rho v^3 S C_D = \sqrt{\frac{2W}{\rho C_{Lmax} S}} W \frac{C_D}{C_L} \quad (3.5)$$

Denklemdaki v_{stall} hava aracının havada tutunması için gerekli en düşük hızı, W hava aracının toplam ağırlığını, T_{min} ve P_{min} ise sırasıyla minimum itki kuvvetini ve gücü ifade etmektedir.

Literatürden ve muadil mini-İHA'lerden faydalanılarak hazırlanan model hava aracının özellikleri hakkında kısa bir bilgi Çizelge 3.2'de verilmiştir. Model İHA'nın tahmini maksimum kalkış ağırlığı 4,8 kg olarak belirlenmiş ve bazı kabuller ışığında denklem 3.1-3.5'te yer alan ifadeler kullanılarak kanat açıklığı, en boy oranı, üst bakış alanı, durma hızı ve seyir hızı için gerekli itme kuvveti hesaplanmıştır. Pervane, kontrolör ve elektrik motorunun verimliliğini dikkate alarak, güvenlik payı ile yaklaşık 70-80 W aralığında bir güç gereksinimi olacağı tahmin edilmektedir.

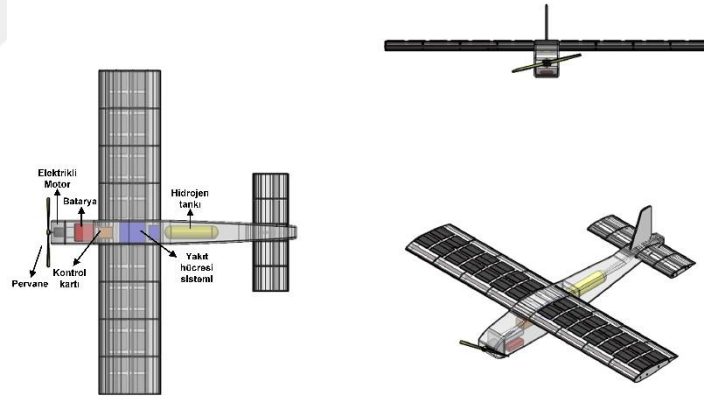
Çizelge 3.2. Konsept İHA tasarım parametreleri

Parametre	Değişken	Değer	Parametre	Değişken	Değer
Kütle	m	4,8 kg	Sürüklenme katsayısı	C_D	0,0115
Kanat açıklığı	b	2,56 m	Taşıma katsayısı	C_L	0,91
Seyir hızı	V	10 m/s	Oswald verim katsayısı	e_{os}	0.84
Operasyonel irtifa	h_{alt}	100 m	Açıklık oranı	AR	8,53
Ön bakış alanı	A_f	0,0466 m ²	Üst bakış alanı	A_p	0,768 m ²

3.2. Hibrit Sistem Elemanlarının Belirlenmesi

Konsept tasarım özellikleri belirlenen mini-İHA'nın temsili çizimi Şekil 3.4'te gösterilmektedir. Bölüm başında belirtildiği gibi hava aracı tasarımı tekrarlanan süreçlerden oluşmaktadır. Model hava aracının hedeflenen havada kalma süresine ulaşması için komponent seçimi hesaplamalara göre yapılsa da ilerleyen süreçte diğer faktörlerin devreye girmesi ile hedeften uzaklaşma söz konusu olabilmektedir. İlk aşamada tırmanış, manevra gibi uçuş fazları görev türüne göre değişiklik gösterdiğinden ve çok yüksek güç talepleri ortaya çıktığından testler seyir uçuşu gereksinimlerine göre yapılmıştır. İlerleyen aşamalarda daha gerçekçi sonuçlar için tüm uçuş fazlarının hesaba katılması gerekecektir.

Tez çalışmasında literatürdeki veriler ışığında mini-İHA'nın hidrojenli yakıt hücresi sistemi, lityum polimer batarya ve bataryayı şarj etme amacıyla kullanılacak güneş panelinin kullanılması planlanmıştır.



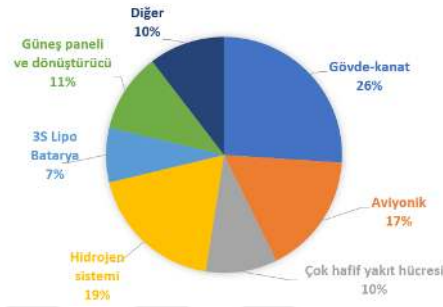
Şekil 3.4. Hibrit sistemli konsept İHA'nın temsili çizimi

Hava aracının toplam ağırlığına ilişkin yapılan araştırmalar sonucunda elde edilen veriler Çizelge 3.3'te sunulmuştur. Hava aracında iki ana bir de yardımcı olmak üzere üç enerji sağlayıcı kullanılacağından ağırlığın minimize edilmesi adına iniş takımı kullanımı planlanmamıştır. Bunun yerine elle ya da katapult ile

fırlatma ve gövde üzerine iniş yapacak şekilde tasarım gerçekleştirilmiştir. Gövde ve kanatların hem hafif hem de mukavemeti yüksek olması amacıyla karbon fiber kompozitten üretileceği planlanmış ve ağırlık hesabı tahmini olarak yapılmıştır.

Çizelge 3.3. Mini-İHA tahmini ağırlık verileri (Keiyinci ve Aydın, 2021)

Komponent	Ağırlık (g)	İHA Ağırlık Dağılımı
Gövde-kanat	1250	
Aviyonik	800	
Çok hafif yakıt hücresi	470	
Hidrojen sistemi	900	
3S Lipo Batarya	360	
Güneş paneli ve dönüştürücü	520	
Diğer	500	
Toplam ağırlık	4800	



Kavramsal tasarımın ardından hava aracı gereksinimleri ışığında 100 W güce sahip PEM tipi yakıt hücresi ile 2S-4S aralığında bir lipo batarya ve bu bataryayı şarj edecek ve ağırlık kısıtlamalarına uygun esnek bir güneş panelinin tespiti ve temini için gerekli çalışmalar yapılmıştır.

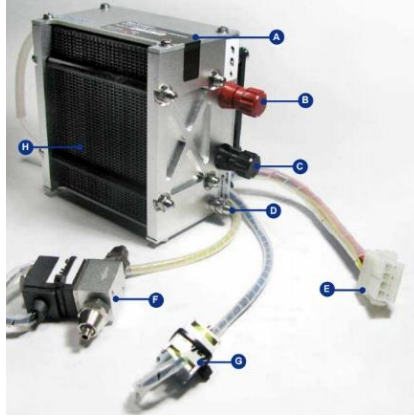
3.2.1. Yakıt Hücresi Seçimi

Hava araçlarına özel üretilen çok hafif yakıt hücresi sistemleri genellikle minimum 200 W gücünde ticari olarak bulunmaktadır. Bununla birlikte bu tip sistemlerin maliyeti henüz kullanımı yaygınlaşmaması sebebiyle yüksektir. Ayrıca tez çalışması kapsamında yer testleri gerçekleştirileceğinden ağırlığın ikincil faktör olması nedeniyle uygun maliyetli ve ticari bir ürün olan Horizon firmasının H-100 PEM tipi yakıt hücresi sistemi planlanan çalışma için uygun görülmüştür. Çalışma önerilen enerji yönetim sistemi ve hibrit itki elemanları ile elde edilecek sonuçlar ışığında farklı güç aralıklarında üretilen İHA'lar için referans olacaktır. H-100

yakıt hücresi sisteminin özellikleri Çizelge 3.4'te verilmiştir. Şekil 3.5'te ise H-100 yakıt hücresinin yapısı gösterilmiştir.

Çizelge 3.4. H-100 yakıt hücresi özellikleri

Parametre	Değer
Tip	PEM
Hücre sayısı	20
Nominal güç	100 W
Performans	12V @8,3A
H ₂ besleme valfi voltajı	12 V
Reaktantlar	Hidrojen ve Hava
Dış sıcaklık	5-30 °C
Maksimum yığın sıcaklığı	65 °C
Nemlendirme	kendinden nemlendirilmiş
Soğutma	Hava (entegre fan yardımıyla)
Yığın ağırlığı (fan-kasa dahil)	1290 g (±50 g)
Kontrolör ağırlığı	400 g (±30 g)
Sistem verimi	%40
H ₂ saflık derecesi	≥%99,995
H ₂ basınç aralığı	0,45-0,55 bar
Hidrojen tüketimi (maksimum)	1,3 L/da
Otomatik kapatma (yüksek akım)	12A
Otomatik kapatma (düşük voltaj)	10V
Otomatik kapatma (sıcaklık)	65 °C
Harici güç kaynağı	13 V (±1V), 5A
Ölçüler	11,8 x 10,4 x 9,4 cm



A: ikaz etiketleri B: FC+ konnektör C: FC- & yük konnektörü D: topraklama kablosu E: kontrolör bağlantısı F: H₂ besleme valfi G: H₂ tahliye valfi H: hava girişi



A:H₂ giriş B: fan C: H₂ çıkış D: silikon boru

Şekil 3.5. H-100 yakıt hücresi elemanlarının görünümü

H-100 yakıt hücresinin kendiliğinden nemlendirme özelliğinin olması nedeniyle harici bir birime gerek duymamaktadır. Bununla birlikte çalışmasının düzgün şekilde devamını sağlayan ek bir kontrolöre ihtiyaç duymaktadır. Bu kontrolör sisteme 400 g'lık ek bir yük ve ayrıca enerji kullanımına sebep olması nedeniyle son dönemde dahili kontrolü olan yakıt hücresi sistemleri üretilmektedir. Yakıt hücresi sisteminde kullanılan kontrol ünitesi Şekil 3.6'da gösterilmektedir. Kontrol ünitesi yakıt hücresinin optimum koşullarda çalışması için düzenli aralıklarla kısa devre edilmesini ve tahliye yapılmasını sağlamaktadır. Ayrıca yığının sıcaklık yönetimini, hava akışını ve su buharının hücrelerden uzaklaştırılmasını düzenleyen bir sistemdir. Kısa devre sırasında membranın iletkenliğini koruması için katot kısmında nemliliğin devamı sağlanmış olur.



Şekil 3.6. H-100 yakıt hücresi kontrol ünitesi

Yakıt hücrelerinin kendilerine has özellikleri nedeniyle birtakım kullanım şartları vardır. Bu şartlara dikkat edilmediği takdirde yakıt hücresinin performansında azalmalar yaşanabilir. Tez çalışması kapsamında gerçekleştirilen deneyler süresince, hücrelerdeki membranların kurumaması adına yakıt hücresinin periyodik çalışma gerekliliklerine uyulmuş, ayrıca çalışma ortamı temiz tutulmuş; toz, partikül gibi maddelerin hücrelere zarar vermesi önlenmiştir.

PEM tipi yakıt hücrelerinin düşük güç yoğunluğa sahip olmalarının yanı sıra yükü karşılama sürelerinin yavaş olması başlıca kullanım zorlukları arasında görülmektedir. Elektrokimyasal reaksiyon gecikmesi, hidrojen temini sırasındaki yavaşlık, giriş ve çıkış valflerindeki mekanik özellikler nedeniyle yanıt süresi yavaşlığı önlenememektedir.

3.2.2. Hidrojen Sistemi

Yakıt hücreli mini-İHA'larla ilgili literatürdeki çalışmalar incelendiğinde özellikle son dönemde 300 barlık basınçlı tankların sıklıkla kullanıldığı görülmektedir. Kompozit malzemeden üretilen ve hava aracı gövdesine göre imal edilerek aerodinamik yapıyı önemli ölçüde korumayı sağlayan yeni tip tanklar sayesinde daha verimli hava araçları üretilmektedir. Bu sayede ağırlık ve sürüklenme kuvveti dezavantajları giderilmektedir. Fakat bu sistemler henüz yaygın olmadığından maliyetleri yüksektir. Bu çalışma kapsamında sadece yer testleri gerçekleştirileceği için 200 barlık sanayi tipi hidrojen tankı kullanılmıştır. Ancak

sonraki çalışmalarda klasik metal tanklar yerine kompozit silindir tüpler ya da metal hidritler kullanılacaktır. Kavramsal tasarım için horizon firmasının üretimi olan “Hydrostik” ürünü gövdeye yerleştirilecek şekilde hesaplamalara dahil edilmiştir. Bir hidrostatik tüp, ağırlığı 90 g olan 10 litre hidrojen içermektedir. Toplam 12 adet tüp ile 120 litrelik hidrojen deposu varsayımı yapılarak deneyler gerçekleştirilmiştir.

3.2.3. Batarya Seçimi

Bir uçak için tırmanma ve manevra gibi yüksek güç talebi olması durumunda, güç artırma özelliği sağlamak için bir batarya kullanılmalıdır. Ayrıca sadece yakıt hücresi sistemi kullanıldığında, ani güç artışı yakıt veya oksijen yetersizliği sonucu membran hasarına neden olabilir. Bu sebeple deneysel sistem için 5000 mAh nominal kapasiteye sahip 3S hücreli bir lipo batarya, birincil enerji kaynağı olarak seçilmiştir. Bataryanın nominal voltajı 11,1 V iken, tam şarj durumunda maksimum voltaj 12,6 V olmaktadır. 3S pil modelinin seçilmesinin başlıca iki nedeni vardır. Birincisi, 1S veya 2S ile yüksek güç talepleri sırasında yeterli gücü sağlamak zorlaşacaktır. İkincisi, 3 seriden fazla pil kullanılması ile şarj etmek için daha fazla voltaja ihtiyaç duyulmasına, ayrıca kanat açıklığının ve İHA'nın ağırlığının artmasına neden olacaktır. Hibrit sistemde kullanılan bataryanın özellikleri Çizelge 3.5'te verilmiştir.

Çizelge 3.5. Lityum polimer batarya özellikleri

Parametreler	Değer
Kapasite	5000 mAh
Hücre sayısı	3
Nominal Voltaj	11,1 V
Deşarj kapasitesi	20C
Boyut	143 x 23 x 51 cm
Ağırlık	360 g

Lipo bataryaları oluşturan her bir hücrenin nominal voltajı 3,7 V, maksimum voltajı ise 4,2 V'tur. Bu aralığın üstünde ya da altındaki voltaj durumlarında hücreler kalıcı hasar görebilmekte ve bataryanın ömrünü azaltmaktadır. Bu sebeple bataryanın kullanımdan önce her hücrenin 4,2 V'a kadar şarj edilmesi ve 3,7 V'un altına inmeden yükten çıkarılması uygun olacaktır. Ayrıca şarj edilme durumunda hücreler arası farklılığı önlemek adına bir balans devresi kullanılması gerekmektedir.

3.2.4. Güneş Paneli Seçimi

Son yıllarda güneş enerjisiyle çalışan hava araçları, güneş enerjisi verimliliğinin artması nedeniyle özellikle yüksek irtifalarda başarılı uçuşlar gerçekleştirmektedir. Ancak bu modellerde kanat alanı gerekli gücü sağlayacak kadar geniş olmalıdır. Güneş enerjisi üretim seviyesini belirleyen güneş radyasyonu miktarı, yere, zamana, hava durumuna ve yüksekliğe göre değişir. Güneş enerjisinin elverişliliği hava koşulları nedeniyle düzensiz olduğundan, henüz hava aracı uygulamalarında ideal bir kaynak olarak görülmemektedir. Bu sorunu çözmek için güneş enerjisinin yetersiz olduğu dönemlerde yüksek güç talebini karşılamak için güneş modüllerine paralel olarak yeni nesil piller kullanılmaktadır. Bu çalışmanın modeli alçak irtifa küçük bir İHA olduğu için, güneş enerjisi pili şarj etmek için yardımcı bir kaynak olarak kabul edilmektedir. Güneş paneli zemin testlerinin yapıldığı laboratuvarın çatısına monte edilmiştir. Bataryayı doğru şekilde şarj etmek için güneş panelinin çıkışına bir DC-DC dönüştürücü yerleştirilmiştir. Yer testleri sırasında konvansiyonel 100 W güneş paneli kullanılmıştır ancak mini İHA'larda sıklıkla kullanılan Sunpower markasının C60 modelinin detaylı tasarım ve montaj aşamalarında kullanılması planlanmaktadır. C60 modellerinden biri 7 gram ağırlığındadır ve %22,5 verimlilikle yaklaşık 3,5 W üretir. Aynı zamanda 30° açığa kadar esneyebilen çok ince bir yapıdan oluşur. İHA modelinin kanat şekli dikdörtgen olduğu için ilk aşamada aynı gücü sağlamak için

her iki tarafta 14 adet olmak üzere toplam 28 adet C60 kullanılarak hesaplamalar yapılmıştır.

3.2.5. Süper Kapasitör

Elektrik enerjisi elektrokimyasal olarak bataryalarda ya da kapasitörlerde depolanabilmektedir. Kapasitörler iki iletken plaka ve bu plakaları ayıran yalıtkan bir malzemeden oluşan, pozitif ve negatif elektrostatik yükleri ayrıştırarak depolayan bir araçtır. Elektrostatik, elektrolitik ve elektrokimyasal kapasitörler olarak üç grupta incelenebilir. Bunların içinde süper ya da ultra kapasitör olarak adlandırılan elektrokimyasal kapasitörlerin mevcut yapısı gözenekli olduğu için diğerlerine kıyasla daha yüksek kapasitansa sahiptir. Çift katmanlı yapıları ile iç direncinin çok küçük olması verimliliğini artıran diğer faktörlerdir. Çizelge 3.6'da süper kapasitörlerin diğer kimyasal elektrik depolama araçları ile karşılaştırmaları sunulmuştur. Burada belirtilen özgül güç ve enerji değerleri batarya ve süper kapasitörlerin birbirinden ayıran temel iki özelliktir. Bataryalar süper kapasitörlere kıyasla kütle başına onlarca kat fazla enerji depolayabilirken, enerjiyi yüzey adsorpsiyon reaksiyonları ile depoladıklarından aynı kütle için binlerce kat anlık güç verebilmektedirler. Bataryalara kıyasla önemli avantajlarından biri de kullanım ömürlerinin çok daha fazla uzun olmasıdır. Çizelge 3.7'de süper kapasitörlerin genel avantaj ve dezavantajları özetlenmiştir.

Çizelge 3.6. Süper kapasitörün farklı batarya türleri ile karşılaştırılması

Depolama aracı	Özgül enerji (W-sa/kg)	Özgül güç (W/kg)	Çevrim ömrü	Çevrim verimi (%)
Süper kapasitör	4-15	1000-10000	$>10^5$	90-95
Lityum polimer	245-430	2500-3000	500	85-97
Lityum iyon	100-265	500-2000	400-1200	85-95
NiMH	60-120	250-1000	180-2000	65-80
Kurşun asit	30-40	-	<350	70-90

Çizelge 3.7. Süper kapasitörlerin avantaj ve dezavantajları

Avantajları	• Neredeyse sınırsız çevrim ömrü • Yüksek özgül güç, düşük öz direnç • Saniyeler içinde şarj olabilme • Basit şekilde şarj olma, aşırı şarj vb. sorunların olmaması • Yüksek güvenilirlik • Düşük sıcaklıkta yüksek şarj/deşarj performansı
Dezavantajları	• Düşük özgül enerji • Kendinedeşarj olabilmesi • Düşük hücre voltajı • Birim güç başına yüksek maliyet

Kendine has özellikleri ile hızlı şarj vedeşarj olabilmeleri mini-İHA'larda yardımcı ünite olarak kullanımı konusunda yeni araştırmaların yapılması gerekliliğini ortaya koymuştur. Bu sebeple çalışmanın ikinci kısmında, hibrit sisteme 1,25F kapasitansa sahip bir süper kapasitör dahil edilmiş, süper kapasitörlü ve süper kapasitörsüz gerçekleştirilen deneylerle sisteme olan etkisi incelenmiştir.

3.3. Deney Sistemi Kurulumu

Yer test düzeneği kurulumu için öncelikle ana enerji kaynağı olan yakıt hücresi Horizon firmasının Türkiye distribütörü Volrad Elektronik'ten satın alınmıştır. Deney sistemini oluşturan diğer ekipmanlar için Çukurova Üniversitesi Otomotiv Mühendisliği Bölümü'nde bulunan Hidrojen Laboratuvarının imkanlardan faydalanılmıştır.

Yük birimi olarak DC elektronik kontrol ünitesi (Heliocentris EL1500), belirtilen gücü ayarlamak için kullanılmıştır. Bu ünite bilgisayar kontrollü veya manuel olarak elle kontrol edilebilmektedir. 75 A akıma kadar çalışabilen sistemin güç aralığı ise 0-1500 W arasındadır.

Öncelikle sistem güvenilirliği adına her bir alt sistem ayrı olarak test edilmiştir. İlk olarak H-100 yakıt hücresinin hidrojen tankı çıkışında yer alan regülatöre ve yük ünitesine bağlantısı gerçekleştirilmiştir. Kullanım dökümanında

yer alan akım-voltaj grafikleri dikkate alınarak farklı yüklerde testler uygulanmıştır. Yakıt hücresinin polarizasyon grafiği bir sonraki bölümde verilecektir. Bu testlerde yakıt hücresinin davranışları gözlemlenmiş olup, kullanım kılavuzunda belirtilen değerlerin elde edildiği gözlemlenmiştir. Ayrıca, basınç regülatörü ile yakıt hücresi sistemi arasına yerleştirilen akış ölçer sayesinde hidrojen tüketimi anlık olarak takip edilmiştir. Akış ölçer olarak %0,125 hassasiyete sahip ALICAT firmasına ait M serisi dijital bir ürün kullanılmıştır (Şekil 3.7).



a) Basınç regülatörü



b) Akış ölçer



c) DC yük ünitesi

Şekil 3.7. Deney sistemi ekipmanları

Yakıt hücresinin ardından sırasıyla bataryanın yük davranışı test edilmiştir. Lipo bataryalar kullanım şartlarına dikkat edilmediği takdirde performans kaybına uğramaktadırlar. Bu yüzden uygun akım ve voltajda şarj edilmeleri, uzun süre kullanılmamaları halinde uygun depolama işleminin yapılması gerekmektedir. Yer testleri boyunca sonuçların güvenilirliğini korumak adına bu kurallara dikkat edilmiştir, ayrıca aynı özellikteki yedek bir batarya temin edilmiştir. Batarya şarjı için güneş paneli güç çıkışı ile balans devresi sistemi monte edilerek çalışma koşulları test edilmiştir.

Güç sistemlerinin kurulumu ve test edilmesinin ardından aralarındaki bağlantıyı kuracak GYS için gerekli yazılım Arduino kontrol kartına yüklenmiştir. Bununla birlikte her bir sistemin voltaj ve akımını ölçmek için ilgili sensörler uygun noktalara yerleştirilmiştir. Ayrıca batarya voltajı ve güç ihtiyacına göre güç kaynaklarını hızlı bir şekilde değiştirmek için kontrol kartı ile bağlantılı olarak DC-DC röleleri monte edilmiştir. Sıcaklık verisi yakıt hücresi ve batarya için de önemli

bir parametre olması nedeniyle dış yüzeylerine sıcaklık sensörleri yerleştirilerek, kontrol kartı yardımıyla veriler kaydedilmiştir. Sistemde kullanılan elektronik modüllere ait veriler Çizelge 3.8’de sunulmuştur.

Çizelge 3.8. Elektronik modüllere ait özellikler

Modül adı	Özellik	Görsel
Sıcaklık sensörü	• -55 ile +125 °C arasında çalışma • 9-12 bit • $\pm 0,5$ °C hassasiyet	
Akım sensörü	• 30A'e kadar • 7 g ağırlığında • ± 66 mV hassasiyet	
Röle	• 5-12V çalışma seçenekleri • DC-DC	
Dönüştürücü#1	• Maksimum 10A • %92 verimlilik • 0,8-24 V arası ayarlanabilir	
Dönüştürücü#2	• Maksimum 20A, 300W • %95 verimlilik • 1,2-36 V arası ayarlanabilir	

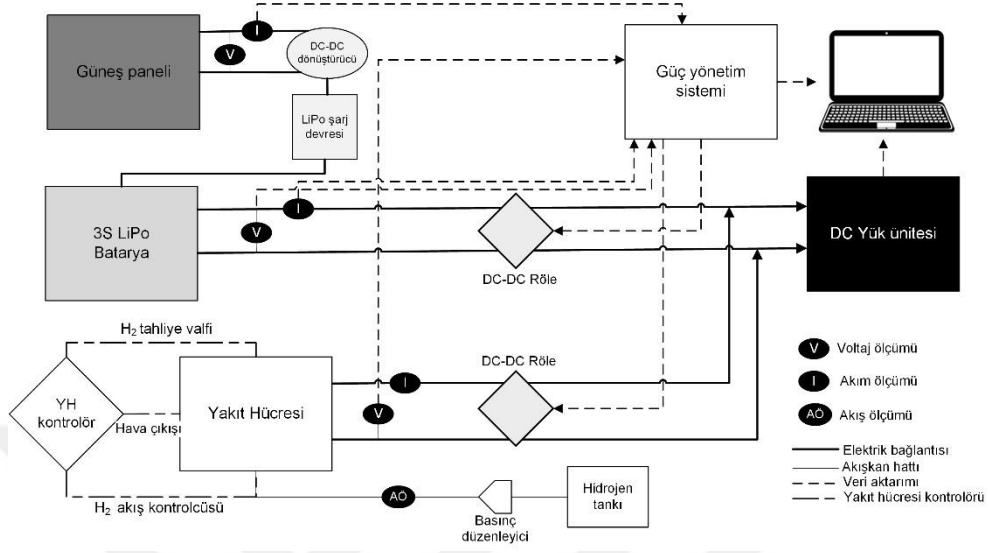
3.4. Güç Yönetim Sistemi

Hibrit güç sistemlerinin ana bileşeni, ilgili çalışma koşullarına göre güç kaynaklarının üstün özelliklerinin kullanılmasını sağlayan güç yönetim sistemleridir. Bu çalışmanın ilk bölümünde kullanılan GYS, hibrit sistem kaynaklarının senkronize şekilde çalışmasını sağlayan mantıksal yapıyı oluşturur ve bu kaynaklar arasında geçişi kontrol etmek için tasarlanmıştır. Bu çalışmada, güneş sistemi için DC-DC dönüştürücü ve güç kaynakları arasındaki geçiş için DC-DC rölelerinden oluşan aktif bir sistem seçilmiştir. GYS ile ilgili literatürde yapılan

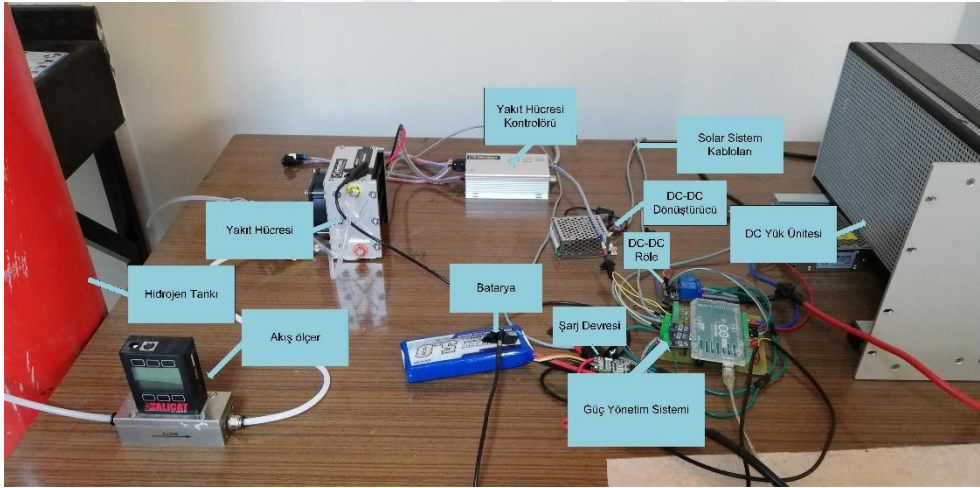
çalışmaların ışığında bataryanın voltaj durumu ve yük ihtiyacına göre batarya ya da yakıt hücresinin yükü devralması planlanmıştır. Batarya ve yakıt hücresi yüke enerji sağlayan ana kaynaklardır ve bataryayı şarj etmek için yardımcı güç kaynağı olarak güneş paneli kullanılmıştır. İkinci çalışmada kullanılan GYS'de ise sistemin toplam güç talebinin düşük olduğu zamanlarda yalnızca yakıt hücresi, yüksek olduğu anlarda ise yakıt hücresi ile birlikte bataryanın kullanımını sağlayan bir algoritma kullanılmıştır. Ayrıca, yakıt hücresi ile paralel olarak sisteme bir süper kapasitör eklenmiştir.

3.4.1. Hibrit Model 1

Şekil 3.8'de yer test düzeneği şematiği ve deneysel düzeneğe ait görseller sunulmuştur. Hibrit Model 1'in (HM1) GYS algoritmasına ilişkin şematik ise Şekil 3.9'da gösterilmektedir. Bu algoritma bir Arduinio kartı yardımıyla sisteme dahil edilmiştir. Bu hibrit mimaride batarya, İHA'nın güç ihtiyacı başladığı ilk andan itibaren yüke yeterli gücü sağlamaktadır. Daha sonra, batarya voltajı nominal düştüğünde batarya bekleme moduna geçer ve yakıt hücresinin GYS tarafından yükü devralması sağlanmaktadır. Bu aşamada, batarya bekleme konumundayken, aküyü 4 A ile maksimum çalışma voltajına kadar şarj etmek için güneş paneli kullanılır. Yakıt hücresi, batarya voltajı belirlenen voltaja ulaşıncaya kadar yükü karşılar, batarya tamamen şarj olduğunda ise yükü beslemeyi tekrar devralmaktadır. Yakıt hücresinin gücü 100 W ile sınırlıdır; böylelikle GYS yazılımında C kapasitesine bağlı olarak yüksek akımlara çıkabilen lipo bataryanın, güç talebinin 100 W'ı aştığı her durumda sistemi devralması planlanmıştır. Bu döngü depolanmış hidrojen ve yeterli güneş ışını kalmayıncaya kadar devam edecek şekilde tasarım gerçekleştirilmiştir.

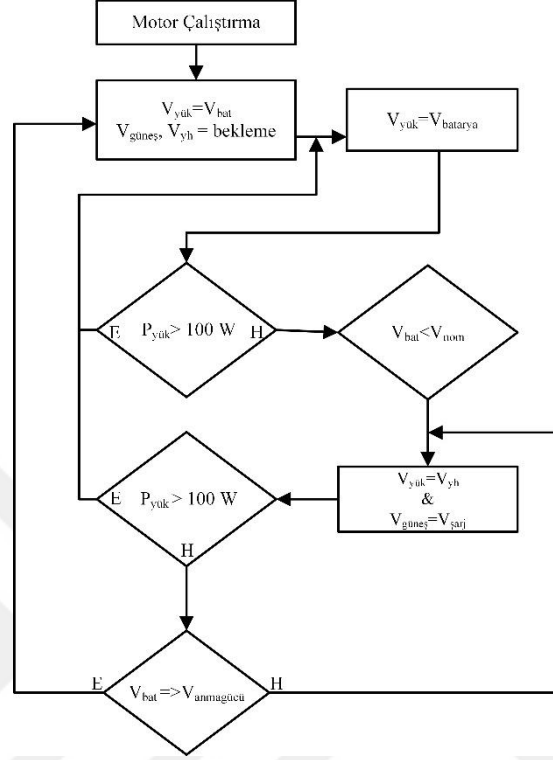


a)



b)

Şekil 3.8. a) Yer test düzeneği şeması b) Deneysel düzenek

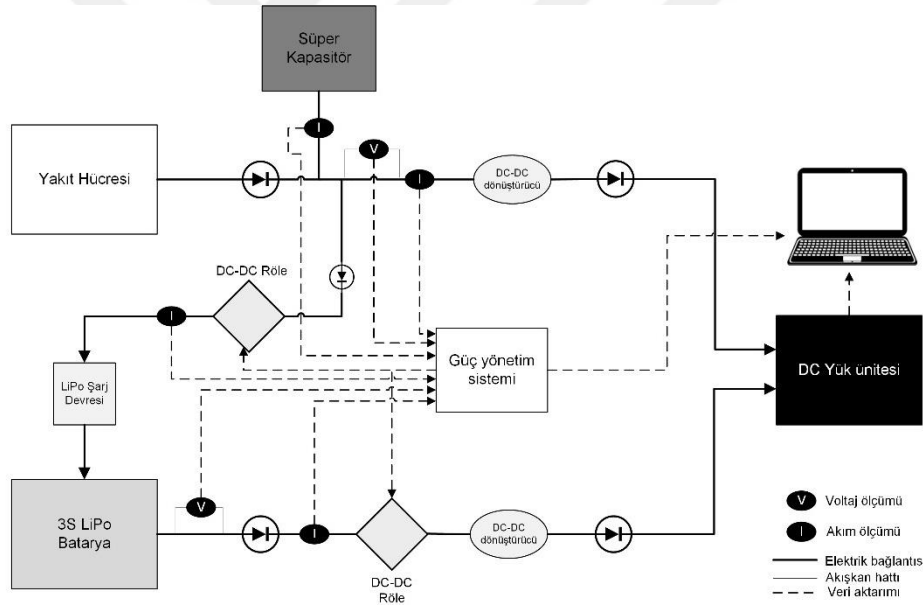


Şekil 3.9. Hibrit Model 1 algoritması

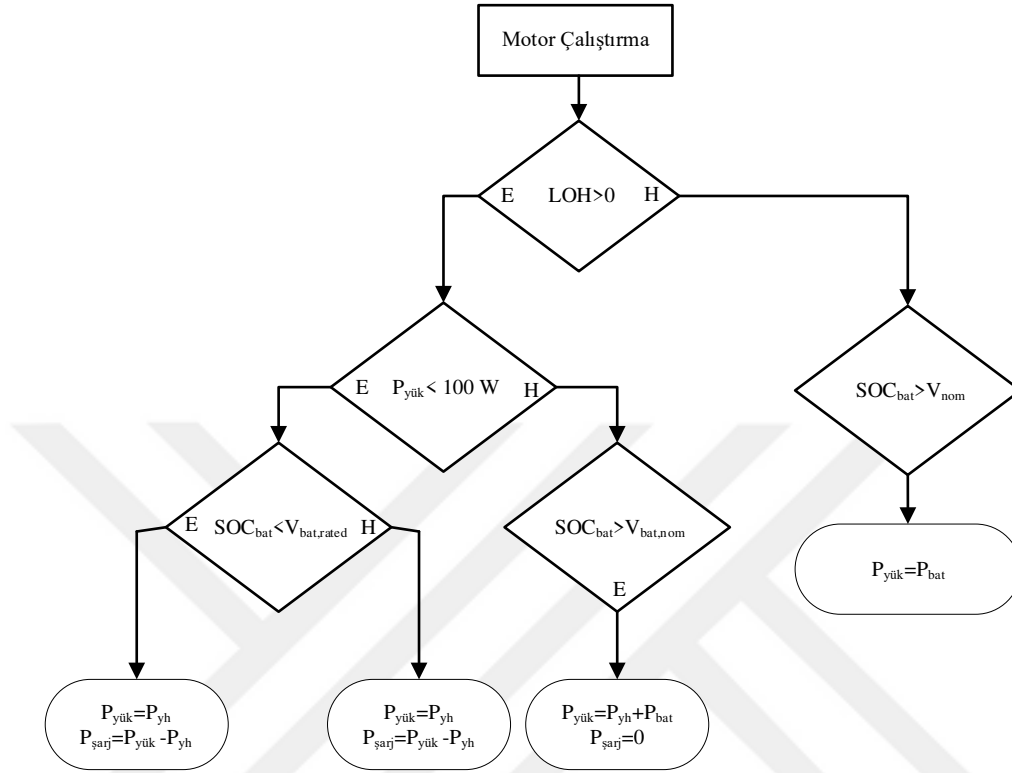
3.4.2. Hibrit Model 2

Hibrit Model 1 çalışmasının tamamlanmasının ardından sonuçlar yorumlanmış ve elde edilen veriler ışığında yeni bir algoritmanın oluşturularak dinamik yük testlerinin yapılmasına karar verilmiştir. Bu amaçla tasarlanan Hibrit Model 2 (HM2) algoritmasında ana enerji kaynağı yakıt hücresi olarak belirlenmiştir. Lityum polimer batarya ise güç talebinin model İHA'nın seyir uçuşu için hesaplanan 80 W'ı geçtiği durumlarda yakıt hücresi ile beraber yükü besleyecektir. Bununla birlikte Şekil 3.10'da gösterildiği gibi yakıt hücresi bir balans devresi yardımıyla lipo bataryayı düşük güç taleplerinde şarj ederek, bataryanın sürekli olarak dolu kalmasını sağlayacaktır. Yakıt hücresinin her 10 saniyede bir kısa devre yapması ile saniyenin onda biri kadar bir sürede yükü bataryanın beslemesi şarj/deşarj döngüsü ve bataryanın kullanım ömrünü

etkilemesi açısından uygun görülmemiştir. Bu sebeple yakıt hücresine paralel eklenen bir süper kapasitör hem yakıt hücresi dalgalanmalarının önüne geçecek hem de bataryanın daha az devreye girmesini sağlayacaktır. Gücün 80 W'ı geçtiği durumlarda üç enerji kaynağının da sistem yükünü karşılaması gerekmektedir. Ancak, yakıt hücresi gerilim aralığı ile batarya gerilim aralığı birbirlerinden farklılık göstermektedir. Bu durumda paralel çalışma mümkün olamamaktadır. Bu sorunu çözmek adına DC-DC dönüştürücülerden faydalanılmıştır. Bu şekilde yük gerilimi sabit 10 V olacak şekilde ayarlanmıştır. Ayrıca sisteme dahil edilen 5 diyot, muhtemel oluşacak gerilim farklarından ötürü ünitelerin zarar görmesini engellemektedir. Şekil 3.11'de HM2'nin çalışma algoritması gösterilmektedir.



Şekil 3.10. Hibrit Model 2 deneysel düzeneği



Şekil 3.11. Hibrit Model 2 algoritması



4. BULGULAR VE TARTIŞMA

4.1. H-100 Yakıt Hücresinin Karakteristiği

Yakıt hücreleri farklı yükler karşısında doğrusal olmayan bir yapıda olmakla birlikte sıcaklık, reaktant kısmi basınç ve nemlilik gibi ortam faktörlerine göre değişiklik göstermektedir (Hirschenhofer, 1997). Bir hücrenin gerilimi akım artışıyla azalmaktadır. Bununla birlikte H-100 yakıt hücresi verimi 45 °C sıcaklık ve %100'e yakın bir zar nemliliğinde en yüksek seviyeye çıkmaktadır. Yakıt hücresinin gerilimi ($V_{hücre}$) aşağıdaki denklem kullanılarak hesaplanabilir.

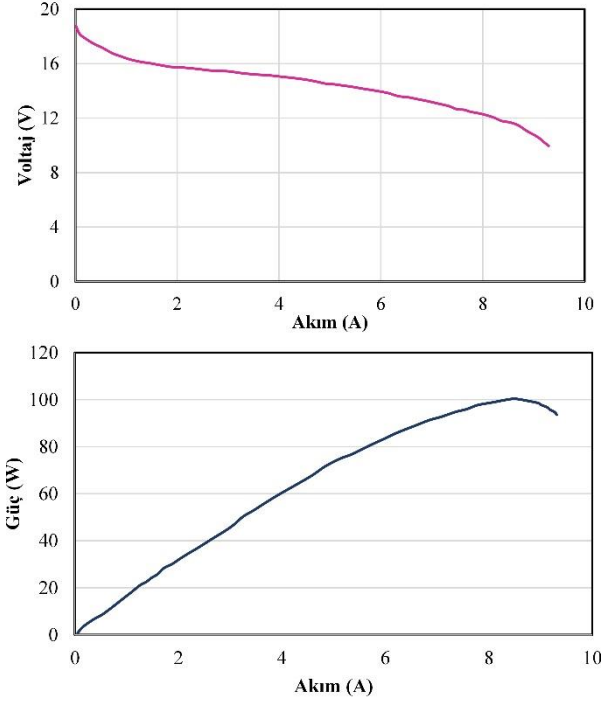
$$V_{hücre} = E - V_{akt} - V_{ohmik} - V_{kon}$$

Bu denklemdeki E yüksüz gerilimi, V_{akt} aktivasyon, V_{ohmik} ohmik ve V_{kon} konsantrasyon gerilimlerini ifade etmektedir. Yüksüz gerilim ise hücre sıcaklığına ve reaktant kısmi basınçlarına bağlıdır. Aktivasyon kayıpları, genellikle katot kısmında yoğunluk değişiminin düşük olması nedeniyle hücre içerisindeki reaksiyonun yavaşlamasından kaynaklanmaktadır. Platin ya da Paladyum gibi katalizörler kullanılarak bu kayıplar azaltılmaya çalışılmaktadır. Ohmik kayıplar ise elektrolit sıvısının iyon geçişine karşı direnci olarak ifade edilmektedir. Yüksek iletken elektrot kullanımı ile bu kayıplar bir miktar azaltılabilmektedir. V_{kon} ile ifade edilen konsantrasyon kayıpları katalist yüzeyde oluşan reaksiyonlardan ötürü hidrojen miktarının dolayısıyla aktivasyonun azalmasına verilen isimdir.

$$E = E_0 - 0,85 \times 10^{-3} \times (T - 298,15) + \frac{R \times T}{2 \times F} \times \ln \left(\frac{P_{H_2} \times P_{O_2}^{0,5}}{P_{H_2O}} \right)$$

Burada E_0 referans gerilimi, F Faraday sabiti, R universal gaz sabiti ifade ederken P_{H_2} , P_{H_2O} , P_{O_2} sırasıyla hidrojen, su buharı ve oksijenin kısmi basınçlarını göstermektedir.

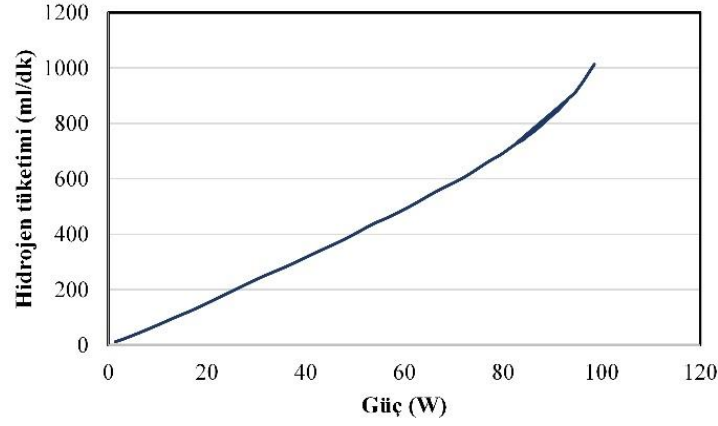
Bir önceki bölümde özellikleri verilen H-100 yakıt hücresi hibrit sisteme entegre edilmeden karakteristiğini belirlemek adına polarizasyon eğrisi çıkarılmıştır. DC yük ünitesi akım değeri artırılarak yapılan ölçümlerde ortam sıcaklığı 25 °C ve basıncı 1 atm'dir. Şekil 4.1'de yakıt hücresinin voltaj-akım ve güç-akım grafikleri gösterilmektedir. Grafiklerde yüksek akımlara ulaşıldığında artan konsantrasyon kayıpları nedeniyle güç kaybının arttığı görülmektedir. Düşük akım seviyelerinde ise reaksiyon yavaş olması nedeniyle aktivasyon kayıpları yaşanmaktadır, bu sebeple yakıt hücrelerini düşük güç taleplerinde kullanmak çok verimli değildir.



Şekil 4.1. H-100 yakıt hücresi polarizasyon eğrileri

Polarizasyon grafikleri ile birlikte sistemde yer alan akış ölçer yardımıyla farklı güç durumlarında dakikadaki hidrojen tüketimi kaydedilmiştir (Şekil 4.2).

Tüketim artışının tam olarak doğrusal olmadığı, yüksek güç seviyelerinde artış oranının daha fazla olduğu gözlemlenmiştir.



Şekil 4.2. H-100 yakıt hücresi güce bağlı hidrojen tüketimi

Hidrojen tüketimi hava aracının kavramsal ve ön tasarım aşamalarında dikkate alınması gereken önemli bir parametredir. Hidrojen depolama sisteminin belirlenmesi ve hava aracının optimum seviyede hidrojen taşınması bu aşamada yapılacak hesaplamalara bağlıdır. H-100 yakıt hücresinin maksimum güç çıkışında 1,3 L hidrojen tüketimi gerçekleştirdiği tespit edilmiştir.

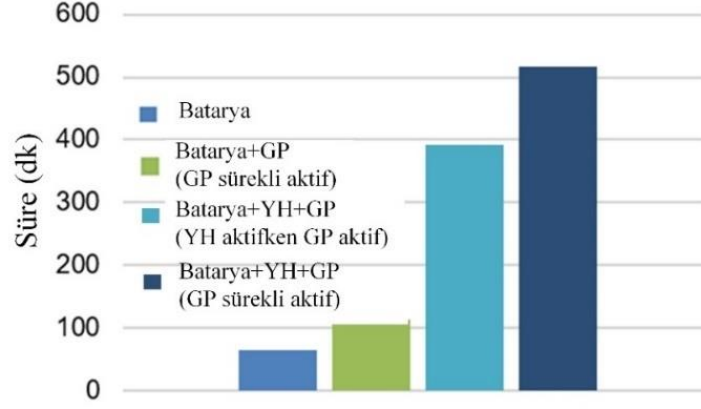
4.2. Başlangıç Deneyleri

Deney sisteminin kurulumundan sonra, tasarlanan hibrit sistemin farklı mevsimlerde ve atmosferik koşullarda kavramsal İHA için uygun olup olmadığını belirlemek için çeşitli zemin testleri yapılmıştır. Havada kalma süresini arttırmayı amaçlayan bu hibrit sistemde gerçek zamanlı veri izleme yapılmıştır. Ayrıca farklı tür enerji üretim yöntemlerinin olduğu alt sistemlerin güvenilirliğini sağlamak için geliştirilen kontrolcüye uygun yazılım tanımlanmıştır.

Tez çalışmasını oluşturan deneyler üç kısımda gerçekleştirilmiştir. Başlangıç deneylerini oluşturan birinci çalışmada statik yük altında model İHA'nın

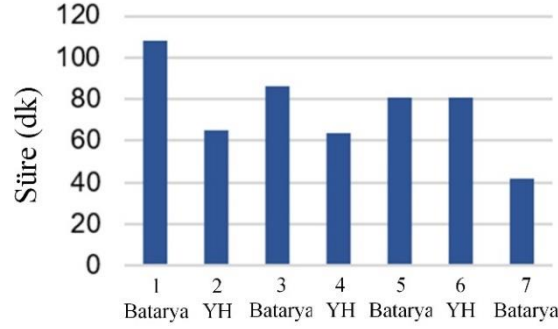
aynı koşullar altında yalnızca batarya, batarya ve güneş paneli ile batarya, güneş paneli ve yakıt hücresinin karşılaştırılması yapılmıştır. İkinci çalışmada ise, önerilen gömülü GYS ile birlikte üçlü hibrit yapının seyir uçuşu sırasındaki durumu incelenmiştir. Son çalışmada, model İHA için tırmanış, iniş ve manevra gibi aşamaların olduğu bir uçuş profili belirlenmiş ve hibrit sistem elemanlarında ve GYS’de bu profile uygun düzenlemeler yapılarak yer testleri gerçekleştirilmiştir.

Hibrit sistem başlangıç deneylerinde baz model olarak bataryalı bir İHA ile sisteme yakıt hücresi ve güneş paneli eklendiğindeki durumun karşılaştırması gerçekleştirilmiştir. Bu deney setinde DC yük ünitesinin sabit 50 W civarında güç ihtiyacı karşılanacak şekilde düzenleme yapılmıştır. Şekil 4.3’te başlangıç deneylerinden elde edilen veriler gösterilmektedir. Şekildeki YH kısaltması yakıt hücresini, GP ise güneş panelini ifade etmektedir. Grafikte dört farklı durumun sabit güç talebinde yükü karşılayabildikleri süreler ifade edilmiştir. Yakıt hücresi ve bataryanın birlikte olduğu deneylerde ilk önce bataryadan enerji sağlanması, batarya voltajının nominal voltaj olan 11,1 V değerine inmesi ile yakıt hücresinin yükü beslediği bir yapı oluşturulmuştur. İlk olarak sistemin sadece batarya tarafından beslendiği durumda voltaj nominal değere düştüğünde deney sonlandırılmıştır. Bir sonraki testte ise batarya yine ana kaynak olarak yer alırken güneş paneli yardımcı ünite olarak sürekli bir şekilde bataryayı şarj etmiştir. Üçüncü durum olarak batarya ve yakıt hücresi mikro denetleyici yardımıyla batarya voltaj durumunda göre sistemi beslerken, güneş paneli yalnızca yakıt hücresi aktifken bataryayı şarj etmiştir. Son durumda ise üçüncü durumdan farklı olarak güneş paneli sürekli olarak bataryayı şarj ederek sisteme enerji sağlamıştır. Hidrojen sarfiyatı toplamının 120 litre olduğu durumda yakıt hücresi sonlandırılarak, batarya deşarj olana kadar yük beslemesi sürmüştür.



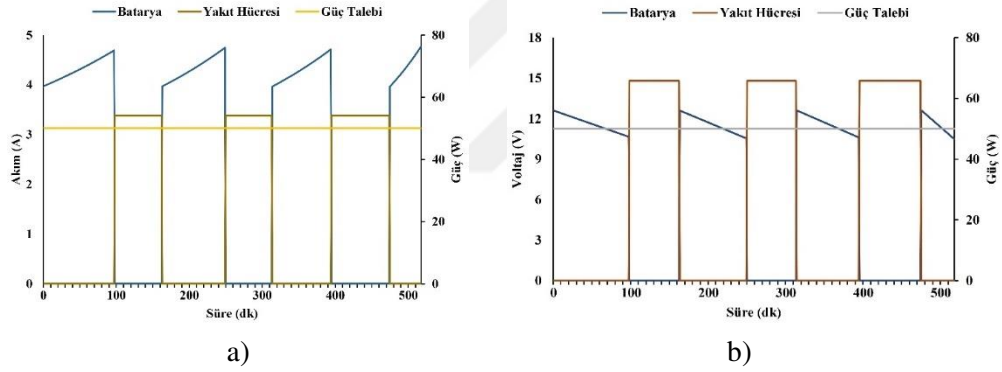
Şekil 4.3. Farklı güç sistem yapılarının karşılaştırılması

Şekil 4.4'te bu deney setinin son versiyonu olan batarya ve yakıt hücresinin beraber çalıştığı, güneş panelinin de sürekli olarak bataryayı şarj ettiği duruma ait veriler gösterilmektedir. Bataryanın ilk durumda yükü beslediği süre güneş panelinin de katkısıyla 100 dakikayı geçmiştir. Batarya nominal voltaja indiğinde yakıt hücresi yükü devralmış olup, batarya şarjının maksimum olduğu süre yaklaşık 64 dakika olmuştur. Toplamda dört kez batarya üç kez yakıt hücresi sisteme güç vermeye devam etmiştir. Yakıt hücresinin üçüncü kez yükü beslediği durumda hidrojen tamamen tükendiği için sistem bataryayı aktifleştirmiş, batarya şarjının tamamen dolu olmaması ve güneş akısının azalması nedeniyle deşarj süresi kısalmıştır.



Şekil 4.4. Batarya ve yakıt hücresi çalışma süreleri

Şekil 4.5'te başlangıç deneyinin en uzun versiyonuna ait zamana bağlı voltaj ve akım grafikleri gösterilmektedir.



Şekil 4.5. Zamana bağlı akım grafiği (a), voltaj grafiği (b)

4.3. Hibrit Model 1

Başlangıç deneylerinin ardından hibrit güç sisteminin optimum şekilde kullanılmasını amaçlayan bir GYS algoritması geliştirilmiştir. Bu deney setinde bir önceki bölümde verilen model hava aracının kavramsal tasarım hesaplamalarından elde edilen güç gereksinimi değeri kullanılmıştır. Model İHA'nın sadece gözlem amaçlı sabit irtifada sürekli seyir uçuşu yapacağı varsayılarak yalnızca seyir uçuşu güç gereksinimi değerine göre deneyler gerçekleştirilmiştir. Bu sistem için

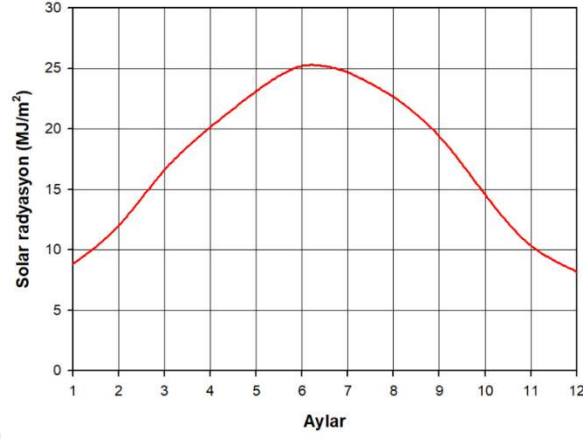
kullanılacak hibrit sistem elemanları batarya ve yakıt hücresi ana enerji sağlayıcı, güneş paneli ise yakıt hücresi yükü beslerken bataryayı şarj eden yardımcı enerji birimi olarak planlanmıştır.

HM1 algoritmasında batarya, İHA'nın güç ihtiyacı başladığı ilk andan itibaren yüke yeterli gücü sağlamaktadır. Daha sonra, batarya voltajı nominal değere (11,1 V) düştüğünde batarya bekleme moduna geçer ve yakıt hücresi GYS tarafından DC-DC röle yardımıyla yükü devralmaktadır. Bu aşamada, batarya bekleme konumundayken, aküyü 4 A ile maksimum voltaj 12,6 V' a kadar şarj etmek için güneş paneli kullanılmaktadır. Yakıt hücresi, batarya voltajı belirlenen voltaja ulaşıncaya kadar yükü karşılamaktadır ve batarya tamamen şarj olduğunda yakıt hücresi tekrar bekleme moduna geçmektedir. Bununla birlikte yakıt hücresinin gücü 100 W ile sınırlıdır; bu sebeple GYS yazılımında C kapasitesine bağlı olarak yüksek akımlara çıkabilen lipo bataryanın, güç talebinin 100 W'ı aştığı her durumda sistemi devralması planlanmıştır. Bu döngü depolanmış hidrojen ve yeterli güneş enerjisi kalmayıncaya kadar devam edecektir.

Deney çalışmalarının doğruluğunu arttırmak ve sistemde yer alan güneş panelinin etkisini görebilmek adına çok sayıda test gerçekleştirilmiştir. Bu etkiyi analiz edebilmek için deney sisteminin olduğu bölgedeki solar ışıınım verileri kaydedilmiştir.

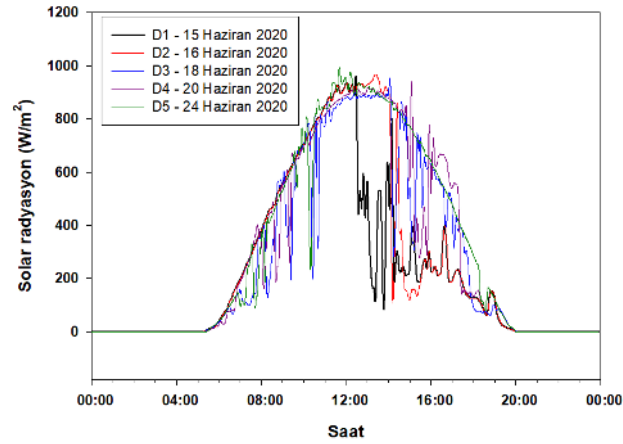
4.3.1. Solar radyasyon ölçümleri

Güneş enerjisi üretim seviyesini belirleyen güneş radyasyonu miktarı, konuma, zamana, hava durumuna ve yüksekliğe göre değişiklik gösterebilmektedir. Hibrit sistem yer test düzeneği Çukurova Üniversitesi Otomotiv Mühendisliği Hidrojen Laboratuvarına yerleştirilmiştir. Bu bölgede önceki yılların güneş radyasyonu verileri incelendiğinde, en yüksek radyasyonun haziran ayında meydana geldiği tespit edilmiştir. Model İHA'nın maksimum havada kalma süresini tespit etmek amacıyla hibrit sistem testleri haziran ayının içerisinde yapılmıştır. Adana ilinin güneş radyasyonu değerleri (MJ/m^2) Şekil 4.6'da gösterilmektedir (Canakci ve ark., 2013).



Şekil 4.6. Adana ilinin yıl içerisindeki solar radyasyon değerleri

Yer testleri haziran ayının çeşitli günlerinde gerçekleştirilmiştir. Şekil 4.7’de deneylerin gerçekleştiği günlerdeki saatlik radyasyon verileri gösterilmektedir. Bu veriler güneş radyasyonu değerlerinin bir piranometre ile sürekli olarak ölçüldüğü Adana Çukurova Üniversitesi Uzay Bilimleri ve Güneş Enerjisi Araştırma ve Uygulama Merkezi’nden alınmıştır.



Şekil 4.7. Deney günlerine ait solar radyasyon değerleri

Solar radyasyon verilerinin benzer olduğu günlerdeki sonuçlar birbirleri ile paralellik göstermektedir. Bazı günlerdeki bulutlanma sebebi ile solar ışınının azaldığı tespit edilmiştir. Bu sebeple sistemin daha iyi analiz edilebilmesi için test sonuçlarında en düşük (15 Haziran 2020) ve en yüksek (24 Haziran 2020) solar ışınının kullanıldığı iki farklı güne ait sonuçlar sunulmuştur. Deney sonuçları arasındaki farklılığı azaltma adına tüm yer testleri solar ışınının 800 W/m^2 civarlarına yaklaştığı saat 11.00'de başlatılmıştır.

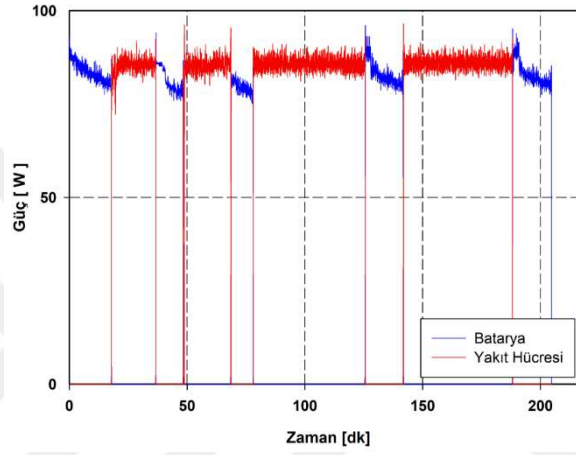
4.3.2. Hibrit Model 1 Yer Testi Sonuçları

Deney sonuçlarını değerlendirmek için her bir alt sistemin voltajını ve akımını ölçmek için sensörler uygun noktalara yerleştirilmiştir. Ayrıca yükün batarya voltajı ve güç ihtiyacına göre güç kaynaklarını hızlı bir şekilde değiştirmek için yakıt hücresi ve batarya hatlarına monte edilen DC-DC rölelerin doğru bir şekilde çalıştığı kontrol edilmiştir. Başlangıç deneylerinde gözlemlendiği kadarıyla lityum polimer bataryaların aynı anda şarj/deşarj durumunda pilin şişmesine ve performansının düşmesine neden olmuştur. Bu sebeple ikinci deney çalışmasında güneş paneli bataryayı yalnızca yakıt hücresi yükü beslerken şarj etmesi sağlanmıştır. Lityum bataryaların bu yapısından dolayı tez çalışmasının diğer deneylerinde yeni/kullanılmamış batarya sisteme dahil edilmiştir. Ayrıca, diğer testlerde aynı anda şarj/deşarj işlemi gerçekleştirilmemiştir.

4.3.2.1. D1 Deneyi

Şekil 4.8'de D1 deneyine yakıt hücresi ve bataryadan sağlanan zamana bağlı güç grafiği gösterilmektedir. Grafikte görülebileceği gibi, seyir uçuşu için güç talebi 18 dakika boyunca sadece batarya ile sağlanmıştır. Batarya voltajı 18 dakika sonunda 11,1 V'un altına düşmüştür ve aynı anda GYS, hibrit sistemin DC-DC röleleri enerji beslemesini bataryadan yakıt hücresine değiştirmiştir. Güç kaynağının bu değişimi sırasında, yakıt hücresi geçici olarak gerekli talebi karşılayamadığı için 50 milisaniyelik bir güç kaybı meydana gelmiştir. Ayrıca, her

10 saniyede bir gerçekleşen yakıt hücresinin tahliye işlemi nedeniyle güç beslemesinde dalgalanmalar gözlemlenmiştir. Bu dalgalanmalar milisaniyeler içerisinde gerçekleştiğinden ve grafikte karmaşıklığa sebep olduğundan ihmal edilmiştir. Diğer yandan, bataryanın geçiş durumlarında hızlı dinamik tepki gösterdiği tespit edilmiştir.

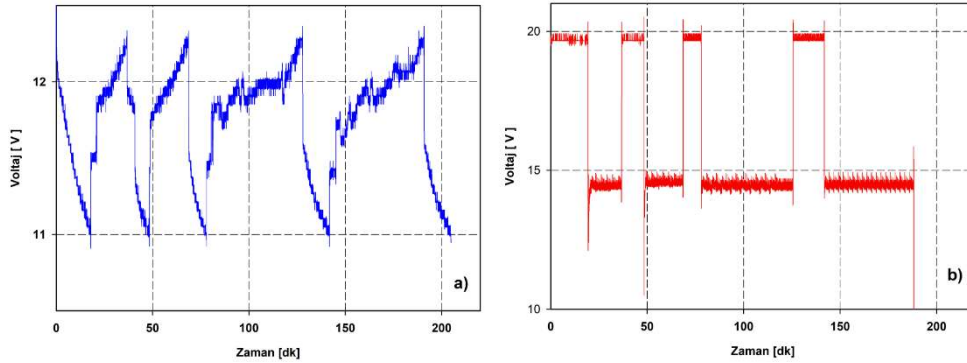


Şekil 4.8. D1 deneyi güç-zaman grafiği

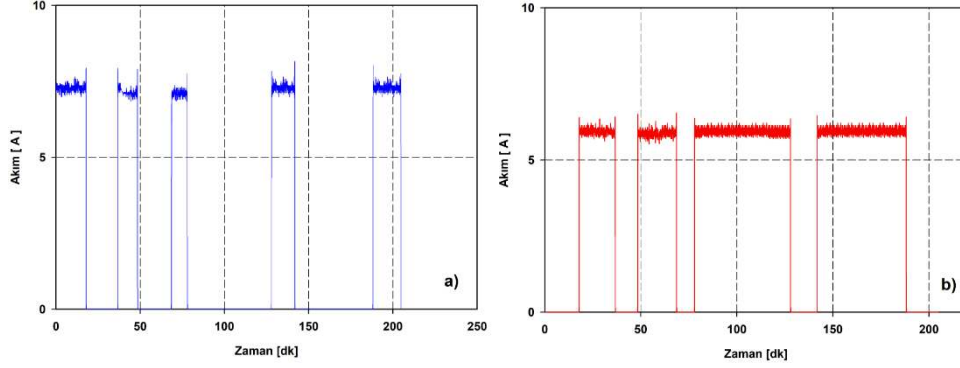
Yakıt hücresinin yük talebini karşılamak için gerekli gücü üretmeye başladığında, batarya güneş sistemi tarafından şarj edilmeye başlanmıştır. Lityum polimer bataryalara hücrelerin tamamının dengeli bir şekilde şarj olması gerekmektedir. Bu sebeple sistemde bir balanslama devresi kullanılmıştır. Dengeleme işlemi nedeniyle bataryanın 12,6 V maksimum gerilime ulaşması uzun zaman almaktadır. Bu sebeple optimum geçiş aralığı sağlanması için GYS yazılımında batarya voltajı 12,4 V' a ulaştığı anda bataryanın tekrar yükü devralması sağlanmıştır. D1 testleri sürecinde batarya ve yakıt hücresi sistemi sırasıyla beş ve dört döngü için yük talebini karşılamıştır. Ayrıca, yakıt hücresi operasyonu boyunca, yakıt hücresi sisteminin hidrojen tüketimi yaklaşık 0,9 slpm olarak ölçülmüştür. Yakıt hücresi tüm bu dört çalışma süresi içinde toplam 132

dakika çalıştırılmıştır ve İHA'nın kavramsal tasarımı için planlanan 120 litre hidrojen tüketimi gerçekleşmiştir.

Şekil 4.9 ve 4.10'da sırasıyla batarya ve yakıt hücresinin voltaj/akım ölçüm sonuçları gösterilmektedir. Deneyler tam dolu bir batarya ile başlatılmıştır. Sistemden güç talebi ilk olarak bataryadan sağlandığında ani bir voltaj düşüşü gözlemlenmiştir. Ek olarak, yük ünitesi sabit bir akımda çalıştırıldığı için doğrusal bir voltaj düşüşü ölçülmüştür. GYS, batarya geriliminin nominal değerinin altına düştüğü anda batarya ile yük ünitesi ile bağlantısını kesmektedir. Bu sırada batarya yüksüz konuma düştüğünden batarya geriliminin anında 11,5 V civarına çıktığı gözlemlenmiştir. Test sonuçlarına göre yakıt hücresi sistemi ilk iki çevrimde ortalama 19 dakika çalışmasına rağmen bu süre son iki döngüde yaklaşık 47 dakikaya çıkmıştır. Bu durumun sebebi bulutlu hava nedeniyle azalan güneş akısı ve bunun paralel olarak bataryanın daha uzun sürede şarj olmasıdır.

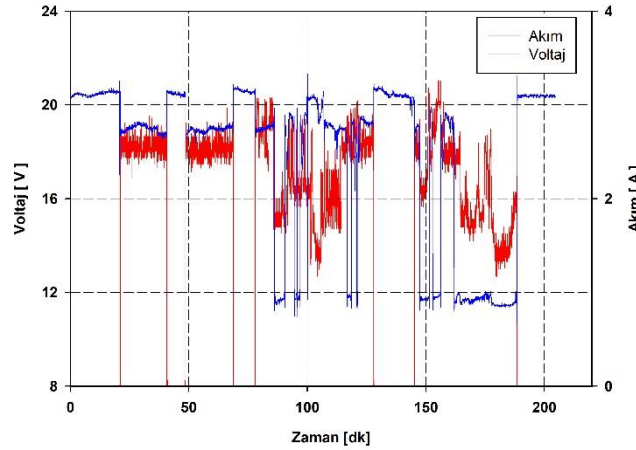


Şekil 4.9. D1 deneyi gerilim-zaman grafikleri batarya (a), yakıt hücresi (b)



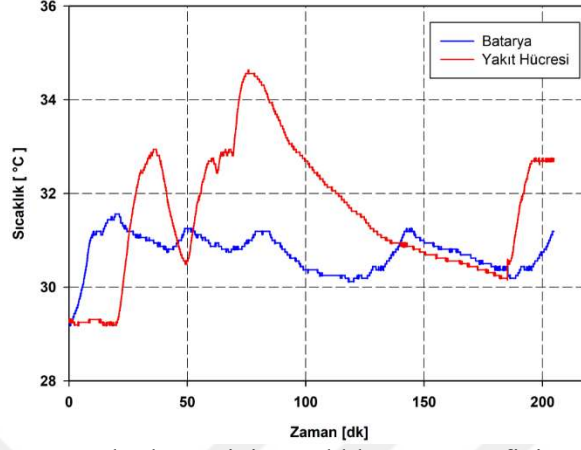
Şekil 4.10. D1 deneyi akım-zaman grafikleri batarya (a), yakıt hücresi (b)

Şekil 4.11'de güneş paneline ait zamana bağlı akım ve voltaj grafiği gösterilmektedir. Bu deney sırasında güneş paneli bataryayı ilk döngüde 18 dakikada şarj etmiştir. Deneyin başlamasından yaklaşık 90 dakika sonra panelin olduğu konumda bulut kümesi oluşmuş ve bu durum panelin çıkış gücünü azaltmıştır. Bu nedenle, pil şarjının üçüncü ve dördüncü döngülerinde, güneş radyasyonunun azalmasına paralel olarak, bataryanın şarj süresi uzamıştır. Güneş sisteminin şarj kapasitesinin azalması, yakıt hücresinin daha uzun süre çalışmasına ve daha fazla hidrojen tüketimine neden olmuştur.



Şekil 4.11. D1 deneyi güneş paneli akım/voltaj-zaman grafiği

Yakıt hücrelerinin ve bataryaların çalışma sıcaklığının performansları üzerinde önemli bir etkisi vardır (Gong ve ark., 2016). Sıcaklığın artması membran iletkenliği arttıran ve yakıt hücresinin nemini istenilen seviyelerde olmasını sağlamaktadır. Düşük güç taleplerinde ise membranların kurummasını önlemek amacıyla düşük sıcaklıkta çalışma gerçekleştirilir. Yakıt hücresi kontrolü tarafından ayarlanan çalışma sıcaklığı ve hava/hidrojen akış hızı birbirleri ile ilişkili olarak düzenlenmektedir. Yakıt hücresi yığını yüksek sıcaklıklarda çalıştığı takdirde, membran iletkenliği yoluyla aktivasyon kayıplarını azaltarak gelişmiş performans elde edilebilir. Bu nedenle, çalışma sıcaklığını uygun sınırlar içinde tutmak için gerekli durumlarda yakıt hücresi kontrolörü tarafından bir fan etkinleştirilir. Şekil 4.12, batarya ve yakıt hücresi yığını yüzeylerinin zamana karşı sıcaklık (°C) değişimini göstermektedir. H-100 yakıt hücresi 65 °C'de çalışacak şekilde tasarlanmıştır ve çıkış havası sıcaklığı 55 °C'ye ulaşabilir. Bununla birlikte, yakıt hücresi yığınının dış tarafı, metal kaplaması nedeniyle nispeten daha düşük sıcaklıktadır. Şekil 4.12'de yakıt hücresi sıcaklığı belli bir değerin üzerine çıktıktan sonra fanın sıcaklığı düşürmeye başladığı görülmektedir. Ayrıca, yığın ve ortam sıcaklığının 45 °C'yi aşması durumunda, kontrolör sistemin çalışmasına izin vermeyecek veya çalışan sistemi durduracaktır. Böyle bir durumda, GYS tarafından gerekli gücün bataryadan sağlanması planlanmıştır. Ek olarak, bataryanın çalışma durumunda bir miktar ısındığı, ancak bekleme konumunda iken tekrar oda sıcaklığına ulaştığı gözlemlenmiştir. Batarya ve yakıt hücresinin mini-İHA gövdesinin uygun yerlerinde konumlandırılacağı ve hava ile temas edeceği düşünüldüğünde herhangi bir ısınma probleminin oluşması beklenmemektedir.

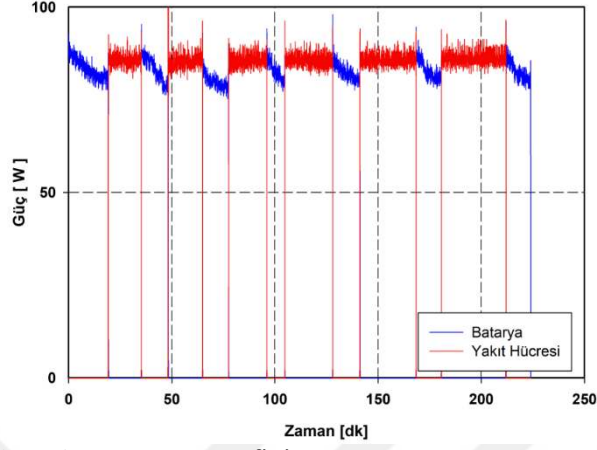


Şekil 4.12. Batarya ve yakıt hücresinin sıcaklık-zaman grafiği

D1 deneyi havanın kısmen bulutlu olduğu bir günde yapılmış ve önerilen hibrit algoritması ile üçlü güç ünitesi ile statik olarak yaklaşık 80 W'lık güç talebinde model İHA'nın 3 saat civarında havada kalabileceği tespit edilmiştir.

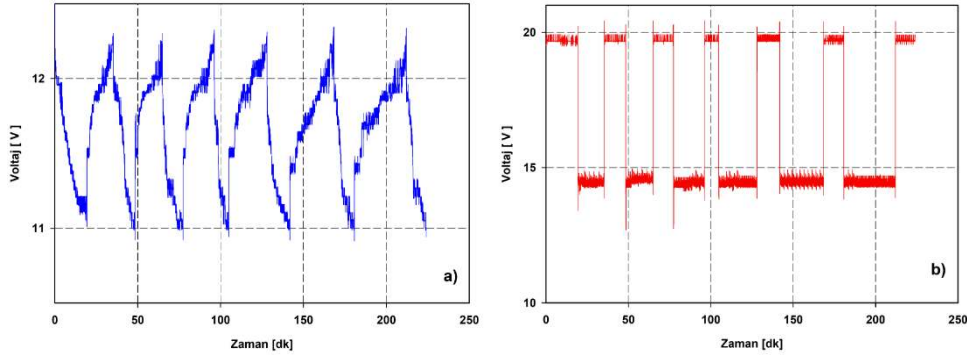
4.3.2.2. D5 Deneyi

15 Haziran 2021'de gerçekleştirilen D1 deneyinin ardından farklı günlerde D2, D3, D4 ve D5 deneyleri gerçekleştirilmiştir. Bu deneylerde ölçülen solar radyasyon değerleri birbirlerine yakın olmakla birlikte D1 deneyi ile karşılaştırma adına solar ışıınının bir miktar daha yüksek olduğu D5 deney sonuçları sunulacaktır. Şekil 4.13'te yeşil renkle gösterilen radyasyon verilerinde deneyin başladığı saatlerde 1000 W/m^2 civarında solar ışıının ölçülmüştür. D1 deneyinde solar ışıının değerlerinde öğleden sonra dalgalanmalar yaşanırken D5 deneyinde normal bir eğilim çizgisi oluşmuştur.



Şekil 4.13. D5 deneyi güç-zaman grafiği

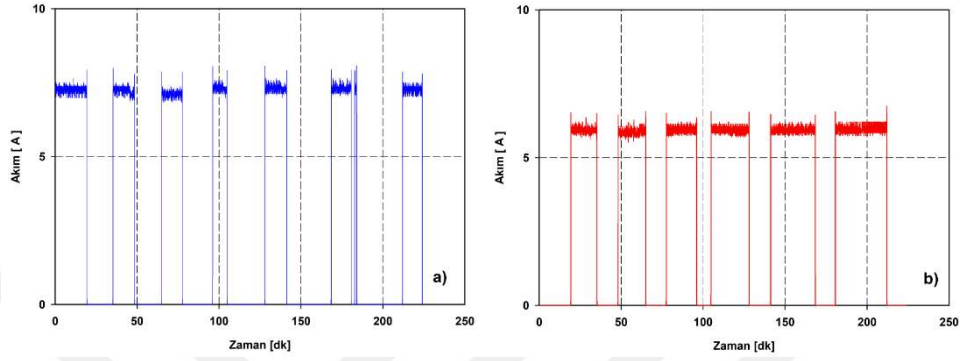
Şekil 4.14'te D5 deneyine ait batarya ve yakıt hücresinin gerilim değişimi gösterilmektedir. Güneş paneli tarafından batarya sürekli maksimum akımda şarj edildiği için periyodik olarak dönüşümler gerçekleşmiştir. Şarj süreleri uzamadığından dolayı yakıt hücresi D1 deneyine göre daha sık aralıklarda devreye girmiştir.



Şekil 4.14. D5 deneyi gerilim-zaman grafikleri batarya (a), yakıt hücresi (b)

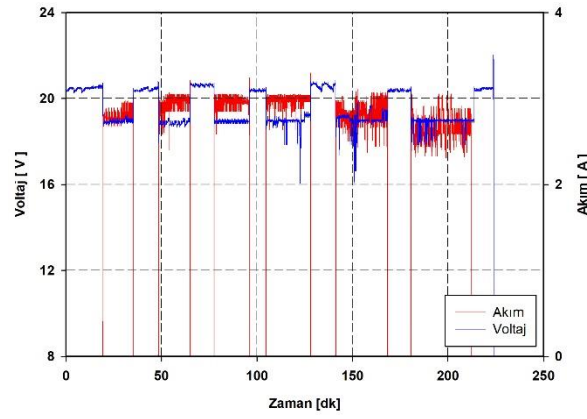
Şekil 4.15'te ise D5 deneyine ait batarya ve yakıt hücresinin zamana bağlı akım grafikleri gösterilmektedir. Yakıt hücresinin son iki döngüde güneş akısının nispeten azalması ile birlikte biraz daha uzun süre devrede kaldığı görülmüştür.

Son durumda D1 deneyinde 203 dakika civarındaki deney süresi, aynı hidrojen miktarında 224 dakikaya ulaşmıştır.



Şekil 4.15. D5 deneyi akım-zaman grafikleri batarya (a), yakıt hücresi (b)

D5 deneyinin gerçekleştiği günün genelinde havanın açık olduğu gözlemlenmiştir. Bununla birlikte deneyin son bir saati içerisinde Şekil 4.16'dan da görüleceği gibi zaman zaman şarj akımında dalgalanmalar yaşanmıştır.



Şekil 4.16. D5 deneyi güneş paneli akım/voltaj-zaman grafiği

4.3.3. Hibrit Model 1 Değerlendirmesi

Hibrit sistem bir hava aracında kullanılacağından dolayı sistemin güvenilirliğinin yüksek olması önemlidir. Bu sebeple öncelikle yer testlerinde tüm detayların incelenerek yazılımın bu durumlara göre güncellenmesi gerekmektedir. Ayrıca, farklı mini-İHA türlerinin misyonlarına göre farklı gereksinimlere sahip olabilmeleri nedeniyle hibrit sistem elemanlarının tespiti ve GYS tasarımlarının geliştirilmesindeki planlamanın kavramsal tasarım aşamasında yapılması yerinde olacaktır. Bu tez çalışmasında mini-İHA'ların havada kalma süresini düşük emisyonlu sistemler kullanılarak artırılması amaçlanmıştır. Kavramsal tasarımı yapılan mini-İHA'nın ilk aşamada sabit hız ve irtifada seyir uçuşu yapan bir model olarak üçlü bir hibrit yapı ile misyonuna uygun bir hibrit algoritması ile zemin testleri gerçekleştirilmiştir. Bu deneylerden elde edilen sonuçlar kısaca özetlenecek olursa;

- Model İHA'nın ani güç gereksinimlerinin kısa süreli olacağı düşünüldüğünden batarya ana enerji kaynağı olarak düşünülmüştür ve yakıt hücresi ile geçiş yaparak yük beslemesi yapılmıştır. Batarya her döngüde nominal voltajın altına indiğinden manevra ve tırmanma aşamalarının çok olduğu durumlarda batarya gerekli desteği sağlamayabilir. Bu durum için algoritmanın yenilenmesi gerekecektir.
- Güneş panellerinin performansı mevsim, saat, irtifa, konum vb. birçok faktöre bağlı olan güneş ışıınım değeriyle değişmektedir. Bu nedenle sürekli olarak değişkenlik gösteren bu yapı özellikle alçak irtifa mini-İHA'larda istenilen etkiyi göstermesini engellemektedir. Ağırlık etkisi de hesaba katıldığında güneş panelinin ışıınının düşük olduğu günlerde kullanımı sistemin güç talebini artıracak, havada kalma süresini azaltacaktır.

- Yakıt hücresinin her 10 saniyede bir tahliyesi esnasında yük kaybı olduğu, akımın çok fazla düştüğü tespit edilmiştir. Çok kısa zaman aralığında oluşan bu durum hava aracında olması halinde tutunma kaybına neden olabilir. Önlem amaçlı bataryanın devreye girmesi ise mevcut lityum polimer bataryaların kullanım ömrünün azalmasına sebep olacaktır. Bu nedenle yakıt hücreleri ile paralel çalışacak bir çözüm geliştirilmesi güvenilirliği arttıracaktır.
- Döngüler boyunca sürekli şarj/deşarj olma durumu bataryanın ömrünü azaltması ve yakıt hücresinin batarya dolu iken bekleme modunda olması sistemin dezavantajları olarak görülmektedir. PEM yakıt hücrelerinin mevcut membran yapısı nedeniyle bekleme modunda dahi hidrojen kullanılmasını gerektirmektedir. Düşük yük akımı seviyelerinde katot boyunca oluşması muhtemel aşırı hava akışı membranların kurumasına neden olabilir. Bununla birlikte, yakıt hücrelerinin yavaş tepki süreleri sürekli kapanıp açılma durumu için bir sorun teşkil etmektedir.

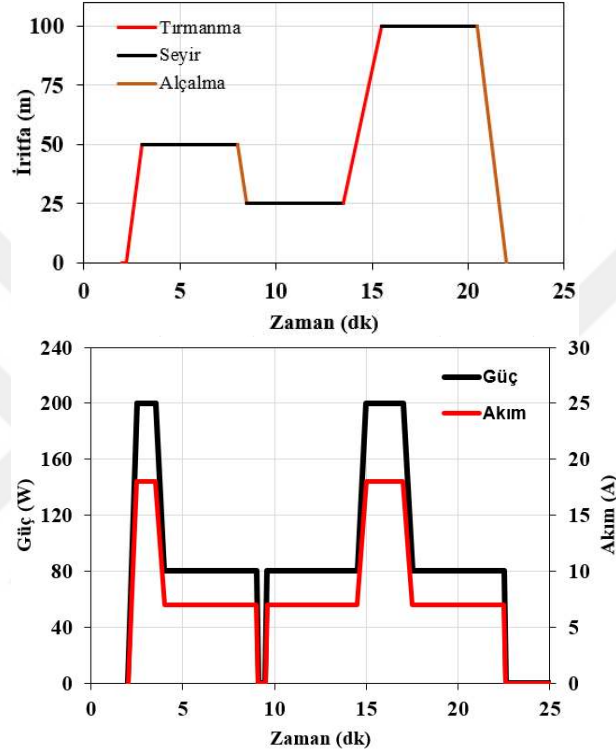
4.4. Hibrit Model 2

HM1 deneyleri sonucunda elde edilen bulgular değerlendirildiğinde yüksek güç talebinin daha fazla gerektiği, yılın ve günün her zamanında kullanılabilecek bir mini-İHA tasarımı için alternatif bir hibrit model (HM2) oluşturulmuştur. HM1'in boru hattı izleme gibi sabit bir rotada yalnızca seyir uçuşu misyonuna sahip bir mini-İHA'da kullanılacağı ön görülürken; aynı model İHA ile çok sayıda manevra, alçalma ve tırmanma yapılabilecek görevlerde kullanımı adına HM2 tasarımı gerçekleştirilmiştir. Bu yapıda meteorolojik bağımlılığı azaltmak için güneş paneli sistemden çıkarılmıştır. Yakıt hücresi ana enerji kaynağı olarak düşünülmüş, batarya yalnızca yüksek güç taleplerinde yakıt hücresi ile paralel olarak yükü devralması planlanmıştır. Ayrıca yakıt hücresinin mevcut yapısından dolayı oluşan yük kaybını önlemek amacıyla sisteme paralel olarak bir süper kapasitör eklenmiştir.

Yakıt hücresinin akım değeriindeki periyodik keskin düşüşler, yakıt hücresi kontrolörünün kısa devre başlatması ve tahliye işleminden kaynaklanmaktadır. Bataryanın bütün bu yük kayıplarında devreye girmesi bataryaya zarar vereceğinden alternatif olarak düşünülen bir süper kapasitör, yakıt hücresi ile paralel olarak sisteme entegre edilerek, anlık güç kayıplarında yükü beslemesi planlanmıştır. Süper kapasitörler bataryalara kıyasla daha yüksek güç ve düşük enerji yoğunluklarına sahip, aşırı şarj toleransı yüksek, düşük bakım maliyetli ve geniş sıcaklık aralığında çalışan depolama araçlarıdır. Süper kapasitörler alternatiflerine göre daha yeni teknoloji olup, İHA'lar gibi mobil sistemlerde kullanımı adına çalışmalar kısıtlıdır. HM2 sisteminde süper kapasitörün kullanım amacı, yakıt hücresinin güç yoğunluğunu arttırarak hızlı tepki vermesi ile daha güvenilir bir yapı oluşturmaktır.

Yakıt hücreleri optimum olarak sabit yük ortamında çalışmaktadır. Dinamik güç taleplerinde yakıt hücrelerinin test edilmesi gerçekçi uçuşların simülasyonu açısından önemlidir. HM2'nin değerlendirilmesi adına oluşturulan dinamik uçuş profili Şekil 4.17'de gösterilmektedir. Bu profilde hava aracı elle fırlatıldıktan sonra belirlenen irtifaya kadar tırmanma fazında olacak ardından belirli bir süre seyir uçuşu gerçekleştirecektir. Ardından manevra veya alçalıp tekrar yükselme yaparak bir süre daha seyir uçuşu yapıp ardından alçalarak iniş ile uçuşu tamamlayacaktır. Böylelikle sistemde birkaç kez farklı güç taleplerinin oluşacağı bir yapı oluşturulmuştur. Düşük veya yüksek güç taleplerinde yakıt hücresi sistemlerinin dezavantajları ortaya çıkmaktadır. Düşük güç seviyelerinde membran kuruması oluşabilirken yüksek güç taleplerinde verim azalması, sıcaklık artışı ve katotta oksidan azlığı, su birikmesi vb. birçok olumsuz durum yaşanabilmektedir. HM2 algoritması öncelikle sistemde yeterli hidrojen bulunup bulunmadığı kontrol etmektedir. Ardından yeterli hidrojenin olduğu durum için yük talebinin 80 W'ın altına ya da üstünde olup olmadığı değerlendirilmektedir. 80 W altı içinse batarya şarjı tam dolu değilse yakıt hücresi hem yükü besleyecek hem de bataryayı şarj edecektir. 80 W üstü durumlarda güç talebi batarya ve yakıt

hücresinden ortak karşılanacak bu durumda batarya şarj edilmeyecektir. Hidrojenin tükendiği durumda yer kontrol birimine ikaz ulaşarak acil iniş yapılması gerektiği bildirilecektir.



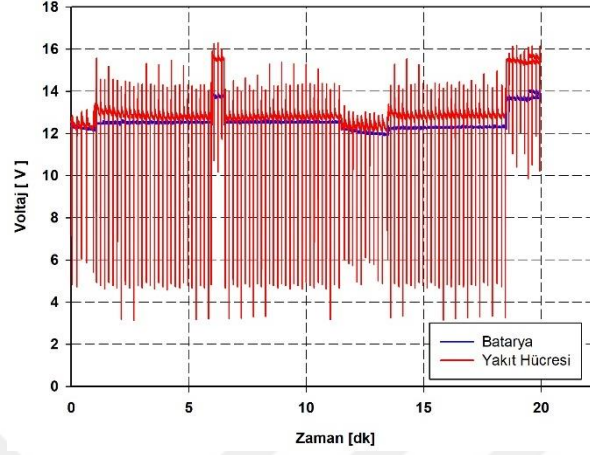
Şekil 4.17. HM2 için planlanan örnek uçuş profili

Süper kapasitörün hibrit sistem ile çalışmasının diğer bir avantajı ani yük değişimlerindeki yanıt süresini hızlandırmasıdır. HM1 çalışmasında yükün bataryadan yakıt hücresine geçişleri esnasında kontrolörün membranlara olası zararı önlemesi için yavaş tepki gösterdiği gözlemlenmiştir. Bu durum istenilen akım seviyesine ulaşılmasını 2-3 saniye civarında sürmesine neden olmaktadır. Ancak HM2’de sisteme dahil edilen kapasitör ile bu gecikmenin ortadan kalkması amaçlanmıştır.

4.4.1. Hibrit Model 2 Yer Testi Sonuçları

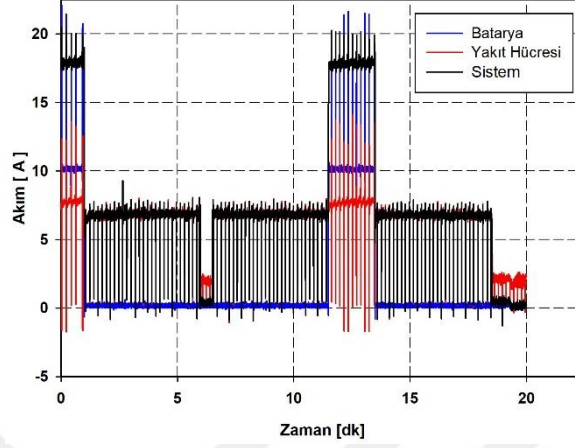
HM2 yer testlerinde kullanılacak hibrit sistem elemanlarının voltajları gerilim azaltıcı ile aynı değere getirileceğinden dinamik güç değişimleri akım değerinin değiştirilmesi ile gerçekleştirilmiştir. Sistem güvenilirliği test etmek için öncelikle yakıt hücresi ve batarya ayrı ayrı olarak dönüştürücü ve GYS yardımıyla yüke bağlanmıştır. Ardından süper kapasitör ve yakıt hücresi paralel bağlanarak yük beslemesi kontrol edilmiştir. Sistemin düzgün çalıştığı gözlemlendikten sonra HM2 algoritması GYS'ye tanımlanmıştır. Süper kapasitörün hibrit sisteme olan etkisini incelemek amacıyla HM2 öncelikle süper kapasitör kullanılmadan 20 dakikalık uçuş simüle edilmiştir. Ardından süper kapasitör sisteme dahil edilerek aynı koşullardaki yer testi uygulanmıştır. Testlerin doğruluğunu artırmak adına süper kapasitörlü ve süper kapasitörsüz olarak yapılan deneyler beşer kez tekrar edilmiştir. Yakıt hücresi, batarya, süper kapasitör ve yükün voltaj, akım ve sıcaklık değerlerinin elde edildiği testlerde her saniyede iki veri alınmıştır. Deneyler sonucunda elde edilen bulgular aşağıda sunulmuştur.

Şekil 4.18'de hibrit sistemde batarya ve yakıt hücresinin yer aldığı dinamik yük testine ait zamana bağlı gerilim grafiği gösterilmektedir. Yakıt hücresinin her 10 saniyede birçok kısa süre içerisinde gerçekleşen tahliye sırasındaki voltaj düşüşleri gözlemlenmiştir. HM2 içerisinde belirlenen akım değeri altında yalnızca yükü yakıt hücresi beslediğinden bu durumlarda batarya devreye girmemiştir. Bununla birlikte mini-İHA'nın alçalma zamanlarında güç talebi olmadığından bu sürelerde batarya görece yüksek akımla şarj olmaktadır. Bu sebeple de grafikte batarya gerilim değeri bu süreler içerisinde 14 V değerine kadar yaklaşmaktadır.



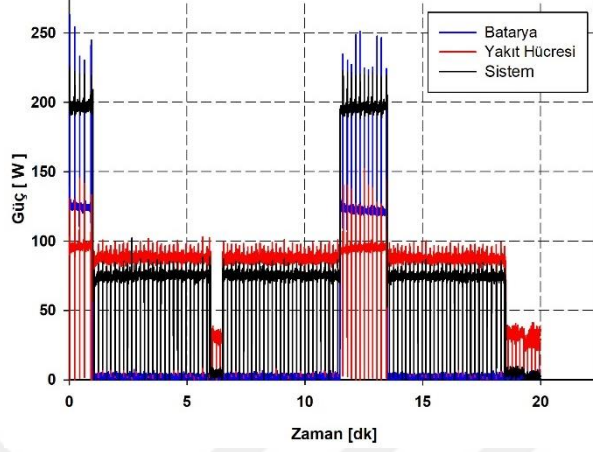
Şekil 4.18. HM2 testi gerilim-zaman grafiği (süper kapasitörsüz)

Yakıt hücresi tahliye işlemi sırasında voltaj ile birlikte anlık akım düşüşü de yaşanmaktadır. Şekil 4.19’da kapasitörsüz HM2 testi için batarya, yakıt hücresi ve yüke ait akım değerlerinin zamana bağlı değişimi gösterilmektedir. HM2 algoritması içerisinde yüksek güç taleplerinde batarya ve yakıt hücresi birlikte yükü karşılamaktadır. Bu süreleri içeren 0-1 ve 11,5-12,5 dakikalar arasında yakıt hücresindeki akım kayıplarında bataryanın devreye girerek sistem toplam akımını 18 A civarına çıkardığı tespit edilmiştir. Bununla birlikte, yalnızca yakıt hücresinin yükü beslediği düşük akım seviyelerindeki güç kayıplarında sistem akım değeri yakıt hücresi akım değeri ile paralel olarak düşmüştür. Ayrıca, sistemden akım talebinin olmadığı alçalma zamanları için yakıt hücresi akım değerinin bataryayı şarj etmesi sebebi ile sistemin toplam akım değerinden yüksek olduğu görülmüştür.



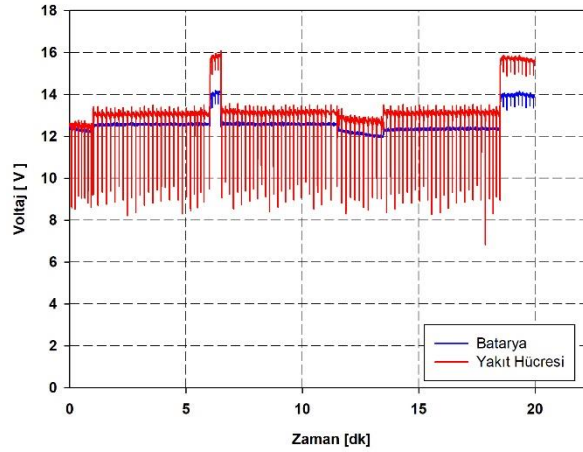
Şekil 4.19. HM2 testi akım-zaman grafiği (süper kapasitörsüz)

HM2 için belirlenen uçuş profili için temel olarak 0, 80 ve 200 W güç taleplerinin olduğu durumlar yer almıştır. Bataryanın tepki süresinin yakıt hücresine göre daha hızlı olması nedeniyle Şekil 4.20’de görüldüğü gibi anlık yakıt hücresinin yük kayıplarında batarya devreye girmiş fakat milisaniyeler içerisinde gerçekleşen bu durumlarda istenilenden daha fazla güç üretildiği gözlemlenmiştir. Akım grafiğine benzer olarak yalnızca yakıt hücresinin güç ürettiği süreçlerde sistem gücünün anlık olarak çok azaldığı tespit edilmiştir. Güç gereksiniminin 80 W olduğu durumlarda yakıt hücresi çıkış gücünü sistem yükünden daha fazla olduğu görülmektedir. Bu süreçte yakıt hücresi balans devresi üzerinden bataryayı şarj etmektedir. Ayrıca yakıt hücresindeki periyodik yük kayıpları sırasında bataryanın sistem gücünü sağlamak için devreye girdiği ancak zaman zaman talep edilenden çok daha fazla güç üretildiği gözlemlenmiştir. HM2 deneylerinde süper kapasitörün etkisini gözlemleyebilmek adına örneklem sayısı her saniyede 10 veri olacak şekilde düzenlenmiştir. Böylelikle anlık güç kayıpları ve geçişler arasındaki yanıt süreleri ile doğruluğu daha net ortaya konulmuştur.



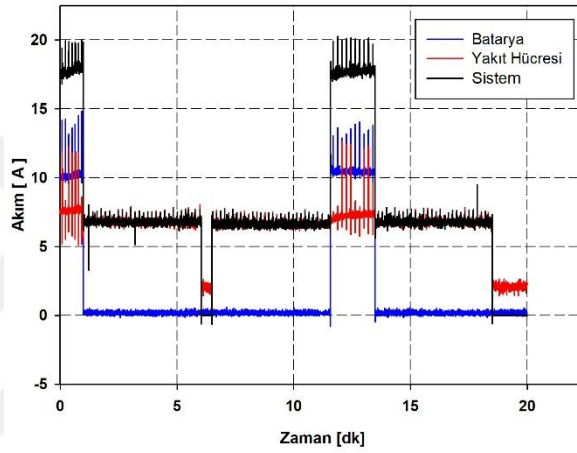
Şekil 4.20. HM2 testi güç-zaman grafiği (süper kapasitörsüz)

Birinci HM2 deneylerinin ardından süper kapasitör yakıt hücresine paralel bağlanarak aynı koşullar altındaki zemin testlerine tabii tutulmuştur. Şekil 4.21’de kapasitörlü HM2 testlerine ait batarya ve yakıt hücresinin zamana bağlı gerilim değişimi gösterilmektedir. 20 dakikalık süre boyunca batarya toplamda 3 dakika yükü beslemiştir. Kalan süre içerisinde yakıt hücresi tarafından şarj edilmiştir. Süper kapasitörün tahliye sırasında yükün yakıt hücresine kalan kısmını anlık olarak karşılaması sayesinde yakıt hücresinden çekilen akım azaldığından voltaj düşüşü sınırlı kalmıştır.

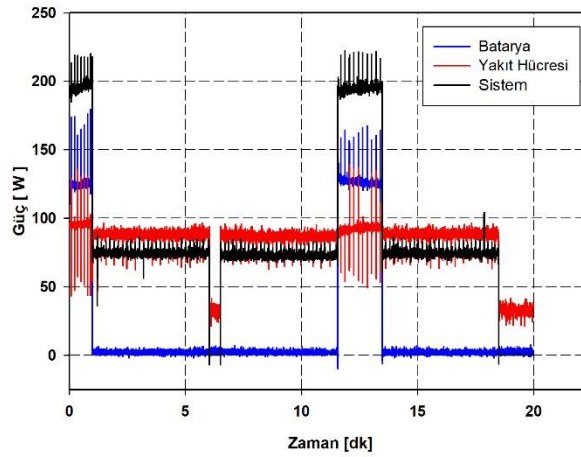


Şekil 4.21. HM2 testi gerilim-zaman grafiği (süper kapasitörlü)

Şekil 4.22 ve 4.23'te süper kapasitörün kullanıldığı HM2 testine ait zamana bağlı akım ve güç değişimi sırasıyla gösterilmektedir. Batarya, yakıt hücresi ve süper kapasitörün aynı anda yükü beslediği yüksek akım talepleri esnasında bataryanın anlık olarak yüksek akım verdiği görülmektedir. Yakıt hücresi ve süper kapasitörün beraber yükü beslediği durumlarda ise sistemin güç kaybı yaşamadığı gözlemlenmiştir.

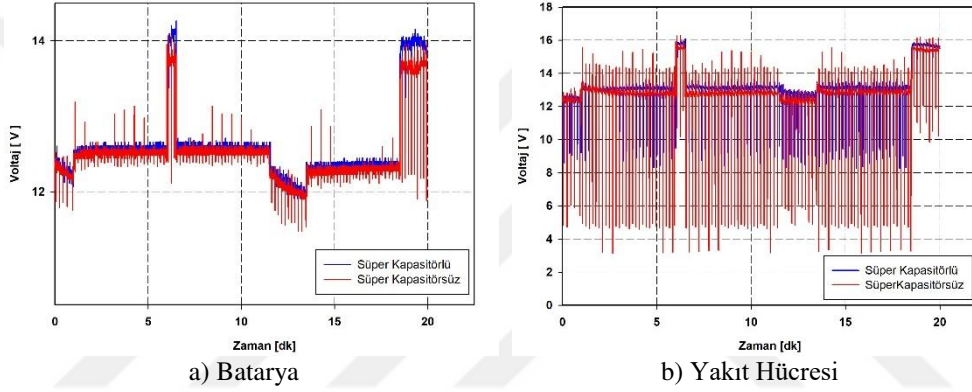


Şekil 4.22. HM2 testi akım-zaman grafiği (süper kapasitörlü)



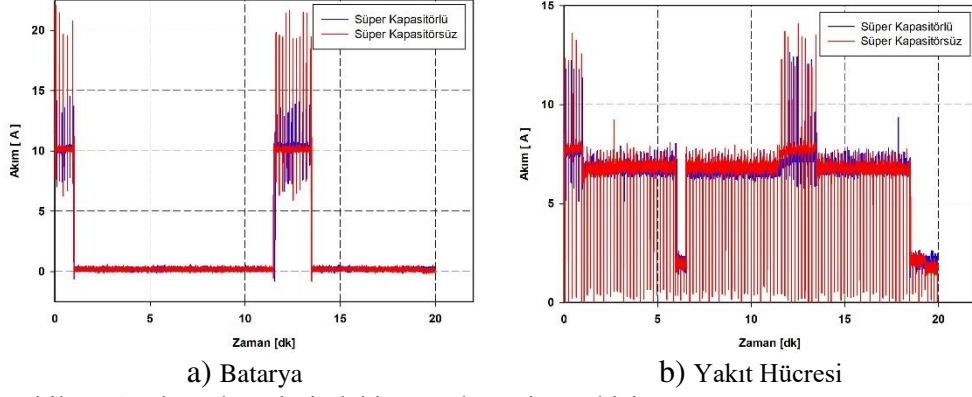
Şekil 4.23. HM2 testi güç-zaman grafiği (süper kapasitörlü)

Süper kapasitörün hibrit sisteme olan etkisinin daha iyi anlaşılabilmesi için karşılaştırmalı gerilim, akım ve güç grafikleri ortaya konulmuştur. Şekil 4.24'te süper kapasitörlü ve süper kapasitörsüz testlerdeki batarya ve yakıt hücresi gerilim değerleri gösterilmektedir. Bataryanın devrede olduğu sürede anlık gerilim düşüşünün süper kapasitörsüz modelde daha fazla olduğu tespit edilmiştir. Anlık güç kaybını karşılamak için devreye giren bataryanın gerilimindeki düşüş bu durumun sebebi olarak söylenebilir.



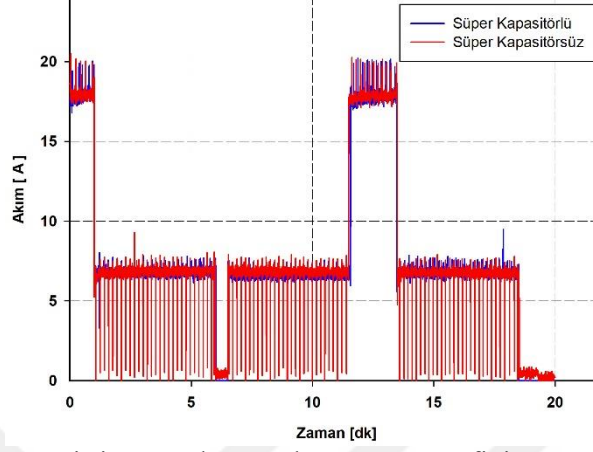
Şekil 4.24. Gerilim değerlerindeki süper kapasitör etkisi

Şekil 4.25'te batarya ve yakıt hücresinin zamana bağlı akım değişimleri sırasıyla gösterilmektedir. Kapasitörün pozitif etkisi ile birlikte bataryadaki akım değişimlerinin daha seyrek, bununla birlikte yakıt hücresi akım değerindeki kayıpların azaldığı tespit edilmiştir.

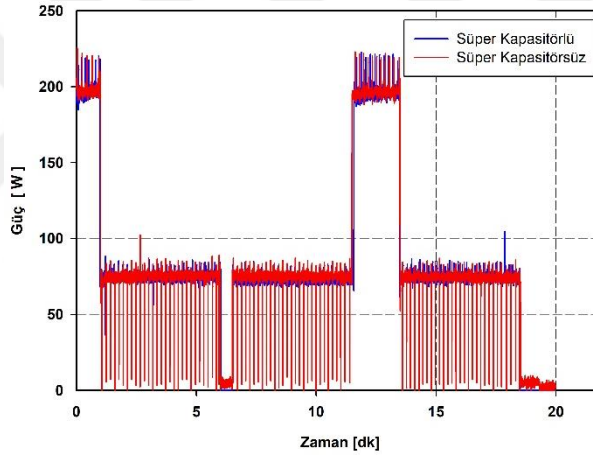


Şekil 4.25. Akım değerlerindeki süper kapasitör etkisi

Süper kapasitör etkisinin daha iyi anlaşılması yük ünitesinin zamana bağlı akım ve güç grafikleri Şekil 4.26 ve 4.27’de gösterilmiştir. İki grafikte de süper kapasitörün sisteme dahil olması birlikte yük tarafında daha stabil bir durum yaşandığı gözlemlenmiştir. Kapasitörle birlikte yüksek-düşük akım geçişlerindeki doğruluğun arttığı, düşük akım seviyelerinde yük karşılamının daha güvenilir olduğu tespit edilmiştir. 60 saniye süren 200 W’lık güç talebi sonrası yükün yalnızca yakıt hücresi tarafından karşılandığı anda süper kapasitör kullanıldığı durumda geçişin daha yumuşak olduğu görülmektedir.

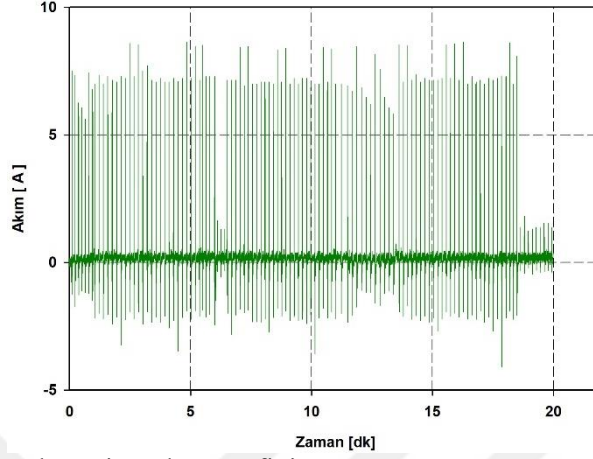


Şekil 4.26. HM2 testi sistem yükünün akım-zaman grafiği



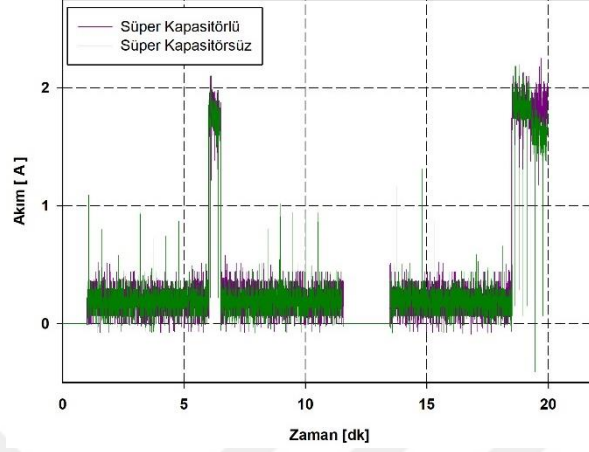
Şekil 4.27. HM2 testi sistem yükünün güç-zaman grafiği

Şekil 4.28'de hibrit sistemde yer alan süper kapasitörün deney sırasındaki akım grafiği gösterilmiştir. Yüğü besleme ve bataryayı şarj etme olarak temel iki görevi olan yakıt hücresinin periyodik kısa devrelerinde 20 dakikalık süre boyunca süper kapasitörün devreye girdiği gözlemlenmiştir. Zaman zaman 8 A' i aşkın akım çıkışı olduğu tespit edilmiştir. Bununla birlikte, grafiğin x ekseninde sıfırın altında kalan kısım ise süper kapasitörün dolum akımını göstermektedir.



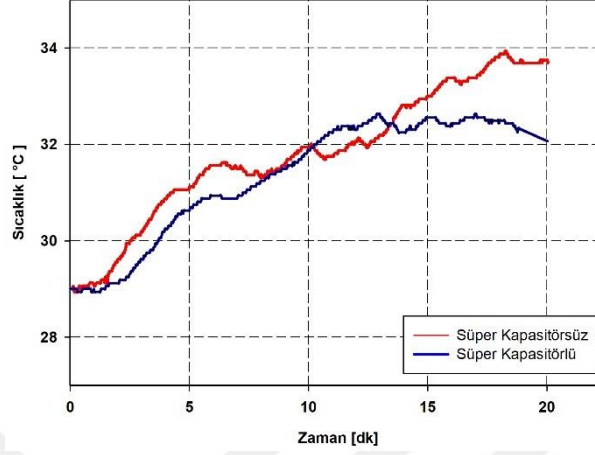
Şekil 4.28. Süper kapasitör akım grafiği

Çalışma kapsamında tercih edilen H-100 yakıt hücresinin maksimum çalışma akımı 8,4 A'dır. Mini-İHA'nın seyir uçuşu için gerekli akımın yakıt hücresi sınırlarına yakın olması sebebi ile bu durumlarda batarya şarj akım değerinin 0,5 A'den az olduğu gözlemlenmiştir (Şekil 4.29). Bununla birlikte alçalma durumlarında yük sıfıra yakın olduğu için batarya mümkün olan en yüksek akımla şarj edilmiştir. Bataryanın yükü beslediği durumlarda, aynı anda şarj/deşarjın olumsuz etkilerinden dolayı şarj olayı gerçekleştirilmemiştir. Batarya geriliminin 20 dakikalık süre boyunca 12 V altına düşmemesinden dolayı maksimum 2 A civarında şarj işlemi gerçekleştirilmiştir.



Şekil 4.29. Bataryanın şarj akım-zaman grafiği

Deneyler sırasında yakıt hücresi ve bataryanın sıcaklık verileri kaydedilmiştir. Batarya çok kısa sürelerde devreye girdiğinden sıcaklık artışı önem arz etmemiştir. Yakıt hücresi ise 20 dakikalık sürenin tamamında farklı güç seviyelerinde çalışması nedeniyle sıcaklığın sürekli arttığı görülmüştür (Şekil 4.30). HM2 algoritmasında yakıt hücresi hidrojen beslemesi devam ettiği sürece yükü karşılamaya ve bataryayı şarj etmeye devam etmektedir. Örnek uçuş profilindeki 20 dakikalık süreçte yaklaşık 5 °C sıcaklık artışı oluşmuştur. Yüksek güç seviyelerinde yakıt hücresi fanının devreye girip, hücre yığını soğutmasına rağmen oluşan bu sıcaklık artışının yakıt hücresinin İHA gövdesine uygun monte edilmesi ile daha az olacağı değerlendirilmektedir.



Şekil 4.30. Yakıt hücresi sıcaklık-zaman grafiği

4.4.2. Hibrit Model 2 Değerlendirmesi

HM2 deneylerinde yakıt hücresi ana enerji kaynağı olarak kabul edilmiş, bataryanın yalnızca yüksek akım seviyelerinde devreye girmesi sağlanmıştır. 1,25F kapasitansa sahip bir süper kapasitör yakıt hücresi ile paralel olarak yerleştirilmiştir. Sonuçta HM1'de karşılaşılan yük dalgalanması ve yanıt süresi sorunlarına karşı süper kapasitörün etkili olarak büyük oranda sistemi daha güvenilir hale getirdiği tespit edilmiştir. Ayrıca yakıt hücresi sürekli olarak daha verimli olduğu aralıklarda çalıştırılmıştır. Böylece hücrelerin uzun ömürlü kullanımı mümkün olacaktır. Çevrim ömrü 500 civarında olan lipo batarya bu süreçte daha az devreye girmiş olup, sürekli olarak güvenli voltaj aralığında kalmıştır. Ayrıca HM1'de yalnızca tek bir kaynaktan besleme mümkünken, bu modelde aynı gerilim sağlandığından beraber yük karşılaması yapılabilmektedir. Bu durum daha yüksek güç taleplerinde çalışabilme imkânı sağlamıştır. Kavramsal tasarım aşamasında özellikleri belirlenen mini-İHA'nın HM2 algoritması ile çalışması durumunda daha uzun ömürlü, güvenilir bir yapıya sahip olacağı ön görülmektedir. Ancak seyir uçuşu minimum güç gereksiniminin rüzgâr vb. etkilerle değişebileceği, batarya şarjı ile birlikte yakıt hücresinin maksimum çalışma limitlerinde olduğu ve ayrıca alt sistemlerin harcayacağı enerjiler göz önüne

alındığında en az 150 W gücündeki PEM tipi bir yakıt hücresinin model İHA için daha uygun olacağı düşünülmektedir. Bununla birlikte, HM2’de batarya yalnızca tırmanma ve manevra gibi nispeten daha kısa süreli uçuş fazlarında devreye girmesi nedeniyle daha düşük amper saatlik enerjiye sahip dolayısıyla daha hafif bir batarya tercih edilebilir.



5. SONUÇ VE ÖNERİLER

Havacılık sektörünün birincil enerji kaynağı fosil bazlı yakıtlar olması nedeniyle hava araçlarından kaynaklı emisyon miktarı her geçen gün artmaktadır. Sektör paydaşları ve araştırmacılar hem emisyonu azaltarak çevreye olan zararı en az indirmeye hem de uzun vadede daha düşük maliyetli çözümler geliştirmek amacıyla yenilenebilir enerji kaynaklarının hava araçlarında kullanımı konusunda arayışlarını sürdürmektedirler. Yenilenebilir enerji kaynakları hava araçları için çevresel olumsuz etkiyi azaltmanın yanında daha yüksek verimlilikleri ve askeri operasyonlarda takip ve tespiti zorlaştıracak düşük akustik ve ısı emisyonları ile birlikte birçok avantaj sunmaktadır. Son dönemde otomotiv sektöründeki elektrikli ve hibrit taşıt teknolojisindeki gelişmeler, havacılık alanında da yenilikçi çalışmaların önünü açmıştır. Bununla birlikte, günümüz yolcu ve kargo uçakları ile mühimmat taşıyan hava araçlarının güç gereksinimleri kara taşıtlarına göre çok fazla olduğundan henüz yenilenebilir enerji kaynakları kullanan itki sistemleri çalışmaları olgun evreye geçememiştir. Ancak, son dönemde hem sahada hem de araştırma alanında birçok avantaj barındıran İHA sistemleri ile birlikte, nihai hedef olan %100 elektrikli yolcu uçaklarına yönelik çalışmaların sayısı artmıştır. Hava araçlarında kullanılabilen yenilenebilir enerji kaynakları incelendiğinde hidrojen ve güneş enerjileri bir adım önem çıkmaktadır. Bununla birlikte; mevzuat, maliyet, pilot gereksinimleri vb. birçok sebepten dolayı kullanımı yaygınlaşan elektrik motorlu mini-İHA'ların en temel sorunlarından biri olan havada kalma süresi kısıtlıdır. Bu durumun sebebi olarak bataryaların henüz istenilen enerji yoğunluklarına ulaşamaması söylenebilir. Havada kalma süresi doğrudan mini-İHA'ların imkân ve kabiliyetlerini dolayısıyla kullanım alanı sayısını kısıtlamaktadır. Bu sorunu çözmek adına mevcut havada kalma sürelerini arttırmaya yönelik literatürde ve ticari piyasadaki mevcut çözüm önerileri detaylı bir şekilde araştırıldığında, en uygun yöntemin hidrojenli yakıt hücresi tabanlı hibrit sistemler olduğu tespit edilmiştir. Özetle, tez çalışmasının iki ana amacı

olarak geleceğin büyük boyutlu hava araçlarının düşük emisyonlu itki sistemine sahip olmaları adına öncü çalışmalar gerçekleştirmek ve mini-İHA'ların mevcut havada kalma sürelerinin artırılarak sivil ve askeri kullanım alanlarını artırılması öne çıkmaktadır.

Son zamanlarda, yakıt hücresi ve hidrojen depolama konularının gelişmesiyle birlikte otomotiv ve havacılık endüstrilerinde yakıt hücresi tabanlı sistemleri kullanma çabaları artmıştır. Yakıt hücresi ile birlikte güç yoğunluğu yüksek olan batarya, gelişen teknoloji ile verimi artan güneş paneli ve anlık olarak yüksek güç verebilen süper kapasitörler hibrit sistem teknolojisinde değerlendirilmektedir. Hibrit sistemlerin temel amacı her bir alt ünitenin avantajlarını kullanarak mevcut sistemlerden daha güçlü, verimli ve güvenilir yapılar elde etmektir. Bu avantajların öne çıkarılması ve dezavantajların yeni sistemde en aza indirilmesi hibrit sistemi yönetecek güç yönetim sistemi ile mümkün olabilmektedir. Güç yönetim sisteminin alt birimleri optimum şekilde çalıştırarak verimi artırması gerektiği gibi her bir sistemin çalışma koşulları ve limitlerine göre güvenli aralıklarda kalarak uzun ömürlü olmalarını sağlaması gerekmektedir.

Tez çalışması kapsamında kavramsal tasarım aşamasındaki bir mini-İHA'nın güç gereksinimleri tespit edilmiş, bu gereksinimler ışığında hibrit sistem elemanları belirlenmiştir. PEM tipi yakıt hücresi (100 W), lityum polimer batarya (3S 5Ah), güneş paneli (100 W) ve süper kapasitör (1,25F) sistemlerinin mini-İHA'nın iki farklı hibrit modelinde kullanılması planlanmıştır. Birinci modelde, HM1, yakıt hücresi ve bataryanın ana enerji kaynağı olup, kanatlara monte edilmesi planlanan esnek güneş panelinin dönüştürücü ve şarj devresi yardımıyla lityum polimer bataryayı şarj etmesi planlanmıştır. Bu model mini-İHA'nın uçuşun tamamına yakınının seyir fazında olduğu varsayılarak tasarlanmıştır. Yakıt hücresinin maksimum gücünü geçtiği durumlar için bataryanın devreye girmesi ön görülmüştür. İki ana sistem arasındaki döngünün yeterli hidrojen ve güneş ışıını kalmayana kadar devam etmesi planlanmıştır.

Gerçekleştirilen HM1 yer testleri sonucunda yakıt hücresinin periyodik tahliyeleri sırasındaki güç kayıpları, güneş enerjisinin saat, konum, mevsim vb. birçok faktöre bağlı olması ile veriminin küçük boyutlarda görece düşük olması gibi gözlemlenen durumlar neticesinde yeni bir model tasarımı yapılmıştır. Bu modelde, HM2, ayrıca mini-İHA'nın tırmanış, manevra ve alçalma gibi uçuş fazları dikkate alınarak, dinamik testler gerçekleştirilmiştir. HM2'de güç kayıplarını önlemek adına yakıt hücresine paralel bir süper kapasitör yerleştirilmiş, güneş paneli sistemden çıkarılarak bataryanın yakıt hücresi tarafından şarj edilmesi planlanmıştır. Bu modelde yakıt hücresi tek ana enerji kaynağı olarak belirlenmiş, batarya yalnızca yüksek akım taleplerinde ve hidrojenin kritik seviyelere indiği durumlarda devreye girmesine yönelik algoritma hazırlanmıştır. Süper kapasitör kullanımı ile yakıt hücresinin güç kayıplarını azaltarak hibrit sistemin güvenilirliğini arttırması, yanıt süresini kısaltması ve yakıt hücresi ile bataryanın kullanım ömrünü uzatması beklenmiştir. Belirtilen etkileri görmek adına HM2 testi süper kapasitörlü ve süper kapasitörsüz olarak aynı koşullar altında tekrar edilmiştir. Literatürde sınırlı çalışmanın olduğu bu üçlü hibrit sistem testleri sonucunda süper kapasitör kullanımı ile sistem yükündeki dalgalanmaların azaldığı, bataryanın daha az devreye girmesi ile döngülerin daha güvenilir olduğu tespit edilmiştir. Ayrıca, dinamik yük geçişlerini yumuşattığı ve yüke yanıt verme süresini kısalttığı gözlemlenmiştir.

Tez çalışması kapsamında ulaşılan sonuçlar aşağıda listelenmiştir:

- Bu çalışmada önerilen HM1 ile konsept İHA için yaklaşık 3 saat dayanıklılık elde etmenin teorik olarak mümkün olduğunu göstermiştir. HM2 tasarımı ile kullanılan süper kapasitör sayesinde yakıt hücresi ve bataryanın muhtemel çevrim ömürleri uzatılmış ve periyodik kısa devrelerdeki güç kayıpları azaltılmıştır.
- Hibrit sistem elemanlarının kavramsal tasarım sonrasında tespiti yapılırken İHA'nın istenilen özellikleri ışığında algoritmaların oluşturulması ve alt

sistemlerin uzun ömürlü ve verimli kullanılabilmesi adına GYS içerisinde gerekli düzenlemeler yapılması gerekmektedir.

- Uzun havada kalma süresinin talep edildiği çalışmalarda yakıt hücresi ve bataryanın temel iki eleman olduğu, bununla birlikte uygun voltaj ve farad değerindeki bir süper kapasitörün kullanımının faydalı olacağı tespit edilmiştir. Güneş paneli düşük irtifa ve küçük kanat alanlarında mevcut verim oranları ve ek dönüştürücü vb. elemanlar gereksinimleri ile mevsimsel ve zamansal bağılıklarından dolayı kullanımının ancak detaylı testler sonucunda karar verilmesi gerekmektedir.

Tespit edilen sonuçlar ışığında gelecek çalışmalar için aşağıdaki öneriler dikkate alınabilir:

- Kavramsal tasarım aşamasının ardından belirlenen hibrit sistem elemanlarının İHA'nın ağırlık ve aerodinamik merkezi dikkate alınarak konumlandırılması, hidrojen kullanımından kaynaklı muhtemel uçuş profili boyunca denge kaybı yaşanmaması adına gerekli çalışmalar yapılmalıdır.
- Mini-İHA'nın uçuşu gerçekleştirebilmesi için bulunan tüm alt elektronik elemanların kullanabileceği maksimum enerji ve güçler dikkate alınarak hesaplamalar ve testler gerçekleştirilmelidir.
- Tez çalışması kapsamında değerlendirilen iki hibrit model de aktif güç yönetim sistemidir. Bu sistemde hava araçları için kritik öneme sahip olan kalkış ağırlığını olumsuz etkileyecek şekilde elektronik devre elemanı ve kontrolcü kullanımı gerekmektedir. Bununla birlikte birtakım dezavantajlarına sahip olmakla birlikte gerilim eşleşmesi mantığına dayanan pasif sistem İHA'ya ek bir ağırlık getirmemektedir. Karmaşık algoritmanın gerekmediği mini-İHA'lar için pasif sistemin de değerlendirilmesi önerilmektedir.

- Mini-İHA’larda yakıt hücresi tabanlı hibrit sistemlerin en büyük sorunlarından biri hidrojen depolama olarak görülmektedir. Ancak, son dönemde geliştirilen çok hafif kompozit silindir tanklar ile önemli gelişmeler yaşanmıştır. Ayrıca, İHA aerodinamiğine uygun şekilde üretilcek hidrojen tankı ile hava aracı gövdesi oluşturulabilmektedir. Bu ve benzeri nedenlerden dolayı İHA’nın mevcut gereksinimleri ve parametrelerine göre yakıt hücresi ve hidrojen deposu tasarımı gerçekleşmesi durumunda daha verimli sistemler oluşturma imkânı doğacaktır.
- Operasyonel özellikleri sayesinde İHA’larda kullanımı tercih edilen PEM tipi yakıt hücreleri maksimum yüke yakın durumlarda hücre yapıları zarar görebilmektedir. Bu nedenle, bataryanın yakıt hücresi tarafından şarj edilmesinin planlandığı durumlarda kavramsal tasarım aşamasında yakıt hücresi tespiti seyir uçuşu için gerekli minimum güç değeri ile birlikte batarya şarjı da dikkate alınmalıdır. Yakıt hücresinin tek veya batarya ile birlikte yükü beslediği durumlarda maksimum gücün %80-90 seviyelerini geçmemesi önerilmektedir.
- Yakıt hücresinin yanı sıra lityum bataryaların da kullanımları sırasında dikkat edilmesi gereken kısıtlamaları mevcuttur. Aynı anda şarj/deşarj yapılmaması, kritik sıcaklığın takip edilmesi, nominal voltajın altına düşürülmemesi, balanslı bir şekilde şarj edilmesi, kullanılmadığı durumlarda depolamanın uygun gerilimle yapılması gibi birçok parametrenin bataryanın ömrünü ve verimini dolayısıyla İHA’nın güvenilirliğini ve havada kalma süresini etkilediği bilinmelidir. GYS’nin bu ve benzeri parametreler ışığında yapılandırılması ve detay tasarım aşamasından önce yer testleri ile kontrol edilmesi gerekmektedir.
- Otonom veya uzaktan kontrollü uçuşlar için yer kontrol biriminde batarya voltajının takibi yapılmalıdır. Hidrojen doğadaki en hafif element

olduğundan sızıntı vb. risklere karşı mevcut yakıt deposunun tespiti ve takibinin faydalı olacağı düşünülmektedir.

- Kavramsal tasarım ile üretim aşaması arasında birçok kez parametre ve değerlerde güncellemeler yapılabildiğinden ilk aşamada belirlenen hibrit sistem elemanlarının değişimi söz konusu olabilmektedir. Maliyet ve zaman tasarrufu sağlamak amacıyla detay tasarım aşamasında kadarki süreçlerde tüm hibrit sistemin GYS ile birlikte paket programları aracılığıyla simüle edilmesi önerilmektedir.

KAYNAKLAR

- Acar, C., and Dincer, I., 2014. Comparative Assessment of Hydrogen Production Methods from Renewable and Non-Renewable Sources. *International Journal of Hydrogen Energy*, 39(1):1–12.
- Andrews, J., and Shabani, B., 2012. Where Does Hydrogen Fit in a Sustainable Energy Economy? *Procedia Engineering*, 4915–25.
- Arat, H. T., and Sürer, M. G., 2017. State of Art of Hydrogen Usage as a Fuel on Aviation. *European Mechanical Science*, 2(1):20–30.
- Aravindan, V., Gnanaraj, J., Lee, Y. S., and Madhavi, S., 2014. Insertion-Type Electrodes for Nonaqueous Li-Ion Capacitors. *Chemical Reviews*, 114(23):11619–11635.
- Aydin, K., and Kenanoğlu, R., 2018. Effects of Hydrogenation of Fossil Fuels with Hydrogen and Hydroxy Gas on Performance and Emissions of Internal Combustion Engines. *International Journal of Hydrogen Energy*, 43(30):14047–14058.
- Baharozu, E., Soykan, G., and Ozerdem, M. B., 2017. Future Aircraft Concept in Terms of Energy Efficiency and Environmental Factors. *Energy*, 140(2017):1368–1377.
- Baldic, J., Osenar, P., Lauder, N., and Launie, P., 2010. Fuel Cell Systems for Long Duration Electric UAVs and UGVs. In R. Suresh (Ed.), *Defense Transformation and Net-Centric Systems 2010* (Vol. 7707, p. 770703).
- Baroutaji, A., Wilberforce, T., Ramadan, M., and Olabi, A. G., 2019. Comprehensive Investigation on Hydrogen and Fuel Cell Technology in the Aviation and Aerospace Sectors. *Renewable and Sustainable Energy Reviews*, 106(September 2018):31–40.
- Beloev, I. H., 2016. A Review on Current and Emerging Application Possibilities for Unmanned Aerial Vehicles. *Acta Technologica Agriculturae*, 19(3):70–76.

- Bion, N., Duprez, D., and Epron, F., 2012. Design of Nanocatalysts for Green Hydrogen Production from Bioethanol. *ChemSusChem*, 5(1):76–84.
- Bocutoğlu, E., ve Dinçarslan, M., 2014. 1925-1950 Döneminde Türk Havacılık Endüstrisi ve İkinci Dünya Savaşı Sonrası Konjonktüründe Türk Havacılık Endüstrisine Etkileri. *Karadeniz Teknik Üniversitesi Sosyal Bilimler Dergisi, Trabzon*, (7):157–174.
- Boeing, 2017. Current Market Outlook 2017-2036, <http://www.boeing.com/>. Erişim tarihi: 01.03.2021.
- Boran, A., Erkan, S., and Eroglu, I., 2019. Hydrogen Generation from Solid State NaBH₄ by Using FeCl₃ Catalyst for Portable Proton Exchange Membrane Fuel Cell Applications. *International Journal of Hydrogen Energy*, 44(34):18915–18926.
- Borschette, A., 2019. Green hydrogen opportunities in selected industrial processes Workshop summary report. Brussels, Belgium, European Comission. <https://doi.org/10.2760/634063>
- Boukoberine, M. N., Zhou, Z., and Benbouzid, M., 2019. A Critical Review on Unmanned Aerial Vehicles Power Supply and Energy Management: Solutions, Strategies, and Prospects. *Applied Energy*, 255(April):113823.
- Bradley, T. H., Moffitt, B. A., Mavris, D. N., and Parekh, D. E., 2007. Development and Experimental Characterization of a Fuel Cell Powered Aircraft. *Journal of Power Sources*, 171(2):793–801.
- Canakci, M., Yasemin Emekli, N., Bilgin, S., and Caglayan, N., 2013. Heating Requirement and Its Costs in Greenhouse Structures: A Case Study for Mediterranean Region of Turkey. *Renewable and Sustainable Energy Reviews*, 24(August):483–490.
- Chapin, D. M., Fuller, C. S., and Pearson, G. L., 1954. A New Silicon P-n Junction Photocell for Converting Solar Radiation into Electrical Power. *Journal of Applied Physics*, 25(5):676–677.

- da Silva Veras, T., Mozer, T. S., da Costa Rubim Messeder dos Santos, D., and da Silva César, A., 2017. Hydrogen: Trends, Production and Characterization of the Main Process Worldwide. *International Journal of Hydrogen Energy*, 42(4):2018–2033.
- De Vos, Y., Jacobs, M., Van Der Voort, P., Van Driessche, I., Snijkers, F., and Verberckmoes, A., 2019. Sustainable Iron-Based Oxygen Carriers for Chemical Looping for Hydrogen Generation. *International Journal of Hydrogen Energy*, 44(3):1374–1391.
- Deokattey, S., Bhanumurthy, K., Vijayan, P. K., and Dulera, I. V., 2013. Hydrogen Production Using High Temperature Reactors: An Overview. *Advances in Energy Research*, 1(1):13–33.
- Devabhaktuni, V., Alam, M., Shekara Sreenadh Reddy Depuru, S., Green, R. C., Nims, D., and Near, C., 2013. Solar Energy: Trends and Enabling Technologies. *Renewable and Sustainable Energy Reviews*, 19:555–564.
- Dincer, I., 2012. Green Methods for Hydrogen Production. *International Journal of Hydrogen Energy*, 37(2):1954–1971.
- Dincer, I., and Acar, C., 2016. A Review on Potential Use of Hydrogen in Aviation Applications. *International Journal of Sustainable Aviation*, 2(1):74.
- Donateo, T., Ficarella, A., Spedicato, L., Arista, A., and Ferraro, M., 2017. A New Approach to Calculating Endurance in Electric Flight and Comparing Fuel Cells and Batteries. *Applied Energy*, 187:807–819.
- Dudek, M., Tomczyk, P., Wygonik, P., Korkosz, M., Bogusz, P., and Lis, B., 2013. Hybrid Fuel Cell - Battery System as a Main Power Unit for Small Unmanned Aerial Vehicles (UAV). *International Journal of Electrochemical Science*, 8:8442–8463.
- Duy, V. N., and Kim, H. M., 2020. Review on the Hybrid-Electric Propulsion System and Renewables and Energy Storage for Unmanned Aerial Vehicles. *International Journal of Electrochemical Science*, 15:5296–5319.

- Düz, S., 2020. Türkiye'nin Gökyüzündeki Yeni Gücü İHA'lar. Seta, Ekim(336). <https://setav.org>. Erişim tarihi: 05.05.2021.
- Gadalla, M., and Zafar, S., 2016. Analysis of a Hydrogen Fuel Cell-PV Power System for Small UAV. *International Journal of Hydrogen Energy*, 41(15):6422–6432.
- Gang, B. G., Kim, H., and Kwon, S., 2017. Ground Simulation of a Hybrid Power Strategy Using Fuel Cells and Solar Cells for High-Endurance Unmanned Aerial Vehicles. *Energy*, 141:1547–1554.
- Gang, B. G., and Kwon, S., 2018. Design of an Energy Management Technique for High Endurance Unmanned Aerial Vehicles Powered by Fuel and Solar Cell Systems. *International Journal of Hydrogen Energy*, 43(20):9787–9796.
- García, L. (2015). Hydrogen production by steam reforming of natural gas and other nonrenewable feedstocks. In *Compendium of Hydrogen Energy* (pp. 83-107). Woodhead Publishing.
- Goltsov, V. A., and Veziroglu, T. N., 2001. From Hydrogen Economy to Hydrogen Civilization. *International Journal of Hydrogen Energy*, 26(9):909–915.
- Gong, A., Palmer, J. L., Brian, G., Harvey, J. R., and Verstraete, D., 2016. Performance of a Hybrid, Fuel-Cell-Based Power System during Simulated Small Unmanned Aircraft Missions. *International Journal of Hydrogen Energy*, 41(26):11418–11426.
- Gong, A., and Verstraete, D., 2017a. Design and Bench Test of a Fuel-Cell/Battery Hybrid UAV Propulsion System Using Metal Hydride Hydrogen Storage. 53rd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, 2017, (July).
- Gong, A., and Verstraete, D., 2017b. Fuel Cell Propulsion in Small Fixed-Wing Unmanned Aerial Vehicles: Current Status and Research Needs. *International Journal of Hydrogen Energy*, 42(33):21311–21333.

- González-Espasandín, Ó., Leo, T. J., and Navarro-Arévalo, E., 2014. Fuel Cells: A Real Option for Unmanned Aerial Vehicles Propulsion. *The Scientific World Journal*, 20141–12.
- Guida, D., and Minutillo, M., 2017. Design Methodology for a PEM Fuel Cell Power System in a More Electrical Aircraft. *Applied Energy*, 192, 446–456.
- Hassanalian, M., and Abdelkefi, A., 2017. Classifications, Applications, and Design Challenges of Drones: A Review. *Progress in Aerospace Sciences*, 91(May):99–131.
- Hirschenhofer, J. H., 1997. Fuel Cell Status: 1996. *IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine*, 12(3):23–28.
- Hwang, S. J., Kim, S. G., Kim, C. W., and Lee, Y. G., 2016. Aerodynamic Design of the Solar-Powered High Altitude Long Endurance (HALE) Unmanned Aerial Vehicle (UAV). *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*, 17(1):132–138.
- Jenal, N., Kuntjoro, W., Ward, T. A., Aziz, M. R., and David, N. V., 2012. A Study on Propeller Performance of a Fuel Cell Powered Propulsion System. In *2012 IEEE International Conference on Control System, Computing and Engineering* (pp. 557–561). IEEE.
- Kaiwen, L., Bin, Y., and Tao, Z., 2018. Economic Analysis of Hydrogen Production from Steam Reforming Process: A Literature Review. *Energy Sources, Part B: Economics, Planning and Policy*, 13(2):109–115.
- Kalamaras, C. M., and Efstathiou, A. M., 2013. Hydrogen Production Technologies: Current State and Future Developments. *Conference Papers in Energy*, 20131–9, Hindawi.
- Karaağaç, C., 2014. Civil and Commercial UAS Applications in the 21st Century Abstract. *Journal of National Security and Military Sciences*, 1(3):181–211.

- Karaağaç, C., 2016a. Geleceğin Hava Kuvvetleri: 2016-2050. <https://thinktech.stm.com.tr/>. Erişim tarihi: 10.03.2021
- Karaağaç, C., 2016b. İHA Sistemleri Yol Haritası-Geleceğin Hava Kuvvetleri 2016-2050. <https://thinktech.stm.com.tr/>. Erişim tarihi: 10.03.2021
- Karaca, S., 2008. Bor Madeninin Pazarlanmasına Yönelik Stratejiler. Dumlupınar Üniversitesi Sosyal Bilimler Enstitüsü, İşletme Anabilim Dalı, Yüksek Lisans Tezi, 194s.
- Keane, A. J., Sóbester, A., and Scanlan, J. P., 2017. Small Unmanned Fixed-wing Aircraft Design: A Practical Approach. John Wiley & Sons.
- Keane, J. F., and Carr, S. S., 2013. A Brief History of Early Unmanned Aircraft. Johns Hopkins APL Technical Digest (Applied Physics Laboratory), 32(3):558–571.
- Keiyinci, S., and Aydın, K., 2021. Conceptual Design of Fuel Cell Based Hybrid Unmanned Air Vehicle. European Mechanical Science, 5(1):14–20.
- Kim, K., Kim, T., Lee, K., and Kwon, S., 2011. Fuel Cell System with Sodium Borohydride as Hydrogen Source for Unmanned Aerial Vehicles. Journal of Power Sources, 196(21):9069–9075.
- Kim, T, Shim, H., and Kwon, S., 2007. Micro Aerial Vehicle Powered by a Micro PEM Fuel Cell and Sodium Borohydride Hydrogen Source. In PowerMEMS (pp. 285–288).
- Kim, Taegyu, 2014. NaBH₄ (Sodium Borohydride) Hydrogen Generator with a Volume-Exchange Fuel Tank for Small Unmanned Aerial Vehicles Powered by a PEM (Proton Exchange Membrane) Fuel Cell. Energy, 69:721–727.
- Kim, Taegyu, and Kwon, S., 2012. Design and Development of a Fuel Cell-Powered Small Unmanned Aircraft. International Journal of Hydrogen Energy, 37(1):615–622.

- Kousoulidou, M., and Lonza, L., 2016. Biofuels in Aviation: Fuel Demand and CO₂ Emissions Evolution in Europe toward 2030. *Transportation Research Part D: Transport and Environment*, 46166–181.
- Koutalakis, P., Tzoraki, O., and Zaimes, G., 2019. Uavs for Hydrologic Scopes: Application of a Low-Cost UAV to Estimate Surface Water Velocity by Using Three Different Image-Based Methods. *Drones*, 3(1):1–15.
- Krawczyk, J., Mazur, A., Sasin, T., and Stokłosa, A., 2014. Fuel Cells as Alternative Power for Unmanned Aircraft Systems – Current Situation and Development Trends. *Prace Instytutu Lotnictwa*, 4(237):49–62.
- Lapeña-Rey, N., Blanco, J. A., Ferreyra, E., Lemus, J. L., Pereira, S., and Serrot, E., 2017. A Fuel Cell Powered Unmanned Aerial Vehicle for Low Altitude Surveillance Missions. *International Journal of Hydrogen Energy*, 42(10):6926–6940.
- Lee, B., Kwon, S., Park, P., and Kim, K., 2014. Active Power Management System for an Unmanned Aerial Vehicle Powered by Solar Cells, a Fuel Cell, and Batteries. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 50(4):3167–3177.
- Lee, B., Park, P., Kim, C., Yang, S., and Ahn, S., 2012. Power Managements of a Hybrid Electric Propulsion System for UAVs. *Journal of Mechanical Science and Technology*, 26(8):2291–2299.
- Lei, T., Yang, Z., Lin, Z., and Zhang, X., 2019. State of Art on Energy Management Strategy for Hybrid-Powered Unmanned Aerial Vehicle. *Chinese Journal of Aeronautics*, 32(6):1488–1503.
- Li, Y. P., Liu, L., Zhang, X. H., Shi, S. T., and Guo, C. W., 2014. Ground Tests of Hybrid Electric Power System for UAVs. *Applied Mechanics and Materials*, 448–4532326–2334.
- Liu, Y., Luo, Z., Liu, Z., Shi, J., and Cheng, G., 2019. Cooperative Routing Problem for Ground Vehicle and Unmanned Aerial Vehicle: The Application on Intelligence, Surveillance, and Reconnaissance Missions. *IEEE Access*, 763504–63518.

- Lygouras, E., Santavas, N., Taitzoglou, A., Tarchanidis, K., Mitropoulos, A., and Gasteratos, A., 2019. Unsupervised Human Detection with an Embedded Vision System on a Fully Autonomous UAV for Search and Rescue Operations. *Sensors (Switzerland)*, 19(16):1–20.
- Maddalon, J. M., Hayhurst, K. J., Terry Morris, A., and Verstynen, H. A., 2013. Considerations of Unmanned Aircraft Classification for Civil Airworthiness Standards. *AIAA Infotech at Aerospace (I at A) Conference*, p.5216.
- Mazur, A. M., and Domanski, R., 2019. Hybrid Energy Systems in Unmanned Aerial Vehicles. *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, 91(5):736–746.
- Midilli, A., Ay, M., Dincer, I., and Rosen, M. A., 2005. On Hydrogen and Hydrogen Energy Strategies I: Current Status and Needs. *Renewable and Sustainable Energy Reviews*, 9(3):255–271.
- Moffitt, B., Bradley, T., Parekh, D., and Mavris, D., 2006. Design and Performance Validation of a Fuel Cell Unmanned Aerial Vehicle. In *44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit* (pp. 1–20). Reston, Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics.
- Mohd Noor, N., Abdullah, A., and Hashim, M., 2018. Remote Sensing UAV/Drones and Its Applications for Urban Areas: A Review. *IOP Conference Series: Earth and Environmental Science*, 169(1).
- Molnarne, M., and Schroeder, V., 2019. Hazardous Properties of Hydrogen and Hydrogen Containing Fuel Gases. *Process Safety and Environmental Protection*, 1301–5.
- Momirlan, M., and Veziroglu, T. N., 2002. Current Status of Hydrogen Energy. *Renewable and Sustainable Energy Reviews*, 6(1–2):141–179.
- Muradov, N., 2017. Low to Near-Zero CO₂ Production of Hydrogen from Fossil Fuels: Status and Perspectives. *International Journal of Hydrogen Energy*, 42(20):14058–14088.

- Niaz, S., Manzoor, T., and Pandith, A. H., 2015. Hydrogen Storage: Materials, Methods and Perspectives. *Renewable and Sustainable Energy Reviews*, 50457–469.
- Okumus, E., Boyaci San, F. G., Okur, O., Turk, B. E., Cengelci, E., Kilic, M., ... Yazici, M. S., 2017. Development of Boron-Based Hydrogen and Fuel Cell System for Small Unmanned Aerial Vehicle. *International Journal of Hydrogen Energy*, 42(4):2691–2697.
- Olivier, J. G. J., Greet, J.-M., Muntean M., and Peters, J. A. H. W., 2016. Trends in global CO2 emissions European Commission, Joint Research Centre (EC-JRC).
- Osenar, P., Sisco, J., and Reid, C., 2017. Advanced Propulsion for Small Unmanned Aerial Vehicles: The Role of Fuel Cell-Based Energy Systems for Commercial UAVs, BALLARD White Paper, 6.
- Özgür, T., and Yakaryılmaz, A. C., 2018. A Review: Exergy Analysis of PEM and PEM Fuel Cell Based CHP Systems. *International Journal of Hydrogen Energy*, 43(38):17993–18000.
- Pan, Z. F., An, L., and Wen, C. Y., 2019. Recent Advances in Fuel Cells Based Propulsion Systems for Unmanned Aerial Vehicles. *Applied Energy*, 240(February):473–485.
- Paper, C., Universidade, P. G., and Interior, B., 2015. Long Endurance Electric UAV for Civilian Surveillance Missions. 29th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, St. Petesburg, Russia.
- Peng, L., Zheng, S., Chai, X., and Li, L., 2018. A Novel Tangent Error Maximum Power Point Tracking Algorithm for Photovoltaic System under Fast Multi-Changing Solar Irradiances. *Applied Energy*, 210(July 2017):303–316.
- Protasova, L., and Snijkers, F., 2016. Recent Developments in Oxygen Carrier Materials for Hydrogen Production via Chemical Looping Processes. *Fuel*, 18175–93.

- Raymer, D. P., 2018. Aircraft Design: A Conceptual Approach (J. A. Schetz, Ed.), Aircraft Design: A Conceptual Approach (Sixth Edit). Washington, DC: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc.
- Ren, H., Zhao, Y., Xiao, W., and Hu, Z., 2019. A Review of UAV Monitoring in Mining Areas: Current Status and Future Perspectives. *International Journal of Coal Science and Technology*, 6(3):320–333.
- Renau, J., Lozano, A., Barroso, J., Miralles, J., Martín, J., Sánchez, F., and Barreras, F., 2015. Use of Fuel Cell Stacks to Achieve High Altitudes in Light Unmanned Aerial Vehicles. *International Journal of Hydrogen Energy*, 40(42):14573–14583.
- Romeo, G., Borello, F., Correa, G., and Cestino, E., 2013. ENFICA-FC: Design of Transport Aircraft Powered by Fuel Cell & Flight Test of Zero Emission 2-Seater Aircraft Powered by Fuel Cells Fueled by Hydrogen. *International Journal of Hydrogen Energy*, 38(1):469–479.
- Salvi, B. L., Subramanian, K. A., and Panwar, N. L., 2013. Alternative Fuels for Transportation Vehicles: A Technical Review. *Renewable and Sustainable Energy Reviews*, 25404–419.
- Sharaf, O. Z., and Orhan, M. F., 2014. An Overview of Fuel Cell Technology: Fundamentals and Applications. *Renewable and Sustainable Energy Reviews*, 32810–853.
- SHGM, 2018. İnsansız Hava Aracı Talimatı (SHT-İHA), 1–25. http://web.shgm.gov.tr/documents/sivilhavacilik/files/mevzuat/sektorel/talimatlar/2020/SHT-IHA_Rev-04.pdf. Erişim Tarihi: 08.05.2021.
- St-Pierre, J., and Wilkinson, D. P., 2001. Fuel Cells: A New, Efficient and Cleaner Power Source. *AIChE Journal*, 47(7):1482–1486.
- Staffell, I., Scamman, D., Velazquez Abad, A., Balcombe, P., Dodds, P. E., Ekins, P., ... Ward, K. R., 2019. The Role of Hydrogen and Fuel Cells in the Global Energy System. *Energy and Environmental Science*, 12(2):463–491.

- Strele, T. A., 2016. Power Management for Fuel Cell and Battery Hybrid Unmanned Aerial Vehicle Applications. Arizona State University, Master of Science Thesis, pp.210.
- Stroman, R. O., Kellogg, J. C., and Swider-lyons, K. E., 2006. Testing of a PEM Fuel Cell System for Small UAV Propulsion. In 42nd Power Sources Conference (pp. 1–4). Philadelphia, PA.
- Stroman, R. O., Schuette, M. W., Swider-Lyons, K., Rodgers, J. A., and Edwards, D. J., 2014. Liquid Hydrogen Fuel System Design and Demonstration in a Small Long Endurance Air Vehicle. *International Journal of Hydrogen Energy*, 39(21):11279–11290.
- Swider-Lyons, K., Stroman, R. O., Gould, B. D., Rodgers, J. A., Mackrell, J., Schuette, M., and Page, G., 2014. Hydrogen Fuel Cells for Small Unmanned Air Vehicles. *ECS Transactions*, 64(3):963–972.
- Swider-Lyons, Karen, Stroman, R. O., Page, G. S., Mackrell, J. F., Rodgers, J. A., and Schuette, M. W., 2010. The Ion Tiger Fuel Cell Unmanned Air Vehicle. In *Proceedings of the 44th Power Sources Conference* (pp. 561–563).
- Swider-Lyons, Karen, Stroman, R., Page, G., Schuette, M., Mackrell, J., and Rodgers, J., 2011. Hydrogen Fuel Cell Propulsion for Long Endurance Small UAVs. In *AIAA Centennial of Naval Aviation Forum “100 Years of Achievement and Progress”* (Vol. 44, p. 085201).
- Townsend, A., Jiya, I. N., Martinson, C., Bessarabov, D., and Gouws, R., 2020. A Comprehensive Review of Energy Sources for Unmanned Aerial Vehicles, Their Shortfalls and Opportunities for Improvements. *Heliyon*, 6(11).
- Small UAV Market., 2020. <https://www.marketsandmarkets.com/Market-Reports/unmanned-aerial-vehicles-uav-market-662.html>. Erişim tarihi: 05.02.2021.

- Verstraete, D., Lehmkuehler, K., Gong, A., Harvey, J. R., Brian, G., and Palmer, J. L., 2014. Characterisation of a Hybrid, Fuel-Cell-Based Propulsion System for Small Unmanned Aircraft. *Journal of Power Sources*, 250204–211.
- Verstraete, Dries, Cazzato, L., and Romeo, G., 2012. Preliminary Design of a Fuel-Cell-Based Hybrid-Electrical UAV. In 28th International Congress of the Aeronautical Sciences (pp. 23–28).
- Verstraete, Dries, Lehmkuehler, K., and Wong, K. C., 2012. Design of a Fuel Cell Powered Blended Wing Body UAV. In Volume 1: Advances in Aerospace Technology (Vol. 1, pp. 621–629). American Society of Mechanical Engineers.
- Vidales, H. M. G., 2013. Design, construction and test of the propulsion system of a solar uav. MSc, Aerospace Engineering, Technical University of Lisbon, 126 pp.
- Voldsund, M., Jordal, K., and Anantharaman, R., 2016. Hydrogen Production with CO₂ Capture. *International Journal of Hydrogen Energy*, 41(9):4969–4992.
- Wang, B., Zhao, D., Li, W., Wang, Z., Huang, Y., You, Y., and Becker, S., 2020. Current Technologies and Challenges of Applying Fuel Cell Hybrid Propulsion Systems in Unmanned Aerial Vehicles. *Progress in Aerospace Sciences*, 116(July):100620.
- Wang, W., Jiang, B., Yang, J., and Li, C., 2021. Research on UAV Application in Mountain Anti-Terrorism Combat. *Journal of Physics: Conference Series*, 1792(1).
- Ward, T. A., and Jenal, N., 2019. Design and Initial Flight Tests of a Hydrogen Fuel Cell Powered Unmanned Air Vehicle (UAV). *ECS Transactions*, 26(1):433–444.
- Wilberforce, T., Baroutaji, A., Soudan, B., Al-Alami, A. H., and Olabi, A. G., 2019. Outlook of Carbon Capture Technology and Challenges. *Science of the Total Environment*, 65756–72.

- Wirth, L., Oettershagen, P., Ambuhl, J., and Siegwart, R., 2015. Meteorological Path Planning Using Dynamic Programming for a Solar-Powered UAV., 1–11.
- Yalçın, O., 1931. Türk Devleti'nin Uçak Fabrikası Kurma Mücadelesinde İlk Girişim: Tayyare ve Motor Türk Anonim Şirketi (TOMTAŞ) ve Kayseri Uçak Fabrikası. Atatürk Araştırma Merkezi Dergisi, 26(78):561–588.
- Yang, Z., Lei, T., Lin, Z., Fu, H., and Zhang, X., 2019. The Testing Platform of Hybrid Electric Power System for a Fuel Cell Unmanned Aerial Vehicle. 2018 IEEE International Conference on Electrical Systems for Aircraft, Railway, Ship Propulsion and Road Vehicles and International Transportation Electrification Conference, ESARS-ITEC 2018.
- Yilanci, A., Dincer, I., and Ozturk, H. K., 2009. A Review on Solar-Hydrogen/Fuel Cell Hybrid Energy Systems for Stationary Applications. Progress in Energy and Combustion Science, 35(3):231–244.
- Yılmaz, A., ve Şevik, S., 2017. Sodyum Borhidrür (NaBH₄) Destekli Bir Hidrojen/Hava PEM Yakıt Hücresi İle Elektrik Üretiminin Deneysel Analizi. Batman Üniversitesi Yaşam Bilimleri Dergisi, 7(2/2):216–227.
- Zafar, S., and Gadalla, M., 2012. Evaluation of an Integrated Fuel Cell-PV Panel System as a Hybrid UAV Powerplant. Volume 6: Energy, Parts A and B, (November 2012):1387.
- Zhi, Y., Fu, Z., Sun, X., and Yu, J., 2020. Security and Privacy Issues of UAV: A Survey. Mobile Networks and Applications, 25(1):95–101.
- Zubi, G., Dufo-López, R., Carvalho, M., and Pasaoglu, G., 2018. The Lithium-Ion Battery: State of the Art and Future Perspectives. Renewable and Sustainable Energy Reviews, 89(October 2017):292–308.



ÖZGEÇMİŞ

2011 yılında Erciyes Üniversitesi Uçak Gövde-Motor Bölümü lisans mezuniyetinin ardından yine aynı yıl hava aracı bakım teknisyeni olarak MNG Teknik A.Ş. 'de görev almıştır. 2012 yılında Çukurova Üniversitesi Sivil Havacılık Yüksekokulu'nda araştırma görevlisi olarak atanmıştır. Askerlik vazifesini İstanbul Hava Harp Okulu'nda 2013 yılında yerine getirmiştir. Yüksek Lisansını Erciyes Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Sivil Havacılık Anabilim Dalı'nda Kasım 2015'te tamamlamıştır. 2019 yılında Çukurova Üniversitesi Sivil Havacılık Yüksekokulu'ndan yine aynı üniversitenin Mühendislik Fakültesi Otomotiv Mühendisliği Bölümü'ne araştırma görevlisi olarak geçiş yapmıştır. Halen bu görevine devam etmekte olup, evli ve bir çocuk babasıdır.



EKLER



Tez çalışması kapsamında 1 adet bilimsel araştırma projesi tamamlanmış olup, elde edilen veriler ışığında 3 adet uluslararası hakemli dergide makale ve 4 adet tam metinli bildiri hazırlanmıştır. Son olarak 1 adet yayının daha hazırlanma süreci devam etmektedir.

Proje

1. FDK-2019-12071, Mini İnsansız Hava Araçlarının Havada Kalma Süresini Artırmak Amacıyla Çoklu Hibrit Güç Paketi Geliştirilmesi

Yayınlar

1. Keiyinci, S., & Aydın, K. (2021). Ground Simulation of Fuel Cell / Battery Hybrid Propulsion System for Small Unmanned Air Vehicles. *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*. <https://doi.org/10.1108/AEAT-08-2020-0180>
2. Keiyinci, S., & Aydın, K. (2021). Progress in carbon emission reduction technology in fossil fuel-based hydrogen production. *Advances in Environmental Research*.
(Mayıs 2021’de kabul edilmiştir.)
3. Keiyinci, S., & Aydın, K. (2021). Conceptual Design of Fuel Cell Based Hybrid Unmanned Air Vehicle. *European Mechanical Science*, 5(1), 14–20. <https://doi.org/10.26701/ems.770407>.
4. Keiyinci, S., & Aydın, K. (2020). Sodium Borohydride-Based Fuel Cell Powered Air Vehicle: Recent progress and prospect. *5th International Mediterranean Science and Engineering Congress (IMSEC 2020)*, Antalya, Türkiye, 21-23 Ekim 2020, ss.342-348.
5. Keiyinci, S., & Aydın, K. (2020). Hydrogen production from fossil fuels using chemical looping technology: An overview. *5th International Mediterranean Science and Engineering Congress (IMSEC 2020)*, Antalya, Türkiye, 21-23 Ekim 2020, ss.342-348.

6. Keiyinci, S., & Aydın, K. (2019). Mini-İHA’larda Kullanılan Yakıt Hücreli Hibrit Sistem İncelemesi. *4th International Mediterranean Science and Engineering Congress (IMSEC 2019)*, Antalya, Türkiye, 25-27 Nisan 2019, ss.908-912.
7. Keiyinci, S., & Aydın, K. (2019). Hafif Bir Hava Aracının Hibrit İtki Sistem Tasarımı. *4th International Mediterranean Science and Engineering Congress (IMSEC 2019)*, Antalya, Türkiye, 25-27 Nisan 2019, ss.908-912.

