



**BİLECİK
ŞEYH EDEBALI ÜNİVERSİTESİ**

**Fen Bilimleri Enstitüsü
Enerji Sistemleri Mühendisliği Anabilim Dalı**

**HİBRİT (PİSTON PROP-ELEKTRİK) TAHRİKLİ HAFİF
GENEL MAKSAT HELİKOPTERİN ENERJİ VE
ÇEVRESEL ETKİLERİNİN MATEMATİKSEL
İNCELENMESİ**

**Elif KORUYUCU
Doktora Tezi**

**Tez Danışmanı
Doç. Dr. Hasan YAMIK**

**2. Danışman
Prof. Dr. T. Hikmet KARAKOÇ**

**BİLECİK, 2018
Ref. No: 10230834**



**BİLECİK
ŞEYH EDEBALI ÜNİVERSİTESİ**

**Fen Bilimleri Enstitüsü
Enerji Sistemleri Mühendisliği Anabilim Dalı**

**HİBRİT (PİSTON PROP-ELEKTRİK) TAHRİKLİ
HAFİF GENEL MAKSAT HELİKOPTERİN ENERJİ
VE ÇEVRESEL ETKİLERİNİN MATEMATİKSEL
İNCELENMESİ**

**Elif KORUYUCU
Doktora Tezi**

**Tez Danışmanı
Doç. Dr. Hasan YAMIK**

**2. Danışman
Prof. Dr. T. Hikmet KARAKOÇ**

BİLECİK, 2018



**BILECİK
SEYH EDEBALI UNIVERSITY**

**Graduate School of Sciences
Department of Energy Systems Engineering**

**MATHEMATICAL ANALYSIS OF THE ENERGY
AND ENVIRONMENTAL EFFECTS OF HYBRID
(PISTON PROP-ELECTRIC) LIGHT UTILITY
HELICOPTER**

**Elif KORUYUCU
Doctoral Thesis**

**Thesis Advisor
Assoc. Prof.Dr. Hasan YAMIK**

**2nd Advisor
Prof. Dr. T. Hikmet KARAKOÇ**

BILECİK, 2018



BİLECİK ŞEYH EDEBALI ÜNİVERSİTESİ

FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

DOKTORA

JÜRİ ONAY FORMU

Bilecik Şeyh Edebali Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Yönetim Kurulunun 12.12.2018 tarih ve 72/5 sayılı kararıyla oluşturulan jüri tarafından 27.12.2018 tarihinde tez savunma sınavı yapılan Elif KORUYUCU'nun, "Hibrit (Piston Prop-Elektrik) Tahrikli Hafif Genel Maksat Helikopterin Enerji ve Çevresel Etkilerinin Matematiksel İncelenmesi" başlıklı tez çalışması Enerji Sistemleri Mühendisliği Anabilim Dalında DOKTORA tezi olarak oy birliği / oy çokluğu ile kabul edilmiştir.

JÜRİ

ÜYE

(TEZ DANIŞMANI) : Doç. Dr. Hasan YAMIK

ÜYE : Doç. Dr. Önder ALTUNTAŞ

ÜYE : Doç Dr. Emin AÇIKKALP

ÜYE : Doç. Dr. Ahmet Fevzi SAVAŞ

ÜYE : Dr. Öğr. Üyesi Işıl YAZAR

ENERJİ SİSTEMLERİ MÜHENDİSLİĞİ ANABİLİM DALI BAŞKANI:

Doç Dr. Emin AÇIKKALP

ONAY

Bilecik Şeyh Edebali Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Yönetim Kurulunun / / tarih ve / sayılı kararı.

İMZA/ MÜHÜR

TEŞEKKÜR

Uzun bir aradan sonra doktora öğrenimi yapmam için bana cesaret veren, gerek ders aşamasında, gerek tez çalışmalarım sırasında bilgi ve tecrübeleriyle bana danışmanlık ederek beni yönlendiren ve her türlü olanağı sağlayan danışmanlarım Prof. Dr. T. Hikmet KARAKOÇ ve Doç. Dr. Hasan YAMIK'a;

Değerli görüş, zaman ve bilgi birikimlerini benimle paylaşarak beni yönlendiren ve motive eden; karşılaştığım her problemi sabırla aşmamı sağlayan tez izleme komitesi üyelerim Doç. Dr. Önder ALTUNTAŞ ve Doç. Dr. Emin AÇIKKALP'e teşekkürlerimi sunarım.

Bana her koşulda güvenen, manevi yönden beni sürekli yüreklendiren ve desteklerini hiçbir zaman esirgemeyen, insani ve ahlaki değerlerini örnek aldığım arkadaşlarım Dr. Öğr. Üyesi İlkay ORHAN, Dr. Öğr. Üyesi Gamze ORHAN, Öznur OĞUZOĞLU, Gülnur GÜNGÖR, annem Fahriye KORUYUCU ve babam Mehmet KORUYUCU'ya,

Daima yanımda olan, yaşam kaynağım, bu dünyadaki tek varlığım biricik kızım İlayda'ma ve varlığını her zaman yanımda hissettiğim Ece'me sonsuz teşekkürler...

ÖZET

Fosil yakıtların giderek azalması ve fosil yakıt kullanımının olumsuz çevresel etkileri, sıfır emisyonlu ulaşım araçlarını gündeme getirmiştir. Sıfır emisyonlu hava araçlarının üretilmesi ve güvenle kullanılabilmesi için birçok çalışma yapılmaktadır. Mevcut teknolojiye batarya sistemleri ve yakıt hücresi sistemlerinde ilave ağırlık, maliyet, menzil, şarj süreleri gibi sorunlarla karşılaşmaktadır. Bu bağlamda, hibrit tahrik sistemleri; elektrikli ve yakıt hücreli araçlara geçiş aşamasında önem kazanmıştır. Bu çalışmada; piston prop motor ve elektrik motoru kullanılan paralel hibrit hafif genel maksat helikopterin enerji ve çevresel etkileri incelenmiştir. En fazla gücün harcandığı kalkış fazı için farklı irtifalar ve farklı hibridizasyon dereceleri için yakıt tüketimi, CO₂ üretimi; insan sağlığı; ekosistem kalitesi hesaplanarak değerlendirilmiştir. Hesaplamalar deniz seviyesinden 3000 m irtifaya kadar çeşitli irtifalar için yapılmıştır. 3000 m irtifada, hibridizasyon derecesinin %6 olduğu durumda yakıt tüketimi ve CO₂ üretiminin en fazla %3.91 oranında azaldığı görülmüştür. Aynı irtifa ve hibridizasyon derecelerinde insan sağlığı ve ekosistem kalitesi sırasıyla %3.27 ve %2.92 oranında daha az etkilenmiştir.

Anahtar Kelimeler

Hibrit elektrikli helikopter; hibridizasyon; yakıt tüketimi; CO₂ üretimi; insan sağlığı; ekosistem kalitesi; çevresel etki.

ABSTRACT

The gradual decrease in the amount of fossil fuels on earth and the negative environmental effects of fossil fuel usage have brought the importance of zero emission transportation vehicles to the agenda. Various studies have discussed production and secure application of Zero Emission Aircrafts in the past. With current technology, existing battery and fuel cell systems have problems such as additional weight, cost, range, charging times. In this context, hybrid propulsion systems have gained importance in the transition stage to electrical and fuel cell vehicles. In this study, energy consumption and environmental effects were analyzed for parallel hybrid light utility helicopter with piston engine and electric motor. Fuel consumption, CO₂ production, impact on human health and ecosystem quality were examined and evaluated for different altitudes and different hybridization factors for during take-off where the maximum power is needed. The calculations were made for various altitudes up to 3000 m above mean sea level. Fuel consumption and CO₂ production decreased by 3.91% in the case of hybridization factor 6%, at an altitude of 3000 m. At the same altitude and same hybridization factor, impact on human health and ecosystem quality were determined to be less, drop of 3.27% and 2.92% respectively.

Key Words

Hybrid electric helicopter; hybridization; fuel consumption; CO₂ production; human health; ecosystem quality; environmental effects.

İÇİNDEKİLER

Sayfa No

TEŞEKKÜR	
ÖZET.....	I
ABSTRACT	II
İÇİNDEKİLER	III
ÇİZELGELER DİZİNİ	VI
ŞEKİLLER DİZİNİ	VII
SİMGELER VE KISALTMALAR	IX
1. GİRİŞ	1
2. LİTERATÜR TARAMASI	9
3. ELEKTRİKLİ UÇAK ÖRNEKLERİ	27
3.1. HYPSTAIR Projesi	27
3.2. BOEING Yakıt Hücreli Gösteri Uçağı	28
3.3. ENFICA-FC	28
3.4. DLR-HY4	29
3.5. Ampere	30
3.6. SUGAR VOLT	31
3.7. NASA X-57 Maxwell	32
3.8. Pipistrel Alpha Electro	33
4. TEZİN AMACI VE ÖNEMİ	34
5. ELEKTRİKLİ ARAÇLAR	39
5.1. Elektrikli Araç Çeşitleri	40
5.1.1. Akülü Elektrikli Araçlar (BEV-Battery Electric Vehicle)	41
5.1.2. Plug-In Hibrit Araçlar (PHEV-Plug-In Hybrid Electric Vehicle)	42
5.1.3. Yakıt Hücreli Elektrikli Araçlar (FCEV- Fuel Cell Electric Vehicle)	44
5.1.3.1. Fosforik asit yakıt hücreleri (PAFC).....	48
5.1.3.2. Erimiş karbonat yakıt hücreleri (MCFC).....	48
5.1.3.3. Katı oksit elektrolit yakıt hücreleri (SOFC).....	49
5.1.3.4. Proton değişim membranlı yakıt hücreleri (PEMFC).....	49
5.1.3.5. Birleştirilmiş rejeneratif yakıt hücreleri (URFC).....	50
5.1.3.6. Alkali yakıt hücreleri (AFC).....	51

5.1.3.7. Direkt metanol yakıt hücreleri (DMFC)	51
5.1.4. Hibrit Elektrikli Araçlar (HEV-Hybrid Electric Vehicle)	51
5.1.4.1. Seri hibrit araçlar.....	55
5.1.4.2. Paralel hibrit araçlar	58
5.1.4.3. Seri-paralel hibrit araçlar	59
5.1.4.4. Gelişmiş hibrit araçlar.....	61
5.2. Hibrit Elektrikli Araçların Diğer Elektrikli Araçlar ile Karşılaştırılması	62
6. HELİKOPTERLER.....	66
6.1. Rotorlarına Göre Helikopter Çeşitleri	73
6.1.1. Tek Ana Rotorlu Helikopterler	73
6.1.2. Eş Eksenli (Koaksiyel) Rotorlu Helikopterler	73
6.1.3. Ardışık (Tandem) Rotorlu Helikopterler	74
6.2. Motorlarına Göre Helikopter Çeşitleri	75
6.2.1. Piston Motorlu Helikopterler	75
6.2.2. Turboşaft Helikopterler	76
7. HİBRİT ELEKTRİKLİ HELİKOPTERİN KAVRAMSAL TASARIMI.....	77
7.1. İçten Yanmalı Motor	77
7.2. Elektrik Motoru	78
7.3. Batarya.....	80
7.3.1. Lityum-İyon (Li-Ion) Batarya.....	82
7.3.2. Lityum-Polimer (Li-Po) Batarya	82
7.3.3. Kurşun Asit Batarya	83
7.3.4. Nikel Metal Hidrit (NiMH) Batarya	83
7.3.5. Nikel-Çinko (Ni-Zn) Batarya	84
7.3.6. Nikel-Kadmiyum (Ni-Cd) Batarya	84
7.4. Güç Kontrol Ünitesi	85
8. SİSTEM TASARIMI	86
8.1. Helikopter	86
8.2. İçten Yanmalı Motor	89
8.3. Elektrik Motoru	89
8.4. Batarya.....	91
9. MODEL VE YÖNTEM	92

10. BULGULAR.....	100
11. SONUÇLAR	109
KAYNAKLAR	111
ÖZGEÇMİŞ.....	



ÇİZELGELER DİZİNİ**Sayfa No**

Çizelge 5.1: Hibrit elektrik tahrik sistemlerinin karşılaştırılması	61
Çizelge 5.2: BEV, HEV ve FCEV'nin karşılaştırılması	63
Çizelge 8.1: R22'ye ait veriler	88
Çizelge 8.2: EMRAX 188 elektrik motoruna ait veriler	90
Çizelge 8.3: RESU 10H R tip bataryaya ait veriler	91
Çizelge 9.1: İrtifaya göre havanın sıcaklık, basınç ve yoğunluk değişimi.....	95
Çizelge 10.1: Deniz seviyesinde (0 m) yakıt tüketimi	101
Çizelge 10.2: 500 m irtifa için yakıt tüketimi	101
Çizelge 10.3: 1000 m irtifa için yakıt tüketimi	101
Çizelge 10.4: 1500 m irtifa için yakıt tüketimi	102
Çizelge 10.5: 2000 m irtifa için yakıt tüketimi	102
Çizelge 10.6: 2500 m irtifa için yakıt tüketimi	103
Çizelge 10.7: 3000 m irtifa için yakıt tüketimi	103

ŞEKİLLER DİZİNİ

Sayfa No

Şekil 1.1:	Enerji tüketiminin artışının sebepleri, sonuçları ve çözüm yolları.....	2
Şekil 1.2:	2005–2050 dönemi için kirletici emisyon eğilimleri	6
Şekil 3.1:	Hypstair	27
Şekil 3.2:	Boing yakıt hücresel gösteri uçağı.....	28
Şekil 3.3:	ENFICA-FC	29
Şekil 3.4:	DLR-HY4.....	30
Şekil 3.5:	Ampere	31
Şekil 3.6:	SUGAR VOLT.....	32
Şekil 3.7:	NASA-X-57 Maxwell	32
Şekil 3.8:	Pipistrel Alpha Electro	33
Şekil 5.1:	Seri hibrit bağlantısı	57
Şekil 5.2:	Paralel hibrit bağlantısı.....	59
Şekil 5.3:	Seri-Paralel hibrit bağlantısı	60
Şekil 5.4:	Gelişmiş hibrit bağlantısı.....	62
Şekil 6.1:	Helikopterlerin ana bileşenleri	68
Şekil 6.2:	Helikopterlere etki eden kuvvetler	71
Şekil 6.3:	Eş eksenli rotorlu helikopter.....	74
Şekil 6.4:	Ardışık rotorlu helikopter	75
Şekil 7.1:	Gaz türbinli motorun çalışma prensibi	77
Şekil 8.1:	Farklı helikopterlerin motor gücü/max. kalkış ağırlığı oranları	86
Şekil 8.2:	R22'nin üç boyutlu görüntüsü ve boyutları.....	87
Şekil 8.3:	R22'nin orijinal görüntüsü	88
Şekil 8.4:	O 320 motorun sağ ve sol görüntüsü.....	89
Şekil 8.5:	EMRAX 188 elektrik motoru.....	90
Şekil 9.1:	Piston motorlu helikopter tahrik sistemi	92
Şekil 9.2:	Önerilen hibrit helikopter tahrik sistemi	93
Şekil 9.3:	Yaşam döngüsü analizinde orta ve son nokta ilişkisi.....	98
Şekil 10.1:	İrtifa-elektrik motor gücü-hibridizasyon derecesi karşılaştırması.....	104
Şekil 10.2:	İrtifa-içten yanmalı motor gücü-hibridizasyon derecesi karşılaştırması	105
Şekil 10.3:	İrtifa-yakıt tüketimi-hibridizasyon derecesi karşılaştırması.....	106

Şekil 10.4: İrtifa-CO ₂ üretimi-hibridizasyon derecesi karşılaştırması	107
Şekil 10.5: İrtifa-insan sağlığı-hibridizasyon derecesi karşılaştırması	107
Şekil 10.6: İrtifa-ekosistem kalitesi-hibridizasyon derecesi karşılaştırması.....	108



SİMGELER VE KISALTMALAR

Simgeler

H	: İrtifa (m)
HD	: Hibridizasyon derecesi (%)
P	: Güç (HP)
P_{DS}	: Deniz seviyesindeki güç (HP)
P_{EM}	: Elektrik Motorunun Gücü (HP)
P_{iYM}	: İçten Yanmalı Motorun Gücü (HP)
ρ	: Yoğunluk (kg/m^3)
ρ_0	: Deniz Seviyesindeki Yoğunluk (kg/m^3)
m_A	: Mol kütlesi (kg/mol)
$\dot{m}_y$	: Yakıtın kütleli debisi (kg/sn)

Kısaltmalar

AC	: Alternatif Akım
AEA	: Tamamı Elektrikli Uçak (All Electrical Aircraft)
AFC	: Alkali Yakıt Hücresi
BEV	: Akülü Elektrikli Araç (Battery Electric Vehicle)
CO	: Karbonmonoksit
CO ₂	: Karbondioksit
DC	: Doğru Akım
DLR	: Alman Havacılık ve Uzay Merkezi (German Aerospace Center)
DMFC	: Direkt Metanol Yakıt Hücresi
EM	: Elektrik Motoru
ENFICA-FC	: Yakıt Hücreleri Tarafından Desteklenen Çevre Dostu Şehirlerarası Uçaklar (Environmentally Friendly Inter City Aircraft Powered by Fuel Cells)
FCEV	: Yakıt Hücreli Elektrikli Araç (Fuel Cell Electric Vehicle)
FP6	: Avrupa Birliği Altıncı Çerçeve Programı (European Union Sixth Framework Programme)
GT	: Gaz Türbini

H ₂ O	: Su Buharı
HC	: Hidrokarbon
HEV	: Hibrit Elektrikli Araç (Hybrid Electric Vehicle)
HP	: Beygir Gücü (Horse Power)
ICAO	: Uluslararası Sivil Havacılık Teşkilatı (International Civil Aviation Organization)
IEA	: Uluslararası Enerji Ajansı (International Energy Agency)
İHA	: İnsansız Hava Aracı
İYM	: İçten Yanmalı Motor
Li-Ion	: Lityum-İyon
Li-Po	: Lityum-Polimer
MAHEPA	: Hibrit Elektrik Tahrikine Modüler Yaklaşım (Modular Approach to Hybrid Electric Propulsion)
MCFC	: Erimiş Karbonat Yakıt Hücresi
MEA	: Daha Fazla Elektrikli Uçak (More Electrical Aircraft)
MRP	: Maksimum Nominal Güç (Max. Rated Power)
N ₂ O	: Dinitrojen monoksit
NDARC	: NASA Tasarım ve Rotorcraft Analizi (NASA Design and Analysis of Rotorcraft)
NiMH	:Nikel Metal Hidrit
Ni-Cd	: Nikel-Kadmiyum
Ni-Zn	: Nikel-Çinko
NO _x	: Nitrojen Oksit
PAFC	: Fosforik Asit Yakıt Hücresi
PEFC	: Polimer Elektrolit Yakıt Hücresi
PEMFC	: Proton Değişim Membranlı Yakıt Hücresi (Proton Exchange Membrane Fuel Cell)
PHEV	: Plug-In Hibrit Elektrikli Araç (Plug-In Hybrid Electric Vehicle)
PM	: Partikül Madde
R22	: Robinson R22 Beta II Hafif Genel Maksat Helikopteri (Robinson R22 Beta II Light Utility Helicopter)
RPM	: Dakikadaki Devir Sayısı (Revolutions Per Minute)

SO ₂	: Kükürt Dioksit
SOFC	: Katı Oksit Yakıt Hücresi (Solid Oxide Fuel Cell)
SUGAR	: Subsonic Ultra Yeşil Uçak Araştırmaları (Subsonic Ultra Green Aircraft Research)
URFC	: Birleştirilmiş Rejeneratif Yakıt Hücresi
VTOL	: Dikey Kalkış-İniş yapabilen hava aracı (Vertical Take-Off and Landing)
YDA	: Yaşam Döngüsü Analizi (LCA, Life Cycle Assessment)

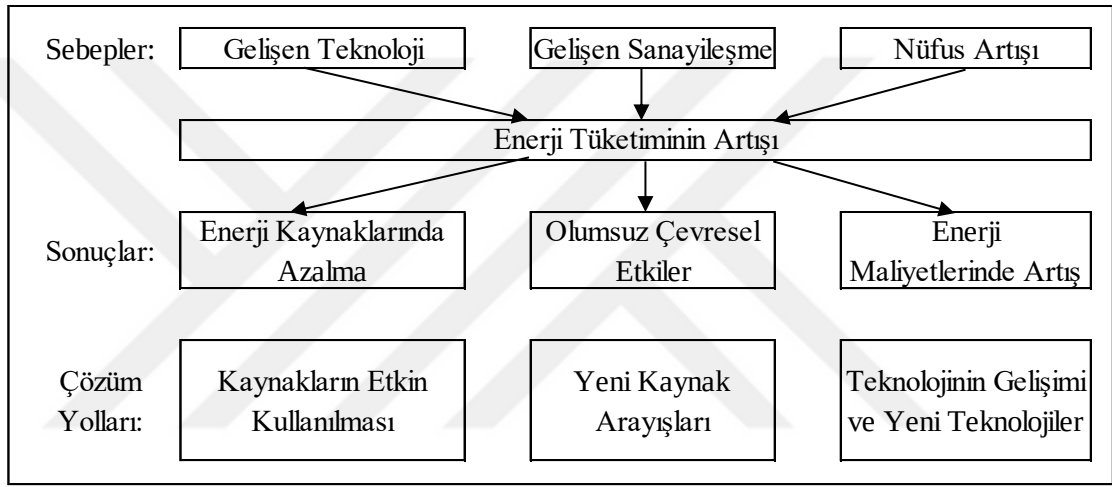


1. GİRİŞ

Sanayi devriminin başlangıcından itibaren temiz, ekonomik ve güvenilir enerjiye erişim, dünyanın artan refahı ve ekonomik büyümesinin temel taşı olmuştur. 18. yüzyılın ortalarında başlayan sanayi devrimiyle insan ve hayvan gücünün ötesinde olan buhar makinaları vasıtası ile buhar gücünden faydalanılmaya başlanmıştır. Buhar makinaları, sanayinin her alanında özellikle de ulaştırma alanında büyük gelişmeler sağlamıştır. Daha sonra içten yanmalı motorlar, buhar makinalarının yerini almıştır. Sanayi devriminin başlangıcında 700 milyon olan dünya nüfusu, bugün 7 milyar olup, nüfusun 2050 yılına kadar 9 milyara, 2100 yılına kadar ise 10 milyara çıkacağı tahmin edilmektedir. Paris merkezli Uluslararası Enerji Ajansı (International Energy Agency IEA), dünya enerji talebinin, 2009 yılında yaklaşık 12 milyar ton eşdeğer petrol iken 2035 yılında mevcut politikalar senaryosuna göre 18 milyar ton eşdeğer petrole, yeni politikalar senaryosuna göre 17 milyar ton eşdeğer petrole çıkacağını öngörmüştür (Chu ve Majumdar, 2012). Mevcut tüketim oranlarında tüketildikleri takdirde petrol kaynaklarının yaklaşık 50 yıl içerisinde tükenebileceği tahmin edilmektedir (Khaligh ve Zhihao, 2010). Yılda 29 gigaton olan karbondioksit (CO₂) emisyonlarının, mevcut politikalar senaryosuna göre yılda 43 gigatona, yeni politikalar senaryosuna göre yılda 36 gigatona çıkması beklenmektedir. Mevcut ve yeni enerji kaynaklarını ne kadar verimli ve etkin bir şekilde kullandığımıza bağlı olarak bu değerler değişecektir. Enerji kaynaklarımızın uygun, erişilebilir ve sürdürülebilir olduğu yeni bir sanayi devrimi gerekmektedir. Enerji verimliliği ve enerji korunumunun yanı sıra, enerji kaynaklarımızın karbonsuzlaştırılması da bu devrim için şarttır. Petrol türevi sıvı yakıtlar, mevcut ulaştırma altyapısında en yaygın kullanılan enerji kaynağıdır. Araçların enerji verimliliğinde yapılacak çeşitli iyileştirme faaliyetleri, petrol bağımlılığını büyük ölçüde azaltacaktır. Sıvı yakıt kullanılan içten yanmalı motorlar muhtemelen önümüzdeki çeyrek asır boyunca önemli bir rol oynamaya devam edecektir (Chu ve Majumdar, 2012).

Enerji, yaşamımızdaki en önemli aktörlerden biridir. Gelişen teknoloji ile yaşam tarzındaki değişiklikler, konfor seviyesindeki artış, sanayileşmenin yanı sıra nüfusun hızla artması, enerji tüketiminin de hızla artmasına neden olmaktadır. Fosil enerji kaynaklarının giderek azalması, bu kaynakların kullanımıyla ortaya çıkan olumsuz çevresel etkiler ve enerji maliyetlerinin artan seyri ile artan endişeler sonucunda enerji,

günümüzde sıklıkla ele alınan ve çeşitli alanlarda üzerinde birçok çalışmalar yapılan konulardan birisi olmuştur. Mevcut enerjinin etkin kullanımı, yeni ve temiz enerji kaynaklarının kullanımının yanı sıra kullanılan teknolojinin gelişimi ve yeni teknolojiler önem kazanmıştır. Enerji kaynaklarının etkin kullanımı ile maliyet ve olumsuz çevresel etkiler azalırken, sürdürülebilirliğe katkı olumlu yönde artacak; yenilenebilir enerji kaynaklarının kullanımı ile rezervleri giderek azalan ve çevreyi olumsuz yönde etkileyen fosil enerji kaynaklarının kullanımı da azalacaktır. Gelişen teknoloji ve yeni teknolojiler her iki duruma da katkı sağlayacaktır (Şekil 1.1).



Şekil 1.1. Enerji tüketiminin artışının sebepleri, sonuçları ve çözüm yolları.

Dünyadaki sınırlı fosil enerji kaynaklarının endişe verici bir şekilde tükenmesi ve bu yakıtların kullanımı sonucu ortaya çıkan olumsuz çevresel etkiler, fosil enerji kaynakları ile ilgili kaygılara neden olmuştur. Bu da hükümetleri, çeşitli kuruluşları ve bilim insanlarını çözümler aramaya sevk etmiştir. Yeni enerji kaynaklarının ve onları kullanışlı bir şekilde dönüştürebilecek yeni dönüştürme teknolojilerinin arayışları giderek daha da önemli hale gelmiştir. Günümüzde, yaydığı emisyonlar nedeniyle çevreyi olumsuz etkilemesine ve verimliliğinin düşük olmasına rağmen fosil yakıtlar (petrol, doğal gaz, kömür vb.) ana enerji kaynağıdır. Dünyada enerji talebinin büyük bir kısmı fosil yakıtlardan karşılanmaktadır. Kısa vadede, fosil yakıtların enerji dönüştürme sistemleri ile daha yüksek verimlilikte kullanılması için çalışmalar yapılırsa da yeryüzünde uzun vadeli yaşam kalitesini sürdürmek için, yenilenebilir kaynakların geliştirilmesi ile çevre üzerinde hiçbir olumsuz etkiye sebep olunmayacak veya daha az

olumsuz etkiye sahip olunacaktır (Akten, 2010; Jafri ve Gupta, 2016). Yaşanan ve artan bir hızla yaşanabilecek sıkıntılar için potansiyel çözümler; yenilenebilir enerji teknolojileri, enerji tasarrufu, enerjinin etkin kullanılması, kojenerasyon sistemleri, bölgesel ısıtma, enerji depolama teknolojileri, ulaştırma için alternatif enerjiler, fosil yakıtlardan çevreye zararsız enerji formlarında enerji kaynağı geçişi, ağaçlandırmanın hızlanması, karbon veya yakıt vergileri, toplu taşımacılığa teşvik, halkın bilincinin arttırılması vb. olarak sayılabilir (Dinçer, 2002).

Rüzgâr, güneş, dalga, biokütle gibi temiz, güvenilir, yenilenebilir enerji kaynaklarının kullanımı ile enerji üretimi gelecekte dünyanın tüm elektrik ihtiyacını karşılamada büyük bir paya sahip olacaktır. Birçok avantajın yanı sıra bu enerji kaynaklarında mevsim değişiklikleri, kontrol edilemeyen rüzgâr hızındaki dalgalanmalar, gece gündüz farkından kaynaklanan değişiklikler gibi bazı istikrarsızlıklar vardır (Tudorache ve Morega, 2008).

İnsan faaliyetlerinin çevresel etkileri ve çevresel bozulma riski gündemdedir ve dünya nüfusu, enerji tüketimi, endüstriyel aktivitelerin artışı gibi nedenler ile çevre sorunları da artmaktadır. Sürdürülebilirlik, kendi ihtiyaçlarını, gelecek nesillerin ihtiyaçlarından ödün vermeden karşılamaktır. Mevcut enerji kaynaklarının ve çevrenin sürdürülebilir olmasını teminen çeşitli çalışmalar yapılmaktadır. Enerji tüketimi ve üretiminin gelecekteki seviyesinin belirlenmesinde nüfus artışı, ekonomik etkenler, tüketici talepleri, teknolojik gelişmeler gibi faktörlerin yanında enerji sektörüne ilişkin hükümet politikaları ve dünya enerji piyasasındaki gelişmeler de önemli rol oynamaktadır. Enerji korunumu, sürdürülebilir kalkınma için hayati önem taşımaktadır ve yalnızca bizim için değil, aynı zamanda gelecek kuşaklar için de gereklidir. Enerji verimliliğinin arttırılması ile ilgili çalışmalar yenilenebilir enerji kaynaklı sistemlerin yüksek maliyetleri nedeni ile yoğun olarak devam etmektedir. Enerji verimliliği ile çevre bütünseldir, ayrı düşünülemez. Çünkü tüketilmeyen enerji üretilmeyen kirliliktir. Gelişmiş ve gelişmekte olan birçok ülke ulusal ve uluslararası enstitü ve kurumlar vasıtası ile kirletici emisyonları azaltmak hatta ortadan kaldırmak için çalışmalar yapmaktadır (Dinçer, 1999).

Dünyanın çevresel durumu tüm yerel emisyonların birleşimi ile belirlenir. Bu emisyonların bazıları (ulaşım, elektrik üretimi, sanayi gibi) kontrol edilebilir, bazıları ise (yanardağlar, güneş ışınları gibi) kontrol edilemezdir. Ulaşımın kirliliğe olan

katkısının sınırlandırılması ancak ilgili kişilerin farkındalığına bağlı olan yerel ve bölgesel eylemlerle gerçekleştirilebilir. İçten yanmalı motorların verimliliği ancak masraflı yatırımlarla bir miktar arttırılabilir. 1000 kg'lık bir araç için yıllık ortalama araç emisyonu aracın kütlesinin 4–5 katı kadardır yani 1000 kg'lık bir araç 4-5 ton CO₂ emisyonuna sahiptir (Mierlo, vd., 2006). Çevresel kirlilik ve fosil yakıtların sınırlı rezervleri alternatif araç tahrik sistemlerine olan ilgiyi de artırmıştır (Gao, vd., 2016).

Troposfer tabakasındaki ozon kirliliği, yer seviyesi ozon kirliliği olarak da anılır ve atmosfere salınan nitrojen oksit (NO_x) ve uçucu organiklerin kimyasal tepkimeleri sonucu oluşur. Astım ve akciğer fonksiyonlarında azalma gibi solunum sistemi problemlerine yol açmaktadır. Yer seviyesi ozonu şehrin üzerinde tabaka halinde birikebildiği gibi önemli mesafelere de taşınabilmektedir. Yer seviyesi ozon kirliliğinin oluşumunda en büyük etken motorlu araçlardır (T.C. Çevre ve Şehircilik Bakanlığı, 2014). Asit yağmuru (asit çökmesi), ozon kirliliği, sera etkisi (küresel ısınma) gibi birçok çevresel sorun; enerjinin üretilmesi, dönüştürülmesi ve kullanımı ile ilişkilidir (Dinçer, 2002). Asit yağmurları; fosil yakıtların yanması ile oluşan kükürt dioksit (SO₂) ve NO_x gibi kirleticilerin atmosferde su ve oksijen ile reaksiyona girerek sülfürik ve nitrik asitlerin ortaya çıkması ve bu asitlerin yeryüzüne yağış yolu ile taşınmasıyla meydana gelir (Dinçer, 1999, 2002). Ozonun atmosferde en yoğun olduğu tabakalar troposfer ve stratosfer tabakalarıdır. Atmosferdeki toplam ozonun yaklaşık %90'lık kısmını stratosfer tabakası oluştururken, troposfer tabakası yaklaşık %10'luk kısmını oluşturmaktadır. Stratosferde kabaca 12–25 km yükseklikler arasında bulunan ozon, güneş ışığının zararlı etkisi olan ultraviyole ışınımının emilmesini sağlamaktadır. Stratosferdeki ozonun tükenmesi ile mor ötesi ışınlar dünya zeminine ulaşarak radyasyon seviyesini arttırmakta ve cilt kanseri, göz hasarları gibi birçok olumsuz etkiye neden olmaktadır (Dinçer, 1999, 2002).

Dünya güneşten doğrudan gelen ışınlarla değil, güneşten gelen ışınların bulutlar ve yeryüzü tarafından yansıtılması ile atmosferde bulunan metan, su buharı (H₂O), CO₂ gibi sera gazlarının yansıtılan ışınları tutması sonucu ısınmaktadır. Işınların sera gazları tarafından tutulmasına sera etkisi denir ve sera etkisi sayesinde dünya sıcaklığı dengede kalır. Fosil yakıtların kullanımındaki artış CO₂ ve diğer sera gazlarının artışına sebep olmakta bu da küresel ısınmayı tetiklemektedir. Enerji kullanımı ile ilgili en önemli çevresel problem sera etkisidir. Sera gazlarının atmosferik konsantrasyonunun artması

yeryüzü yüzey sıcaklığının artmasına neden olmaktadır. Geçtiğimiz yüzyılda dünya yüzey sıcaklığının yaklaşık 1°C, deniz seviyesinin yaklaşık 20 cm arttığı tahmin edilmektedir (Dinçer, 2002). Fosil yakıt tüketiminin mevcut hali ile devam etmesi durumunda, 21. yüzyılın sonundan önce sıcaklığın 2-4°C, deniz seviyesinin 30-60 cm artabileceği belirtilmiştir (Dinçer, 1999).

Uçaklar, sera gazlarının atmosferik konsantrasyonunu değiştiren, yoğunlaşma yollarının hareketlerini tetikleyen ve iklim değişikliğine katkıda bulunan sirüs bulutlarını artıran gazlar ve parçacıklar yayarlar. Uçakların bu tür hava akımının yaklaşık %3.5'ine katkıda bulunduğu tahmin edilmektedir (Kaddour, 2014). Uçaklar tarafından yayılan gazlar ve parçacıklar, atmosferik bileşimi etkileyen üst troposfer ve alt stratosfer içine doğrudan yayılırlar (Penner, vd., 1999).

Havacılık yakıtı tarafından üretilen ana emisyonlar;

- Fosil yakıtların yanmasından kaynaklanan, yanmanın bir ürünü olan CO₂ salınımı, küresel iklim değişikliğine ve sera etkisine neden olmaktadır. Sera gazlarının atmosferik konsantrasyonlarının artması yeryüzünün yüzey sıcaklığını yükseltmektedir (Dinçer, 1999). Fotokimyasalların oluşumuna katkıda bulunan renksiz, kokusuz, yanıcı olmayan ve hafif asidik sıvılaştırılmış bir gazdır (Kaddour, 2014). Havacılık sektörü, atmosfere taşınan CO₂'nin yaklaşık %12'sinden sorumludur (Frosina, vd., 2017).

- Küresel ısınmaya neden olan sera gazlarından biri olan, yanma ürünlerinden, ölümcül karbonmonoksit (CO) (Erjavec, 2013; Kaddour, 2014)

- Ozon tabakası üzerinde en önemli etkiye yol açarak, ozon moleküllerini tahrip eden dinitrojen monoksitler (N₂O) (Kaddour, 2014) ve

- Akciğer dokusuna zarar verebilecek zehirli bir gaz olan NO_x'dir (Erjavec, 2013; Kaddour, 2014).

Havacılık alanındaki yolcu ve uçuş sayısındaki muhtemel artış toplam emisyon miktarında büyük bir artışa neden olmaktadır. Havalimanı operasyonlarını iyileştirmek için yeni teknolojilere ve yeni yakıt türlerine ihtiyaç duyulmaktadır. Şekil 1.2'de çevre sorunları ile ilgili önlem alınmadığı takdirde 2050 yılına kadar emisyon miktarında öngörülen artış görülmektedir. 2005 yılı başlangıç olarak kabul edilmiş ve ilk hedef 2020 yılına kadar kirletici emisyon miktarında hiçbir artışa neden olmadan nötr bir şekilde devam etmek, ikinci hedef ise 2050 yılına kadar %50'lik bir düşüş sağlamak

havacılık, yakıt hücresi teknolojilerinin erkenden benimsenmesini sağlayabilir (Bradley, vd., 2009 a).

CO₂ salınımindaki artış, sera etkisi ve iklim değişiklikleri sonucu ulaşılmış son durum ve tahminler sonucunda geleceğin en önemli yakıtı olarak hidrojen, geleceğin yakıt teknolojisi olarak ise yakıt pilleri görülmektedir (Akten, 2010). Yakıt hücresi ile çalışan hava araçları, performans ve çevreye uyumlulukları açısından havacılık camiasında bir ilgi görmüştür. Yakıt hücrelerinin hava araçlarında üstün performans avantajları sağlayacağı beklenmektedir. Bugüne kadar, yakıt hücresi tasarımcıları ve geliştiricileri öncelikle otomotiv ve sabit enerji üretim uygulamalarının ihtiyaçlarına cevap veriyordu. Yakıt hücrelerinin havacılık tasarım kriterlerine uygun şekilde kullanılabilmesi için çalışmalar yapılmaktadır. Havacılık için, tasarım gereksinimleri; menzil, dayanıklılık, tırmanış hızı ve maksimum hızdır. Yakıt hücresinde kullanılan hidrojenin depolanmasında yaşanan problemler ve ağırlığı uçaktaki güç tüketiminin artmasına sebep olmaktadır. Çoğu uçak uygulamalarında güç geçişlerinin çoğu kalkış, tırmanma, iniş gibi yüksek güç gerektirmektedir. Hibrit elektrikli uçaklar üzerine yapılan çalışmalarda araştırmacılar bataryayı öncelikli olarak yüksek güç çekişi için kullanmaktadırlar. Havacılık için çevresel uyumluluk, kirlilik ve enerji sürdürülebilirliği ölçütleri yakıt hücresi teknolojilerinin faydalı bir etkisinin olabileceği yerlerdir (Bradley, vd., 2009 a).

Mevcut teknoloji ile sıfır emisyonlu hava araçlarının etkin kullanılabilmesi mümkün değildir. Sıfır emisyonlu araçlar için, batarya sistemlerinin, yakıt hücresi sistemlerinin geliştirilmesi, hidrojenin üretilmesi, depolanması, taşınması, güvenilirliği gibi konuların iyileştirilmesi gerekmektedir. Bu gelişmeler ve iyileştirmeler tamamlanıncaya kadar hibrit tahrik sistemleri ile yakıt ve çevre ile ilgili yaşanan olumsuzluklar en azından azaltılmış olacaktır.

Enerji kaynağı olarak birden fazla enerji kaynağı kullanan araçlara hibrit araç denilmektedir. Yalnızca içten yanmalı motor ile çalışan araçların, petrol kaynaklı yakıtların sahip olduğu yüksek enerji yoğunluğundan dolayı yüksek performans ve menzil gibi avantajların yanında düşük yakıt ekonomisi ve çevre kirliliği oluşturma gibi dezavantajları vardır. Elektrikli araçlar ise yüksek enerji verimliliği ve sıfır çevre kirliliğine karşı düşük performans ve menzil gibi dezavantajlara sahiptirler. Hem içten yanmalı hem elektrik motorunu kullanan hibrit araçlar her iki enerji kaynağının

avantajlarına sahip olurken dezavantajları yok edebilirler (Bulgu, 2010; Erjavec, 2013). Hibritler, en temiz geleneksel İYM araçlara kıyasla %90 daha az emisyonu sahip olabilirler. Sadece elektrik motorunun çalıştığı modda aracın emisyonu olmaz. HEV'ler aynı zamanda, eşdeğer boyuttaki geleneksel araçlara kıyasla önemli ölçüde daha düşük yakıt tüketmektedirler (Erjavec, 2013).

Tezin 2. bölümünde literatür taraması, 3. bölümünde elektrikli uçak örnekleri, 4. bölümünde tezin amaç ve önemine yer verilmiştir. 5. bölümde, elektrikli araçlar ve elektrikli araçların sınıflandırılması hakkında bilgiler yer almaktadır. 6. bölümde helikopterler hakkında genel bilgiler verilmiştir. Hibrit elektrikli helikopterin kavramsal tasarımı ile ilgili bilgiler 7. bölümde anlatıldıktan sonra, 8. bölümde sistem tasarımı yapılmıştır. 9. bölümde model ve yöntem, 10. bölümde bulgular ve son olarak 11. bölümde sonuçlar yer almaktadır.

2. LİTERATÜR TARAMASI

Hidrokarbon (HC) yakıt tüketen içten yanmalı motorlar havacılık tarihi boyunca hava araçları tahrik sistemlerine hâkim olmuştur. Son yıllarda teknolojik ve sosyoekonomik değişimlerle birlikte içten yanmalı motorların egemenliğine meydan okuyabilecek tahrik sistemi arayışları başlamıştır (Nam, vd., 2005).

Ulaştırma kara araçlarında, deniz altı ve deniz üstü araçlarda elektrik tahrik sisteminin kullanımı hava araçlarına nazaran daha yaygındır. Açık literatürde, elektrik tahrik sisteminin hava araçlarına uygulanması ile ilgili birçok çalışma vardır.

Donateo vd. (2018) yaptıkları çalışmada, çift turboşaft motoru olan A109 K2 model helikopter için hibrit elektrik tahrik sisteminin fizibilite ve yakıt tasarruf potansiyelini araştırmışlardır. Kuyruk rotoru tahrik sisteminin ana rotordan ayrılarak elektrifikasyonu, hibrit elektrik tahrik sisteminin tüm tahrik sistemine uygulanması ve acil iniş için gerekli olan gücün hibrit sistemden karşılanması olmak üzere üç ana başlık altında çalışma yapılmıştır. Mevcut elektrik motoru ve batarya teknolojisi ile tahrik sistemine eklenen elektrik motoru ve Li-Po batarya 200 kg'lık bir kütle artışına neden olmuştur. Dolayısı ile orijinal helikopterin kütlesinin arttığı, ilave ağırlığın yakıt tasarrufunu ortadan kaldırdığı görülmüştür. 2040 yılında elektrik motoru ve bataryalarda beklenen iyileştirmeler sonucunda ek kütlenin kabul edilebilir düzeyde olacağı ve %12'ye varan bir yakıt tasarrufu sağlanacağı sonucuna varılmıştır.

Gaspari vd. (2017) yaptıkları çalışmada, hibrit-elektrik mimarisini oluşturan parçaları, bu parçaların işlevlerini, karakteristiklerini ve ara yüzlerini tanımlamışlar, hava taşıtı uygulaması için bir hibrit-elektrik aktarma organının genel güvenilirlik analizine yapısal bir yaklaşım sunarak, sistemin genel güvenilirliğini değerlendirmek ve bu tür bir analiz yapılırken göz önünde bulundurulması gereken en kritik hususları tanımlamak için farklı yöntemler hakkında genel bir bakış sağlamışlardır. Yapılan MAHEPA (Modular Approach to Hybrid Electric Propulsion) projesinde iki farklı seri hibrit elektrik tahrik sistemli uçak tasarlanmıştır. Bunlardan birincisi, bir elektrik jeneratörüne bağlı bir içten yanmalı motor (İYM) kullanılarak melezlenirken, diğeri hidrojenle beslenen bir yakıt hücresi sistemine entegre edilmektedir. Proje raporuna göre tasarlanan bu uçaklar geliştirerek, inşa edecek ve uçurulacaktır. MAHEPA projesinin sonuçlandırılmasından sonra ilk üretim hibrit-elektrikli uçaklar olarak piyasaya sunmanın yollarını geliştirmesi planlanmaktadır.

Donateo ve Spedicato (2017) tarafından, orta seviyede uzun ömürlü bir İHA (İnsansız Hava Aracı) için paralel hibrit güç sistemini boyutlandırılarak analiz edilmiştir. Analizler, Li-Po (Lityum Polimer) batarya ve iki zamanlı dizel motor için üç farklı hibridizasyon derecesinde yapılmıştır. Batarya, 30, 60, 90 dakikalık uçuşa izin verecek şekilde boyutlandırılmıştır. Seçilen şarj akımına göre bir pilin şarj edilmesi için gereken enerji ve gücü tahmin edebilmek için bir model geliştirilmiştir. Araştırmada, alternatif bir şarj ve deşarj döngüsü (ON-OFF stratejisi) ile sabit güce giden hibrit bir elektrikli uçağın dayanıklılığını değerlendirmek için bir formül önerilmektedir. Formül, pillerin deşarj ve yeniden şarj işlemleriyle ilişkili zaman, güç ve enerjinin hesaplanmasını gerektirmektedir. Önerilen dayanıklılık formülü ON-OFF enerji yönetim stratejisine sahip herhangi bir paralel hibrit elektrik güç sisteminde kullanılabilir olsa bile, motorun spesifik boyutuna ve performans haritasına bağlı olduğu için genelleştirilemez. Bu araştırma, bir İHA'yı sabit uçuş koşullarında ele almaktadır. Bu uygulamadaki hibridizasyonun amacı, elektrik modunda mümkün olduğunca uzun uçuş imkânı sağlamaktır. Sonuç olarak hibrit olmayan aynı motora göre hibrit sistem ile yakıt tüketiminde yaklaşık %12'ye varan bir azalma olduğu görülmüştür.

Sliwinski vd. (2017) tarafından uzaktan kumandalı küçük bir İHA'nın menzil ve dayanıklılık performansları, elektrik ve hibrit elektrik tahrikli yapılandırılması sonucundaki menzil ve dayanıklılık performansları ile karşılaştırılmıştır. İçten yanmalı motor olarak; maksimum gücü 2.1 HP (Horse Power-Beygir Gücü) olan Enya R120 4C piston motor, elektrik motoru olarak; Plettenberg HP320/30 elektrik motoru, batarya olarak; Thunder Power Li-Po Air Battery 5000mAh 8-cell pack kullanılmıştır. Yapılan vaka çalışması, hibrit elektrikli tahrik sistemi teknolojisinin, küçük ve orta ölçekli uzaktan kumandalı uçak sistemine uygun menzil, dayanıklılık ve yakıt performansı sağlarken, sera gazı emisyonlarının azaltılmasını teşvik eden uygulanabilir bir çözüm olduğunu ortaya koymaktadır. Ayrıca hibrit elektrikli tahrik sisteminin egzoz emisyonlarını indirmeye katkıda bulunabileceği belirtilmiştir. Yapılan çalışma, daha büyük uçak uygulamaları için deneysel ölçeklendirme çalışmalarına olanak veren bir basamak taşı olarak görülmektedir.

Frosina vd. (2017), hibrit elektrik tahrik sisteminin olası faydalarını araştırmak amacıyla, hafif bir uçak için hibrit elektrik tahrikinin ön çalışması olarak toplam güç çıkışı 130 kW, akü dâhil maksimum toplam ağırlığı 135 kg olan hibrit elektrik motoru

tasarlamışlardır. Çalışmada içten yanmalı motor olarak maksimum gücü 102 kW, toplam ağırlığı 82 kg olan 4 silindirli CMD 22, elektrik motoru olarak fırçasız AC EMRAX 207, pil olarak 40 kg'lık Li-Po pil seçilmiştir. Basit bir transfer görevi için modelin uygulanması %20'ye varan yakıt tasarrufu sağlarken, pilotların çok sayıda yaptığı klasik eğitim görevi için %30'lara varan yakıt tasarrufu sağlanabilmektedir.

Snyder (2017) yaptığı çalışmada, tek ana rotorlu bir helikopter için paralel hibrit elektrik tahrik sistemini; ayrıca bir VTOL (Vertical Take-Off and Landing-Dikey Kalkış-İniş) uçak için elektrik tahrik sistemini kullanarak mevcut durum, 15 yıl sonraki teknolojik gelişme ve 30 yıl sonraki teknolojik gelişmeler neticesindeki durumlarını karşılaştırmıştır. Karşılaştırma hem helikopter hem VTOL uçak için kullanılan motorların verimlerinin ve batarya enerji depolama kapasitelerinin yıllar içinde belirli oranlarda artacağı düşünülerek yapılmıştır.

Guida ve Minutillo (2017) yaptıkları çalışmada kirlilik emisyonları, gürültü ve yakıt tüketimlerini azaltmada sağladığı avantajlar nedeniyle son yıllarda giderek güçlenen ve uçaklarda elektrik güç sistemlerinde gelişen “daha fazla elektrikli uçak” (MEA-More Electrical Aircraft-Daha Fazla Elektrikli Uçak) kavramı üzerinde durmuşlardır. PEMFC (Proton Değişim Membranlı Yakıt Hücresi) bir elektrikli uçağın güç ünitesini analiz ederek ve “daha fazla elektrikli hava taşıtı” geliştirilmesini teşvik etmişlerdir.

Jaeger ve Adair (2017), elektrik motoru ve batarya ile çalışan hibrit elektrik tahrik sistemli bir İHA'nın kavramsal tasarımını yapmışlardır. Fırçasız elektrik motoru ve Li-Po batarya kullanılmıştır. Çalışma sonucunda, uzun süreli bir seyir dayanıklılığı için hibrit-elektrikli İHA'nın mümkün olduğunu, bununla birlikte seyir dayanıklılığının artmasının elektrik gücü kaybına yol açtığı ve her 1 Wh için yaklaşık 13 Wh'lik bir seyir enerjisi kazanıldığı belirtilmiştir.

Gong vd. (2016), hibrit elektrikli yakıt hücresi tabanlı küçük İHA için farklı seyir hızları ve farklı tırmanış oranları olan görevlerde performans durumunu incelemişlerdir. Küçük İHA için ilk kez tasarlanmış olan PEMFC kullanılmıştır. Yapılan çalışma sonucunda, yakıt hücresinin performansının kısa süreli kararlı durum polarizasyon eğrisinin belirgin bir şekilde sapabileceği ve görev profilinin veya belirlenen görev profili için belirli bir yakıt hücresi/pil kombinasyonunun dikkatle

seçilmesinin kısmi yükte yakıt hücresinin verimliliğini ve dolayısıyla genel performansı artırabileceği ve yakıt tüketiminin %3'e kadar düşürebileceği ifade edilmiştir.

Gadalla ve Zafer (2016), İHA'larda kullanılan mevcut küçük ölçekli güç kaynaklarının uzun süreli dayanıklılığı sağlamak için yeterli enerji sağlamadığını belirterek, küçük İHA için hidrojen yakıt hücresi, fotovoltaiik paneller ve bataryadan oluşan bir hibrit güç sisteminin entegrasyonunu araştırmışlardır. İHA'nın kanat alanı, PEMFC ve bir Li-Po bataryayı kapsayan fotovoltaiik panellere sahip olacak şekilde modellenmiştir. İHA'nın dayanıklılığı 470 dakikadan 970 dakikaya çıkmış, hibrit güç sisteminin kullanışlı olduğu ve yenilenebilir enerji kaynaklarının etkinliğini kanıtlanmıştır.

Abbe ve Smith (2016) yaptıkları çalışmada, gelecekte güneş enerjisinin havacılıkta enerji sağlamak için büyük bir potansiyele sahip olduğunu, teknolojik gelişme ve atılımlar ile yüksek maliyet sorununun çözüleceğini belirterek; güneş enerjisi ile çalışan uçakların geçmiş, güncel ve gelecek teknolojileri ile ilgili temel konuları değerlendirmiş ve önümüzdeki on yıl için tahmin sunmuşlardır. Ayrıca, güneş enerjisi ile çalışan hava taşıtları için yapılar, sistemler, tahrik, aerodinamik ve sistem entegrasyonunu içeren tasarım konularını incelemişlerdir. Güneş enerjisi ile çalışan hava taşıtları, yalnızca birincil enerji kaynağı olarak gövdesini etkileyen güneş radyasyonuna bağlı olarak sürekli seviyede uçuş yapabilen hava araçları olarak tanımlanmıştır. Çalışmadaki güneş pilleri uçağın belli bir alanını, genellikle kanat ve kuyruk düzlemini kapsamaktadır. Güneşlenmeye maruz kaldığında, hücreler güneş radyasyonunu elektrik enerjisine dönüştürürler. Üretilen enerji miktarı, yılın günü, günün saati, hücrelerin güneşe karşı eğilimi ve bulut örtüsü seviyesi gibi faktörlere bağlı olarak değişmektedir. Daha yüksek verimlilikteki güneş pilleri veya piller geliştirildiğinde uçağın genel verimliliği ve performansının iyileşeceği; daha sonra, yüksek çıkışlı düşük güç tüketimi elektrik bileşenleri ve daha yüksek verimlilikte pervanelerin kullanılması ile daha iyi güç tasarrufu ve yönetiminin sağlanacağı sonucuna varılmıştır.

Fusaro (2016) yaptığı çalışmada küçük tek motorlu pistonlu bir uçak için hibrit elektrikli tahrik sistemini uygulamıştır. Çalışmada, pistonlu uçağın ön boyutlandırılması önerilmiş, güç gereksinimleri belirlenmiş ve hibridizasyon derecesi seçilmiştir. Elektrik motoru, termal motor ve depolama sistemi boyutlandırılmış, hibrit

bir konfigürasyonda bulunması gereken ilave mekanik elemanlarla ilgili ağırlığın dikkate alınması için bir algoritma önerilmiştir.

Snyder (2015) yaptığı çalışmada, hafif, orta ve büyük olmak üzere üç sınıf helikopter için gaz türbinli motor yerine batarya sistemi ile çalışan elektrikli motor kullanılmasının etkilerini incelemiştir. Çalışmada; tahrik seçenekleri ve teknolojileri gözden geçirilmiş, geliştirilen modeller ve potansiyel yetenekleri değerlendirmek için araç boyutlandırma ve görev analizi gerçekleştirilmiş ve geleneksel tahrik seçeneklerinin daha fazla ve tamamen elektrikli tahrik sistemleriyle değiştirilmesi için yardımcı gereklilikleri tahmin etmiştir. Elektrik motoru gücü, termal yönetim hususları ile sınırlı değilse irtifa veya sıcak günlerden etkilenmemekte; bu da çalışma sırasında benzersiz yetenekler sağlamaktadır. 15 ve 30 yıllık teknoloji projeksiyonları için elektrik motoru, güç elektroniği ve batarya enerji depolama sistemleri kullanıldığı varsayılmıştır. Tamamen elektrikli taşıtlar için yük ve menzil kapasitesi, hâlihazırda pil veya diğer sistemler için nispeten düşük enerji yoğunluğu ve HC yakıtlar için daha büyük bir enerji yoğunluğu sırasına göre sınırlıdır. Araç boyutu ve kabiliyeti büyüdükçe, nispi enerji gereksinimleri de artmakta ve bu da tüm elektrikli sistemler için daha fazla enerji kapasitesi eksikliğine neden olmaktadır. Pil enerji depolaması için otuz yıllık teknoloji varsayımları, bazı menzil ve yük kapasitelerini mümkün kılmak için yeterlidir, ancak mevcut sistemlere karşı yük ve menzil yeteneklerini korumak veya aşmak için enerji yoğunluğunda daha fazla iyileştirme gerekmektedir. Ancak, diğer sınıfların sonuçları, orijinal araç yükü ve menzil kapasitesine yaklaşmak için enerji yoğunluğunun (en azından ağırlıkça) iki katına çıkmasının gerekli olduğunu düşündürmektedir. Gelecekteki elektrik sistemleri için öngörülen yüksek verim, hava akımı sistemlerinin hava akış hızlarının, elektrik sistemleri için düşük egzoz ısı kalitesi dikkate alındığında bile, yakıtla reaksiyona girmesi gereken hava akış hızlarından beş ila on kat daha az olacağını göstermektedir.

Friedrich ve Robertson (2015), tek koltuklu ultra hafif gösteri uçağı için (SONG) hibrit elektrik tahrik sistemi tasarımını ve boyutlandırmasını yapmışlardır. Mevcut SONG uçağından faydalanarak tasarlanan 200 kg'lık SOUL gösteri uçağında paralel hibrit elektrikli tahrik sistemi tasarlanmış, 12 kg ağırlığındaki 7.5 kW'lık içten yanmalı motor (Honda GX160) ve 12 kW'lık fırçasız DC elektrik motoru (JM1) ve 16 kg'lık, enerji yoğunluğu 144 W/kg, deşarj oranı 8C olan Li-Po batarya kullanılmıştır.

Geliştirilen simülasyon ortamına ve tanımlanan görev profillerine göre, prototip hibrit-elektrik SOUL uçakları, standart dört zamanlı motorlu uçaklara göre %37'lik bir yakıt tasarrufu ve maksimum %30'luk bir enerji tasarrufu sağlamıştır. Ayrıca 20 kg'lık İHA için biri istihbarat, gözetleme ve keşif, diğeri maksimum süre profili olmak üzere iki farklı görev analiz edilmiş, %47'ye varan yakıt tasarrufu hesaplanmıştır. Daha sonra 50 tonluk bir uçağın performansı, bir dizi elektrik gücü ve akü kütlesi kabul edilerek, bir hibrit-elektrik gaz türbini temel alınarak modellenmiş, %10'a varan yakıt tasarrufu sağlanacağı hesaplanmıştır.

Datta ve Johnson (2014), insanlı ultra hafif bir helikopter olan Robinson R22 Beta II Hafif Genel Maksat Helikopteri (R22-Robinson R22 Beta II Light Utility Helicopter) için sadece akü ile tahrik edilmesi, sadece yakıt hücresi ile tahrik edilmesi ve akü-yakıt hücresi hibrit güç sistemi ile tahrik edilmesi durumlarındaki performans karşılaştırmasını tasarımsal olarak çalışmışlardır. Yakıt hücresi olarak hidrojen kullanılan PEMFC, batarya olarak Li-Ion batarya, elektrik motoru olarak sabit mıknatıslı AC motor kullanılmıştır. Hibrit sistemin diğer iki sisteme kıyasla daha iyi bir performans gösterdiği sonucuna varılmıştır. Başlıca temel dezavantaj ise hidrojen tankının ağırlığı olarak gösterilmiştir. Ayrıca bu çalışma, ilgili helikopter için bir yakıt hücresi tahrik sisteminin kullanılabileceğinin mümkün olduğunu, ancak bir içten yanmalı motorun performansını karşılamak için sistem bileşenlerinde daha fazla geliştirmeye ihtiyaç duyulduğunu göstermiştir.

Kaddour (2014), havacılıkta alternatif motorlar konusunu irdelemiştir. Çalışmada, çevresel bir bakış açısı ile havacılıkta hibrit tahrik sistemi kullanımının, ideal bir çözüm gibi görünmesine rağmen maliyetinin çok yüksek olduğunu; kısa süreli görevler için, uçuş eğitimleri için kullanılan küçük uçaklarda, kolay şarj edilebilen, emisyon yaymayan elektrik motorlarının kullanılması daha verimli olacağı belirtilmiştir. Daha uzun süreler boyunca uçabilen uçaklar için, hem hibrit motorlar hem de doğal gaz veya biyodizel yakıt kullanılan geleneksel pistonlu motorlar kullanılabileceği, ancak doğal gaz ve elektrik motorunun bir kombinasyonunun en uygun çözüm gibi görüldüğü ifade edilmiştir. Ayrıca kalkış sırasında bir elektrik motorunun kullanılması havalimanında yayılan zararlı gazların sifıra indirilmesini sağlayacağı, sistemin alternatif bir yakıtla çalıştırılmasının da uçuş sırasında emisyonu azaltacağı belirtilmiştir.

Friedrich ve Robertson (2014), ticari bir hafif hava aracı için sadece içten yanmalı motor, sadece elektrik motoru, seri hibrit elektrik ve paralel hibrit elektrik tahrik sistemini iki görev için karşılaştırmışlardır. Hibrit sistemler için farklı hibridizasyon dereceleri için de karşılaştırma yapılmıştır. Yapılan çalışma sonucunda, paralel hibrit elektrik tahrik sisteminin, seri hibrit elektrik tahrik sistemine kıyasla daha verimli olduğu, bu nedenle paralel hibrit elektrik tahrik sisteminin havacılık uygulamaları için tercih edildiği belirtilmiştir. Hibridizasyon faktörü %60 olan paralel sistem, verimlilik ve dayanıklılık arasındaki dengeyi sağlamada en iyi performansı sağlamıştır.

Perullo ve Mavris (2014), hibrit elektrik tahrik sistemi modellemesinde en son teknolojiyi incelemek ve bu gibi gelişmiş kavramların boyutlandırılması için yeni yöntemler önermek için çalışma yapmışlardır. Hibrit elektrikli uçakların modellenmesi ve tasarımını birçok faktör etkilemektedir. Bir hibrit elektrik sisteminin doğru şekilde boyutlandırılması, elektrik ve enerji depolama sistemlerinin özellikleri ile birlikte uçak ve motor performans bilgilerini de gerektirmektedir. Yapılan çalışmada, hibrit elektrik mimarileri için uygun modelleme teknikleri incelenmiş ve uçak boyutlandırma problemi için hibrit elektrik enerjisi yönetimi konusu ele alınmıştır.

Krawczyk vd. (2014) yaptıkları çalışmada, İHA için alternatif güç olarak yakıt pilinin kullanılmasının mevcut durum ve gelişme eğilimlerini, çözümlerin avantaj ve dezavantajları incelemişlerdir. İHA sistemlerinde yakıt hücrelerinin seçim kriterlerini ve gelişimini teknolojik açıdan vurgulayarak kullanılma olasılığına odaklanmışlardır.

Motapon (2014) yaptığı çalışmada, daha fazla elektrikli bir uçak için (MEA) acil durum güç sisteminde yakıt hücreli hibrit sistem kullanarak farklı enerji yönetim şemalarının performanslarını analiz ederek karşılaştırmıştır. Hibrit sistem, deneylerle modellenmiş, en son teknoloji ile kullanılan en yaygın beş enerji yönetimi şeması, 14 kW'lık bir yakıt hücresi hibrit sistemi üzerindeki simülasyonlar ve deneysel testlerle incelenmiştir. Yakıt hücreli hibrit sistem; DC/DC ve DC/AC dönüştürücülerle birlikte Li-Ion batarya ve ultrakapasitörlerden oluşmaktadır.

Verstraete vd. (2014) yaptıkları çalışmada, insansız küçük uçaklarda bir yakıt hücresi ve aküyü birleştiren gelişmiş hibrit güç santrallerinin, tek başına pillerden aldığı elektrikle çalışan İHA uçak sistemlerine göre daha yüksek dayanıklılık sağladığını; bunun yanında entegrasyon zorluklarını gidermek için bu tür sistemlerin statik ve

dinamik performansları ile ilgili detaylı araştırmalara ihtiyaç olduğunu belirtmişlerdir. Yapılan çalışmaya göre çıkarılan sonuçlar; bir yakıt hücresini ve aküyü birleştiren gelişmiş hibrit güç santralleri, tek başına pillerle karşılaştırıldığında, küçük, elektrikle çalışan İHA uçak sistemlerine göre daha yüksek dayanıklılık sağlayabilir. Bununla birlikte, entegrasyon zorluklarını gidermek için bu tür sistemlerin statik ve dinamik performansıyla ilgili detaylı araştırmalara ihtiyaç duyulmaktadır. Küçük, elektrikle çalışan insansız uçak sistemleri halen çeşitli keşif ve uzaktan inceleme misyonları için kullanılmaktadır. Elektrik tahrik sistemi, nispeten yüksek verimlilik, düşük maliyet ve yüksek güvenilirlik yanı sıra düşük kızılötesi ve gürültü seviyeleri nedeniyle küçük içten yanmalı motorların kullanımı için tercih edilir. Bununla birlikte, piyasada bulunan pillerin enerji yoğunluğu, pille çalışan insansız uçak sistemlerinin ulaşılabilir dayanıklılığını sınırlar. Dünya çapında çeşitli araştırma grupları, yakıt hücresi kullanan gösteri uçaklarını tasarlamış ve uçuş testine tabi tutmuştur. Uçak tipik olarak farklı uçuş fazları için geniş bir güç aralığı ve yük değişimlerini dengelemek için hızlı bir yanıt gereklidir. Bununla birlikte, yakıt hücrelerinin güç yoğunluğu genellikle sınırlıdır. Bu nedenle, bir yakıt hücresinin, batarya veya ultrakapasitör ile birleştirildiği hibrit bir sistem, operasyonel olarak uygulanabilir sistemler için gereklidir. Bu hibrit sistemler, kısa süreli tepe enerjisi için ideal olan ikincil sistemin yüksek güç yoğunluğunu yakıt hücresinin yüksek enerji yoğunluğuyla birleştirerek uzun süreli dayanıklılığı sağlar. Hibrit bir sistemde, alt sistemlerin her birinin avantajları kullanılmaktadır ve bu da verimliliği artırılmış daha hafif ve daha ucuz bir sisteme neden olabilir. Bununla birlikte, hibrit sistemler, dinamik alt sistemler ve bir (insansız) uçağa güç sarmalını entegre ederken uygun düşünülmesi gereken uygulama zorluklarını ortaya koyan pasif veya aktif güç yönetim sistemlerini içerir. Gelişmiş yakıt hücresi tabanlı hibrit güç santralleri, daha geleneksel sistemlere kıyasla küçük, insansız uçaklar için önemli operasyonel avantajlar sağlayabilir. Yapılan çalışmaların sonuçları, sistemin dinamik performansının statik performansından önemli derecede farklı olabileceğini ve böylece bu testin gerekliliğini teyit ettiğini göstermektedir. Akü, yüksek güç seviyelerinde ve büyük yük artışı talep edildiğinde istenen yükün önemli bir bölümünü sağlamaktadır.

Johnson (2014), çevre dostu helikopter tasarımlarını geliştirebilmek için helikopter kavramsal tasarımı için tahrik sistem modellerini inceleyerek analiz etmiştir. Oluşturulan kavramsal tasarım kodu NDARC (NASA Design and Analysis of

Rotorcraft - NASA Tasarım ve Rotorcraft Analizi) ile öncelikle jet yakıtı yakan geleneksel turboşaft motor kullanılan helikopter tahrik sistemi modellenmiştir. Daha sonra çalışma, ağırlık değişimi olmaksızın piston-prop motorlar, turbojet ve turbofan motorları, yakıt hücreleri, güneş pilleri, bataryalar, elektrik motorları, jeneratörler ve yakıt (enerji) dâhil olmak üzere ek tahrik konseptlerini kapsayacak şekilde genişletilmiştir. Yeni tahrik sistemi bileşenlerinin geliştirilmiş performans ve ağırlık modelleri için gereksinimler tanımlanmıştır.

Nishizawa vd. (2013) yaptıkları çalışmada; yakıt hücresi sistemlerinin, hava aracı verimliliğini artırmak için önemli ve yeni bir teknoloji olduğu; Boeing ve Airbus gibi ticari uçak endüstrisinde yer alan global oyuncuların, uçak burun tekerleği sürüşü ve uçak su üretimi gibi çok sayıda yeni fonksiyon ve elektrikli uçakların yaratılması amacıyla birçok konvansiyonel sistemi ortadan kaldırmaya odaklanan yakıt hücresi sistemleri konusunda önemli araştırmalara başladıkları belirtilmiştir. Yapılan çalışmada yakıt hücresi sistemlerinin, yakıt hücreli elektrikli otomobillerde olduğu gibi, küçük uçaklar için tüm ana tahrik gücünü yardım almadan da sağlayabileceğini, yakıt piliyle çalışan küçük uçakların son yıllarda uçmayı başardığını ve yakıt hücresi sistemlerinin uçak uygulamalarında havacılığın yüzünü değiştirebileceği belirtilmiştir. Bu çalışma ile bir uçak uygulamasında kullanılan direkt hibrit sistemin karakteristik özelliklerinin araştırılması amaçlanmaktadır. Yakıt hücresi sisteminin elektrik enerji depolama aygıtlarıyla birleştirilmesinin, bir güç kaynağı olarak yalnızca bir yakıt hücresi sistemi ile çalışmaktan daha iyi performans sağlayabileceğinin bilindiği; bu nedenle artan sistem yükü talepleri sırasında yakıt hücresi gücünü artırabilmek için şarj edilebilir piller veya ultrakapasitörlerin paralel olarak bağlandığı belirtilmiştir. Yapılan çalışmada, DC/DC dönüştürücü kullanan en yaygın hibrit sistemlerin tersine, direkt hibridizasyon konsepti kullanılan uçak uygulamaları için optimize edilmiş pasif hibrit sistem önerilmiştir. Direkt hibrit sistem, bir H_2 /Hava PEMFC yığını ve bir pil takımından oluşur. Sistemin en önemli özelliği, DC/DC dönüştürücüsünün her biri güç kaynaklarından biriyle seri olarak bağlanmış iki diod ile değiştirilmesidir. Pil takımıyla seri olarak bağlanan diyot, bataryanın istemeden şarj edilmesini önler. Yakıt pili ile seri olarak bağlanan diyot, yükün pimlerinde aşırı gerilim olması durumunda yakıt pili istasyonunda ters akımı önler. Bununla birlikte, düzgün bir sistem tasarımı söz konusu olduğunda, bu diyot yalnızca, yük güç sağlayabiliyor ise gereklidir. Prototip ekipmanı,

hibrit sistemin statik ve dinamik davranışıyla ilgili karakteristik verileri toplamak için yapılmıştır. Ölçüm sonuçları, direkt hibridizasyon kavramını uygulayarak çalışma verimliliğini arttırmanın ve sistemin basitleştirilmesinin mümkün olduğunu göstermektedir. Dinamik davranış sonuçları yakıt hücresi istifinden ve pil takımından çıkış sinyallerinin ilginç bir kombinasyonunu göstermiştir. Akü çıkışının çabuk yanıtı, yakıt hücresi çıkış yanıtındaki gecikmeyi tamamen telafi ederek doğrudan hibrit sistemin DC motorlar gibi yüksek frekanslı elektrik yüklerine de uygulanabileceğini göstermiştir. Doğrudan bir hibrit sistem tasarım yöntemi önerilmiş ve sistem davranışı Antares DLR-H2 için öngörülmüştür. Doğrudan hibrit sistem için bir DC/DC dönüştürücü olmadan şarj etme özelliği de başarıyla doğrulanmıştır. Doğrudan hibrit sistemin, basit bir sistem konfigürasyonu ile yüksek verimlilik elde etme potansiyeline sahip olduğu sonucuna varılmıştır.

Cui vd. (2012), karma kanatlı bir uçağa entegre edilmek üzere hibrit elektrik tahrik sistemini modellemiş ve optimize etmişlerdir. Bu araştırmada, geleneksel içten yanmalı motor ve elektrik motoru aynı şaft üzerindedir. Elektrik motoru, içten yanmalı motorun düşük verimle çalıştığı durumlarda istek üzerine pervaneye fazla güç sağlamaktadır.

Datta ve Johnson (2012) yaptıkları çalışmada, içten yanmalı motorlu, 2 kişilik mevcut bir hafif helikopterin yakıt, depolama, motor ve şanzıman dâhil tahrik sistemini tamamen elektrikli hale getirebilmeyi amaçlamışlardır. Tamamen elektrik santralinin kavramsal tasarımının yapıldığı çalışmada, Robinson R 22 Beta II helikopterde PEMFC, yakıt olarak 700 barlık 4 tankta depolanan hidrojen, Li-Ion batarya, sabit mıknatıslı AC motor kullanılmıştır. Yapılan çalışma sonucunda; otomobillerde kullanılan elektrikli taşıt teknolojisinin mümkün olan en yüksek seviyedeki şekli, mevcut helikopterde kullanılsa bile tahrik güç durumunun 1940-1950'lerdeki piston motorları kadar veya günümüz piston motorların yarısı kadar gücü karşılayabileceği sonucuna varılmıştır.

Jurecka ve Bencalik (2012), uçaklara ve yakıt hücrelerinin uçaklardaki kullanımına ilişkin yaptıkları çalışmada; uçaklarda sistem ağırlığının çok önemli olduğu, hidrojen yakıt hücrelerinin kW/kg için performansının iyi olmasına ve uçak tahrikine yönelik olarak kullanılmasına rağmen, yakıt hücresinin çalışması için gereken alt sistemlerin oldukça ağır olduğu, bu ağırlığın optimize edilmiş parçaların kullanılması

ile kısmen azaltılabileceği; ayrıca günümüzde %40-50 verimlilikle çalışan yakıt hücrelerinin fiyat ve kullanılan hidrojenin mevcudiyeti yönünden dezavantajlı olduğu belirtilmiştir. Yakıt hücresi sistemlerinin; düşük verimlilik, yüksek ağırlık ve büyük hacimli olması nedeniyle küçük uçaklar için bir güç kaynağı olarak kullanılamadığı, bu nedenle küçük uçaklarda bataryaların veya hibrit güç kaynaklarının kullanıldığı, önümüzdeki yıllarda yakıt hücrelerinin daha etkili hale gelmesi ile daha çok kullanılabileceği, büyük yolcu uçaklarında güç kaynağı olarak yakıt hücrelerinin daha fazla kullanıldığı ifade edilmiştir.

Kim ve Kwon (2012), yakıt hücreli hibrit enerji sistemli bir İHA'yı çalışma koşullarında test ederek, uzun mesafeli uçuş testlerini yapmışlardır. Askeri görevlerde havadan keşif için küçük İHA'ların geliştirilmesi gerektiğini, gaz türbinleri ve piston motorlu küçük ölçekli araçların düşük verimliliğe sahip olduğunu belirten Kim ve Kwon, mevcut bataryalara alternatif olarak yeni bir güç kaynağı olarak işlev gören hidrojen jeneratörü ile birlikte bir PEMFC'ye sahip bir sistemi önermişlerdir. Yapılan çalışma sonucunda yakıt hücresi bileşenlerinin ağırlığının azaltılması ve güvenilirliğinin artırılması gerektiği, hidrojen üretim hızını optimize etmek tıkanmasını önlemek için katalizör dayanıklılığı ve reaktör tasarımının iyileştirilmesi gerektiği, yakıt pili yığınının güç yoğunluğunun yeni bir tasarımla veya yeni malzemelerle geliştirilmesi gerektiği, yakıt hücresi sisteminin hızlı devreye alınması ve yakıtın tekrar şarj edilmesi kolaylığının sağlanması gerektiği sonucuna varmışlardır.

Milliner ve Roberts (2012) yaptıkları çalışmada, katı oksit yakıt hücresi - gaz türbini (SOFC/GT) hibrit sistemlerinin çeşitli kullanımlar için daha verimli bir enerji kaynağı sağlayan bir teknoloji olduğunu; potansiyel bir kullanımın uçaklara daha verimli enerji sağladığını belirtmişlerdir. Çalışmada, bir SOFC ve bir GT motoru kullanılmış; SOFC ve GT'nin bir bilgisayar modelinden elde edilen sonuçlar sunulmuştur. Çalışma sıvısı olarak havanın kullanıldığı var sayılmıştır.

Semiz (2012), İHA'larda kullanılabilecek yakıt pili üreterek testlerini gerçekleştirerek patent başvurusunda bulunmuştur. Yapılan çalışmada, yakıt pillerinin montajı sırasındaki sıkıştırma miktarının, yakıt pilinin çalışması esnasında basınçlandırma valfinin kullanılmasının ve bu basınçlandırma valfinin açık ve kapalı kalma sürelerinin hava soluyan tipi proton geçirgen zarlı hidrojen yakıt pili performansı

üzerindeki etkisi incelenmiş ve üretilen yakıt pilinin performansının zamana karşı değişimi gözlenmiştir.

Sinsay vd. (2012), metropol veya bölgesel taşımacılıkta demiryolunu destekleyecek VTOL uçakların potansiyelini incelemişlerdir. “Hoppers” adı verilen, elektrikle tahrik edilen helikopterin kavramsal tasarımını ve helikopter filosunun mevcut hava sahasına entegre edilmesinin uygulanabilirliğini araştırmışlardır. Teknolojinin gelişimini ön görerek 2030 yılında gelinecek ilave gelişmeleri kabul ederek hesaplamalar yapılmıştır. Yolcu yükü, akü enerji yoğunluğu, menzil ve rotor disk yüklemesini içeren çalışmada çeşitli enerji depolama ve sevk seçenekleri incelenerek sonuçlar turboşaft destekli tasarım ile karşılaştırılmıştır.

Bradley ve Droney (2011), Boeing Subsonic Ultra Green Aircraft Research (SUGAR-Subsonic Ultra Yeşil Uçak Araştırmaları) ekibi tarafından yapılan bir çalışmayı özetlemişlerdir. Dünya çapında ticari havacılık için kapsamlı bir gelecek senaryosunun geliştirilmesini, detaylı çalışma için seçilen temel ve gelişmiş konfigürasyonları, her konfigürasyon için oluşturulan teknoloji sütlerini, ayrıntılı performans analizini, hesaplanan gürültü ve emisyonları, değerlendirilen teknoloji risklerini ve gelişmiş teknolojiyi belirtilmiş ve bir turbofan motorunun fan miline bir elektrik motorunun bağlı olduğu bir hibrit elektrik konfigürasyonu sunulmuştur. Turbofan motor, seyir koşullarında rölantide çalışarak yakıt tüketiminde bir azalma sağlamaktadır. Uçak, elektrik motoruna enerji sağlayan çıkarılabilir bataryaları taşımaktadır. Çalışma, detaylı özel performans araçları kullanılarak gerçekleştirilmiştir. Enerji kullanımı için modifiye edilmiş elektrik enerjisi düşünüldüğünde, enerji kullanımında %56 veya daha fazla azalma mümkün olacağı, azalan yakıtla birlikte doğrudan CO₂ emisyonlarının da azalacağı belirtilmiştir. Ayrıca sürdürülebilir biyoyakıtların, konvansiyonel tahrik sistemine göre CO₂ emisyonlarını %72 oranında azaltabileceği ve dahası batarya sistemini şarj etmek için yeşil elektrik gücü kullanan hibrit elektrikli tahrik ile bu oranın daha da artacağı, hibrit elektrikli tahrik konseptinde elektrik gücünün kullanılması daha düşük emisyonlar için fırsat sunduğu belirtilmiştir.

Koster vd. (2011) yaptıkları çalışmada, HELIOS projesi için seçilmiş tasarım özellikleri ve test sonuçlarını ele almışlar, İHA için bir içten yanmalı motor ve bir elektrik motoru kullanılan hibrit elektrikli tahrik sistemi tasarlamışlardır. Kullanılan tüm bileşenler ayrı ayrı test edilmiştir. Yapılan test sonuçlarına göre elektrik motorunun

%79.9 $\pm$ %1.1 oranında verimlilik sağladığı, kullanılan dizel motorun santral verimliliğini %40 oranında arttırdığı tespit edilmiştir. Ayrıca yapılan testler, iki motorun tek bir çıkışa güç sağlamak için işbirliği ile entegre edilebileceğini doğrulamıştır. Toplanan uçuş testi verileri, hibrit tahrik sistemin gerekli gücü %12 azalttığı ve bunun da yakıt tüketiminde %12'lik bir azalmaya dönüştüğünü göstermiştir. Çalışma sonunda; hibrit teknolojisinin İHA'larda uygulanmasının yakıt maliyetlerinin neden olduğu bütçe sorunlarını azaltacağı, böylece çevreye duyarlı olunacağı; akü teknolojisinin, kesinlikle elektrikli bir uçağı verimli bir şekilde uçuracak kadar gelişmediği, ancak hibrit teknolojinin avantajlı olduğu noktaya kadar olgunlaştığı; hibrit tahrik sisteminin tamamen elektrikli uçaklara geçişte, fosil yakıtlara büyük ölçüde bağımlı olan havacılık sektöründe bir alternatif sağlayacağı; ayrıca hibrit tahrik teknolojisinin, daha az gürültülü bir seyir, kalkış veya iniş için yeni fırsatlar sunarken, daha temiz ve daha güvenli bir uçak tahrik sistemi oluşturmaya yönelik birçok adımdan biri olduğu sonucuna varılmıştır.

Bernard vd. (2011) yaptıkları çalışmada, pasif hibrit yakıt hücresi güç aktarmanın ön analizini yapmışlardır. Pasif hibrit sistemde, aktif hibrit sistemde kullanılan yakıt hücresi ile batarya arasında en az bir tane DC/DC dönüştürücüsünün kullanılmamasının sistemi daha kolay, daha ucuz ve daha hafif hale getirdiğini, elektronik donanımdaki güç kayıplarının da ortadan kalktığını belirtmişlerdir. Çalışmada, pasif hibrit kavramı, yani bir yakıt pili sistemi ve bir güç dönüştürücüsü kullanmadan bir batarya arasındaki doğrudan elektriksel bağlantı, güç aktarma organları uygulamaları için uygun bir çözüm olarak sunulmaktadır. Yakıt hücresi sisteminde saf oksijen kullanılmıştır.

Pratt vd. (2011), ticari uçaklarda PEMFC kullanımına ilişkin ilk araştırma olan yaptıkları çalışmada, ticari bir uçak olan Boeing 787-8'in mevcut haldeki performansı ile PEM Hydrogenics HyPM 12 yakıt hücresi ve buna bağlı donanıma sahip uçağın aynı görevi yerine getirdiklerindeki performansını karşılaştırmışlardır. Performans karşılaştırılması yapılırken iki uçağı uçurmak için gereken yakıt miktarı hesaplanmıştır. Yakıt hücresi sistemi, kanatların gövdeye birleştiği yere yerleştirilmiştir. Yakıt hücresi sisteminin genel etkisini belirlemek için yakıt hücresi sisteminin eklenen ağırlığı ve bunun sürüklemenin dolaylı performansa yaptığı olumsuz etki de değerlendirilmiştir. Karşılaştırma sonucunda donanım analizi ile termodinamik ve elektriksel simülasyon

sayesinde, PEMFC ve hidrojen depolaması için bugünkü teknolojiyi kullanan bir yakıt hücresi sistemini uçağa eklemenin teknik olarak mümkün olsa da, büyük olasılıkla uçağa bir performans yararı vermeyeceğini tespit etmişlerdir. Bununla birlikte, hedef teknoloji ile PEMFC ve hidrojen depolaması kullanıldığında, yapılandırma şekline bağlı olarak yakıt hücresi sisteminin yapılan yakıt tasarrufu sayesinde uçak performansına fayda sağlayacağı tespit edilmiştir. Mevcut uçaktan %30 daha az yakıt kullanılarak elektrik üretilebileceği, bu tür sistemlerle donatılmış 1000 uçaktan oluşan bir filonun yılda 20000 ton daha az CO₂ salınımı yapacağı belirtilmiştir.

Fürrutter ve Meyer (2009), küçük ölçekli sabit kanatlı İHA'da sabit, düz uçuş sağlamak amacıyla 100 W gücünde hidrojen yakıt hücresi tasarlamışlardır. Yakıt hücresi ve uçak performansları laboratuvar ve uçuş testlerinde elde edilen veriler kullanılarak değerlendirilmiştir. İHA'nın tahrikinde PEMFC kullanılmıştır. Kalkışta yakıt hücresine paralel bağlı bir Li-Po batarya kullanılırken, seyir uçuşu esnasında da yakıt hücresi kullanılmıştır. Gösteri yapan uçağın yakıt hücresiyle test edilmesi başarılı olmuş ve yakıt hücresinden motora verilen güç, seyir uçuşunu sürdürmek ve sınırlı manevraları kontrol etmek için yeterli olmuştur. Çalışma sonucunda, yakıt hücresi teknolojisinin alternatif bir güç kaynağı olarak kullanılabileceği, daha yüksek enerji yoğunluğu ile uzun dayanıklı uçuşların mümkün olacağı görülmüştür.

Bradley vd. (2009 a), yakıt hücrelerinin havacılık uygulamalarında kullanılmak üzere hızla gelişen bir alan olduğunu; kısa bir süre içinde yakıt hücrelerinin küçük ölçekli hava araçlarında yardımcı güç üretimi ve itici güç üretimi gibi uygulamalarda üstün performans avantajları sergileyebileceği, yakıt hücrelerinin gelişimi ve hidrojen depolama ortamının iyileştirilmesi ile yakıt hücrelerinin havacılıkta kullanımının artacağını belirtmişlerdir.

Bradley vd. (2009 b), yakıt hücresi ile içten yanmalı motorun kullanıldığı hibrit uçağın; enerji yönetimi, uçuş yolu optimizasyonu ve enerji performansı üzerindeki etkilerini yaptıkları simülasyonda değerlendirmişlerdir.

Bradley vd. (2007) yaptıkları çalışmada, yakıt hücreli, insansız bir uçağın özelliklerini ve performansını incelemişlerdir. Uçağın birincil görevleri yakıt hücresi ile çalışan uçuşu güvenilir bir şekilde göstermek ve uçağın ve yakıt hücresi sistemlerinin işleyişi ile ilgili yüksek kaliteli tekrarlanabilir veriler toplamaktır. Uçak, 500W'lık bir PEMFC'ye sahip olup, sıkıştırılmış hidrojen deposu özel bir gövdeye dâhil edilmiştir.

Uçak için yakıt hücresi, itici gücün tek kaynağıdır. Çalışmada, uçak sistemi için tasarım gereksinimleri, uygulanması ve kontrolü ile ilgili detaylar sunulmuştur. Yakıt hücresi tahrik sisteminin verimlilik ve komponent güç tüketimi çeşitli uçuş koşullarında ölçülmüştür. Uçak santralinin performansı literatürdeki diğer 0.5-1 kW ölçekli yakıt pili motorlarıyla karşılaştırılmış ve bu uçakların performans iyileştirme araçları önerilmiştir. Bu çalışma, yakıt hücresi ile çalışan uçakların, bir gösteri uçağıyla sonuçlanacak ilk araştırmalarından birini temsil etmektedir. Hidrojen depolama ve yönetim sistemi gaz halindeki hidrojeni depolar ve hidrojeni yakıt hücresine kontrollü bir basınç ve akış oranında verir. Bir yakıt hücresi uçağının yapımı ve deneysel değerlendirmesi, yeni bir yakıt hücresi araç sınıfının değerlendirilmesi ve gösterilmesi yanında, gerçek performans verilerini kullanarak tasarım modellerinin geçerliliğini sağlamıştır. Bu çalışmanın sonuçları, daha büyük, daha kullanışlı ve çok daha dayanıklı uçakların çalışmalarına kadar genişletilmiştir. Uçak yapısı ve aerodinamik, yakıt pili santralinin fırsatlarını ve kısıtlamalarını birleştirerek tasarlanmıştır. Uçak ve tahrik sisteminin optimizasyonu yakıt hücresi uçak konseptinin değerlendirilmesi için istikrarlı ve verimli bir deney platformu üretmiştir. Bu çalışmanın sonuçları yakıt hücresi uçak konseptinin bir kanıtı olarak umut vericidir. Yakıt hücresi göstericisi uçakları, test uçuşlarında iyi performans göstermiştir.

Harmon vd. (2006), ülke güvenliği ve afet izleme için istihbarat, gözetim ve keşif amacı ile kullanılan İHA'lar için paralel hibrit elektrik tahrikli sistemlerin uygulamasını yapmışlardır. Hibrit-elektrik İHA'larını simüle etmek için bir Simulink modeli geliştirilmiştir. Model, yükseklik ve sıcaklıktaki değişiklikleri hesaba katan standart bir atmosfer modelini içermektedir. Bir uçuş profilinin çeşitli görev bölümleri (kalkış, tırmanma, seyir, alçalma ve iniş) için bir saatlik ve üç saatlik uçuş sonuçları, içten yanmalı ve hibrit elektrikli tahrikli sistem için karşılaştırılmıştır. Hibrit elektrikli sistem tasarımı, seyir hızı için boyutlandırılmış bir içten yanmalı motor ile dayanıklılık hızı için boyutlandırılmış bir elektrik motoru ve Li-Ion pil takımından oluşmaktadır. Hibrit elektrikli tahrik sistemi, batarya paketindeki mevcut enerji nedeniyle orijinal konfigürasyondan daha az enerji kullanır. Hibrit elektrikli sistemin avantajlarının yanında sisteme ilave ağırlık kattığı göz ardı edilmemelidir. Yapılan çalışma sonunda; 13.6 kg'lık hibrit elektrikli İHA için enerji kullanımı, bir saatlik ve üç saatlik istihbarat,

gözetim ve keşif görevleri sırasında, dört zamanlı benzinli motorlu bir İHA'ya göre, sırasıyla %54 ve %22 daha az olduğu görülmüştür.

Bradley vd. (2006) yaptıkları çalışmada yakıt olarak hidrojenin kullanıldığı, tahrik sistemi PEMFC olan, algılama ve keşif görevleri için yararlı yükleri taşıyabilen düşük güçte İHA tasarımı ve optimizasyonu için bir yöntem sunmuşlardır. İHA'lar için yakıt hücresinin yüksek enerji yoğunluğu nedeniyle diğer şarj edilebilir enerji depolama sistemlerine kıyasla daha cazip olduğunun belirtildiği çalışmada amaç, yakıt hücresi uçakları için tahrik sistemi tasarımındaki önemli olumsuzlukları belirlemek ve bir İHA için en uygun yakıt hücresi tahrik sistemini tanımlamaktır. Bu çalışma için tahrik sistemi, PEMFC, yakıt hücresi dengesi, sıkıştırılmış hidrojen depolama sistemi, elektrik motor sistemi ve pervaneyi içermektedir. Yakıt hücresi tahrik bileşenleri bir dizi değer arasında ölçeklendirilebilen MATLAB programlama ortamında matematiksel bir modeli oluşturulmuştur.

Moffitt vd. (2006) yaptıkları çalışmada, gösterici uçaklara dayalı orta ölçekli İHA'larda (yaklaşık 25-100 kg brüt ağırlık) menzil ve dayanıklılığı incelemek için yakıt hücresi ile çalışan İHA modeli oluşturmuşlardır. Model, uçak yapılarının, santrallerin, hidrojen depolama, tahrik sistemi ve aerodinamik gibi alt sistem düzeyinde katkıda bulunan analizleri içermektedir. Çeşitli sayıda motor/pervane kombinasyonu ile optimum yapılandırmaları tanımlamışlardır. Motor sayısı ve konfigürasyonunun uçağın performansı üzerinde büyük etkisi olduğu tespit edilmiştir. Bu etkinin yakıt hücresi uçaklarına özgü olduğu, çünkü hidrojen depolaması için gerekli olan ön alan büyük olduğu, benzer uçaklarda önceden yapılan çalışmalarda da olduğu gibi hidrojenin depolanmasının bu çalışmada da öncelikli tasarım kriteri olduğu belirtilmiştir. Hem sıkıştırılmış hem de metal hidrit hidrojen deposu analiz ve testleri yapılmıştır. Daha büyük ölçekli ve daha uzun ömürlü uçaklar için sıkıştırılmış hidrojenin daha doğru analiz edileceği ve daha fazla fayda sağlayacağı belirlenmiştir. Optimum konfigürasyonlar, pervane/gövde parazitini önlemek için kanatlara monte edilmiş iki motor kullandıklarında bulunmuştur. Optimum tasarım hassasiyeti analiz edilmiş ve hidrojen depolama sistemi ile uçak arasındaki etkileşimin sistem performansı üzerinde en büyük etkiye sahip olduğu belirlenmiştir.

Himansu vd. (2006), bir İHA'da yüksek irtifalı uzun süreli görevlerde kullanılmak üzere, güç sistemi olarak SOFC ile gaz türbininden oluşan hibrit sistem

kullanmışlardır. Bileşen kütle tahminlerini içeren bir analiz yapılarak, kalkış sırasında toplam yakıtlı güç sistemi kütlelerinin SOFC işletme noktasına bağımlılığı çeşitli sistem tasarım noktası ve görev parametreleri bağlamında incelenmiştir. SOFC'nin düşük güç yoğunluğuna rağmen, 10-20 gün arası uzun süreli görevlerin yüksek verimlilikler elde edilmiştir. Yapılan çalışmada yüksekliğin sistem kütlesi üzerinde önemli bir etkisi olmadığı görülmüştür. Sistem kütlesi güç seviyesiyle yaklaşık olarak doğrusal olarak ölçeklendirilmiş ve sistem gücü düzeyi, sistem kütlelerinin hücre gerilimi ve süresi üzerindeki bağımlılığını etkilememiştir. Uzun süreli İHA görevleri için yüksek verimli, düşük güç yoğunluğundaki SOFC/GT hibrit güç sistemin uygun olduğu görülmüştür. SOFC teknolojisinin İHA'lar için beklenenden daha erken kabul edilebileceği ve SOFC'lerin İHA'larda kullanılabilmesi için daha uzun ömür ve daha yüksek güvenilirliğe sahip olmasının beklenildiği belirtilmiştir.

Tornabene vd. (2005), ticari bir uçak olan Boing 777'de elektrik güç ünitesi için yakıt hücrelerinin kullanımını incelemişlerdir. SOFC ile gaz türbini hibrit sisteminin performans değerlendirmesini termodinamiksel sistem modeli ile yapmışlardır. Çalışmada, uçak yardımcı güç ünitesi için uçak yakıt hücresi güç sisteminde gerekli olan çeşitli bileşenlerin ön kütle ve performans tahminlerini sağlamak amacıyla bir elektronik tablo programı geliştirilmiştir. Program, termodinamik sistem modeli verilerini okumak ve ön bileşen kütle ve performans tahminleri sağlamak için tasarlanmıştır, böylece yakıt hücresi hibrit sistem modifikasyonlarının kütle etkisi hızlı bir şekilde tespit edilebilmektedir. Sistem modeli çıktısının elektronik tablo programına bağlanması, hibrit uçak yakıt hücresi güç sisteminin geliştirilmesini optimize etmek için parametrik çalışmaların hızlı yapılmasına olanak sağlamaktadır.

Kellogg vd. (2005), tasarladıkları PEMFC İHA için yakıt hücresi sistemlerinin ağırlığının azaltılması gerektiği, yakıt hücresinin 8-12 saatlik uçuşlar için uygun bir seçenek olabileceği, son teknoloji ürünü bataryaların yetersiz olduğu sonucuna varmışlardır.

Soban ve Upton (2005), yaptıkları çalışmada daha büyük ölçekli yakıt hücreli uçakların kavramsal tasarımını gerçekleştirmişlerdir. Çalışma, temel nitel analiz araçlarının tanımları dâhil olmak üzere yeni haritalama tekniğini özetlemektedir. Daha sonra interaktif değerlendirme ortamı sunulmuş ve yakıt hücresi teknolojilerini İHA araç sınıflarına eşleştirmek için kullanılmıştır. Yeni tahrik teknolojilerinden, bu

teknolojilerden en iyi şekilde yararlanabilecek araç sınıflarına niteliksel bir haritalama yapmak için araçlar oluşturulmuş, bu araçlar, hangi araç sınıfının, hem güncel teknikte hem de 15 yıllık bir teknoloji için yakıt hücresi teknolojisinden fayda sağlayacağını belirlemek için kullanılmıştır. Çalışma sonucunda yakıt hücrelerinin sunabileceği yeteneklerden en iyi şekilde yararlanan araç sınıfının, güç bağımlı olmayan, ancak uzun süreli dayanıklılık misyonları olan sınıflar olduğu sonucuna varılmıştır.

Ofoma ve Wu (2004), hava fotoğrafçılığı ve bitki örtüsü haritalaması için uzaktan algılama aracı olarak kullanılmak üzere, yakıt pili tahrikli İHA tasarlamış ve yakıt hücresi ağırlığı, boyutu maliyeti gibi konuları detaylandırmışlardır.

Kohout ve Schmitz (2003), uçak kalkış ağırlığı ve menzil kriterlerini değerlendirebilmek amacı ile yakıt hücresi tahrikli tamamen elektrikli kişisel hava aracı için üst düzey bir fizibilite çalışması yapmışlardır. İçten yanmalı motor ve ilişkili donanımlar, temsili olarak yakıt hücresi ile alt sistemi ile değiştirilerek; sıvı hidrojen depolamalı bir PEMFC, doğrudan metanol PEMFC ve sıvı metan yakıtı kullanan SOFC hibrit sistemi olmak üzere çeşitli konfigürasyonlar düşünülmüştür. Her yapılandırma, kütle ve aralık bazında temel durumla karşılaştırılmıştır. Bu konfigürasyonlar arasında en umut verici sistemin SOFC türbin hibrit sistemi olduğu sonucuna varılmıştır. Bununla birlikte, sistem performansını iyileştirebilmek için yakıt hücresi ağırlığı, yakıt ağırlığı ve yakıt hücresi teknolojisinde karşılaşılan kısıtlamaları gidermek için çalışmalar yapılması gerektiği belirtilmiştir.

Contreras vd. (1997) yaptıkları çalışmada fosil yakıtların hızla tükenmekte oluşu ve çevresel faktörler nedeni ile havacılıkta hidrojenin enerji taşıyıcısı olarak kullanılmasını öngörerek, havacılık yakıtı olarak hidrojeni HC yakıtlarla karşılaştırmışlardır. Azalan fosil yakıtların yerine kullanılabilmesi, yenilenebilir oluşu, emisyonları düşürmesi hidrojeni kabul edilebilir bir yakıt haline getirirken; hidrojenin üretimi, depolanması, taşınması, maliyeti, uygun motor gereksinimi, daha büyük gövde hacmi gerektirmesi gibi konuların çalışılması ve araştırılması gerekmektedir.

3. ELEKTRİKLİ UÇAK ÖRNEKLERİ

Bu bölümde mevcut ve konsept elektrikli uçak örnekleri kısaca anlatılmıştır.

3.1. HYPSTAIR Projesi

Avrupa Komisyonu tarafından, hibrit tahrik sistemlerinin, bileşenlerinin ve elektrikli uçak uygulamasına yönelik alt sistemlerin geliştirilmesi ve onaylanması için finanse edilen HYPSTAIR projesi 2016 yılında başarılı bir şekilde sonuçlanmıştır. Projenin ana hedefi, bir dizi hibrit elektrikli motorlu uçağın geliştirilmesidir. Dört koltuklu Pipistrel Panthera uçağını referans olarak kullanan HYPSTAIR ekibi, bir uçak için şimdiye kadar yapılmış en güçlü seri hibrit-elektrikli tahrik sistemini tasarlamış, geliştirmiş ve test etmiştir. Geliştirilen güç aktarımı, maksimum 200 kW olarak elde edilmiştir. HYPSTAIR, Siemens tarafından tasarlanan ve geliştirilen bir elektrik jeneratörü ve bu jeneratörü çalıştırmak için özel bir Rotax 914 ICE kullanmıştır. Kanatlara monte edilen iki Li-Ion batarya paketi (12 kWh), uçak için tüm elektrikli modda kalkış ve tırmanma için gerekli olan 200 kW'a kadar elektrik enerjisi sağlamaktadır. Uçak bu sayede çok sessiz olarak çalışmakta ve emisyon içermemektedir. HYPSTAIR tarafından elde edilen sonuçlar, MAHEPA IYM tabanlı hibrit elektrikli tek motorlu uçakların geliştirilmesinin temelidir (Gaspari, vd., 2017; HYPSTAIR).



Şekil 3.1. Hypstair (Gaspari, vd., 2017).

3.2. BOEING Yakıt Hücreli Gösteri Uçağı

Boeing, 2008 yılında yakıt hücresiyle çalışan ilk insanlı uçağı olan Boeing yakıt hücresi tek kişilik gösteri uçağını uçurmuştur. Uçak, Li-Ion batarya ve hidrojen tarafından beslenen PEMFC'lerinin bir kombinasyonu ile güçlendirilmiştir. Diamond Dimona uçakları üzerinde tasarlanan, maksimum kalkış ağırlığı 860 kg olan, yaklaşık 100 km/s hızda, 20 dakika, deniz seviyesinden 1000 m yükseklikte uçan, Boeing yakıt hücreli uçak, tarihte yalnızca yakıt hücreleri tarafından beslenen ilk insanlı uçak olmuştur. Li-Ion bataryalara (5-8 kWh), daha yüksek güç talebi olan kalkış ve tırmanma fazları sırasında ihtiyaç duyulmuştur. Günümüzde bataryaların ve hidrojen tanklarının ağırlığı nedeniyle, teknoloji bu sistemi kullanmaya izin vermese de, daha genel havacılık uçakları tasarlamak ve üretmek için bu çalışma başlangıç olmuştur (Lapeña-Rey, vd., 2010; Gaspari, vd., 2017).



Şekil 3.2. Boeing yakıt hücreli gösteri uçağı (Gaspari, vd., 2017).

3.3. ENFICA-FC

Avrupa Birliği Altıncı Çerçeve Programı (European Union Sixth Framework Programme, FP6) kapsamında finanse edilen, Ekim 2006'da başlatılan ENFICA-FC (Environmentally Friendly Inter City Aircraft Powered by Fuel Cells, Yakıt Hücreleri tarafından desteklenen Çevre Dostu Şehirlerarası Uçaklar) Projesinin ana hedefi, daha fazla/tamamı elektrikli uçakların tahrik edilmesi için yakıt hücresi tabanlı bir güç sisteminin kullanımını geliştirmek ve doğrulamaktır. Jihlavan tarafından inşa edilen ve ultra hafif uçak olan Rapid 200 üzerinde tasarlanan ENFICA-FC'de, seri hibrit elektrik

tahrik sistemi kullanılmıştır. 6 kWh’lık bataryalar, kalkış ve tırmanma gibi yüksek güç gerektiren uçuş aşamalarında ya da yakıt hücresi sisteminin arızalanması durumunda yedek enerji kaynağı olarak kullanılmaktadırlar. Yarıısı yakıt hücreleri tarafından; diğer yarıısı da Li-Po bataryalar tarafından sağlanan uçağın toplam gücü 40 kW’dır. Her iki enerji kaynağı da pervaneyi döndürmek için kullanılabilir; bu yüzden yakıt hücresi alt sisteminin arızalanması durumunda, uçak sadece bataryalar ile çalıştırılarak uçuşa güvenli bir şekilde devam edebilmektedir. 2 kişilik ENFICA-FC uçağının toplam ağırlığı 550 kg olup, Boeing projesinden (860 kg) çok daha düşük bir rakamdır. Daha önce Boeing yakıt hücreli gösteri uçağı tarafından kırılan dünya rekorunu, Rapid 200 FC 26 Mayıs 2010’da 40 dakika boyunca, 135 km/s hızla uçarak egale etmiştir (Romeo, vd., 2013; Gaspari, vd., 2017; ENFICA-FC).



Şekil 3.3. ENFICA-FC (Gaspari, vd., 2017, ENFICA-FC).

3.4. DLR-HY4

HY4, yalnızca bir hidrojen yakıt hücresi sistemi ve elektrik motoru tahriki ile beslenen dünyanın ilk dört koltuklu yolcu uçağıdır. Maksimum kalkış ağırlığı 1500 kg olan HY4 ilk resmi uçuşunu 29.09.2016 tarihinde iki pilot ve 2 kukla yolcu ile gerçekleştirerek Stuttgart Havalimanı’na iniş yapmıştır. Uçak (Şekil 3.4), Pipistrel Toros’un iki gövdesi birleştirilerek yapılmış ve tek pervane, 80 kW’lık tek bir elektrik motoruyla tahrik edilmiştir. HY4, maksimum 200 km/s hıza ulaşmış ve uçuş profiline bağlı olarak 750 km uzaklığa uçabilmiştir. Güç sistemini; her biri 350 bar basınçta 9 kg hidrojen depolayabilen bir çift hidrojen tankı, toplam gücü 45 kW olan dört düşük

sıcaklıklı PEMFC modülü ve nominal gücü 45 kW olan iki Li-Po batarya paketi oluşturmaktadır. HY4, elektrikli hava taksileri olarak bölgesel ulaşım için kullanılma ve mevcutlara esnek ve hızlı bir alternatif sunma olasılığını öngören ilk yakıt hücresiyle çalışan uçak olmuştur (Gaspari, vd., 2017; DLR). Alman Havacılık ve Uzay Merkezi (DLR) tarafından geleceğin temiz, sessiz ve enerji tasarruflu uçaklarının prototipi olarak geliştirilen uçağın uzun mesafeli uçuşlar ve yolcu uçağı olarak kullanılabilmesi için çalışmalar devam etmektedir. DLR uzmanlarının hedefi, önümüzdeki 25 yıl içerisinde ortalama 40 yolcu kapasiteli hibrit uçakları bin kilometre mesafeye kadar uçurmaktır (Airlinehaber).



Şekil 3.4. DLR-HY4 (Gaspari, vd., 2017).

3.5. Ampere

Ampere, PEMFC ve batarya ile çalışan yeni bir 4/6 koltuklu, Fransız havacılık laboratuvarı tarafından yönetilen bir projedir. Proje kavramsal olarak kalsa da, Ampere oldukça ilgi çekicidir. Maksimum kalkış ağırlığı 2400 kg olan uçakta, tahrik için 40 adet elektrik kanallı fanın kullanılmasını öngörür ve bunların sadece 32'si güvenli uçuş için gereklidir. Kanatların ön kenarına monte edilen elektrik motorları, kanattaki sınır tabakasına enerji vererek, daha kısa kalkışlar için ekstra taşıma sağlamaktadır. Aynı zamanda uçağın uçuş sırasında manevra yapabilmeleri için kullanılmaktadır, böylece klasik kontrol yüzeyleri için gerekli alanı azalmaktadır. Bu, toplam uçak verimliliğini artırarak, sürtünme azaltma üzerinde olumlu bir etkiye sahiptir (Hermetz, vd., 2016; Gaspari, vd., 2017).



Şekil 3.5. Ampere (Gaspari, vd., 2017).

3.6. SUGAR VOLT

SUGAR VOLT, Boeing Research&Technology liderliğindeki bir ekip tarafından tasarlanan bir hibrit uçak konseptidir. NASA gelecekteki uçak talebine karşılık olarak sunulmuştur. SUGAR VOLT, maksimum itki gerektiğinde yani kalkış fazında geleneksel jet yakıtı yakan; daha az güç gerektiren uçuş fazlarında (yani seyir) sadece elektrik motorları kullanan iki hibrit turbofan motor kullanmaktadır. SUGAR VOLT, 2035 yılında ilk jenerasyon konfigürasyonunda ve 2050 yılında ek geliştirmeler getirilerek ikinci jenerasyonda uçuşu beklenen bir konsepttir. 154 koltuklu SUGAR VOLT uçaklarının boyutlandırılması ve performansı, 3500 deniz mili aralığında bir dizi ile en yeni nesil Boeing 737 ile karşılaştırılabilir. Geliştirme ekibi tarafından yapılan çalışma ve analizler, SUGAR VOLT emisyonlarının günümüz uçaklarının ortalamalarından yaklaşık %70 daha düşük olacağını göstermiştir (Gaspari, vd., 2017; Boeing).



Şekil 3.6. SUGAR VOLT (Gaspari, vd., 2017).

3.7. NASA X-57 Maxwell

Hedefi yüksek hızda seyir verimliliğinde %500'lük bir artış, sıfır karbon emisyonu ve daha sessiz uçuş olan NASA X-57 Maxwell tamamen elektrik tahrikli bir uçaktır. Maksimum kalkış ağırlığı 1360 kg'dır ve 4 koltukludur. X-57, İtalyan Tecnam P2006T ikiz motorlu uçaklardan türetilmiştir, ancak Şekil 3.7'de gösterildiği gibi, daha ince bir kanat ve kanat ön kenarı boyunca dağıtılan 14 elektrik motoruna sahiptir. Bu motorlar, kanattaki hava akışını hızlandırır, kalkış, tırmanma ve iniş sırasında ekstra taşıma sağlamaktadırlar. Uçak kanala ulaştığında, küçük kanatlı pervaneler katlanır ve sadece kanat ucundaki iki motor aktif kalır ve bu da X-57'i çok verimli hale getirir, çünkü çok azaltılmış kanat yüzeyi daha az sürtünme sağlar (Gaspari, vd., 2017; Deere, vd., 2018).



Şekil 3.7. NASA X-57 Maxwell (Gaspari, vd., 2017).

Günümüzdeki batarya teknolojisi uçağın bir saatliğine uçuşuna izin verebilir, ancak yapılacak çalışmalar sonucundaki batarya gücü yoğunluğu artışı sayesinde NASA, X-57'nin yakın gelecekte ve bölgesel uçaklarla rekabet edeceğine inanmaktadır (Gaspari, vd., 2017; Deere, vd., 2018)

3.8. Pipistrel Alpha Electro

Uçuş okullarının ihtiyacını karşılamak üzere tasarlanan 2 koltuklu Pipistrel Alpha Electro, piyasadaki ilk elektrikli uçaktır. Maksimum kalkış ağırlığı 550 kg olan Pipistrel Alpha Trainer'dan türetilen uçakta, 75 kW'lık bir elektrik motoru ve toplam 21 kWh kapasiteli iki adet Li-Ion batarya paketi bulunmaktadır. Alpha Electro, bir saatlik tasarım misyonunu 90 knot (166.68 km/h) hızda uçar. Uçuş okulları için tasarlanan,

günümüzde mevcut batarya teknolojisiyle bile elektrik uçuşunun gerçek bir olasılık olduğunu gösteren bir örnektir. Bataryayı bir saat içinde tam olarak şarj edilebilir ve görevler arası süreyi en aza indirmek için beş dakikadan daha kısa sürede değiştirilebilirler. Dahası, bataryaya enerji sağlamak için iniş sırasında pervane kullanılarak batarya şarj edilebilir (Gaspari, vd., 2017; Pipistrel).



Şekil 3.8. Pipistrel Alpha Electro (Gaspari, vd., 2017).

4. TEZİN AMACI VE ÖNEMİ

Ulaşım insan hayatında çok önemli bir yere sahiptir. Günümüzde motorlu taşımacılığın çoğunda fosil yakıtlar kullanılmaktadır. Dünyada enerji tasarrufu ve enerjinin etkin kullanılması için farklı alanlarda yapılan çalışmalar, ulaştırma sistemleri ve ulaşım araçları için de hız kazanmıştır. Enerji alanında yapılan bu iyileştirme çalışmaları sürdürülebilirlik ve çevre ile de doğrudan bağlantılıdır. Sıfır emisyonlu ulaşım araçları günümüzün önemli konularındandır.

Gelecekteki araçların daha fazla elektrifikasyona doğru ilerlediği açık bir gerçektir. Daha fazla elektrikli aracın, geliştirilmiş performans, daha az zararlı emisyonlar ve daha yüksek verimlilikleri nedenleri ile konvansiyonel araçlara göre büyük faydalar sağlayacağı yaygın olarak kabul edilmektedir (Williamson, vd., 2005).

Son yıllarda ulaştırma sektöründeki petrol tüketimi, diğer sektörlerden daha yüksek oranda artmıştır. Çevrenin korunması ve enerji tasarrufu endişelerinin arttığı bir dünyada, elektrikli, hibrit ve yakıt hücreli araçların geliştirilmesi hız kazanmıştır. Elektrikli, hibrit ve yakıt hücreli araçlar; emisyon, küresel ısınma, yakıt ekonomisi ve enerji kaynak kısıtlamaları ile ilgili düzenlemelerin getirilmesi ile hükümetler, araç üreticileri ve tüketicilerin dikkatini çekmiştir (Chan ve Chen, 2010).

Almanya’da yapılan bir araştırma sonucunda; yolcu taşımacılığında enerji tüketimi; demiryolunda 1 birim iken, karayolunda 3 birim, havayolunda ise 5.2 birim olarak belirlenmiştir. Maliyet yönlü bakıldığında ise denizyolu ile yapılan taşıma maliyetine göre ortalama olarak demiryolu taşıma maliyeti 2.5 kat, karayolu taşıma maliyeti 4 kat, havayolu taşıma maliyeti 12 kat daha fazladır (ENVER). CO₂ emisyonunun üçte birini Amerika Birleşik Devletleri’nin ulaşım sanayisi üretmektedir. Uluslararası çevre anlaşmalarında CO₂ ve diğer gaz emisyonlarının azaltılması öncelikli koşuldur. Bu nedenle, yakıt çevriminde enerji dönüşüm veriminin artırılması ile birlikte ulaşım için temiz enerji kaynaklarının kullanımı da gerekmektedir. Kyoto Protokolüne göre sıfır emisyonlu taşıtların üretilmesi amaçlanmaktadır. İçten yanmalı motorlara kıyasla yakıt pilinin CO₂ emisyonu yaklaşık %30 daha azdır. Diğer kirlletici gazlar ise sifıra yakın emisyon düzeyinde olduğu ölçülmüştür (Kıncay, vd., 2008).

Bütün bu veriler havacılık alanında enerjinin etkin kullanılmasının sağlanmasının gerekliliğini göstermektedir. Son yıllarda çevre için artan endişe özellikle de iklim değişikliği havacılık için sera gazlarının özellikle de CO₂’nin ve yakıt

tüketiminin azaltılmasını zorunlu hale gelmiştir. Bu zorunluluk, hem tasarımın nasıl yapıldığının hem de tasarım seçiminin önemini arttırmaktadır. Günümüzde kullanılan uçak yakıtları ileride mevcut şartlarda kullanılamayacaktır (Epstein, 2014). Havacılığı fosil enerjiye bağımlılıktan kurtarmak, en azından bir nebze olsun azaltmak gerekmektedir.

Havacılık sektörünün gelişimi, elektrik enerjisi üretim teknolojilerini geliştirerek yakıt kullanımını ve emisyonların azaltılmasını amaçlayan “MEA” kavramına yönelmiştir. MEA mimarisinin ana fikri, uçakta gerekli olan gücün yakıt hücresi uygulamaları aracılığıyla elektrik enerjisi ile sağlanmasıdır (Krawczyk, vd., 2014). Sıfır emisyonlu araç denince ilk akla gelen elektrikli ulaşım araçlarıdır. Üretim maliyetinin yüksek oluşu, menzilin kısa oluşu, şarj süresinin uzun oluşu, yolcu ve bagaj kapasitesinin az oluşu elektrikli ulaşım araçlarında karşılaşılan sorunlardır. Diğer bir tür ise yakıt hücreli ulaşım araçlarıdır. Yüksek maliyeti, kullanılan hidrojenin elde edilmesi, taşınması, depolanmasında bazı güçlüklerle karşılaşılmaktadır. Bu noktada içten yanmalı motorlu araçlara gösterdiği benzerlikler, düşük yakıt tüketimi, düşük emisyon değerleri, uzun menzil ve diğer alternatiflerine göre daha düşük maliyetli olması nedenleri ile hibrit elektrikli araçlar önem kazanmıştır (Kocagül, 2009).

Son yıllarda diğer alanlarda olduğu gibi ulaştırma alanında da verimlilik ve çevre konularının ele alınması, araçlarda yakıt hücrelerinin kullanımını sağlamıştır. Günümüzde yakıt hücreleri arabalar, otobüsler, tramvaylar, trenler ve uçaklarda kullanılmakta; geleneksel içten yanmalı motorlara göre daha yüksek verimlilik, daha az gürültü ve sıfıra yakın emisyon ile elektrik enerjisi sağlamaktadırlar (Thounthong ve Rael, 2009; Motapon, vd., 2014). Yakıt hücreli elektrikli araçlar (FCEV), yakıt hücrelerini hidrojen ve havadan elektrik üretmek için kullanırlar. Elektrik ya aracı çalıştırmak için kullanılır ya da bir batarya ya da ultrakapasitör gibi bir enerji depolama aygıtında depolanır. FCEV’ler yalnızca H₂O yayar ve yüksek verimlilik potansiyeline sahiptir. Bununla birlikte yakıt hücrelerinin yüksek fiyat ve ömrü, geliştirilmiş enerji yoğunluğuna ihtiyaç duyan yerleşik hidrojen depolama, hidrojen üretimi, hidrojenin dağıtılması ve yakıt ikmali altyapısı gibi bazı temel sorunlar vardır. FCEV’ler uzun vadede bir çözüm olabilir (Chan ve Chen, 2010). Konvansiyonel teknolojilere göre yakıt pillerinin hava araçlarında kullanılması; çevresel açıdan, güvenilirlik açısından gürültü seviyesi açısından ön plana çıkmaya başlamıştır (Semiz, 2012). Güç kaynağı

olarak yakıt pilleri çok yönlü ve gelecek vaat eden bir teknolojidir. Yüksek sıcaklıklı yakıt pilleri, orta ve düşük devirli dizel motorlar ile rekabet edebilmekte ve basit çevrimli gaz türbinlerinden daha verimli olmaktadır. Gaz türbini ile kombine yüksek sıcaklıklı yakıt pili en yüksek verime sahiptir. Yakıt pilleri, taşıtların hava kirliliğine sebep olmaması ve petrole alternatif olmasının yanında günümüz içten yanmalı motorlarından yaklaşık %40 civarında daha verimlidir (Çamcı, 2005; Ezgi, 2009).

Akülü elektrikli araçlar (BEV) sıfır yakıt tüketimi ve sıfır emisyonu sahip oldukları için, enerji krizi ve küresel ısınmayı önüne geçmek için ideal bir çözüm gibi görünmektedir. Bununla birlikte, elektrikli araçların yüksek başlangıç maliyeti, kısa sürüş mesafesi ve uzun şarj süresi gibi dezavantajları bu tip araçların kullanımının önüne geçmektedir (Ehsani, vd., 2005; Chan, 2007; Chan ve Chen, 2010).

Havacılık endüstrisi enerji tüketiminin, önümüzdeki yirmi yıl boyunca yükselen fosil yakıt fiyatlarına karşı %10'dan fazla artması beklenmektedir. Gaz türbinleri dâhil, içten yanmalı motorlar için HC yakıtları üstün enerji yoğunluğu nedeniyle havacılık uygulamaları için ana taşıyıcı olarak tercih edilmektedir. Bununla birlikte, motorlar, elektrik motorlarına kıyasla daha düşük bir verime ve güç-ağırlık oranına sahiptir. Bu nedenle, hibrit-elektrik tahrik sistemlerinin, genel performansı geliştirmek için motorlar ve motorlar arasındaki sinerjiden faydalanmaları önerilmiştir. Bu tür sistemler, yakıt tasarrufu, daha düşük kirlilik, azaltılmış kalkış gürültüsü ve artırılmış kısa süreli güç gibi potansiyel avantajlara sahiptir (Friedrich ve Robertson, 2015).

Uçaklarda ve helikopterlerde yakıt ağırlığı toplam ağırlığın önemli bir kısmını oluşturmaktadır. Yakıt ağırlığı, küçük kişisel uçakların brüt ağırlığının yaklaşık %10'unu, uzun deniz aşırı uçuşlarda kullanılan uçakların brüt ağırlığının %40'ından fazlasını oluşturmaktadır. Yakıt, hava aracının tüm uçuş koşullarını karşılayabilmelidir. Ayrıca yakıt tankları, uçuş esnasında azalan yakıt ağırlığının denge sorununa sebep olamayacak şekilde yerleştirilmelidir (Sanderson, 2003).

İçten yanmalı motorlu araçların ve akülü elektrikli araçların sınırlamalarını aşabilmek için hibrit elektrikli araçlar geliştirilmiştir. HEV, geleneksel tahrik sistemini elektrikli bir enerji depolama sistemi ve bir elektrik motoru (EM) ile birleştirir. HEV'ler elektrik modunda sürüldüğünde, sıfır emisyon elde etmek mümkündür. HEV'ler, konvansiyonel İYM araçlara kıyasla daha iyi yakıt ekonomisi sağlar ve BEV'lerden daha uzun bir sürüş mesafesine sahiptir. HEV'ler enerji krizi ve kirlilik ile

ilgili zorlukların üstesinden gelmeye yardımcı olabileceği düşünülmektedir (Chan ve Chen, 2010).

Dünyada 446 binin üzerinde uçak bulunmaktadır ve bu uçakların 211 binden fazlası Amerika Birleşik Devletlerinde, 136 binden fazlası ise Avrupa'dadır. Dünya çapında 21486 adet türbin helikopter ve 9723 adet pistonlu helikopter bulunmaktadır. (GAMA). United States Department of Transportation Office of the Assistant For Research and Technology Bureau of Transportation Statistics verilerine göre, Amerika'da bulunan uçakların yaklaşık %70'i piston motorlu uçak, helikopterlerin ise yaklaşık %32'si piston motorlu helikopterdir (Bureau of Transportation Statistics). Bu veriler, piston-prop uçakların dünyadaki toplam uçak sayısının dörtte üçünü oluşturduğunu göstermektedir (Altuntaş, 2011). Üstün enerji yoğunluğu ve güvenilirliğinden dolayı gaz türbinli motorların havacılıkta gelecekte de kullanılmaması için engel yoktur (Epstein, 2014).

Yakıt fiyatları arttıkça motor tasarımcıları motor yakıt tüketimi, ağırlık ile üretim ve bakım maliyetleri arasında yeni dengeler bulmak için çalışmalar yapmaktadırlar. Jet motorları ile ilgili yapılan çalışmalar sonucunda jet motoru verimliliği 3 katına çıkarılmış, güç-ağırlık oranı 2-4 kat arttırılmış, güvenilirlik 100-200 kat daha geliştirilmiş ve motor ömrü 5-10 katına çıkarılmıştır. Geline bu noktada jet motorunun ne kadar daha iyileştirilebileceği tartışılmaktadır. Yüksek verimlilik, düşük ağırlık, düşük emisyon, düşük gürültü ve yüksek güvenilirlik nedenleri ile artık gaz türbinli motorlar tercih edilen uçak motorları konumuna gelmiştir (Epstein, 2014).

Çevrenin olumsuz yönde etkilenmesi, yabancı ülkelere bağımlılık ve gelecekte fosil yakıt kaynaklarının tükenmesi yeni tahrik sistemi arayışının sebepleridir. Ayrıca fosil yakıtların kullanımındaki herhangi bir azalma, sürdürülebilirlik açısından; nesillerimizin ve nesillerimizin geleceği için fayda sağlayacaktır. Elektrikli motorlarla çalışan araçların emisyonları düşüktür, daha az yakıt ya da enerji tüketir ve fosil yakıtlara olan bağımlılığımızı azaltır. İYM'larda alternatif yakıtların kullanımı konusunda çok fazla araştırma yapılmış ve yürütülmektedir. Bu yakıtların çoğu, aynı zamanda, yakıt hücresi elektrikli araçlarının tercih ettiği yakıt olarak kabul edilmektedir. Alternatif yakıtlar kullanarak sadece fosil yakıtlara olan bağımlılık azaltılmış olmayıp, aynı zamanda emisyonları ve egzozunun küresel ısınma üzerindeki etkilerini de azaltılmış olmaktadır. Elektrikli araçlar temiz çevrenin yanında gürültüsüz çalışırlar.

Elektriğin kaynağı güneş enerjisini elektriğe çeviren şarj edilebilir piller, fotovoltaik güneş pilleri veya yakıt hücreleri olabilir. Elektrikli araçlar ayrıca sıfır veya sıfıra yakın egzoz emisyonları üretir. Elektrik tahrikli araçlarda kullanılan elektrik ve yakıtlar yenilenebilir enerji kaynaklarından (rüzgâr veya hidroelektrik santraller gibi) üretildiğinde, bu araçlar fosil yakıt tüketim ve emisyonlarında ilave düşüşler sağlar. Elektrikli bir tahrik aracının güç kaynağı genellikle bataryaların içinde saklanır ve dağıtılır (Erjavec, J., 2013).

Helikopterler dikey olarak kalkış ve iniş yapabilirler, bu sayede pist gerektirmezler. Gemi güvertesi gibi zor ve küçük alanlara inip kalkabilme, belirli alanlarda gezinebilme ve asılı kalabilme yetenekleri sayesinde askeri, sivil ve ticari çok özel uygulamalar için kullanılmaktadırlar (Amritkar, 2015). Yapılan birçok çalışma olmasına rağmen özellikle hava araçlarında doğrudan elektrik tahrik sistemini kullanabilmek günümüz teknoloji ve imkânları ile mümkün görünmemektedir. Elektrikli araçlara geçiş aşamasında hibrit sistemlerin kullanımı önem kazanmıştır. Hibrit sistem kullanımı ile kullanılan fosil yakıt miktarı azaltılmaktadır. Literatür taraması kısmında da görüleceği gibi İHA'lar ve sabit kanatlı uçaklar için elektrikli ve hibrit güç tahriki için çalışmalar yapılmıştır. Piston prop motorlu helikopterler için açık literatürde hibrit elektrik sistemi uygulaması bulunamamıştır. Bu çalışma ile sürdürülebilir yeşil havacılık vizyonuna katkı sağlayabilmek amacıyla, daha çevre dostu hafif bir helikopter için içten yanmalı pistonlu motor ile elektrik motorunun hibrit olarak çalıştırılması sonucunda harcanacak yakıt miktarı ve çevreye olan emisyon salınımı teorik olarak analiz edilerek mevcut haldeki değerleri ile karşılaştırılacaktır. Çalışmada, piston prop motor kullanılan Robinson R22 Beta II Hafif Genel Maksat Helikopter verileri temel alınmıştır. Daha önce yapılmamış olan (helikopterler için içten yanmalı motor ile elektrik motorunun hibrit olarak çalıştırılması) bu çalışma ile literatüre katkı sağlanacağı düşünülmektedir.

5. ELEKTRİKLİ ARAÇLAR

Genel olarak bir araçtan; istenen performansı verebilecek gücü sağlaması, belirlenen menzile boyunca araca ihtiyacı olan enerjiyi bulundurması, yüksek verimlilikte çalışması ve az miktarda çevre kirliliğine sebep olması beklenir (Bulgu, A. E., 2010).

Ulaşım kaynaklı sera gazı emisyonlarının yarısından fazlasına ve kirlletici emisyonların önemli bir bölümüne doğrudan yakıtın yanması sebep olmaktadır. Özellikle gelişmekte olan ülkelerde gelecek yıllarda teknoloji seviyesi arttıkça artan enerji talebine bağlı olarak emisyon miktarı da artacaktır (Briguglio, vd., 2011).

Hava trafiğinde devam eden büyüme çevre kirliliğini havacılığın kritik yönlerinden biri haline getirmiştir. Havacılığın uzun vadede büyümesinin devam ettirilmesi gerekiyor ise uçakların çevresel sürdürülebilirliğinde de önemli iyileşmelere ihtiyacı vardır. Avrupa Aviation Enviromental Report 2016'da uçak gürültü ve emisyonlarında azalma ile sürdürülebilir alternatif yakıtlar olmak üzere iki konu dikkate alınmıştır. Sürdürülebilir alternatif yakıtlar başlığı altında sürdürülebilir yakıtların geliştirilmesi ile hava kalitesinin iyileştirilmesi, iklim değişikliğinin azaltılması ve enerji arzının çeşitlendirilmesi sağlanacağı belirtilmiştir. Bu gereksinimleri karşılamak için elektrik enerjisi ile uçan hava araçlarının daha yeşil olduğunu düşünmek gerekir. Bu, uçak tarafından ihtiyaç duyulan enerjinin bir kısmının elektrik olduğu MEA, nihayetinde istenen enerjinin tamamının elektrikli olduğu elektrikli hava aracı (All electrical aircraft –AEA) ile mümkün olacaktır (Guida ve Minutillo, 2017).

Fosil yakıtların maliyetleri ve çevreyi en az etkileyen enerjiden faydalanma arzusu arttıkça, daha verimli motorların üretilmesi ihtiyacı da ortaya çıkmıştır. Ulaşım, enerji kullanımının ve dolayısıyla kirliliğin önemli bir kaynağıdır. Bir hibrit sistem enerji dönüşümünün yüksek verimliliğini sağlamak için birden fazla yöntem kullanır (Milliner ve Roberts, 2012).

Yakıt fiyatı ve sera gazı emisyonlarıyla ilgili ortaya çıkan sorunlar, özellikle ulaştırma sektöründe alternatif enerji kaynaklarına dikkat çekmiştir. Nakliye sektörü toplam yakıt tüketiminin %40'ını oluşturmaktadır. Pahalı batarya teknolojisi ve sınırlı sürüş mesafesi nedeniyle piyasada başarısız olan elektrikli araçlar nedeni ile HEV fikri ortaya çıkmıştır. Ayrıca elektrikli araçlarda görülen araç hızının belirli bir hıza ulaşmak için gereken güç ile ilişkisi gibi diğer sınırlamalar da dikkate alınması gerekir.

Elektrikli araçlar ile hibrit elektrikli araçlar arasındaki farklar oldukça küçük görünse de fark çok büyüktür. Bir elektrikli araç, elektrikli tahrikle çalışır; batarya, elektrik motorları ve elektrik jeneratörlerinden oluşmaktadır. Öte yandan HEV, sırasıyla akü ve yakıttan oluşan enerji kaynağından dolayı bir EM ve bir İYM kullanarak çalışır. HEV, düşük güç talebi sırasında aküden çalıştırma işlemi nedeniyle fosil yakıt tüketimini azaltır ve yalnızca hızlanma veya yüksek yük gücü sırasında yakıtla çalışır. Yakıt hücreleri, sera gazlarının sıfır emisyonu nedeni ile büyük ilgi görmektedir. Dahası, bir yakıt hücresinden gelen enerji, bol miktarda bir kaynak olan havadan hidrojen ve oksijenin kimyasal reaksiyonundan çıkarılır. Yakıt hücreleri, kimyasal enerjiyi doğrudan bir elektrokimyasal proses vasıtasıyla elektrik enerjisine dönüştürür. Bir yakıt hücresi, elektrolitlerin içine batırılmış ve birbirine sarılmış iki elektrot içerir. HEV’lerde birden fazla güç kaynağı bulunur, hangi güç kaynağının kullanılması gerektiği enerji yönetim sistemi ile belirlenir. Enerji yönetim sistemi, elektrik motorunu beslemek için enerji kaynağını kontrol eder. Piyasada çeşitli batarya türleri mevcuttur. Bunların arasında nikel metal hidrit (NiMH) ve Li-Ion elektrikli taşıtlarda en yaygın kullanılan araçlardır (Sulaiman, vd., 2015).

Elektrik tahrik sistemli araçların geçmişi 1800’lü yıllara dayanmaktadır. İlk otomobiller genellikle elektrik veya buharla çalıştırılmaktaydı. İlk otomobiller de günümüzde elektrikli araçlarla ilgili yaşanan sorunlarla, yani batarya teknolojisi ve maliyet sorunları ile karşılaşmıştır. Böylece daha ucuz, menzili ve hızı daha fazla olan içten yanmalı motorlar popüler hale gelmiştir. 1960’lı yıllarda hava kirliliğinin yol açtığı sorunlar, akabinde fosil yakıtların azalmasıyla 1973 yılında konan Arap ambargosu ile dış ülkelere bağımlı kalmamak adına elektrikli araçların gelişimi ve kullanımı tekrar gündeme gelmiştir (Erjavec, J., 2013).

Elektrikli araçların çevresel etkileri büyük ölçüde elektriğin kaynağına bağlıdır. Elektrik yenilenebilir enerji kaynaklarından gelirse, elektrikli araç hibrit araçlara göre avantajlıdır. Elektrik fosilden sağlanıyorsa, elektrikli araç yalnızca elektrik yerinde üretilirse avantaj sağlar (Granovskii, vd., 2006).

5.1. Elektrikli Araç Çeşitleri

Elektrikli tahrik, bir aracın hareket ettirilebilmesi için elektriğin kullanıldığı anlamına gelmektedir (Erjavec, J., 2013).

Elektrik tahrik sistemli araçlar aşağıda belirtilen şekilde dört ana başlık altında incelenecektir:

- Akülü Elektrikli Araçlar (BEV-Battery Electric Vehicle)
- Plug-In Hibrit Araçlar (PHEV-Plug-In Hybrid Electric Vehicle)
- Yakıt Hücresel Elektrikli Araçlar (FCEV-Fuel Cell Electric Vehicle)
- Hibrit Elektrikli Araçlar (HEV-Hybrid Electric Vehicle)

5.1.1. Akülü Elektrikli Araçlar (BEV- Battery Electric Vehicle)

Bu tip araçlarda tahrik tamamen elektrikli bir sistemden karşılanmaktadır. Enerji kaynağı olarak şarj edilebilir kimyasal bataryalar kullanılmaktadır. Bu bataryaların ağır olması ve ömürlerinin sınırlı olması dezavantajlarıdır. Akülü elektrikli araçların daha az hareketli parçaya sahip olmaları dolayısıyla daha az bakım gerektirmeleri bu tip araçların avantajı olarak sayılabilir (Emadi, vd., 2008 b).

BEV'ler, güç sağlamak için akülerdeki elektrik enerjisini kullanırlar. BEV'ler sıfır emisyonu sahiptir, ancak BEV'lerin öncelikli dezavantajları, kısa sürüş mesafesi ve uzun şarj süreleridir. Ayrıca bataryalarının birçoğunun şarj boşaltma döngüsünden sonra değiştirilmesi gerekebilir. Bir BEV'de enerji santrallerinde aküleri yeniden şarj etmek amacıyla gerekli elektrik enerjisini üretmek için fosil yakıt kullanılırsa, emisyonlar ortaya çıkmaktadır. Elektrik üretmek için hidroelektrik, rüzgâr, güneş ışığı veya diğer yenilenebilir kaynakların kullanılması, tüm emisyonları ortadan kaldıracaktır. Akülü elektrikli araçlardaki menzil sınırlamaları batarya teknolojisinden kaynaklanmaktadır. Elektrikli tahrikli taşıtlar sadece yüksek güçlü, yüksek voltajlı akülere ihtiyaç duymaz, aynı zamanda tamamen boşaltılabilecek ve tekrar şarj edilebilecek akülere de ihtiyaç duyarlar. Günümüz teknolojileri, BEV'lerin geçmişten daha uzun menzile sahip olmasına izin vermektedir. Ancak maliyet hala yüksektir (Erjavec, 2013).

BEV'ler, araç tahrikini sadece kendi enerji kaynağıyla sağlamak için elektrik enerjisini, elektrokimyasal olarak depolarlar. Elektrokimyasal enerji depolamanın zayıf yönleri; düşük spesifik enerji, düşük enerji yoğunluğu, düşük yakıt ikmali ve düşük şarj hızıdır. PHEV'ler, bu zayıflıkların üstesinden gelmek ve tüketiciye ve topluma ek avantajlar sağlamak için hem elektrokimyasal enerji depolamayı hem de konvansiyonel bir yakıt kullanmaktadır (Bradley ve Frank, 2009).

Akülü elektrikli araçta akü; gerekli olan enerji depolayan, bir içten yanmalı motorlu araçta yakıt tankı ile aynı amaca hizmet eder. Aküler bakım gerektirmez. İçten yanmalı motorlu araçta, enerji akışını kontrol etmek için bir yakıt enjeksiyon sistemi kullanılır. Bir BEV’de, enerji akışı bir kontrolör tarafından düzenlenir. Kontrolör, motora gereken oranda elektrik enerjisi sağlar. Bir BEV daha az periyodik bakım gerektirir ve bir içten yanmalı motorlu araçtan daha güvenilirdir. Bir içten yanmalı motorlu aracın sıfır emisyonu sahip olması imkânsızdır. İşletme maliyeti avantajlarından başka, sıfır emisyon, BEV sahibi olmanın birincil bir gerekçesidir (Erjavec, 2013).

5.1.2. Plug-In Hibrit Araçlar (PHEV- Plug-In Hybrid Electric Vehicle)

Plug-in hibrit elektrikli araçlar, araçta itici güç sağlamak için elektrik şebekesinden enerji çekebilen ve depolayan hibrit elektrikli araçlardır. Enerji kaynağı olarak hem batarya şarj aleti hem de bir yakıt deposuna sahiptir (Bradley ve Frank, 2009). PHEV’lerde batarya, elektrik şebekesine takılarak harici olarak şarj edebilir (Bradley ve Frank, 2009; Chan ve Chen, 2010; Erjavec, 2013). PHEV’lerde, içten yanmalı motor tahrikinin yanı sıra harici olarak da şarj edilebilen aküler ile araç tahriki sağlanmaktadır. Amacı, bataryaları harici olarak şarj ederek, fosil yakıt kullanımının azaltılması ve aracın sadece elektrikle çalıştırılabileceği zamanın arttırılmasıdır. Aynı zamanda menzili arttırmak da amaçlanmaktadır (Erjavec, J., 2013).

Geleneksel hibrit elektrikli araca yapılan basit bir işlev değişikliği ile aracın tahrik edilmesi için enerjinin bir kısmı elektrik şebekesinden gelen elektrik enerjisinden sağlanır. Bu tip araçlar, ulaşım enerji sektöründe artan enerji verimliliği, azalan karbon emisyonu, azalan yakıt tüketimi maliyeti ve geliştirilmiş ulaşım enerji sektörü sürdürülebilirliği açısından en umut vaat eden araçlardan biri olarak görülmektedir. Ayrıca petrolün nakliye yakıtı olarak yerini alması için bir elektrik enerjisi kullanmasına olanak tanır. Enerji tüketiminin azaltılabilmesi ve ulaştırma sektörünün sürdürülebilirliğin arttırılması konularına artan ilgi sonucunda PHEV’ler, konvansiyonel ve elektrikli araçların eksikliklerine faydalı bir cevap olarak geliştirilmiştir (Bradley ve Frank, 2009).

PHEV’ler yakıt ekonomisi açısından umut vericidir (Chan ve Chen, 2010). PHEV’ler, içten yanmalı motorların çalışma saatlerini azaltarak yakıt tüketimini ve karbon emisyonlarını azaltır. Elektrikli tahrik sistemleri ve batarya teknolojilerindeki

son gelişmeler otomotiv sektöründe PHEV'leri teknik ve ticari olarak mümkün hale getirmiştir. PHEV'lerin performans, maliyet, bileşen ömrü ve tüketici kabul edilebilirliği gibi konuları araştırılmaya devam edilmektedir. Enerji yoğunluğu, güç yoğunluğu ve elektrokimyasal güç depolama bataryalarının ömürleri konularındaki teknolojik ilerlemeler PHEV'lerin performans ve yaşam döngüsü maliyeti umutlarını geliştirmiştir. PHEV'lerin enerji kaynağı olan elektrik; elektrik şebekesinde büyük ölçüde merkezileştirildiğinden, ulaşım filosunun çevresel performans, maliyet ya da sürdürülebilirlik alanındaki gelişmeler şebeke iyileştirmelerden gelebilir (Bradley ve Frank, 2009).

PHEV'lerin bileşenleri ve araç mimarisi, klasik hibrit elektrikli araçlara benzer. Her ikisi de birbirine bağlanmış bir elektrikli tahrik hattı ve içten yanmalı tahrik hatları içermektedir. Bu iki tahrik tertibatı; paralel, seri veya ikisinin birleşimi şeklinde düzenlenebilir. PHEV'ler ve konvansiyonel HEV'ler arasındaki temel mimari fark, PHEV'e elektrik şebekesinden enerji çekme ve depolama olanağı sağlayan bir şarj cihazının PHEV'ye eklenmesidir (Bradley ve Frank, 2009).

Kullanılan elektriğin kaynağı, farklı coğrafi bölgeler gibi faktörler PHEV'lerin yaydığı karbon emisyonlarının farklılıklar göstermesine sebep olsa da PHEV'lerin ulaşımındaki CO₂ emisyonlarında önemli bir azalma sağlayabileceği yapılan çalışmalarla kanıtlanmıştır (Bradley ve Frank, 2009).

PHEV'ler, geleneksel sıvı yakıtlardan ve şebeke elektriğinden yakıt alabilen hibrit elektrikli araçlardır. Plug-in hibrit elektrikli araçlar, bir dizi otomobil üreticisi ve araştırmacı tarafından, ulaştırma alanında tüketilen enerjinin sürdürülebilirliğini iyileştirmek için kısa vadede bir araç olarak geliştirilmektedir. PHEV'ler, konvansiyonel nakil yakıtlarını şebeke elektriğiyle değiştirerek araç yakıt maliyeti, petrol tüketimini, sera gazı emisyonlarını ve kriter emisyonlarında düşüşler gerçekleştirebilirler. Genel olarak PHEV'ler, şebeke elektriğini bataryalar vasıtasıyla araçta depolarlar. Bataryalar genellikle sınırlı bir mesafede aracı çalıştırmak için enerji sağlayabilir, yani enerji sınırlıdır. Bu kısıtlama, PHEV'nin iki ayrı modda çalışacağı anlamına gelir: depolanan akümülatör enerjisinin, aracın sürülmesiyle tüketilen itici enerjiye katkıda bulunduğu şarj tükenme modu ve aküden gelen net enerji esas itibarıyla bir şarj sürdürme modudur (Bradley ve Quinn, 2010).

5.1.3. Yakıt Hücresel Elektrikli Araçlar (FCEV- Fuel Cell Electric Vehicle)

Yakıt pilleri, bir buhar kazanı veya türbin kullanmadan yakıtın kimyasal enerjisini doğrudan ve etkin bir şekilde kullanılabilir elektrik enerjisine çeviren elektrokimyasal cihazlardır. Birden çok pilin birbirine bağlanması ile batarya oluşur. Yakıt hücresi, yakıt ve havanın elektrokimyasal tepkimesi ile yakıt kimyasal enerjisini direkt olarak elektrik enerjisine dönüştürür ve piller aküler ile benzerlik gösterirler. Yalnız piller ve akülerin sağladıkları enerji, içerisinde depo edilmiş olan enerji ile sınırlıdır (Ezgi, 2009; Akten, R.B., 2010). Yakıt pilleri ise yakıt ve hava sağlandığı sürece bu dönüşümü gerçekleştirebilen enerji üreteçleridir (Ezgi, 2009; Akten, R.B., 2010; Krawczyk, vd., 2014). Elektrolizin ters reaksiyonu olarak da tanımlanabilecek olan yakıt pili reaksiyonu sonrası, doğru akım (DC) elektrik üretilir. Yakıt pilleri, temiz, çevreye zarar vermeyen ve yüksek verimli enerji dönüşüm teknolojileridir. Geleceğin yakıt teknolojisi olarak görülmektedirler. Yakıt olarak saf hidrojenin yanı sıra doğal gaz, metanol veya kömür gazlarını kullanılabilir (Ezgi, 2009; Akten, R.B., 2010).

Alternatif enerji kaynakları olarak giderek önem kazanmakta olan yakıt hücreleri diğer güç üreten cihazlara göre pek çok avantaj sunar. Partikül madde (PM), NO_x ve CO₂ emisyonlarında ciddi azalma potansiyeline ve düşük bir ısı emisyonuna sahiptirler. Buna ek olarak, yakıt hücreleri son derece sessiz çalışma, yakıt enerjisinin yüksek verimli kullanımı ve pillere kıyasla yüksek bir enerji depolama yoğunluğu sunmaktadırlar. Yakıt pillerinde yanma olmadan, kimyasal olarak yakıt ve oksidan bir araya geldiğinden geleneksel yakıtlarda oluşan kirlilik oluşmamaktadır. Ayrıca katı atık problemleri yoktur, atık ısıları kullanılabilirler. Hareketli parçaları yoktur, bu nedenle titreşimler azdır, bakım basittir, güvenilirlikleri yüksektir. Geleneksel içten yanmalı motorlardaki yanma evresi yoktur. Yakıt pili sistemlerinde yanma reaksiyonu olmadığından daha fazla elektrik üretilmektedir. Akülerin aksine yakıt hücreleri yakıt ve oksidan sağlandığı sürece sürekli güç sağlar; güç üretimi için şarja gerek yoktur (Dinçer, İ., 2002; Kohout ve Schmitz, 2003; Emadi, vd., 2008 b; Ezgi, 2009; Akten, R.B., 2010; Pratt, vd., 2011; Krawczyk, vd., 2014).

Yakıt hücrelerinin avantajlı olduğu sistemler, yer altı araçları, gemiler ve uçak için yardımcı güç üniteleri, insansız hava, yer altı ve su altı araçları, uzaktan algılayıcılar ve gözetleme, araç veya uzaktan uygulamalar, tekneler, askeri takılabilir ve

taşınabilir güç, dağıtılmış duran güç, yerden destek ekipmanları, hafif iş makineleri, mobil elektrik gücü, personel taşımacılığı ve kojenerasyon sistemleri sayılabilir. Yakıt pillerini kullanmadaki dezavantajlar ise çalışma sıcaklığı, ebat, ağırlık ve maliyeti olarak sayılabilir (Krawczyk, vd., 2014).

Yakıt pillerinin tüm çeşitleri aynı temel ilkelerle çalışır. Yakıt pillerinde hidrojen elektrodu (anot, negatif), oksijen elektrodu (katot, pozitif) ve bunların arasına sıkıştırılmış, protonların geçmesine izin veren elektrolit çözeltisi bulunur. Yakıt, anoda gelir, orada iyonlara ve elektronlara ayrışır. Elektrolitten geçen iyonlar katoda ulaşırken, elektronlar da bir elektrik devresi üzerinden doğru akım motoruna gönderilir. İyonlar katotta oksijenle birleşip H_2O ve CO_2 üretir. Yakıt pilinde kullanılan yakıt ve elektrolite bağlı olarak farklı tepkimeler olur; bu tepkimelerde de değişik yan ürünler ortaya çıkar. Yakıt hücresinde sunulan anot, katot ve iyonlarda gerçekleşen spesifik reaksiyonlar yakıt hücresinin türüne bağlıdır (Ezgi, 2009; Akten, R.B., 2010; Krawczyk, vd., 2014). Yakıt pili sistemi bir yanma reaksiyonu vermediği için çok daha fazla elektrik üretmektedir. Hidrojen, yakıt pilleri için ideal bir yakıttır; fakat daha büyük depolama hacmi gerektirir. Yakıt pilinde çok sayıda hücrenin bir araya getirilmesine ilave olarak, yakıt işleme ünitesi, güç dönüştürücü, kontrol ünitesi gibi kısımları ile beraber birkaç watt'tan megawatt seviyelerine kadar güç çıktısı sağlanabilmektedir. Ayrıca ihtiyaç halinde yakıt pilinden elde edilen gerilimin düzenlenmesi için regülatör, doğru akımın alternatif akıma (AC) dönüşümü için ise dönüştürücü (inverter) kullanılabilmektedir (Ezgi, 2009; Akten, R.B., 2010).

Yakıt hücrelerinde hidrojen kullanıldığında, yan ürünleri su, ısı ve düşük oksijen içeren egzoz havasıdır. Yakıt hücreleri düşük voltaj üretirler (tek hücreli $0.6 \div 0.7V$), ancak modüler cihazlar oldukları için istenen elektrik enerjisine ulaşmak için bir yakıt hücresi yığını içine monte edilebilirler. Hücrelerin sayısı ve bunların düzeni istifin elektriksel çıktısını belirler. Bir yığındaki hücrenin sayısının artırılması voltajı arttırırken, hücrelerin yüzey alanını arttırarak akımını arttırır (Krawczyk, vd., 2014).

Sahip oldukları sıfır (veya sıfıra yakın) emisyon potansiyeli ve üstün verimlilikleri sayesinde yakıt hücreleri büyük ilgi görmektedir. Devam eden yakıt hücresi araştırma ve geliştirme programlarının genel amacı, akaryakıt elektrikli araçlara kıyasla çevresel yararlar elde ederken, bir yakıt hücresi motoru geliştirmektir (Emadi, vd., 2008 b).

Yapılan araştırmalarda, hidrojen yakıt hücreli araçlarının yakıt ekonomisinin klasik benzinli içten yanmalı motorlu araçlarının yakıt ekonomisinin 2.5-3 katı olabileceği sonucuna varılmıştır (Ahluwalia, vd., 2004; Ahluwalia ve Wang, 2005).

Hidrojenle çalıştırıldığında, yakıt hücresi reaksiyonunun yan ürünleri ısı ve sudur. Hidrojenin fosil yakıtların yerini alacağı alanlardan biri hava taşımacılığıdır ve bu alan araştırılmaktadır. Hidrojen  evresel açıdan (sıfır emisyon) tercih edilen yakıt olmasına rağmen, uçak uygulamaları için kullanımı ile ilgili bazı sorunlar vardır. Uçaklarda kullanılmak üzere bir enerji taşıyıcısı olarak hidrojen, küresel kullanılabilirlik, güvenlik, minimum kirlilik ve hafiflik gibi benzersiz özelliklere sahiptir ve bu da onu ideal bir yakıt haline getirir. Yakıtın mevcudiyeti ve çevresel kaygıları, uçak hidrojeni uçakta kullanmak için diğer adaylarla karşılaştırıldığında, jet yakıtı değiştirmek için çok iyi bir konumdadır. Sıvı hidrojenin rakiplerine kıyasla pek çok avantajı vardır. Birincisi, belli bir oranda üretilir çünkü birincil kaynağı sudur ve yanmanın bir sonucu olarak H_2O ve biraz NO_x bırakır. Hidrojen, kütle birimi başına büyük bir enerji içeriğine sahiptir. HC yakıtlarına kıyasla hidrojenin diğer kullanışlı bir özelliği, yanma aralığı olup, geniş bir aralıkta kullanılmasına olanak tanıyarak NO_x üretimini düşük olmasını sağlamasıdır. Ayrıca, daha sessiz ve daha k  k  motorların kullanılmasına olanak tanır; ancak daha hacimli bir gövde gerektirir. Hidrojen son derece uçucu bir yakıttır, bu da büyük bir titizlikle ele alınmalıdır. Diğer alternatif karbon bazlı yakıtlarla karşılaştırıldığında, hidrojen hem daha az hem de daha tehlikelidir. Örneğin, bir çarpışma durumunda, hava aracının hidrojen tarafından herhangi bir başka karbon bazlı yakıttan daha fazla yakıt alınması durumunda, etkiden kurtulabilen yolcular çok daha güvenli olacaktır, çünkü insanların genellikle yangın alanında çıkan ve uzun süre yanan zehirli gazlar yüzünden oluşan alevler nedeni ile öldükleri tespit edilmiştir. Hidrojen, zararlı dumanlar bulutu oluşurmayan tek yakıttır. Hidrojenin avantajlarının yanında bazı dezavantajları da vardır: Sıvı hidrojen birim hacim başına diğer sıvı yakıtlara göre önemli  l de daha az enerji içerir. Buna ek olarak, 1 kg hidrojeni depolamak için gereken hacim karşılaştırıldığında, sıvı hidrojenin daha hacimsel olarak daha verimli olduğu ve diğer yakıtlardan %40 daha fazla hacme ihtiyaç duyduğu görülebilir. Ayrıca elektrolizör, arıtma, sıvılaştırıcı, depolama ve dağıtım sistemi ünitelerine sahip, yaklaşık 2.5 kat daha büyük havaalanı tesisi gerektirir. Bununla birlikte, HC'ler ve alkoller hidrojenin depolanmasında daha verimli olmakla

birlikte, HC kullanılabilir hidrojen yakıtı haline dönüştürmek için yakıt hücresinde dâhili ya da harici bir yakıt işleme ya da reformasyon faaliyeti gerçekleştirilmelidir. Reformasyon işleminin bir yan ürünü CO₂ olduğu için, emisyonuz çalışma tehlikeye düşmektedir (Contreras, vd., 1997; Kohout ve Schmitz, 2003).

Hidrojen üretimi için birincil kaynak, araçların çevresel performansı için çok önemlidir. Hidrojenle beslenen yakıt hücreli bir araçta hidrojen yenilenebilir enerjiden yani elektroliz işlemi ile bağlantılı rüzgâr veya güneş enerjisinden elde edilmişse emisyonu azaltabilir ve buna sıfır emisyonlu araç denir. Yalnız hidrojenin üretimi aşamasında fosil yakıtlar kullanılmış ise çevresel açıdan bunu da dikkate almak gereklidir. Yakıt hücresi sistemlerinde büyük gelişmelere rağmen aşağıdaki zorluklar hala devam etmektedir:

- Hidrojen yakıt ikmali alt yapılarının geliştirilmesi ve maliyeti,
- Aynı anda güvenli, kompakt ve ucuz hidrojen depolama sistemleri,
- Yakıt hücresi yığınının dayanıklılığı (Briguglio vd., 2011).

Sürdürülebilir kalkınma arayan toplumlar için, hidrojen yakıt hücresi sistemleri, özellikle yenilenebilir enerjinin kullanımını kolaylaştırmak ve çevresel etkilerin azaltılması ve etkinliğin artırılması için önemli bir rol oynayabilir. Hidrojen yakıt hücresi sistemlerinin benimsenmesindeki engellerin üstesinden gelmek, hidrojen enerji pazarını geliştirmek için programlar gereklidir, böylece hidrojen yakıt hücreleri maliyet azalır ve sonuç olarak endüstriler ve diğer kullanıcılar tarafından kullanılabilir hale gelir. Yakıt hücresi sistemini ve altyapı maliyetlerini azaltmak için maddi teşvikler gerekmektedir (Dinçer ve Rosen, 2011).

Hidrojen, kömür ve sentetik fosil yakıtlara kıyasla çok daha uygun maliyetli enerji taşıyıcısı olmaya ve çevre açısından en uyumlu yakıt haline gelmeye başlamıştır. Hidrojen, fosil yakıtların değiştirilmesinde önemli bir rol oynayacaktır. Yakıt olarak hidrojen, enerji üretim sistemlerinde (yakıt pilleri dâhil) daha verimli çalışmaktadır, çevre açısından iyi ve sürdürülebilir hidrojen üretimi ve kullanımı, küresel ısınmayla mücadelede olası çözümlerden biri olacaktır (Midilli ve Dinçer, 2009).

Yakıt hücresi tipi, tipik olarak kullanılan elektrolit ile ayırt edilir ve çalışma sıcaklıklarına bağlı olarak; düşük sıcaklıklı yakıt pilleri (50-220°C) ve yüksek sıcaklık yakıt hücreleri (650°C ve üzeri) olarak iki ana kategoriye ayrılabilir (Pratt, vd., 2011). Düşük sıcaklıklı yakıt hücreleri, yüksek sıcaklıktaki yakıt pillerine kıyasla hızlı

başlatma süreleri, kompakt hacim ve daha düşük ağırlık nedeniyle ulaşım uygulamalarında önemli ilerleme kaydetmiştir. Düşük sıcaklıklı yakıt hücrelerinin ortak türleri, proton değişimli membran yakıt hücreleri, fosforik asit yakıt hücreleri, alkalın yakıt hücreleri, birleştirilmiş rejeneratif yakıt hücreleri, direkt metanol yakıt hücreleridir. Yüksek sıcaklıktaki yakıt hücreleri, elektrik enerjisi üretiminde düşük sıcaklıklı yakıt pillerinden daha etkilidir. Ayrıca, sabit kojenerasyon uygulamalarına uygun yüksek sıcaklıklı atık ısı sağlarlar. Fakat nakliye işlemleri sorun teşkil eder. En yaygın kullanılan iki yakıt hücresi çeşidi; erimiş karbonat yakıt hücreleri ve katı oksit elektrolit yakıt hücreleridir (Dinçer, İ., 2002).

5.1.3.1. Fosforik asit yakıt hücreleri (PAFC)

PAFC'ler en eski yakıt hücresi teknolojisidir ve 0.2 MW ila 11 MW aralığında piyasada bulunmaktadır. Şu anki fosforik asit yakıt hücresi tasarımı, %41'lik bir elektriksel dönüşüm verimliliğine sahiptir. Sermaye maliyetinin azaltılması, yığın ömrünün uzatılması ve işletme (yönetim) maliyetinin düşürülmesi alanlarında büyük gelişmeler beklemektedir. PAFC'ler elektrolit olarak sıvı fosforik asit kullanırlar. Elektronlar, bir harici devre vasıtasıyla anottan katoda geçerler. Hidrojen iyonları, elektrolit aracılığıyla katoda gider. Katottaki oksijen, su oluşturmak için hidrojen iyonlarıyla ve elektronlarla reaksiyona girer. Fosforik asit esaslı hücreler ağırdır; bu da onları araçlarda kullanım için ideallikten uzaklaştırmaktadır (Dinçer, İ., 2002).

5.1.3.2. Erimiş karbonat yakıt hücreleri (MCFC)

MCFC'ler, harici yakıt işlemcilerini ortadan kaldıran bir tür doğrudan yakıt hücresidir. Doğal gazın ana maddesi olan metan ve buhar, yakıt hücresi istifinin bir parçası olan reformasyon anodunda veya bir reformasyon odasında hidrojen bakımından zengin bir gaza dönüştürülür. Yakıt pili yığını, lityum-potasyum karbonat (LiKCO_3) erimiş bir tuzuyla temas halinde iki gözenekli elektrot içerir. Yaklaşık 650°C 'de çalışır. Katottaki O_2 ve CO_2 karbonat iyonlarına dönüştürülür. Elektrolit, karbonat iyonlarının anoda geçmesini sağlar. Anotta hidrojen, su ve CO_2 oluşturmak üzere karbonat iyonlarıyla reaksiyona girer ve iki elektron serbest bırakılır. İki elektrodun harici bir devre ile bağlanması, DC elektriği üretmek için çok sayıda elektronu tamamlar. MCFC'ler, PAFC'lerden oldukça yüksek (yaklaşık %50) bir elektrik verimliliğine

ulaşabilirler. Performansın iyileştirilmesi, hizmet ömrünün uzatılması ve maliyetin düşürülmesi sorunları üzerinde çalışılmalıdır (Dinçer, İ., 2002).

5.1.3.3. Katı oksit yakıt hücreleri (SOFC)

SOFC'ler elektrolit olarak katı bir oksit, genellikle katkılı zirkonya kullanır. Yaklaşık 1000 °C'lik bir sıcaklıkta atmosferik veya yükseltilmiş basınçlarda çalışır. Bu sıcaklıkta, elektrolit malzemesi oksit iyonları için yeterince iletken hale gelir. Hücrelerden çıkan egzoz gazlarının sıcaklığı 500-850°C'dir. Bu sıcaklıklar, kojenerasyon uygulamaları veya tüm elektrik santralleri için cazip sıcaklıklardır. SOFC, katı elektrolit ile bir yakıt elektroduna (anot) gönderilen hava elektrodundan (katot) oksijen iyonlarını (O_2) iletir. Orada, elektronları iletmek ve elektriği üretmek için yakıt gazı içerisindeki CO ve H_2 ile tepki verirler. Doğal gazın veya HC içeren diğer yakıtların yeniden düzenlenmesi jeneratör içinde gerçekleştirilebilir, böylece harici bir reformere ihtiyaç duyulmaz. Bireysel hücreler, temel jeneratör yapı taşıyı oluşturan yarı katı bir yapı oluşturan seri-paralel elektrik bağlantılı hücreler dizisine dağıtılır. SOFC teknolojisinin, yardımcı programlar ve endüstriyel uygulamalar için çok cazip hale getiren çeşitli özellikleri vardır. Kirletici maddelere karşı yüksek toleranslıdır. Reaksiyonun yüksek sıcaklığı pahalı katalizörleri gerektirmez ve yakıt hücrelerinde doğrudan yakıt işlemesine izin verir. Katı oksit elektrolit çok kararlıdır. Katı oksit yakıt hücresinin hücre bileşenleri, sıvı elektrolitleri kullanan yakıt hücreleri ile uygulanması mümkün olmayan kendinden destekli çeşitli şekil ve konfigürasyonlarda imal edilebilir. Deneysel birimlerin analizleri ve işlemleri, bir SOFC'nin %50'lik bir elektrik verimliliğine ulaşabileceğini göstermiştir. SOFC teknolojisi de çok düşük emisyonlara sahiptir. Yakıttan kükürt çıkarıldığından SO_x yayılmaz. Gaz geçirmez elektrolit, hava elektrodundan yakıt elektroduna azotun geçmesine izin vermez, dolayısıyla yakıt azotsuz bir ortamda oksitlenir ve NO_x oluşumunu önler. Egzoz gazlarının sıcaklıkları yüksek değildir; Bu da NO_x 'in azaltılmasına yardımcı olur (Dinçer, İ., 2002).

5.1.3.4. Proton değişim membranlı yakıt hücreleri (PEMFC)

Bu hücreler (membran veya katı polimer) nispeten düşük sıcaklıklarda (yaklaşık 90°C) alışırlar, yüksek güç yoğunluğuna sahiptirler, g talebindeki değişimleri karşılamak için çıktılarını hızla değiştirebilirler. ABD Enerji Bakanlığı'na göre, "hafif

binek araçlar için ve muhtemelen şarj edilebilir piller yerine yapılacak çok daha küçük uygulamalar için birincil aday” olarak nitelendirilmektedirler. Proton değişim membranı, hidrojen iyonlarının geçmesine izin veren ince plastik bir tabakadır. Membran her iki tarafta da aktif katalizörler olan (çoğunlukla platin) dağılmış metal alaşım partikülleri ile kaplanır. Hidrojen, katalizörün hidrojen atomlarını elektronları serbest bırakmaya ve hidrojen iyonlarına (protonlar) teşvik ettiği yakıt hücresinin anot tarafına beslenir. Elektronlar oksijen beslenen yakıt hücresinin katot tarafına dönmeden önce kullanılabilen bir elektrik akımı şeklindedirler. Dahası, protonlar membrandan katottan geçer ve burada hidrojen atomu yeniden birleşip oksijen ile reaksiyona girerek su üretir ve bu sayede genel süreci tamamlar. Proton değişim membran hücreleri elektrolit olarak fosforik asit yerine, ince bir polimer membran kullanırlar (Dinçer, İ., 2002).

Bu kategoride, başka bir yakıt hücresi tipi, polimer elektrolit yakıt hücresi (PEFC) bulunmaktadır. PEFC genellikle 80°C’de çalışır, bu da küçük uygulamalar için idealdir ve makul fiyatlı malzemelerin kullanılmasına izin verir. Düşük sıcaklıklarda kimyasal reaksiyonu teşvik etmek için bir katalizör de gereklidir. İstifte kullanılan platin katalizörler bu yakıt hücresini pahalı olmasına neden olmuştur. PEFC, yalnızca hücrede hidrojen yakıtının kullanılabilmesi özelliğine sahiptir. HC yakıtları dikkatlice yeniden düzenlenmelidir. Hücredeki küçük miktarda CO bile katalizörü kalıcı olarak zehirleyebilir. Eğer bir reformer kullanılırsa, bu da birkaç dakika ısınma süresini gerektirir. Depolama hidrojeni başlangıç aşamasında kullanılmalıdır. Yakıt hücresinin makul bir güç yoğunluğuna sahip olması için yaklaşık 3 atm veya daha yüksek hava sıkıştırması kullanılmalıdır. Küçük sistemlerde, verimlilikte önemli bir kayıp vardır (Dinçer, İ., 2002).

5.1.3.5. Birleştirilmiş rejeneratif yakıt hücreleri (URFC)

Yakıt hücresi bir elektrolizör olarak tersine çalışacak şekilde tasarlandıysa; su, hidrojeni ve oksijeni geri dönüştürmek için kullanılabilir. Bu çift işlevli sistem, geri dönüşümlü veya birleştirilmiş rejeneratif yakıt hücresi olarak bilinir. Ayrı bir elektrolizör ve jeneratörden daha hafif olan bir URFC, ağırlığın endişe verici olduğu durumlarda mükemmel bir enerji kaynağıdır (Dinçer, İ., 2002).

5.1.3.6. Alkali yakıt hücreleri (AFC)

AFC, en eski ve en basit yakıt hücresi tiplerinden biridir. Bir süre uzay görevlerinde kullanılan yakıt hücresi türüdür. Yakıt ve oksidan olarak H_2 ve O_2 kullanılır. Potasyumhidroksit olan elektrotlar, kimyasal tepkimeleri hızlandıran bir madde olan bir katalizör ile bağlanmış gözenekli karbon plakalardan yapılır. Anotta hidrojen gazı, H_2O üretmek için hidroksit iyonlarıyla birleşir. Bu reaksiyon, geride kalan elektronlarla sonuçlanır. Bu elektronlar anottan çıkarılır ve elektrik akımı üretilir. Katottaki oksijen ve suyun yanı sıra devreden gelen elektronlar, hidrojen iyonlarını oluşturur ve bu da tekrar anot geri dönüştürülür. Yakıt hücresinin manifoldlar, anot, katot ve elektrolitten oluşan temel çekirdeği genelde istif olarak adlandırılır. Uzay görevlerinde NASA tarafından uzun süre kullanılan bu hücreler %70'e varan güç üretebilirler. Elektrolit olarak alkalik potasyum hidroksit kullanılır. Bu tip yakıt hücrelerinin ticari uygulamalar için maliyeti, yakın zamana kadar çok yüksek olmasına rağmen maliyetlerinin düşürülmesi ve işletim uyumluluğunun artırılması için araştırmalar yapılmaktadır (Dinçer, İ., 2002).

5.1.3.7. Direkt metanol yakıt hücreleri (DMFC)

Bu yakıt hücreleri elektrolit olarak bir polimer membran kullandıkları için PEMFC'lere benzemektedir. Bununla birlikte, DMFC'de, anot katalizörünün kendisi sıvı metanolden hidrojen çekerek bir yakıt reformatör gereksinimini ortadan kaldırır. Genellikle $50^{\circ}C$ ila $90^{\circ}C$ arasındaki bir sıcaklıkta çalışan bu tür yakıt hücrelerinden yaklaşık %40 verimlilik beklenmektedir. Yüksek sıcaklıklarda daha yüksek verim elde edilmektedir (Dinçer, İ., 2002).

Özetle, gelişmekte olan bir dizi farklı yakıt hücresi bulunmaktadır. Çalışma sıcaklığı, mevcut ısı, termal döngüye karşı tolerans, güç yoğunluğu, yakıtın kirliliğine tolerans vb. gibi özellikler her tipin için farklıdır. Bu farklılıklar, her bir tip yakıt hücresini belirli uygulamalar için uygun hale getirmektedir (Dinçer, İ., 2002).

5.1.4. Hibrit Elektrikli Araçlar (HEV- Hybrid Electric Vehicle)

İçten yanmalı motorlu araçlar uzun bir sürüş mesafesi ve kısa yakıt ikmal süresine sahip olsa da kullanılan fosil yakıtların tükenmekte olması ve çevreye verdiği olumsuz etkilerden dolayı zorluklarla karşı karşıyadır (Mierlo, vd., 2006; Chan ve Chen, 2010). Sürekli artan enerji ihtiyacı, fosil yakıtların giderek azalması ve artan

maliyetleri, fosil yakıtların kullanımı ile meydana gelen çevresel problemler sonucunda taşıtlarda geleneksel olarak kullanılan içten yanmalı motorlara da alternatif arayışı başlamıştır. Tamamen elektrik motorlarının kullanılması daha verimli bir alternatiftir. Fakat şebeke elektriği ile şarj edilen batarya ile elektrik motoruna enerji sağlayan, herhangi bir emisyonu olmayan, içten yanmalı motorlu araçlardan daha verimli ve hızlı bir kontrol sistemine sahip olan elektrikli araçlar; yüksek üretim maliyeti, kısa menzilleri, uzun şarj süreleri, azalan taşıma kapasiteleri, büyük bataryalara ihtiyaç duyması ve bataryaların yüksek ağırlık ve nispeten düşük enerji yoğunlukları nedenleri ile içten yanmalı motorların yerini alacak seviyede değildir. Burada elektrikli araçların sıfır emisyonlu olduğunu belirtirken, elektrikli aracı şarj etmek için kullanılan elektriğin, kirlilikten uzak ve yenilenebilir yani herhangi bir fosil yakıt tüketmeyen hidroelektrik barajlar, rüzgâr türbinleri, güneş enerjisi veya jeotermal tesisler tarafından üretildiği kabul edilir. Ancak elektrik üreten elektrik santrallerinin birçoğunun petrol, doğal gaz veya kömür yaktığı da unutulmamalıdır. Kimyasal bazı reaksiyonlar sonucunda hidrojenle elektrik üreterek elektrik motoruna güç sağlayan yakıt hücresi taşıtları ise yüksek maliyetleri ve güvenlik problemlerinin yanında hidrojenin elde edilmesi, depolanması, nakliyesinde yaşanan sorunlar ve ekonomisi nedeni ile kısa vadede kullanılamamaktadır. Bu sorunların çözülmesi aşamasında, elektrik motorunun verimliliği ve içten yanmalı motoru birlikte kullanılan hibrit elektrikli araçlar gündeme gelmiştir (Mierlo, vd., 2006; Emadi, vd., 2008 b; Kocagül, 2009; Erjavec, J., 2013; Friedrich ve Robertson, 2014).

Bir aracın birden fazla enerji kaynağı olabilir. Araca güç sağlayan enerji kaynakları:

- Petrol kaynaklı ısı motor sistemi,
- Hidrojen – yakıt hücresi – elektrik motoru sistemi,
- Kimyasal batarya – elektrik motoru sistemi olabilir.

Birden fazla güç kaynağı olan araçlara hibrit araçlar denir. Bu güç kaynaklarından biri elektrikselsel güç kaynağı ise bu araçlara hibrit elektrikli araçlar (HEV) denir (Bulgu, A. E., 2010).

Bir hibrit elektrikli araç, aracı tahrik etmek için birden fazla kullanılabilir güç kaynağına sahiptir. Bir veya daha fazla elektrik motoru ve bir İYM kullanır. Hibrit elektrikli araçlar içten yanmalı motorlu araçlara göre daha verimli çalışır, yakıt

ekonomisi daha fazladır, daha uzun bir sürüş mesafesine sahiptir ve düşük egzoz emisyonlarına neden olur. Sistemin tasarımına bağlı olarak, İYM aracı kendiliğinden hareket ettirebilir, aracı hareket ettirmek için elektrikli motorla birlikte hareket edebilir veya aracın bataryasını şarj etmek için bir jeneratör çalıştırabilir. Elektrik motoru, aracı kendiliğinden hareket ettirebilir veya aracı hareket ettirirken İYM'a yardımcı olabilir. Düşük hızlarda ve daha az egzoz emisyonu sağlamak için elektrik motoru ile hareket edilirken, yüksek hızlarda içten yanmalı motor ve elektrik motoru ile hareket sağlanmaktadır. Bir hibrit elektrik motoru, İYM tarafından yönlendirilen bir jeneratör tarafından sürekli olarak yeniden şarj edilen pillerle çalışır. Melezlerde kullanılan motorlar, özel olarak tasarlanmıştır. Bu nedenle, daha verimli çalışabilirler, bu da çok iyi yakıt ekonomisi ve çok düşük egzoz emisyonlarına sağlarlar. Hibritler asla sıfır emisyonlu araçlar değildir; çünkü fosil yakıt kullanan bir İYM'a sahipler. Fakat araçta kullanılan içten yanmalı motorun elektrik motoru ile desteklendiği için daha düşük güçte olmasından ve motor veriminin daha yüksek olmasından dolayı üretilen kirlilik miktarı ve tüketilen yakıt miktarı daha azdır. Hibrit elektrik motorları, geleneksel motora göre önemli ölçüde sessizdirler. HEV'lerin, BEV'den daha uzağa giden genişletilmiş bir menzili vardır. Ayrıca, benzer bir İYM aracından daha uzun bir menzile de sahiptirler (Emadi, vd., 2008 a; Kocagül, 2009; Erjavec, J., 2013; Kaddour, M., 2014). Hibrit elektrikli sistemler elektrikli araçların dezavantajlarını giderirler (Williamson, vd., 2005; Zhang, vd., 2008; Khaligh ve Zhihao, 2010). Hibrit elektrikli sistemlerde, elektrik motorunun verimliliği ve içten yanmalı motorun enerji yoğunluğu kullanılarak iki teknolojinin üstün yönlerinden faydalanılmaktadır (Friedrich ve Robertson, 2014; Gong, vd., 2016; Sliwinski vd., 2017). İdeal olarak her biri, diğerinin dezavantajını en aza indirerek, verimlilik ve performansı arttırmaya çalışır (Emadi, vd., 2008 a; Kocagül, 2009; Erjavec, J., 2013). Hibrit elektrikli araçlar, yakıt ekonomisini, performansı ve verimliliği arttırmaya, emisyonları azaltmaya ve sürdürülebilirliği iyileştirmeye öncülük etmektedir (Lin, vd., 2002; Harmon, vd., 2006; Khaligh ve Zhihao, 2010; Perullo ve Mavris, 2014).

Taşıtlar tasarlanırken en fazla gücün talep edildiği duruma göre tasarlanırlar. Bu maksimum güce her zaman ihtiyaç duyulmaz. Normal şartlarda motor gücünün küçük bir kısmı kullanılır. Hibrit elektrikli sistemlerde içten yanmalı motor bir elektrik motoru ile destekleneceği için daha düşük güçte bir içten yanmalı motor kullanılabilir. Böylece

sürtünme, ısı vb. kayıplar azalacak, verim artacak ve yakıt tasarrufu sağlanacaktır. İçten yanmalı motorun küçültülmesi elektrik motorunun gücü ve batarya kapasitesi ile orantılı olacaktır. Fakat içten yanmalı motorun gücü azaltıldıkça maksimum güce ihtiyaç duyulduğunda bataryanın boşalma ihtimali artacak, performans düşüşü meydana gelecektir. İçten yanmalı motor gücünü azaltmadan da elektrik motoru ilave edilebilir ve bu durumda da yakıt tasarrufu ve performans artışı sağlanacaktır (Emadi, vd., 2008 a; Kocagül, 2009).

Bu yararlarına karşın elektrikli depolama cihazlarının yetersiz enerji yoğunlukları ve özgül enerjileri ile ağırlık ve hacimleri karşılaşılan zorluklardır (Sliwinski vd., 2017). Hibrit motorlar, aynı tahrik sisteminin hibrit olmayan bir versiyonundan daha pahalıya mal olur; hibrit motorun bataryası sisteme daha fazla ağırlık katar; bir hibrit tahrik sistemi, geleneksel olandan daha fazla parça ve bileşen gerektirir, bu da ekstra adımlar üretim sürecinde daha fazla kirliliğe neden olur (Kaddour, M., 2014).

Aslında hibrit elektrikli araçların geçmişi çok eskilere dayanmaktadır. 1898 yılında Lohner Elektrikli hafif gezinti arabası Ferdinand Porsche tarafından yapıldı. İlk arabasını (Lohner Elektrikli hafif gezinti arabası) yaptı. Porsche daha sonra içten yanmalı motora bağlı bir jeneratörden sağlanan güç ile çalışan, tekerlek içlerine yerleştirilmiş elektrik motorları yardımıyla hareket eden bir hibrit elektrikli aracı yaptı. Bu araç yalnızca batarya ile yaklaşık 60 kilometre yol alabilmekteydi. 20. yüzyılın ilk yıllarında Amerikan firmaları 1681 buharlı, 1575 elektrikli ve 936 benzinli araç üretmişti. Yine bu dönemde New York’ da düzenlenen ilk Ulusal Otomobil Gösterisinde yapılan ankette katılımcıların ilk olarak elektrikli ve ikinci olarak az bir farkla buharlı taşıtları tercih ettikleri ortaya çıkmıştır. 1904 yılında Henry Ford benzin motorlu araçlardan kaynaklanan ses, titreşim, koku gibi sorunların üstesinden geldi. Seri üretim ile içten yanmalı motora sahip daha ucuz ve hafif olan araçların üretimine başladı. Bu gelişmeler sonucunda HEV’lerde hızlı bir gerileme yaşandı ve 1920’li yıllarda hibrit araç üreten firmaların birçoğu kapandı. Daha sonra 1970’lerde enerji krizi ile birlikte yakıt fiyatlarının çok fazla artması ile HEV’ler tekrar gündeme gelmiştir (Kocagül, 2009).

Artan enerji talebi, akaryakıt fiyatları ve çevreye yayılan emisyonlara karşı, hibrit elektrikli tahrik sistemleri havacılık endüstrisinde, özellikle daha hafif sektörlerde

yakıt tüketimini önemli ölçüde azaltma potansiyeline sahiptir. Hem elektrikli motor hem de içten yanmalı motordan yararlanan hibrit elektrikli tahrik sistemleri yakıt tasarrufunda sadece bir avantaj sağlamakla kalmaz, aynı zamanda kalkış gürültüsünde ve emisyon seviyelerinde de bir azalma sağlamaktadır (Friedrich ve Robertson, 2015). Bir hava aracının performansı anlık ağırlığına bağlı olduğundan yakıt tüketim miktarı büyük önem taşımaktadır. Yakıt tüketimi, bir görev sırasında araç ağırlığını önemli bir şekilde etkiler. Hibrit araçlarda içten yanmalı motordan yani yakıttan mı veya elektrik motorundan mı enerji kullanılacağına seçimi görev profiline göre iyi ayarlanmalıdır (Perullo ve Mavris, 2014).

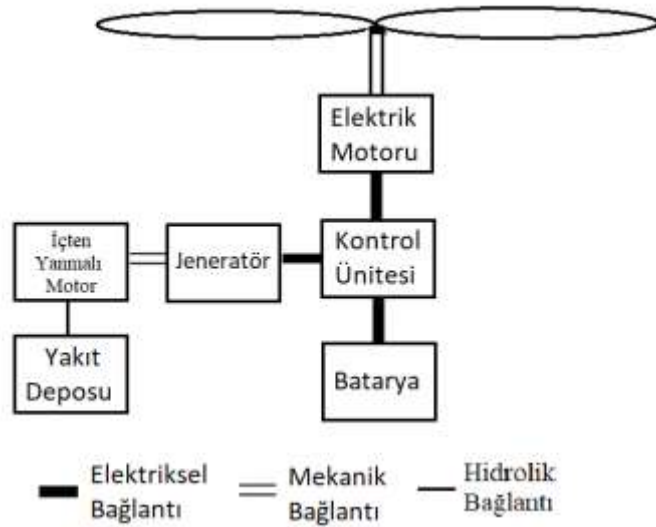
Hibrit elektrik sistem bileşenleri aşağıdakilerin bir kısmını veya tamamını içerebilir: bir gaz türbini veya termal motor, yakıt hücreleri, batarya, kapasitörler, jeneratörler, motorlar, dağıtım sistemleri, dişli kutuları ve kontrolörler. Bazı çalışmalar, hibrit elektrik tahrikli uçakların mevcut yakıtla çalışan uçaklara oranla %22 ila %60 oranında yakıt tasarrufu olduğunu göstermiştir (Harmon, vd., 2006; Bradley ve Droney, 2011; Perullo ve Mavris, 2014).

Hibrit elektrikli araçlar içten yanmalı motorla tahrik için kullanılan elektrik motorunun bağlantı şekline göre en genel hali ile seri ve paralel hibrit araçlar olmak üzere iki çeşittir. Geliştirilen yeni hibrit araçlarda seri-paralel ve gelişmiş (karma) hibrit yapılar da kullanılmaya başlamıştır. Basitçe ifade edilirse, seri hibritte pervaneyi döndürmek için tek bir güç kaynağı varken, paralel hibritte birden fazla güç kaynağı mevcuttur. Hibrit elektrik mimarisinin her zaman batarya ve İYM'dan oluştuğu varsayılmıştır. Fakat İYM yerine turbo-jeneratörler ya da yakıt hücreleri gibi farklı güç kaynakları da kullanılabilir (Gaspari, vd., 2017).

5.1.4.1. Seri hibrit araçlar

Seri hibrit elektrikli araçlar, elektrikli araçlar gibi elektrik tahrikli sürüş için tasarlanmıştır fakat seri hibrit elektrikli araçlarda bataryaların dolu olmasını sağlayan içten yanmalı motor mevcuttur. İçten yanmalı motor doğrudan aracı tahrik etmez (Bulgu, A. E., 2010). Seri hibrit sistemlerde içten yanmalı motor, elektrik motoruna güç sağlayan yardımcı bir güç ünitesi olarak görev yapmaktadır. Genel sistem verimliliğini azaltan mekanik ve elektrik sistemleri arasında büyük enerji dönüşüm kayıpları oluşur. Ayrıca, EM gerekli maksimum güç için boyutlandırılmalıdır (Harmon, vd., 2006).

Tahrik sistemi üç ana kısımdan oluşur. Bunlar; içten yanmalı motor, jeneratör ve elektrik motorudur. İçten yanmalı motor tarafından mekanik enerji oluşturulur. Oluşturulan bu mekanik enerji jeneratör tarafından elektrik enerjisine dönüştürülür. Üretilen elektrik enerjisi bataryada depolanır veya elektrik motoruna güç sağlanır (Kocagül, 2009). Elektrik motoru, akü paketinden ya da benzinli bir motor tarafından çalıştırılan bir jeneratörden elektrik alır. Bir kontrolör, gücün bataryadan veya motor/jeneratör setinden ne kadar alınacağını belirler. Hem motor/jeneratör hem de rejeneratif frenleme bataryayı yeniden şarj eder. Motor, tipik bir tahrik sistemi için genellikle daha küçüktür, çünkü sadece ortalama sürüş gücü taleplerini karşılamak zorundadır. Batarya paketi, kalan pik sürüş gücü gereksinimlerini sağlamak için genellikle paralel hibritte bulunandan daha güçlüdür. Daha büyük bir batarya ve motor, jeneratörle birlikte maliyete eklenir, bu da bir seri hibridin bir paralel hibritten daha pahalı olmasına neden olur (Kaddour, M., 2014). Seri hibrit sistemde içten yanmalı motor asla doğrudan aracı çalıştırmaz. Elektrik motoru, güç sağlamanın tek yoludur. Akünün şarj durumu önceden belirlenmiş bir minimum değere düştüğünde, aküyü şarj etmek için içten yanmalı motor devreye girer, akü arzu edilen maksimum şarja ulaştığında içten yanmalı motor kapanır. İçten yanmalı motor genellikle optimum hız ve tork kombinasyonunda çalıştığı için düşük yakıt tüketimi ve yüksek verimlilik sağlar. İçten yanmalı motor ile jeneratör ve jeneratör ile elektrik motoru arasındaki enerjinin dönüşümü sırasında iki enerji dönüştürme aşaması vardır. Bu iki aşamalı güç dönüştürme işlemi nedeniyle enerji kaybedilir (Emadi, vd., 2008 b). Enerji dönüşümleri sırasında kayıplar meydana gelir ve verim düşer. Tahrik elemanları maksimum güce göre boyutlandırılmak zorundadır. Bu da seri HEV'lerin maliyetlerinin yüksek olmasına neden olur. Paralel sisteme göre verimi daha düşüktür (Emadi, vd., 2008 b; Kocagül, 2009; Chan ve Chen, 2010; Erjavec, J., 2013). Şekil 5.1'de seri hibrit bağlantısı gösterilmektedir.



Şekil 5.1. Seri hibrit bağlantısı (Kocagül, 2009; Bulgu, 2010'dan uyarlanmıştır).

Şekil 5.1'deki seri hibrit elektrik tahrik sisteminde; içten yanmalı motor dakikadaki devir sayısı (dakikadaki devir sayısı- Revolutions Per Minute-RPM) sabit olacak şekilde çalışır ve ürettiği mekanik enerji ile kendisine bağlı olan ve elektriksel gücü üreten jeneratörü çalıştırır. Burada mekanik güç, elektriksel güce dönüşür ve daha sonra bataryadan gelen elektriksel güç ile birleşir. Böylece sonunda tahrik edilen elektrik motoru, pervaneyi çalıştırabilir (Gaspari, vd., 2017).

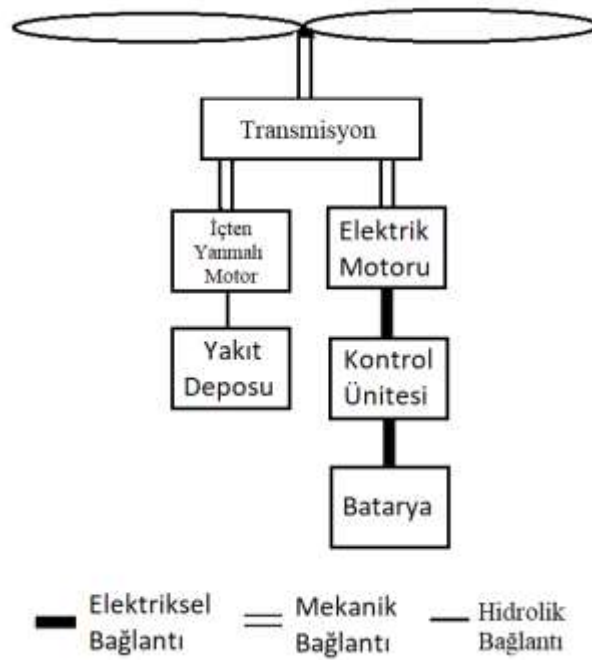
Seri hibrit elektrikli sistemler, farklı çalışma stratejileri sağlayan büyük bir esnekliğe sahiptir. Örneğin, güç talebi yüksek olduğunda (kalkış sırasında olduğu gibi), hem İYM hem de batarya elektrik motoruna elektrik gücü verir. Güç talebi düşük olduğunda, elektrik motoru bataryadan (bu durumda uçak tüm elektrik modunda çalışır) veya İYM-jeneratör sisteminden beslenebilir. Güç talebi daha da düşük ise, aküler İYM tarafından üretilen aşırı güç kullanılarak tekrar şarj edilebilir. Güç aktarım organının çalışma stratejileri, görev süresi, uçak konfigürasyonu, uçak kullanımı ve mevcut sistem gücü gibi çeşitli faktörlere bağlıdır (Gaspari, vd., 2017).

Seri hibrit elektrikli sistemin en büyük faydalarından biri, İYM'un maksimum termodinamik verimliliği elde etmenin mümkün olduğu sabit hızda çalışmasıdır. Geleneksel kullanımla karşılaştırıldığında, motor sabit hızda çalıştığında, istenen maksimum nominal gücün belirli bir oranı için optimize edilebilir. Ayrıca, seri yapı çok basittir; pervane her zaman elektrik motoru tarafından tahrik edilir ve karmaşık, hantal, ağır ve verimsiz redüksiyon şanzımanlarından kurtulmak için yeterince düşük bir

nominal RPM değerine sahip olacak şekilde tasarlanabilir. Bununla birlikte, seri hibrit elektrikli sistemin bazı dezavantajları da vardır. Temel dezavantaj, İYM'dan gelen mekanik enerjiyi elektrik enerjisine dönüştürmek için bir jeneratör kullanılması gerektiğinden kaynaklanmaktadır ve bu da genel güç aktarma organı hacmi, ağırlığı ve verimi üzerinde olumsuz yönde etki etmektedir (Gaspari, vd., 2017).

5.1.4.2. Paralel hibrit araçlar

Bir paralel hibrit elektrikli araçta, içten yanmalı motor ve elektrik motoru bulunur. Aracı tahrik etmek için, elektrikli motoru veya içten yanmalı motor veya her ikisini de kullanılabilir. Bu, paralel hibrit sistemin avantajıdır. Ayrıca jeneratöre ihtiyaç duyulmaz, çeşitli konfigürasyonları vardır. İçten yanmalı motor ve elektrik motoru daha küçük boyutlarda kullanılabilir. Yalnızca içten yanmalı motor maksimum güce göre tasarlanır, elektrik motorunun maksimum gücün yarısı kadar güçte olması yeterlidir (Harmon, vd., 2006; Emadi, vd., 2008 a, b; Kocagül, 2009; Chan ve Chen, 2010; Erjavec, J., 2013). Paralel hibrit elektrikli araçlarda içten yanmalı motor ve elektrik motoru aynı mil üzerinde doğrudan mekanik bağlantı ile tahrik sağlar. EM'nin torku, İYM'nin torkunu destekleyebilir veya ilave bir İYM torku, aküyü şarj etmek için bir jeneratör olarak EM'i çalıştırabilir. Tahrik hattının hızı her zaman motor için optimum hız değildir, ancak enerji dönüşüm kayıpları en aza indirgenir. İYM ve EM, bir seri konfigürasyonundan daha küçük boyutlara sahip olabilir. Paralel konfigürasyon daha karmaşık bir kontrolör ve kavrama/dişli mekanizması içerir, ancak daha az ağırlığa ve daha az enerji dönüşüm kayıplarına sahiptir. Düşük güç gereksinimlerinde sadece elektrik motoru devreye girerken, içten yanmalı motor yüksek güç gereksinimlerinde devreye girer. Böylece yüksek zararlı gaz salınımı ve düşük yüklerde çalışmadan kaynaklanan verimsiz yakıt kullanımı engellenmiş olur (Harmon, vd., 2006; Bulgu, A. E., 2010). Paralel bir hibrit daha küçük bir batarya paketi kullanabilir (Kaddour, M., 2014). Şekil 5.2'de paralel hibrit bağlantısı gösterilmektedir.



Şekil 5.2. Paralel hibrit bağlantısı (Kocagül, 2009; Bulgu, 2010'dan uyarlanmıştır).

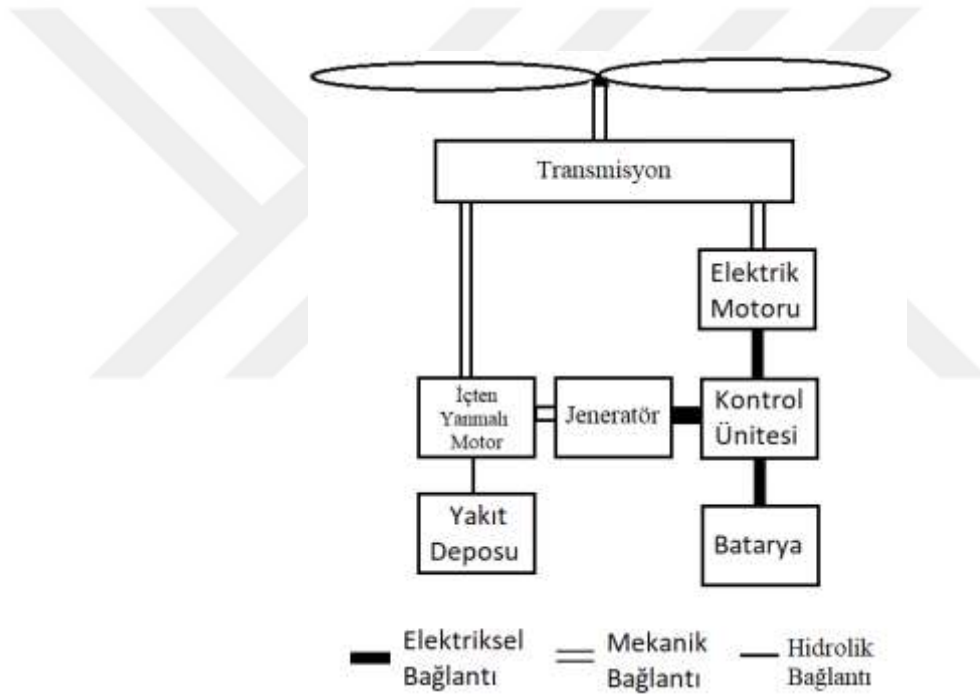
Şekil 5.2'de görüldüğü gibi, paralel hibrit elektrikli sistemde pervane, ya elektrikli motor ya İYM ya da her ikisi tarafından aynı anda çalıştırılabilir. Paralel hibrit elektrikli sistem, seri hibrit elektrikli sistemden daha karmaşıktır. Aslında, eş zamanlı olarak İYM ve EM tarafından tahrik edilen pervaneye sahip olma olasılığına sahip olmak için, karmaşık bir şanzımana ihtiyaç duyulmaktadır. Ayrıca, İYM her zaman en yüksek verimlilik noktasında çalışmamaktadır, bunun yerine geniş bir RPM aralığında işlev görmesi istenir ve genel olarak daha az verimli hale gelir. Paralel mimari, EM'nin seri mimariden daha az güçlü ve sonuç olarak, daha küçük ve daha hafif olması avantajını sunar; çünkü EM, pervane için istenen maksimum gücü tek başına sağlamak zorunda değildir. İYM mekanik gücünü elektrik gücüne dönüştürmeye gerek olmadığı için, elektrik jeneratörü mevcut değildir. Ancak EM, İYM ve pervane arasında mekanik gücü iletmek için kullanılan karmaşık mekanik şanzıman olması bu avantajları azaltmaktadır (Gaspari, vd., 2017).

5.1.4.3. Seri - paralel hibrit araçlar

Birleştirilmiş hibrit de denir (Mierlo, vd., 2006). Seri ve paralel hibritlerin birleşimidir; seri ve paralel hibrit araçların özelliklerini kapsar. Seri sisteme göre fazladan bir mekanik bağlantı, paralel sisteme göre ise fazladan bir jeneratör

bulunmaktadır. (Emadi, vd., 2008; Kocagül, 2009). Seri-paralel bir HEV, enerji akışı açısından seri HEV veya paralel HEV olarak çalışabilir (Chan ve Chen, 2010). Her iki sisteminde avantajlarından yararlanmalarına karşın karmaşık ve pahalıdır (Emadi, vd., 2008 b; Kocagül, 2009; Chan ve Chen, 2010). Elektrik yoğun ya da motor yoğun olarak sınıflandırılmaktadır. Elektrik yoğun seri-paralel HEV yapılandırması, elektrik motorunun tahrik için İYM'dan daha aktif olduğunu, motor yoğun seri-paralel HEV yapılandırması ise İYM'un daha aktif olduğunu gösterir. Her iki tip seri-paralel HEV sistemi için, EM'nin başlangıçta İYM kapatıldığında tek başına kullanılmasıdır. (Emadi, vd., 2008 b).

Seri-paralel hibrit bağlantısı Şekil 5.3'de gösterilmiştir.



Şekil 5.3. Seri-Paralel hibrit bağlantısı (Kocagül, 2009; Bulgu, 2010'dan uyarlanmıştır).

Yapı olarak daha çok paralel yapıya benzeyen seri-paralel hibrit elektrikli araçlar, seri ve paralel hibrit elektrikli sistemlerin verimliliklerini birleştirirler (Bulgu, A. E., 2010). Bu mimarinin ana avantajları, seyir görevi sırasında en uygun ve doğrudan çalışan daha küçük bir İYM'ye sahip olmaları ve aynı zamanda geleneksel paralel mimarilerin izin vermemesi gibi bir çekiş aktarımı olmaksızın bataryanın şarj edilmesini mümkün kılmasıdır. Bu güç aktarma sistemi mimarisi otomotiv sektöründe

yaygın olarak kullanılmaktadır, ancak karmaşıklığı ve ağır olması nedeniyle havacılık uygulamaları için uygun değildir (Gaspari, vd., 2017).

Çizelge 5.1’de, seri, paralel ve seri-paralel hibrit elektrik tahrik sistemlerinin karşılaştırması yapılmıştır.

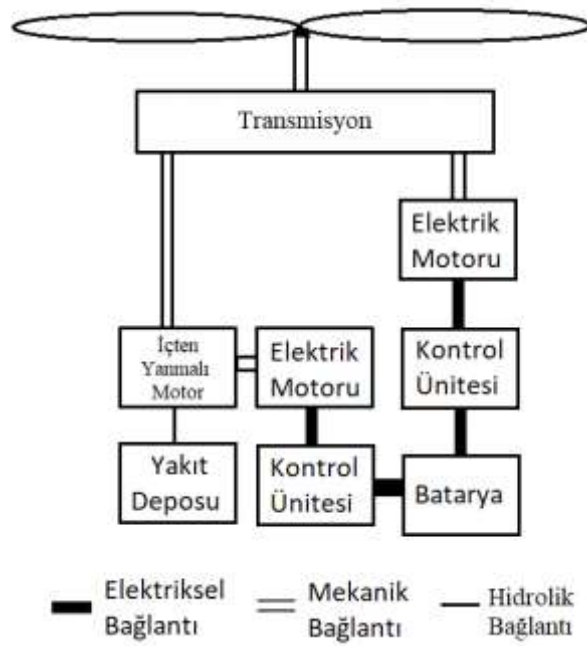
Çizelge 5.1. Hibrit elektrik tahrik sistemlerinin karşılaştırılması (Gaspari, vd., 2017).

	Avantajları	Dezavantajları
Seri	- İYM daima en yüksek verimlilikte RPM ile çalışır. - Pervaneyi sadece elektrik motoru döndürdüğünden transmisyon sistemi daha basittir. - Kontrol sistemi nispeten basittir.	- Genel verimlilik yüksek hızda düşüktür. - Elektrik motoru, maksimum güç için boyutlandırıldığından, maliyeti, ağırlığı ve hacmi büyüktür. - Daha güçlü ve büyük batarya gereklidir. - Ek bir elektrik jeneratörü gereklidir. - Dönüşüm kayıpları çoktur.
Paralel	- Seyir halinde daha yüksek genel verimlilik sağlar. - Daha küçük elektrik motoru ve batarya gereklidir. - Büyük tasarım esnekliği sağlar.	- Karmaşık bir mekanik transmisyon gereklidir. - İYM her zaman en yüksek verimlilikte RPM’de çalışmamaktadır.
Seri-Paralel	- Maksimum güç akışı yönetimi esnekler. - Daha küçük ve daha verimli içten yanmalı motor kullanılmaktadır.	- Çok karmaşık ve ağırdır. - Elektrik yolunun verimliliği daha düşüktür.

5.1.4.4. Gelişmiş hibrit araçlar

Seri-paralel hibrit araçlara benzer, fakat iki tane elektrik motoru bulunmaktadır. Ayrıca seri-paralel hibrit araçta jeneratör tek yönlü güç akışına sahipken gelişmiş hibrit araçlarda elektrik motoru çift yönlü güç akışına sahiptir. Bu da iki elektrik motoru ve içten yanmalı motordan oluşan tahrik sisteminin esnek bir şekilde çalıştırılabilmesini sağlar. Yapı karmaşık ve yüksek maliyetlidir (Kocagül, 2009).

Şekil 5.4’de gelişmiş hibrit bağlantısı gösterilmiştir.



Şekil 5.4. Gelişmiş hibrit bağlantısı (Kocagül, 2009; Bulgu, 2010'dan uyarlanmıştır)

5.2. Hibrit Elektrikli Araçların Diğer Elektrikli Araçlar ile Karşılaştırılması

İçten yanmalı motorlu araçlar benzin ya da dizel yakıttan birini kullanarak içten yanmalı motor tarafından tahrik edilir. BEV'ler, bataryada depolanan elektrikle çalışan elektrik motorları tarafından yönlendirilir. HEV'ler, iki güç aktarma organının birleşimi tarafından tahrik edilir. Elektrikli, hibrit ve İYM araçları karşılaştırırken enerji tüketimi önemli bir konudur. BEV'ler ve HEV'lerin, petrol kaynakları kullanarak elektrik üretildiği zaman bile, İYM araçlara kıyasla gerçek yakıt tasarrufu sağladığı ispatlanmıştır. Dahası, BEV'ler ve HEV'lerin kullanılması sera gazı emisyonlarının küresel olarak azaltılmasını da sağlamaktadır. FCEV'ler için sonuçlar o kadar belirgin değildir, çünkü fotovoltaiik pillerde kullanılan hidrojenin üretilme şekline bağlıdır (Chan ve Chen, 2010).

Çizelge 5.2'de, Akülü, hibrit ve yakıt hücreli elektrikli araçların karşılaştırılması yapılmıştır.

Çizelge 5.2. BEV, HEV ve FCEV'nin karşılaştırılması (Chan ve Chen, 2010).

	BEV	HEV	FCEV
Tahrik Sistemi	• Elektrik motoru	• Elektrik motoru • İçten yanmalı motor	• Elektrik motoru
Enerji Depolama	• Batarya • Ultrakapasitör	• Batarya • Ultrakapasitör • Fosil veya alternatif yakıtlar	• Hidrojen tankı • Güç yoğunluğunu arttırmak için batarya / ultrakapasitör
Özellikleri	• Sıfır yerel emisyon • Yüksek enerji verimliliği • Fosil yakıttan bağımsız • Nispeten düşük menzile • Yüksek başlangıç maliyeti • Ticari olarak ulaşılabilir	• Düşük yerel emisyon • Yüksek yakıt ekonomisi • Fosil yakıtla bağımlı • Yüksek sürüş menzili • İçten yanmalı motorlu araçlara nazaran yüksek maliyet • Ticari olarak ulaşılabilir	• Sıfır / düşük yerel emisyon • Yüksek enerji verimliliği • Fosil yakıttan bağımsız (Hidrojen eldesinde kullanılmadıysa) • Yüksek maliyet • Geliştirilme aşamasında
Önemli Noktalar	• Batarya boyutu ve üretimi • Elektrik şarj tesisleri • Maliyet • Batarya ömrü	• Batarya boyutu ve üretimi • Farklı enerji kaynaklarının kontrol, optimizasyon ve yönetimi	• Yakıt hücresi maliyeti, ömrü ve güvenilirliği • Hidrojen üretimi, dağıtımı, depolanması • Batarya boyutu • Maliyet

Yakıt hücreli elektrikli araçlar, bataryalı elektrikli araçlar ve hibrit elektrikli araçlar üzerinde yapılan araştırma ve geliştirmelerin bir sonucudur. BEV, HEV ve FCEV'ler elektrik tahrikli araçlardır. Aynı teknolojilerin çoğunu paylaşırlar ancak aracı hareket ettirmek için kullanılan elektrik motorlarına güç sağlamak için kullanılan enerji kaynağında farklılık gösterirler. Bir BEV, bataryalarda depolanan enerjiyi tek enerji kaynağı olarak kullanır. Depolanan enerji, harici güç hatlarından kolayca elde edilebilen elektrik enerjisinden gelir. Enerjiyi veya yakıtı tekrar doldurmak veya yenilemek için, piller normal elektrik kaynağı tarafından şarj edilir. BEV'ler bir içten yanmalı motorlu taşıtın en ekonomik ve en temiz alternatifini sunar. Bununla birlikte, çok sınırlı bir sürüş aralığına sahiptir ve çok uzun yeniden doldurma (şarj etme) süreleri gerektirir. HEV'nin enerji için iki farklı kaynağı vardır: içten yanmalı motor ve elektrik motoru. HEV'ler, içten yanmalı motorlu araçlara kıyasla mükemmel yakıt tasarrufu ve daha düşük emisyonlar elde eder. Bir EV ile karşılaştırıldığında, daha uzun menzile

sunarlar, ancak bazı kirleticiler yayarlar ve enerji için bir fosil yakıtına gereklidir. FCEV'ler elektrik motorlarına sahiptir, ancak bu motorlar için enerji kaynağı mutlaka batarya değildir. Bazı FCEV'ler batarya yerine ultrakapasitör kullanır (Erjavec, J., 2013).

Hibrit taşıtlar, daha düşük emisyon seviyeleri ile geleneksel araçlara göre iki ila üç kat daha fazla yakıt tasarrufu potansiyeline sahiptir. Hibrit araçlarda içten yanmalı motor olduğundan dolayı akülü elektrikli bir araca göre daha küçük batarya gereklidir. Bu hem maliyet, hem ilave ağırlık açısından önemli bir avantajdır. Ayrıca akülü elektrikli bir araçta karşılaşılan menzil sınırlaması yoktur. Akülü elektrikli araçlar her ne kadar sıfır emisyonlu olarak ifade edilse de elektriğin fosil yakıtlardan mı yoksa temiz enerji kaynakları da denilen yenilenebilir enerji kaynaklarından mı elde edildiği bu durumu etkiler.

Hibrit elektrikli araçlarda sisteme ilave edilen elektrik motoru, batarya ve ilave aksamalar ilave ağırlığa ve başlangıç maliyetine neden olmaktadır. Ancak bu ilave ağırlık ve başlangıç maliyetleri akülü elektrikli araçlar ve yakıt hücreli elektrikli araçlar için de geçerlidir.

İçten yanmalı motorların termodinamik özelliklerini geliştirebilmek için önemli ölçüde araştırmalar yapılmakta ve elektronik kontrolleri geliştirilmektedir. Geleneksel bir aracın enerji zinciri; yakıt deposu (benzin, dizel veya gaz), elektronik olarak kontrol edilen içten yanmalı motor ve iletim sistemi ile diferansiyelden oluşur. Bataryalı bir elektrikli aracın enerji zinciri; batarya, güç elektronik dönüştürücü, elektrik motoru ve diferansiyelden oluşur. Yakıt hücreli sistemde yakıt hücresini besleyen hidrojen tankı bulunur. Yakıt hücreli elektrikli araçlarda hidrojen kullanımı nedeniyle enerji ekonomisi açısından dikkatlice düşünülmelidir. Ayrıca hidrojen üretilmesi esnasında da bazı zorluklarla karşılaşılmaktadır. Sistemde bir pilin varlığı pil şarj cihazının kullanılmasını gerektirir. Elektrik motoru ile içten yanmalı motorun hibrit olarak kullanıldığı durumlarda motor verimi artar. Ancak elektrik motoru ve bununla ilgili güç elektroniği uygun şekilde tasarlanmalıdır. Dâhili çift fonksiyonu sayesinde, hibrit araçların akülü elektrikli araçlara göre daha uzun menzili vardır (Mierlo, vd., 2006).

Hibrit araçlar, içten yanmalı motorlar, gaz türbinleri ve yakıt hücreleri gibi elektrik ve diğer tahrik sistemlerini bir araya getirir. Bu kombinasyonun en büyük avantajı, yüksek verimli elektrik sistemi ile termik motor veya yakıt hücresi arasındaki

kalıcı etkileşimdir. Dâhili çift işlevi sayesinde, hibrit elektrikli araçların elektrikli araçlara göre daha uzun menzile sahiptir. Ayrıca yalnız elektrikle çalışma imkânı sunabilirler, bu durumda sıfır emisyonlu olurlar. Hibrit teknoloji günümüzde şehir içi otobüsler gibi ağır vasıtalar için özellikle tercih edilmektedir. Böylece hem enerji tüketiminde hem de buna bağlı emisyonlarda %20-30'luk bir azalmaya sağlanmaktadır. Enerji ve çevre konusundaki mevcut ve gelecekteki kaygıları azaltabilmek, yakıt hücreli araçlar gibi uzun vadeli çözümlere katkıda bulunabilmek için bataryalı ve hibrit araçlara yönelmek gerekmektedir. Böylece hem teknolojik seviye korunmuş olacak hem de hidrojen teknolojisi için hazırlık yapılmış olacaktır. Yakıt hücreli araçlar devreye alınıncaya kadar, mevcut çevre ve enerji kaygısını azaltabilmek için orta vadede bataryalı ve hibrit araçlar, yakıt hücreli araçların geleceğini hazırlayan bugünün sürdürülebilir çözümleri olarak kabul edilmektedir (Mierlo, vd., 2006).

6. HELİKOPTERLER

Havacılığın çevresel etkisini azaltmak için sosyal baskılar gittikçe artmaktadır. Havacılık topluluğunda da dünyanın güvenli, verimli, çevresel olarak sürdürülebilir hava taşımacılığı için gelecekteki ihtiyaçlarını karşılayabilmek için çalışmalar devam etmektedir. Hava kalitesi ile ilgili düşünceler için amaç, havacılıkta HC yakıtların kullanılması sonucu ortaya çıkan CO₂ ve NO_x emisyonlarının miktarını ve etkilerini azaltmak veya ortadan kaldırmaktır (Snyder, 2015).

Helikopter, bir veya daha fazla yatay rotor ile tahrik edilen ve kaldırılan hava aracıdır. Her rotor iki veya daha fazla rotor palinden oluşur. Rotor palleri bir milin etrafında dönerek taşıma kaynağı üretir. “Helikopter” kelimesi, 1861’de Gustave de Ponton d’Amécourt tarafından üretilen Fransız hélicoptère’den uyarlanmıştır. Yunanca heliks/helikos “spiral” veya “dönen” ve pteron “kanat” kelimeleri ile bağlantılıdır. Helikopterlerin en büyük avantajı, hava yardımı ile dönen rotor palleri sayesinde ileri gitmeye gerek duymadan düşey yönde havalanabilmesidir. Böylece sabit kanatlı uçakların aksine bir piste ihtiyaç duymadan kalkış ve iniş yapabilirler, havada asılı olarak durabilirler ve sabit kanatlı uçaklar ile gerçekleştirilemeyen görevleri yerine getirebilirler. Uzun süre havada kalabilen helikopterler; ulaştırma, inşaat, yangın söndürme, arama-kurtarma gibi çeşitli alanlarda kullanılmaktadır. Sabit motorlu uçaklara nazaran daha yüksek motor gücü gerektirdiğinden güvenilir helikopterlerin üretilmesi sabit kanatlı uçaklardan onlarca yıl sonra gerçekleştirilmiştir (FAA-H-8083-21A, 2012).

Paller helikopter motoru tarafından döndürülür ve alt ve üst yüzeyleri arasında basınç farkı oluşur. Taşıma kuvveti, oluşan bu basınç farkı tarafından meydana gelir. Paller üzerinde oluşan taşıma kuvveti; helikopter ağırlığına eşit ise, helikopter havada asılır kalır, helikopter ağırlığından az olması durumunda ise, helikopter iniş yapmaya başlar, helikopter ağırlığından fazla olması durumunda ise, helikopter yükselmeye başlar. Helikopter palleri üzerinde oluşan taşıma kuvvetinin yönü değiştirildiğinde, helikopter ileri-geri ve sağa-sola doğru hareket eder. Pallerin dönmesi sonucunda, helikopter gövdesi üzerinde oluşan moment, helikopter gövdesini de döndürmeye çalışır. Helikopter gövdesinin dönmesini engellemek için, genellikle helikopterin kuyruk kısmında kuyruk rotor sistemi kullanılır. Kuyruktaki pal, gövde üzerinde oluşan dönme momentini sönümler. Ayrıca kuyruk kontrol sistemi yardımıyla, sönümleme

miktarı değiştirilerek, gövdenin dönüşü sağlanabilir. Ana rotor, helikopterin hareketi için gerekli itki ve taşımayı üretir. Ayrıca helikopterin kontrolü için bu kuvvetlerin yönünü değiştirir (Kuzubaşoğlu, 2012).

1941 yılında seri imalatına başlanan Sikorsky'nin R-4 modeli, tek ana rotor ve kuyruk rotoruna sahip, etkin bir şekilde kullanılabilecek ilk helikopterdir. O tarihten günümüze kadar helikopterler büyük ölçüde geliştirilmiş ve dikey uçuş yapabilme kabiliyetlerinden dolayı birçok alanda kullanılmaktadır (İbaçoğlu, 2007).

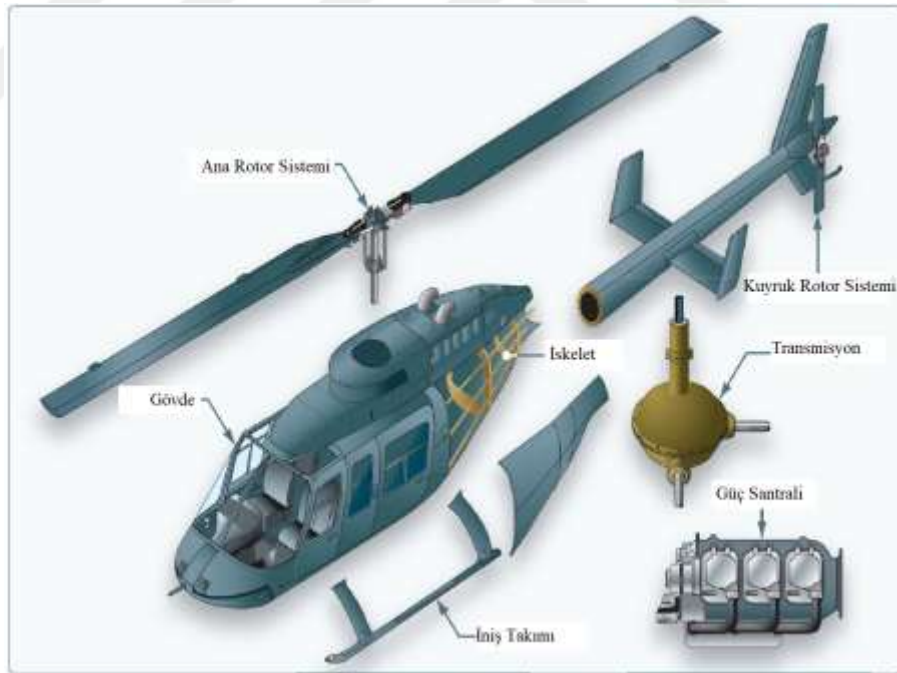
İcat edilmelerinden itibaren helikopterler fosil yakıtlı güç kaynakları ile tahrik edilmiştir. İlk helikopterlerde yüksek yakıt verimliliği sunan ve bu nedenle daha ekonomik olan pistonlu motorlar kullanılmıştır. O zamanlar pistonlu motorlar ağır, büyük ve karmaşık olduğundan turboşaft motorlar ağırlık ve büyüklük açısından önemli avantaj sağlayarak menzil ve yük konularında gelişme yaşanmıştır. Özgül yakıt tüketiminin azaltılması amacı ile motorların bileşenlerinin verimliliğinin artırılması, malzeme konusundaki iyileştirmeler, gelişmiş üretim tekniklerinin kullanılması gibi çalışmalarla motorlarda daha yüksek basınç oranları, daha yüksek türbin giriş sıcaklığı, azaltılan boyut ve ağırlık elde edilmiştir. Ancak günümüzde bu yenilikçi tasarımların ve geliştirmenin özgül yakıt tüketiminde sınırlı iyileştirmeler sağlayabileceği kabul edilmektedir (Ali, vd., 2015).

Dikey olarak iniş - kalkış yapabilen, iniş - kalkış için ilave pist gerektirmeyen, havada asılı olarak kalabilen helikopterler; keşif ve savaş helikopteri olarak, asker ve hasta nakillerinde, acil tıp hizmetlerinde, gümrük korumada, arama kurtarma çalışmalarında, yangın söndürmede, zelzele, su baskını gibi felaketlerde, deniz kirlenmesi temizlenmesinde, petrol ve maden yataklarının araştırılmasında, yolcu taşımada, karayolu trafiğinin gözetiminde, yüksek gerilim hatlarının kontrolü ile hat ve direklerinin döşenmesinde, zirai ilaçlamada, medya sektöründe, eğlence, spor ve hobi olarak vb. gibi birçok alanda kullanılmaktadır (Yıldırım, 2014).

Geniş kullanımı olan helikopterlerin kullanımından doğan bazı problemler gündemdedir. Bu problemler gürültü ve çevreye yayılan zararlı emisyonlardır. Helikopterlerin neden olduğu gürültüyü azaltabilmek için tasarım ve uçuş yolu yönetimi olmak üzere iki kategoride çalışmalar yapılmaktadır (Russell, vd., 2010). Bunun yanında helikopterlerin yakıt verimliliğinin düşük olması ve yüksek işletme giderleri gibi dezavantajları da mevcuttur (Amritkar, 2015). Helikopterlerin çevresel etkilerinin

azaltılması için rotoru mekanik olarak tahrik eden pistonlu ve turboşaft motorlarının ötesinde yeni itki mimarilerinin kullanılması gerekmez. Elektrik motoru ile çalışan hobi boyutlu helikopterlerin birçok örneği olmasına rağmen tam ölçekli helikopterler genel olarak türbin veya pistonlu motorlar tarafından tahrik edilmektedir. İçten yanmalı motorlar düşük torkta ve yüksek dönme hızında en yüksek verime sahiptir (Russell, vd., 2010).

Helikopterler çeşitli boyut ve şekillerde olabilmektedir; ancak çoğu aynı ana bileşenleri paylaşır. Bu bileşenler; mürettebatı, yolcuları, yükleri, motor, şanzıman, uçuş kontrol mekanizması, santral vb. içinde barındıran gövde; taşıma kuvvetini üreten, şaft (mil), şaft göbeği ve rotor kanatlarından oluşan ve dönen kısım olan ana rotor; kuyruk, iniş takımı da dâhil olmak üzere bir dizi bileşenden oluşmaktadır. Helikopterlerin ana bileşenleri Şekil 6.1’de gösterilmiştir. Helikopterlerin öz nitelikleri de bileşenlerinin öz nitelikleri toplamından elde edilmektedir (FAA-H-8083-21A, 2012, Johnson, 2014).



Şekil 6.1. Helikopterlerin ana bileşenleri (FAA-H-8083-21A).

Motor, gücü şaft ile rotora aktarır. Gerekli olan toplam rotor gücü; profil, parazit, indüklenmiş güçten oluşur. Çoğu helikopter tasarımında güç; mekanik tahrik

ile rotor şaftı aracılığı ile rotora iletilir. Bu tür tasarımlarda aktarılan güç ile ana rotor torkunun dengelenmesi gerekir. Şaft gücü, toplam rotor gücüne eşit olur (Johnson, 2014). Helikopterlerin havada tutunabilmesi ve kontrolü, rotor sistemleri tarafından sağlanır (Uzundağ, 2008).

Depolanan veya yakılan yakıt miktarı; ağırlık veya enerji olarak ölçülebilir. Yakıt kullanan veya üreten her bir bileşen uygun tipte bir yakıt deposu sistemi ile ilişkilidir. Ağırlıkla ölçülen yakıt için yoğunluk ve özgül enerji belirleyici özelliklerdir. Yakıt deposu kapasitesi maksimum kullanılabilir yakıt miktarına göre belirlenir. Yakıt sistemi ağırlığı; yakıt tankı ağırlığı ve donanımın ağırlığından oluşur. Yakıt kullanıldıkça ağırlık azalır. Batarya, kapasitör gibi enerji ile ölçülen yakıt kullanımı ve depolama için ağırlık sabit kalır. Batarya, depolanan ve yakılan yakıt miktarının enerji ile ölçüldüğü bir yakıt deposu sistemidir; enerji depolar (Johnson, 2014).

Motor performansları her motor için farklılıklar göstermektedir. Performanslar belirlenirken bazı kısıtlamalar söz konusudur. Bu kısıtlamaların en önemlisi motorun çalışma süresidir ve motorun hasar görmesini engellemek için gereklidir. Kalkış için genellikle maksimum nominal güç (Max. Rated Power-MRP) kullanılır. Mevcut güç, gerekli güçten büyük, en azından eşit olmalıdır. Elektrik motoru, elektrik enerjisini şaft gücüne dönüştürürken; içten yanmalı motor, yakıt enerjisini şaft gücüne dönüştürür. İçten yanmalı motorda gereken motor gücü, yakıt deposundan gelen enerji akışını belirler. Enerji akışı belirtilen uçuş koşulu için hesaplanır. Gaz türbinli uçak motorlarının performans kriterleri, motor üreticileri tarafından oluşturulan bilgisayar programları tarafından hesaplanır. Termodinamik çevrim analizlerine dayanan gerçek motor bileşen performans haritaları kullanılır (Johnson, 2014).

Sabit kanatlı uçakların aksine helikopterlerin büyük bir kısmı, uçuş fazlarının çoğunda maksimum motor gücünün yüksek yüzdesine ihtiyaç duyarlar (Rindlisbacher, 2009). Helikopterlerde ağırlık ve ağırlık değişimi sabit kanatlı uçaklara göre daha çok önemlidir. Bu sebeplerle helikopterler uçaklara göre daha güçlü ve hafif motorlara ihtiyaç duyarlar (Yıldırım, 2014). 20. yüzyılın ilk yarısında yakıt ve motorlarda yapılan iyileştirmeler, helikopter gelişiminde kritik bir faktördür. 20. yüzyılın ikinci yarısında hafif turbo şaftlı motorların bulunması, daha büyük, daha hızlı ve yüksek performanslı helikopterlerin geliştirilmesine yol açmıştır. Daha küçük ve daha ucuz helikopterlerde pistonlu motorlar kullanılmaktadır (FAA-H-8083-21A, 2012).

Helikopterler için daha fazla elektrikli tahrik sistemi, verimlilik, güvenilirlik, araç ve misyon yeteneklerinde artış sağlamanın yanında zararlı emisyonların azalmasını sağlar. Elektrik motoru, jeneratör ve batarya ağırlıklarında yapılan iyileştirmeler, yüksek sistem verimliliği ve ölçeklenebilirliği ile birlikte dikey kaldırma araçları için çekici bir teknoloji haline getirmektedir. Daha düşük yüksekliklerde uçmaya ve genel nüfusa daha yakın çalışmaya eğilimli olan helikopterler için motor gürültüsü, iyileştirilmeye çalışılan başka bir husustur. Araç boyutu ve kapasitesi arttıkça, motor tipi veya boyutu ve yakıt yükü de değişmektedir (Snyder, 2015).

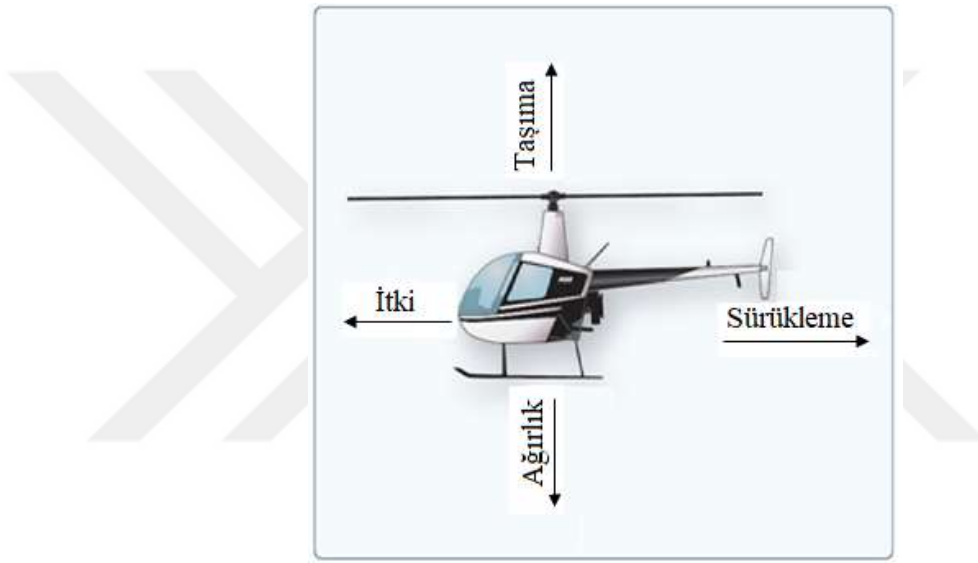
Helikopterler için belirlenen ağırlık ve denge sınırlarına uymak hayati önem taşımaktadır. Maksimum ağırlık sınırlarının üzerine çıkmak helikopterin yapısal bütünlüğünü tehlikeye atar ve performansı olumsuz olarak etkiler. Tam yüklü helikopterlerde ağırlık merkezinin sapması helikopterin taşıma özellikleri önemli ölçüde etkiler. Bu nedenlerden dolayı ağırlık ve denge sınırlamalarına uymayan helikopteri kullanmak güvensizdir. Helikopterin ağırlık limitleri dâhilinde olup olmadığı belirlenirken helikopter ağırlığının yanı sıra mürettebat, yolcu, yakıt ve yüklerin ağırlıkları da ilave edilmelidir. Ayrıca yükseklik, sıcaklık ve bağıl nem nedeni ile meydana gelen daha yüksek yoğunluklar da daha fazla güç gerektirir (FAA-H-8083-21A, 2012).

Helikopter tasarlanırken, askı ve düşey tırmanma uçuşlarını yerine getirebilecek şekilde tasarlanır. Helikopterlerin ileri uçuş performansları uçaklara göre sınırlıdır. Tasarım sırasında tasarım isterleri doğrultusunda maksimum motor gücü tespit edilir. Seçilen ve kullanılacak motorun bu gücü sağlaması gerekir. Motor türü ve büyüklüğüne bağlı olarak yakıt sarfıyatı da değişmektedir. Bu da yakıt ağırlığını belirler. Atmosfer ve uçuş şartlarına göre motor yakıt sarfıyatının değişimini gösteren tablolar kullanılır (İbaçoğlu, 2007).

Yatay düzlemde hareket eden ve bir veya birkaç güç üretici tarafından döndürülen, ana rotor denilen pervaneler, helikopterlerde itki kuvvetinin yanında taşıma kuvveti oluştururlar. Taşıma kuvveti, ana rotorun hava içerisinde dönerek hareket etmesiyle yaratılır. Bir güç ünitesi tarafından döndürülen ana rotor, kendi ekseninde etrafında dönerken, helikopter de ana rotor dönüş yönüne ters yönde dönmeye çalışır. Buna dönme momenti tepkisi denir. Ana rotorun oluşturduğu bu dönme momenti kuyruk rotoru vasıtası ile eşitlenerek helikopter düz tutulmaktadır. Kuyruk rotoru

bulunmayan eş eksenli rotorlu ve ardışık rotorlu helikopterler çift ana rotora sahiptir ve rotorlar birbirinin tersi yönde dönerek birbirinin yarattığı dönme momentini eşitler. Ana rotorda yer alan her bir pal, üretilen taşıma kuvvetini eşit olarak paylaşır. Paller, helikopterin statik ağırlığı yanında helikopter uçuşu sırasında meydana gelen dinamik yükleri de taşımak zorundadırlar (Cebe, 2007).

Helikopterlere aerodinamik prensiplerine göre Şekil 6.2’de gösterildiği gibi; ağırlık (weight), taşıma (lift), itki (thrust) ve sürüklenme (drag) kuvvetleri olmak üzere dört kuvvet etki etmektedir (Cebe, 2007; FAA-H-8083-21A, 2012).



Şekil 6.2. Helikopterlere etki eden kuvvetler (FAA-H-8083-21A, 2012)

Ağırlık kuvveti, yerçekimi etkisiyle oluşan kuvvettir ve bu kuvvet her zaman ağırlık merkezinden dik olarak aşağıya etki etmektedir. Ağırlığı, helikopter, mürettebat, yolcu, bagaj ve yakıt oluşturur. Bu kuvvetin şiddeti, ancak helikopterin kütlesi değiştiği zaman değişir. Yerçekimi kuvveti nedeniyle helikopteri aşağı doğru çeker (Cebe, 2007; FAA-H-8083-21A, 2012).

Taşıma kuvveti, pallerin üzerinden geçen hava akımı ile oluşur. Bir helikopterin taşıma kuvveti üretmesi için rotor kanatları dönmelidir. Ağırlık kuvvetine karşı kuvvettir. Helikopteri yerden dikey olarak kaldırmak için, rotor sistemi, helikopterin toplam ağırlığını yenmek veya dengelemek için yeterli taşıma gücü üretmelidir.

Helikopterlerde hem itki, hem de taşıma kuvveti ana rotor palleri ile elde edilir (Cebe, 2007; FAA-H-8083-21A, 2012).

Sürüklenme kuvveti, helikopterin hava içerisinde ilerlemesine engel olan kuvvettir. Kanat, rotor, gövde ve helikopterin diğer çıkıntılı parçaları tarafından hava akışının kesintiye uğramasından kaynaklanan geriye doğru, geciktirici kuvvettir (Cebe, 2007; FAA-H-8083-21A, 2012).

İtki kuvveti, rotor tarafından üretilen kuvvettir. Bir helikopterde itki; ileri, geri, yana veya dikey olabilir. Ortaya çıkan taşıma ve itki helikopterin hareket yönünü belirler. İtki kuvveti hava aracını sürüklenme kuvvetine karşı havada hareket halinde tutar (Cebe, 2007; FAA-H-8083-21A, 2012).

Rüzgârsız koşullarda, seyir halinde tüm karşıt güçler (taşıma-ağırlık, itki-sürüklenme) dengede; eşit ve zıttır. Desteklenmesi gereken ağırlık, helikopterin ve yolcuların toplam ağırlığıdır. Taşıma miktarı gerçek ağırlığın üzerindeyse helikopter, taşıma kuvveti ağırlık kuvveti ile eşit olana kadar yukarı doğru hızlanır; taşıma kuvveti ağırlık kuvvetinden daha düşükse, helikopter aşağıya doğru ivmelenir (FAA-H-8083-21A, 2012).

Yer etkisi, zemin yakınında hava akımının karışması nedeniyle rotor sisteminin artan verimliliğidir. Havanın basıncını veya yoğunluğunu arttırarak hava hızını düşürür. Yer etkisi göreceli rüzgârın daha yatay olmasına, vektörün daha dikey olmasına ve sürüklemenin azaltılmasına izin verir. Bu koşullar, rotor sisteminin daha verimli olmasını sağlar. Helikopter pürüzsüz sert yüzeylerin üzerinde gezindiğinde maksimum yer etkisi elde edilir; yüksek çim, ağaç, çalılık, engebeli arazi ve su gibi yüzeylerin üzerinde gezindiğinde azami yer etkisi azaltılır (FAA-H-8083-21A, 2012).

Bir helikopterin performansı; motorun güç çıkışına ve rotor tarafından üretilen taşıma kuvvetine dolayısı ile kuyruk rotoruna bağlıdır. Motor ve rotor verimliliğini etkileyen herhangi bir faktör, helikopter performansını da etkiler. Performansı etkileyen üç ana faktör, ilgili irtifadaki yoğunluk, ağırlık ve rüzgârdır (FAA-H-8083-21A, 2012).

Helikopterler; rotorlarına göre, motorlarına göre, ağırlıklarına göre, kullanım alanlarına göre sınıflandırılmaktadırlar. Kullanım alanlarına göre helikopterler; sivil, ticari ve askeri olarak; ağırlığına göre helikopterler ise hafif, orta ve ağır olarak sınıflandırılırlar. Aşağıda rotorlarına ve motorlarına göre helikopter çeşitleri incelenmiştir.

6.1. Rotorlarına Göre Helikopter Çeşitleri

Helikopterin rotor sistemi taşıma kuvvetini üreten, dönen kısımdır. Ana rotorlar helikoptere yatay olarak monte edilir ve dikey taşıma sağlar. Tek ana rotorlu helikopterde, motor rotoru döndürdüğünde tork oluşur, bu da helikopterin gövdesinin dönmesine neden olur. Oluşan tork etkisine karşı koymak ve itki sağlamak için genellikle kuyruk kısmına dikey olarak kuyruk rotoru monte edilir. Kuyruk rotoru, geleneksel tek rotor helikopterin kuyruğuna dikey olarak monte edilen daha küçük bir rotordur. Kuyruk rotoru torka karşı kuyruğu iter veya çeker (FAA-H-8083-21A, 2012).

Helikopterlerdeki ana rotor;

- Helikopterin ağırlığına karşı dikey taşıma kuvveti (itki) oluşturur,
- İleri uçuşta yatay itki kuvvetini oluşturur,
- Helikopterin yönelmesi ve uçuş kontrolünü sağlar (Abdulhamitbilal, 2010).

Helikopterler rotorlarının sayısı, tipi ve dizilişlerine göre sınıflandırılabilirler. Her birinin avantaj ve dezavantajları olup, öngörülen görevlere uygun helikopter tasarımı yapılır. En çok kullanılan çeşitleri; tek ana rotorlu, eş eksenli rotorlu ve ardışık rotorlu helikopterlerdir. Bu tiplerin dışında eğilebilir rotorlar (tilt rotor), birbirini içine geçen (intermeshing) rotorlar gibi başka helikopter biçimleri de vardır (İbaçoğlu, 2007; Abdulhamitbilal, 2010; Yıldırım, 2014).

6.1.1. Tek Ana Rotorlu Helikopterler

Bu tip helikopterlerde taşıma tek ana rotordan sağlanmaktadır. En çok tercih edilen helikopter çeşididir. Askı performansı ve düşük hızlardaki manevra kabiliyetleri ile kararlı yapıları avantajlarıdır. Ana rotorun karşı torku, helikopterin kuyruğunda bulunan kuyruk rotoru ile sağlanır. Farklı tipte kuyruk rotorları kullanılabilir. Bunlardan bazıları; en çok kullanılan, basit ve ucuz olan konvansiyonel kuyruk rotorları, konvansiyonel kuyruk rotoruna göre daha düşük güç gerektiren, daha sessiz ve emniyetli olan fan kuyruk rotorları ve oldukça sessiz ve emniyetli olan notar kuyruk olarak sayılabilir (İbaçoğlu, 2007; Abdulhamitbilal, 2010; Yıldırım, 2014).

6.1.2. Eş Eksenli (Koaksiyel) Rotorlu Helikopterler

Bu tip helikopterlerde iki rotor vardır ve bu rotorlar aynı mil üzerine üst üste yerleştirilmiştir. İki rotor birbirinin aksi yönünde dönerek birbirinin yarattıkları torkları karşılar. Ayrıca bir karşı tork sistemine ihtiyaç yoktur, güçlü taşıma kabiliyetine

sahiptirler ve motor gücünün tamamı taşıma için kullanılabilir. Motor gücünün verimli kullanılması, yapısal ağırlığının düşük olması, yer emniyeti ve ebatları tek ana rotorlu helikopterlere göre eş eksenli rotorlu helikopterlerin avantajlarıdır. Oto rotasyon kabiliyetinin kötü olması, kontrolünün zor olması ve yüksek disk yüklemelerindeki aerodinamik verimsizlikleri de dezavantajlarıdır. En yeni Kaman K-MAX modeli, inşaat işlerinde kullanılan özel bir gökyüzü vincidir (İbaçoğlu, 2007; Abdulhamitbilal, 2010; FAA-H-8083-21A, 2012; Yıldırım, 2014).



Şekil 6.3. Eş eksenli rotorlu helikopter (FAA-H-8083-21A, 2012).

6.1.3. Ardışık (Tandem) Rotorlu Helikopterler

Bu tip helikopterlerde birbirine ters yönde dönen iki ana rotor bulunur ve bu rotorlar yatay bir şekilde art arda sıralanmıştır. Böylece karşı tork ihtiyacı sağlanmış olur ve motor gücünün tamamı taşıma için kullanılır, bu sayede motor gücünün %10-%20'sinin karşı torka harcanması gerekmez. Daha kısa pallerde daha fazla ağırlık tutma kabiliyetine sahip olan ardışık rotorlu helikopterlerin yük taşıma kabiliyetleri yüksektir ve genellikle ağır nakliye için tercih edilmektedir. Çift rotorlu olduklarından tek ana rotorlu helikopterlere göre göreceli olarak daha küçük rotora sahiptirler. Uzun gövde ve ardışık rotorları nedeni ile yan rüzgârlara hassas olmaları, sapma kararlılıklarının düşük olması, yüksek hızlar için otomatik kontrol sistemine ihtiyaç duymaları ve rotorların konumu nedeni ile büyük ve ağır olmaları dezavantajlarıdır (İbaçoğlu, 2007; Abdulhamitbilal, 2010; FAA-H-8083-21A, 2012; Yıldırım, 2014).



Şekil 6.4. Ardışık rotorlu helikopter (FAA-H-8083-21A, 2012).

6.2. Motorlarına Göre Helikopter Çeşitleri

Helikopterlerde kullanılan motorlara göre helikopterler piston motorlu helikopterler ve turboşaft helikopterler olmak üzere iki kategoriye ayrılır.

6.2.1. Piston Motorlu Helikopterler

Küçük helikopter kategorisindedir. Bu tip helikopterlerin çoğu iki koltukludur ve genelde pilot eğitimi için kullanılırlar. Çalışmaları havada asılı kalma egzersizlerini içermektedir. Sınırlı yüksek irtifa performanslarından dolayı genellikle düşük irtifada çalıştırılmaktadır. Tipik motorları dört veya altı ters yatay silindirlere sahiptir ve hava soğutmalıdır. Motor teknolojisi 1950'lere kadar uzanmaktadır. Yakıt olarak AVGAS veya MOGAS kullanılır (Rindlisbacher, 2009; Yıldırım, 2014).

Piston motorlu helikopterlerde, içten yanmalı motorun mili, dişli yardımı ile ya da doğrudan pervaneye bağlanmaktadır (Altuntaş, 2011).

Pistonlu motorlar, günümüzde yaygın bir şekilde kullanılmaktadır. Bu tip motorlarda yanma sonucu elde edilen yüksek basınçlı ve yüksek sıcaklıktaki gazlar, piston yüzeyine etki ederek onu harekete geçirir. Pistonlu motorların toplam verimlerinin daha yüksek olması, birim güç başına daha az yakıt harcamaları, ilk harekete geçme sürelerinin daha kısa olması, kullanım ve bakım kolaylıklarının olması ve çok güvenilir olmaları nedenleri ile uygulama alanları fazladır. Dünyadaki toplam uçak sayısının dörtte üçünü piston-prop, yani içten yanmalı bir motor ile pervanenin birleşik olduğu uçaklar oluşturmaktadır. Bu motorların otomobil motorlarından başlıca farkları; daha hafiftirler, kara taşıt araçlarında olduğu gibi turbo şarjlı ve enjeksiyonlu

tipleri vardır. Ayrıca, bakım kolaylığı açısından silindirleri ayrı ayrı sökülüp takılabilir, daha az yer kaplar ve ağırlık tasarrufu için motor silindirleri ya karşılıklı olarak dizilir ya da silindirler yıldız şeklinde dairesel olarak sıralanır. Nadiren silindirleri “V” şeklinde sıralanmış motorlar da vardır. Emniyet açısından her silindirde iki ateşleme bujisi bulunur. Elektronik ateşleme veya platin yerine, ateşleme sisteminde çift ateşleyici (manyeto) kullanılır. Akrobasi yapabilen uçaklarda motorların yakıt besleme ve yağlama sistemleri uçak ve motor yere göre ters veya dik olsa bile çalışabilecek şekilde tasarlanmıştır. Yüksek oktanlı benzin (AVGAS) kullanırlar. Karbüratörlü sistemlerde, karbüratörlerinde buzlanmayı önlemek için ısıtıcı vardır. Motor soğutması genellikle hava akımı ile yapılır. Kara taşıtlarındaki gibi sıvı soğutma sistemleri artacak ağırlık farkı, çevre şartları ve düz akış olması nedeniyle tercih edilmemektedir. Kara taşıt motorlarından farklı olarak hava-yakıt karışım miktarını ayar kolu vardır. Uçaklar yükseklik değiştirdikçe hava yoğunluğu azalacağından bu kolla ayar yapılır, böylece motorun aşırı ısınması kontrol altına alınır (Şahin, 1999; Özkan, 2007; Deniz, 2008; Gökçeli, 2010; Altuntaş, 2011; Yıldırım, 2014).

6.2.2. Turboşaft Helikopterler

Helikopterlerde uzun yıllardan bu yana turboşaft motorlar kullanılmaktadır. 1960’larda helikopterlere ilk gaz türbinlerinin girişi ile helikopterlerin askeri etkinlikleri de artmıştır. Motor sayısı helikopterin tipine göre bir, iki veya üç tane olabilir. Çok motorlu helikopterlerdeki motorlar aynı dişli kutusuna güç verdikleri halde motorlardan biri arıza yapsa bile diğer motor sistemi çalıştırabilir (Şahin, 1999; Yıldırım, 2014).

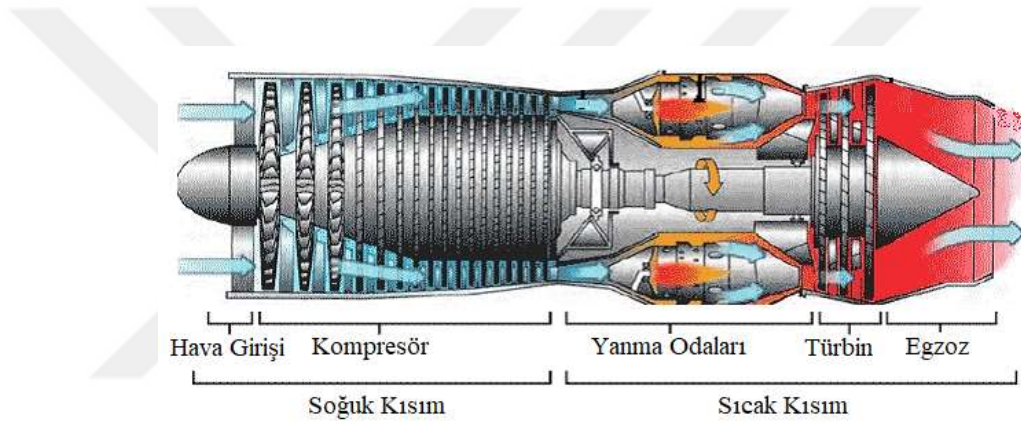
Turboşaft motorlar, prensip olarak turboprop motorlarla aynıdır; tek farkı yanmış gazların döndürdüğü türbin milinin yani şaftın pervane yerine ana ve kuyruk pallerini döndürmesidir. Turboşaft motorlar, tipik olarak periyodik ömürlü parçalarla ve kesin zamanlı bakım limitlerine göre tasarlanmıştır. Çok sayıdaki dönen parça, rotor hızı ile ilgili gerilimlerden dolayı zaman ömürlüdür. Turboşaft motorlardaki güç türbinleri de termal çevrimden dolayı zaman ömürlüdür (Şahin, 1999; Alper, 2000; Yıldırım, 2014).

7. HİBRİT ELEKTRİKLİ HELİKOPTERİN KAVRAMSAL TASARIMI

Hibrit elektrikli helikopterin temel bileşenleri arasında; içten yanmalı motor, elektrik motoru, batarya ve yakıt deposu bulunmaktadır. Yakıt deposu içten yanmalı motor için enerjiyi depolarken, batarya da elektrik motoru için enerji depolamaktadır. İçten yanmalı motor ve elektrik motoru paralel olarak bağlanmaktadır. Tahrik sistemini oluşturan başlıca bileşenler ile ilgili genel bilgiler aşağıda verilmiştir.

7.1. İçten Yanmalı Motor

İçten yanmalı motorlar, yakıtın enerjisini mekanik enerjiye dönüştürür. Şekil 7.1’de, bir gaz türbini motorunun temel çalışma prensibi gösterilmektedir.



Şekil 7.1. Gaz türbinli motorun çalışma prensibi (Milliner ve Roberts, 2012).

Bir gaz türbini havayı atmosferden çeker. Bu hava, basıncının büyük ölçüde arttığı bir kompresörden geçirilir. Basıncı hava daha sonra yakıtla karıştırılan yanma odasına girer ve daha sonra motordan çıkmadan önce türbin kanatlarından geçen yüksek sıcaklıkta bir gaz akışı üretmek için yanar. Türbin kanatları, gaz akışından mekanik enerji çıkarır ve kompresöre bağlı olan bir milin döndürülmesini sağlar (Milliner ve Roberts, 2012).

Küçük helikopterlerde ve küçük uçaklarda birbirlerinin benzeri olan pistonlu motorlar kullanılmaktadır. Birçok helikopterde motorlar dikey olarak monte edilmektedir. Bu sayede şanzıman ve rotor mili doğrudan motor krank miline monte edilebilmektedir. Bazı küçük helikopterlerde motor dikey olarak monte edilmekte; bu durumda V kayışlar ile aktarma sistemine bağlanmaktadır (Sanderson, 2003).

Havacılık yakıtı, kimyasal ısı enerjisi içeren bir sıvıdır ve enerjisi motor tarafından mekanik enerjiye dönüştürülür. Pistonlu motorda kullanılan yakıtlar fraksiyonel damıtma ile ham petrolden damıtılır. Havacılık yakıtlarının neredeyse tamamı hidrojen ve karbon içeren bileşiklerden oluşur. Bir miktar da sülfür ve çözünmüş su bulunur. Benzin atmosferde neme maruz kaldığı için su kaçınılmazdır. Ham petrolde her zaman az miktarda bulunan sülfür, üretim sürecinde kalmaktadır (Sanderson, 2003).

Hibrit araçlarda kullanılan motorların çoğu, diğer araç modellerinde kullanılan motorlara dayanmaktadır, ancak yakıt tüketimini artırmak ve emisyonları azaltmak için genellikle motorlar modifiye edilmektedir. Çoğu hibrit araçta genellikle dört zamanlı motor kullanılmaktadır (Erjavec, J., 2013). Pistonlu motorlar hibrit uygulamalar için en ilgi çekici olan motor tipidir ve şu ana kadar yapılmış ve test edilmiş hibrit prototiplerde kullanılan neredeyse tek tip motordur (Friedrich ve Robertson, 2014; Donateo ve Spedicato, 2017).

Günümüzde, havacılık sektöründe benimsenen yakıt bazlı hibrit-elektrik güç aktarma sistemlerinin çoğu, fosil yakıtın kimyasal enerjisini mekanik güce dönüştürmek için İYM'lar kullanılmaktadır. Enerji üretim sistemi olarak kullanılan içten yanmalı motorda, depolanan HC yakıtının dönüştürülmesi ile elektrik enerjisi elde edilir. Böylece güç aktarımında akan toplam gücün önemli bir kısmı sağlanır (Gaspari, vd., 2017).

7.2. Elektrik Motoru

Elektrik bir atomdan diğerine elektron akışıdır. Elektrik üretme potansiyeline sahip kimyasallar, bataryalarda saklanır. Elektrik akımı, elektriğin hareketini veya akışını tanımlar. İki tür akım vardır: doğru akım (DC- direct current) ve alternatif akım (AC- alternating current). Doğru akımda, elektronlar sadece bir yönde akar. Alternatif akımda, elektronların yönü sabit bir hızda değiştirir. Tipik olarak, bir otomobil DC kullanır, evler ve binalardaki akım ise AC'dir. Otomobilin bazı bileşenleri AC üretir veya kullanır. Elektrikli araçlarda kullanılan sürücü motorlarının çoğu AC tarafından desteklenmektedir. Depolama pilleri DC cihazlardır; bu nedenle, AC cihazlarını çalıştırmak için depolanan elektriği kullanmak için DC'nin AC'ye dönüştürülmesi gerekir. Benzer şekilde, bir AC şarj cihazının ürettiği elektrik enerjisini bir aküyü şarj etmek için AC, DC olarak değiştirilmelidir (Erjavec, J., 2013).

Bir elektrik motoru, elektrik enerjisini mekanik enerjiye dönüştürür. Hibrit elektrikli araçta elektrik motoru kendi başına çalışırken fosil yakıt kullanmaz. Elektrik motorları ayrıca düşük üretim maliyeti, düşük gürültü ve yüksek verimliliğe sahiptir. Yıllar boyunca, elektrik motorlarının tasarımları büyük ölçüde değişmiş; ancak, temel operasyonel ilkeler aynı kalmıştır (Erjavec, J., 2013).

Bir hibrit elektrik aktarma organı tasarımında bir motorun seçilmesiyle ilgili temel özellikler, güç-ağırlık oranı ve çalışma dönme hızıdır. Mevcut teknolojik seviyede, genel havacılık uçağı için bir elektrik motoru için makul bir güç-ağırlık oranı değeri 6-8 kW/kg arasındadır, bu da içten yanmalı motorlara göre aynı güç çıkışı ile elektrik motorunun daha küçük bir boyutunu ve daha düşük bir ağırlığını gerektirir. Bu özellik, içten yanmalı motorların kanatlara uymadığı durumlarda, elektrik motorlarının yerleştirilmesine izin verir. Elektrik motorları, operasyonel nedenlerle de havacılık açısından caziptir. Daha az sayıda hareketli parça sayesinde, elektrikli motorlar servis ve bakımı daha kolaydır ve içten yanmalı motorlara göre bileşen arızalarına daha az maruz kalmaktadır. Genellikle daha düşük bir sıcaklık aralığında çalışırlar ve bu nedenle ısınma aşamasına gerek yoktur. Bir elektrik motoru, dışarıdan mekanik güç alan bir elektrik jeneratörü olarak hareket edebilir. Uçaklarda bu, düşük talep edilen itici güçle, uçuş aşamalarında enerji geri kazanımını kolaylaştırır (Gaspari, vd., 2017).

Yeni nesil havacılık sevk sistemleri için daha fazla ve tüm elektrik sistemlerinde önemli bir ilgi vardır. Hibrit otomobillerde, uçaklar için çeşitli mimarileri geliştiren ve test eden eş zamanlı çabalarla, etkileyici elektrik motoru ve jeneratör gücü, verimlilik ve güvenilirlik seviyeleri sergilenmektedir. Termal yönetim düşük dereceli ısı olduğundan önemli bir tasarım faktörüdür. Mevcut elektrik sistemleri, yaklaşık 220°F (105°C) ile sınırlı yalıtım malzemeleri içerir. Gelecek malzemeler bu sınırı 465°F (241°C)'ye çıkararak, bu cihazlar ile ortam koşulları arasındaki sıcaklık farkını kabaca üç katına çıkarabilir. Bununla birlikte, elektrik direnci ayrıca mevcut sistemler ve malzemeler için çalışma sıcaklıkları, artan kayıplar ve ısı üretimi artar (Snyder, 2015).

Sıvı soğutmalı sabit mıknatıslı fırçasız DC motorlar, günümüz teknolojisinin temsilcisi olarak kabul edilir. Bu tür makineler için, tepe veya patlama gücünün nominal gücün 2.5 katı olduğu varsayılabilir (Donateo ve Spedicato, 2017). Sabit mıknatıslı motorlar, hibrit elektrikli araç uygulamalarında sıkça tercih edilen bir motor türüdür. Bunun sebebi bu motorların özellikle düşük hızlardaki yüksek verimliliği

(%90'dan büyük) ve yüksek güç yoğunluğudur. Bunun anlamı aynı güç değeri için toplam boyutu ve ağırlıklarının diğer motorlara göre daha az olmasıdır (Bulgu, A. E., 2010). Elektrik motorunun verimliliği, nominal güç ve dönme hızı ile artar. Ayrıca verim, motor çalışma noktasının bir işlevidir ve motor veya jeneratör olarak çalıştığında farklılıklar gösterir (Guzella ve Sciarretta, 2013; Donato ve Spedicato, 2017). Elektrik motorlarının günümüzdeki güç yoğunluğu yaklaşık 3 kW/kg iken önümüzdeki 30 yıl içinde bu değerin 10 kW/kg'a kadar çıkacağı tahmin edilmektedir (Snyder, 2015; Donato ve Spedicato, 2017).

Elektrik motorları elektrikli, hibrit ve yakıt hücresi araçlarda kullanılmaktadır. Yüksek verim, yüksek tork, yüksek güç yoğunluğu, yüksek güvenilirlik ve sağlamlığın yanında düşük gürültü seviyeleri ve düşük tork dalgalanmaları da elektrik motorlarında aranan başlıca özelliklerdir. Sabit mıknatıslı fırçasız elektrik motorları daha yüksek verimlilik ve daha yüksek tork değerleri sunmaktadırlar (Zhu ve Howe, 2007).

Elektrikli ve hibrit elektrikli araçlarda genellikle AC senkron sabit mıknatıslı veya AC endüksiyon elektrik motorları kullanılmaktadır. Bazı uygulamalarda ise DC motorlar kullanılmaktadır. AC senkron sabit mıknatıslı motorlar, kontrolör haricinde, genelde fırçasız DC motorlarla aynıdır (Datta ve Johnson, 2014).

7.3. Batarya

Bataryalar elektrik enerjisi depolama aygıtlarıdır (Zhang, vd., 2008; Khaligh ve Zhihao, 2010; Sliwinski, vd., 2017). Batarya teknolojisindeki hızlı değişim, akıllı telefonlardan elektrikli arabalara kadar uzanan, hem geleneksel hem de gelişmekte olan tüketici elektroniği uygulamaları tarafından ortaya çıkmıştır (Sliwinski, vd., 2017). Daha düşük enerji yoğunluğu olması nedeni ile bataryalar tipik bir yakıt deposundan daha ağırlardır (Erjavec, J., 2013).

Hibrit elektrikli araçların yakıt ekonomisi ve tüm elektrikli menzili, aracın dâhili enerji depolama sistemine bağlıdır. Enerji depolama aygıtları, düşük güç talepleri sırasında şarj eder ve yüksek güç talepleri sırasında boşalır, enerji artırmak için katalizör olarak görev yapar. Günümüzde, bataryalar ve ultrakapasitörler elektrikli araçlar için enerji depolama sistemi olarak en yaygın seçeneklerdir. Piller genellikle yüksek enerji yoğunluğuna sahiptir ve yerleşik elektrik enerjisinin çoğunu depolarlar. Öte yandan ultrakapasitörler yüksek güç yoğunluğuna sahiptir ve yüksek verimlilikte ve şarj/deşarj için hızlı yanıt veren uzun ömürlü bir çevrim sunarlar. Hibrit elektrikli araçların

çoğunun enerji depolama sistemi yüksek voltajlı veri yoluna bağlı çift yönlü bir dönüştürücüye sahip pil paketlerinden oluşur (Khaligh ve Zhihao, 2010).

Bataryalar tersine çevrilebilir elektrik enerjisi depolama sistemleridir ve hem elektrikli hem de hibrit elektrikli uçakların bileşenlerindendir. Her biri iki elektrot ve iki elektrot arasında iyon aktarımını sağlayan bir ortam içeren birkaç ayrı hücreden oluşurlar. Bataryalardan beklenenler; yüksek özgül güç, yüksek özgül enerji, uzun kullanım ve çevrim ömrü, yüksek güvenilirlik ve düşük sıcaklıklı ortamlarla başa çıkma kapasitesi olarak sayılabilir. Bataryayı %100 boşaltmak yani tam deşarj etmek çevrimin ömrünü kısaltır. Bu nedenle bataryanın ne kadarının boşaltılabileceğini yani deşarj derinliğini de tanımlamak gerekir (Donateo ve Spedicato, 2017). Hibrit elektrik güç sistemlerinin tasarımı ve yönetimi için, bataryayı şarj etmek için gereken zamanı ve gücü değerlendirmek gerekir. Hibrit elektrik güç sistemlerinde, aküler genellikle motor/alternatör kullanılarak yeniden şarj edilir ve farklı şarj şemaları kullanılabilir (Donateo ve Spedicato, 2017; Zhang, vd., 2017).

Bataryanın özgül enerjisi, gravimetrik enerji yoğunluğu olarak adlandırılır ve birim kütle başına depolanmış enerji miktarıdır (kW/h). Elektrikli veya hibrit elektrikli uçakların tasarlanmasında; elektrik tesisatı, elektrik motoru (motorları) ve güç kontrol elektroniği için çok az yer olduğundan, yerleşim aynı zamanda bir kısıtlamadır. Bu nedenle, bataryanın hacimsel enerji yoğunluğu yani birim hacimdeki depolanmış enerji miktarı çok önemlidir. Şu anda, gravimetrik ve volumetrik enerji yoğunluğu açısından en iyi teknoloji Li-Po hücresi olarak görülmekle beraber, diğer tip bataryalar da araştırılmaya devam edilmektedir (Donateo ve Spedicato, 2017).

Yüksek deşarj akımlarında meydana gelen kapasite azalması, elektrik ve hibrit güç aktarma organlarının boyutlandırılmasında ve analizinde sıklıkla ihmal edilen önemli bir sorundur (Ning, vd., 2003; Donateo ve Spedicato, 2017).

Elektrik motorlarına gereken tahrik gücü bataryalar tarafından sağlanmaktadır. Bu sebeple hibrit araçlarda kullanılan bataryaların yüksek güç yoğunluklu olması gerekmektedir. Diğer batarya çeşitlerine göre yüksek güçlü ve kapasiteli olan Li-Ion ve Li-Po bataryalar, hibrit elektrikli araçlarda kullanılabilecek en verimli bataryalar olarak göze çarpmaktadırlar (Bulgu, A. E., 2010).

Batarya çeşitleri hakkında ayrıntılı bilgiler aşağıda sunulmaktadır.

7.3.1. Lityum-İyon (Li-Ion) Batarya

Li-Ion bataryalar, diğer bataryalar ile karşılaştırıldığında yüksek enerji yoğunluğu ve yüksek enerji verimliliği sergilediği için otomotiv veya uçak uygulamalarında tercih edilmektedir (Savoye, vd., 2012; Motapon, vd., 2014; Gaspari, vd., 2017). Eski nikel/alüminyum hücrelerden daha yüksek bir enerji yoğunluğuna (yaklaşık 200 Wh/kg) sahiptirler ve gelişen teknoloji ile gelecek yıllarda enerji yoğunluklarının 500-800 Wh/kg'a erişilebileceği öngörülmektedir (Gaspari, vd., 2017). Ayrıca yüksek sıcaklık performansına, yüksek şarj/deşarj verimliliğine sahiptirler ve bileşenleri geri dönüşümlüdür. Pozitif elektrot oksitlenmiş bir kobalt malzemeden; negatif elektrot bir karbon malzemeden yapılır. Elektrolit olarak organik bir çözücü içindeki lityum tuzu kullanılır. Bu özellikler, HEV uygulamaları için Li-Ion bataryaları uygun hale getirir. Li-Ion bataryalar iki kat daha fazla NiMH batarya yoğunluğuna sahiptir (Williamson, vd., 2005; Khaligh ve Zhihao, 2010). Dizüstü bilgisayarlarda, video kameralarda ve cep telefonlarında da bulunurlar (Erjavec, 2013).

Uçakta Li-Ion batarya veya Lityum-polimer batarya (Li-Po) kullanılabilir. Li-Ion bataryaların avantajları; yüksek enerji yoğunluğuna sahipler, daha az bakım gerektirirler, kendi kendilerine neredeyse hiç boşalmazlar. Dezavantajları; şarj vedeşarj sırasında son voltajlar aşılmamalıdır, bu bataryalar kullanılıp kullanılmadıklarına bakılmaksızın maksimum kapasitelerini kaybeder. Yaşlanma hızı, daha yüksek sıcaklık ve daha yüksek şarj akımıyla (yük) artar. Bu nedenle yüksek yoğunlukta kullanılmaya uygun değildirler; bu batarya tipinin üretimi oldukça pahalıdır (Kaddour, M., 2014).

Li-Ion, özellikle ulaştırma alanında, elektrikli araçlar ve hibrit elektrikli araçlar için yüksek güç ve enerji yoğunluğunun gerekli olduğu sayısız uygulama için en umut verici akü kimyalarından biri olarak kabul edilmektedir. Bu nedenle, dezavantajların üstesinden gelmek için önemli bilimsel çalışmalar yapılmaktadır (Savoye, vd., 2012).

7.3.2. Lityum-Polimer (Li-Po) Batarya

Li-Po batarya neredeyse bir lityum iyon batarya ile aynıdır. Li-Ion gibi, elektrotlar karbondan (grafit) ve bir metal oksitten yapılır. Bununla birlikte, lityum tuzu elektroliti bir sıvıdan ziyade ince, katı, plastik benzeri bir polimerde tutulur. Bu bataryalar, uygulamaya uyacak şekilde şekillendirilebilir ve şu anda bazı elektrikli tahrik araçlarında kullanılmaktadır (Erjavec, 2013).

Aynı kapasitede Li-Ion tipine kıyasla yaklaşık %10-15 daha hafiftirler. Fakat aküye herhangi bir hasar verildiğinde, patlayıcı ve yanıcı gazlar genişler, bu nedenle bu bataryaların saklanması, taşınması ve şarj edilmesi için güvenlik paketlerine ihtiyaç vardır; batarya hücreleri, daha az mekanik dayanıklılığa sahip bir metal folyo ile kaplanmıştır (Kaddour, M., 2014).

7.3.3. Kurşun Asit Batarya

Gözenekli kurşun, pilin negatif aktif maddesi olarak; kurşun oksit ise pozitif aktif madde olarak çalışır ve seyreltik sülfürik asit elektrolittir. Boşalma için, hem pozitif hem de negatif materyaller kurşun sülfata dönüştürülür. Kurşun asit batarya, HEV uygulamaları için çeşitli avantajlar sunmaktadır. Bugünkü üretim hacimlerinde mevcut olup, nispeten düşük maliyetli bir güç kaynağı üretmektedir. Buna ek olarak, kurşun asit batarya teknolojisi, son 50 yıldaki geniş kullanımı nedeniyle olgun bir tekniktir. Bununla birlikte, kurşun asit batarya, nominal kapasitesinin %20'sinden fazlasındaki deşarjlar için uygun değildir. Derin bir şarj durumu ile çalıştırıldığında, pilin sınırlı bir ömrü olacaktır. Pilin enerji ve güç yoğunluğu, kurşun toplayıcıların ağırlığı nedeniyle düşüktür. Araştırma çabaları, daha hafif paslanmaz kolektörler kullanarak enerji yoğunluğunun geliştirilebileceğini bulmuştur (Khaligh ve Zhihao, 2010).

Kurşun asit bataryalar, günümüzde araçlarda kullanılan en yaygın ve en eski bataryalardır. Ucuzdur, kolayca bulunabilir ve hâlihazırda yerinde bulunan ayrıntılı geri dönüşüm sistemi kullanılarak yüksek oranda geri dönüştürülebilir. Ancak kurşun asit bataryaları bazı zehirli kimyasallar içerir ve sınırlı bir özgül enerji ile çok ağırdır (Williamson, vd., 2005; Erjavec, 2013).

7.3.4. Nikel Metal Hidrit (NiMH) Batarya

NiMH bataryalarda elektrolit olarak alkalin solüsyonu kullanılır. NiMH bataryalar, pozitif elektrot üzerinde nikel hidroksitten; negatif elektrot ise vanadyum, titanyum, nikel ve diğer metallerden oluşan mühendislik alaşımından oluşur. NiMH'nin bileşenleri çevreye zararsızdır; geri dönüştürülebilir. NiMH batarya, yüksek voltajda çalışmak için güvenlidir. Hacimsel enerji ve güç, uzun çevrim ömrü, geniş çalışma sıcaklık aralıkları ve şarj ve deşarjın aşırı şarja karşı direnci gibi farklı avantajlara sahiptir. Öte yandan yüksek yük akımlarında defalarca boşalırsa, NiMH ömrü yaklaşık

200-300 devire düşürülür. En iyi çalışma performansı, nominal kapasitenin %20 ila %50'sinin boşalmasıyla elde edilir. NiMH batarya sistemlerinde bellek etkisi, HEV için kullanılabilir gücü azaltır (Khaligh ve Zhihao, 2010).

Bilgisayarlarda ve tıbbi cihazlarda rutin olarak kullanılan nikel-metal hidrit bataryalar, makul özgül enerji ve spesifik güç özellikleri sunmaktadırlar. Kurşun asit bataryalara kıyasla iki kat daha fazla enerji yoğunluğu ve özgül enerjiye sahiptirler. Bu bataryalar, elektrikli araçlar ve HEV'lerde başarılı bir şekilde kullanılmıştır (Williamson, vd., 2005). NiMH bataryaların kullanımı çok yaygındır. Nikel kadmiyum (Ni-Cd) bataryalar, NiMH bataryalara nazaran daha çevre dostudurlar. Ayrıca NiMH batarya, Ni-Cd'lerden daha fazla kapasiteye sahiptir ancak yük altında daha düşük akım kapasitesine sahiptir. Bu bataryalar, günümüz hibrit araçlarında yaygın olarak kullanılmaktadır (Erjavec, 2013).

7.3.5. Nikel-Çinko (Ni-Zn) Batarya

Nikel-çinko batarya, yüksek enerji ve güç yoğunluğuna, düşük maliyetli malzemeye ve derin çevrim kapasitesine sahiptir ve çevre dostudur (Williamson, vd., 2005; Khaligh ve Zhihao, 2010; Erjavec, 2013). Ni-Zn bataryanın çalışma sıcaklığı -10°C ila 50°C arasında değişir, bu da ciddi çalışma koşullarında kullanılabilecekleri anlamına gelir. Bununla birlikte, taşıt uygulamalarında Ni-Zn bataryanın gelişimini önleyen dendritlerin (dalların) hızlı büyümesi nedeniyle yaşam döngüleri zayıf kalmaktadırlar (Khaligh ve Zhihao, 2010). Ni-Zn batarya alkali şarj edilebilir bir sistemdir. Bu hücreler, katot olarak bir nikel/nikel oksit elektrodu ve anot olarak çinko/çinko oksit elektrodu kullanır. Elektrolit potasyum hidroksittir (Erjavec, 2013).

Taşınabilir elektronik cihazlarda, elektrikli araçlarda kullanım için ve yenilenebilir enerji gelişimi için çekici bir enerji depolama sistemdir. Ni-Zn bataryalar, ömrü boyunca hiçbir bakım gerektirmediği, düşük başlangıç maliyetleri ve devir sayısı kapasiteleri nedeniyle, diğer teknolojilere kıyasla iyi bir ekonomi sağlarlar. Bununla birlikte, yaşam döngüleri, ticari uygulamalarda Ni-Zn bataryanın gelişimi için bir dezavantaj olmuştur (Williamson, vd., 2005).

7.3.6. Nikel-Kadmiyum (Ni-Cd) Batarya

Ni-Cd batarya uzun bir kullanım ömrüne sahiptir ve zarar görmeden tamamen boşaltılabilir. Ni-Cd bataryanın spesifik enerjisi yaklaşık 55 Wh/kg'dir. Bu bataryalar

geri dönüşümlü olabilir, ancak kadmiyum uygun şekilde atılmıyorsa çevre kirliliğine neden olabilecek bir tür ağır metaldir. Ni-Cd bataryanın diğer bir dezavantajı ise yüksek maliyetidir (Williamson, vd., 2005; Khaligh ve Zhihao, 2010).

Ni-Cd bataryalar, taşınabilir radyolarda, acil tıbbi ekipmanlarda güç sağlar ve normalde elektrikli aletler için tercih edilen pillerdir. Ni-Cd hücrelerindeki elektrotlar nikel hidroksit ve kadmiyumdur. Elektrolit ise potasyum hidroksittir. Ni-Cd bataryalar uzun bir servis ömrüne sahiptir. Bununla birlikte, kadmiyum çevre dostu olmayan bir metaldir (Erjavec, 2013).

7.4. Güç Kontrol Ünitesi

Güç kontrol ünitesi, bir HEV'in ayrılmaz bir parçasıdır. Elektrik motoru, içten yanmalı motor, batarya ile diğer elektrik aksamalarını yönetmek ve kontrol etmek için kontrol ünitesi kullanılır. Kontrol cihazı, maksimum verimi elde etmek için münferit bileşenleri entegre etmelidir. Farklı kontrol yöntemleri ile bir sistem için farklı kontrol stratejileri uygulanabilir. Kontrol sistemleri son derece karmaşıktır. Çok hızlı işlem hızlarına ve gerçek zamanlı işletim sistemlerine sahiptir (Erjavec, 2013; Sliwinski vd., 2017).

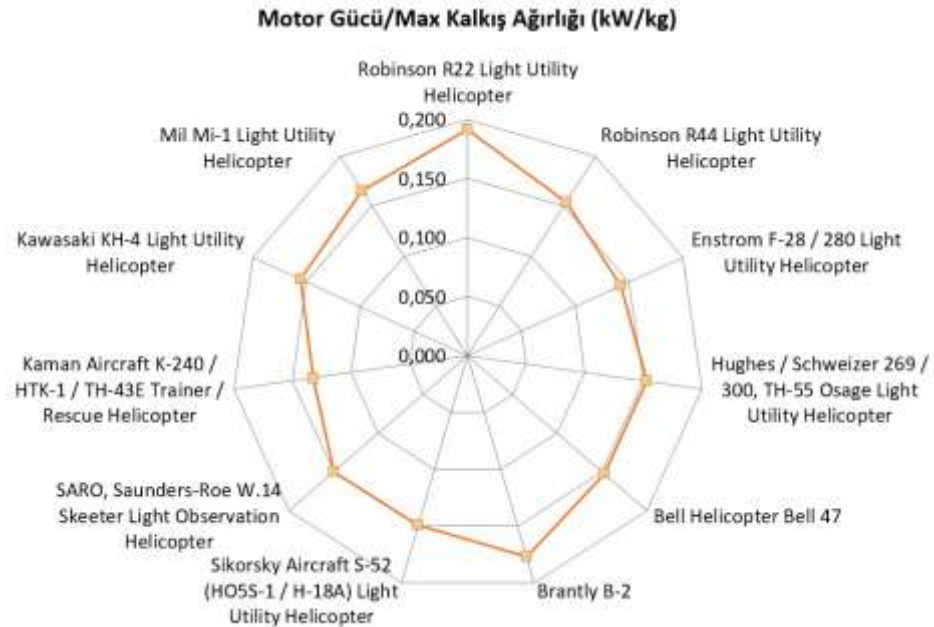
Daha önceden yüklenen kontrol kuralları ve alt sistemlerdeki algılayıcılardan aldığı bilgilerden faydalanan güç kontrol üniteleri, sürücüden gelen istekleri alarak çalışma moduna uygun olan araçtaki alt sistemlerin istenen şekilde çalışmasını sağlar (Bulgu, A. E., 2010).

8. SİSTEM TASARIMI

8.1. Helikopter

Leishman'a göre (2006), bir helikopter tasarımı için görevler; taksi/kalkış, tırmanma, belirli bir menzil için ileri uçuş, askı, alçalma, iniş/taksi olarak belirlenmiştir. Görev gereklilikleri; menzil, yük, seyir hızı, havada asılı kalma süresi, yoğunluk, yükseklik olarak, boyut/performans hesaplamaları gereklilikleri ise kalkış ağırlığı, disk yükü, ana rotor çapı olarak tanımlanmıştır. Her görev için gerekli güç; şaft dönme momenti, kuyruk rotor boyutlandırma, özgül yakıt tüketimi, kanat/kuyruk boyutlandırma olarak belirlenirken; bileşen ağırlık hesaplamaları; rotor sistem ağırlıkları, transmisyon ağırlığı, yürütücü güç sistemi ağırlığı, uçak gövdesi ağırlığı, anti tork ağırlığı, kanat/kuyruk ağırlıkları, eğimli mekanizma ağırlıkları, çeşitli ağırlıklar, hesaplanmış boş ağırlık, yeniden hesaplanmış ağırlık verimliliği olarak tanımlanmıştır.

On bir farklı piston prop motorlu helikoptere ait helikopter tasarım parametre bilgileri incelenmiş ve Şekil 8.1'de incelenen helikopterlerin motor gücü/maksimum kalkış ağırlığı oranları (kW/kg) gösterilmiştir (Flugzeuginfo).



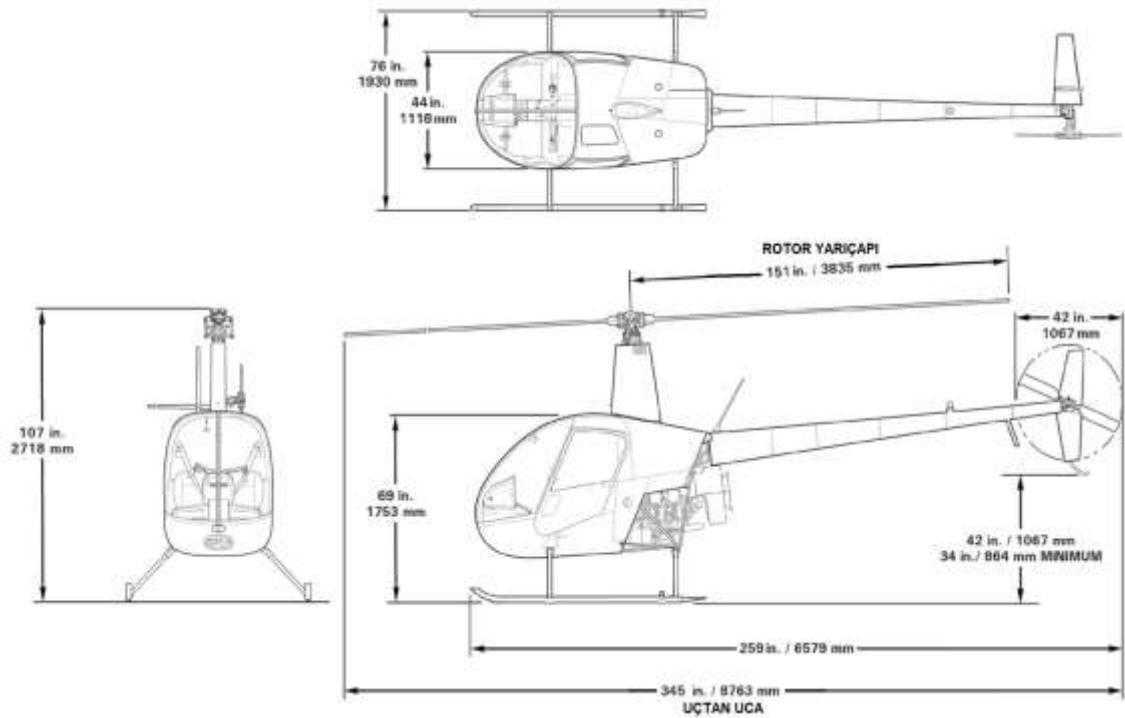
Şekil 8.1. Farklı helikopterlerin motor gücü/maksimum kalkış ağırlığı oranları.

Bu on bir helikopter arasında, motor gücünün maksimum kalkış ağırlığına oranı en yüksek olan modelin R22 olduğu Şekil 8.1’de görülmektedir. Ayrıca motor gücünün ve maksimum kalkış ağırlığının ayrı ayrı en düşük değerleri de R22’ye aittir.

Aynı zamanda R22, dünyanın en çok satışı yapılan hafif ticari helikopteri olup, sabit kanatlılarda Cessna 172’nin karşılığıdır (Datta ve Johnson, 2012; 2014).

Bu çalışmada hesaplamalar yapılırken ilk uçuşunu 1975 yılında ve hala üretimde olan R22 verilerinden faydalanılmıştır.

R22, ABD’li üretici Robinson Helicopter Company tarafından üretilen tek piston motorlu, iki koltuklu, hafif genel maksat helikopteridir. Helikopter, ikişer palden oluşan tek ana rotora ve tek kuyruk rotoruna sahiptir. R22; trafik raporlaması, güvenilirlik, devriye gezme gibi polis misyonları, uçuş eğitimi, tarımsal püskürtme ve boru hattı devriye uçuşları görevlerini gerçekleştirmek için kullanılmaktadır (Robinson). R22’nin üç boyutu görüntüsü ile genel ölçüleri Şekil 8.2’de, orijinal görüntüsü Şekil 8.3’de verilmiştir.



Şekil 8.2. R22’nin üç boyutlu görüntüsü ve boyutları (EASA OSD).



Şekil 8.3. R22'nin orijinal görüntüsü (Robinson).

Biri mürettebat ve biri yolcu için olmak üzere iki koltuklu olan R22'ye ait veriler Çizelge 8.1'de verilmiştir (Deniz seviyesinde ve Uluslararası Standart Atmosferde olduğu kabul edilmiştir (1 atm, 59 F ya da 15°C)):

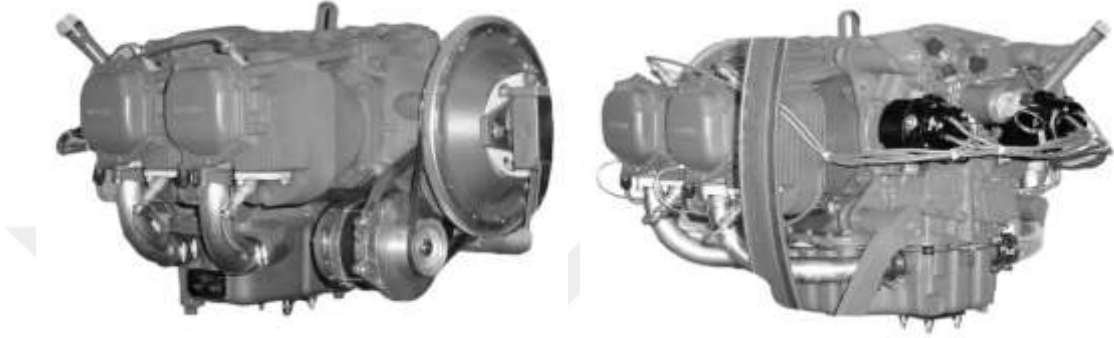
Çizelge 8.1. R22'ye ait veriler (Robinson).

Parametre	R22	Birim
Maksimum Brüt Kalkış Ağırlığı (GTOW, Maximum Gross Take off Weight)	622 (1,370)	kg (lb)
Boş Ağırlık	399 (880)	kg (lb)
Maksimum Yük (1 mürettebat+1 yolcu+bagaj)	176 (389)	kg (lb)
Standart Yakıt Ağırlığı	46 (101)	kg (lb)
Maksimum Yükseklik Sınırı	6267.2 (14,000)	m (feet)
Ana Rotor Çapı	7.67 (25-2)	m (feet-in)

Standart yakıt ağırlığı maksimum brüt kalkış ağırlığının %7.4'ünü oluşturmaktadır.

8.2. İçten Yanmalı Motor

R22’de; dört silindirli, hava soğutmalı Lycoming O-360 J2A pistonlu motor kullanılmaktadır. Motorun maksimum gücü kalış için (4 dk) 131 HP, maksimum hızda sürekli gücü 124 HP’dır. O 320 motorun görüntüsü Şekil 8.4’de gösterilmiştir.



Şekil 8.4. O 320 motorun sağ ve sol görüntüsü (O 320).

8.3. Elektrik Motoru

Yapılacak hesaplamalar için; yassı, sabit mıknatıslı, güvenilir, yüksek verim (%98’e kadar), düşük ağırlık, yüksek güç yoğunluğu (10 kW/kg’a kadar), yüksek tork, doğrudan tahrikli, aynı performans özellikleri ile bir jeneratör olarak da çalışabilen bir elektrik motoru olan EMRAX motor kullanılacaktır. Havacılık endüstrisi için geliştirilen EMRAX motorunda mekanik ve yüksüz elektrik kayıpları çok küçük olduğundan, yüksek hızda çalışabilir; bu durumda çok yüksek motor gücü elde edilebilir. Bu motor ilk olarak 2005 yılında Slovenya’daki 1. ve dünyada 3. elektrikli uçuşun yapıldığı uçak olan Apis EA2’de kullanılmıştır (EMRAX). Farklı tork ve hız kombinasyonlarında, farklı soğutma seçeneklerine sahip olan elektrik motorlarından en küçük motor olan hava soğutmalı EMRAX 188 tip motor seçilmiştir. EMRAX 188 elektrik motorunun görüntüsü Şekil 8.5’de, elektrik motoruna ait veriler Çizelge 8.2’de verilmiştir.



Şekil 8.5. EMRAX 188 elektrik motoru (EMRAX).

Çizelge 8.2. EMRAX 188 elektrik motoruna ait veriler (EMRAX).

Parametre	EMRAX 188	Birim
Ağırlık	7	kg
Çap	188	mm
Genişlik	77	mm
Maksimum Motor Gücü	60	kW
Sürekli Motor Gücü	15-25	kW

8.4. Batarya

Bir hibrit elektrikli araç tahrik sisteminin temel bileşenlerinden birisi de ikincil enerji depolama cihazıdır. HEV’lerde hangi ikincil enerji depolama cihazının en iyi seçenek olduğuna dair çalışmalar devam etmektedir (Williamson, vd., 2005).

Elektrokimyasal piller yani bataryalar, araçlarda enerji depolamak için geleneksel tercihtir. HEV’nin bataryası belirli performans ve maliyet hedeflerini karşılamalıdır. Bunlar özgül enerji (Wh/kg), enerji yoğunluğu (Wh/L), özgül güç (W/kg), güç yoğunluğu (W/L), çevrim ömrü (yıl) ve maliyettir. Enerji depolama kapasitesi, bir bataryanın en önemli parametresidir. Batarya ağırlığının artırılması, daha uzun menzil sağlayabilen enerji depolama kapasitesinin artmasına neden olabilir, ancak araç ağırlaşır ve maliyet artar. Diğer önemli hususlar arasında; sürdürülebilirlik, güvenlik, güvenilirlik, malzeme, geri dönüştürülebilirlik, şarj gecikmesi, yakıt ölçümü ve yük dengeleme yer alır (Williamson, vd., 2005).

Yapılacak hesaplamalar için RESU 10H R tip batarya kullanılacaktır. RESU 10H R tip bataryaya ait veriler Çizelge 8.3’de verilmiştir.

Çizelge 8.3. RESU 10H R tip bataryaya ait veriler (RESU).

Parametre	RESU 10H R	Birim
Ağırlık	97	kg
Toplam Enerji	9.8	kWh
Kullanılabilir Enerji	9.3	kWh
Kapasite	63	Ah
Voltaj Aralığı	350-450	V
Maksimum Güç	5	kW
Pik Güç (10 dk için)	7	kW

9. MODEL VE YÖNTEM

Bu çalışmanın amacı; fosil bazlı yakıt tüketimini ve çevreye zararlı emisyonları azaltmak için hibrit elektrik tahrik sistemi ile çalışan bir helikopterin yakıt tüketimi ve çevresel etkilerini analiz etmek dolayısı ile çevre dostu helikopter tasarımlarına katkıda bulunmaktır. Helikopterde kullanılan mevcut içten yanmalı motor yerine hibrit elektrik tahrik sisteminin kullanılması ile çevresel açıdan sürdürülebilirliğe katkı sağlanacaktır.

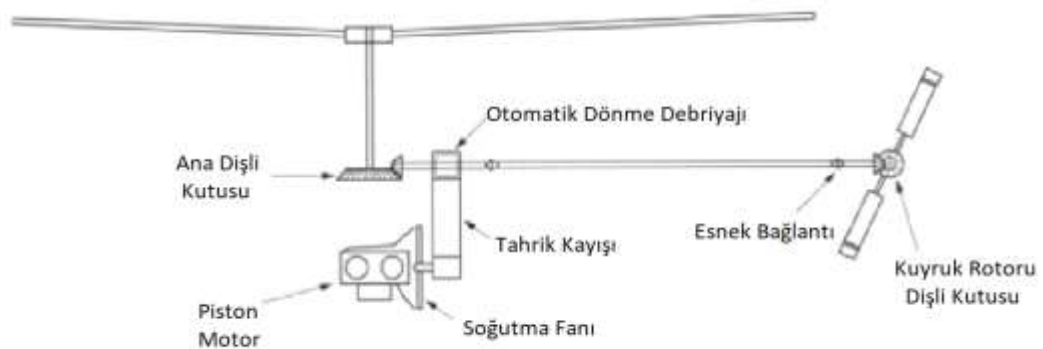
Oluşturulan hibrit elektrik tahrik sistemli helikopter uygulamasının helikopter performansını, yakıt tüketimini, emisyon değerlerini nasıl etkileyeceği teorik olarak hesaplanmıştır. Hesaplamalar yapılırken mevcut R22 helikopterin parametrelerinden faydalanılmıştır.

İçten yanmalı motorlu konvansiyonel bir hava aracı en fazla gücü kalkış ve tırmanma görevlerini yerine getirirken harcar. Genellikle görev süresinin daha uzun bir bölümünü oluşturan seyir aşamasında güç talebi daha azdır, böylece motor kısmi güçte çalışır ve verim düşer. Bu, aşırı enerji kayıplarına ve yetersiz verime sahip İYM'lar için kaçınılmazdır (Jaeger ve Adair, 2017). Hibrit sistemde, elektrik sistemleri kalkış ve tırmanma fazları için gerektiğinde fazla güç sağlayabilir (Sliwinski vd., 2017).

Gerekli güç; taksi (ısınma), kalkış, tırmanma, seyir, askıda tutunma, alçalma, iniş ve kapatma safhaları için ayrı ayrı hesaplanmaktadır. Bu tezde kalkış safhası için hesaplamalar yapılmıştır.

Kalkış için geçen süre 4 dakika olarak kabul edilmiştir (Rindlisbacher, 2009).

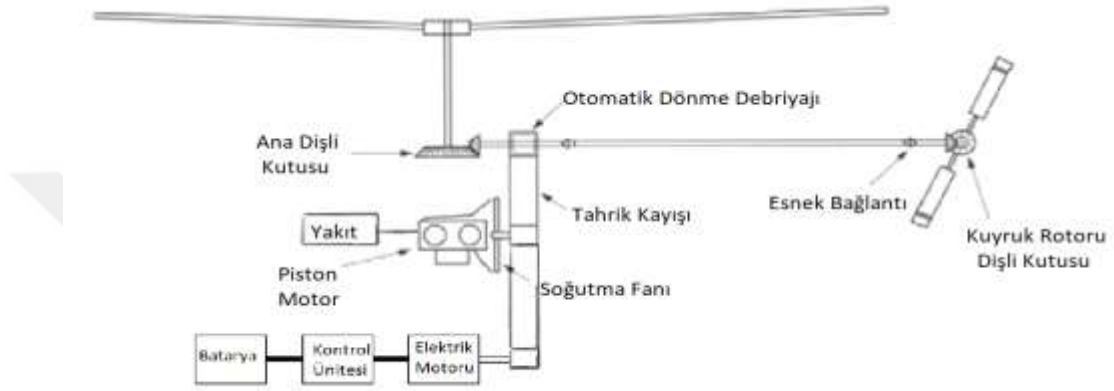
Piston motorlu helikopter için mevcut tahrik sistemi Şekil 9.1'de gösterilmiştir.



Şekil 9.1. Piston motorlu helikopter tahrik sistemi.

Piston motorun ürettiği tahrik gücü iletim sistemleri ile rotor şaftına ve buradan rotora iletilmektedir. Üretilen gücün belli bir kısmı ise kuyruk rotoruna iletilmektedir.

Önerilen hibrit helikopter tahrik sistemi Şekil 9.2’de gösterilmiştir. Önerilen sistemde, piston motora paralel olacak şekilde elektrik motoru ilave edilmiştir. Kontrol ünitesi vasıtasıyla belirlenen oranlarda elektrik motoru ve içten yanmalı motordan sağlanan güç rotora iletilmektedir.



Şekil 9.2. Önerilen hibrit helikopter tahrik sistemi.

Hibrit elektrikli hava aracının yakıt ekonomisi evrensel olarak geçerli bir denklem ile hesaplanamaz. Çünkü hibrit tipine (seri, paralel), hibridizasyon derecesine, motor tasarımına ve güç sisteminin enerji yönetim stratejisine bağlıdır (Perullo ve Mavris, 2014; Donateo ve Spedicato, 2017).

Hibridizasyon derecesi yakıt tüketim oranını etkilemektedir. Bu da araç performansını ve dolayısı ile itki gücünü etkileyecektir (Perullo ve Mavris, 2014).

Literatürdeki çalışmalar, mevcut teknoloji seviyesinde 200 kW’dan daha yüksek güçte hibrit elektrikli uçağın gelişiminin zor olduğunu göstermektedir. Bu kapasiteye ulaşmak için aerodinamiğin gelişmesi, yapısal kütlenin azaltılması ve bataryaların iyileştirilmesi gereklidir (Donateo ve Spedicato, 2017).

Bir helikopterin ağırlığı ve dengesi uçağınkinden çok daha kritiktir ve ağırlık merkezi (CG- Center of Gravity) aralığı daha sınırlıdır. Helikopterler belirli bir maksimum brüt ağırlık için kabul edilir (onaylanır) ancak yüksek yoğunluklu irtifa; askıda kalma, kalkış, tırmanma, otorotasyon ve iniş gibi bazı koşullarda bu ağırlık güvenli değildir. Harcanan yakıt ve yolcu-yük alma-indirme gibi durumlarda ağırlık

merkezi değişmektedir (FAA-H-8083-1B, 2016). Helikopterlerde, belirlenen ağırlık ve denge limitlerine uymak zorunludur.

Öncelikle rotora aktarılan gücün ne kadarının elektrik motorundan ne kadarının içten yanmalı motordan karşılanacağı tanımlanmalıdır.

Hibridizasyon derecesi (HD), belirli zaman diliminde her bir kaynaktan çekilen güç miktarı olarak tanımlanmaktadır; güç kaynakları arasındaki ilişkiyi yansıtmaktadır. Paralel bağlantılı hibrit sistemler için HD, (6.1) ifadesi ile hesaplanmaktadır (Friedrich ve Robertson, 2014).

$$HD = \left(\frac{P_{EM}}{P_{EM} + P_{IYM}} \right) \times 100 \quad (6.1)$$

(6.1) ifadesinde, P_{EM} elektrik motorunun gücü, P_{IYM} içten yanmalı motorun gücü, HD hibridizasyon derecesi (%)’dir. Hibridizasyon derecesi %0 ile %100 arasında değişmektedir. Yalnızca içten yanmalı motorun kullanıldığı durumda hibridizasyon derecesi “%0”; yalnızca elektrik motorun kullanıldığı durumda ise hibridizasyon derecesi “%100” değerini almaktadır.

Hava araçlarının belirli irtifalardaki ve motor parametrelerindeki motor gücü kullanıcı el kitaplarında yer almaktadır. İrtifa değişikliği emme manifolduna alınan havanın yoğunluğunun değişmesine; bu da motor gücünün değişmesine neden olmaktadır. Hava yoğunluğuna bağlı olarak, motor turboşarjlı değil ise 6000 metre irtifaya kadar irtifa arttıkça motor gücü de azalmaktadır. Standart deniz seviyesinden 6000 metre irtifaya kadar olan motor gücünün değişimi (6.2) ifadesi ile hesaplanmaktadır. Bu ifade ile hesaplanan motor gücü (P), beygir gücü (HP) cinsindendir. P_{DS} deniz seviyesindeki motor gücüdür (Altuntaş, 2011).

$$P = P_{DS} \left(\frac{\rho}{\rho_0} - \frac{1 - \rho/\rho_0}{7.55} \right) \quad (6.2)$$

ρ , belirtilen irtifadaki hava yoğunluğu (kg/m^3); ρ_0 , deniz seviyesindeki hava yoğunluğunu (kg/m^3) ifade eder. Uluslararası Sivil Havacılık Teşkilatı (ICAO International Civil Aviation Organization) tarafından, Uluslararası Sivil Havacılık Anlaşmasında ortalama deniz seviyesindeki hava için tespit edilen Uluslararası Standart Atmosfer (ISA International Standard Atmosphere) parametreleri; sıcaklık: 15 °C,

basınç: 1 atm = 760 mmHg = 1013 mbar, yoğunluk: 1.225 kg/m³ olarak kabul edilmiştir. İrtifaya göre yoğunluk, (6.3) ifadesi ile hesaplanmaktadır.

$$\rho = \rho_0 \times \left(1 - \left(\frac{H}{44308}\right)\right)^{4.259} \quad (6.3)$$

H, irtifayı sembolize etmektedir (m). Ayrıca irtifaya göre havanın sıcaklık, basınç ve yoğunluk değişimi hesaplanarak çeşitli kaynaklarda verilmektedir. 3000 m irtifaya kadar belirli aralıklarla havanın sıcaklık, basınç ve yoğunluk değişimi Çizelge 9.1’de gösterilmiştir.

Çizelge 9.1. İrtifaya göre havanın sıcaklık, basınç ve yoğunluk değişimi (Çengel ve Ghajar, 2015).

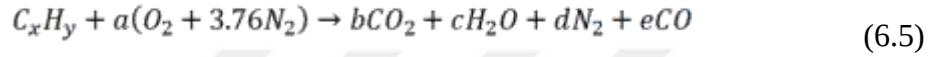
İrtifa (m)	Sıcaklık (°C)	Basınç (kPa)	Yoğunluk (kg/m ³)
0	15.00	101.33	1.225
200	13.70	98.95	1.202
400	12.40	96.61	1.179
600	11.10	94.32	1.156
800	9.80	92.08	1.134
1000	8.50	89.88	1.112
1200	7.20	87.72	1.090
1400	5.90	85.60	1.069
1600	4.60	83.53	1.048
1800	3.30	81.49	1.027
2000	2.00	79.50	1.007
2200	0.70	77.55	0.987
2400	-0.59	75.63	0.967
2600	-1.89	73.76	0.947
2800	-3.19	71.92	0.928
3000	-4.49	70.12	0.909

Belirlenen irtifalar için içten yanmalı motorun gücü hesaplandıktan sonra bu güçleri sağlamak için gereken yakıt miktarı; piston motorlu helikopterler için kg/s cinsinden yakıtın kütesel debisi (6.4) ifadesi ile hesaplanır (Rindlisbacher, 2009).

$$\dot{m}_y \approx (1.9 \times 10^{-12} \times P_{LYM}^4) - (10^{-9} \times P_{LYM}^3) + (2.6 \times 10^{-7} \times P_{LYM}^2) + (4 \times 10^{-5} \times P_{LYM}) + 0.006 \quad (6.4)$$

Yanmanın oluşabilmesi için yakıt ile oksitleyicinin ekzotermik tepkimeye girmesi gereklidir. Oksitleyici olarak genellikle hava kullanılmaktadır. Yakıtın yanabilmesi için kullanılan hava/yakıt oranı yanmanın şeklini belirlemektedir. Karışım oranı 8:1 ile 20:1 arasında değişiklik göstermekte; bu oranlarda karışım sırası ile zengin karışımdan fakir karışıma doğru değişmektedir (Altuntaş ve Gövce, 2018).

C_xH_y için yanma denklemi (eksik yanma olduğu kabul edilmiştir):



şeklinde ifade edilir. Yakıt olarak C_7H_{13} kullanılmıştır.

Yanma sonundaki ürünlerin toplam kütesini bulabilmek için yanma ürünlerinin mol kütlelerinden (m_A) faydalanılır. Yanma ürünlerinin mol kütleleri aşağıda belirtilmiştir.

$$\begin{aligned} m_{ACO_2} &= 44 \text{ kg/mol} & m_{AH_2O} &= 18 \text{ kg/kmol} \\ m_{AN_2} &= 28 \text{ kg/mol} & m_{ACO} &= 28 \text{ kg/kmol} \end{aligned}$$

Helikopter emisyonlarının değerlendirilmesi oldukça zordur; çünkü motor emisyon verileri genellikle kamuya açık değildir. Helikopter emisyonlarını hesaplamak için öncelikle emisyon faktörleri belirlenmektedir. Standart kirleticiler olan; NO_x , HC (yanmamış hidrokarbon yani yakıt), CO, ve uçucu olmayan PM için emisyon faktörlerinin (g/kg cinsinden) hesaplanması aşağıda belirtilen şekilde yapılmaktadır (Rindlisbacher, 2009):

$$NO_x \text{ için emisyon faktörü} \approx 1 \quad (6.6)$$

$$HC \text{ için emisyon faktörü} \approx 80 \times P_{LYM}^{-0.35} \quad (6.7)$$

$$CO \text{ için emisyon faktörü} \approx 1000 \quad (6.8)$$

$$PM \text{ için emisyon faktörü} \approx 0.1 \quad (6.9)$$

Belirlenen zaman için (dk) tüketilen yakıt miktarı Denklem (6.10) ile hesaplanır (Rindlisbacher, 2009):

$$\text{Tüketilen Yakıt Miktarı (kg)} = 60 \times \dot{m}_y \times \text{zaman} \quad (6.10)$$

Belirlenen zaman için (dk) üretilen NO_x , HC, CO ve PM miktarı sırası ile (6.11), (6.12), (6.13) ve (6.14), ile hesaplanır (Rindlisbacher, 2009):

$$\text{Üretilen } NO_x \text{ Miktarı (kg)} = 60 \times \dot{m}_y \times \text{zaman} \times NO_x \text{ emisyon faktörü} \quad (6.11)$$

$$\text{Üretilen HC Miktarı (kg)} = 60 \times \dot{m}_y \times \text{zaman} \times \text{HC emisyon faktörü} \quad (6.12)$$

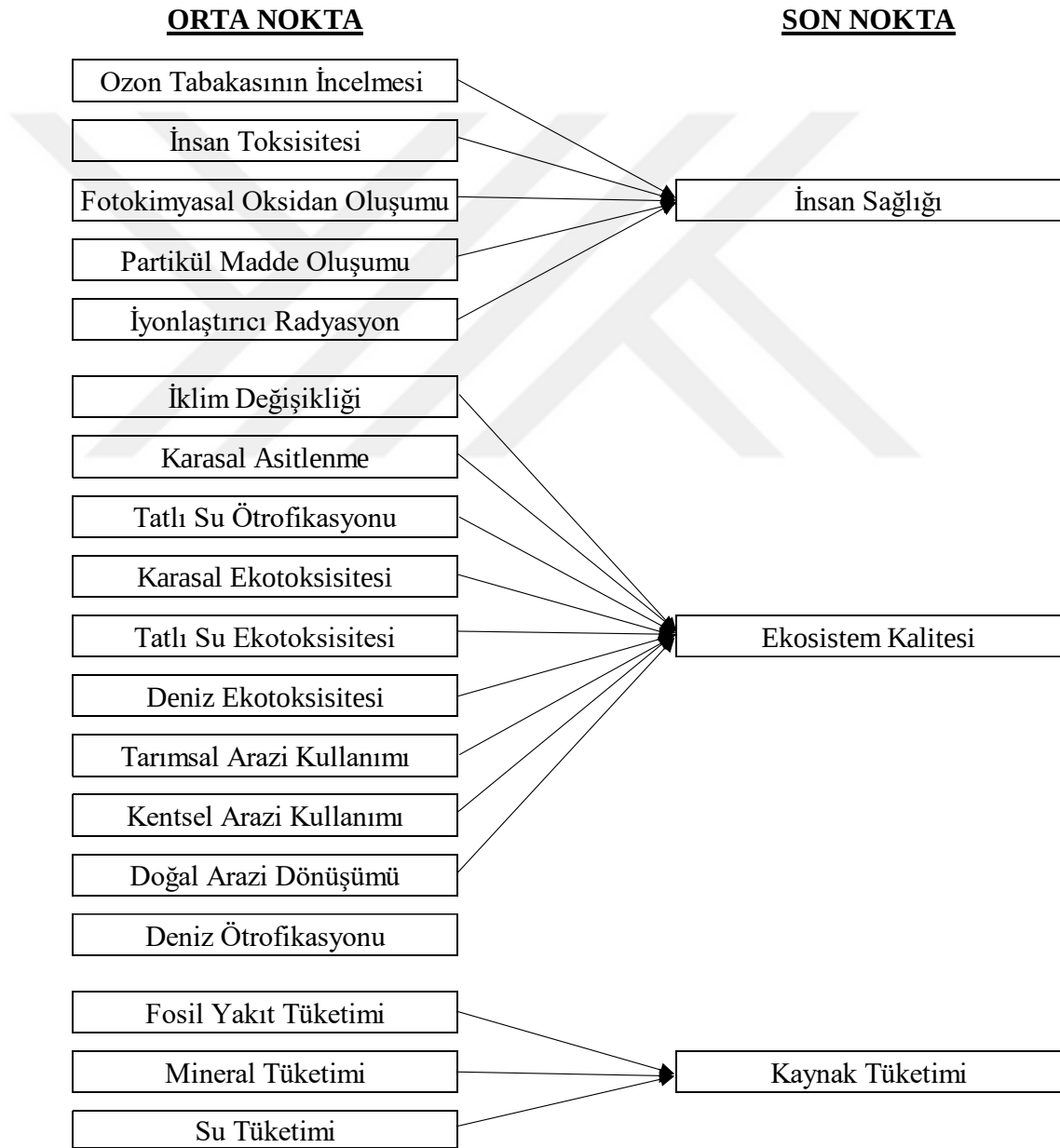
$$\text{Üretilen CO Miktarı (kg)} = 60 \times \dot{m}_y \times \text{zaman} \times \text{CO emisyon faktörü} \quad (6.13)$$

$$\text{Üretilen PM Miktarı (kg)} = 60 \times \dot{m}_y \times \text{zaman} \times \text{PM emisyon faktörü} \quad (6.14)$$

Yaşam Döngüsü Analizi (YDA) (LCA, Life Cycle Assessment), sürdürülebilirliğin çevresel boyutlarını ortaya çıkarabilmek için ürün ve faaliyetlerin çevresel etkilerini niceliksel olarak analiz etmek için kullanılan metodolojik bir araçtır. Çocuk işçiliği, maliyet, güvenlik gibi faktörler genellikle dikkate alınmaz. Günümüzde YDA, ürün tasarımı, enerji sistemleri, gıda üretimleri ve ulaşım gibi ürün ve faaliyet alanlarını değerlendirmek için yaygın bir şekilde kullanılmaktadır. YDA ile bir ürünün hammaddelerinin elde edilmesinden başlayarak, ürünün tekrar doğaya dönüşüne kadar olan tüm sürecin iklim değişikliği, insan sağlığı, çevresel etkileri ve kaynaklar üzerine etkileri değerlendirilmektedir. Yaşam döngüsü aşamaları; hammaddenin elde edilmesi, taşınması, ürün ya da hizmete dönüştürülmesi, kullanılması ve geri dönüştürülmesini kapsamaktadır. ISO 14040 ve ISO 14044 Standartlarına göre Yaşam Döngüsü Analizi; Amaç ve Kapsam Tanımlama, Envanter Analizi, Etki Analizi ve Sonuçların Yorumlanması olmak üzere dört aşamadan oluşmaktadır (Goedkoop, vd., 2013; Akyüz, vd., 2017).

Yaşam Döngüsü Analizleri farklı programlar kullanılarak hesaplanabilmektedir. ReCiPe, YDA etki değerlendirmesi yapabilmek için kullanılan bir yöntemdir. Etki analizi orta nokta veya son nokta seviyesinde hesaplanmaktadır. ReCiPe yönteminin temelini, orta nokta ve son nokta göstergelerinin birlikte kullanılması oluşturmaktadır.

Son nokta (hasar odaklı) yaklaşımında; insan sağlığı, ekosistem kalitesi, kaynak tüketimi hesaplanırken; orta nokta (problem odaklı) yaklaşımında bu üç maddeyi etkileyen on sekiz adet kriter ayrı ayrı hesaplanmaktadır. Son nokta etkileri, orta noktada hesaplanan kriterlerin dönüştürülmesi ile oluşmaktadır. Orta noktaların son noktalara dönüştürülmesi YDA etkilerinin yorumlanmasını kolaylaştırmaktadır. Yaşam Döngüsü Analizinde orta ve son noktalar arasındaki ilişki Şekil 9.3’de gösterilmiştir (Akyüz, vd., 2017).



Şekil 9.3. Yaşam döngüsü analizinde orta ve son nokta ilişkisi (Goedkoop, vd., 2013).

ReCiPe’de kullanılan son nokta faktörleri aşağıdaki şekilde tanımlanabilir (SimaPro Database Manual; Goedkoop, vd., 2013):

- İnsan sağlığı; yıl olarak kaybedilen yaşam sayısı ve engelli olarak yaşanan yılların sayısını ifade etmektedir. Yaşanabilir ömürden sağlıklı bir yılın kaybolmasıdır. Çeşitli kanser tipleri, taşıyıcı olunan hastalıklar, bulaşıcı olmayan hastalıklar dâhil olmak üzere birçok çeşit hastalığı kapsamaktadır. Bunlar Dünya Bankası ve Dünya Sağlık Örgütü tarafından da kullanılan bir endeks olan Düzeltilmiş Engellilik Yaşam Yılları (DALY, Disability Adjusted Life Years) olarak birleştirilmiştir. ReCiPe’de, YDA’da insan sağlığının korunmasına katkıda bulunan hasarı ölçmek için kaybedilen yılların ve özürlü yılların hesaplanmasında yaş ağırlıklandırma ve indirim olmaksızın DALY kavramı uygulanmaktadır.

- Ekosistem; belirli bir süre boyunca belirli bir alandaki türlerin kaybı olarak ifade edilen ekosistemlerdir. Birimi “species.year”dır. Ekosistemler farklı yapıda olduklarından izlenmesi de çok karmaşıktır. Ekosistem kalitesi ölçülürken en önemli parametre bozulma seviyesidir. ReCiPe, tür gruplarına yoğunlaşmaktadır. Doğada insanoğlunun neden olduğu etkiler tüm türleri etkilemektedir. Fakat bunların hepsini izlemek mümkün değildir. Bu nedenle, toplam ekosistem kalitesinin uygun temsilcisi olarak kullanılabilecek olan tür grupları ele alınmıştır.

- İnsanoğlunun gelecek nesiller için kaynakları tüketme riski önemli bir sorundur. Kaynak Tüketimi; gelecekteki kaynak üretiminin sonsuz bir zaman dilimi boyunca (sabit yıllık üretim varsayımıyla) %3’lük bir azalma oranı göz önüne alındığında, artı maliyet olarak ifade edilir. Birimi “ABD Doları”dır. Kaynakların tükenmesi ve malzeme talebindeki değişiklikler piyasa fiyatlarının artacağı anlamına gelmektedir.

10. BULGULAR

Bu çalışmada, kullanımda olan insanlı hafif bir helikopter olan Robinson R22 Beta II Hafif Genel Maksat Helikopteri verilerinden faydalanılarak helikopterde bulunan mevcut içten yanmalı motor ile bir elektrik motoru paralel olarak bağlanarak hibrit elektrik tahrik sistemi tasarlanmış, belirli hibridizasyon derecelerinde ve belirli irtifalarda performans hesaplamaları yapılmıştır. İçten yanmalı motor ve elektrik motorunun güçleri ile irtifa, çalışmanın değişken parametreleridir. Hesaplamalar helikopterin kalkış safhası için yapılmıştır. Çalışma, helikopter boyutlandırmasını ve tasarımını içermemektedir.

Kullanılan paralel hibrit elektrik tahrik sisteminde içten yanmalı motordan ve elektrik motorundan sağlanan güç tahrik gücünü oluşturmaktadır. Bu aşamada oluşan ısı, sürtünme vb. tüm kayıplar ve yer etkisi ihmal edilmiştir. Helikopterin maksimum ağırlığı sınırlıdır. Elektrik motorunun ağırlığı, batarya ağırlığı, bağlantı parçaları ve ek aksamalar için toplam ağırlık 106 kg olarak belirlenmiş ve bir yolcu ve bagaj toplam ağırlığının yerini aldığı kabul edilmiştir. Bunun sonucunda helikopterin maksimum kalkış ağırlığı değişmemiştir. Elektrik enerjisini aktarmak için batarya yakıt deposu olarak kullanılmaktadır. Bataryanın tamamen dolu olduğu kabul edilmiştir.

Helikopter kalkış süresi 4 dakika olarak kabul edilmiştir. Mevcut motorun maksimum gücü olan 160 HP'nin kalkış fazındaki sürekli güç değeri 131 HP olarak kabul edilmiştir. 3000 metreye kadar çeşitli irtifalar için farklı hibridizasyon derecelerinde hesaplamalar yapılmıştır.

Kullanılan hava-yakıt miktarları ile oluşan emisyon değerleri SimaPro 8.3.0.0 yazılımına yüklenmiş ve yaşam döngüsü analizleri SimaPro 8.3.0.0 kullanılarak elde edilmiştir.

(6.3) ifadesine göre irtifa değişimi ile yoğunluğun değiştiği, bunun sonucunda da helikopter motor gücünün de irtifa ile değiştiği görülmüştür. İrtifa arttıkça, yoğunluk azalmakta; yoğunluk azaldıkça kalkış safhasındaki güç miktarı azalmaktadır. Güç miktarı azaldıkça elektrik motorunu kullanma oranı yani hibridizasyon derecesi de artmaktadır.

Farklı irtifalarda ve farklı hibridizasyon derecelerinde R22 helikopteri için kalkış fazındaki yakıt tüketimi değişimi, CO₂ üretimi değişimi, insan sağlığına etkileri ve ekosistem kalitesi analiz edilmiştir.

Yapılan hesaplamaların sonuçları farklı irtifalar için incelenmiştir (Çizelge 10.1-Çizelge 10.7). Çizelge 10.1’de deniz seviyesi (0 m) için bulunan sonuçlar gösterilmiştir.

Çizelge 10.1. Deniz seviyesinde (0 m) yakıt tüketimi.

İçten Yanmalı Motor Gücü (HP)	131.00	129.69	128.41	127.15	125.91	124.70	123.52
Hibridizasyon Derecesi (%)	0	1	2	3	4	5	6
Elektrik Motoru Gücü (HP)	0	1.31	2.59	3.85	5.09	6.30	7.48
Toplam Yakıt Tüketimi (kg)	3.36	3.34	3.32	3.30	3.27	3.25	3.23

Deniz seviyesinde hibrit bir sistem olmadığı durumda (hibridizasyon derecesinin 0 olduğu nokta) içten yanmalı motorun gücü 131 HP’dir. Bu durumda tüketilen yakıt miktarı en yüksek değeri olan 3.36 kg’dır. Hibridizasyon derecesinin %6 olduğu durumda içten yanmalı motorun gücü 123.52 HP, elektrik motorunun gücü 7.48 HP’dir. Deniz seviyesi için tüketilen yakıt miktarının en düşük değeri olan 3.23 kg’ye düştüğü görülmektedir. Çizelge 10.2’de 500 m irtifa için bulunan sonuçlar gösterilmiştir.

Çizelge 10.2. 500 m irtifa için yakıt tüketimi.

İçten Yanmalı Motor Gücü (HP)	124.00	122.76	121.54	120.35	119.19	118.04	116.92
Hibridizasyon Derecesi (%)	0	1	2	3	4	5	6
Elektrik Motoru Gücü (HP)	0	1.24	2.46	3.65	4.81	5.96	7.08
Toplam Yakıt Tüketimi (kg)	3.24	3.22	3.20	3.18	3.16	3.14	3.12

500 m irtifada hibrit bir sistem olmadığı durumda (hibridizasyon derecesinin 0 olduğu nokta) içten yanmalı motorun gücü 124 HP’dir. Bu durumda tüketilen yakıt miktarı en yüksek değeri olan 3.24 kg’dır. Hibridizasyon derecesinin %6 olduğu durumda içten yanmalı motorun gücü 116.92 HP, elektrik motorunun gücü 7.08 HP’dir. 500 m irtifa için tüketilen yakıt miktarının en düşük değeri olan 3.12 kg’ye düştüğü görülmektedir. Çizelge 10.3’de 1000 m irtifa için bulunan sonuçlar gösterilmiştir.

Çizelge 10.3. 1000 m irtifa için yakıt tüketimi.

İçten Yanmalı Motor Gücü (HP)	117.26	116.08	114.93	113.81	112.70	111.62	110.56
Hibridizasyon Derecesi (%)	0	1	2	3	4	5	6
Elektrik Motoru Gücü (HP)	0	1.17	2.32	3.45	4.55	5.64	6.70
Toplam Yakıt Tüketimi (kg)	3.12	3.10	3.08	3.06	3.04	3.03	3.01

1000 m irtifada hibrit bir sistem olmadığı durumda (hibridizasyon derecesinin 0 olduğu nokta) içten yanmalı motorun gücü 117.26 HP'dir. Bu durumda tüketilen yakıt miktarı en yüksek değeri olan 3.12 kg'dır. Hibridizasyon derecesinin %6 olduğu durumda içten yanmalı motorun gücü 110.56 HP, elektrik motorunun gücü 6.70 HP'dir. 1000 m irtifa için tüketilen yakıt miktarının en düşük değeri olan 3.01 kg'ye düştüğü görülmektedir. Çizelge 10.4'de 1500 m irtifa için bulunan sonuçlar gösterilmiştir.

Çizelge 10.4. 1500 m irtifa için yakıt tüketimi.

İçten Yanmalı Motor Gücü (HP)	110.76	109.65	108.57	107.50	106.46	105.44	104.43
Hibridizasyon Derecesi (%)	0	1	2	3	4	5	6
Elektrik Motoru Gücü (HP)	0	1.11	2.19	3.26	4.30	5.32	6.33
Toplam Yakıt Tüketimi (kg)	3.01	2.99	2.97	2.96	2.94	2.92	2.90

1500 m irtifada hibrit bir sistem olmadığı durumda (hibridizasyon derecesinin 0 olduğu nokta) içten yanmalı motorun gücü 110.76 HP'dir. Bu durumda tüketilen yakıt miktarı en yüksek değeri olan 3.01 kg'dır. Hibridizasyon derecesinin %6 olduğu durumda içten yanmalı motorun gücü 104.43 HP, elektrik motorunun gücü 6.33 HP'dir. 1500 m irtifa için tüketilen yakıt miktarının en düşük değeri olan 2.90 kg'ye düştüğü görülmektedir. Çizelge 10.5'de 2000 m irtifa için bulunan sonuçlar gösterilmiştir.

Çizelge 10.5. 2000 m irtifa için yakıt tüketimi.

İçten Yanmalı Motor Gücü (HP)	104.51	103.46	102.44	101.43	100.45	99.49	98.54
Hibridizasyon Derecesi (%)	0	1	2	3	4	5	6
Elektrik Motoru Gücü (HP)	0	1.05	2.07	3.07	4.06	5.02	5.97
Toplam Yakıt Tüketimi (kg)	2.91	2.89	2.87	2.85	2.84	2.82	2.81

2000 m irtifada hibrit bir sistem olmadığı durumda (hibridizasyon derecesinin 0 olduğu nokta) içten yanmalı motorun gücü 104.51 HP'dir. Bu durumda tüketilen yakıt miktarı en yüksek değeri olan 2.91 kg'dır. Hibridizasyon derecesinin %6 olduğu durumda içten yanmalı motorun gücü 98.54 HP, elektrik motorunun gücü 5.97 HP'dir. 2000 m irtifa için tüketilen yakıt miktarının en düşük değeri olan 2.81 kg'ye düştüğü görülmektedir. Çizelge 10.6'de 2500 m irtifa için bulunan sonuçlar gösterilmiştir.

Çizelge 10.6. 2500 m irtifa için yakıt tüketimi.

İçten Yanmalı Motor Gücü (HP)	98.49	97.51	96.54	95.59	94.67	93.76	92.87
Hibridizasyon Derecesi (%)	0	1	2	3	4	5	6
Elektrik Motoru Gücü (HP)	0	0.98	1.95	2.90	3.82	4.73	5.63
Toplam Yakıt Tüketimi (kg)	2.80	2.79	2.77	2.76	2.74	2.73	2.71

2500 m irtifada hibrit bir sistem olmadığı durumda (hibridizasyon derecesinin 0 olduğu nokta) içten yanmalı motorun gücü 98.49 HP'dir. Bu durumda tüketilen yakıt miktarı en yüksek değeri olan 2.80 kg'dır. Hibridizasyon derecesinin %6 olduğu durumda içten yanmalı motorun gücü 92.87 HP, elektrik motorunun gücü 5.63 HP'dir. 2500 m irtifa için tüketilen yakıt miktarının en düşük değeri olan 2.71 kg'ye düştüğü görülmektedir. Çizelge 10.7'de 3000 m irtifa için bulunan sonuçlar gösterilmiştir.

Çizelge 10.7. 3000 m irtifa için yakıt tüketimi.

İçten Yanmalı Motor Gücü (HP)	92.70	91.78	90.87	89.98	89.11	88.25	87.41
Hibridizasyon Derecesi (%)	0	1	2	3	4	5	6
Elektrik Motoru Gücü (HP)	0	0.93	1.84	2.73	3.60	4.46	5.29
Toplam Yakıt Tüketimi (kg)	2.71	2.69	2.68	2.66	2.65	2.64	2.62

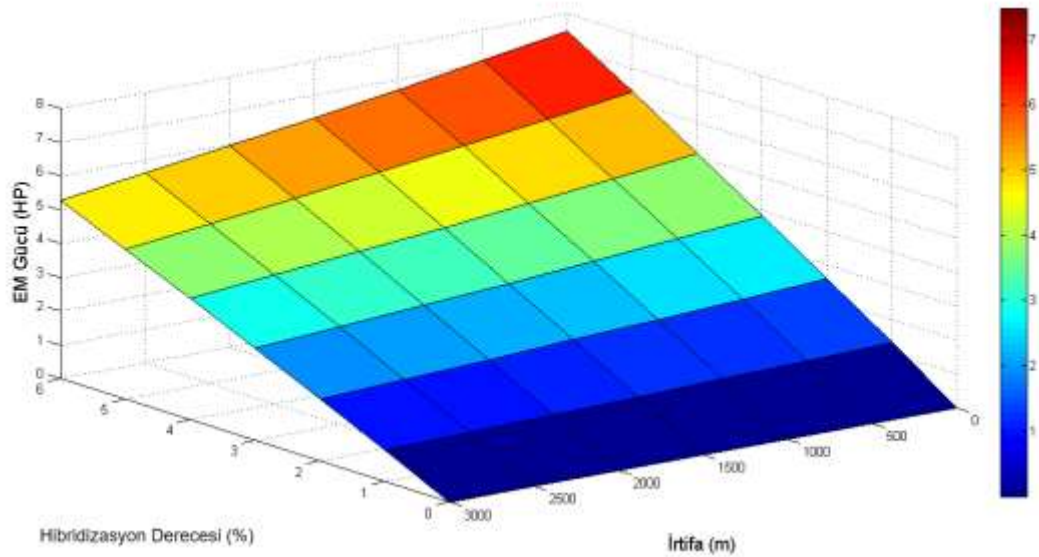
3000 m irtifada hibrit bir sistem olmadığı durumda (hibridizasyon derecesinin 0 olduğu nokta) içten yanmalı motorun gücü 92.70 HP'dir. Bu durumda tüketilen yakıt miktarı en yüksek değeri olan 2.71 kg'dır. Hibridizasyon derecesinin %6 olduğu durumda içten yanmalı motorun gücü 87.41 HP, elektrik motorunun gücü 5.29 HP'dir. 3000 m irtifa için tüketilen yakıt miktarının en düşük değeri olan 2.62 kg'ye düştüğü görülmektedir.

Tüm irtifalar için hibridizasyon derecesi artışı ile birlikte elektrik motoru gücü artmakta, içten yanmalı motor gücü azalmaktadır. Bu durum toplam yakıt tüketiminin azalmasını sağlamaktadır.

Artan irtifa ile birlikte aynı hibridizasyon dereceleri için içten yanmalı motor gücü, elektrik motor gücü ve yakıt tüketimi azalmaktadır.

Öncelikle batarya ağırlığı olmak üzere elektrik motoru ve sisteme ilave edilen aksamlar, helikopterin kalkış ağırlığını arttırmaktadır. En fazla ilave ağırlık 97 kg ile bataryadan kaynaklanmaktadır. Seçilen bataryanın 10 sn için pik gücü 7 kW'dır.

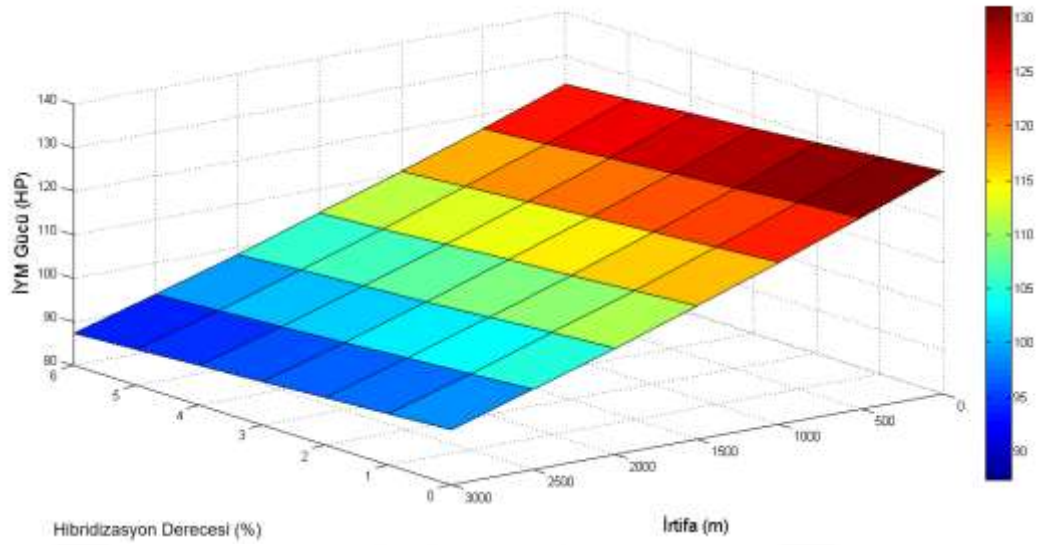
Farklı irtifa ve farklı hibridizasyon derecelerinde elektrik motorunun güç değişimi grafiği Şekil 10.1’de gösterilmiştir.



Şekil 10.1. İrtifa-elektrik motor gücü-hibridizasyon derecesi karşılaştırması.

Maksimum elektrik motor gücü 7.48 HP ile deniz seviyesinde hibridizasyon derecesinin %6 olduğu durumda görülmüştür. Hibridizasyon derecesinin 0 olduğu durumda elektrik motoru devreye girmemektedir. Gerekli olan tüm güç içten yanmalı motordan karşılanmaktadır, bu nedenle elektrik motorunun gücü 0’dır. İrtifa arttıkça aynı hibridizasyon derecesi için elektrik motorundan sağlanan gücünün düştüğü görülmektedir. Ayrıca, sabit irtifada hibridizasyon derecesi arttıkça elektrik motorundan sağlanan güç artmaktadır.

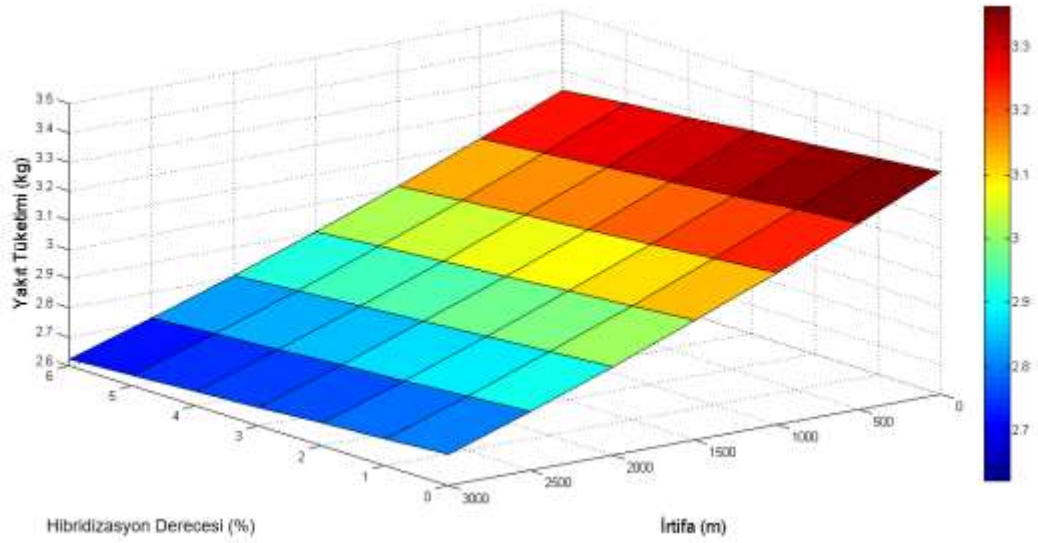
Farklı irtifa ve farklı hibridizasyon derecelerinde içten yanmalı motorun güç değişimi grafiği Şekil 10.2’de gösterilmiştir.



Şekil 10.2. İrtifa-içten yanmalı motor gücü-hibridizasyon derecesi karşılaştırması.

Maksimum içten yanmalı motor gücü 131 HP ile deniz seviyesinde hibridizasyon derecesinin 0 olduğu, tahrikin tamamen içten yanmalı motor ile sağlandığı durumda görülmüştür. İçten yanmalı motorun en düşük gücü 3000 m irtifada hibridizasyon derecesinin %6 olduğu durumda 87.40 HP ile gerçekleşmiştir. İrtifa arttıkça aynı hibridizasyon derecesi için içten yanmalı motordan sağlanan gücünün düştüğü görülmektedir. Sabit irtifada hibridizasyon derecesi arttıkça içten yanmalı motordan sağlanan güç de azalmaktadır.

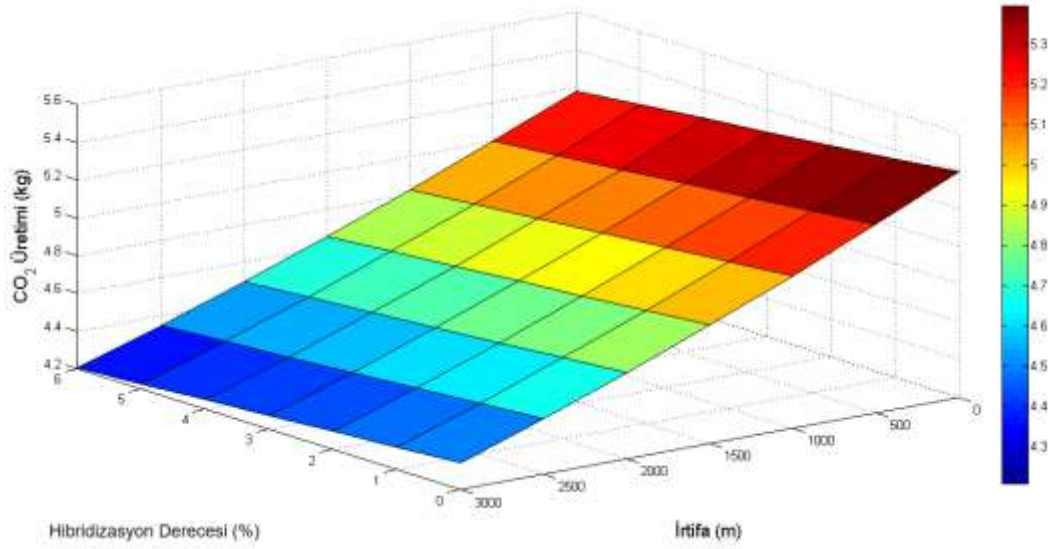
Farklı irtifa ve farklı hibridizasyon derecelerinde yakıt tüketimi grafiği Şekil 10.3'de gösterilmiştir.



Şekil 10.3. İrtifa-yakıt tüketimi-hibridizasyon derecesi karşılaştırması.

Maksimum yakıt tüketimi 3.366 kg ile deniz seviyesinde hibridizasyon derecesinin 0 olduğu, tahrikin tamamen içten yanmalı motor ile sağlandığı durumda görülmüştür. Yakıt tüketiminin en düşük değeri 3000 m irtifada hibridizasyon derecesinin %6 olduğu durumda 2.62 kg ile gerçekleşmiştir. İrtifa arttıkça aynı hibridizasyon derecesi için yakıt tüketiminin düştüğü görülmektedir. Sabit irtifada hibridizasyon derecesi arttıkça yakıt tüketimi de azalmaktadır.

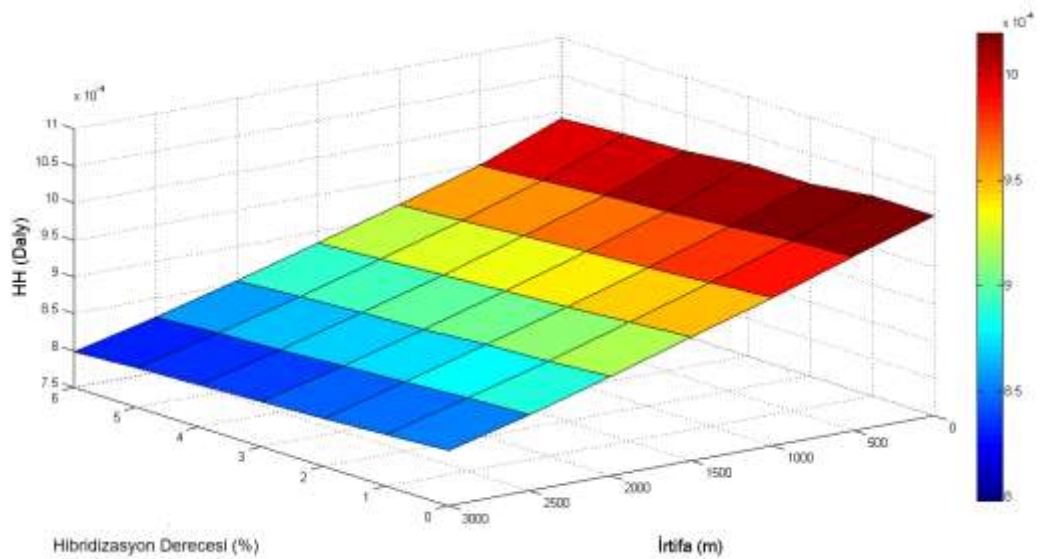
Farklı irtifa ve farklı hibridizasyon derecelerinde CO₂ üretimi değerleri grafiği Şekil 10.4’de gösterilmiştir.



Şekil 10.4. İrtifa-CO₂ üretimi-hibridizasyon derecesi karşılaştırması.

Maksimum CO₂ üretimi 5.39 kg ile deniz seviyesinde hibridizasyon derecesinin 0 olduğu, tahrikin tamamen içten yanmalı motor ile sağlandığı durumda görülmüştür. CO₂ üretiminin en düşük olduğu değer 3000 m irtifada hibridizasyon derecesinin %6 olduğu durumda 4.20 kg ile gerçekleşmiştir. İrtifa arttıkça aynı hibridizasyon derecesi için CO₂ üretiminin düştüğü görülmektedir. Sabit irtifada hibridizasyon derecesi arttıkça da CO₂ üretimi azalmaktadır.

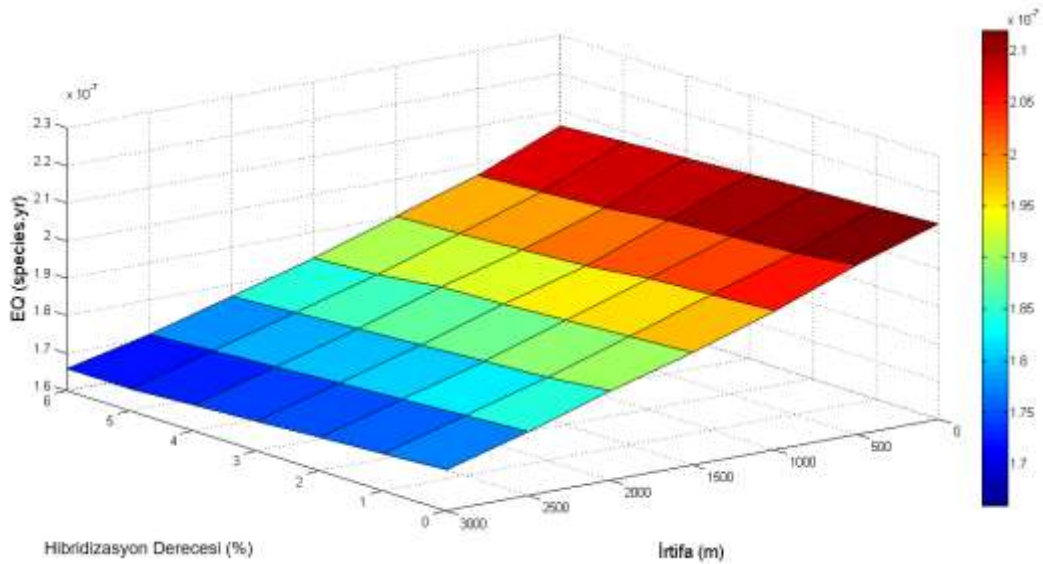
Farklı irtifa ve farklı hibridizasyon derecelerinde insan sağlığı grafiği Şekil 10.5’de gösterilmiştir.



Şekil 10.5. İrtifa-insan sağlığı-hibridizasyon derecesi karşılaştırması.

İnsan sağlığı 0.00102 DALY değeri ile en çok deniz seviyesinde hibridizasyon derecesinin 0 olduğu, tahrikin tamamen içten yanmalı motor ile sağlandığı durumda görülmüştür. İnsan sağlığının etkilenmesinin en düşük olduğu durum 3000 m irtifada hibridizasyon derecesinin %6 olduğu durumda 0.0008 DALY değeri ile gerçekleşmiştir. İrtifa arttıkça aynı hibridizasyon derecesi için insan sağlığı etkilenme değerinin düştüğü görülmektedir. Sabit irtifada hibridizasyon derecesi arttıkça da insan sağlığı etkilenme değeri azalmaktadır.

Farklı irtifa ve farklı hibridizasyon derecelerinde ekosistem kalitesi grafiği Şekil 10.6'da gösterilmiştir.



Şekil 10.6. İrtifa-ekosistem kalitesi-hibridizasyon derecesi karşılaştırması.

Ekosistem kalitesi en çok deniz seviyesinde hibridizasyon derecesinin 0 olduğu, tahrikin tamamen içten yanmalı motor ile sağlandığı durumda 2.1×10^{-7} species.yr değerini almıştır. Ekosistem kalitesi en az 3000 m irtifada hibridizasyon derecesinin %6 olduğu durumda 1.7×10^{-7} species.yr değeri ile gerçekleşmiştir. İrtifa arttıkça aynı hibridizasyon derecesi için ekosistem kalitesi değerinin düştüğü görülmektedir. Sabit irtifada hibridizasyon derecesi arttıkça da ekosistem kalitesi değeri azalmaktadır.

11. SONUÇLAR VE ÖNERİLER

Fosil yakıtların giderek tükenmesi ve çevreye verdiği olumsuz etkiler sonucunda birçok alanda çalışmalar yapılmaktadır. Ulaştırma alanında özellikle otomotivde elektrikli ve hibrit araçlar üzerine yoğun çalışmalar yapılmaktadır. Havacılık alanında da daha fazla elektrikli sistem kullanımı üzerine çalışmalar yapılmaktadır.

Bu çalışmada; paralel hibrit elektrik tahrik sistemi mevcut bir hafif genel maksat helikoptere uygulanmıştır. Helikoptere, uygun bir elektrik motoru, batarya ve gerekli aksamalar ilave edildikten sonra, belirli irtifalar için belirli hibridizasyon derecelerinde yakıt tüketimi, CO₂ üretimi, insan sağlığı etkisi ve ekosistem kalitesi analiz edilmiştir. Günümüz teknolojisi ile bataryanın sisteme kattığı ilave ağırlığın fazla olması nedeni ile batarya kapasitesi sınırlı olarak seçilebilmiştir. Çalışma helikopterin kalkış fazını kapsamaktadır. Çevreye atılan emisyon miktarları hesaplanarak yaşam döngüsü analizi yapılmıştır.

İrtifa arttıkça yoğunluğun ve helikopter gücünün azaldığı görülmüştür. Gerekli gücün azalması ile artan irtifalar için hibridizasyon derecesi de arttırılabilmektedir. Bu durum, elektrik motorundan daha fazla oranlarda faydalanılabilmesini sağlamaktadır.

- Yakıt tüketiminin en yüksek ve en düşük değerleri, 3.36 kg ve 2.62 kg olmak üzere, sırası ile deniz seviyesinde hibridizasyon derecesinin 0 olduğu durumda ve 3000 m irtifada hibridizasyon derecesinin %6 olduğu durumda elde edilmiştir. Deniz seviyesinde hibridizasyon derecesinin %6 olduğu durumda sağlanan yakıt tasarrufu %3.91 iken 3000 m irtifadaki hibridizasyon derecesinin %6 olduğu durumda sağlanan yakıt tasarrufu %3.19 olarak gerçekleşmiştir.

- CO₂ üretimi incelendiğinde, CO₂ üretiminin en yüksek ve en düşük değerleri, 5.39 kg ve 4.21 kg olarak, sırası ile deniz seviyesinde hibridizasyon derecesinin 0 olduğu durumda ve 3000 m irtifada hibridizasyon derecesinin %6 olduğu durumda elde edildiği görülmektedir. Deniz seviyesinde hibridizasyon derecesinin %6 olduğu durumda CO₂ üretimi %3.91 oranında azalırken, 3000 m irtifada hibridizasyon derecesinin %6 olduğu durumda CO₂ üretimi %3.19 oranında azalmaktadır.

- İnsan sağlığı en fazla 0.00102 DALY ve en az 0.0008 DALY değerleri ile sırası ile deniz seviyesinde hibridizasyon derecesinin 0 olduğu durumda ve 3000 m irtifada hibridizasyon derecesinin %6 olduğu durumda etkilenmiştir. Deniz seviyesinde

hibridizasyon derecesinin %6 olduğu durumda insan sağlığının etkilenmesi %2.74 oranında azalırken, 3000 m irtifada hibridizasyon derecesinin %6 olduğu durumda insan sağlığı %3.27 oranında daha az etkilenmektedir.

- Ekosistem kalitesi en fazla 2.1×10^{-7} species.year ve en az 1.7×10^{-7} species.year değerleri ile sırası ile deniz seviyesinde hibridizasyon derecesinin 0 olduğu durumda ve 3000 m irtifada hibridizasyon derecesinin %6 olduğu durumda etkilenmiştir. Deniz seviyesinde hibridizasyon derecesinin %6 olduğu durumda ekosistem kalitesinin etkilenmesi %2.83 oranında azalırken, 3000 m irtifada hibridizasyon derecesinin %6 olduğu durumda ekosistem kalitesi %2.92 oranında daha az etkilenmektedir.

Yüksek irtifalarda hibridizasyon derecesi arttırılarak elektrik motorundan sağlanan güç arttırılıp, içten yanmalı motordan sağlanan güç azaltılabilir. Kalkış fazında hibrit elektrik tahrik sisteminin kullanılması, tüketilen yakıt miktarının yanında, hava limanına/heliporta yayılan zararlı emisyonların azalmasını sağlayacaktır. Havacılıkta kullanılan hibrit elektrikli tahrik sistemleri yakıt tasarrufu ve düşük CO₂ emisyonuna ilave olarak düşük gürültü emisyonu sağlayacaktır. Ayrıca insan sağlığı ve ekosistem kalitesine etkiler de azalacaktır.

KAYNAKLAR

- Abbe, G. ve Smith, H., “Technological Development Trends in Solar-Powered Aircraft Systems”, *Renewable and Sustainable Energy Reviews*, 60: 770–783 (2016).
- Abdulhamitbilal, E., “İTÜ – Hafif Ticari Helikopter Uçuş Dinamiği, Kararlılık Analizi ve Geliştirilmiş Kontrol Sistemleri Tasarımı”, Doktora Tezi, *İstanbul Teknik Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü*, İstanbul (2010).
- Ahluwalia, R. K. ve Wang, X., “Direct Hydrogen Fuel Cell Systems for Hybrid Vehicles”, *Journal of Power Sources*, 139: 152–164 (2005).
- Ahluwalia, R. K., Wang, X., Rousseau, A. ve Kumar, R., “Fuel Economy of Hydrogen Fuel Cell Vehicles”, *Journal of Power Sources*, 130: 192–201 (2004).
- Airlinehaber. Hybrid Yolcu Uçağı İlk Test Uçuşunu Gerçekleştirdi. <https://www.airlinehaber.com/hybrid-yolcu-ucagi-ilk-test-ucusunu-gerceklestirdi/> (Erişim Tarihi: 28.11.2017)
- Akten, R.B., “Su Üstü Gemilerde Elektrikli Tahrik Sistemi”, Yüksek Lisans Tezi, *İstanbul Teknik Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Elektrik Mühendisliği Anabilim Dalı*, İstanbul (2010).
- Akyüz, M. K., Altuntaş, Ö. ve Söğüt, M. Z., “Economic and Environmental Optimization of an Airport Terminal Building’s Wall and Roof Insulation”, *Sustainability*, 9, 1849 (2017).
- Ali, F., Tzanidakis, K., Goulos, I., Pachidis V. ve d’Ippolito, R., “Advanced Rotorcraft Powerplant Optimization at Mission Level: Towards High Fidelity Engine Design Optimization”, *American Helicopter Society (AHS) 71st Annual Forum*, Virginia Beach, Virginia, USA, (2015).
- Alper, M., “Uçak Bakım Planlamasında Güvenilirlik Analizi İçin Bir Yöntem Geliştirilmesi”, Doktora Tezi, *Anadolu Üniversitesi*, Eskişehir (2000).
- Altuntaş, Ö., “Piston Prop Uçak Motorlarında Ekserjoekonomik Çevresel Optimizasyon”, Doktora Tezi, *Anadolu Üniversitesi*, Eskişehir (2011).
- Altuntaş, Ö. ve Gövce, M. S., “Hava Araçlarında Piston-Prop Motorlar”, *Palme Yayınevi*, Ankara (2018).
- Amritkar, A., “Aerodynamic Analysis of a Vertical Takeoff and Landing Vehicle”, Master of Science, *The University of Utah, Department of Mechanical Engineering*, Utah, USA, (2015).
- Bernard, J., Hofera, M., Hannesenb, U., Tothc, A., Tsukadaa, A., Büchia, F. N. ve Dietricha, P., “Fuel Cell/Battery Passive Hybrid Power Source for Electric Powertrains”, *Journal of Power Sources*, 196: 5867–5872 (2011).

KAYNAKLAR (DEVAM EDİYOR)

- Boeing. SUGAR VOLT: Boeing's Hybrid Electric Aircraft. <http://www.boeing.com/features/2012/05/sugar-volt-boeing-hybrid-electric-aircraft-05-2-12.page> (Erişim Tarihi: 23.05.2018).
- Bradley, T. H. ve Frank, A. A., "Design, Demonstrations and Sustainability Impact Assessments for Plug-in Hybrid Electric Vehicles", ***Renewable and Sustainable Energy Reviews***, 13: 115-128 (2009).
- Bradley, T. H., Moffitt, B. A., Mavris, D. ve Parekh, D. E., "Validated Modeling and Synthesis of Medium-Scale Polymer Electrolyte Membrane Fuel Cell Aircraft", ***Proceedings of FUELCELL2006: 4th International ASME Conference on Fuel Cell Science, Engineering and Technology***, Irvine, California (2006).
- Bradley, M. K., ve Droney, C. K., "Subsonic Ultra Green Aircraft Research: Phase I Final Report", ***NASA/CR-2011-216847***, (2011).
- Bradley, T. H., Moffitt, B. A., Mavris, D. ve Parekh, D. E., "Development and Experimental Characterization of a Fuel Cell Powered Aircraft", ***Journal of Power Sources***, 171: 793-801 (2007).
- Bradley, T. H., Moffitt, B. A., Mavris, D. ve Parekh, D. E., "Applications – Transportation | Aviation: Fuel Cells", ***2009 Elsevier***, 186-192 (2009 a).
- Bradley, T. H., Moffitt, B. A., Parekh, D. E., Fuller, T. F. ve Mavris, D. N., "Energy Management for Fuel Cell Powered Hybrid-Electric Aircraft", ***7th International Energy Conversion Engineering Conference***, Denver, Colorado (2009 b).
- Bradley, T. H. ve Quinn, C. W., "Analysis of Plug-in Hybrid Electric Vehicle Utility Factors", ***Journal of Power Sources***, 195: 5399–5408 (2010).
- Briguglio, N., Andaloro, L., Ferraro, M. ve Antonucci V., "Fuel Cell Hybrid Electric Vehicles, Electric Vehicles, The Benefits and Barriers", Dr. Seref Soylu (Ed.), ISBN: 978-953-307-287-6, InTech, Available from: <http://www.intechopen.com/books/electric-vehicles-the-benefits-and-barriers/fuel-cellhybrid-electric-vehicles> (2011).
- Bulgu, A. E., "Tekerlek Motorlu Seri Hibrit Elektrikli Araçlar İçin Kontrol Algoritmalarının Geliştirilmesi", Yüksek Lisans Tezi, ***İstanbul Teknik Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü***, İstanbul (2010).
- Bureau of Transportation Statistics. http://www.rita.dot.gov/bts/sites/rita.dot.gov.bts/files/publications/national_transportation_statistics/html/table_01_13.html (Erişim Tarihi: 08.06.2016).
- Cebe, M., "Polimer Esaslı Helikopter Rotor Palası İmalatı ve Mekanik Özelliklerinin Tespiti", Yüksek Lisans Tezi, ***İstanbul Teknik Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü***, İstanbul (2007).

KAYNAKLAR (DEVAM EDİYOR)

- Chan, C. C., “The State of the Art of Electric, Hybrid and Fuel Cell Vehicles”, ***Proceedings of the IEEE***, Vol. 95, No. 4, 704-718 (2007).
- Chan, C. C. ve Chen, K., “Electric, Hybrid, and Fuel-Cell Vehicles: Architectures and Modeling”, ***IEEE Transactions on Vehicular Technology***, 59 (2): 589-598 (2010).
- Chu, S. ve Majumdar, A., “Opportunities And Challenges For A Sustainable Energy Future”, ***Nature***, 488: 294-303 (2012).
- Contreras, A., Yiğit, S., Ozay, K., and Veziroglu, T. N., “Hydrogen as Aviation Fuel: A Comparison With Hydrocarbon Fuels”, ***International Journal of Hydrogen Energy***, 22 (10/11): 1053-1060 (1997).
- Cui, M., Drake, T., Kreuter, A., Kutil, G., Miller, B., Packard, C., Rahimpour, M. ve Soin G., “SOLSTICE: Standalone-electric Optimized Lifting System, Transitional Internal Combustion Engine, ***50th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition***, Nashville, Tennessee, (2012).
- Çamcı, Ö., “Yakıt Pilinin Motorlu Taşıtlarda Uygulanması”, Yüksek Lisans Tezi, ***Yıldız Teknik Üniversitesi***, İstanbul (2005).
- Çengel, Y. A. ve Ghajar, A. J., “Isı ve Kütle Transferi Esaslar ve Uygulamalar”, Tanyıldızı, V., Dağtekin, İ., ***Palme Yayıncılık***, Ankara (2015).
- Datta, A. ve Johnson, “Powerplant Design and Performance Analysis of a Manned All-Electric Helicopter”, ***Journal of Propulsion and Power***, 30 (2) (2014).
- Datta, A. ve Johnson, “Requirements for a Hydrogen Powered All-Electric Manned Helicopter”, ***12th AIAA Aviation Technology Integration and Operations (ATIO) Conference and 14th AIAA/ISSM***, Indianapolis, Indiana (2012).
- Deere, K. A., Viken, J. K., Viken, S. A., Carter, M. B., Cox, D., Wiese, M. R. ve Farr, N., “Computational Component Build-up for the X-57 Distributed Electric Propulsion Aircraft”, ***AIAA2018-1275 (American Institute of Aeronautics and Astronautics)***, Kissimmee, FL (2018).
- Deniz, O., “İçten Yanmalı Motorlar Ders Notu”, ***Yıldız Teknik Üniversitesi***, İstanbul (2008).
- Dinçer, İ., “Environmental Impacts of Energy”, ***Energy Policy***, 27: 845-854 (1999).
- Dinçer, İ., “Technical, Environmental and Exergetic Aspects of Hydrogen Energy Systems”, ***International Journal of Hydrogen Energy***, 27: 265-285 (2002).
- Dinçer, İ. ve Rosen, M. A., “Sustainability Aspects of Hydrogen and Fuel Cell Systems”, ***Energy for Sustainable Development***, 15: 137–146 (2011).

KAYNAKLAR (DEVAM EDİYOR)

- DLR. Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt (German Aerospace Center). http://www.dlr.de/dlr/en/desktopdefault.aspx/tabid-10081/151_read-19469/#/gallery/24480 (Erişim Tarihi: 23.05.2018).
- Donateo, T., Carla, A. ve Avanzini, G., “Fuel Consumption of Rotorcrafts and Potentiality for Hybrid Electric Power Systems”, *Energy Conversion and Management*, 164: 429–442 (2018).
- Donateo, T. ve Spedicato, L., “Fuel Economy of Hybrid Electric Flight”, *Applied Energy*, 206: 723–738 (2017).
- EASA OSD. “EASA Operational Suitability Data (OSD) Flight Crew Data R22”, *Robinson Helicopter Company* (11.12.2015).
- Ehsani, M., Gao, Y., Gay, S. E. ve Emadi, A., “Modern Electric, Hybrid Electric and Fuel Cell Vehicles”, *New York: CRC* (2005).
- Emadi, A., Lee, Y. J. ve Rajashekara, K., “Power Electronics Intensive Solutions for Advanced Electric, Hybrid Electric, and Fuel Cell Vehicular Power Systems”, *IEEE Transactions on Power Electronics*, 21 (3): 567-577 (2008 a).
- Emadi, A., Williamson, S. S., and Khaligh, A., “Power Electronics and Motor Drives in Electric, Hybrid Electric, and Plug-In Hybrid Electric Vehicles”, *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, 55 (6): 2237-2245 (2008 b).
- EMRAX. User’s Manual for Advanced Axial Flux Synchronous Motors and Generators, http://emrax.com/wp-content/uploads/2017/10/user_manual_for_emrax_motors.pdf (Erişim Tarihi: 03.09.2018).
- ENFICA-FC. Environmentally Friendly Inter City Aircraft Powered by Fuel Cells. <http://www.enfica-fc.polito.it/Documents/ENFICA-FC-Documents/> (Erişim Tarihi: 23.05.2018).
- ENVER. Enerji Verimliliği Derneği. <http://www.enver.org.tr/tr/icerik/ulasim/15> (Erişim Tarihi: 08.06.2016).
- Epstein, A. H., “Aeropropulsion for Commercial Aviation in the Twenty-First Century and Research Directions Needed”, *AIAA Journal*, 52 (5): 901-911 (2014).
- Erjavec, J., “Hybrid, Electric & Fuel-Cell Vehicle”, *Delmar Cengage Learning*, Second Edition, USA (2013).
- Ezgi, C., “Su Üstü Savaş Gemisinde NATO F-76 Dizel Yakıtlı Katı Oksitli Yakıt Pili Sistemi Tasarımı ve Analizi”, Doktora Tezi, *Ege Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü*, İzmir (2009).

KAYNAKLAR (DEVAM EDİYOR)

- FAA-H-8083-21A. United States Department of Transportation, Federal Aviation Administration, Flight Standards Service, Helicopter Flying Handbook, **FAA-H-8083-21A**, www.faa.gov, Oklahoma City (2012).
- FAA-H-8083-1B. United States Department of Transportation, Federal Aviation Administration, Flight Standards Service, Aircraft Weight and Balance Handbook, **FAA-H-8083-1B**, www.faa.gov, Oklahoma City (2016).
- Flugzeuginfo, http://www.flugzeuginfo.net/acdata_php/acdata (Erişim Tarihi: 08.02.2017).
- Friedrich, C., ve Robertson, P. A., “Design of a Hybrid-Electric Propulsion System for Light Aircraft”, **14th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations Conference**, Atlanta, GA (2014).
- Friedrich, C. ve Robertson P. A., “Hybrid-Electric Propulsion for Aircraft”, **Journal of Aircraft**, 52 (1): 176-189 (2015).
- Frosina, E., Caputo, C., Marinaro, G., Senatore, A., Pascarelle, C. ve Di Lorenzo, G., “Modelling of a Hybrid-Electric Light Aircraft”, **Energy Procedia**, 126 (2017): 1155-1162 (2017).
- Fusaro, R., “The Advantages of a Hybrid Piston Prop Aircraft”, **AVIATION**, 2016 Volume 20(2): 85–97 (2016).
- Fürrutter, M. K. ve Meyer, J., “Small Fuel Cell Powering an Unmanned Aerial Vehicle”, **IEEE AFRICON 2009**, Nairobi, Kenya, (2009).
- Gadalla, M. ve Zafar, S., “Analysis of a Hydrogen Fuel Cell-PV Power System for Small UAV”, **International Journal of Hydrogen Energy**, 41: 6422-6432 (2016).
- GAMA. General Aviation Manufacturers Association 2017 Annual Report - https://gama.aero/wp-content/uploads/GAMA_2017_AnnualReport_ForWeb_0518.pdf, (Erişim Tarihi: 29.05.2018)
- Gao, D., Jin, Z., Zhang, J., Li, J. ve Ouyang, M., “Development and Performance Analysis of a Hybrid Fuel Cell/Battery Bus with an Axle Integrated Electric Motor Drive System”, **International Journal of Hydrogen Energy**, 41: 1161-1169 (2016).
- Gaspari, F., Trainelli, L., Rolando, A. ve Perkon, I., “Modular Approach to Hybrid Electric Propulsion Architecture (MAHEPA)”, **D1.1: Concept of Modular Architecture for Hybrid Electric Propulsion of Aircraft**, Project Number: 723368, Ref. Ares (2017) 5981497 (2017).

KAYNAKLAR (DEVAM EDİYOR)

- Goedkoop, M.; Heijungs, R.; Huijbregts, M.; De Schryver, A.; Struijs, J.; Van Zelm, R., ReCiPe 2008: A life cycle impact assessment method which comprises harmonised category indicators at the midpoint and the endpoint level, 2013, <http://www.lcia-recipe.net> (Erişim Tarihi: 23.05.2018).
- Gong, A., Palmer, J. L., Brian, G., Harvey, J. R. ve Verstraete, D., “Performance of a Hybrid, Fuel-Cell-Based Power System During Simulated Small Unmanned Aircraft Missions”, *International Journal of Hydrogen Energy*, 41: 11418-11426 (2016).
- Gökçeli, İ. G., “Helikopter Dinamiğinin Modellenmesi, Simülasyonu ve Kontrolü, Yüksek Lisans Tezi, *Hacettepe Üniversitesi*, Ankara (2010).
- Granovskii, M., Dinçer, I. ve Rosen, M. A., “Economic and Environmental Comparison of Conventional, Hybrid, Electric and Hydrogen Fuel Cell Vehicles”, *Journal of Power Sources*, 159: 1186-1193 (2006).
- Guida, D. ve Minutillo, M., “Design Methodology For a PEM Fuel Cell Power System in a More Electrical Aircraft”, *Applied Energy*, 192: 446–456 (2017).
- Guzzella, L. ve Sciarretta, A., “Vehicle Propulsion Systems: Introduction to Modeling and Optimization”, *Springer*, 3rd ed. (2013).
- Harmon, F. G., Frank, A. A. ve Chattot, J. J., “Conceptual Design and Simulation of a Small Hybrid-Electric Unmanned Aerial Vehicle”, *Journal of Aircraft*, 43 (5) (2006).
- Hermetz, J., Ridel, M. ve Döll, C., “Distributed Electric Propulsion for Small Business Aircraft a Concept-Plane for Key-Technologies Investigations”, *ICAS 2016*, Daejeon, South Korea (2016).
- Himansu, A., Freeh, J. E., Steffen, C. J., Tornabene, R. T. ve Wang, X. Y. J., “Hybrid Solid Oxide Fuel Cell/Gas Turbine System Design for High Altitude Long Endurance Aerospace Missions”, *NASA/TM—2006-214328, FUELCELL2006–97095* (2006).
- HYPSTAIR. Hybrid Propulsion System and Aircraft. Development and validation of the hybrid propulsion system componenets and sub-systems for electrical aircraft. <http://www.hypstair.eu/> (Erişim Tarihi: 23.05.2018).
- ISO 14040. International Organization for Standardization. Environmental Management—Life Cycle Assessment—Principles and Framework; International Standard ISO 14040; ISO: Geneva, Switzerland (2006).

KAYNAKLAR (DEVAM EDİYOR)

- ISO 14044. International Organization for Standardization. Environmental Management—Life Cycle Assessment—Requirements and Guidelines; International Standard ISO 14044; ISO: Geneva, Switzerland (2006).İbaçoğlu, “Helikopter Ön Tasarım Otomasyonu”, Yüksek Lisans Tezi, **İstanbul Teknik Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü**, İstanbul (2007).
- Jaeger, M. ve Adair, D., “Conceptual Design of a High-Endurance Hybrid Electric Unmanned Aerial Vehicle”, **Science Direct, Materials Today: Proceedings**, 4:4458–4468 (2017).
- Jafri, N. H., ve Gupta S., “An Overview of Fuel Cells Application in Transportation”, **2016 IEEE Transportation Electrification Conference and Expo**, Asia-Pacific (ITEC), Busan, Korea (2016).
- Johnson, W., “Propulsion System Models for Rotorcraft Conceptual Design”, **Fifth Decennial AHS Aeromechanics Specialists Conference, San Francisco, CA**, January 22-24, 2014.
- Jurecka, R. ve Bencalik, K., “Airplanes with an Electric Motor”, **AVIATION**, 16 (3), 63–68 (2012).
- Kaddour, M., “Alternative Motors in Aviation”, **AVIATION**, 18(4): 174–177 (2014).
- Kellogg, J. C., Monforton, L., White, D. ve Vick, M., “Fuel Cells for Micro Air Vehicles”, **Joint Service Power Expo**, Tampa, Florida, (2005).
- Khaligh, A. ve Zhihao, L., “Battery, Ultracapacitor, Fuel Cell, and Hybrid Energy Storage Systems for Electric, Hybrid Electric, Fuel Cell, and Plug-In Hybrid Electric Vehicles: State of the Art”, **IEEE Transactions on Vehicular Technology**, 59 (6): 2806-2814 (2010).
- Kıncay, O., Ağustos, H. ve Akbulut, U., “Producing Hydrogen From Natural Gas by Thermal Methods”, **Journal of Engineering and Natural Sciences, Mühendislik ve Fen Bilimleri Dergisi**, Vol./Cilt 26, Issue/Sayı 1 (2008).
- Kim, T. ve Kwon, S., “Design and Development of a Fuel Cell-Powered -Small Unmanned Aircraft”, **International Journal of Hydrogen Energy**, 37: 615-622 (2012).
- Kocagül, M., “Hibrid Taşıtlarda Seyir Çevrimine Göre Yakıt Tüketimi ve Emisyonların Optimizasyonu”, Yüksek Lisans Tezi, **İstanbul Teknik Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü**, İstanbul (2009).
- Kohout, L. L. ve Schmitz, P. C., “Fuel Cell Propulsion Systems For An All-Electric Personal Air Vehicle”, AIAA/ICAS International Air and Space Symposium and Exposition: The Next 100 Y, Dayton, Ohio (2003).

KAYNAKLAR (DEVAM EDİYOR)

- Koster, J., Humbargar, C., Serani, E., Velazco, A. ve Hillery, D., “Hybrid Electric Integrated Optimized System (HELIOS) Design of a Hybrid Propulsion System for Aircraft”, **49th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition**, Orlando, Florida, AIAA 2011-1011 (2011).
- Krawczyk, J. M., Mazur, A. M., Sasin, T. ve Stokłosa, A. W., “Fuel Cells as Alternative Power for Unmanned Aircraft Systems – Current Situation And Development Trends”, **Transactions of the Institute of Aviation**, ISSN 2300-5408, No. 4 (237), 49-62, Warsaw (2014).
- Kuzubaşoğlu, M., “İTÜ-HTH Tork Tüp Tasarımı ve Testleri”, Yüksek Lisans Tezi, **İstanbul Teknik Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü**, İstanbul (2012).
- Lapeña-Rey, N., Mosquera, J., Bataller, E. ve Ortí, F., “First Fuel-Cell Manned Aircraft”, **Journal of Aircraft**, 47 (6) (2010).
- Leishman, J. G., Principles of Helicopter Aerodynamics, **Cambridge University Press**, Second Edition, (2006).
- Lin, C. C., Peng, H., and Grizzle, J. W., “Power Management Strategy for a Parallel Hybrid Electric Truck”, **Proceedings of the 2002 Mediterranean Control Conference**, Lisbon, Portugal, (2002).
- Midilli, A. ve Dinçer, I., “Development of Some Exergetic Parameters for PEM Fuel Cells for Measuring Environmental Impact and Sustainability”, **International Journal of Hydrogen Energy**, 34: 3858–3872 (2009).
- Mierlo, J. V, Maggetto, G. ve Lataire, Ph., “Which Energy Source for Road transport in the Future? A Comparison of battery, Hybrid and Fuel Cell Vehicles, **Energy Conversion and Management**, 47: 2748–2760 (2006).
- Milliner, J. ve Roberts, R., “Analysis of Solid Oxide Fuel Cell-Gas-Turbine Hybrid System Technology for use in Aircraft”, **The Journal of Undergraduate Research, Scholarship and Creativity at Wright State**, 1 (1), Summer Undergraduate Research, Scholarship and Creative Activities (2012).
- Moffitt, B. A., Bradley, T. H., Mavris D. ve Parekh, D. E., “Design Space Exploration of Small-Scale PEM Fuel Cell Long Endurance Aircraft”, **American Institute of Aeronautics and Astronautics, 6th AIAA Aviation Technology, Integration and Operations Conference (ATIO)**, Wichita, Kansas (2006).
- Motapon, S. N., Dessaint, L. A., and Al-Haddad, K., “A Comparative Study of Energy Management Schemes for a Fuel-Cell Hybrid Emergency Power System of More-Electric Aircraft”, **IEEE Transactions on Industrial Electronics**, 61 (3): 1320-1334 (2014).

KAYNAKLAR (DEVAM EDİYOR)

- Nam, T., Soban, D. S., ve Mavris, D. N., “A Generalized Aircraft Sizing Method and Application to Electric Aircraft”, **3rd International Energy Conversion Engineering Conference**, AIAA-2005-5574, San Francisco, CA, (2005).
- Ning, G., Haran, B. ve Popov, B. N., “Capacity Fade Study of Lithium-Ion Batteries Cycled at High Discharge Rates”, **Journal Power Sources**, 117: 160–169 (2003).
- Nishizawa, A., Kallo, J., Garrot, O. ve Ungethüm, J. W., “Fuel cell and Li-ion Battery Direct Hybridization System for Aircraft Applications”, **Journal of Power Sources**, 222: 294-300 (2013).
- Ofoma, U. C. ve Wu, C. C., “Design of a Fuel Cell Powered UAV for Environmental Research”, **AIAA 3rd "Unmanned Unlimited" Technical Conference, Workshop and Exhibit**, AIAA-2004-6384, Chicago, Illinois (2004).
- O 320. Operator’s Manual Lycoming O 320 Series, 3rd Edition, <https://www.lycoming.com/sites/default/files/O-320%20Operator%20Manual%2060297-30.pdf> (2006) (Erişim Tarihi: 20.06.2018).
- Özkan, Z., “Pistonlu Uçak Bakım Bremzesinde Motor Karakteristiklerinin Tayini”, Yüksek Lisans Tezi, **Erciyes Üniversitesi**, Kayseri (2007).
- Penner, J. E., Lister, D. H., Griggs, D. J., Dokken, D. J. ve McFarland, M., “Aviation And The Global Atmosphere”, **A Special Report of IPCC (Intergovernmental Panel on Climate Change) Working Groups I and III** (1999).
- Perullo, C. ve Mavris, D., “A Review of Hybrid-Electric Energy Management and Its Inclusion in Vehicle Sizing, **Aircraft Engineering and Aerospace Technology: An International Journal**, 86 (6): 550-557 (2014).
- Pipistrel. Alpha Electro. <https://www.pipistrel.si/plane/alpha-electro/overview>, (Erişim Tarihi: 23.05.2018)
- Pratt, J. W., Klebanoff, L. E., Munoz-Ramos, K., Akhil, A. A., Curgus, D. B. ve Schenkman, B. L., “Proton Exchange Membrane Fuel Cells for Electrical Power Generation On-Board Commercial Airplanes”, **SANDIA REPORT**, SAND2011-3119, Sandia National Laboratories Albuquerque, New Mexico ve Livermore, California (2011).
- RESU. Resu Installation Manual for RESU10H (Type-R), LG Chem, Version 1.3, https://krannich.com.au/wp-content/uploads/2016/09/Installation-Manual_RESU10H_Solaredge_VER1.3-English-1.pdf (Erişim Tarihi: 22.06.2018)
- Rindlisbacher, T., “Guidance on the Determination of Helicopter Emissions”, Federal Office of Civil Aviation FOCA, Division Aviation Policy and Strategy, Reference: 0 / 3/33/33-05-020, Edition 1, 26 p (2009).

KAYNAKLAR (DEVAM EDİYOR)

- Romeo, G., Borello, F., Correa, G. ve Cestino, E., “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: 469 – 479 (2013).
- Robinson. Robinson Helicopter Company, <https://robinsonheli.com> (Erişim Tarihi: 20.06.2018).
- Russell, C. R., Young, L. A., Yamauchi, G. K., Johnson, W., Boyd, D. D., Gorton, S. A., Snyder, C. A. ve Kohlman, L. W., “Greener Helicopters”, *Encyclopedia of Aerospace Engineering, John Wiley & Sons, Ltd.* (2010).
- Sanderson, J., “A&P Technican Airframe Textbook”, <https://tr.scribd.com/document/360602457/jeppesen-A-P-Technician-Airframe-Textbook> (2003).
- Savoye, F., Venet, P., Millet, M. ve Groot, J., “Impact of Periodic Current Pulses on Li-Ion Battery Performance”, *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, 59, 9 (2012).
- Semiz, L., “İnsansız Hava Araçları İçin PEM Tipi Yakıt Pili Üretilmesi ve Test Edilmesi”, Yüksek Lisans Tezi, *TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi*, Ankara (2012).
- SimaPro Database Manual. SimaPro Database Manual Methods Library, California, USA (2018)
- Sinsay, J. D., Alonso, J. J., Kontinos, D. A., Melton, J. E. ve Grabbe, S., “Air Vehicle Design and Technology Considerations for an Electric VTOL Metro-Regional Public Transportation System”, *AIAA-American Institute of Aeronautics and Astronautics*, Paper No. 2012-5404, (2012).
- Sliwinski, J., Gardi, A., Marino, M. ve Sabatini R., “Hybrid-Electric Propulsion Integration in Unmanned Aircraft”, *Energy*, 140, 1407-1416 (2017).
- Snyder, C. A., “Exploring Propulsion System Requirements for More and All-Electric Helicopters”, *The 22nd International Symposium on Air Breathing Engines*, NASA (2015).
- Snyder, C. A., “Personal Rotorcraft Design and Performance with Electric Hybridization”, *AHS 73rd Annual Forum*, Fort Worth, Texas, USA (2017).
- Rindlisbacher, T., “Guidance on the Determination of Helicopter Emissions”, Federal Office of Civil Aviation FOCA, Division Aviation Policy and Strategy, Reference: 0 / 3/33/33-05-020, Edition 1, 26 p (2009).

KAYNAKLAR (DEVAM EDİYOR)

- Sulaiman, N., Hannan, M. A., Mohamed, A., Majlan, E. H. ve WanDaud, W., R., “A Review on Energy Management System for Fuel Cell Hybrid Electric Vehicle: Issues and Challenges”, *Renewable and Sustainable Energy Reviews*, 52: 802–814 (2015).
- Şahin, K., “Uçaklar ve Helikopterler”, *İnkılap Kitapevi Yayın Sanayi ve Tic. A.Ş.*, 1999 s.
- T.C. Çevre ve Şehircilik Bakanlığı Çevre Yönetimi Genel Müdürlüğü, Yer Seviyesi Ozon Kirliliği Bilgi Notu, http://webdosya.csb.gov.tr/db/cygm/editordosya/Ozon_kirlili%C3%84%C5%B8i_bilgi_notu.pdf, (Erişim Tarihi: 29.12.2017).
- Thounthong, P. ve Rael, S., “The Benefits of Hybridization”, *IEEE Ind. Electron Mag.*, Vol. 3, No. 3, 25–37 (2009).
- Tornabene, R., Wang, X., Steffen, C.J. Jr. and Freeh, J. E., “Development of Parametric Mass and Volume Models for an Aerospace SOFC/Gas Turbine Hybrid System”, *NASA/TM-2005-213819, Glenn Research Center, Cleveland, Ohio*, GT2005-68334 (2005).
- Tudorache, T. ve Morega, A., “Optimum Design of Wind/PV/Diesel/Batteries Hybrid Systems”, *2nd International Conference On Modern Power Systems MPS 2008*, Cluj-Napoca, Romania (2008).
- Uzundağ, U., “Hafif, Ticari Bir Helikopterin Güç İletim Sisteminin Burulma Titreşimlerinin İncelenmesi”, Yüksek Lisans Tezi, *İstanbul Teknik Üniversitesi*, İstanbul (2008).
- Verstraete D., Lehmkuehler, K., Gong, A., Harvey, J. R., Brian, G. ve Palmer, J. L., “Characterisation of a Hybrid, fuel-cell-based Propulsion System for Small Unmanned Aircraft”, *Journal of Power Sources*, 250: 204-211 (2014).
- Williamson, S., Khaligh, A., Oh, S. ve Emadi, A., “Impact of Energy Storage Device Selection on the Overall Drive Train Efficiency and Performance of Heavy-Duty Hybrid Vehicles”, *IEEE Vehicle Power Propulsion Conference*, 381–390 (2005).
- Yıldırım, E., “Helikopter Motorunun Ekserjetik Analizi ve Sürdürülebilirlik Değerlendirmesi”, Yüksek Lisans Tezi, *Eskişehir Osmangazi Üniversitesi*, Eskişehir (2014).
- Zhang, Y., Jiang, Z. ve Yu, X., “Control Strategies for Battery/Supercapacitor Hybrid Energy Storage Systems”, *IEEE Energy 2030 Conference*, 1–6 (2008).
- Zhang, Y., Jiuchun, J., Yang, G., Zhang, W., Liu, Q. ve Xiaosong, H., “Charging Optimization in Lithium-Ion Batteries Based on Temperature Rise and Charge Time”, *Applied Energy*, 194 (569–577) (2017).

KAYNAKLAR (DEVAM EDİYOR)

Zhu, Z. Q. ve Howe D., “Electrical Machines and Drives for Electric, Hybrid, and Fuel Cell Vehicles”, Proceedings of the IEEE, 95 (4): 746-765 (2007).



ÖZGEÇMİŞ



Kişisel Bilgiler

Adı Soyadı : Elif KORUYUCU
Doğum Yeri ve Tarihi : Eskişehir 01.08.1975

Eğitim Durumu

Lisans Öğrenimi : Eskişehir Osmangazi Üniversitesi Mühendislik Mimarlık Fakültesi Makine Mühendisliği – Temmuz 1997
Lisans Öğrenimi : Anadolu Üniversitesi İşletme Fakültesi İşletme Bölümü – Mayıs 2011
Yüksek Lisans Öğrenimi : Eskişehir Osmangazi Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Makine Mühendisliği Anabilim Dalı Enerji-Termodinamik Bilim Dalı – Aralık 2014
Bildiği Yabancı Diller : İngilizce

İş Deneyimi

Çalıştığı Kurumlar : 1997-2002 Korel Elektronik San. Tic. A.Ş.
2005-2010 Türk Telekom Eskişehir İl Müdürlüğü
2010 -..... Anadolu Üniversitesi

İletişim

E-Posta Adresi : e.yildirim@anadolu.edu.tr

Akademik Çalışmaları

- Yıldırım, E., Yamik, H. and Karakoc, T. H., “Hybrid Electric Powered System for the Robinson R22 Helicopter”, *International Symposium on Electric Aviation and Autonomous Systems 2018 (ISEAS-2018)*, Kiev-Ukrayna (10-11 Ekim 2018), Sözlü Sunum.
- Yıldırım, E., Yamik, H. and Karakoc, T. H., “Hybrid Power System For Light Utility Helicopter”, *International Symposium on Sustainable Aviation 2018 (ISSA 2018)*, Roma, İtalya (09-11 Temmuz 2018), Özet Bildiri.
- Yıldırım, E., Yamik, H. and Karakoc, T. H., “Usage of Hybrid Electric and Fuel Cell Electric Propulsion Systems in Air Vehicles”, *7th Global Conference on Global Warming (GCGW 2018)*, İzmir-Türkiye (24-28 Haziran 2018), Poster Sunum.
- Yıldırım, E., Altuntas, O., Mahir, N. and Karakoc, T. H., “Energy, Exergy Analysis and Sustainability Assessment of Different Engine Power for Helicopter Engines”, *International Journal of Green Energy*, 14, 13: 1093-1099 (2017), Uluslararası Makale.
- Yıldırım, E., Altuntas, O., Karakoc, T. H. and Mahir, N., “Sustainability Assessment in Piston-Prop Helicopter Engine”, *Sustainable Aviation: Energy and Environmental Issues*, Springer, 115-123 (2016), Kitap Bölümü.
- Yıldırım, E., Altuntas, O., Karakoc, T. H. and Mahir, N., “Energy, Exergy Analysis and Sustainability Assessment of Piston-prop Helicopter Engines”, *International Symposium on Sustainable Aviation 2015 (ISSA 2015)*, İstanbul-Türkiye (31.05-03.06.2015), Özet Bildiri.
- Yıldırım, E., Altuntas, O., Karakoc, T. H. and Mahir, N., “Energy and Exergy Analysis of Piston-prop Helicopters”, *The 8th International Green Energy Conference (IGEC-VIII)*, (16-19.06.2013), Tam Metin Bildiri.
- Karakoc, T. H., Turan, O., Binyıldız, E. ve Yıldırım, E., “TY Isı Yalıtımı”, *ODE*, İstanbul (2011)

Tarih: 27/12/2018