

**T.C.
ONDOKUZ MAYIS ÜNİVERSİTESİ
LİSANSÜSTÜ EĞİTİM ENSTİTÜSÜ
ELEKTRİK ELEKTRONİK MÜHENDİSLİĞİ ANA BİLİM DALI**



**DİKEY İNİŞ KALKIŞ ARAÇLAR İÇİN MELEZ GÜÇ
SİSTEMİ: ANALİZ, UYGULAMA VE KAVRAMSAL
TASARIM**

Doktora Tezi

Eiad Abdulqader Mohammed SAIF

Danışman

Dr. Öğretim Üyesi İlyas EMİNOĞLU

SAMSUN
2023

TEZ KABUL VE ONAYI

Eiad Abdulqader Mohammed SAIF tarafından, Dr. Öğretim Üyesi İlyas EMİNOĞLU danışmanlığında hazırlanan “DİKEY İNİŞ KALKIŞ ARAÇLAR İÇİN MELEZ GÜÇ SİSTEMİ: ANALİZ, UYGULAMA VE KAVRAMSAL TASARIM” başlıklı bu çalışma, jürimiz tarafından 22.8.2023 tarihinde yapılan sınav sonucunda oy birliği ile başarılı bulunarak Doktora Tezi olarak kabul edilmiştir.

Unvanı Adı Soyadı Üniversitesi Ana Bilim/Ana Sanat Dalı	Sonuç
Başkan Prof. Dr. İsmail HAKKI ALTAŞ Karadeniz Teknik Üniversitesi, Elektronik Mühendisliği	☒ Kabul ☐ Ret
Üye (Danışman) Dr. Öğr. Üyesi İlyas EMİNOĞLU Ondokuz Mayıs Üniversitesi, Elektrik-Elektronik Mühendisliği	☒ Kabul ☐ Ret
Üye Prof. Dr. Mustafa AKTAŞ Ondokuz Mayıs Üniversitesi, Elektrik-Elektronik Mühendisliği	☒ Kabul ☐ Ret
Üye Prof. Dr. Kemal YILDIZLI Ondokuz Mayıs Üniversitesi, Makine Mühendisliği	☒ Kabul ☐ Ret
Üye Prof. Dr. Hüseyin METİN ERTUNÇ Kocaeli Üniversitesi, Mekatronik Mühendisliği	☒ Kabul ☐ Ret

Bu tez, Enstitü Yönetim Kurulunca belirlenen ve yukarıda adları yazılı jüri üyeleri tarafından uygun görülmüştür.

Prof. Dr. Ahmet TABAK
Enstitü Müdürü

BİLİMSEL ETİĞE UYGUNLUK BEYANI

Hazırladığım Doktora tezinin bütün aşamalarında bilimsel etiğe ve akademik kurallara riayet ettiğimi, çalışmada doğrudan veya dolaylı olarak kullandığım her alıntıya kaynak gösterdiğimi ve yararlandığım eserlerin Kaynaklar'da gösterilenlerden oluştuğunu, her unsurun enstitü yazım kılavuzuna uygun yazıldığını ve TÜBİTAK Araştırma ve Yayın Etiği Kurulu Yönetmeliği'nin 3. bölüm 9. maddesinde belirtilen durumlara aykırı davranılmadığını taahhüt ve beyan ederim.

Etik Kurul Gerekli mi ?

Evet ☐ (Gerekli ise ekler kısmına ekleyiniz)

Hayır ☒

22/08/2023

Eiad Abdulqader Mohammed SAIF

TEZ ÇALIŞMASI ÖZGÜNLÜK RAPORU BEYANI

Tez Başlığı : DİKEY İNİŞ KALKIŞ ARAÇLAR İÇİN MELEZ GÜÇ SİSTEMİ:
ANALİZ, UYGULAMA VE KAVRAMSAL TASARIM

Yukarıda başlığı belirtilen tez çalışması için şahsım tarafından 13.06.2023 tarihinde intihal tespit programından alınmış olan özgünlük raporu sonucunda;

Benzerlik oranı : % 3

Tek kaynak oranı : % 1 çıkmıştır.

13/06/2023

Dr. Öğr. Üyesi İlyas EMİNOĞLU

ÖZET

DIKEY İNİŞ KALKIŞ ARAÇLAR İÇİN MELEZ GÜÇ SİSTEMİ: ANALİZ, UYGULAMA VE KAVRAMSAL TASARIM

Eiad Abdulqader Mohammed SAIF

Ondokuz Mayıs Üniversitesi

Lisansüstü Eğitim Enstitüsü

Elektrik-Elektronik Mühendisliği Ana Bilim Dalı

Doktora, Ağustos/2023

Danışman: Dr. Öğr. Üyesi İlyas EMİNOĞLU

Melez Elektrikli İtke (HEP), İnsansız Hava Aracı (İHA) ve Kentsel Hava Hareketliliği (KHH) teknolojileri gelecek için umut vericidir. Teknolojideki mevcut gelişmelere ayak uyduran bu tez, İHA görevlerinde ve Dikey İniş ve Kalkış (DİK) araçları KHH hizmetlerinde kullanılabilecek Melez Güç Sistemi gerçekleştirmenin teknik fizibilitesini araştırmayı, tasarlamayı ve doğrulamayı hedeflenmiştir. Öncelikle, çok rotorlu İHA sisteminin (dört-rotorlu) matematiksel modellemesi türetilmiş, yunuslama, yalpalama hareketleri simüle edilmiştir. Ticari bir otomatik pilot donanımsal olarak çevrimiçi modunda çalıştırılıp sanal dört-rotorlu uçurulmuştur. Bundan sonra, melez güç sistemli çok rotorlu İHA sistemleri, ticari melez güç paketleri, İHA'larda kullanılan ticari motorlar, farklı DİK araçlarına ait teknik veriler sistematik kaynak taraması (SLR) yöntemi ile toplanmış, yorumlanmış ve sunulmuştur. Deneysel kısım da, tasarlanan melez güç paketi, iki zamanlı İçten Yanmalı Motor (İYM) ve Elektrik Jeneratöründen oluşmaktadır. İYM'un yakıt keleşbeği %50 açık iken, 1.5 kW elektriksel güç üretebildiği deneysel olarak gösterilmiştir. Daha sonra, tezin ana odak noktası olan uçan arabalarda kullanılan bir dizi Hava Soluyan Motor, Elektrik Motoru, Elektrik Jeneratörü ve Elektrikli İtke Üniteleri için teknik veriler toplanmış, sınıflandırılmış ve sunulmuştur. Özellikle çok-rotorlu İHA sistemleri ile insan taşıyabilen uçan arabalar arasında bazı teknik parametrelerin çok benzer olduğu gösterilmiştir. Kavramsal olarak, hava taksi, hava ambulansı ve ağır yük kargo taşıyan hava araçlarına güç verebilmek için ticari kullanıma hazır (COTS) ürünler kullanarak, aynı güce sahip (450 kW) 3 farklı Melez Güç Paketi önerilmiş, tasarlanmış ve değerlendirilmiştir. Bu üç mimari, yakıt tüketimi, güç paketinin toplam ağırlığı, güç/ağırlık oranları (P/W oranı), en fazla kalkış ağırlığı (MTOW), bir saat havada kaldıklarında tükettikleri ortalama yakıt ve boş gövde ağırlığı seçildiğinde toplam havada kalma süreleri karşılaştırmalı olarak hesaplanıp, verilmiştir. Bunun ötesinde, uçan arabaların yaygın olarak kullanılabilmesi, üretim ve işletme maliyetlerinin karşılanabilir olması için güç paketinde kullanılacak İYM güç/ağırlık oranının hangi seviyede olması gerektiği konusunda, kavramsal tasarıma ve eldeki ticari mevcut verilere bakılarak güçlü bir öngörude bulunulmuştur. Bu çalışmanın teknik sonuçlar ve öngörüler, DİK KHH araçlarının ticari tasarımında yatırım olanaklarının önünü açacak ve akademi ile endüstriye anlamlı bir katkı sağlayacaktır.

Anahtar Sözcükler: Sistematik Literatür İncelemesi, Çok Rotorlu İHA, DİK , KHH, Kavramsal Yöntem, Hibrit Güç Sistemi.

ABSTRACT

HYBRID POWER SYSTEM FOR VERTICAL TAKE-OFF AND LANDING VEHICLES: ANALYSIS, APPLICATION AND CONCEPTUAL DESIGN

Eiad Abdulqader Mohammed SAIF
Ondokuz Mayıs University
Institute of Graduate Studies
Department of Electrical and Electronics Engineering
Ph.D., August/2023
Supervisor: Assist. Prof. Dr. İlyas EMİNOĞLU

Due to the low specific energy of batteries, electric VTOL (Vertical Take-Off and Landing) (battery-powered), has constraints on endurance and payload. Hybrid Electric Propulsion (HEP), Unmanned Aerial Vehicle (UAV), and Urban Air Mobility (UAM) technologies are promising for the future. Keeping pace with the current advancements in technology, this thesis aims to investigate, design, and validate the technical feasibility of realizing hybrid-powered Vertical Take-off and Landing (VTOL) vehicles in UAVs' missions and UAM services. Firstly, the mathematical modeling of a multi-rotor UAV system (four-rotor) is derived and pitch and yaw motions are simulated. A commercial autopilot was hardware-operated in online mode and a virtual quad-rotor was flown. After that, technical data for hybrid-powered multi-rotor UAV systems, commercial hybrid powertrains, commercial engines that are used in UAVs, different VTOL vehicles, and a range of air-breathing engines; types of Electric Motors, Electric Generators, and Electric Propulsion Units have been collected, interpreted, and presented using the systematic literature review (SLR) method. In the experimental part, the designed hybrid power pack consists of a two-stroke Internal Combustion Engine (ICE) and an Electric Generator. It was experimentally demonstrated that the ICE can generate 1.5 kW of electrical power with a fuel throttle of 50%. Next, technical data is collected, classified, and presented for a range of Air Breathing Engines, Electric Motors, Electric Generators, and Electric Propulsion Units used in flying cars, which is the main focus of the thesis. In particular, it is shown that some technical parameters are very similar between multi-rotor UAV systems and human-carrying flying cars. Conceptually, three different hybrid powertrains with the same power (450 kW) have been proposed, designed, and evaluated using commercial off-the-shelf (COTS) products to power air taxis, air ambulances, and heavy cargo aircraft. Fuel consumption, total weight of the powertrain, power-to-weight ratio (P/W ratio), maximum take-off weight (MTOW), average fuel consumption during one hour of hovering, and total hover time when empty airframe weight is selected are comparatively calculated and presented for three architectures. Furthermore, a strong prediction has been made based on the conceptual design and available commercial data on the level of ICE power-to-weight ratio to be used in the hybrid powertrain for flying cars to be widely used and for production and operating costs to be affordable. The technical results and predictions of this study will open up the way for investment opportunities in the commercial design of VTOL UAM vehicles and make a meaningful contribution to academia and industry.

Keywords: Systematic Literature Review, Multi-rotor UAV, VTOL, UAM, Conceptual Approach, Hybrid Powertrain.

ÖN SÖZ VE TEŞEKKÜR

Tüm övgüler, doktora tezi için bu çalışmayı yapmamı sağlayan 'Yüce' Allah'a aittir ve O'nun lütfu olmadan derecemi başarıyla tamamlayamazdım.

Yıllarca beni destekleyen ve bekleyen değerli annem, babam, kardeşlerime, sevgili eşime ve çoğu zaman yalnız bıraktığım çocuklarıma sonsuz teşekkür ediyorum.

Doktora çalışmalarım sırasında, yardımlarını, zamanını ve hoşgörüsünü hiçbir zaman eksik etmeyen, çalışmalarımın her aşamasında değerli önerileri ve bilgileri ile beni yönlendiren tez danışmanım Sayın Dr. Öğr. Üyesi İlyas EMİNOĞLU'na teşekkürlerimi sunarım.

Çok değerli önerileri ile çalışmalarına yön veren tez izleme komitemdeki değerli hocalarım Prof. Dr. Mustafa AKTAŞ ve Prof. Dr. Kemal YILDIZLI'na katkılarından dolayı şükranlarımı sunarım.

Çalışmamda yardımlarını esirgemeyen Bekir ALTIN, Arş.Gör. Mehmet Serdar Çelik, ve Burcu KESKİN'e teşekkür ederim.

OMÜ-BAP, YTB, ve Yemen Yüksek Öğrenim ve Bilimsel Araştırma Bakanlığı'na teşekkür ediyorum.

Eiad Abdulqader Mohammed SAIF

İÇİNDEKİLER

TEZ KABUL VE ONAYI	i
BİLİMSEL ETİĞE UYGUNLUK BEYANI	ii
TEZ ÇALIŞMASI ÖZGÜNLÜK RAPORU BEYANI	ii
ÖZET	iii
ABSTRACT	iv
ÖNSÖZ VE TEŞEKKÜR	v
İÇİNDEKİLER	vi
SİMGELER VE KISALTMALAR	vii
ŞEKİLLER DİZİNİ	viii
TABLolar DİZİNİ	ix
1. GİRİŞ	1
1.1. Genel Bilgiler.....	1
1.1.1. İnsansız Hava Araçları (İHA'lar)	1
1.1.2. DİK Kentsel Hava Hareketliliği (KHH) Araçları	2
1.1.3. İHA/KHH DİK Araçlarının Sınıflandırılması.....	3
1.2. Motivasyonlar ve Amaçlar.....	10
1.3. Tez Organizasyonu	13
2. SİSTEMATİK LİTERATÜR TARAMASI.....	15
2.1. Çok Rotorlu İHA'larda HPS'lerin Bilimsel Araştırma Perspektifinden Sistematik Literatür Taraması.....	15
2.1.1. Araştırma Metodolojisi	15
2.1.1. Ana Bulgular ve Tartışma	21
2.2. İHA için Güç Kaynakları	25
2.2.1. Güneş Enerjili İHA'lar	25
2.2.2. Bir Yer İstasyonundan Güç Alan İHA'lar	26
2.2.3. Kablosuz Güçle Çalışan İHA'lar	28
2.2.4. Kablo lu Güç ile Çalışan İHA'lar	29
2.2.5. Yakıt Pili ile Çalışan İHA'lar	30
2.3. Sanayi Sektörü Perspektifinden Çok Rotorlu İHA'larda HPS'ler	32
2.3.1. İHA için Hibrit Güç Sistemi Jeneratörleri	32
2.3.2. Hibrit Güçle Çalışan Çok Rotorlu İHA.....	35
2.4. Metodoloji ve Gelecekteki Zorluklar.....	38
2.5. DİK Kentsel Hava Hareketliliği (KHH) Araçları Üzerine Kapsamlı Analiz.....	42
2.5.1. KHH Araçlarının Teknik karşılaştırması	44
2.5.2. Farklı DİK Konfigürasyonları.....	47
2.5.3. KHH DİK Araçları için Aktarma Organı Mimarilerinin Analizi.....	48
2.5.4. Ticari Tahrikli Motorlar / Elektrik Motorları / Elektrik Jeneratörleri.....	49
3. MATERYAL VE METOT	61
3.1. İHA Modelleme ve HİL Simülasyonu	61
3.1.1. Quadcopter Dinamik Modelleme	61
3.1.2. Döngü İçinde Donanım Simülasyonu (HILS).....	64
3.1.3. Quadrotor Dinamiği	66
3.1.4. Performans Değerlendirme ve Doğrulama Araçları	70
3.1.5. HILS'nin Uygulanması.....	71
3.1.6. Test Platformun Tasarımı.....	72
3.1.7. Tutum Kontrol Tasarımı	72
3.1.8. Quadcopter Dinamik Simülasyonu	73
3.2. BLDC Motorun Modellenmesi ve Kontrolü (Fırçasız DC Motor)	74
3.3. Hibrit Güç Sistemi Seçimi ve Entegrasyonu.....	77
3.3.1. Hibrit Sistem Konfigürasyonu	77
3.3.2. İHA ve Hibrit Sistem	78
3.3.3. KHH Kavramsal Tasarım Metodolojisi: İlk Tasarım Gereksinimleri.....	78
3.4. Uçuş Yolu ve Güç Gereksinimler	88

3.4.1. Havada Asılı Kalma Sırasında Gereken Güç	92
3.4.2. Tırmanış Esnasında Gereken Güç	93
3.4.3. İleri Uçuş (seyir) için Güç Gereksinimleri	94
3.4.4. Alçalan Uçuşta Gereken Güç	94
3.4.5. Dikey İniş Uçuşunda Gerekli Güç	94
3.5. Kavramsal Hibrit Güç Aktarma Organlarının Tasarımları ve Gelecek Beklentileri ...	94
3.6. Hibrit Güç Sistemleri Bileşenleri	97
3.6.1. İki Zamanlı Buji Ateşlemeli İçten Yanmalı Motor (ICE)	97
3.6.2. Elektrik Jeneratörü (EG)	98
3.6.3. DC-DC Dönüştürücü	99
3.6.4. Batarya Paketi Sistemi	101
3.6.5. Elektronik Hız Kontrol Cihazı (ESC)	102
3.6.6. Elektrik Motorları (EM'ler)	103
3.6.7. Pervaneler	104
3.6.8. EM/ Pervaneler	104
3.6.9. ICE Elektronik Gaz Kelebeği Kontrolü	105
3.6.10. Akım ve Gerilim Transdüserleri	105
4. SONUÇLAR VE TARTIŞMA	108
4.1. İrtifa Kontrol Sistemi Sonuçları (Simülasyon Sonuçları)	108
4.2. Gerçek Zamanlı HIL Test Sonuçları	110
4.3. BLDC Motor Hız Kontrol Sistemi Sonuçları	112
4.4. Hibrit Güç Sistemi Deney Düzenegi	113
4.4.1. Tamamen Elektrikli Güç Sistemi	113
4.4.2. Acil Durum Güç Kaynağı	114
4.4.3. Hibrit Elektrik Güç Sistemi	114
4.5. Deneysel Çalışmaları	115
4.5.1. BLDC Motorların Jeneratör Olarak Kullanımı	116
4.5.2. Ayarlanabilir Güç Yüğü	117
4.5.3. Tam Dalga Doğrultucu	118
4.5.4. İkiz Doğrultma Devresi	119
4.5.5. Mekanik Kaplin	120
4.5.6. Birinci Çalışma	121
4.5.7. İkinci Çalışma	121
4.5.8. Üçüncü Çalışma	122
4.5.9. Dördüncü Çalışma	123
4.6. Test Platformu Tasarımı Ve Uygulaması	125
4.6.1. Quadcopter İrtifa Kontrol Test Platformu	125
4.6.2. Hibrit güç sistemi test platformu	125
4.6.3. Güç/İtke Test Platformu	126
4.7. Sistematik Analiz Sonuçları (İHA/İHA/Motor/EMs/EGs Sonuçları)	128
4.7.1. Güç - MTOW Oranı	128
4.7.2. Ağırlık İlişkileri (Payload/Empty/MTOW)	128
4.7.3. Spesifik Güç (P/W)	129
4.7.4. Ağırlık Dağılımları	133
4.8. Kavramsal Hibrit Güç Aktarma Organları Tasarımlarının Ön Sonuçları	134
4.9. Geleceğin DİK 'leri için Olası Güç Santrali Özellikleri	136
4.10. Hibrit Güç Sistemi (HPS) Deneysel Sonuçları	139
4.10.1. BLDC Motor Yüksüz Akım	139
4.10.2. BLDC Motor İç Direnci	139
4.10.3. BLDC Motor Kv	139
4.10.4. EG: Frekans ve Genlik	140
4.10.5. EG: Akım, Yüğü ve RPM	141
4.10.6. EG: güç, yüğü ve RPM	141
4.10.7. EG: Güç Verimliliği	142
4.11. Gerçek Zamanlı Deneysel Sonuçlar (ICE ve EG ile HPS)	143

4.11.1. HPS: Akım/Voltaj, Yük ve RPM.....	143
4.11.2. HPS: Gç, Yük ve RPM	144
4.11.3. Pervane Eşleştirmeli HPS (Elektrikli Motor/Pervane Eşleştirme).....	145
5. SONUÇLAR, SINIRLAMALAR VE GELECEK ÇALIŞMALAR.....	148
5.1. Gelecekteki DİK 'ler İçin Olası Güç Santrali Özellikleri.....	153
KAYNAKLAR	157
EKLER	173
ÖZ GEÇMİŞ.....	182



SİMGELER VE KISALTMALAR

AC	:Alternatif Akım
AOA	:Hücum Açısı
BLDC	:Fırçasız Doğru Akım
B-frame	:Gövde Çerçevesi
BJT	:Bipolar Bağlantı Transistörü
COST	:Ticari Kullanıma Hazır
DC	:Doğru Akım
DoF	:Özgürlük Derecesi
DPI	:Yusufçuk Resimleri
E-frame	:Toprak Çerçeve
EASA	:Avrupa Havacılık Güvenliği Ajansı
EG	:Elektrik Jeneratörü
EM	:Elektrik Motoru
EPU	:Elektrikli İtke Ünitesi
ESC	:Elektronik Hız Kontrol Cihazı
e-DİK	:Elektrikli Dikey Kalkış ve İniş
FAA	:Federal Havacılık İdaresi
FADEC	:Tam Yetkili Dijital Motor Kontrolü
FCS	:Uçuş Kontrol Sistemi
FCs	:Yakıt Hücreleri
FET	:Alan Etkili Transistör
FoM	:Değerli Figür
FPGA	:Alanda Programlanabilir Kapı Dizileri
FW	:Yakıt Ağırlığı
GCS	:Yer Kontrol İstasyonu
GPS	:Küresel Konumlandırma Sistemi
GTO	:Gate-Turn-Off Tristör
HIL	:Döngü İçinde Donanım
HILS	:Döngü İçinde Donanım Simülasyonu
HEPS	:Hibrit Elektrikli İtke Sistemi
HPS	:Hibrit Güç Sistemi
ICE	:İçten Yanmalı Motor
IEEE	:Elektrik ve Elektronik Mühendisleri Enstitüsü
IGBT	:İzole Bipolar Kapı Transistörü
LiPo	:Lityum-Polimer Batarya
MAVs	:İnsanlı Hava Araçları
MCUs	:Mikrodenetleyici Birimleri
MTOW	:Maksimum Kalkış Ağırlığı
MOSFET	:Metal-Oksit-Yarı İletken Alan Etkili Transistör
NASA	:Ulusal Havacılık ve Uzay Dairesi
PAVs	:Kişisel Hava Araçları

PCU	:Güç Dönüştürme Ünitesi
PCB	:Baskılı Devre Kartı
PID	:Oransal İntegral Türev
PRISMA	:Sistemik İncelemeler ve Meta-Analizler İçin Tercih Edilen Raporlama Ögeleri
PPM	:Darbe Pozisyon Modülasyonu
PWM	:Darbe Genişlik Modülasyonu
RC	:Radyo Kontrol
RCP	:Hızlı Kontrol Prototipleme
ROD	:Alçalma Oranı
ROC	:Tırmanış Oranı
RPM	:Dakikada Devir Sayısı
SCs	:Süper Kondansatörler
SFC	:Spesifik Yakıt Tüketimi
SiC	:Silisyum Karbür
SE	:Spesifik Enerji
SLR	:Sistemik Literatür Taraması
SP	:Spesifik Güç
TBO	:Revizyonlar Arası Süre
KHH	:Kentsel Hava Hareketliliği
UAVs	:İnsansız Hava Araçları
UW	:Kullanılabilir Ağırlık
UMAR	:İnsansız Çok Rotorlu Hava Rölesi
VOS	:Benzerliklerin Görselleştirilmesi
DİK	:Dikey Kalkış ve İniş
WTO	:Geniş Açık Gaz
WoS	:Bilim Web Sitesi

ŞEKİLLER DİZİNİ

Şekil 1.1. İHA'nın blok diyagramı ((M. N. Boukoberine et al. , 2019; Cai et al. , 2014)'ten alınmıştır)	2
Şekil 1.2. NASA tarafından tasavvur edilen Gelişmiş Hava Hareketliliği (NASA, 2020).....	3
Şekil 1.3. İHA Konfigürasyon Tipleri. Görüntü (Insight, 2020)'den alınmıştır.....	4
Şekil 1.4. Çok rotorlu konfigürasyon türleri ((Austin, 2011)'ten alınmıştır)	5
Şekil 1.5. eDİK tasarımlarının karmaşıklık karşılaştırmalı konfigürasyonları ((Vieira et al. , 2019)'den alınmıştır).....	7
Şekil 1.6. Farklı eDİK tasarımları türleri için havada asılı kalma verimliliğine karşı seyir verimliliği ((Vieira et al. , 2019)'den alınmıştır)	8
Şekil 1.7. DİK konfigürasyonlarının bir Taksonomisi (EVTOL, 2023b)	8
Şekil 1.8. Birincil tahrik konfigürasyonlarının resimleriyle birlikte eDİK tasarımları ((Ugwueze et al. , 2023)'dan alınmıştır)	9
Şekil 1.9. Farklı enerji depolama malzemelerini karşılaştırmak için bir şema ((Sartbaeva et al. , 2008)'den alınmıştır).....	10
Şekil 1.10. Hibrit elektrikli tahrik sistemi türleri	10
Şekil 2.1. Sistemik arama süreci akış diyagramı.....	17
Şekil 2.2. Yayınların yıllara göre dağılımı.....	18
Şekil 2.3. Zaman içinde belirtilen zamanlar	18
Şekil 2.4. Yayınlanmış literatürde kullanılan anahtar kelimelerin ağ görselleştirmesi.....	19
Şekil 2.5. Yayınlanan belgelerin ülkeler arasında dağılımı	20
Şekil 2.6. (a) Güneş enerjisiyle çalışan bir quadcopterin yapısı (Goh et al. , 2019) ve (b) uçan kanat NASA'dan (Cravey et al. , 2006).....	26
Şekil 2.7. İHA'lar için şarj istasyonu İHA'lar için şarj istasyonu: (a) Neva Aerospace (uasvision, 2017); (b) AzurDrones (azurdrones, 2023) ; (c) Skycharge(Skycharge, 2023).....	27
Şekil 2.8. İHA'ları şarj etmek için lazer teknolojisi (a): (Ireland, 2014), (b): (M. Lu et al. , 2018).....	28
Şekil 2.9. WiBotic kablosuz şarj sistemi (wibotic, 2023).....	29
Şekil 2.10. Kablolü Güçlendirilmiş İHA'ların Bileşenleri ((Walendziuk et al. , 2020)'den alınmıştır)	30
Şekil 2.11. Bağlı İHA'lar tarafından: (a) Drone Evolution (dronevolution, 2023) ; (b) DPI .	30
Şekil 2.12. Yakıt Pili ile donatılmış M600 multikopter ile DP20 (Sisco and Robinson, 2019).....	31
Şekil 2.13. ISS Aerospace'in Sensus 6 İHA'sı (issaerospace, 2023).....	32
Şekil 2.14. Mevcut bazı hibrit motorların MTOW gücü.....	35
Şekil 2.15. Hibrit motorlu çok rotorlu İHA örnekleri	36
Şekil 2.16. (a) Hibrit drone octocopter (Dae, 2020); (b) Kişisel bir hibrit-elektrikli hava aracı (SureFly) (urban-air-taxi, 2018)	38
Şekil 2.17. Koenigsegg Gemera'nın hibrit süper arabası (KOENIGSEGG, 2023c)	44

Şekil 2.18. DİK KHH konsept/ürün araçları (Melez enerjili araçlar)	45
Şekil 2.19. DİK KHH konsept/ürün araçları (Tam elektrikli kanatsız araçlar).....	46
Şekil 2.20. DİK KHH konsept/ürün araçları (Tam elektrikli kanatlı araçlar).....	47
Şekil 2.21. HPDM-30 performans eğrileri.....	57
Şekil 2.22. SPM177 performans eğrileri.....	57
Şekil 2.23. Magnix'in elektrikli tahrik üniteleri :(a) magni350 ve (b) magni650 (Magnix, 2023).....	59
Şekil 2.24. Koenigsegg Terrier tahrik ünitesi (cleantechnica, 2022).....	59
Şekil 3.1. Quadcopter hava aracının yapısı.....	62
Şekil 3.2. HIL simülasyonunun blok diyagramı	65
Şekil 3.3. (Flight Evaluation, 2022)'ye göre quadcopter performans verileri.....	70
Şekil 3.4. HIL'in donanım yapılandırılmaları.....	71
Şekil 3.5. Quadcopter prototipi (sağ taraf) ve bileşenler ve cihazlar (sol taraf) ile deneysel test platformu.....	72
Şekil 3.6. PID denetleyici kullanan quadcopter kontrol modeli	73
Şekil 3.7. Quadcopter'ın dinamik modeli.....	74
Şekil 3.8. BLDC motor sürücü sisteminin şematik diyagramı.....	75
Şekil 3.9. BLDC motor hız kontrol döngüsü	76
Şekil 3.10. Hibrit güç sisteminin konfigürasyonları ((Schömann, 2014)'den yeniden üretilmiştir).....	77
Şekil 3.11. DİK KHH için kavramsal tasarım prosedürü.....	80
Şekil 3.12. Farklı DİK türleri (Wikimedia, 2023) (Orijinal Ref. (Maisel, 2000) için disk yükleme karşı fareyle üzerine gelme verimliliği	81
Şekil 3.13. Mekanik ve elektriksel gücün bir fonksiyonu olarak elektrik motoru verimliliği	86
Şekil 3.14. Kaldırma kuvveti oluşturma	87
Şekil 3.15. Çeşitli enerji dönüştürme sistemleri ile enerji depolama cihazlarının karşılaştırılması için Ragone şeması: (a) (Kunze et al. , 2012); (b) (Srinivasan, 2008).....	89
Şekil 3.16. Kanatsız bir DİK KHH aracı uçuş görevinin güç gereksinimi profili	91
Şekil 3.17. DİK KHH araçları için dört kavramsal hibrit güç aktarma organı tasarımı.....	95
Şekil 3.18. Üretici verileri: (a) Rotron'un RT1200-P motor gücü, hızı ve SFC'si; (b) Mercury verado (600 hp) motor hızı ve Yakıt Tüketimi	96
Şekil 3.19. DLE-40™ ICE	98
Şekil 3.20. EG olarak kullanılan SunnySky X4130 KV 310 BLDC Motor.....	98
Şekil 3.21. Tedarikçi tarafından sağlanan X4130 için güç, akım ve itme performansı eğrileri	99
Şekil 3.22. Buck dönüştürücü topolojisi	101
Şekil 3.23. MEAN WELL SD-1000L-24 kapalı DC-DC dönüştürücü.....	101
Şekil 3.24. Leopard power LiPo batarya paketi.....	102

Şekil 3.25. ESC-100 A.....	102
Şekil 3.26. SunnySky X3515S KV 400 BLDC motor (SunnySkyUSA, 2023).....	103
Şekil 3.27. Tedarikçi tarafından sağlanan X3515S için güç, akım ve itme performansı eğrileri	104
Şekil 3.28. KM5515MD dijital mikro servo	105
Şekil 3.29. Gerilim/Akım transdüserleri şemaları (LEM, 2023)	106
Şekil 4.1. ϕ , θ , ψ ve Doğrusal geçişin ileri hareket yönü ile zaman tepkisi.....	108
Şekil 4.2. Geriye doğru hareket yönü ϕ , θ , ψ ve geriye doğru hareket yönü ile doğrusal geçişin zaman tepkisi.....	109
Şekil 4.3. Sağ hareket yönü ile ϕ , θ , ψ ve doğrusal geçişin zaman yanıtı.....	109
Şekil 4.4. Sol hareket yönü ile ϕ , θ , ψ ve Doğrusal geçişin zaman yanıtı.....	110
Şekil 4.5. Motorların gaz kelebeği komutları (sırasıyla 1,2,3 ve 4).....	111
Şekil 4.6. Yalpa ve yunuslama için istenen ve gerçek tepkiler.....	111
Şekil 4.7. Deneysel testteki quadcopter: (Sol Taraf) dış mekan, (Sağ Taraf) iç mekan.....	112
Şekil 4.8. Referans sinyalindeki ani değişime bağlı BLDC motor hız sistemi tepkisi	112
Şekil 4.9. Yüktteki kademeli değişime bağlı BLDC motor hız sistemi yanıtı	113
Şekil 4.10. LiPo batarya sistemine dayalı tamamen elektrikli bir güç aktarma organının şeması	113
Şekil 4.11. Hibrit güç sisteminin şematik diyagramı	115
Şekil 4.12. Ampirik çalışma prototipleri.....	116
Şekil 4.13. X4130 BLDC motorun konfigürasyonu: CAD Tasarımı (a) ve dahili (yapı) bileşenler (b).....	117
Şekil 4.14. Ayarlanabilir elektronik yükün gerçek fiziksel devre kartına sahip PCB.....	118
Şekil 4.15. Fazlı doğrultucunun 3 fazlı doğrultucunun PCB modeli ve devresi tasarımı	119
Şekil 4.16. İkiz 3 fazlı doğrultucu (PCB ve 3 boyutlu düzen)	119
Şekil 4.17. CAD tasarımı ile kullanılan kaplin tipi.....	120
Şekil 4.18. Mekanik parçalar CAD tasarımları.....	120
Şekil 4.19. İlk çalışma.....	121
Şekil 4.20. Tamamen elektrikli bir çalışma	122
Şekil 4.21. Üçüncü çalışma.....	123
Şekil 4.22. Hibrit güç aktarma organlarının prototipi	124
Şekil 4.23. Quadcopter deneysel test düzeneği kurulumu	125
Şekil 4.24. Enerji santrali test platformu: CAD (a) ve deneysel (b) tasarımlar).....	126
Şekil 4.25. Quadcopter yapısı ve test platformu: CAD Tasarımı (a, b) ve deneysel (c).....	127
Şekil 4.26. Mevcut bazı hibrit motorlu çok rotorlu İHA'ların güç-en fazla kalkış ağırlığı (Power-to-MTOW) değerleri.....	128
Şekil 4.27. Ticari olarak mevcut hibrit motorlu İHA'lar için MTOW'a karşı boş ve faydalı yük ağırlığı (a); Boş ve faydalı yük ağırlık kesirleri (b).....	129
Şekil 4.28. Mevcut çeşitli ticari motor tipleri için Güç, Ağırlık kapasitesi: (a) Pistonlu Motorlar; (b) Turboşaft Motorlar	130

Şekil 4.29. Mevcut ticari motorların spesifik gücü: (a) Pistonlu motorlar; (b) Turboşaft motorlar	131
Şekil 4.30. Mevcut ticari EM/EG'lerin çeşitli türleri için güç, ağırlık kapasitesi: (a) EM'ler; (b) EG'ler	132
Şekil 4.31. Mevcut ticari ürünlerin spesifik gücü: (a) EM'ler; (b) EG'ler	133
Şekil 4.32. (a) Mevcut DİK KHH araçları için MTOW'a karşı faydalı yük ve boş ağırlık; (b) Faydalı yük ve boş ağırlık kesirleri.....	134
Şekil 4.33. Kavramsal hibrit güç aktarma konfigürasyonlarına ilişkin bulgular	136
Şekil 4.34. EG'nin performans parametrelerinin deneysel sonuçları (sol üstten): yüksüz akım, iç direnç ve geri emf şekli.....	140
Şekil 4.35. EG'de frekans ve genlik arasındaki ilişki.....	140
Şekil 4.36. EG'de akım, yük ve RPM arasındaki ilişki	141
Şekil 4.37. Gerçek zamanlı deneysel sonuçları (EG): yük, RPM ve çıkış gücü	142
Şekil 4.38. Gerçek zamanlı deneysel sonuçları (EG): güç verimliliği	142
Şekil 4.39. Gerçek zamanlı deneysel sonuçları (HPS): (a) akım; (b) gerilim.....	143
Şekil 4.40. Gerçek zamanlı deneysel sonuçları (HPS): yük, RPM ve çıkış gücü	144
Şekil 4.41. DC-DC dönüştürücü çıkışı.....	145
Şekil 4.42. Elektrik motoru ve pervanenin analiz eşleştirme sonuçları	146

TABLÖLAR DİZİNİ

Tablo 2.1. Araştırma soruları	15
Tablo 2.2. Dahil etme ve hariç tutma kriterleri.....	16
Tablo 2.3. En çok atıf alan makaleler	21
Tablo 2.4. İHA'lar için bazı ticari hibrit jeneratör ve motor örneklerinin teknik verileri	33
Tablo 2.5. İHA'lar için bazı ticari hibrit jeneratör ve motor örneklerinin teknik verileri (devamı).....	34
Tablo 2.6. Piyasada bulunan bazı hibrit çok rotorlu İHA'ların teknik özellikleri	37
Tablo 2.7. Doğrulama metodolojisine, HPS tasarımının temel bileşenlerine ve kontrol sistemi stratejisine göre seçilen çalışmaların değerlendirilmesi	39
Tablo 2.8. Mevcut bazı ticari motorların teknik verileri	50
Tablo 2.9. Mevcut bazı ticari motorların teknik verileri (devamı)	51
Tablo 2.10. DİK KHH araçları için bazı ticari EM'lerin teknik verileri	53
Tablo 2.11. DİK KHH araçları için bazı ticari EM'lerin teknik verileri (devamı)	54
Tablo 2.12. DİK KHH araçları için bazı ticari EM'lerin teknik verileri (devamı)	55
Tablo 2.13. KHH hibrit tahrik için bazı ticari EG'lerin teknik verileri	58
Tablo 3.1. Kavramsal hibrit güç aktarma organı konfigürasyonlarının bulgularının karşılaştırılması.....	96
Tablo 3.2. DLE-40 ICE motor teknik parametreleri	97
Tablo 3.3. Elektrik jeneratörü teknik özellikleri	98
Tablo 3.4. DC-DC Dönüştürücü teknik özellikleri	101
Tablo 3.5. LiPo battery pack technical specifications.....	102
Tablo 3.6. ESC teknik özellikleri.....	102
Tablo 3.7. Electric motors technical specifications	103
Tablo 3.8. LEM LV 25-P teknik özellikleri.....	106
Tablo 3.9. LEM HO 180-P teknik özellikleri	106

1. GİRİŞ

1.1. Genel Bilgiler

1.1.1. İnsansız Hava Araçları (İHA'lar)

Son yıllarda dünya, başta robotik sistemler, yapay zeka, uzaktan algılama sistemleri ve insanlı/insansız hava aracı bilimi olmak üzere çeşitli alanlarda teknolojik bir devrime tanık oluyor.

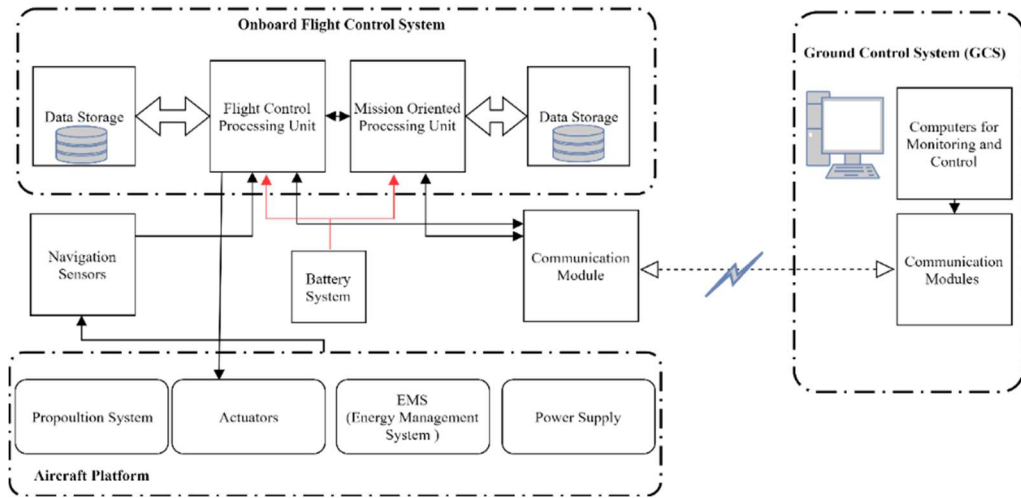
İHA terimi, sabit kanatlı uçaklar, helikopterler ve dört rotorlu insansız hava araçları da dahil olmak üzere, otonom veya uzaktan kumanda altında çalışan insansız hava araçlarını tanımlamak için kullanılır. İnsansız Hava Araçlarının (İHA'lar), uygulama alanları üniversiteleri, araştırma merkezlerini, askeri ve sivil sektörleri kapsadığı için son zamanların araştırma konularından biridir (H. Khamseh et al. , 2018; Prasetia et al. , 2019). Bu gelişmeler, hem askeri hem de sivil uygulamalarda kullanılan İHA'ları da yaygınlaştırdı. Ayrıca İHA'lar insanlar tarafından yapılması zor olan görevleri yerine getirebilmekte ve İHA'ların uygulama alanlarının gelecekte artması beklenmektedir (Valavanis, 2008). Bu çeşitli tip ve tasarımların üretiminde önemli bir büyümeye yol açmıştır. 2015 yılında Amerika Birleşik Devletleri'ndeki Noel kutlamalarında bir milyona yakın insansız hava aracı hediye olarak dağıtılmıştır (H. B. Khamseh et al. , 2018). 2020 ve 2026 arasında, küresel İHA pazarının 2020'de 22,5 milyar dolardan (2021'de 828 bin adet satıldı) 2026'da 41,3 milyar dolara (neredeyse 1,4 milyon adet) katlanarak büyümesi beklendiğinden, İHA pazarına yönelik beklentiler şaşırtıcıdır (Droneii, 2022). 2027 yılı başında İHA yük kapasitesinin piyasa değerinin 3 milyar dolara ulaşması ve bunun yaklaşık %80'inin radar ve haberleşme sistemleri sektörünün hakim olacağı tahmin edilmektedir (Shakhatreh et al. , 2019). İHA'ların üretimindeki muazzam çeşitlilik göz önüne alındığında, gelecekleri parlak olduğu görülmektedir (Cai et al. , 2014).

İHA uygulamalarının yaygınlaşması, günlük hayatın çeşitli alanlarını kapsamaktadır ve halen artmaya devam etmektedir. İHA uygulamaları çok çeşitli sivil ve askeri alanları içermektedir. Çok zor ortamlarda harici ve dahili görevleri yerine getirebilirler ve gelecekte zorlu ve zorlu ortamlardaki İHA uygulamasının önemli ölçüde artması beklenmektedir (Mostafa Hassanalian and Abdelkefi, 2017). İHA uygulamalarının yaygınlaşması, günlük hayatın çeşitli alanlarını kapsadı ve halen artmaya devam ediyor. Ayrıca İHA'lar bilgi teknolojisi ile yapay zeka tekniklerini

birleştirilerek okyanus keşiflerinde de kullanılabilir (Tu, 2019). Daha önce yapılan birçok çalışma, gelecekte askeri taraftaki talebin yavaşlamasıyla İHA'ların sivil kullanımına olan talebin artacağını göstermiştir (A. S. Saeed et al. , 2018).

İHA uygulamalarındaki muazzam teknolojik gelişme, bu teknolojiye araştırma ve geliştirmeyi vazgeçilmez kılmaktadır. Son zamanlarda İHA'lar mühendislerin ve araştırmacıların büyük ilgisini çekmeye başlamıştır (Vanitha et al. , 2020). İnsansız hava aracı sistemlerinin incelenmesi ve geliştirilmesi, bileşen parçaların ve bunların nasıl çalıştıklarının ve birbirleriyle nasıl iletişim kurduklarının analiz edilmesini ve anlaşılmasını gerektirir. Genel bir İHA, Şekil 1.1(M. Boukoberine et al. , 2019)'de gösterildiği gibi aşağıdaki birincil ve ikincil parçalardan oluşur:

- Temel bir platform
- İHA'ların durumunun uzaktan izlenmesi ve gerekirse İHA'ların çalışmasına müdahale etmek için Yer Kontrol İstasyonu (GCS) sistemi.
- İHA kontrol sisteminin önemli bir parçası olan ve beynini temsil eden Uçuş Kontrol Sistemi (FCS).



Şekil 1.1. İHA'nın blok diyagramı ((M. N. Boukoberine et al. , 2019; Cai et al. , 2014)'ten alınmıştır)

1.1.2. DİK Kentsel Hava Hareketliliği (KHH) Araçları

Hava taksileri her zaman umut vadeden bir hayal ve bilim kurgu olmuştur, bugün ise gerçek oldular. Kentsel Hava Hareketliliği (KHH) hayali, günlük ulaşım gereksinimlerine (W Johnson and Silva, 2022) bir alternatif haline gelmek için büyümektedir ve eğer bu gerçekleşirse, kentsel ulaşımı bozabilir (Garrow et al. , 2021). Dünya çapında birçok hükümet, şirket ve araştırmacı, ticari KHH hizmetlerinde DİK

uçağı geliştirmek ve hayata geçirmek için acele ediyor. Hava sahasındaki kentsel ulaşım sistemleri, havacılık için parlak bir gelecek, gelişmekte olan endüstriler için bir yatırım noktası ve araştırmacılar ve akademisyenler için bilimsel bir alan oluşturmaktadır. Roland Berger'in KHH ile ilgili araştırması, 2050 yılına kadar havada 160.000'e kadar ticari taksi olacağı ve bunların yıllık yaklaşık 90 milyar ABD Dolargelir elde edeceği sonucuna varmıştır (Rolandberger, 2020).

KHH, Federal Havacılık İdaresi'ne (FAA) göre düşük irtifalarda kentsel ve banliyö alanlarında yolcu veya kargo işleten ve taşıyan yüksek düzeyde otomatikleştirilmiş hava araçları kullanan verimli ve güvenli bir hava taşımacılığı sistemidir (FAA, 2022). KHH, Ulusal Havacılık ve Uzay İdaresi (NASA) çiziminde (Şekil 1.2) görülebilen Gelişmiş Hava Hareketliliğinin (AAM) bir alt kümesidir.

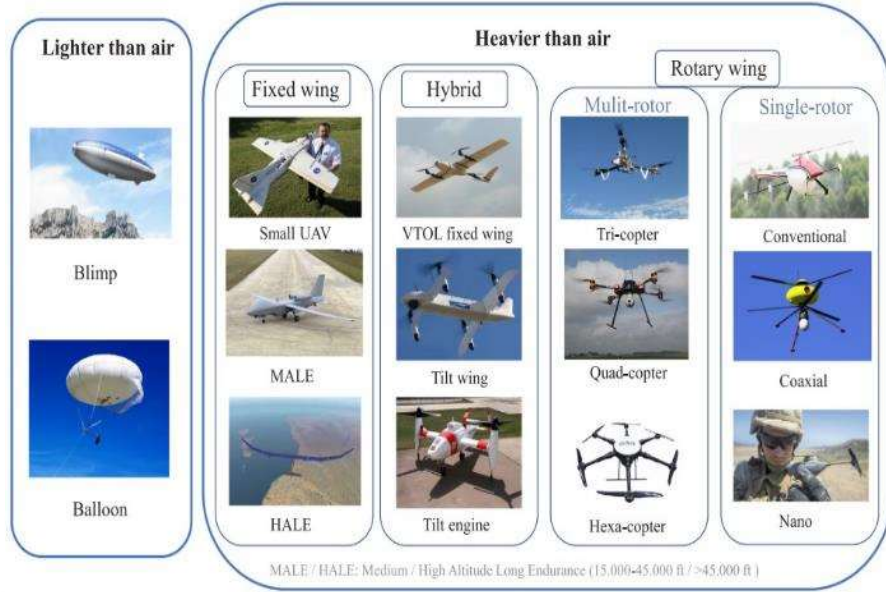


Şekil 1.2. NASA tarafından tasavvur edilen Gelişmiş Hava Hareketliliği (NASA, 2020)

1.1.3. İHA/KHH DİK Araçlarının Sınıflandırılması

İHA'lar birçok türe ayrılır. Bu sınıflandırmalar uygulama, ağırlık, boyut, uçuş süresi, uçuş süresi, kontrol, kalkış ve inişe göre bir çalışmadan diğerine farklılık gösterir. İHA'lar kanat ve rotor bazında sabit kanatlı, tek rotorlu, çok rotorlu ve hibrit (sabit ve rotor kanatlı) olarak sınıflandırılabilir (Chamola et al. , 2021). Rotorlu taşıtın dikey manevra, uçuş ve kalkış yapabilme gibi özellikleri onu diğer tiplerden üstün kılan özelliklere sahiptir ve bu da onu birçok uygulama için daha uygun hale getirmiştir. Buna göre, serbest uçuş ve serbest hareket gibi özellikler, onu sabit kanatlı İHA'lara göre daha belirgin ve vazgeçilmez kılmaktadır (Zhen et al. , 2020). Önceki araştırmalarda belirtilen sınıflandırmalar arasında, Şekil 1.3, (Insight, 2020)'e göre bahsedilen sınıfların basitleştirilmiş bir görünümünü veren resimler tarafından

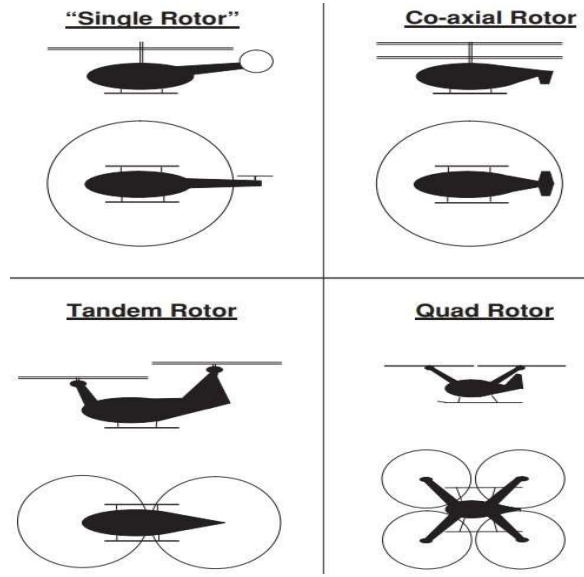
desteklenen en basit sınıflandırmayı göstermektedir.



Şekil 1.3. İHA Konfigürasyon Tipleri. Görüntü (Insight, 2020)'den alınmıştır

1.1.3.1. İHA (Dörtlü Helikopter)

İHA sistemleri, sabit kanatlı uçaklar, helikopterler ve dört pervaneli helikopterler dahil olmak üzere çeşitli insansız hava araçlarını içerir. Mühendislik ve bilim alanlarının yanı sıra birçok hobi ve araştırmacı tarafından bu araçlar giderek daha fazla kullanılmaktadır (Greenwood et al. , 2019). Çoklu rotorlar da dahil olmak üzere döner kanatlı İHA'lar, yüksek manevra kabiliyeti, dikey kalkış ve kapalı alanlara inişleri ile karakterize edilir. Bu özellikler, çok rotorlu araçları, akademik ve endüstriyel alanlarda sayısız araştırma ve proje için cazip bir araştırma alanı haline getiriyor. Şekil 1.4, farklı tipteki döner uçak sistemlerini göstermektedir ve bunlardan biri, tasarımcıların diğer tiplerde bulunan mekanik karmaşıklığı ortadan kaldırmayı amaçladığı dört rotorlu insansız hava aracı ile ayırt edilmektedir (Austin, 2011). Sonuç olarak, bu çalışma bu tip rotor sistemine odaklanacaktır.



Şekil 1.4. Çok rotorlu konfigürasyon türleri ((Austin, 2011)'ten alınmıştır)

Dört rotorlu insansız hava aracı, dört rotorlu bir helikopter veya dört rotor tarafından kaldırılan ve itilen çok rotorlu bir helikopter olarak bilinir. Ayrıca bir tür dikey kalkış ve iniş (DİK) aracı (López et al. , 2019), en popüler kategori (Nguyen et al. , 2019), yüksek manevra kabiliyeti (Norouzi et al. , 2016), yapısının basitliği, imalat hızı ve maliyeti (Xuan-Mung and Hong, 2019) yanı sıra birçok akademik çalışma ve araştırmaya kaynak teşkil etmektedir. Ayrıca, dört rotorlu insansız hava aracı, son yüzyılda artarak ilgi gören yeni ve heyecan verici bir İHA araştırma alanıdır. Bunlar; askeri saha, gözetleme, arama, kurtarma ve acil durumlarda gıda ve ilaç tedarikini içerir. Ayrıca yakın gelecekte başka birçok alanda da kullanılması muhtemeldir (Cheng et al. , 2017).

Son gelişmelerle birlikte, günümüzde dört rotorlu insansız hava araçları, uçuş dinamiklerini ve kontrol için algoritmalara dayanan uygulamaları incelemek için kullanılan akademik araştırma araçları olarak kabul edilmektedir. Dört rotorlu motorların geliştirilmesinin tasarım, modelleme, kontrol, performans ve uygulamada çok sayıda zorluk ve sorunlarla karşı karşıya olduğu belirtilmektedir. Bu, dinamiklerin doğrusal olmamasını, aerodinamik kuvvetlerdeki değişiklikleri, yük sınırlamasını, motorların tepkisini ve elektromekanik sistemin davranışını içerir. Ayrıca her hareketin sonunda yük titreşimleri oluşur.

İHA'ların tüm avantajlarına rağmen batarya ile çalışan İHA'larda sınırlı uçuş süresi ve yük taşıma kapasitesi açısından kısıtlamalar mevcuttur. Başka bir deyişle, avantajlarının yanında kısa uçuş süresi (Goh et al. , 2019) ve sınırlı yük taşıma

kapasitesi gibi dezavantajları bulunmaktadır , bu da onları daha az verimli hale getirir (Yang et al. , 2017). Helikopterler ve dört rotorlu insansız hava araçları, sabit kanatlı uçaklara kıyasla düşük verimlilikleri nedeniyle bu problemle (düşük uçuş süresi) daha fazla karşılaşmaktadır (TP et al. , 2015). Sonuç olarak, İHA'ların uçuş süresinin ve menzilin genişletilmesi dünya çapında önemli bir çalışma konusudur (Harvey et al. , 2012). Bu nedenle, bu uçak uygulamalarının çoğu için ana problem olarak kabul edilebilir (Reis et al. , 2015).

İHA'nın DİK , havada asılı kalma ve çevik manevra kabiliyetine rağmen, tüm itkileri İHA'nın kendisi tarafından yaratıldığı için uçuş süresi ve etkin yük kabiliyeti sınırlıdır (Drozdal et al. , 2018). Araştırma alanlarında kullanılan tüm dört rotorlu insansız hava araçları dikkate alındığında ağırlıkları 2 kg'dan azdır ve yüzlerce gram olarak ölçülen bir yükü taşıyabilir (Pounds and Mahony, 2009). Bu nedenle, uygulama alanlarının genişletilmesi için bu tip hava araçlarının büyük ağırlıkları taşıyabilmesi ve aynı zamanda tasarım, kontrol ve uygulama süreçlerinde karşılaşılabilecek birçok zorluğun üstesinden gelebilmesi gerekmektedir.

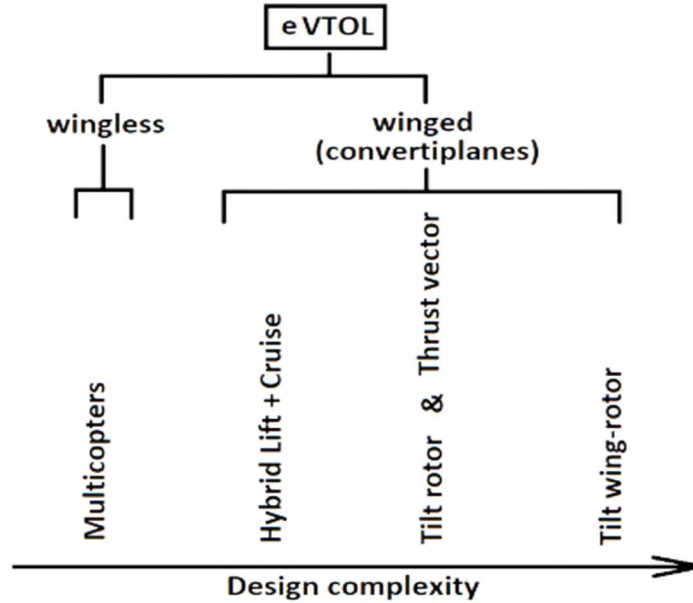
1.1.3.2. DİK KHH Araçları

DİK araçları tasarımlarında ve konseptlerinde önemli farklılıklar gösterir. American Helicopter Society'ye (eDİK) göre, DİK uçakları kanatlı, kanatsız ve eğimli olarak ayrılabilir. Çoklu rotorlar, tasarımın basitliği ve gezinmede daha iyi performans ile karakterize edilir. Ayrıca dönen disk alanının artması ve yükleme diskinin azalması nedeniyle havada asılı kalma esnasında yüksek verimliliğe sahiptir. Ancak, kanat olmaması nedeniyle düşük seyir verimliliğinden muzdariptir. Seyir verimliliğini artırmak için, sistemde bulunan enerjide bir artış gereklidir, bu da daha yüksek ağırlığa sahip bir batarya anlamına gelir ve MTOW'a eklenir. Döner kanatlı uçaklar (tilt-rotor/tilt-wing), esas olarak eğimli bileşenler nedeniyle tasarımları çok karmaşıktır. Bu karmaşıklık, tırmanma oranına (ROC) göre asılı durmadan tırmanma/ileri uçuşa geçiş sırasında rotorları eğme ihtiyacı ile öne çıkarılır. Kaldırma+seyir hibrit konfigürasyonu, ana kaldırma kuvvetini oluşturmak için kanatlarına güvenerek seyir aşamasında çok rotorludan daha iyi performans gösterir.

Elektrikli Dikey Kalkış ve İniş (e-DİK), havacılık endüstrisindeki en son yeniliklerden biridir (Spartan, 2021a). DİK yetenekleri, benzer uçuş performansının elde edilmesi koşuluyla hem İHA'lar hem de İnsanlı Hava Araçları (MAV'ler) için gerekli özelliklerdir (Zhou et al. , 2020). DİK araçlar, tamamen elektrikli veya hibrit

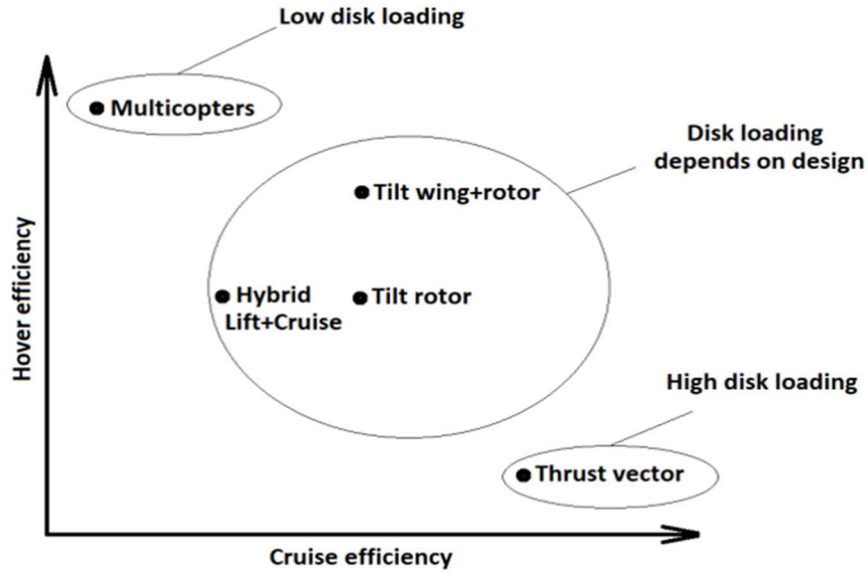
bir sistemle çalışır. Pilotlu, otonom veya uzaktan pilotlu olabilirler. Son yıllarda, e-DİK uçakları, hava hareketliliği hizmetlerinin gelişimine etkin katkıları nedeniyle son yıllarda artan bir ilgi görmüştür. eDİK (Elektrikli DİK'ler), bir pist kullanmak yerine dikey kalkış ve inişin avantajlarını bir araya getirir ve çok yönlü büyük pervanelere sahip olması, onu herhangi bir yönde hareket ettirebilir. Ayrıca, hava taşımacılığı hizmetlerine artan ihtiyacı ve kentsel alanlardaki trafik sıkışıklığını azaltma olasılığı sağlar. Ayrıca eDİK araçları, acil sağlık hizmetleri ve kargo taşımacılığı gibi diğer çeşitli görevler için de rahatlıkla kullanılabilir.

Genel olarak, DİK sınıflandırması sabit kanatlı ve kanatsızları içerir. Kanatsız tasarımlar, Şekil 1.5'te olduğu gibi en az karmaşık konfigürasyonlar olan rotorlarda hem dikey kaldırma hem de ileri uçuş için kaldırma kuvveti oluşturmaya dayanır.



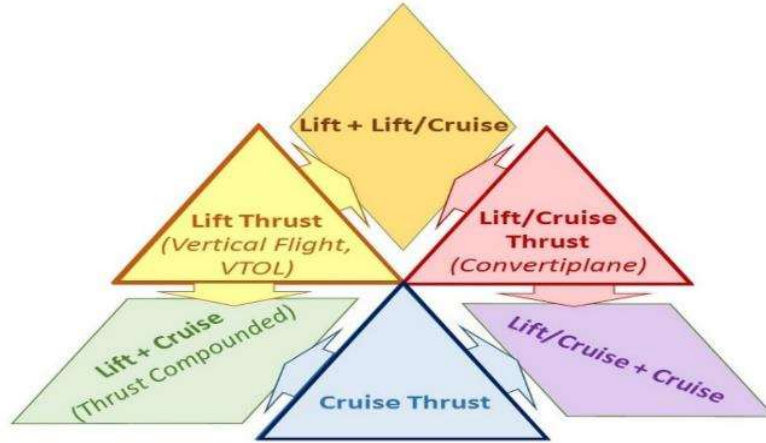
Şekil 1.5. eDİK tasarımlarının karmaşıklık karşılaştırmalı konfigürasyonları ((Vieira et al. , 2019)'den alınmıştır)

Kanatlı konfigürasyon (convertiplane), kalkış/iniş için rotorları kullanır ve seyir uçuşu sırasında ileri itme üretmek için kanatları eğerken, aynı zamanda kaldırma kuvveti üretmek için sabit kanatlara güvenerek Şekil 1.6'ya göre daha fazla verimlilik ve daha yüksek karmaşıklığa neden olur. Karmaşıklık, genel maliyette bir artışa neden olan kanadın ve ilgili sistemlerin ve ek kaldırma/itme birimlerinin dahil edilmesinde açıkça görülmektedir (Ugwueze et al. , 2023).



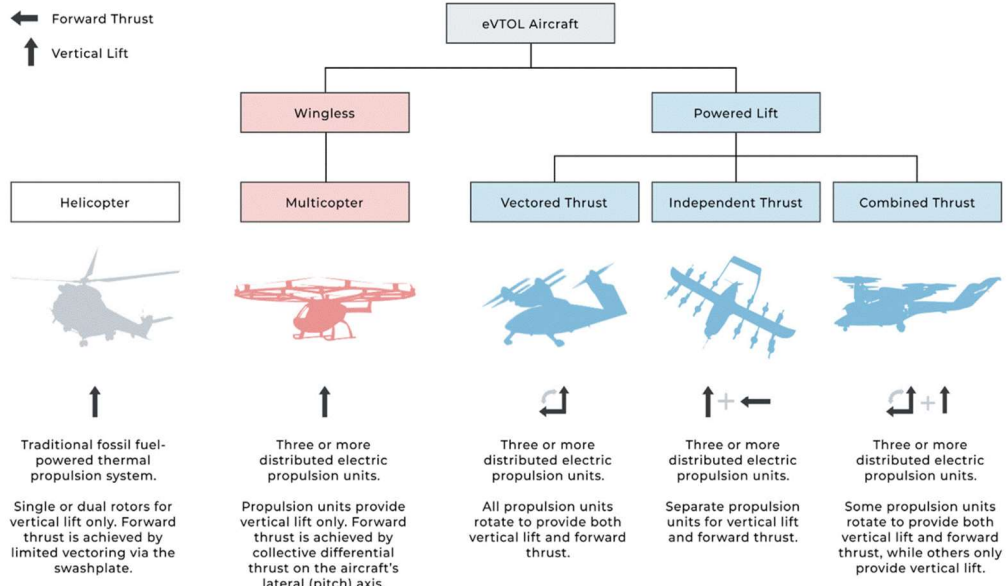
Şekil 1.6. Farklı eDİK tasarımları türleri için havada asılı kalma verimliliğine karşı seyir verimliliği ((Vieira et al. , 2019)'den alınmıştır)

Dikey olarak kalkış ve iniş sırasında rotorlar kullandığı ve seyir sırasında kanatlar sadece toplam kaldırma kuvvetini oluşturmak için kullanıldığından en uygun/orta-karmaşık tasarım (bkz. Şekil 1.5) hibrit kaldırma+seyir tasarımıdır. Bu özellik, genişletilmiş menzilli/ağır yük görevlerinin daha verimli bir şekilde gerçekleştirilmesini sağlar.



Şekil 1.7. DİK konfigürasyonlarının bir Taksonomisi (EVTOL, 2023b)

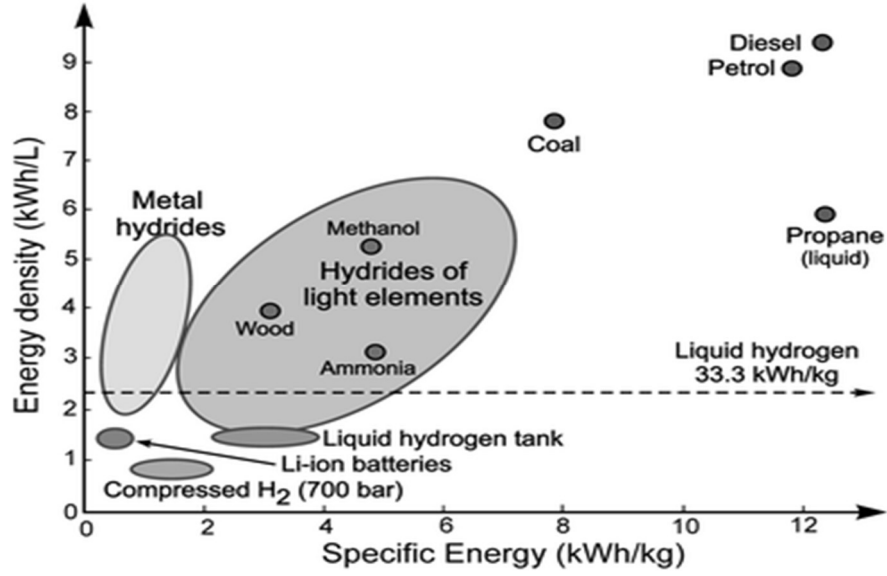
Şekil 1.7, DİK araç konfigürasyon türlerinin sınıflandırmasını basitleştirilmiş bir biçimde göstermektedir. Daha açık bir şekilde, Şekil 1.8, farklı eDİK türlerinin birincil itki konfigürasyonlarını daha anlaşılır ve kullanışlı bir şekilde ayrıntılı olarak göstermektedir.



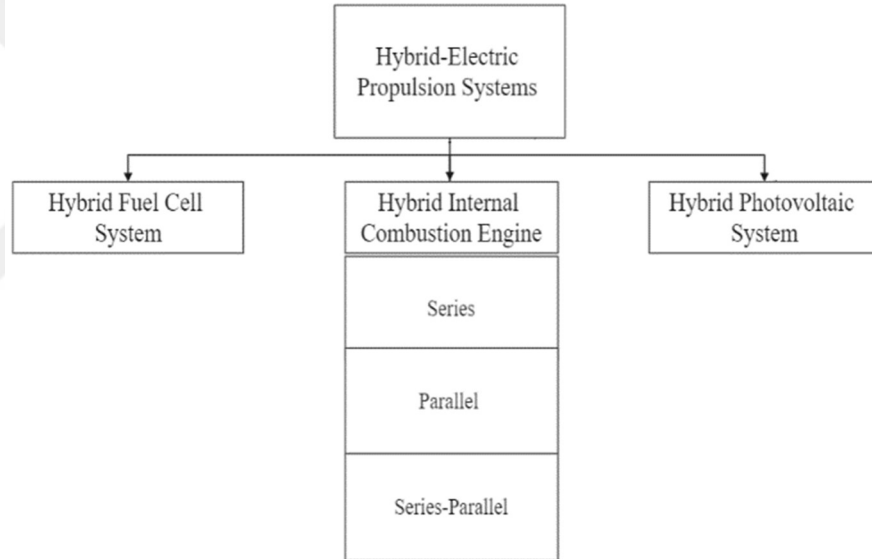
Şekil 1.8. Birincil tahrik konfigürasyonlarının resimleri ile birlikte eDİK tasarımları ((Ugwueze et al. , 2023)'dan alınmıştır)

Aslında, elektrikli İHA'lardaki gibi eDİK teknolojisinde, elektrikli itki sistemi, ana güç üretimi kaynağı olarak bataryalara muhtaçtır. Bataryalar, elektrikli DİK'ye güç sağlamak için ana kaynaktır. Mevcut Batarya teknolojisinin DİK'un uzun mesafeli uçuşu için gerekli olan itiş sağlaması için yeterli değildir. Bu nedenle hibrit güç sistemlerinin önemi, bataryaların sınırlı enerji yoğunluğu ikileminin üstesinden gelme kabiliyetlerinden kaynaklanmaktadır. Sıvı yakıtlar, Şekil 1.9'da gösterildiği gibi, bataryalara kıyasla ağırlık başına yüksek bir güç oranına sahiptir. Buna göre hibrit sistem, ana güç santralinde sıvı yakıtlara güvenerek ve daha küçük ağırlıklı bataryalar ile artı kalan gücü depolamak için ağırlık tasarrufu sağlıyor. Melez güç sisteminde, acil durumlarda ikincil güç kaynağı olarak bir batarya kullanılabilir.

Genel olarak, küçük pervaneli İHA'lar için melez itki sistemlerinin mimarisi, Şekil 1.10'da gösterilen yapıyı (Schoemann and Hornung, 2012) temel alabilir. Melez bir yakıt hücresi sistemi veya hibrit bir fotovoltaik sistem olabilir. Oysa itki sistemi, bir hibrit içten yanmalı motor sistemi olabilir ve burada üç olası konfigürasyon türü (seri, paralel, seri-paralel) ortaya çıkar. Bu tezde , İçten Yanmalı Motorlara (ICE'ler) dayalı bir hibrit güç sistemi incelenecektir.



Şekil 1.9. Farklı enerji depolama malzemelerini karşılaştırmak için bir şema ((Sartbaeva et al. , 2008)'den alınmıştır)



Şekil 1.10. Hibrit elektrikli tahrik sistemi türleri

1.2. Motivasyonlar ve Amaçlar

eDİK sektörünün gelişmesine rağmen, uçuş süresi ve faydalı yük kısıtlamaları gibi büyük zorluklarla karşı karşıyadır. Örneğin, elektrikli (batarya ile çalışan) bir DİK en fazla 20-30 dakika uçabilmektedir. Dahası, sınırlı faydalı yük kapasitesi, yakın gelecekte hava taşımacılığı ve hava ambulansı gibi gelecek vaat eden hizmetlerde eDİK uygulamalarının genişlemesini engellemiştir. Bu nedenle, avantajlarından faydalanmak için birden fazla güç kaynağını entegre etme fikri, üretilen gücü en üst düzeye çıkarmayı amaçlamaktadır.

eDİK'de uçuş süresi çalışması, araçta kullanılan güç kaynağının türü ile ilgilidir. Güç kaynağı hava aracının uçuş süresini etkilemekte ve hatta bu kabiliyeti önemli ölçüde sınırlamaktadır (Fotouhi et al. , 2019). (Jaeger and Adair, 2017)'e göre, elektrikli/batarya ile çalışan araçların tasarımında uçuş süresini arttırmak için, dahili bataryanın ağırlığında bir artışa neden olur, ancak toplam ağırlık artar ve bu nedenle daha fazla enerji kullanılır.

Bu tezdeki hibrit güç sistemi tasarımı, eDİK alanını, özellikle uzun uçuş süresi ve ağır faydalı yük avantajları gerektiren KHH gibi çok çeşitli hava uygulamalarına genişletmeyi amaçlamaktadır. Buna ek olarak, hibrit bir güç sistemi daha uzun uçuş sürelerine, daha az gürültüye ve artan güç gereksinimlerine katkıda bulunur. Ayrıca, uçağın ağırlığı yakıt tüketimi ile azaldığı için benzinli motorlara bağımlılığı ile karakterize edilir.

Enerji depolama ve elektrik bileşenleri için sırasıyla özgül enerji (kWh/kg) ve özgül güç (kW/kg) parametreleri hava taşıtı sistemleri tasarımında büyük önem taşımaktadır (National Academies of Sciences, 2016). Birden fazla elektrik kaynağının kombinasyonu güç yoğunluğunu artırılabilir ve ağır hizmet tipi hava taşıtlarının ihtiyaçlarını karşılamak için yeterli güç üretebilir. Bu ilke, enerji kaynaklarının her iki avantajına erişime ve dezavantajlarından kaçınmaya bağlı olan Melez Güç Sistemleri (HPS'ler) olarak bilinir.

Bu tez çalışması, DİK İHA/KHH için melez bir güç sistemini incelemeyi, analiz etmeyi ve tasarlamayı amaçlamaktadır. Önerilen tasarım ve çalışma yapısı, quadcopter olarak bilinen bir quadrotor helikopter olarak seçilmiştir. Bu çalışma sayesinde, Newton Euler formulu kullanarak detaylı bir matematiksel model türetmeyi ve dinamik sistemin modellemesini gerçekleştirmeyi amaçlıyoruz. Sonuçların test sürecini yürütmek için, pratik uygulama için gerçek bir platform geliştirilecektir. Buna ek olarak, HPS'nin alt bileşenlerinin analizi ve geliştirilmesi dikkate alınarak bir melez elektrikli itki sistemi (HEPS) tasarlamak ve uygulamak için bir yöntem tanıtılacaktır.

Bu tezin temel amacı, büyük çok rotorlu DİK aracı (İHA/KHH) için yeterli güç üretmek amacıyla bir melez jeneratör tasarlamak ve uygulamaktır. Sonuç olarak, uygulama yelpazesi sivil taşımacılık ve hava ambulansını içerecek şekilde genişletilebilir.

Sonuç olarak, bu tez çalışması aşağıdaki hedeflere ulaşmak için

gerçekleştirilmiştir:

- Melez güç sisteminin gereksinimlerinin ve bileşenlerinin analizinde sistematik olarak kullanılacak performans parametrelerini belirlemek
- Sistemik analiz ve kavramsal tasarım yaklaşımlarına dayalı modelleme ve simülasyon standartlarını ve süreçlerini geliştirmek
- Tam elektrikli güç kaynaklarının ve sınırlı enerji yoğunluğunun farklı uçuş modları koşulları altında uzun menzilli DİK araçlarının performansı üzerindeki etkisini ortaya koymak
- Yüksek güç-ağırlık oranı elde etmek ve performans standartlarını iyileştirmek
- Matematiksel ve sayısal modelleme yoluyla uçuşun farklı aşamalarındaki güç taleplerinin en iyi dağılımını belirlemek
- Lipo batarya/İçten Yanmalı Motorlara (İYM) dayalı hibrit güç sistemlerinin prototiplerini tasarlamak ve uygulamak
- Vaziyet kontrol sistemini, üretilen kaldırma/itme kuvvetini ve tüketilen gücü doğrulamak için test platformları tasarlamak ve uygulamak
- Piston/Turboshaft motorlarına dayalı hibrit güç sistemlerinin performansını ve bunların DİK İHA'lara/KHH araçlarına entegrasyonunu değerlendirmek.
- Bu görevleri etkin ve sağlam bir şekilde yerine getirmek için bu tezin amaçları aşağıdaki gibi ifade edilebilir:
- Hibrit İHA, DİK KHH araçları tasarımı ile ilgili önceki tüm çalışmaların derinlemesine incelenmesinin yanı sıra ticari motorların, elektrik motorlarının, elektrik jeneratörlerinin ve elektrikli itki ünitelerinin incelenmesi ve analiz edilmesi (Sistemik Literatür Taraması).
- Quadcopterlerin davranışını ve mekanizmasını simüle eden ve tanımlayan matematiksel ve fiziksel ilkeleri ve yasaları içeren ayrıntılı bir matematiksel model türetmek (Matematiksel Modelleme).
- Geliştirilen modelin bilgisayar simülasyonlarının MATLAB/SIMULINK ortamı gibi güçlü bilgisayar simülasyon araçları kullanılarak uygulanması (Modelleme ve Simülasyon).

- Aracın tüm parçalarına yeterli güç sağlayabilecek bir güç aktarma sisteminin tasarlanması ve uygulanması (Test Tezgağı Tasarımı).
- Kapsamlı ve garantili bir gerçek zamanlı melez elektrikli itki sisteminin tasarlanması ve uygulanması (HEPS).
- Kavramsal melez güç paketi konfigürasyonlarının tasarımı ve analizi (Kavramsal ve Sistematik Analiz)
- Yüksek performans ve gelecekte güvenli bir uçuş elde etmek için tüm sistemin performans parametrelerinin uygulama aşamasında etkin bir şekilde değerlendirilmesi (Doğrulama ve Test).

1.3. Tez Organizasyonu

Birinci bölümde, problemin önemi, tezin konusu, kapsamı, amaçları ve organizasyonu dahil olmak üzere genel bir giriş yapılmıştır. İkinci bölümde, sistematik literatür taraması yaklaşımıyla literatürde mevcut olan ilgili çalışmalar sunulmaktadır. Ticari melez İHA'lar, DİK'ler (elektrik/hibrit), Piston/Turboşaft motorlar, Elektrik Motorları ve Elektrik Jeneratörlerinin kategorileri, konfigürasyonları ve özelliklerinden bahsedilmiş ve teknik performans parametreleri çıkarılmıştır. Melez-elektrik itki sistemleri ile mevcut ticari araçlar ve ticari kullanıma hazır (COST) ürünlere odaklanan araştırma projeleri ve çalışmalar tanıtılır ve analiz edilmiştir.

Üçüncü bölümde, bu tezde uygulanan yöntemler ve materyaller, modelleme, sayısal simülasyon ve döngü simülasyonunda donanım (HILS) metodolojisi açıklanarak sunulmuştur. Hibrit elektrikli itki sisteminin temelleri, bileşenleri ve konfigürasyonları ve bunların farklı olası mimarilere entegrasyonu analiz edilmektedir. Bir kavramsal tasarım yaklaşımı prosedürü ve bunların DİK KHH misyonları üzerindeki uygulamaları sunulmuştur. Kavramsal tasarım yöntemi, dört melez güç paketi konfigürasyonunu tasarlamak, analiz etmek ve tartışmak için kullanılmıştır. Son olarak, uygulanan elektrikli ve melez güç paketi prototipleri sunulmuştur. Dördüncü bölümde, sistematik analiz, modelleme ve simülasyon, kavramsal tasarım ve uygulamalı deneylerin sonuçları sunulmakta ve değerlendirilmiştir. Toplam ağırlık, güç, itme, yakıt tüketimi, faydalı ağırlık ve güç-ağırlık performans parametreleri tartışılmıştır. Elde edilen sonuçlar tablolar, grafikler ve ampirik ölçümlerle verilmiştir. Beşinci bölüm iki alt bölümden oluşmaktadır. Bu bölümde, tezdten elde edilen başarıları özetlemekte, değerlendirmekte ve gelecekteki

anlayışlarla teknik tavsiyeler sunulmuştur. İlk bölüm, melez paketinin kapasitelerini ve sınırlamalarını ve bunun ağır yük taşıyan çok rotorlu araçlara olası entegrasyonunu yeniden ele alıyor ve gelecekteki olası iyileştirmeleri gösterilmiştir. İkinci bölüm, melez motorlu DİK KHH araçlarının analizini özetlemekte ve gelecekteki potansiyel gelişimlerine ilişkin bir genel bakış sunulmuştur.



2. SİSTEMATİK LİTERATÜR TARAMASI

2.1. Çok Rotorlu İHA'larda HPS'lerin Bilimsel Araştırma Perspektifinden Sistematik Literatür Taraması

Çok rotorlu İHA'larda hibrit sistemlerin kullanımının bilimsel ve ticari bir perspektiften kapsamlı bir şekilde incelenmesiyle ilgili çalışmaların azlığı göz önüne alındığında, bu bölümde son yirmi yıldaki akademik katkıların bir analizini sunmakta ve araştırma boşluklarını ve gelecekteki önerileri araştırmaktadır. Ayrıca hibrit jeneratör teknolojisindeki son gelişmeler ile çok rotorlu İHA'ların HPS metodolojisini kullanan modelleri incelenmiştir.

2.1.1. Araştırma Metodolojisi

2.1.1.1. Araştırma Soruları

Burada ortaya konan araştırma soruları, çalışmanın çerçevesini tanımlayan problemlere ve ele alınması gereken değişkenlere yöneliktir. Bu çalışmada araştırma soruları, Tablo 2.1'de gösterildiği gibi çok rotorlu İHA'larda HPS'ler, uçuş süresi ve faydalı yük üzerine odaklanmaktadır.

Tablo 2.1. Araştırma soruları

Araştırma Soruları	Motivasyon ve Nedenler
- Elektrikle çalışan çok rotorlu İHA'ların uçuş süresini artırmada melez güç sistemlerinin (HPS) katkısı nedir? - Melez güç sistemlerinin (HPS'ler) elektrikle çalışan çok rotorlu İHA'ların faydalı yükünün artırılmasına katkısı nedir?	- Bu sorular, çok rotorlu İHA'ların tahrikinde kullanılan melez güç sistemleri (HPS) modellerini ortaya çıkarmayı, sınıflandırmayı ve mevcut araştırmaların bulgularını sentezleyerek teknik sorunları ve eksiklikleri belirlemeyi amaçlamaktadır. - Sorular, ampirik kanıtlara dayalı olarak İHA teknolojisinde HPS'nin benimsenmesine yönelik motivasyonları vurgulamak ve gelecekteki önerilerde etkili teklifleri araştırmak için tasarlanmıştır.

2.1.1.2. Araştırma Veritabanları

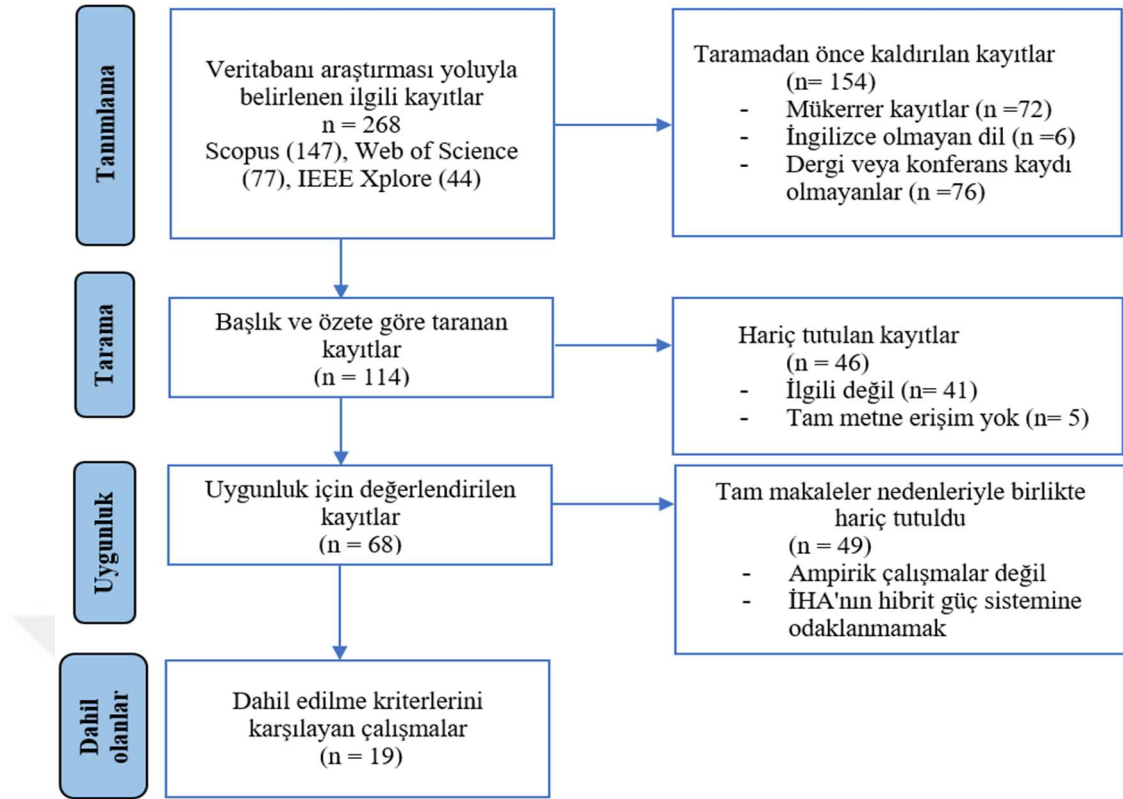
En iyi bilinen ve güvenilir bilimsel veritabanları olan WoS, IEEE Xplore ve Scopus'taki ilk araştırma sürecinde 268 sonuç elde edilmiştir. Önceki araştırma çalışmalarında sıklıkla kullanılan anahtar kelimeler ve terminoloji, arama sonuçlarının çalışmanın ana hedefiyle uygunluğunu sağlamak için "VEYA" ve "VE" Boolean operatörlerinin dahil edilmesiyle kullanılmıştır.

2.1.1.3. Çalışma Süreci

Araştırma metodolojisi, elektronik arama rehberliğinde ve Sistematik İncelemeler ve Meta-Analizler için Tercih Edilen Raporlama Ögeleri (PRISMA) (Page et al. , 2021) takip edilerek araştırma çalışmalarının seçilmesiyle belirlenmiştir. Dört ana aşamadan oluşur ve her aşama birkaç adım içerir. Her aşamada, hangi çalışmaların hariç tutulacağını ve hangilerinin dahil edileceğini belirlemek için dahil etme/hariç tutma kriterleri (bkz. Tablo 2.2) uygulanır. İlk aşamada, teşhis aşamasında, çalışmalar farklı veri tabanlarında taranır. Bu, ilgili çalışmaları bulmak için son araştırmalardaki ana ve en sık kullanılan anahtar kelimeler ve terminoloji kullanılarak yapılır. İkinci aşama olan sınıflandırma makalelerin başlığa ve özete göre taranmasını içerir. Üçüncü aşama olan uygunluk, seçilen çalışmaların içeriklerinin derinlemesine okunarak değerlendirilmesini içerir. Son olarak dördüncü aşama, inceleme çalışmasında kullanılan değerlendirme kriterlerini karşılayan çalışmaların dahil edilmesidir. Şekil 2.1, sistematik arama süreci akış diyagramını göstermektedir.

Tablo 2.2. Dahil etme ve hariç tutma kriterleri

Dahil Etme Kriterleri	Dışlama Kriterleri
• İngilizce makaleler • Araştırma sorularına cevap verebilecek makaleler • Sadece deneysel çalışmalar • 2002-2021 yılları arasında yayınlanan makaleler • İHA teknolojisinde HPS bağlamında ve alanında çalışmalar	• İngilizce olmayan makaleler • Tamamlanmamış makaleler (raporlar, konferans özetleri, posterler, yazar yok, erişilebilir değil) • Pratik deneyler veya geleceğe yönelik pratik öneriler içermeyen çalışmalar. • 2001-2021 yılları arasında yayınlanmamış eşleşen makaleler • Araştırma sorularının terminolojisi ile ilgili olmayan makaleler



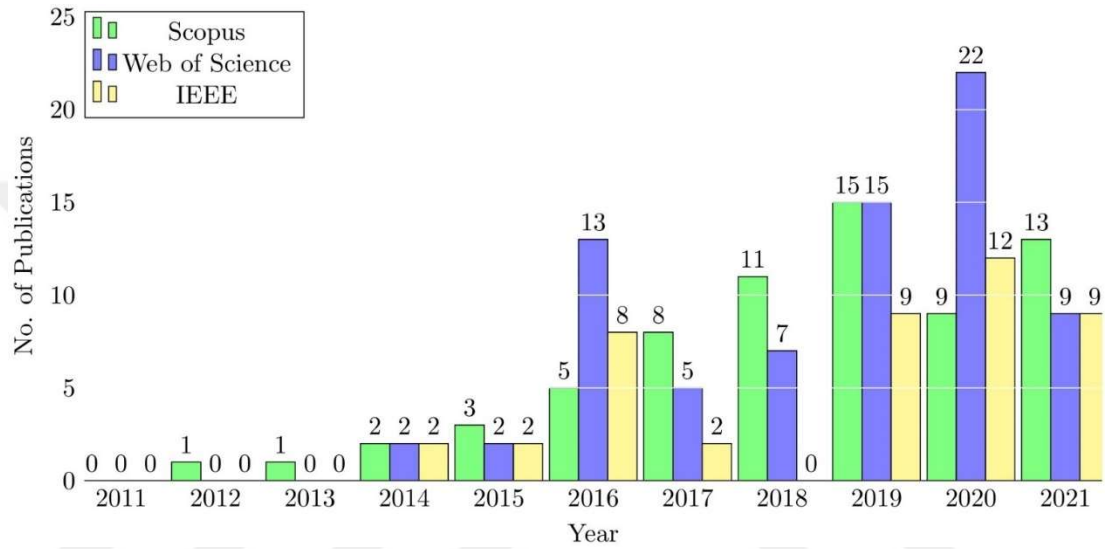
Şekil 2.1. Sistematik arama süreci akış diyagramı

2.1.1.4. Çalışma Seçimi

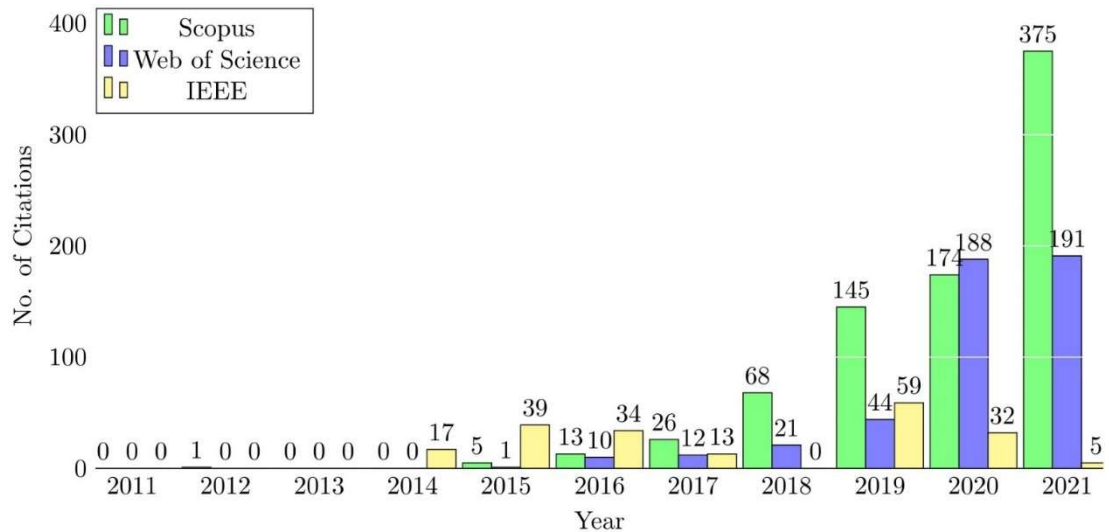
Araştırma konusu ile ilgili çalışmaları sınırlandırmak ve ana araştırma konularını ele almayan çalışmaları hariç tutmak amacıyla çeşitli adımlar getirilmiştir. Filtrelemenin ilk aşaması (n=154), İngilizce dışında bir dilde yazılmış yinelenen makaleler ve yayınlanmamış makalelerin elenmesini şartını içeriyordu. İkinci aşama (tarama süreci), geri kalan makalelerin (n=114) başlığa ve araştırma konusuyla ilgisine göre incelenmesine ve ayrıca incelenen konuyla ilgili özet ve içeriklerin taranmasına odaklanmıştır. Bu adıma göre (n=46) sonuç, (n=41) araştırma konusu ile ilgisi olmayan çalışmalar ve ulaşılamayan makaleler (n=5) elenmiştir. Uygunluk aşaması için dahil edilen makalelerin sayısı (n = 68) dir. Tablo 2.2'de listelenen kriterlere göre, derinlemesine okuma ve analiz, herhangi bir ampirik sonuç olmaması nedeniyle bazı makaleler (n=45) ve alakasız makaleler (n=23) hariç tutulmuştur. Kapsamlı bir analiz ve kalite ve değerlendirme kriterleri uygulandıktan sonra, araştırma sorularına ve çalışma kapsamına uygunluğu açısından (n=19) makale nihai çalışma örneklemini olarak seçilmiştir.

2.1.1.5. Yayın Analizi

Yayınlar, Şekil 2.2'de gösterildiği gibi, kaynaklarına ve yayın yılına göre sınıflandırılmıştır. Ayrıca, yayınlar, veritabanındaki makalelerin zaman içinde kaç kez alıntı yapıldığına göre kategorize edilmiştir (bkz. Şekil 2.3). İncelenen çalışmaların yayınlanma zamanına bir zaman kısıtlaması (2000-2021) getirilmiş olmasına rağmen, Scopus veri tabanına göre 1984, 1985, 1986 ve 1988 yılları için her yıl yalnızca bir makale vardı ve 1985 yılında WoS veri tabanına göre yalnızca bir çalışma vardı.



Şekil 2.2. Yayınların yıllara göre dağılımı

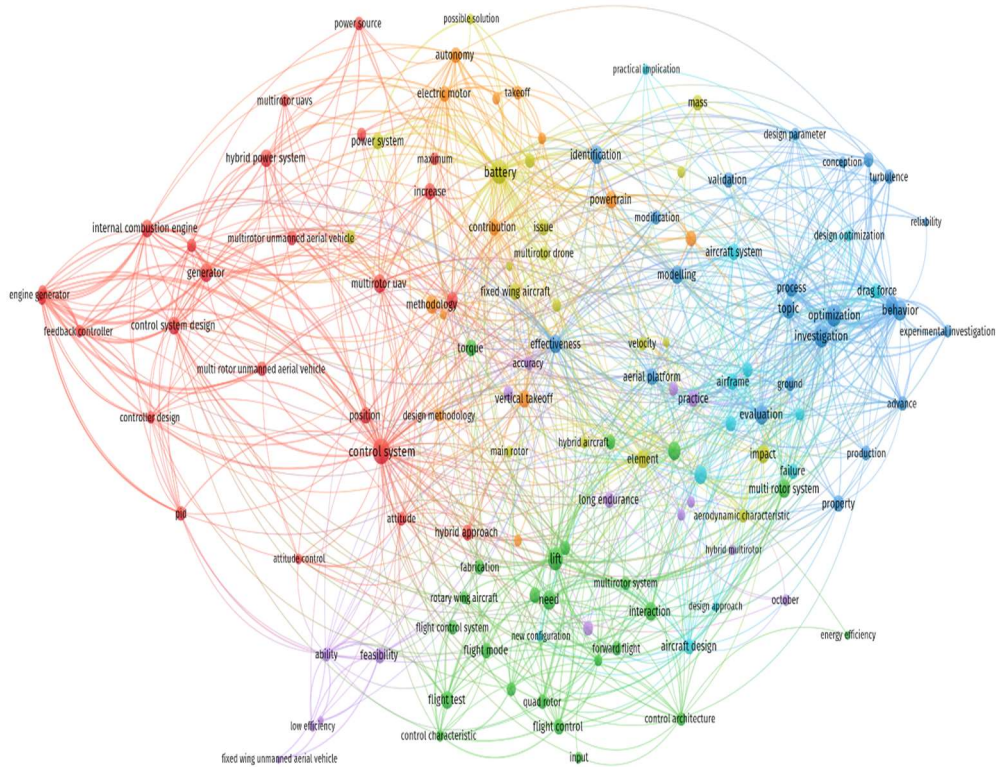


Şekil 2.3. Zaman içinde belirtilen zamanlar

2.1.1.6. Nicel Analiz

İncelenen makalelerde yer alan anahtar kelimeler, araştırmacıların ilgi alanlarının belirlenmesine ve en sık kullanılan bilimsel terimlere ve incelenen kayıtlarda sürekli tartışılan konulara erişilmesine katkıda bulunmuştur (Van Eck and Waltman, 2010) tarafından geliştirilen VOSviewer (benzerliklerin görselleştirilmesi) yazılımı, büyük bibliyometrik haritaların kolay ve anlaşılır bir şekilde görüntülenmesi amacıyla tasarlanmıştır. Eş oluşum ağını anahtar kelimelere ve kayıtların ana terminolojisine atamak için kullanılmıştır.

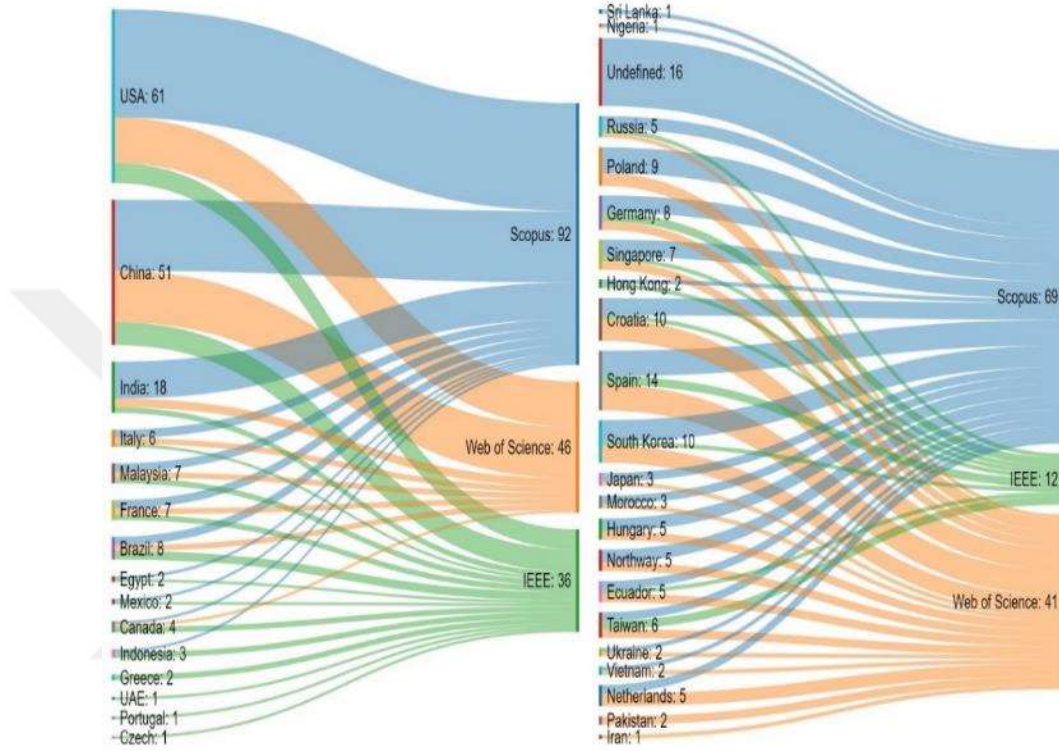
VOS görüntüleyici yazılımı ile elde edilen Şekil 2.4, HPS'nin İHA'lara entegre edilmesiyle ilgili anahtar kelime görselleştirme kümesini göstermektedir. Sık kullanılan anahtar kelimelere göre farklı kümeler oluşturulmuştur. Ağ görselleştirmesinin farklı renklerle temsil edilen birkaç kümeyi gösterdiği gözlemlenebilir. Bu gruplar, yazarın hibrit sistem, İHA, sevk sistemi, faydalı yük, uçuş süresi, içten yanmalı motor ve kontrol sistemi gibi anahtar kelimelerine göre oluşturulmuş ve kümelendirilmiştir.



Şekil 2.4. Yayınlanmış literatürde kullanılan anahtar kelimelerin ağ görselleştirmesi

Bu çalışmada kullanılan veri tabanlarından yola çıkılarak, kayıtların ülke, çalışma sayısı ve veri tabanı açısından nicel bir analizi sunulmaktadır. Bu, Şekil 2.5'ta

gösterildiği gibi Sankey diyagramları (SankeyMATIC, 2022) kullanılarak gerçekleştirilir. Grafiğe göre, önerilen konuyla ilgili yayın sayısı bakımından en önde gelen ülke (n = 61) çalışmayla ABD'dir; onu (n=51) çalışmayla Çin, (n=18) çalışmayla Hindistan, (n=14) çalışmayla İspanya, (n=10)'ar çalışmayla Güney Kore ve Hırvatistan ve (n = 9) çalışmayla Polonya izlemektedir.



Şekil 2.5. Yayınlanan belgelerin ülkeler arasında dağılımı

2.1.1.7. En Çok Atıf Alan Çalışmalar

Son 20 yılda en çok alıntı yapılan çalışmalar, sistematik sentez için dahil edilen makalelerin nihai çalışma örneğine göre gözden geçirildi. En çok atıf alan makale, International Journal of Hydrogen Energy'de yayınlanan "Fuel Cells for airborne use: Energy Storage Compare" (Ustolin and Taccani, 2018) başlıklı makaleydi. Ardından, 2017 IEEE 6. Veriye Dayalı Kontrol ve Öğrenme Sistemleri Konferansında yayınlanan "Mikro üçlü tilt-rotor DİK İHA için benzinli-elektrikli melez itki sisteminin tasarımı ve uygulaması" (W. Lu et al. , 2017) başlıklı ikinci en çok alıntı yapılan çalışma gelmektedir. Tablo 2.3, WoS, IEEE Xplore ve Scopus tarafından verilen en çok alıntı yapılan altı makaleyi özetlemektedir.

2.1.1. Ana Bulgular ve Tartışma

Bu bölüm, SLR yöntemiyle elde edilen çalışmaların ana katkılarını açıklamaya, analiz etmeye ve tartışmaya ayrılmıştır. Ek olarak, metodolojiler, gelecekteki zorluklar ve araştırma eğilimleri tartışıldı.

Tablo 2.3. En çok atıf alan makaleler

Yazarlar	Başlık	Yayın Kaynağı	Yıl	Toplam Atıflar		
				WoS	Scopus	IEEE
(Ustolin and Taccani, 2018)	Fuel cells for airborne usage: Energy storage comparison	International Journal of Hydrogen Energy	2018	13	16	-
(W. Lu et al. , 2017)	Design and implementation of a gasoline-electric hybrid propulsion system for a micro triple tilt-rotor DİK UAV	2017 IEEE 6th Data Driven Control and Learning Systems Conference	2017	2	13	8
(Apeland et al. , 2020)	Suitability analysis of implementing a fuel cell on a multirotor drone	Journal of Aerospace Technology and Management	2020	-	9	-
(Lin et al. , 2015)	Engine Controller for Hybrid Powered Dual Quad-Rotor System	IECON 2015 - 41st Annual Conference of the IEEE Industrial Electronics Society	2015	6	7	5
(B. Lu et al. , 2016)	Parameter matching of hybrid coaxial rotors and multi-rotor UAV's power system	AUS 2016 - 2016 IEEE/CSAA International Conference on Aircraft Utility Systems	2016	5	5	4
Ahluwalia vd. (Ahluwalia et al. , 2021)	Performance and cost of fuel cells for urban air mobility	INTERNATIONAL JOURNAL OF HYDROGEN ENERGY	2021	4	4	-

2.1.1.1. Ana Katkıların ve Sınırlamaların Analizi

Literatür bulgularının sentezi; amaç modelleme, simülasyon veya pratik uygulama olsun, çok rotorlu İHA'lardaki HPS'ye odaklanır. Ek 1'de sistematik sentez için uygun çalışmaların değerlendirilmesi gösterilmiştir. Bu kısım'de, her çalışmadaki veriler aşağıdaki faktörlere göre değerlendirilmiş ve sunulmuştur:

- Araştırmanın Alanı/Amacı

- Tasarım Metodolojisi

- Gelecek Çalışmalar

Çeşitli çalışmalarda (Ahluwalia et al. , 2021; Cabanas et al. , 2021; Chemodanov et al. , 2021; Dae, 2020; Garrett-Glaser, 2020; Krznar et al. , 2021; B. Lu et al. , 2016; W. Lu et al. , 2017; Ranasinghe and Gunawardana, 2021; Xu et al. , 2018) itki sistemlerinin tasarımında ICE'yi kullanılmıştır. Bu çalışmaların ana sonuçları, enerji yoğunluğunu iki katına çıkarma (Krznar et al. , 2021); tilt-rotor tipi dikey kalkış ve iniş (DİK) İHA'larda yüksek verimlilik ve daha uzun uçuş süresi elde etme (W. Lu et al. , 2017); çok rotorlu İHA'ların niteliksel gelişimi (Gundlach, 2012); verimli güç tüketimi ile uçuş süresini artırma (Ranasinghe and Gunawardana, 2021) gibi konularda HPS kullanımının avantajlarını göstermiştir. (Cabanas et al. , 2021)'de, bir ICE (DLE-111- İki Zamanlı: 8.4 kW, 2.86 kg), bir 3-faz AC gerilim üretmek için bir jeneratör olarak Fırçasız DC (BLDC) motorla (ROTOMAX 150 cc: 9.8 kW, 2.5 kg) mekanik olarak eklendi. Elde edilen AC voltajı, MOSFET'ler (Metal Oksit Yarı İletken Alan Etkili Transistörler) olarak bilinen bir yarı iletken transistörden oluşan aktif bir doğrultucu kullanılarak doğrultuldu ve doğrultulan voltaj bir FPGA (Alan Programlanabilir Kapı Dizileri) tarafından kontrol edildi ve SK'lerde tutuldu. Ön sonuçlar, yaklaşık 7.75 kW (50 V, ~150 A) maksimum güç üretimini gösterse de, özellikle çok rotorlu bir İHA platformu gibi gerçek bir yükü besleyen gerçekçi çalışma koşulları belirtilmemiştir. Benzer şekilde, BLDC motor (E-flite Power 160) ile birlikte ICE (OS FS-91- Four Stroke: 1.2 kW, 0.68 kg) kullanan bir seri hibrit sistem (Hageman and McLaughlin, 2018)'de ele alınmıştır. Sonuçlar, gerçek yük koşulları sırasında jeneratörün voltajı ve hızı arasındaki ilişkinin, bir seri hibrit sistemin genel verimliliğini ölçmek için kritik bir faktör olduğunu göstermiştir. Buna dayanarak, ICE ve EG arasındaki kuplaj sırasında yüksek verim elde etmek için her iki bileşenin en iyi ortak ve yakınsak çalışma noktalarının bulunması esastır. Başka bir çalışmada (Benbrook and Hagen, 2019), toplam kapasitesi 1 kW olan bir HPS de geliştirilmiştir. Tasarlanan hibrit sistem, bir BLDC motoruna (KDE7215XF) mekanik olarak bağlanmış ICE'ye (3W28i - İki Zamanlı: 2.00 kW, 1.2 kg) dayanmaktadır. Bir dinamometre ile elde edilen deneysel test veri setlerine dayanarak, daha ağır üniteler daha hafif alternatiflerle değiştirilerek genel sistem verimliliği artırılmıştır. Ayrıca yakıt verimliliğini artırmak için elektronik kontrol ünitesi (ECU) kullanıldı. Sonuç

olarak, genel verimlilik %1 artarken, sistemin toplam ağırlığı azaldı.

Çalışmada ICE (Zenoah G320RC: 2.4 kW, 2.3 kg), EG (MTO6374–170–HA–C: 3.55 kW, 0.83 kg) ve bataryadan oluşan hibrit bir sistem modellenmiş ve uygulanmıştır (Krzmar et al. , 2021). Bir test tezgahı kullanılarak yapılan simülasyon ve pratik deneylerin sonuçlarına göre, HPS'nin (ICE+Battery) 300 Wh/kg özgül enerjiye sahip olduğu, batarya paketi enerji yoğunluğunun ise 140 Wh/kg civarında olduğu sonucuna varılmıştır. Buna dayanarak, hibrit sistemin toplam ağırlığının batarya bazlı sisteme göre iki kat daha az olduğu sonucuna varılmıştır. Buna göre, HPS kullanılarak enerji yoğunluğunda iki kat artış elde etmek mümkündür.

Bir dizi-HPS'deki eşleştirme, çalışma (Hageman and McLaughlin, 2018) tarafından incelenmiştir. ICE (OS FS-91: 1.2 kW, 0.65 kg) ve EG'den (E-flite Power 160:2.5 kW, 0.65 kg) oluşan HPS. ICE ve EG arasındaki uyumsuzluk nedeniyle yüksek verim elde edilememiştir. Sonuç olarak, gerekli verimliliği elde etmek için HPS, hem ICE hem de EG için en iyi ortak ve yakınsak çalışma noktalarının belirlenmesine dayalı olarak yeniden tasarlanabilir.

Başka bir pratik çalışma (McKinney et al. , 2018), ICE (Desert Aircraft 50cc: 3.73 kW, 1.33 kg) ve EG'den (Turnigy Rotomax 50cc: 5.3 kW, 1.8 kg) oluşan bir test standı tasarlayarak HPS'yi Küçük İnsansız Hava Aracı Sistemine (sUAS) dahil etmenin etkilerini vurgulamıştır. Titreşim ve gürültü ile ilgili toplanan deneysel veri setlerine dayanarak, titreşimler başta aviyonik sistem olmak üzere uçuş sisteminin genel performansını etkileyebilir. Bu nedenle, otopilot ünitelerinin üretiminde uzmanlaşmış bazı şirketler, kontrol sistemi ve sensörleri itki sisteminden izole etmeye çalışmaktadır.

Turboşaft motorlarının HPS'ye entegre edilmesiyle ilgili olarak, çalışma (Moody et al. , 2019), iki hibrit sistem prototiplerini incelemiş ve uygulamıştır. İlk aşamada, bir elektrik jeneratörü olarak BLDC EM'yi (Tornegi Rotomax 100cc: 8 kW, 2.1 kg) çalıştıran bir motor olarak BLDC EM (Rimfire 50cc: 5 kW, 1.25 kg) için elektriksel testler yapılmıştır. İlk test sonuçları, değişken yükleme koşulları altında elektriksel bağlantı aşamasında %63'lük bir elektrik verimliliği gösterdi. Güç sisteminin ana kaynağı olarak bir turboşaft motorunun (KingTech K60TP G2:7.3 kW, 2.4 kg) entegre edilmesi durumunda, turboşaftla çalışan EM, elektrik cephesinden yüklendiğinde istenmeyen titreşim ve salınım sergileyerek bir kararsızlık sorunu yaşamıştır. Buna göre, türbülans, titreşim ve salınım sorunları, turboşaft motorlu hibrit sistemlerde

tartışmasız en zorlu sorunlardır.

Diğer tür çalışmalar FC'lerin kullanımına değinmiştir (Ahluwalia et al. , 2021; Apeland et al. , 2020; Apeland et al. , 2021; Ustolin and Taccani, 2018; Yan et al. , 2019). Çok rotorlu bir İHA'nın FC hibrit sisteminin performansını analiz etmek için, bir model sunulmuş ve 25 kg MTOW çok rotorlu bir İHA'ya uygulanmıştır (Apeland et al. , 2020). Çalışma bulgularına göre, benzer boyuttaki (12.2 kg) Yakıt Hücreleri veya lityum polimer (LiPo) bataryaların kullanımı, LiPo bataryalarla çalıştırıldığında 59 dakikaya kıyasla Yakıt Hücreleri kullanılarak 99 dakikalık bir uçuş süresi sağlayacaktır.

Benzer şekilde İHA'lar için en uygun güç sisteminin (FC, batarya, hibrit sistem) belirlenmesi amacı ile sayısal simülasyon modeli geliştirilmiştir (Ustolin and Taccani, 2018). Sayısal simülasyonun sonuçları aşağıdakileri göstermiştir:

- 7 kg kalkış ağırlıklı bir dört rotorlu insansız hava aracı, 4.4 kg ağırlığında hibrit sistem (FC+batarya) ile çalıştırılabilirken, aynı araç 6.6 kg lityum batarya ile aynı miktarda enerji ile çalıştırılabilir, bu da %30'dan daha fazla ağırlık tasarrufu anlamına gelir;
- Mekez sistem uzun uçuşlar için daha uygun görünmektedir, ancak kısa uçuşlar için lityum bataryalar hala en iyi seçenektir (7 kg kalkış ağırlığı ile bir saatten az).

Benzer şekilde, (Apeland et al. , 2020)'deki yazarlar, daha iyi uçuş uçuş süresini elde etmek için hibrit bir FC sistemi veya batarya kullanma tercihini belirlemeyi amaçlayan sayısal bir model tasarladılar. Geliştirilen model 25 kg MTOW çok rotorlu X8 İHA'da uygulanmıştır. Sonuçlar, hibrit sistem (FC ve batarya) kullanıldığında, bataryalara kıyasla uçuş süresinin %76 oranında arttığını göstermiştir. Daha bir sayıda, HPS'deki itki sisteminin kompozisyonu ve verimliliği, hidrojen depolaması ve batarya performansının etkisi yazarlar tarafından incelenmiştir (Apeland et al. , 2021). Analiz, çeşitli çok rotorlu konfigürasyonlarda (Octocopter ve Hexacopter) gerçekleştirilmiştir. İtme standı (RCbenchmark 1780) ölçümleri kullanılarak, çok rotorlu İHA'nın koaksiyel konfigürasyonunun %20-30 oranında verim kaybına neden olduğu, tek konfigürasyonun ise 25 kg kalkış kütlesinde güç tüketimini 700 W azalttığı tespit edilmiştir.

Benzer bir değerlendirme çalışmasında (Ahluwalia et al. , 2021), seçilen çalışma

durumlarına göre (çok rotorlu ve tiltrotor eDİK), karşılaştırmanın bulguları FC'lerin (küçük bataryalı/bataryasız) çok rotorlu eDİK'lere güç sağlamak için en uygun olduğunu gösterdi (kentsel bir senaryoda 60 mil menzil içinde, (4-5C) şarj/deşarj oranı ve 2500 kg MTOW). Hibrit FC, LiPo bataryaların maliyetinin 12 katına mal olmasına rağmen, hibrit FC sistemi LiPo bataryalardan daha iyi uçuş süresi sağlamakta (Apeland et al. , 2020) ve tiltrotor elektrikle çalışan (eDİK) araçlarda (Ahluwalia et al. , 2021) onlardan daha iyi performans göstermektedir

2.2. İHA için Güç Kaynakları

İHA'lar birçok elektrikli ve elektronik bileşen içerir ve enerji tüketimleri değişen seviyelerde farklılık gösterir. Motoru tahrik eden elektrikli ve elektronik parça en çok enerji tüketen bileşendir (Shin and Teh, 2018). Bu hızlı enerji tüketimi, özellikle uzun görevler gerçekleştirirken performansı olumsuz yönde etkilemektedir. Sonuç olarak, kullanılan diğer bileşenlerin yanı sıra itki sistemini de korumak için tasarım aşamasında uygun güç kaynağı sisteminin seçilmesi en önemli adımlardan biridir (M Hassanalian et al. , 2018).

İHA'nın uygulamasına bağlı olarak güç kaynağı seçilebilir (M. N. Boukoberine et al. , 2019). Örneğin, içten yanmalı motor (İYM) ile elektrik motoru (EM) karşılaştırıldığında, İYM uzun menzilli uçuş kabiliyeti ve geniş yük menzili sağlar; bunların her ikisi de havadaki uygulamalarda önemli bir zorluk teşkil eder. İYM yüksek yakıt enerjisi ve enerji yoğunluğuna sahiptir (Xie et al. , 2018) ve uzun uçuş uçuş süresini sağlayabilir. Bununla birlikte, çok aşamalı bir enerji üretim sürecinin bu sistemlerin verimliliğini azaltmaya katkıda bulunabileceği unutulmamalıdır (M. N. Boukoberine et al. , 2019)..

Elektrik motoru (EM), ultra düşük termal ve akustik izler (Gong et al. , 2018), gelişmiş elektronik kontrol sistemleri, otomatik kontrole kolay uyum, yüksek doğruluk ve düşük maliyetli kendi kendine çalışma gibi birçok temel özellik nedeniyle İHA sistemlerinde tercih edilmektedir (M. N. Boukoberine et al. , 2019; Gong and Verstraete, 2017). Güvenilirlik, yüksek verimlilik ve kontrol kolaylığı da ek avantajlardır (Gong and Verstraete, 2017; Mostafa Hassanalian and Abdelkefi, 2017).

2.2.1. Güneş Enerjili İHA'lar

Çok rotorlu araçlar hem askeri, hem sivil hem de araştırma açısından geniş bir uygulama alanına sahiptir. Bununla birlikte, kısa uçuş süreleri ve sınırlı taşıma yükü

ile büyük sorunlarla karşı karşıyadır (Kanellakis and Nikolakopoulos, 2017). Yazarlar (Kingry et al. , 2018) uzun süreli görevlere ulaşmak için Şekil 2.6'da gösterildiği gibi güneş enerjisiyle çalışan bir quadcopter sunmuşlardır. Gelecekteki çalışmalarda ağırlık azaltmayı entegre etmeyi ve çok sayıda uçuş deneyi gerçekleştirmeyi tavsiye ettiler. Şekil 2.6.b'da, NASA tarafından 24 saatten az olmayan bir süre boyunca sürekli uçuş geliştirmek amacıyla geliştirilen Helios Prototipini göstermektedir.



Şekil 2.6. (a) Güneş enerjisiyle çalışan bir quadcopterin yapısı (Goh et al. , 2019) ve (b) uçan kanat NASA'dan (Cravey et al. , 2006)

2.2.2. Bir Yer İstasyonundan Güç Alan İHA'lar

Araştırmacılar (Lee et al. , 2015; Liu et al. , 2017) aynı hedefe (yüksek uçuş süresi kabiliyeti) ulaşmak için yer istasyonunda bulunan otomatik bir şarj ve değiştirme sistemi tasarlamıştır. Önerilen sistemler hayata geçirilmiş olsa da araştırmacılar gelecekte İHA'ların daha uzun süre uçabilecek şekilde tasarlanması ve aynı zamanda bu tip hava araçlarının uygulama alanlarının genişletilmesi gerektiğine inanmaktadır.

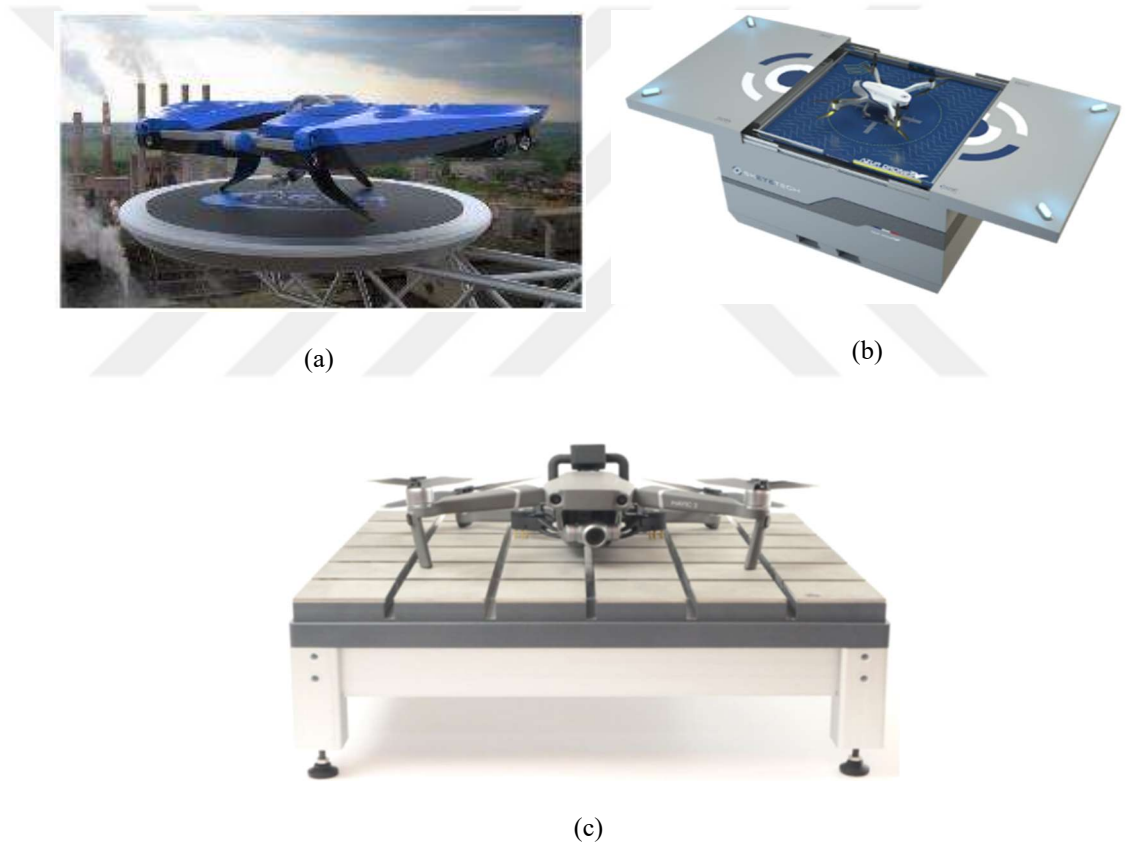
Uzun ve güvenilir uçuşlar, bu görevleri sonuna kadar yerine getirmek üzere tasarlanmış hava araçları gerektirmektedir ve bu nedenle yeni güç kaynağı çözümlerinin keşfedilmesine ihtiyaç vardır (uasvision, 2017). Bunu başarmak için Neva Aerospace, (Şekil 2.7.a)'de gösterildiği gibi İHA'ları ve ayrıca uçan arabaları şarj etmek için bir güç istasyonu tasarladı.

Uzun ve güvenilir uçuşlar, görevi mükemmel bir şekilde yerine getirmek üzere tasarlanmış hava araçları gerektirir. Bu doğrultuda, İHA'lar için yeni güç kaynakları çözümlerinin araştırılmasına acil ihtiyaç duyulmaktadır.

Drone batarya şarj istasyonları, uzun görevlerin güvenli ve kalıcı bir şekilde yürütülmesini sağlamanın bir başka yoludur. Elektrikli İHA'ların uçuş süresi

kabiliyetlerini artırmak için araştırmacılar (Lee et al. , 2015; Liu et al. , 2017) bir yer istasyonunda bulunan otomatik şarj ve değiştirme sistemleri tasarlamıştır. Önerilen sistemler uygulanmış olsa da, araştırmacılar gelecekteki İHA'ların daha uzun süre uçabilecek şekilde tasarlanması gerektiğine inanmaktadır, bu da uygulama alanlarının daha çeşitli görevleri içerecek şekilde genişletilmesi anlamına gelmektedir.

Neva Aerospace, Şekil 2.7'de gösterildiği gibi elektrikli hava araçlarının bataryaları için bir şarj ve değiştirme istasyonu tasarlamıştır. SpaceBridge istasyonu elektrikli hava araçlarının (uçan arabalar veya İHA'lar) güç ihtiyaçlarını karşılamak üzere tasarlanmıştır. Neva'ya göre SpaceBridge istasyonu havaalanlarına ve çatılara entegre edilecektir.



Şekil 2.7. İHA'lar için şarj istasyonu İHA'lar için şarj istasyonu: (a) Neva Aerospace (uasvision, 2017); (b) AzurDrones (azurdrones, 2023) ; (c) Skycharge(Skycharge, 2023).

Skeyetech istasyonu, Fransız Azurdrones şirketi tarafından en zorlu iklim koşullarında drone bataryalarını şarj etmek amacıyla tasarlanmıştır. İstasyon, yönetim ve bakım sistemlerini ve beklenen teknik arıza risklerinin tespiti içermektedir.

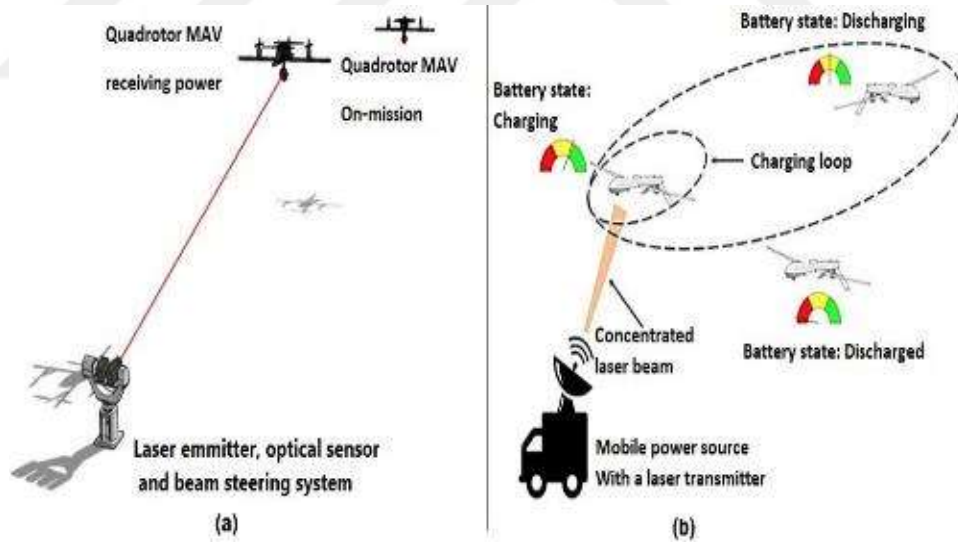
Aynı bağlamda, Amerikan Skycharge şirketi, daha güvenli, mevcut diğer

sistemlerden daha hafif ve genel olarak 50V ve 500W sağlayabilen bir şarj platformu tasarlayarak ticari drone batarya şarj sistemleri geliştirmiştir. Şekil 2.7'de İHA'nın batarya şarj istasyonları gösterilmektedir.

2.2.3. Kablosuz Güçle Çalışan İHA'lar

İHA'lar, özellikle de quadcopter'lar, küçük faydalı yük kapasiteleri ve dolayısıyla uçakta büyük enerji rezervlerinin bulunmaması nedeniyle daha az uçuş süresi göstermeleri nedeniyle etkisiz olarak değerlendirilebilir.

Lazer teknolojisi, İHA'lardaki sınırlı uçuş süresinin üstesinden gelmek için modern tekniklerden biri olarak katkıda bulunur ve çoğu araştırmacı ve üretici uçuş süresini ve dolayısıyla uçuş süresini artırmaya çalışır. Bu teknoloji güçlü bir kızılötesi lazer sistemine dayanmaktadır ve ışın özel olarak geliştirilmiş bir güneş bataryalı dizisine yönlendirilmekte, ardından ışınlar elektrik enerjisine dönüştürülmektedir (Achtelik et al. , 2011). Şekil 2.8 (a) ve (b), bir güç kaynağından oluşturulan lazer yayıncılı bir İHA kablosuz şarj sistemini göstermekte ve uçağın görevini amaçlandığı gibi tamamlaması için şarj edilmesini sağlamaktadır.



Şekil 2.8. İHA'ları şarj etmek için lazer teknolojisi (a): (Ireland, 2014), (b): (M. Lu et al. , 2018)

Washington Üniversitesi'nde hava araçları ve robotlar için insan müdahalesi olmadan yenilikçi şarj çözümlerine ilişkin bir araştırma yapılmıştır (AIJournal, 2020). WiBotic, bir vericiden bir antene kablosuz olarak güç göndermek ve bataryaları şarj etmek için elektrige dönüştürmek üzere otonom bir kablosuz şarj sistemi geliştirmek için bu araştırmaya dayanmıştır. Kablosuz şarj sistemi (Şekil.2.9) robotlara, dronlara ve su altı araçlarına esnek bir şekilde güç sağlayabilir (CoMotion, 2015).



Şekil 2.9. WiBotic kablosuz şarj sistemi (wibotic, 2023)

2.2.4. Kablolu Güç ile Çalışan İHA'lar

İHA teknolojisi sınırlı uçuş süresinden muzdariptir ve bu, daha uzun uygulama süresi gerektiren görevleri yerine getirememesinin önemli bir nedenidir. Sonuç olarak, mühendislik ve araştırma fikirleri, hava araçlarına uzun süreler boyunca enerji sağlayabilecek uygun enerji kaynaklarının belirlenmesi konusunda çeşitlilik göstermektedir. Bu çözümlerden biri, drone'u ince bir kablo aracılığıyla yerdeki bir güç kaynağına bağlayarak güç sağlamaktır. Bu durum, çok rotorlu bir insansız hava aracına bir kablo aracılığıyla güç sağlayan bir sistemin bileşenlerini gösteren Şekil 2.10'de açıkça görülmektedir (Walendziuk et al. , 2020). Batarya ile çalışan dronelerin havada yaklaşık 20 dakika kalabilmeleri, ticari uygulamalardaki etkinliklerini sınırlamaktadır (dronevolution, 2023).

Bağlı İHA'lar (Şekil 2.11) uzun süre gerektiren görevlerin gerçekleştirilmesi için uygun görünmektedir. Drone, bir yer istasyonuna bağlı bir kabloyla (tether) güçlendirilir ve yalnızca yer istasyonunun güç kaynağının boyutuyla sınırlı uçuş saatlerine izin verir.



Şekil 2.10. Kablolü Güçlendirilmiş İHA'ların Bileşenleri ((Walendziuk et al. , 2020)'den alınmıştır)

UMAR (Unmanned Multi-Rotor Aerial Relay), Amerika Birleşik Devletleri'nde küçük döner kanatlı İHA'ların önde gelen üreticisi DPI (Dragonfly Pictures) tarafından üretilmektedir. UMAR (bkz. Şekil 2.11 b) faydalı yük kaldırma konusunda uzmanlaşmış bağlı bir İHA'dır. İletişim sistemlerinde, bir UMAR sistemine monte edilen bir anten, bir radyo hattını 8 milden 30 mile kadar uzatabilir.



(a)



(b)

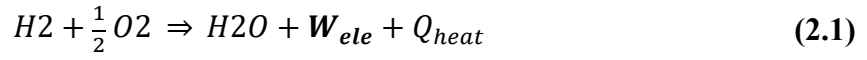
Şekil 2.11. Bağlı İHA'lar tarafından: (a) Drone Evolution (dronevolution, 2023) ; (b) DPI

2.2.5. Yakıt Pili ile Çalışan İHA'lar

İnsansız hava aracı sektörünün güç kaynağı açısından karşılaştığı sorunların çözümünde teknoloji kullanımının giderek gelişmesiyle birlikte, uçuş süresini uzatmak için önerilen ve kullanılan çözümlerin başında yakıt pillerinin kullanımı gelmektedir.

Yakıt hücreleri, Denklem (2.1)'de gösterildiği gibi su ve ısı üretimine ek olarak yakıtın kimyasal enerjisini doğrudan elektrik enerjisine dönüştürür (Sharaf and Orhan,

2014).



Yakıt pilleri daha yüksek enerji yoğunluğu ile karakterize edilir (González-Espasandín et al. , 2014), bu da onu elektrik sistemlerinde alternatif bir enerji kaynağı haline getirmiştir (Pan et al. , 2019). Bunlar arasında, Polimer Elektrolit Membran (PEM) yakıt hücreleri küçük boyutlu ve hafiftir, bu da onları İHA'larda en yaygın kullanım haline getirir (Donateo et al. , 2017).

Yakıt hücreleriyle ilgili en büyük sorun, drone'daki plastik bileşenlere zarar verebilecek ısı üretmenin yanı sıra hidrojeni kullanmanın ve depolamanın zorluğudur (Dukowitz, 2021). Tüm bunlara rağmen, uzman şirketler (Şekil 2.12) bu teknolojiyle çalışan drone'lar üretmek istemektedir, çünkü Lityum-Polimer (Li-Po) bataryalara göre birçok avantajları vardır ve bunlardan en önemlisi uçuş süresini uzatabilmeleridir.



Şekil 2.12. Yakıt Pili ile donatılmış M600 multikopter ile DP20 (Sisco and Robinson, 2019)

Bir diğer yakıt hücreli İHA üretimi olan ISS Aerospace, çeşitli uzun süreli uygulamalar için Sensus 6'yı (Şekil 2.13) tasarlamış ve üretmiştir. SENSUS'un Lityum Polimer ya da Hidrojen olmak üzere iki güç kaynağı seçeneği bulunuyor. Hidrojen yakıt hücreli olması durumunda uçuş süresi 7-8 kg faydalı yük ile 120 dakikaya kadar çıkabilmektedir.



Şekil 2.13. ISS Aerospace'in Sensus 6 İHA'sı (issaerospace, 2023)

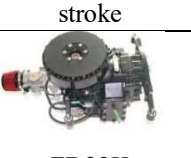
2.3. Sanayi Sektörü Perspektifinden Çok Rotorlu İHA'larda HPS'ler

Diğer yandan, endüstrinin HPS'ler ve hibrit güçle çalışan çok rotorlu İHA'lar konusundaki teknolojik gelişimine dikkat çekmek ilginçtir. Bu bölüm, bu sistemlerin en son ticari modellerinden bazılarıyla ilgili son teknolojik gelişmelere odaklanmaya ayrılmıştır.

2.3.1. İHA için Hibrit Güç Sistemi Jeneratörleri

İHA'larda kullanılabilecek bazı ticari melez güç paketleri ve motor modelleri bulunmaktadır. HPS'lerin dikkate değer bir geliştirmesinde LaunchPoint, İHA sistemleri için hibrit-elektrikli Jeneratör Setleri geliştirmiştir. Bu yenilikçi teknoloji, hava taşımacılığı ve kargo dağıtım sistemleri gibi uzun uçuş süreleri veya ağır yükler gerektiren ticari havacılık sistemlerinin geliştirilmesi için ek fırsatlar sunmaktadır (SuaNews, 2021). Maksimum gücü 5.5 kW olan HPS055 Jeneratör GenSeti, toplam ağırlığı 11.3 kg (launchpointeps, 2022) Tablo 2.4'te gösterilmiştir. Foxtech Hobby NOVA-2400 jeneratörünü de üretmiştir (sürekli güç: 2.4 kW, 4.2 kg ağırlık, yakıt tüketimi: 2 kg/saat). Bu jeneratör ile MTOW (Gaia 160 platformu için) 23 kg'a (jeneratör: 4.2 kg+platform: 11.8 k + yakıt: 5 kg+yük: 2 kg) ulaşabilir ve 2.5 saat uçabilir (Foxtech, 2022a). GAIA 160 Elite Hibrit Drone sistemi, yüksüz olarak yalnızca 13.7 kg kalkış ağırlığına sahiptir ve kalkış ağırlığı (19.7 kg) ile yaklaşık 3.5 saat (6 kg yakıtla) ve 3 saat uçabilir. (3 kg yakıt) (Foxtech, 2022c). Aynı kapsamda Fly Dragon Drone Tech, çoklu rotorlar için tasarlanmış hibrit jeneratörler üretiyor. FD23K jeneratörü, uçuş süresini 150 kg'lık bir MTOW ile yaklaşık 3 saate çıkarabilen 23 kW'lık bir güç (ağırlık: 39.5 kg, yakıt tüketimi: 17.5 kg/saat) üretir (dronefromchina, 2022).

Tablo 2.4. İHA'lar için bazı ticari hibrit jeneratör ve motor örneklerinin teknik verileri

İHA Tipi	Motor Tipi	Motor Modeli	Güç Aralığı (kW)	Ağırlık (kg)	Üretici / Ref.	Ülke
İHA	Hibrit	 DLE128HD	8.9	6.2	DLE / (Lxrcmodel, 2022)	China
Ticari havacılık, otomotiv ve hava taksi şirketleri	Hibrit	 DA150	•5.5 (max) •5 (cont.)	9.5	LaunchPoint/ (launchpointe ps, 2022)	USA
Uzun uçuş süresi, İHA ve KHH için hibrit elektrikli uçuş	Hibrit	 Rotax 582UL	•40 (max) •35 (cont.)	59	LaunchPoint/ (launchpointe ps, 2022)	USA
Çoklu helikopterler, DİK Sabit kanatlar	Hibrit	 NOVA-2400	2.4 (cont.)	4.2	Foxtech Hobby/ (Foxtech, 2022a)	China
Büyük İHA'lar	Hibrit	 GE70	4 (max)	3.5	Pegasus/ (Pegasusacro, 2022)	Canada
İHA	Hibrit	 G120 EFI, two stroke	7.4	6.15	Walkera Technology Co.Ltd. / (Walkera, 2022a)	China
Çoklu Helikopterler	Hibrit	 FD23K	22.967	39.5	Fly Dragon Drone Tech/ (dronefromchina, 2022)	China
Hafif havacılık cihazları ağırlığı up to 120kg	İki silindirli iki zamanlı (boxer)	 F23-LIGHTWEIGH	37.3	22 (without exhaust)	Hirth Engines GmbH/ (hirthengines, 2022a)	Germany

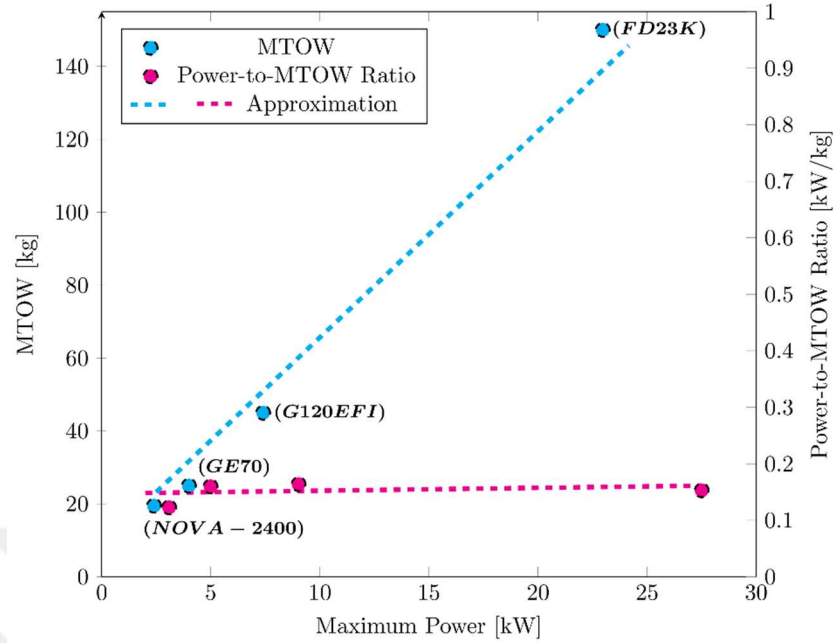
Tablo 2.5. İHA'lar için bazı ticari hibrit jeneratör ve motor örneklerinin teknik verileri (devamı)

İHA Tipi	Motor Tipi	Motor Modeli	Güç Aralığı (kW)	Ağırlık (kg)	Üretici / Ref.	Ülke
İHA, UAS	2-Cylinder Gas Engine, two stroke	 SP-275 FI TS ROS	16.34	10.7 (including ignition)	3W International GmbH/ (3w-international, 2022)	Germany
İHA'lar, hafif uçaklar ve helikopterler	Quad[4] Rotor, Rotary Wankel	 RT1200-P	•149.14 (max) •111.8 (cont.)	54	Rotron Power/ (RotronPower, 2022)	UK
Sabit Kanat, Helikopter-Roter Kanat, Hibrit	4-stroke four cylinder rotating valve fuel injected	 DF140LC 4 Cyl Engine	8.575 (max)	6.3 +/- 0.2	RCV Engines Ltd/ (RCVengines, 2022)	UK
İHA'lar (ağır yükler)	Rotary engine	 SP-180 HF SRE Hybrid	22.296	9.5 (without subcomponents)	Sky Power/ (Skypower, 2022)	Germany
Hafif ve ultra hafif havacılık, İHA için mevcut	Single cylinder two-stroke engine	 F33 AS	22.37	12.7	Hirth Engines GmbH/ (Hirthengines, 2022b)	Germany

Pegasus, ağırlığı 25 kg'a kadar olan daha büyük bir İHA'yı çalıştırabilen (maksimum güç: 4 kW, ağırlık: 3.5 kg, TBO: 200 saat) üretebilen bir melez güç paketi organı geliştirdi (Pegasusaero, 2022).

Walkera ayrıca MTOW: 45 kg ile 7.4 kW (9.9 hp) üretebilen G120 EFI motorunu da üretti. Şekil 2.14, mevcut melez jeneratörlerin maksimum çıkış gücü ile MTOW arasındaki ilişkiyi göstermektedir. Belirtildiği gibi, motor tarafından üretilen maksimum gücün MTOW'a oranı 0.1-0.15 kg/kW arasında değişmektedir. Tablo 2.4 ve Tablo 2.5 en son ticari jeneratörlerin ve motorların teknik özelliklerini ayrıntılı

olarak göstermektedir.



Şekil 2.14. Mevcut bazı hibrit motorların MTOW gücü

Mevcut tezi zenginleştirecek daha fazla teknik şartname için hibrit İHA jeneratörlerinin imalat ve üretimi alanında lider firmalarla (LaunchPoint, Rotron Power, Hirth Engines) iletişim kurulmuştur. Ne yazık ki, yanıt çok az oldu ve bazıları web sitelerinde bulunan halka açık veri sayfasına atıfta bulunmuştur. Olumlu tarafı, MTOW parametresinin yerleşik güce, görev profiline, kaldırma sistemine, araç tipine, yüke ve finansal getirilere/düşüncelere bağlı olduğunun altı çizildi. Ayrıca hibrit yaklaşımın, saf elektrikle çalışan İHA'lara kıyasla İHA'nın uçuş menziline/süresini uzatmanın daha iyi bir yolu olduğu vurgulanmıştır.

2.3.2. Hibrit Güçle Çalışan Çok Rotorlu İHA

Çok rotorlu İHA'lar, onları hem araştırmacılar hem de meraklılar için önemli kılan birçok avantaja sahiptir. HEPS, hibrit sistemi oluşturan güç kaynaklarının avantajlarını birleştirme ve dezavantajlarını ortadan kaldırma özelliğine sahiptir. Isı, gürültü ve emisyonların yan etkilerini en aza indirirken İHA'ların elektrik modunda uçuşmasını sağlar (Donateo et al. , 2018).

Bilimsel araştırma alanları ile endüstriyel sektörler arasındaki bağlantılar, karşılıklı bilgi aktarımına ve gelişen teknolojilere katkıda bulunur. Daha önce detaylandırıldığı gibi, HPS'leri İHA'lara güç sağlamak için dahil etmeye çalışan birçok akademik çalışma var. Bu bölüm, Şekil 2.15'te gösterildiği gibi melez motorlu çok

rotorlu İHA'ların en son ticari modellerinden bazılarına değinerek bilimsel-endüstriyel bir etkileşim oluşturmayı amaçlamaktadır.

HYBRiX 2.1, yalnızca 25 kg MTOW ile 4 saate kadar operasyonel uçuş süresi sağlayan çok yönlü bir hibrit uçuş platformudur. Yüksek uçuş süresini, onu uzun hava görevleri ve hatta olumsuz hava koşulları için daha uygun hale getirir. Benzer şekilde, Perimeter 8+ üzerindeki ek rotorlar daha fazla itme sağlar ve taşıma kapasitesi kapasitesini 2 saat uçuş süresi ile ve 6 saatten fazla taşıma yükü olmadan 7.5 kg'a çıkarır. Her ikisi de, yakıt ikmali ve havada geri dönüş için güvenli bir iniş sağlayan bir yedek sistem (aküler) içerir. Tablo 2.6'da, bu modellerin ve diğerlerinin teknik özelliklerini özetlemektedir.

Uçuş süresini artırmak için HPS'nin artan gelişimi artmaktadır. Buna göre gelecekte melez uçak uygulamalarının alanı genişletilebilir. 2016'dan beri Güney Kore, uçuş süresini yaklaşık iki saate kadar artırmak amacıyla bir ICE'yi batarya gücüyle birleştiren HPS'li melez bir drone (Şekil 2.16.a) geliştiriyor (Dae, 2020).



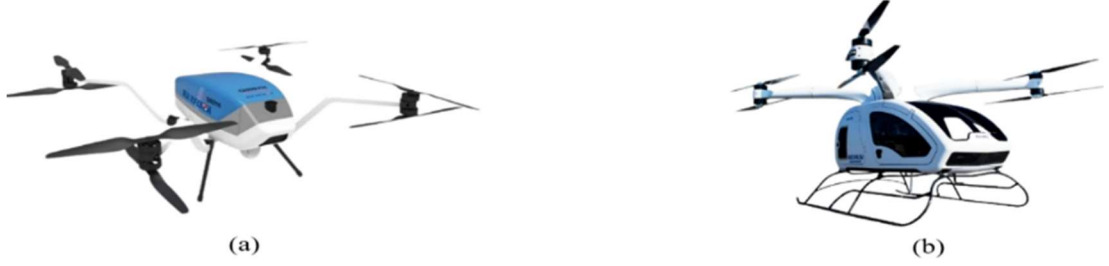
Şekil 2.15. Hibrit motorlu çok rotorlu İHA örnekleri

Tablo 2.6. Piyasada bulunan bazı hibrit çok rotorlu İHA'ların teknik özellikleri

Araç Modeli	Maks. Kalkış Ağırlığı (MTOW) (kg)	Maks. Uçuş Süresi (saat)	Maks. Yük/Boş Ağırlık Kapasitesi (kg)	Jeneratör Çıkışı (kW)	Batarya
HYBRiX 2.1 (Quaternium, 2020)	20/25	• 4 h (Max. Endurance) • 2 h (Full Load)	5/10/13	3.7	Lipo-6S
PERIMETER 8+ (Skyfront, 2019)	25.5	• 6 h (No load) • 3 h / 5 kg • 2 h / 7.5 kg • 1 h / 10 kg	10/-	NA	Lipo - Battery
GAIA 160 Elite Pro (Foxtech, 2022c)	22.5	3.5 h (19.7 kg take-off weight) (6 kg fuel) 3 hours with (3 kg fuel)	5/13.7	2 (max)	Lipo-12S
Airborg™ H8 10K (topflighttech, 2019)	50	• 2 h / 4 kg • Over 1 h (with up to 10 kg payload)	10/33	10	Lipo-12S (50V, 6000 mAh)
QL 1800 (walkera, 2022b)	56.1	2 h (No-load)	-/33	7.4	12S LIHV* (capacity ≥1800 mAh)
YANGDA YD6-1600L (Yangda, 2022)	33.4 kg	2h / 5 kg	6.5/-	4.2	Lipo-6S (×2) Backup battery
THEA HEX (Foxtech, 2020)	22	• 7 h (No load) • 6 h / 1 kg • 2 h / 5 kg	5/-	• 1.8 (continuous) • 2 (max)	Lipo-6S (5000 mAh)
Foxtech Thor 210 (Foxtech, 2022b)	≤56	2.5 h / 10 kg	20/-	5.96	Lipo-7S (2x) (12000 mAh)
CARRIER H6 HYBRID (harrisaerial, 2022)	23	• 2.5 h / 4 kg • 1.5 h / 6 kg	6/14.5	2.38(continuous)	Battery Power

Güney Kore ayrıca 2025 yılına kadar trafik sıkışıklığını azaltmak için kentsel şehirlerde ticari bir hava taşımacılığı hizmeti sunmayı planlıyor (Garrett-Glaser, 2020). Başka bir uygulamada, Workhorse Group Incorporated (bir Amerikan üretim şirketi), bir pilot ve yolcu/kargo (MTOW: 680 kg) taşımak için kullanılmak üzere

hibrit-elektrikli bir DİK uçağı (Model SureFly) (Şekil 2.16.b) üretmiştir. bir saat uçmak için. SureFly'ın hibrit güç sistemi, pervanelerin dönüşü için elektrik enerjisi sağlamak üzere ikiz jeneratörleri çalıştırmak üzere 150 kW (200 HP) benzinli motora dayanır. Ayrıca, ana motorda bir arıza olması durumunda acil iniş için çift lityum batarya paketi (her biri 7.5 kWh) içerir .



Şekil 2.16. (a) Hibrit drone octocopter (Dae, 2020); (b) Kişisel bir hibrit-elektrikli hava aracı (SureFly) (urban-air-taxi, 2018)

2.4. Metodoloji ve Gelecekteki Zorluklar

Tablo 2.7, melez sistem ve kontrol sistemi stratejileri için üretim kaynaklarını tanımlayarak her çalışmada kullanılan metodolojiyi daha ayrıntılı olarak listeler. Bu tabloda görüldüğü gibi PID kontrol yöntemi deneysel çalışmalarda en yaygın olarak kullanılan yöntem olmuştur (Chemodanov et al. , 2021; Gundlach, 2012; Krznar et al. , 2021; Krznar et al. , 2021; W. Lu et al. , 2017). Ek olarak, ampirik çalışmaların çoğu, gerekli gücü üretmek için ICE'nin ve enerji depolama olarak bataryaların kullanılmasına dayanıyordu. Bir enerji kaynağı olarak güneş bataryaları ve bir enerji deposu olarak SK'ler (Süper Kapasitör) daha az yaygın olarak kullanılıyordu. Güneş enerjili sistemlerin dezavantajı, güneş radyasyonuna maruz kalan geniş bir alana ihtiyaç duymasındır ve bu, İHA'nın toplam ağırlığını buna göre artırır. Daha spesifik olarak, bu zorluk, radyasyona maruz kalma için çok sınırlı bir alana sahip olan çok rotorlu İHA'larda belirgindir.

Diğer çalışmalar, HPS'lerdeki kontrol sistemini aşağıdakiler için geliştirmiştir: sabit bir voltaj elde etmek (Ranasinghe and Gunawardana, 2021); verileri dijital olarak depolamak (Moody et al. , 2019); bataryaların şarj ve deşarj durumlarını kontrol edin (Krznar et al. , 2021); ana motoru jeneratörle eşleştirme (W. Lu et al. , 2017). Aynı bağlamda, (Krznar et al. , 2021)'teki çalışma, bir laboratuvar test platformu tasarlayarak HPS'deki kontrol bileşenlerinin deneysel doğrulamasını gerçekleştirmenin mümkün olduğunu göstermiştir. Ayrıca sonuçlar, kontrol sisteminin

hem ICE'nin hızında hem de düzeltilmiş voltajda kapalı döngü kontrolünün sabit durumunda hala bazı hatalara (sensör ofset hatalarıyla ilgili) sahip olduğunu gösterdi.

Tablo 2.7. Doğrulama metodolojisine, HPS tasarımının temel bileşenlerine ve kontrol sistemi stratejisine göre seçilen çalışmaların değerlendirilmesi

Ref.	Doğrulama		Generation Sources for HPS						Kontrol Metodo lojisi
	Simülasyon/M odelleme/ Teknik Değerlendirme	Deneyisel	Yakıt Hücresi	IYM	EJ (BLDC)	Batarya	SK	Güneş Paneli	
(1)	✓ _M	-	-	✓	✓	-	-	-	PID
(2)	✓ _{T.E}	-	✓	-	-	✓	-	-	NM
(3)	-	✓	-	✓	✓	✓	✓	-	NM
(4)	-	✓	-	✓	-	✓	-	-	NM
(5)	✓ _M	✓	-	✓	✓	✓	-	-	PID
(6)	-	-	✓	-	-	✓	-	-	NM
(7)	✓ _M	✓	✓	-	-	✓	-	-	NM
(8)	✓ _{T.E}	-	✓	✓	-	✓	-	✓	NM
(9)	-	✓	-	-	✓	-	-	-	NM
(10)	-	✓	-	✓	✓	✓	-	-	NM
(11)	✓ _M	✓	-	✓	-	✓	-	-	PID
(12)	✓ _M , ✓ _S	-	✓	-	-	✓	-	-	NM
(13)	-	✓	-	✓	✓	-	-	-	NM
(14)	-	✓	-	✓	✓	-	-	-	NM
(15)	✓ _M	✓	-	✓	✓	✓	-	-	PID
(16)	-	✓	-	✓	✓	✓	-	-	PID
(17)	-	✓	-	✓	✓	✓	-	-	NM
(18)	-	✓	-	✓	-	✓	-	-	NM

(1): (Krznar et al. , 2021)

(2): (Ahluwalia et al. , 2021)

(3): (Cabanias et al. , 2021)

(4): (Chemodanov et al. , 2021)

(5): (Krznar et al. , 2021)

(6): (Apeland et al. , 2021)

(7): (Apeland et al. , 2020)

(8): (Yan et al. , 2019)

(9): (Moody et al. , 2019)

(10): (Benbrook and Hagen, 2019)

(11): (Xu et al. , 2018)

(12): (Ustolin and Taccani, 2018)

(13): (McKinney et al. , 2018)

(14): (Hageman and McLaughlin, 2018)

(15): (W. Lu et al. , 2017)

(16): (Lin et al. , 2016)

(17): (B. Lu et al. , 2016)

(18): (Ranasinghe and Gunawardana, 2021)

Daha ileri çalışmalar, uçuş süresini ve taşıma yükünü genişletmeye çalıştı. Bunu yapmak için, ana kaldırma kuvveti ile durum kontrol sistemini (Chemodanov et al. , 2021; Lin et al. , 2016; Lin et al. , 2015; B. Lu et al. , 2016; Ranasinghe and Gunawardana, 2021; Xu et al. , 2018) ayırmak amacıyla ilginç bir metodoloji önerilmiş ve uygulanmıştır. (Chemodanov et al. , 2021; Xu et al. , 2018)'te, ICE'ler ana kaldırma kuvvetini oluştururken, EM'ler durum kontrolünü sağlar. Bu konseptte bağlı olarak

verim %10-15 oranında artırılırken, tasarlanan kontrol sistemi istenilen kontrol etkilerini karşılayabilecek yeteneğe sahip olmuştur (Xu et al. , 2018). (B. Lu et al. , 2016)'de, önerilen hibrit sistem iki parçaya (melez ve dört rotor) dayanıyordu. Hibrit kısımdaki koaksiyel rotorlar ana kaldırma kuvvetini oluştururken, dört rotor manevra için gerekli gücü sağlıyordu. Bununla birlikte, tasarım perspektifinden bakıldığında, önerilen konfigürasyon, genel verimliliği kanıtlamak için daha fazla deneysel test gerektiren durum kontrol sistemine göre karmaşık görünmektedir.

Çalışma (Lin et al. , 2016; Lin et al. , 2015), ana kaldırma kuvveti 4 benzinli motor (GT-33: 2.95 kW, 0.95 kg) tarafından üretildiğinden ve 4 BLDC motoru stabilizasyon ve manevra gereksinimlerini karşıladığından, bir HPS'nin çift dört rotora entegrasyonunu önermiştir. Önerilen konfigürasyon oldukça karmaşık görünüyor, bu nedenle, kararlı kaldırma elde etmek için, artımlı PID algoritması ve motor devrini hassas bir şekilde kontrol etmek için gaz kelebeği-dev/dak yönteminin doğrusallaştırılması kullanıldı. Ancak, başarılı bir ilk uçuş testi gerçekleştirilmesine rağmen, motorların iğne ayarı farklı hava koşullarında (sıcak veya soğuk) değişebilir. Ek olarak, önerilen normalleştirme metodolojisi ideal değildi.

Benzer şekilde (Ranasinghe and Gunawardana, 2021)'de ICE (DLE-60: 5.2 kW, 1.5 kg) ve dört EMs'den (T-motor U12 KV100) oluşan hibrit bir sistem uygulanmıştır. ICE, yatay uçuş sırasında itme kuvveti sağlamak için kullanılırken, kalkış ve iniş operasyonları sırasında batarya ile çalışan EM'ler kullanıldı. Gerçek zamanlı uçuş testlerinin olmaması nedeniyle, önerilen sistemin kontrol sistemi ve enerji tüketimi açısından etkinliği ve toplam verimliliği doğrulanamamaktadır. Benzer şekilde (W. Lu et al. , 2017) çalışmasında tasarlanan hibrit sistem ICE (RCGF-10cc: 1.4 kW, 0.57 kg) ve EM'den (SII-4020-540: 1.85 kW, 0.672 kg) oluşmaktadır. Kalkış, iniş ve seyir operasyonlarında yüksek verim elde etmeyi amaçlayan bu prototip, üç tilt rotorlu küçük bir DİK İHA'da hayata geçirildi. Önerilen konsepte göre, sabit kanatlı seyir aşamasında ana güç olarak ICE, DİK aşamasında ise EM ana güç kaynağı olarak kullanıldı.

Genel sistem ağırlığı ile ilgili olarak, (Benbrook and Hagen, 2019; Hageman and McLaughlin, 2018)'deki yazarlar toplam ağırlığı azaltmanın önemini göstermiştir. Bunu başarmak için (Hageman and McLaughlin, 2018), motor ve jeneratör arasındaki mekanik bağlantının dikkatli bir şekilde tanımlanması gerektiğine işaret etmiştir. Bunun ötesinde, iki makale (Ustolin and Taccani, 2018), ve (Krzmar et al. , 2021)

ağırlıkla ilgili performans faktörlerinden biri olan özgül enerjiyi ele almıştır. Bir test tezgahı kullanılarak elde edilen sonuçlara dayanarak, HPS'nin (ICE+EG) 300 Wh/kg özgül enerjiye sahip olduğu, batarya paketinin özgül enerjisinin ise 140 Wh/kg civarında olduğu sonucuna varılmıştır (Krzmar et al. , 2021). Spesifik olarak, çalışmadaki sayısal simülasyon (Ustolin and Taccani, 2018), 4.4 kg ağırlığa sahip hibrit sistemin (FC+Batarya) aynı miktarda enerjiyi depolamak için 6.6 kg lityum bataryaya eşit olduğunu göstermiştir. 1 birim ağırlıkta (FC + Batarya) 1.5 birim ağırlıktaki bir lityum bataryaya eşit olduğu şeklinde yorumlanabilir. Birleşik çalışmalara (Ustolin and Taccani, 2018) ve (Krzmar et al. , 2021) göre, HPS bileşenlerinin özgül enerjisinin kabaca şu şekilde düzenlenebileceği ifade edilebilir: (ICE+EG: 300 Wh/kg) > (FC+Batarya: $1.5 \times 140 \text{ Wh/kg} = 210 \text{ Wh/kg}$) > lityum batarya paketi enerji yoğunluğu (140 Wh/kg). Genel olarak ve hesaplamalı olarak, 1 birim (ICE+EG) ağırlığının özgül enerjisinin, 1.4 birim (FC+Batarya) ağırlığına ve 2.14 birim lityum batarya ağırlığına eşit olduğu yorumlanabilir.

Son olarak, hibrit sistemleri çok rotorlu İHA'lara entegre etmede hala var olan ve aşağıdakilerle temsil edilen gelecekteki zorlukları belirtmekte fayda var:

- Yakıtle çalışan sistemler (Piston bazlı motorlar) ile ilgili olarak: güç-ağırlık oranı, Özgül Yakıt Tüketimi (SFC), Bakımlar Arasındaki Süre (TBO) ve soğutma sistemi; yanma gürültüsü ve mekanik gürültüden kaynaklanan titreşimler (Chen and Dai, 2010); tepki hızı (Xu et al. , 2018).
- Turboşaft motorlar açısından, küçük bir İHA (Moody et al. , 2019) için küçük bir turboşaft motora (7.3 kW) dayalı bir güç sistemi değerlendirilmiş, ancak tam yükte düzgün çalışma sağlanamamıştır. Daha güçlü bir turboşaft motor yelpazesi (~1000 kW) ticari olarak mevcut olmasına rağmen (Honeywell, 2022), İHA'lar için turboşaftla çalışan bir jeneratörün tasarımı akademiden daha fazla ilgi gerektirmektedir.
- Hibrit bir FC sisteminde hidrojen kullanmanın dezavantajları, yani: yüksek maliyet, tutuşabilirlik ve depolama ve nakliye zorluğu (Yan et al. , 2019). Bu komplikasyonlar, İHA'lardaki uygulamalarının azaltılmasına katkıda bulunur (W. Lu et al. , 2017). Ayrıca, FC'ler şunları gerektirir: gelecekteki geliştirme (Yan et al. , 2019); deneysel testler (Apeland et al. , 2020; Ustolin and Taccani, 2018); bunların performans ve kütle açısından HPS'lerde optimizasyonu

(Apeland et al. , 2021); ve ağırlıklarını ve yerleşik depolama birimlerini ele alan daha ileri çalışmalar (Ahluwalia et al. , 2021). Ticari ve endüstriyel açıdan, yolda ticari olarak bulunabilen daha güçlü bir FC motor seçenekleri vardır (~136 kW, Toyota™ Mirai) (Toyota, 2022). Önde gelen ticari FC üreticilerinden biri (Ballard™), çıkış gücü 500 W ila 1200 kW arasında değişen FC modüllerine sahiptir. Üreticiden elde edilen teknik verilerden, 45 kW, 70 kW, 100 kW ve 120 kW'lık FC'lerin sırasıyla 145 kg, 240 kg, 275 kg ve 275 kg ağırlığa sahip olduğu görülmektedir (Ballard, 2022). Dolayısıyla, güç-ağırlık oranlarının 0.3 ile 0.48 arasında değiştiği nispeten söylenebilir. Bazı ticari melez jeneratör örneklerinin (ICE + Batarya) (Tablo 2.4'te verilmiştir) güç-ağırlık oranlarının 0.5 ila 1.4 arasında olduğunu belirtmekte fayda var. Bu nedenle, FC ile çalışan İHA'ların tasarımı, akademi ve endüstriden daha fazla dikkat gerektirmektedir.

- İHA görevleriyle ilgili olarak güneş pili ile çalışan sistemlerde düşük üretim verimliliği (W. Lu et al. , 2017; Yan et al. , 2019). Güneş pili yerleşimi için yeterli alan olmadığından, özellikle çok rotorlu İHA'larda zorluk devam etmektedir.

2.5. DİK Kentsel Hava Hareketliliği (KHH) Araçları Üzerine Kapsamlı Bir Analiz

DİK (Dikey İniş ve Kalkış) araçları, tamamen elektrikli veya hibrit bir sistemle çalışır. Pilotlu, otonom veya uzaktan pilotlu olabilirler. Elektrikle çalışan DİK (eDİK) sektörünün gelişmesine rağmen, uçuş süresi ve uçuş süresi kısıtlamaları gibi büyük zorluklarla karşı karşıyadır. eDİK araçlarında ana teknolojik dezavantaj, sınırlı uçuş süresi kapasitesine neden olan bataryaların çok düşük enerji yoğunluğudur. Örneğin, elektrikli (bataryala çalışan) bir DİK maksimum 20-30 dakika uçabilir. Ayrıca, sınırlı taşıma kapasitesi, eDİK uygulamalarının hava taşımacılığı ve hava ambulansı gibi yakın gelecekte gelecek vaat eden hizmetlerde yaygınlaşmasını engellemiştir. Bu nedenle, avantajlarından yararlanmak için birden fazla güç kaynağının entegre edilmesi fikri, üretilen gücü en üst düzeye çıkarmayı amaçlar. Bu metodolojiye hibridizasyon denir.

Akademide, önceki bazı çalışmalar DİK teknolojisini farklı bakış açıları ve değerlendirmelerden ele almıştır. (Sziroczak et al. , 2020) tarafından yapılan bir çalışma, hibrit elektrikli uçakların geliştirilmesi için uygun yeni bir kavramsal tasarım

sundu. KHH'nin kapsamlı bir incelemesi (Vieira et al. , 2019)'de yapılmıştır; mevcut eDİK teknolojilerinin bir değerlendirmesi (B. Saeed, 2022)'te gözden geçirilmiştir; KHH'deki son araştırma ve gelişmeler (Straubinger et al. , 2020)'te tartışılmıştır; Üç eDİK konfigürasyonunun performansı (Bacchini and Cestino, 2019)'te değerlendirilmiştir. (Silva et al. , 2018)'ta KHH görevleri için üç tip DİK uçak konsepti tasarlanmıştır. Ağırlık açısından yapılan karşılaştırma sonuçlarına ve gözlemlere göre, bataryala çalışan quadrotor, turboşaftla çalışan quadrotor'a göre yaklaşık %73 daha ağırdır. Aynı bağlamda, (Luo et al. , 2016)'de gösterildiği gibi, batarya kütlesi eDİK araçlarının toplam ağırlığının yaklaşık %45'idir; Alice uçağının bataryası (900 kWh, 3719.4 kg) maksimum kalkış ağırlığının (MTOW) %60'ını oluşturmaktadır (Rivera, 2020). Bu yüzde nispeten büyük olabilir, ancak hala yüksek ve batarya teknolojisinin sürekli gelişmesiyle gelecekte düşmesi bekleniyor.

Bataryaların sınırlı enerji yoğunluğu, eDİK için zorluklar yaratır. Ana ikilem, eDİK 'un birincil enerji kaynağı olarak pillere bağımlı olmasıdır (Ullman, 2017). Bunu aşmak için kalkış/iniş sırasında araç dikey olarak hareket ederken yüksek enerji, faydalı bir süre havada kalabilmek için yüksek enerji yoğunluğu sağlanmalıdır (IEEE, 2021). Önümüzdeki yıllarda, KHH'nin karşı karşıya olduğu iki zorluk sertifikasyon ve enerji yoğunluğunda yatmaktadır (Rendón et al. , 2021). Pil gücü yoğunluğu için ümit verici teknik çözümler, uzun süredir araştırma ve geliştirme aşamasındadır ve günümüze kadar devam etmektedir. Yükseltilmiş yeni nesil pillerin 350 ila 400 Wh/kg enerji yoğunluklarına ulaşması ve maliyetleri 50 US\$/kWh'ye düşürmesi bekleniyor (IEEE, 2021). Bataryaların gelişimi özgül enerjideki artışa bağlıdır. Bu gelişme, hibrit güç sistemlerinin yeniden yapılandırılmasına katkıda bulunacak ve yakın gelecekte tamamen elektrikli sistemler için umutlar yaratacaktır.

Hibritleştirme teknolojisi, geleneksel otomobiller ile tamamen elektrikli araçlar arasında aracılık yaparak otomotiv uygulamalarında etkili bir şekilde büyük bir başarı elde etti. İsveçli Koenigsegg şirketi tarafından üretilen Gemera (Şekil 2.17), hibrit elektrikli arabaların modern bir modelini temsil ediyor. Gemera'nın melez güç paketi üç Quark EM'den (Arka dingil: 373 kW x2; Ön dingil: 298 kW), Koenigsegg TFG (Tiny Friendly Giant): 3 silindirli motor, 600 HP (450 kW), 600 N·m'den oluşur. tork, yalnızca 70 kg ağırlığında ve 800 volt, 16.6 kWh batarya paketi. Menzil ile ilgili olarak, sadece ICE ile çalıştırıldığında 950 km'ye, elektrikli modda ise 50 km'ye ulaşıyor. Bu başarıya dayalı olarak, hibrit güç sistemlerinin uçan taksilere dahil

edilmesi ve geliştirilmesi, karbon emisyonlarını azaltırken verimliliği ve uçuş süresini artırma çabası için çok önemlidir.



Şekil 2.17. Koenigsegg Gemera'nın hibrit süper arabası (KOENIGSEGG, 2023c)

Daha da ilginç, Koenigsegg, Raxial Flux (KOENIGSEGG, 2023b) adlı yeni bir bileşim yaratmak için eksenel akışın özelliklerini (daha yüksek tork yoğunluğu, daha düşük güç yoğunluğu) radyal akışın özellikleriyle (düşük tork yoğunluğu, daha yüksek güç yoğunluğu) birleştirmeye dayalı olarak elektrik motoru endüstrisinde şaşırtıcı ve benzersiz bir tasarım tasarladı.

Freevalve teknolojisinin hızlı teknolojik gelişimi, geçmişin imkansız hayalini mümkün kıldı. Bu etkileyici teknoloji (Koenigsegg'in serbest valfi), valflerin bağımsız ve aynı anda çalıştığı ve değiştiği yaklaşımına dayanmaktadır. Buna göre kaldırma miktarı, süresi ve zamanlaması herhangi bir RPM'de tamamen değiştirilebilir, bu da hava akış hızını ve verimliliği artırır.

2.5.1. KHH Araçlarının Teknik karşılaştırması

Elektrikli Dikey Kalkış ve İniş (e-DİK), havacılık endüstrisindeki en son yeniliklerden biridir (Spartan, 2021b). e-DİK'ler, hava hareketliliği hizmetlerinin gelişimine etkin katkıları nedeniyle son yıllarda artan bir ilgi görmüştür. Bir pist kullanmak yerine dikey kalkış ve inişin avantajlarını bir araya getiriyorlar ve her yöne hareket edebilen büyük çok yönlü pervanelere sahipler. Ayrıca, artan hava taşımacılığı hizmetlerine olan ihtiyacı ve kentsel alanlardaki trafik sıkışıklığını azaltma olasılığını güvence altına alır.

Gerçekten de eDİK teknolojisi, tıpkı elektrikli otomobillerde olduğu gibi,

elektrik motorları (EM'ler), bataryalar ve elektronik kontrol cihazları gibi elektrikli tahrik bileşenlerindeki büyük ilerlemeye ayak uyduruyor. Zamanla, EM'lerin güç-ağırlık oranını artırarak ve bataryaların enerji yoğunluğunu artırarak elektrikli tahrik teknolojisinin iyileştirilmesi, DİK verimliliğini arabalardan daha uygun hale getirecektir. Ayrıca eDİK araçları, acil sağlık hizmetleri ve kargo taşımacılığı gibi diğer çeşitli görevler için de rahatlıkla kullanılabilir. Bu tezde, elde edilen DİK'lerin çoğu, dikey uçuş teknolojisinin gelişimine katkıda bulunan tek uluslararası teknik mühendisler ve bilim adamları derneği olan American Helicopter Society'nin verileri kullanılarak elde edilmiştir (vtol, 2023). Ek 2'de seçilen KHH DİK konsept/ürün araçlarının teknik özellikleri verilmiştir.



Moog Surefly (urban-air-taxi, 2018)



bell nexus 4hx (Bellflight, 2023)



XTI Trifan 600 (xtiaircraft, 2023)



ATEA (ATEA, 2021)



Vimana (EVTOL, 2023c)



Bartini Flying Car(Bartini, 2023)



AeroMobil 4.0 (futureflight, 2019)



AeroMobil 5.0 (Aeromobil, 2023)



PAL-V Liberty (Pal-V, 2023)

Şekil 2.18. DİK KHH konsept/ürün araçları (Melez enerjili araçlar)



Ehang 184 (Ehang, 2016)



Ehang 216 (Ehang, 2022)



Ambular (EVTOL, 2020)



Volocopter VC200 (Volocopter, 2016)



VoloCity (Volocopter, 2022)



CityAirbus (Airbus, 2021)



LIFT Aircraft HEXA (Liftaircraft, 2023)



Cezeri Flying Car (Baykartech, 2023)



Pop.Up Next (italdesign, 2017)



AirCar (Aircar, 2023)



Passenger Drone (wattflight, 2017)



Flying Car PR-DC (PR-DC, 2023)

Şekil 2.19. DİK KHH konsept/ürün araçları (Tam elektrikli kanatsız araçlar)



Airbus Vahana A3 (urban-air-taxi, 2020)



Kitty Hawk Cora (robbreport, 2023)



Pegasus (PAV) (Boeingfutureofflight, 2023)



Archer Maker (EVTOL, 2023a)



Archer Midnight (Archer, 2023)



Joby S4 (Jobyaviation, 2023)



Lilium Jet (7-seater) (Lilium, 2023)



Beta Alia-250 (Beta, 2023)



EVA X01 (EVA X01)

Şekil 2.20. DİK KHH konsept/ürün araçları (Tam elektrikli kanatlı araçlar)

2.5.2. Farklı DİK Konfigürasyonları

Ek 2, Şekil 2.18’de, Şekil 2.19’da ve Şekil 2.20’de, alınan DİK’lerin konfigürasyonlarını şu şekilde içerir: kanatsız (17), konvansiyonel: kaldırma ve seyir (5), dönebilir kanatlı uçaklar (7), rotorcraft (1) ve karayoluyla kullanılabilir (3). Açıkçası, çok rotorlu DİK (kanatsız) konfigürasyonu, yüksek gezinme verimliliği nedeniyle kısa menzilli görevler için çok uygundur. Kanatlı yapılar seyirlerde oldukça verimlidir ve bu nedenle uzun menzilli görevler için uygundur. Tiltrotor konfigürasyonuna dayalı araçlar, hem gezinme hem de seyir için aynı itki sistemini kullanırken, lift+cruise, biri gezinme ve diğeri seyir için kullanılan iki farklı itki sistemine sahiptir. Döner kanatlı uçaklar arasında itme vektörlü tasarım muhtemelen en yaygın tasarım olmasına rağmen, dikey ve ileri uçuş arasındaki güvenli geçiş, onu ticari pazara getirmenin zorluğunu artırmaktadır (Garrow et al. , 2021). Aslında seyir

sırasında, kaldırma + seyir konfigürasyonu daha verimlidir, çünkü kanat kaldırma üretmek için kullanılır. Sonuç olarak, yazar bu tezde kaldırma+seyir ((Bacchini and Cestino, 2019) ile uyumlu) ve güç (Motor+EG) yapısındaki hibrit araçların, daha yüksek taşıma kapasitesi ile uzun menzilli görevleri gerçekleştirmede daha verimli kabul edilebileceği sonucuna varmaktadır.

2.5.3. KHH DİK Araçları için Aktarma Organı Mimarilerinin Analizi

Bu bölüm, mevcut DİK KHH araçlarının güç paketlerini tartışmaktadır. İncelenen araçların bir kısmı üretilmiş, bir kısmı ise tasarım ve teknik test aşamasındadır. Karşılaştırma parametreleri MTOW, boş ağırlıklar, yük kapasitesi, motor, batarya ve itki sistemini içerecek şekilde ayarlanmıştır. Ek 2'de belirtildiği gibi, faydalı yük gereksinimlerinin artırılmasıyla, kalkış ve uçuş gücü taleplerini elde etmek için paketin çıkış gücü kapasitesinde bir artış gerekmektedir. Buna bağlı olarak, toplam araç ağırlığı artacaktır ve bu, uygun güç kaynağının tasarlanması ve seçilmesinde başka bir zorluk oluşturmaktadır.

Bataryalar, elektrikli DİK'ye güç sağlamak için ana kaynaktır. Batarya teknolojisinin mevcut durumu, DİK'un uzun mesafeli uçuşu için gerekli olan itme gücünün sağlanmasına katkıda bulunmamaktadır. Bu nedenle hibrit güç sistemlerinin önemi ve bataryaların sınırlı enerji yoğunluğu ikilemini aşma yetenekleri. Hibrit güç sisteminde, acil durumlarda ikincil güç kaynağı olarak bir batarya kullanılabilir.

Melez Elektrik Güç Sistemi (HEPS), geleneksel ve elektrik güç sistemlerinden yararlanır ve iki veya daha fazla güç kaynağına güvenerek sakıncaları azaltır. HEPS'in havacılıktaki amacı, uçuş süresini, taşıma yükünü ve yakıt ekonomisini iyileştirme olasılığını artırmaktır.

Tez, 24 tamamen elektrikli (yalnızca pille çalışan) DİK'leri ve 11 hibritle çalışan (Motor+Elektrik Jeneratörü, Batarya) DİK'leri içermektedir. SureFly'nin hibrit elektrikli itki sistemi, dört kolun her birinde iki EM'ye (rotorları çalıştıran sekiz EM) sahiptir ve 680 kg'lık bir MTOW'u kaldırabilir. Uçağın gazla çalışan bir motoru vardır; 2.0 litrelik dört silindirli, 600 cc Honda pistonlu motor 200 HP (150 kW), pervanelere güç sağlamak için ikili jeneratörleri çalıştırır. Yedek güç kaynağı olarak her kol paketine takılı çift 7.5 kWh Li-Ion bataryala sahiptir. Batarya paketleri, acil durumlarda beş dakikalık uçuş süresi ile yeterli gücü sağlayabilir.

LightningStrike, üç adet 1.340 HP (1 Megavat) Honeywell elektrik jeneratörünü

çalıştırmak için Rolls-Royce AE 1107C 6.150 HP (4.586 kW, 440 kg; P/W:10.4 kW/kg) turboprop kullanıyor. Üretilen enerji, 24 dağıtılmış kanallı pervaneyi çalıştırmak için kullanılır: kanatlar (18) ve (6) kanardlar. Her Wing pervanesi 100 kW'lık bir motor kullanırken, Canard pervanesi 70 kW'lık bir motor kullanır.

Airbus A³ Vahana eDİK kanardı, sekiz pervaneyi her yöne sürmek için sekiz adet 60 HP (45 kW) EM kullanır. Batarya, toplam güç üretiminin ana kaynağıdır ve MTOW'un %33'üne eşdeğer olan 272 kg ağırlığındadır.

Archer Aviation birden fazla eDİK modeli geliştiriyor. Midnight modeli, 3175 kg MTOW ve 12 EM/pervane ile beş koltuklu (dört yolcu ve bir pilot) en son modeldir. Üreticinin verilerine göre batarya kapasitesi yaklaşık 142 kWh, maksimum gücü ise 1300 kW. Batarya enerjisi kabaca %80 (seyir), %18 (hover) ve % 26 yedek olarak dağıtılır (electrive, 2022). Kullanılan EM (125 kW, 25 kg) ile ilgili olarak, güç ağırlık oranı 2.3 kW/kg olan Tesla Model 3'e kıyasla iki kat daha fazla olan 5 kW/kg güç ağırlık oranına sahiptir (futureflight, 2022).

Bartini Aero, Inc., dört döner kanal ve her kanalın içinde iki pervane bulunan bir Bartini Uçan Araba DİK üretmeyi amaçlıyor. Üreticiye göre, bu model batarya paketleri veya hibrit (Fuel Cell+Battery) ile çalıştırılabilir. Lityum bataryalarla (200 Wh/kg, 96 kWh, 480 kg) çalıştırıldığında, 150 km'ye kadar uçuş menzili ile beklenen uçuş süresi 30 dakikadır. Hidrojen yakıt pilleri (700 Wh/kg, 224 kWh) ile çalıştırıldığında, tahmini uçuş süresi 120 dakikadır ve 550 km'ye kadar uçuş menzili vardır.

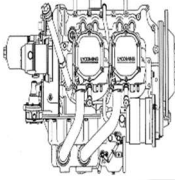
Airbus, Audi ve Italdesign'ın bir sonraki Pop.up tasarımı sürücüsüz bir otomobil ve binek araç olacaktır (EVTOL, 2018).

EVA şirketi tarafından tasarlanan X01 elektrikli uçan araba modelinde, yerleşik batarya takımı (270 kWh), biri güç (kalkış) ve diğeri enerji (ileri uçuş) (motortrend, 2018). Aslında, bu kadar büyük bir batarya ağırlığının eklenmesi, aracın faydalı yükü pahasına bir zorluktur, ayrıca hızlı bir batarya değiştirme mekanizması gerektirir.

2.5.4. Ticari Tahrik Motorlari/ Elektrik Motorlari (EM'ler)/ Elektrik Jeneratörleri (EG'ler)

Hibrit güç sistemi tasarımının amacı, uçak alanını çok çeşitli hava uygulamalarına, özellikle uzun uçuş süresi ve daha fazla yük avantajları gerektiren KHH'lere genişletmektir. Ek olarak, HPS daha uzun uçuş sürelerine, daha az gürültüye

Tablo 2.8. Mevcut bazı ticari motorların teknik verileri

Motor Modeli	Maks. Güç [kW]	Ağırlık [kg]	Spesifik Güç [kW/kg]	İşletim Verileri	Üretici / Ref.	Ülke
 ROTAX 912 S/ULS	73	56.6	1.3	•Tork: 128 Nm •Max RPM: 5800 •TBO: 2,000 hrs •Liquid/Air-Cooled •4Stroke/3cylinders	ROTAX/ (ROTAX , 2023a)	Austria
 AE330 Piston Engine	126	186	0.7	• Max Tork: 550 Nm •Max RPM: 2300 •TBO: 1800 hrs •Liquid-Cooled •4Stroke/4cylinders •SFC: @ 100 % power 39 l/h :at 60 % power 21 l/h	AUSTRO ENGINE / (Diamond aircraft, 2023)	Austria
 LIO-360-M1A - A AVGAS Piston Engine	134	127	1.1	•Max. continuous RPM: 2700 • Max. takeoff RPM: 2700 •Air-Cooled •4 cylinders	Lycoming Engine s/ (aircraft-manual, 2023)	USA
 HIO-360-B1A	134	118	1.1	• Hız: 2900 RPM •Air-Cooled	Lycoming Engine s / (Airpower inc, 2023)	USA
 UL520ISRR	150	108 (including starter motor and alternator)	1.4	•Max Torque: 465 Nm @ 2800 rpm • Air-Cooled •fuel consumption ≈ 0.28 L/hour= 0.20 kg/hour	ULPower Aero Engines/ (Ulpower , 2023)	Belgium
 ROTAX ACE 900	150	126	1.2	Hız: 7750 RPM	ROTAX/ (ROTAX , 2023b)	Austria
 RT1200-(Quad [4]Rotor, Rotary Wankel engine)	•149.14 (max) •111.8(continuous)	54	•2.78 (Max.) •2.1 (Cont.)	•Max. TBO: 100 hrs •Max.PeakRPM:7500	Rotron Power/ (RotronPower, 2022)	UK

Tablo 2.9. Mevcut bazı ticari motorların teknik verileri (devamı)

Motor Modeli	Maks. Güç [kW]	Ağırlık [kg]	Spesifik Güç [kW/kg]	İşletim Verileri	Üretici Ref.	Ülke
 Continental CD-300	200	265	0.75	•SFC: 26.3 kg/h, •TBR: 2000 h •Liquid Cooled •Maximum Rated RPM: 3880 •Tork: 918 Nm	Continental Aerospace Technologies/ (Continental, 2023)	USA
 RED A03-005	405	363	1.12	•Maks. Sürekli Hız: 3750 RPM •Liquid Cooled	RED Aircraft GmbH/ (red-aircraft, 2023)	Germany
 Koenigsegg TFG	450	70	6.4	•Hız: 7500 rpm •Tork: (601 N·m) @ 2000 RPM (400 N·m) @ 1700 RPM	Koenigsegg/ (Roadandtrack, 2023)	Sweden
 Rolls-Royce RR300	224	91	2.46	1.7 million Flight hours	Rolls-Royce/ (Rolls-Royce, 2023)	UK
 Hill GT500	298	100	3	TBO: 5000 hrs.	Hill Helicopters Ltd/ (hillhelicopters, 2023)	UK
 Lycoming LTS101-650C-3 Turboshift	446	109	4.1	•Toplam basınç oranı: 8.4:1 •Logging over 11 million flight hours	Lycoming Engines / (Helis)	USA
 HTS900 Turboshift	610	153	4	(Takeoff, 6,317 RPM output, 47,870 RPM gas producer)	Honeywell Aerospace/ (honeywell, 2023b)	USA

ve daha fazla güç gereksinimlerine katkıda bulunur. Ayrıca, yakıt tüketimi ile birlikte uçağın ağırlığı azaldığından, benzinli motorlara bağımlı olmasıyla karakterize edilir.

Bazı ticari modeller için sürekli güç verilerinin bulunmaması nedeniyle, tepe güç derecelendirmesi benimsenmiştir. Pratik testler yapılırken, ticari değerlerin %20'sine yakın bir düzeltme oranı dikkate alınarak, daha uzun süreler kullanıldığı için sürekli pik gücün alınması gerektiğine dikkat edilmelidir.

2.5.4.1. Ticari Motorlar

Melez güç paketinde kullanım için bu bölüm, sırasıyla 73 kW ila 450 kW ve 150 kW ila 610 kW arasında güç sağlayan çok çeşitli yüksek güçlü pistonlu ve turboşaftlı motorlar sunar. Piyasada bulunan pistonlu ve turboşaftlı motorların özellikleri Tablo 2.8'de ve Tablo 2.9'da verilmiştir. Uçaklar için üretilmiş (0.7 ila 1.4) kW/kg özgül güce sahip 8 pistonlu motoru; Helikopterler için üretilmiş (2.46 ila 4.1) kW/kg özgül güce sahip 4 adet turboşaft motor.

Bilindiği gibi, helikopterin ana rotoruna hareket ettirici (motor), şanzıman (vites kutusu) vasıtasıyla güç sağlanmaktadır. Hücum açısı (AOA) (kanatların eğimi), eğik plaka düzeneği ve mekanik bağlantılar ile değiştirilir. Buna dayanarak, gerekli yakıt miktarı belirtilebilir, ancak dönüş hızı değişim aralığı çok sınırlıdır. Bu nedenle turboşaft motorların hibrit (Motor+Jeneratör) ile çalışan DİK araçlar için uygun olmadığı söylenebilir.

Magnezyum, alüminyum ve bakır malzemelerden üretilen (70 kg kuru ağırlık) Koenigsegg TFG motor ise şu avantajlara sahip:

- "Tam değişken valf çalıştırma" ilkesine dayalıdır, bu sayede bilgisayar, her valf üzerinde doğrudan hareket eden pnömatik aktüatörleri bağımsız olarak kontrol eder ve böylece her bir valfin kaldırma seviyesi, süresi ve zamanlamasının hassas ve hızlı bir şekilde değiştirilmesini sağlar (Gizmodo, 2020).
- Nefes alabilirliği artırır ve yanma odasına daha fazla hava sağlar. Ekstra hava üretimi, daha fazla mekanik güç anlamına gelir.
- Yakıt tüketiminde ekonomik
- Turboşaft motorlara kıyasla uygun maliyetli ve yüksek güç-ağırlık oranı. Bununla birlikte, turboşaft motorlar, ICE'lere kıyasla daha yüksek TBO oranlarına sahiptir.

Tablo 2.10. DİK KHH araçları için bazı ticari EM'lerin teknik verileri

Elektrikli Motor Modeli	Güç [kW]/	Ağırlık [kg]	Spesifik Güç [kW/kg]	İşletim Verileri	Üretici / Ref.	Ülke
 Q150-4M-V2 Kv 125 (EM1)	9.66	2.4	4	• Voltaj: 46 V • 12S (LiPo battery) • Maks. Hız: 8000 RPM • Önerilen Pervane: 34x16 (inch)	Hacker Motor GmbH, / (Bruhle ss motor Q150-4M-V2 Kv 125)	Germany
 PM1200L (EM2)	10.5	3	3.5	• Tork (tepe noktası): 16.74 Nm • Tork (cont): up to 14.48 Nm • 12S-18S (LiPo battery)	ePropelled/ (ePropelled, 2023a)	USA
 ORBIT 15 (EM3)	15	2	7.5	• Voltaj: 20 – 60 V • (60 – 230) RPM/V • Maks. Hız: 7000 RPM	Plettenberg / (Plettenberg, 2023)	Germany
 PLETTENBERG PREDATOR 50/6 EVO (EM4)	19	2.4	8	• Pole: 20 • Cells: 12 - 14 LiPo	Plettenberg/ (Aerobertics, 2023)	Germany
 U15XXL (EM5)	28	5	5.6	• Voltaj: (50 – 100) V • 24S (LiPo battery) • Max. Thrust: 102kg • Tavsiye Edilen Pervane: 62x24 (inch)	T-MOTOR / (3dxr, 2023)	China
 MP238/50 (EM6)	35	5	7	İtme: (85-90) kg	Freerchobby / (Freerchobby, 2023b)	China
 HPDM-30 (EM7)	• Peak: 41 • Cont.: 33	4.1	• 10 (Peak Specific power) • 8 (Cont. specific power)	• Tork (tepe noktası): 19.6 Nm • Tork (cont.): 15.8 Nm • Speed: (0-20,000) RPM	H3X / (h3x, 2023b)	USA

Tablo 2.11. DİK KHH araçları için bazı ticari EM'lerin teknik verileri (devamı)

Elektrikli Motor Modeli	Güç [kW]/	Ağırlık [kg]	Spesifik Güç [kW/kg]	İşletim Verileri	Üretici / Ref.	Ülke
 MP20280 (EM8)	45	6.4	7	•Tork: 85 Nm •Thrust: 95 kg	Freerchobby / (Freerchobby, 2023a)	China
 MP238100 (EM9)	50	7	7	•Tork: 105 Nm •Thrust: 110 kg •Tavsiye Edilen Pervane Çapı: 63 (inch)	Freerchobby / (Freerchobby, 2023c)	China
 E-811 (EM10)	57.6	22.7	2.5	•Tork: 200 Nm •Speed: 2500 RPM	Pipistrel / (Pipistrel, 2023)	Slovenia
 Magnomatics' PDD EM11	86.3	14.6	6	Supply voltage: 800 VDC	Magnomatics Limited / (Magnomatics, 2023)	UK
 EMRAX 208 (EM12)	124	12.9	9.6	•Voltaj: (50 - 710) V •Tork (tepe noktası): 230 Nm •Tork (cont.): up to 130 Nm •Verimlilik: (92-98) %	EMRAX / (Emrax, 2023a)	Slovenia
 YASA P400 (EM13)	160	24	6.7	•Tork (tepe noktası): 370 Nm •Tork (cont.): 300 Nm	YASA Limited / (Yasa, 2023)	UK
 YASA 750 R (EM14)	200	37	5.4	•Tork (tepe noktası): 790 Nm •Tork (cont.): 400 Nm	YASA Limited / (Yasa, 2023)	UK

Tablo 2.12. DİK KHH araçları için bazı ticari EM'lerin teknik verileri (devamı)

Elektrikli Motor Modeli	Güç [kW]/	Ağırlık [kg]	Spesifik Güç [kW/kg]	İşletim Verileri	Üretici / Ref.	Ülke
 SP200D (EM15)	204	49	4.2	• Voltaj: (450 – 850) V • Tork (tepe noktası): 1500 Nm • Torque/Mass Ratio: 30.6 Nm/kg • Maks. Hız: 1300 RPM	Siemens / (SIEMENS, 2023)	Germany
 EMRAX 268 (EM16)	210	21.4	9.8	• Voltaj: (100 – 800) V • Tork (tepe noktası): 500 Nm • Torque (cont.): up to 250 Nm • Verimlilik: (92-98) %	EMRAX / (Emrax, 2023b)	Slovenia
 AMPERE-220 (EM17)	• Peak: 220 • Cont.: 165	20	• 11 (Peak) • 8.25 (Cont.)	• Tork (tepe noktası): 170 Nm • Maks. Hız: 30,000 RPM	Equipm ake/	UK
 HPDM-250 (EM18)	• Peak: 250 • Cont.: 200	• 13 (Direct Drive) • 16.6 (6.7:1 GEARBOX)	• 15 (Peak) • 12 (Cont.)	• Tork (tepe noktası) : (Direct Drive): 119.4Nm - 6.7:1 GEARBOX: 800 Nm • Tork (cont.): - (Direct Drive): 95.5 Nm - 6.7:1 GEARBOX: 640 Nm	H3X Technologies Inc./ (h3x, 2023b)	USA
 THE QUARK E-MOTOR (EM19)	250	28.5	8.8	Maks. Hız: 9000 RPM	Koenigsegg / (KOENIGSEGG, 2023a)	Sweden
 EMRAX 348 (EM20)	400	43.1	9.3	• Voltaj: (100–800) V • Tork (tepe noktası): 1000 Nm • Tork (cont.): up to 500 Nm	EMRAX / (Emrax, 2023c)	Slovenia
 SPM177-165 (EM21)	• Peak 650 • Cont.: 618	25.7	• 25.3 (Peak) • 24 (Cont.)	• Tork (tepe noktası): 400 Nm • Tork (cont.): 264 Nm • Maks. Hız: 25,000 RPM	Helix/	UK

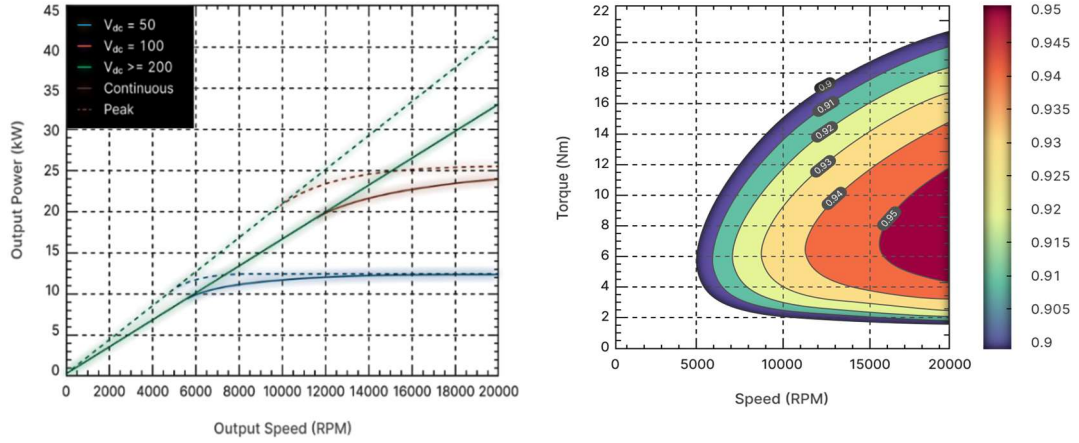
Yukarıdakilerin hepsine dayanarak ve yukarıda bahsedilen motorların DİK KHH araçlarında kullanılmak üzere yapılmadığına dikkat çekilerek, TFG motoru (havacılık operasyonel gereklilikleri dikkate alındığında) ilgili KHH uygulamaları için ideal olabilir.

2.5.4.1. Ticari Elektrik Motorları (EM'ler)

Havacılık uygulamalarında, EM'lerin neredeyse tüm elektrikli itki sistemlerinde kilit bir bileşen olarak benimsenmesi, güç yoğunluğu ve güvenilirlik açısından katı gereksinimler gerektirir (Cao et al. , 2011).

Mevcut ticari elektrik motorlarında (EM'ler) (Tablo 2.10, Tablo 2.11 ve Tablo 2.12), güç aralığı 10 kW'tan 400 kW'a kadar uzanır. Dikkat çeken diğer elektrik motorları arasında Quark E-motor yer alıyor. Koenigsegg, elektrik motoru endüstrisinde niteliksel bir sıçrama oluşturan şaşırtıcı özelliklere sahip Quark E-motoru geliştirdi. Quark EM, ağırlığı azaltmak için içi boş karbon fiberden yapılmıştır ve yaklaşık olarak (8.3 kW/kg) çok yüksek bir güç-ğırlık oranı elde eder. Aynı bağlamda, HPDM-250 EM'de olduğu gibi (bkz. Tablo 2.12) elektrikli itki sistemi teknolojisinin güç yoğunluğunun sürekli olarak 12 kW/kg'a yaklaşması konusunda H3X firmasının kaydettiği önemli ilerlemeden bahsetmekte fayda var. HPDM-30, 33 kW sürekli nominal güce ve 8 kW/kg sürekli özgül güce sahip 4.1 kg ağırlığa sahiptir (h3x, 2023b). Çıkış hızları, üretilen güç ve tork eğrileri, tedarikçi tarafından sağlanır ve Şekil 2.21'de (h3x, 2023a) gösterilir.

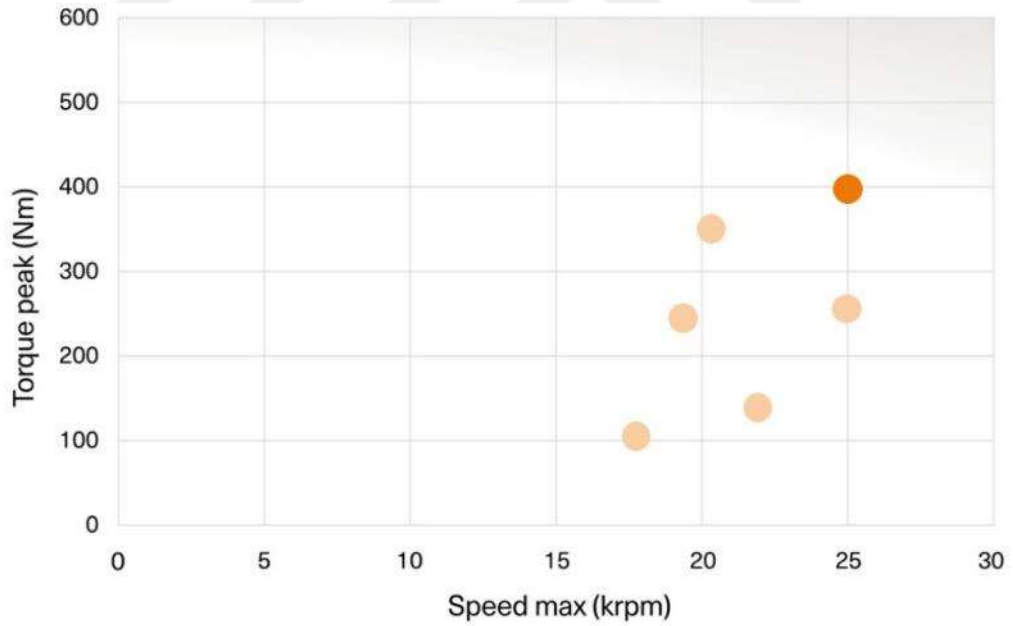
Helix ürünleri, 60 ila 650 kW arasında çıkış gerektiren çok çeşitli uygulamalar (Havacılık, Otomotiv, Denizcilik) için sektöre benzersiz bir şekilde uygundur. Üreticinin verilerine göre , SPM177 yüksek bir güce (650 kW), ağırlığa (25.7 kg) ve 25 kW/kg'a kadar güç/ağırlık oranına sahiptir; Çıkış hızları ve tork eğrileri tedarikçi tarafından sağlanır ve Şekil 2.22'de gösterilir. Teknik veriler Tablo 2.12'de daha ayrıntılı olarak verilmiştir.



Şekil 2.21. HPDM-30 performans eğrileri

2.5.4.1. Ticari Elektrik Jeneratörleri (EG'ler)

Önceki bölümde bahsedilen EM'ler melez güç sistemlerinin tasarımında ve uygulanmasında elektrik jeneratörü olarak kullanılabilse de, burada bahsetmeye değer EG'leri üreten bazı kurumsal devler vardır.

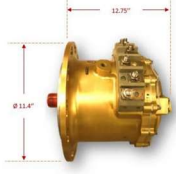


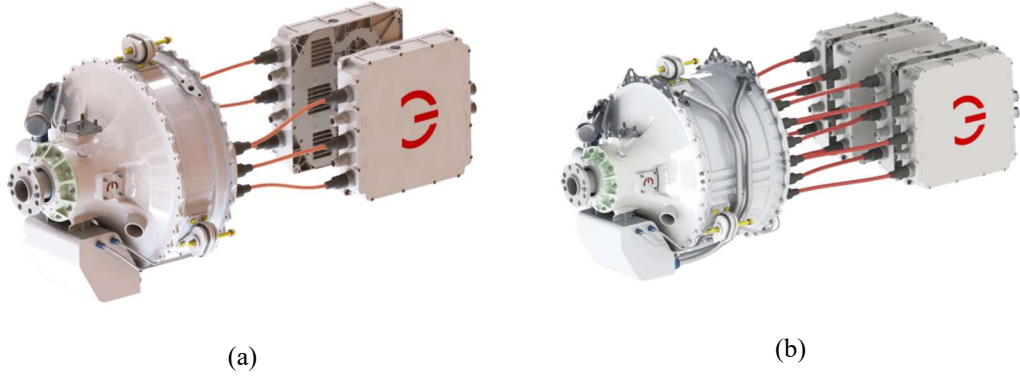
Şekil 2.22. SPM177 performans eğrileri

HPS'de ana motor, Elektrik Jeneratörünü (EG) döndürmek için kinetik enerji üretir. EG kinetik enerjisi elektrik enerjisine dönüştürerek pervaneleri döndürmek için gereken enerjiyi sağlar ve kalan enerjiyi bir bataryada depolama imkanı sunar. Bu bölümde, mevcut ticari elektrik jeneratörlerinin güç aralığı Tablo 2.13'te gösterildiği gibi 11 kW ila 250 kW arasında değişmektedir.

İlginç olan, elektrikli uçaklar için özel bir elektrik motoru üreticisi olan MagniX şirketinin, Şekil 2.23'te gösterilen modern elektrikli itki üniteleri (EPU'lar) magni350 ve magni650 üretmiş olmasıdır. Magni650 EPU (650 kW, 220 kg), ani bir arıza durumunda güvenilirliği artırmak (yedeklilik için) için dört magniDrive 100 ile birbirine bağlanan iki magni350 ünitesinden (350 kW, 111.5 kg) oluşur. MagniDrive 100 (170 kW, 12 kg) (Şekil 2.23), bir elektrik jeneratörü durumunda elektrik motoru kontrolü (DC/AC) veya (AC/DC) için çift yönlü bir ünite dir.

Tablo 2.13. KHH hibrit tahrik için bazı ticari EG'lerin teknik verileri

Elektrik Jeneratörü Modeli	Güç [kW]	Ağırlık [kg]	Spesifik Güç [kW/kg]	İşletim Verileri	Üretici / Ref.	Ülke
 Honeywell 's 250 kW Generator	250	34	7.35	Speed: (15,000 - 21,000)RPM	Honeywell / (honeywell , 2023a)	USA
 Calnetix PM EM/EG	100	7.5	13.3	-	Calnetix's Magnaforce™/ (Calnetix, 2023a)	USA
 STARTER GENERATOR (SG12000)	•Peak: 14	4.3	3.3	• KV Rating:74 • Peak Current:150 A	ePropelled / (ePropelled, 2023b)	USA
 S676-800U-03 Alternator	3.7 to 11.4	4	3	•3.7 kW@ 2500 RPM •11.4 Kw@ 7500 RPM •No-load voltage constant: 12.0 VAC/1000 RPM	sullivanuv Acutronic Power Systems / (Acutronic, 2023)	USA



Şekil 2.23. Magnix'in elektrikli tahrik üniteleri :(a) magni350 ve (b) magni650 (Magnix, 2023)



Şekil 2.24. Koenigsegg Terrier tahrik ünitesi (cleantechnica, 2022)

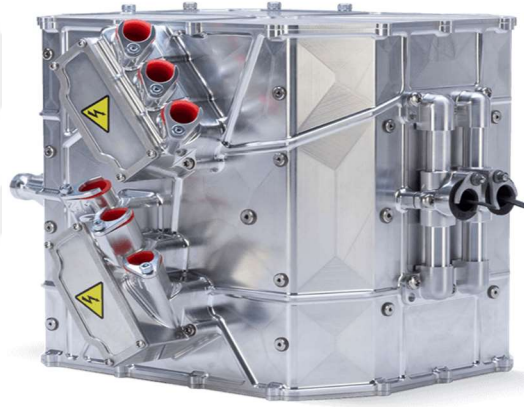
Aynı ilgili alanda Koenigsegg, Quark başına 3 faz olmak üzere 6 fazdan oluşan bir David invertöre paralel iki Quark E-motordan oluşan tamamen şaşırtıcı (çarpıcı) bir Terrier itki ünitesi üretti. Terrier (Şekil 2.24): 500 kW tepe gücü, 85 kg ağırlık, 1100 Nm tork ve 6 kW/kg maksimum güç yoğunluğuna sahiptir (greencarcongress, 2022).

Güç-ağırlık kriterinin veya özgül güç olarak adlandırılan avantajı, otomobillerde olduğu gibi havacılık uygulamalarında da son derece önemlidir. Benzer şekilde Calnetix, 13 kW/kg (Calnetix, 2023b) güç yoğunluğuna karşılık gelen 7.7 kg ağırlığında 100 kW'lık bir EM/EG üretmiştir. Şirketin gönderilerine göre bu başarı, hem elektromanyetik tasarımı hem de en boy oranını optimize ederken manyetik malzemelerin dikkatli bir şekilde seçilmesine dayanıyor. Calnetix ayrıca 500 kW çift yönlü yüksek frekanslı invertör üretiminde Silisyum Karbür (SiC) Metal Oksit Yarı İletken Alan Etkili Transistör (MOSFET) teknolojisini kullanmayı amaçlamaktadır (Şekil 2.25) (Calnetix, 2023c). Üreticiye göre inverter, benzersiz bir algılama ve kontrol geliştirmesi gerektiren çeşitli EM'ler/EG'ler ile verimli, etkili ve esnek bir şekilde etkileşim kurabilmelidir.



Şekil 2.25. Calnetix'in Enercycle™ DC-1000 invertörü

Aynı (SiC MOSFET) teknolojisine dayanan Helix şirketi, Şekil 2.26'da gösterildiği gibi çok kompakt ve hafif bir ünite (12.9 kg) yüksek güce (700 kW) sahip gelişmiş bir sıvı soğutma sistemi ile hibrit ve elektrikli araçlar (otomotiv) için uygun MCU1200-1050 invertörü tanıttı .



Şekil 2.26. Helix'in™ MCU1200-1050 invertörü

Daha önce yapılan araştırma ve çalışmalar incelenmiştir. Bu kapsamda aşağıdaki bulgulara ulaşılmıştır;

- Bataryaların zorlukları; yakıtla karşılaştırıldığında sınırlı ve düşük değerde enerji yoğunluğunun olmasıdır.
- Batarya ile çalışan taksi uçaklarının uçuş süresinin ortalama değeri yaklaşık 20 dakikadır.
- Melez güç sisteminin ağırlığı, elektrikli sistemle (bataryalara dayalı) karşılaştırıldığında daha azdır.
- Önceki çalışmalarda önerilen melez güç paketi modelleri gerçek veya bilinen yüklere uygulanmamıştır.

3. MATERYAL VE METOT

3.1. İHA Modelleme ve HİL Simülasyonu

İHA sistemleri, gerçek zamanlı uçuş deneylerinin maliyetini ve riskini azaltmak için bilgisayar simülasyonları, Donanım Döngüsü (HIL) ve test platformları gibi değerli araçlara ve tekniklere ihtiyaç duyar. Ayrıca, saha testleri yapılmadan önce sistemin pratik bileşenlerinin yerleştirilmesi ile tasarım görevi kolaylaştırılmakta ve güvenli bir ortam sağlanmaktadır. Örneğin (Ribeiro and Oliveira, 2010)'de İHA'ların otopilot sistemine tepkisini izlemek ve boyuna ve yanal hareket testleri yapmak için bir test platformu tasarlanmıştır. Yazarlara göre bu platform, dönüş ve sapma açılarını kontrol etme olasılığını içerecek şekilde genişletilebilir. Benzer şekilde, (Jatsun et al. , 2020)'te quadcopter modeli için bir test tezgahı tasarlanmıştır. Yazarlar, tasarlanan test platformunun İHA'lar için genel olarak bir araştırma ve eğitim aracı haline getirilebileceğine işaret ettiler. Diğer yandan sabit kanatlı İHA uçuş sisteminin kontrol yasasını test etmek için (P. Lu and Geng, 2011)'de gösterildiği gibi MATLAB/Simulink ortamında HIL teknolojisi kullanılmıştır. Buna göre, modelleme yöntemi ve daha düşük uçuş maliyetinde kontrol yasasının geçerliliği doğrulanmıştır.

3.1.1. Quadcopter Dinamik Modelleme

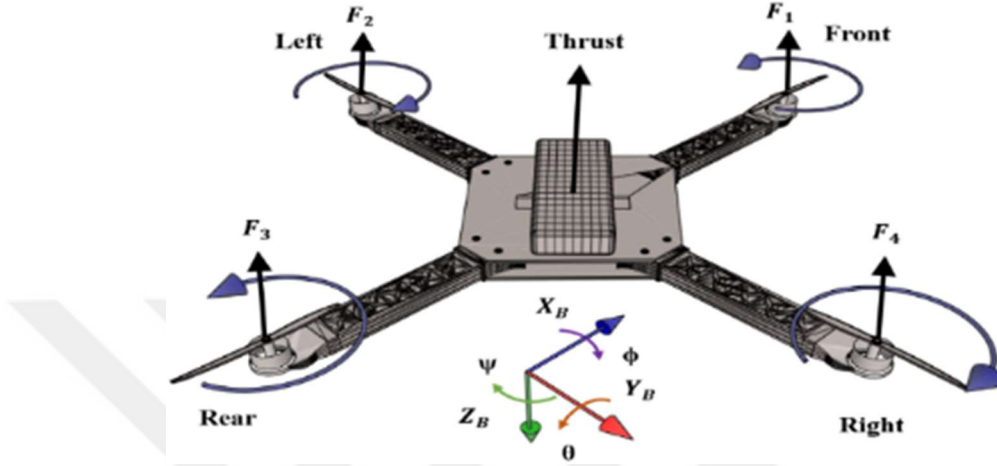
3.1.1.1. Referans Çerçeveleri

Başlangıçta ve matematiksel modellemeye dalmadan önce, aracın yerini, yapısını ve hareketini tanımlayabilmek için çerçeveler ve referans koordinatları tanımlanmalıdır. Yapıdaki ölçümleri temsil etmek için koordinat sistemi kullanılırken, referans çerçevesi yönü ve mesafeyi belirler. Uçuş dinamiği sistemleri ile ilgili olarak, dünya çerçevesi referansı etiketli (E-çerçevesi) ve gövde referansı etiketli (B-çerçevesi) kullanılır (Cárdenas and César, 2018). Dünyanın yüzeyi ile ilgili olarak ve Dünya'nın düz olduğu varsayılarak, Dünya'nın çerçevesi aracın konumunu belirlemek ve dinamik durumlarını incelemek için kullanılır (Quan Quan et al. , 2020). Sonuç olarak, atalet koordinat sistemi ve vücut koordinat sistemi, quadcopter'in (Ivan and René, 2016) konumunu ve yönünü temsil etmek için kullanılır.

3.1.1.2. Temel Hareketler

Bir quadcopter, kütle merkezi etrafında simetrik ve eşit aralıklarla yerleştirilmiş dört dönen kanadı olan bir uçak olarak sınıflandırılır. Tüm rotorlar sabit hatveye

sahiptir ve pervanelere mekanik bir bağlantıyla bağlanır, bu da yapıyı daha rijit ve sağlam kılar. İtme, kaldırma ve tork kuvvetleri, dört rotorun hızı değiştirilerek bağımsız olarak kontrol edilir. Pervaneler iki gruba ayrılır: Şekil 3.1'de gösterildiği gibi birincisi saat yönünde döner (sağa ve sola) ve ikincisi saat yönünün tersine döner (ön ve arka). 3 boyutlu model, SolidWorks© yazılımı kullanılarak tasarlanmıştır.



Şekil 3.1. Quadcopter hava aracının yapısı

Robotik sistemlerde, sistemin dinamikleri Euler-Lagrange ve Newton-Euler formaliteleri (Asada, 2005) aracılığıyla tanımlanır. Sistem dinamiğinin davranışını tanımlarken, Euler-Lagrange formalitesi iş ve enerjiyi kullanırken, Newton-Euler formu kuvvet ve torku kullanır. Modellemede Newton–Euler methodu kullanılmıştır.

3.1.1.3. Euler Açıları ve Sistem Değişkenleri

Euler açılarını temsil etme yöntemi, bir döndürme matrisini belirlemek için en popüler ve kullanılan yöntemlerden biridir (Spong et al. , 2020). Katı bir nesnenin yönünü üç boyutlu uzayda tanımlamak için üç parametre kullanılır. Buna göre bilim adamı Leonhard Euler, bu yönelimi açıklamak için Euler açıları adı verilen üç açı tanımladı. Bir quadcopter'de, konum Euler açısı ϕ, θ, ψ ile temsil edilirken atalet referans çerçevesindeki doğrusal konum X, Y, Z , ile temsil edilir. Quadcopter'in X eksenini etrafındaki dönüşü açı ile temsil edilir dönme açısı (ϕ), eğim açısı (θ) Y eksenini etrafındaki dönüşü ve sapma açısı (ψ) Z eksenini etrafındaki dönüşü belirler.

Quadcopter kontrolü ve serbestlik derecelerinin belirlenmesi, durum değişkenleri ($\phi, \theta, \psi, p, q, r, x, y, z, \dot{x}, \dot{y}, \dot{z}$). hakkında bilgi gerektirir. Sırasıyla bu değişkenlere bağlı olarak, vaziyet (attitude), açısal oranlar, konum ve hız elde edilebilir.

Let $\xi = (x, y, z)$ and $\eta = (\phi, \theta, \psi)$ sırasıyla quadrotorun E atalet çerçevesindeki doğrusal konumunu ve tutumunu içersin. Γ vektörü doğrusal konumu ve açısal konumu aşağıdaki gibi birlikte temsil eder:

$$\xi_E = \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix}, \eta_E = \begin{bmatrix} \phi \\ \theta \\ \psi \end{bmatrix}, \Gamma = \begin{bmatrix} \xi \\ \eta \end{bmatrix} \quad (3.1)$$

Benzer şekilde, lineer hızlar (u, v, w) ve açısal hızlar (p, q, r) gövde çerçevesinde sırasıyla aşağıdaki gibi temsil edilebilir:

$$v_B = \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix}, \omega_B = \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \quad (3.2)$$

Döndürme matrisi, değişkenleri referans çerçeveleri arasında dönüştürebilmek için koordinat çerçeveleri arasında geçişler gerçekleştirir. Atalet ve vücut çerçeveleri arasındaki dönüşüm işlemi, sırasıyla X, Y, ve Z eksenleri etrafında art arda döndürüldükten sonra kosinüs matrisi aracılığıyla yapılabilir.

Dolayısıyla X, Y, ve Z eksenleri etrafında E-çerçevesi ve B-çerçevesi arasındaki dönüşüm için kosinüs matrisleri şu şekilde yazılabilir:

$$\begin{aligned} R_x(\phi) &= \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ 0 & \sin \phi & \cos \phi \end{bmatrix} \\ R_y(\theta) &= \begin{bmatrix} \cos \phi & 0 & \sin \phi \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \phi & 0 & \cos \phi \end{bmatrix} \\ R_z(\psi) &= \begin{bmatrix} \cos \phi & -\sin \phi & 0 \\ \sin \phi & \cos \phi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (3.3)$$

Böylece, iki çerçeve arasındaki dönüştürme işlemini gerçekleştirmek için birleştirilmiş dönüşüm matrisi, aşağıdaki gibi üç bağımsız matrisin sonucudur:

$$R_{DCM} = R_x(\phi)R_y(\theta)R_z(\psi) = \begin{bmatrix} c\theta c\psi & c\psi s\theta s\phi - s\psi c\phi & s\phi s\psi + c\phi c\psi s\theta \\ s\psi c\theta & c\psi c\phi + s\psi s\theta s\phi & s\psi s\theta c\phi - c\psi s\phi \\ -s\theta & c\theta s\phi & c\phi c\theta \end{bmatrix} \quad (3.4)$$

burada c ve s sırasıyla sinus ve kosinusleri ifade eder.

Dönüşüm matrisi (toplam dönüş matrisi), quadcopter'in yönünü temsil eder, burada $[x \ y \ z]^T$ gövde çerçevesindeki konumların darasını alır.

$$\begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix}_{Body} = R_\phi R_\theta R_\psi \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix}_{Earth} \quad (3.5)$$

$$R_{Earth}^{Body} = \begin{bmatrix} c\theta c\psi & c\theta s\psi & -s\theta \\ s\phi s\theta c\psi - c\phi s\psi & c\psi c\phi + s\psi s\theta s\phi & s\phi c\theta \\ s\phi s\psi + c\phi c\psi s\theta & c\phi s\theta s\psi - s\phi c\psi & c\phi c\theta \end{bmatrix} \quad (3.6)$$

Dönüşüm matrisi ortogonal olduğundan, dönme matrisinin devriğini veya tersini alarak gövde çerçevesinden toprak çerçevesine dönüştürmek mümkündür.

$$\begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix}_{Earth} = R_{\phi} R_{\theta} R_{\psi} \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix}_{Body} \quad (3.7)$$

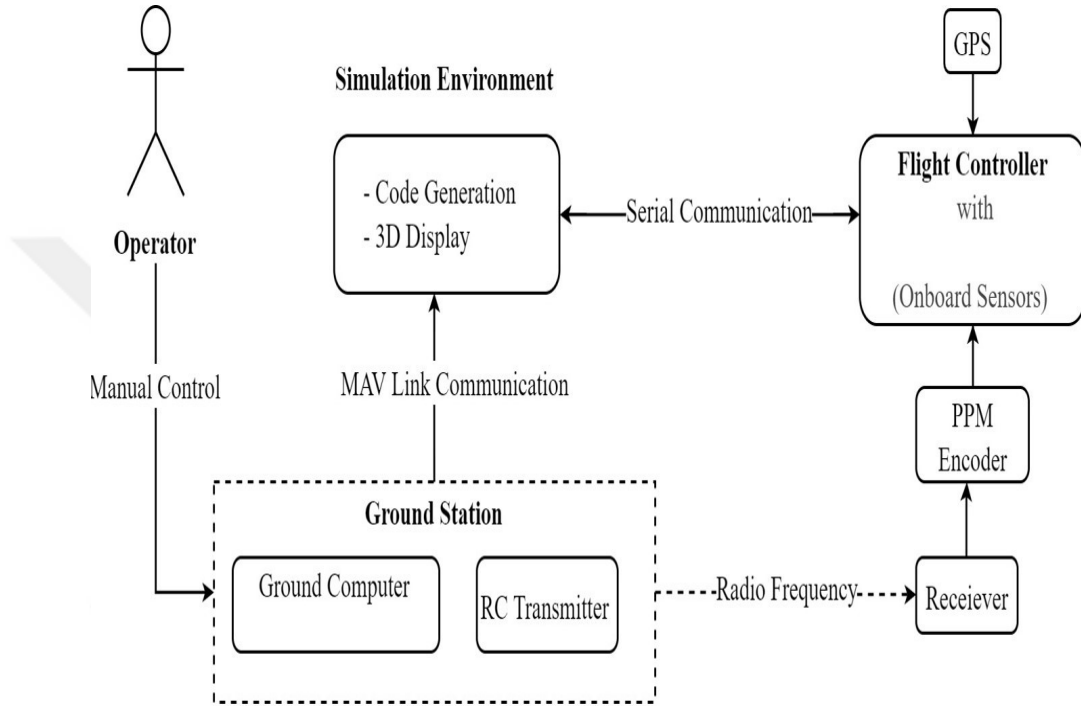
3.1.2. Döngü İçinde Donanım Simülasyonu (HILS)

Modelleme ve simülasyon, bir kontrol sisteminin parçaları arasındaki etkileşimi tasarlama, inceleme ve anlamada önemli ve vazgeçilmez tekniklerdir. Modellemeye dayanarak, sistem, sistemin mekanizmalarını simüle eden bir model şeklinde açıklanabilir ve basitleştirilebilir. Simülasyon, sistem modelini bilgisayarlı bir versiyon şeklinde temsil eder, bu nedenle gerçek fiziksel testler sırasında oluşabilecek malzeme maliyeti, hasar ve hatalardan uzak, doğru bir test ortamı sağlar. Simülasyonun kalitesi, deneysel sonuçlarla iyi bir karşılaştırmada yatmaktadır. Buna göre, simülasyonlar tekrarlanabilir ve model, beklenen sonuçlara ulaşılan kadar yeniden tasarlanabilir. Buna rağmen, simülasyonlar bazı kritik sorunlara ulaşamayabilir ve bu da hatalı performansa neden olur (Gans et al. , 2009).

Sistemin tasarım aşamalarını doğrulamak için, sistemin kapsamlı ve güvenilir testlere tabi tutulması esastır. Son zamanlarda, modeli doğrulamak için iki yaygın metodoloji daha kullanıldı: Hızlı Kontrol Prototipleme (RCP) ve Donanım içeren simülasyon (HIL) (Ellis, 2012). RCP, bir tarafta simülatör sistemi ile diğer tarafta gömülü sistem arasında doğrudan iletişim sağlar. Simüle edilmiş bir ortamda, kontrol yasaları çalışır ve gömülü sisteme komutlar üretir. Daha sonra sensörler, simüle edilmiş ortamda kontrol algoritmaları tarafından işlenmek üzere geri bildirim sinyalleri gönderir. HIL simülasyon ortamında, fabrika sensörler ve geri besleme sinyalleri ile simüle edilirken, kontrol algoritmaları doğrudan fiziksel donanım üzerinde uygulanmaktadır. Basitleştirilmiş bir şekilde, gerçek sinyaller kontrol ünitesinden simüle edilen ortama gelir ve önemli bir zaman ve maliyet kaybı olmadan test ve tasarım süreçleri kolayca tekrarlanabilir.

3.1.2.1. HIL Konfigürasyon Tasarımı

HIL, kontrol algoritmalarının test edilmesi için güvenli bir ortam sağlar ve uçmadan önce gerçek uçuşa en yakın simülasyon yapıldığından İHA'ları çalıştırmayı öğrenmeyi kolaylaştırır. Şekil 3.2, mevcut araştırmadaki çok rotorlu İHA sisteminin (HIL) blok diyagramıdır. Bu şemaya dayanarak ve bu metodolojiden faydalanmak için pratik deneyler için temel bileşenler donatıldı.



Şekil 3.2. HIL simülasyonunun blok diyagramı

3.1.2.2. Simülasyon Ortamı

Donanım Döngüsü (HIL), aygıt yazılımının gerçek bir otopilot kartında çalıştırıldığı bir simülasyon tekniğidir. Çok rotorlu araçlar için (AirSim, jMAVSim, Gazebo vb.) gibi pek çok simülasyon ortamı bulunmaktadır. Bu çalışmada AirSim simülasyon ortamı seçilmiştir. Önemli temel adımlar şu şekilde özetlenebilir:

- Üretici yazılımının yüklenmesi
- Uygun Gövdenin Seçilmesi (HIL Quadcopter X Gövde)
- Verici ve alıcıyı ayarlama ve radyo kanallarını kalibre etme
- Sensörlerin kalibrasyonu (jiroskop, ivmeölçer ve pusula)
- Uçuş modu ayarlarının yapılması

3.1.2.3. Yer Kontrol İstasyonu (YKS) Yazılımı

Yer kontrol istasyonu (YKS) İHA sisteminin önemli bir parçasıdır ve GKS yazılımı en önemli bileşendir (Kang and Yuan, 2009). Bilgisayarın uygulama programı bir yer bilgisayarında çalışır ve gerçek zamanlı uçuş verilerini görüntülemek için araca kablosuz olarak bağlanır. Otopilot kartında, bir uçak gövdesi seçme, parametreleri ayarlama, sensör kalibrasyonu, ayarlama ve kullanıcının özel ihtiyaçlarını özelleştirme yeteneği vardır. Birçok GCS yazılımı vardır ve bu çalışmada odak noktası (Mission Planner ve QGroundControl) olmuştur.

3.1.3. Quadrotor Dinamiği

Sistemlerin dinamiğinin incelenmesi, temellere ve fiziksel yasalara dayalı olarak kuvvetlerin ve momentumun ve bunların sistemin hareketi üzerindeki etkilerinin kapsamının analizine odaklanır. Kuvvet, kütle, hız ve ivme doğrusal dinamiklerle ilgili niceliklerdir. Oysa tork, açısal yer değiştirme ve açısal hız, dönme dinamikleriyle ilgili niceliklerdir.

3.1.3.1. Kuvvet ve Momentler

Quadcoptere uygulanan ve pervanelerin açısal hızlarından üretilen toplam itme kuvveti, aşağıdaki ilişki ile belirlenir:

$$T_t = \sum_{i=1}^4 f_{M_i} \quad (3.8)$$

f_{M_i} her rotordan üretilen kuvvettir ve her motorun $M_{i=1,2,3,4}$ açısal hızının karesiyle orantılıdır. Bir quadcopter üzerindeki her dönen pervane, Newton'un üçüncü yasasına göre iki tür kuvvet üretir. Pervane döndüğünde, (3.9)'daki gibi yukarı doğru bir kuvvet üretilir.

$$f_{M_i} \propto \omega_i^2 = k_t \omega_i^2 \quad (3.9)$$

burada k_t bir itme katsayısıdır. Böylece toplam itme şu hale gelir:

$$T_t = k_t (\omega_{M_1}^2 + \omega_{M_2}^2 + \omega_{M_3}^2 + \omega_{M_4}^2) \quad (3.10)$$

Öte yandan, dönen pervane de yukarı doğru itme kuvvetlerinin karşısında bir tork veya bir moment oluşturur. Pervane saat yönünde dönerse (CW), saat yönünün tersine (CCW) zıt bir kuvvet oluşturur. Bu, dönen (CW) ve diğerinin ters yönde (CCW) dönen iki çift pervane seçimini açıklar. Bu kuvvet (3.11) ile verilir.

$$M_i = k_m \omega_i^2 \quad (3.11)$$

burada k_m moment sabitidir. Bu kuvvet üç ekseninde farklı şekillerde üretilir. Örneğin, X ekseninde üretilen moment kuvveti, Y ekseninde bulunan iki motor arasındaki kuvvet farkından kaynaklanır ve bunun tersi de geçerlidir. Oysa z eksenindeki moment kuvveti, dört motorun neden olduğu kuvvetlerin toplamıdır.

$$\begin{bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} (f_4 - f_2)l \\ (f_3 - f_1)l \\ \sum_{i=1}^4 M_i \end{bmatrix} \quad (3.12)$$

Motorların hızındaki değişiklikten kaynaklanan dört kuvvet (f_1, f_2, f_3, f_4) , bu da açılarının oluşmasına yol açar: yuvarlanma, eğim ve yalpalama. Buna göre, dört kontrol girişini temsil eden bir vektör belirlenebilir. Kontrol parametreleri (U_1, U_2, U_3, U_4) pervanelerin açısal hızlarının karesiyle orantılıdır. Buna göre ve aşağıdaki eşitlikle bu parametreler şu hale gelir:

$$\begin{bmatrix} U_1 \\ U_2 \\ U_3 \\ U_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} k_t(\omega_1^2 + \omega_2^2 + \omega_3^2 + \omega_4^2) \\ k_t(\omega_4^2 - \omega_2^2) \\ k_t(\omega_3^2 - \omega_1^2) \\ k_t(\omega_1^2 + \omega_3^2 - \omega_2^2 - \omega_4^2) \end{bmatrix} \quad (3.13)$$

3.1.3.2. Etkili Kuvvetler

Quadrotoru etkileyen toplam kuvvet aşağıdaki denklemle açıklanır:

$$F_{Total} = F_g + F_D + F_{Th} \quad (3.14)$$

burada F_g yerçekimi kuvveti, F_D sürükleme kuvveti ve F_{Th} itme kuvvetidir.

Belirli referans (Poyi, 2014; Simic et al. , 2015), sürükleme kuvvetinin çok düşük olduğunu ve quadrotorun düşük hızlarından dolayı göz ardı edilebileceğini varsaymaktadır. Bu nedenle, dört rotora etki eden toplam kuvvetlerin vektörü aşağıdaki gibi olur:

$$\begin{bmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -mg \sin \theta \\ mg \sin \phi \cos \theta \\ mg \cos \phi \cos \theta + F_{Rotors} \end{bmatrix} \quad (3.15)$$

burada F_{Rotors} , dört rotordan üretilen kuvvettir ve g , yerçekiminden kaynaklanan ivmedir.

3.1.3.3. Hareket Denklemleri

Newton'un ikinci yasası, bir araçtaki kütle ve ivmeyi şu şekilde temsil edilen bir denklemle açıklar:

$$F = m \left(\frac{dv}{dt} \right) = m \left(\frac{d\xi_E^2}{dt} \right) \quad (3.16)$$

Denklem 3.1'den, $\xi_E = [x \ y \ z]^T$ 'den (16)'ya ikame edilerek, Dünya çerçevesindeki kuvvet şu şekilde olur:

$$F_E = m \frac{d}{dx} \begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{y} \\ \dot{z} \end{bmatrix} = m \begin{bmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{y} \\ \ddot{z} \end{bmatrix} \quad (3.17)$$

Denklemin her iki tarafını dönüşüm matrisiyle çarparak, denklem şuna dönüştürülecektir:

$$\begin{bmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{y} \\ \ddot{z} \end{bmatrix} = \frac{1}{m} (R_{DCM})^{-1} \begin{bmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \end{bmatrix} \quad (3.18)$$

Sonuç olarak, Denklem 15'i Denklem 18'de değiştirmek ve sadeleştirmek şunu verir:

$$\begin{bmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{y} \\ \ddot{z} \end{bmatrix} = \frac{1}{m} \left(\begin{bmatrix} (U_1)(s\phi s\psi + c\phi c\psi s\theta) \\ (U_1)(s\psi s\theta c\phi - c\psi s\phi) \\ (U_1)(c\phi c\theta) \end{bmatrix} - \frac{1}{m} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ mg \end{bmatrix} \right) \quad (3.19)$$

3.1.3.4. Dönüş Tepkisi

Benzer şekilde, bir cismin dönme tepkisi, E-çerçevesindeki atalet matrisi ile açısal moment arasındaki ilişki temelinde aşağıdaki gibi elde edilebilir:

$$P = I_E \omega_E \quad (3.20)$$

Moment denklemi açısal momentumun değişim hızı cinsinden aşağıdaki gibi verilir:

$$M_E = \frac{\partial}{\partial x} (I_E \omega_E) = \dot{I}_E \omega_E + \omega_E I_E \quad (3.21)$$

Coriolis teoremini kullanarak, toplam momentum vektörü $M = [M_x \ M_y \ M_z]^T$

$$\begin{bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} I_{xx} & -I_{xy} & I_{xz} \\ -I_{xy} & I_{yy} & -I_{yz} \\ -I_{xz} & -I_{yz} & I_{zz} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & -r & q \\ r & 0 & -p \\ -q & p & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} I_{xx} & -I_{xy} & I_{xz} \\ -I_{xy} & I_{yy} & -I_{yz} \\ -I_{xz} & -I_{yz} & I_{zz} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \quad (3.22)$$

Quadcopter yapısının simetrik olduğunu varsayarsak, atalet matrisi şu şekilde ifade edilir:

$$I = \begin{bmatrix} I_{xx} & 0 & 0 \\ 0 & I_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & I_{zz} \end{bmatrix} \quad (3.23)$$

burada I_{xx}, I_{yy}, I_{zz} gövde çerçevesindeki merkezi atalet momentleridir. Daha fazla basitleştirme ve yeniden düzenleme, açısal ivme şöyle olur:

$$\begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{I_{xx}}(M_x + (I_{yy} - I_{zz})qr) \\ \frac{1}{I_{yy}}(M_y + (I_{zz} - I_{xx})pr) \\ \frac{1}{I_{zz}}(M_z + (I_{xx} - I_{yy})pq) \end{bmatrix} \quad (3.24)$$

(Bouabdallah et al. , 2005)'te belirtilen varsayımlara dayanarak ve aşağıdaki eşitliği dikkate alarak:

$$\begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \approx \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix}$$

(Bouabdallah et al. , 2004) ve (César 2018) referanslarına dayanan varsayımlar, sapma hareketi hariç quadcopter'in tüm hareketlerinde sürtünmenin ihmal edildiğini göstermektedir. Euler açılarının yanında (ϕ, θ, ψ) küçük sayılır ve ihmal edilebilir. Oryantasyon açılarının değişim oranı $(\dot{\phi}, \dot{\theta}, \dot{\psi})$ ile vücut açısal oranları (p, q, r) arasındaki dönüşüm matrisi, üniter bir matris olarak kabul edilir. Bu durum, uçuştan kaynaklanan bozulmaların küçük olduğu ve ihmal edilebileceği durumlarda uygulanabilir.

Bu tezde modelleme, simülasyon ve HIL süreçlerinde basitleştirilmiş bir yöntemle güvenilmiştir. Ayrıca, güvenli bir çalışma ortamı sağlamak için bir quadcopter test bench platformu tasarlanmış ve hayata geçirilmiştir. Çalışma, İHA kontrol sistemlerinin güvenli ve uygun bir ortamda öğretilmesinde bu metodolojinin benimsenmesini amaçlamaktadır. Buna göre, önceki araştırmadaki varsayımlar, jiroskopik etkilerin iptal edilmesini öneren varsayımlara dayanıyordu ve bu, test uçuşunun yakın yerler (laboratuvar test platformu) ile sınırlı olduğu düşünüldüğünde, araştırmanın amacı için uygundur. Sonuç olarak, bir quadcopter için çeviri dinamik modeli aşağıdaki gibi olur:

$$\begin{bmatrix} \ddot{\phi} \\ \ddot{\theta} \\ \ddot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{l}{I_{xx}} U_2 \\ \frac{l}{I_{yy}} U_3 \\ \frac{l}{I_{zz}} U_4 \end{bmatrix} \quad (3.25)$$

3.1.4. Performans Değerlendirme ve Doğrulama Araçları

3.1.4.1. Çoklu Helikopter Değerlendirme Web Siteleri

Bu çalışmada izlenen metodoloji kapsamında, insansız hava araçlarının uçak performansının ilk değerlendirmesinde uzmanlaşmış web sitelerinden de yararlanılmaktadır. Flyeval (*Flight Evaluation*, 2022) ve eCalc (eCalc, 2023) gibi uçak performansının değerlendirilmesi için özel web siteleri mevcuttur. Bu web sitelerinde, kullanıcı, uçak konstrüksiyonunun parametrelerini ve ayrıca itki sisteminin bileşenlerinin ayrıntılarını sağladıktan sonra performans değerlendirme sürecini yürütebilir (Shi et al. , 2017).

Bu çalışmada quadcopter konfigürasyonu sunulmuş ve performansı Flyeval tarafından değerlendirilmiştir. Şekil 3.3, quadcopter için beklenen değerlendirme sonuçlarını göstermektedir. Ön değerlendirme verileri sayesinde uçuş süresini ve uçuş sırasında tüketilen gücün boyutunu tahmin etmek mümkündür. Ayrıca motor hızı, tüketilen enerji ve uçuş süresi arasındaki ilişki de tahmin edilebilir.

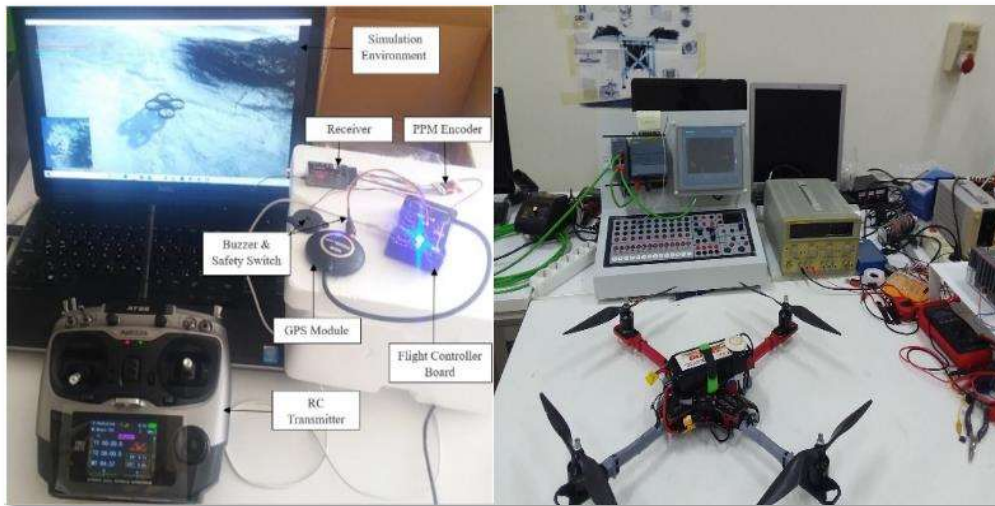


Şekil 3.3. (*Flight Evaluation*, 2022)'ye göre quadcopter performans verileri

Flyeal web sitesindeki değerlendirme verilerine göre, %40.7 hızlanma oranı ile havada kalma süresi 30.7 dakika ve motor gücü 47.5 W iken, maksimum gaz keleşinde toplam kaldırma kuvveti 70.8 N ve motor gücü: 326 W, böylece vurgulu zamanı 3.6 dakikaya düşürür.

3.1.5. HILS'nin Uygulanması

(İHA'ların) tasarımı ile ilgili olarak, fiili fiziksel testler sırasında oluşabilecek tehlikeli hatalar nedeniyle test işlemleri son derece zordur. Sonuç olarak, kontrol algoritmalarının doğrulanması, performansta istikrarı test etmek ve sağlamak ve beklenen tasarım sonuçlarına ulaşmak için simülasyonların yoğunlaştırılmasını gerektirir. Buna rağmen, (HIL) metodolojisinin kullanılmasını gerektiren motorların gürültü ve gecikmeli tepki vermesi gibi simülasyon ortamında gözlemlenemeyen problemler vardır (Gans et al. , 2009). Ana bileşenler Şekil 3.4'te gösterilmektedir: Drone Quadcopter, Uçuş Kontrol Birimi, GPS/pusula modülü, zil, güvenlik anahtarı, kodlayıcı ve Radyo Kontrol (RC) vericisi/alıcısı. PPM (Pulse Position Modulation) (Darbe Konum Modülasyonu) kodlayıcı, RC alıcısından 8 PWM (Pulse Width Modulation) (Darbe Genişliği Modülasyonu) sinyali alır ve ardından bunları bir PPM (Darbe Konumu Modülasyonu) sinyali olarak kodlar. Pixhawk 1 uçuş kumandası, ivmeölçer/manyetometre, barometre ve ivmeölçer/jiroskop gibi birkaç yerleşik sensörle birlikte gelir. Uçuş kontrolöründe bulunan yazılımlar, PID kontrolü ve Kalman filtreleri gibi karmaşık algoritmalar içerir.

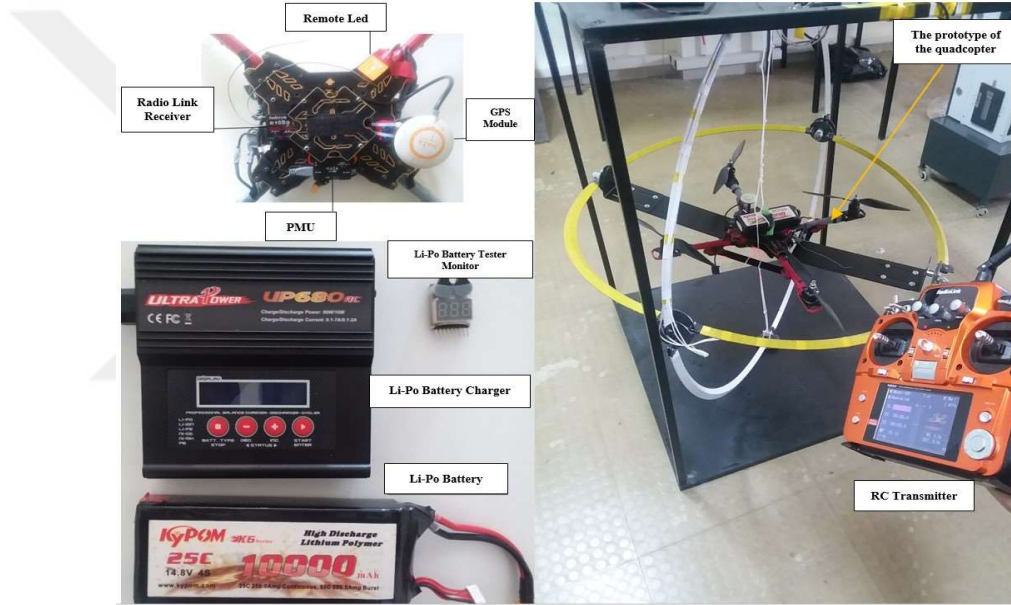


Şekil 3.4. HIL'in donanım yapılandırmaları

3.1.6. Test Platformun Tasarımı

Bir test platformunu öğrenmek, öğrencilere daha karmaşık görevlerin üstesinden gelme konusunda güven ve isteklilik kazandırabilir. Sonuç olarak, İHA'ları kontrol etme mekanizmasını öğrenmek güvenli bir ortamda sağlanabilir. Modelleme ve simülasyon süreçleriyle eş zamanlı olarak, analitik çalışmanın sonuçları ile karşılaştırma ve eşleştirme işlemlerinin gerçekleştirildiği quadcopter'in deneysel bir modeli hazırlanmaktadır.

Test tezgahının prototipi ve deneysel bileşenler ve cihazlar Şekil 3.5'te gösterilmektedir. Buna ek olarak, şüphesiz deneysel testlere ayrılan zamandan ve çabadan tasarruf etmeye yardımcı olurlar.



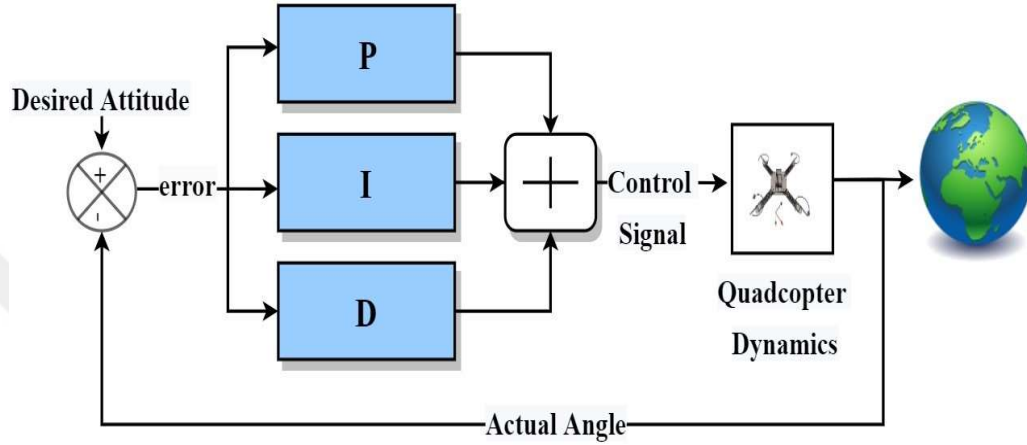
Şekil 3.5. Quadcopter prototipi (sağ taraf) ve bileşenler ve cihazlar (sol taraf) ile deneysel test platformu

3.1.7. Tutum Kontrol Tasarımı

Dinamik modeli elde etme süreci, uygun bir kontrol sisteminin geliştirilmesini takip eder. Kontrol bölümünün görevleri, quadcopter'in irtifasını, tutumunu ve konumunu kontrol etmeyi içerir. Bu yetersiz çalıştırılan bir sistem olduğundan, giriş parametreleri iki bölüme ayrılmıştır. İlk kısım, gerekli yükseklik ve açılarla ilgili değişkenleri içerir. İkinci kısım ise quadcopter'in eksenlerdeki (X ve Y) konumunu içerir.

Quadcopter dinamiklerinin lineer olmadığı ve kararsız olduğu göz önüne alındığında, istenen konuma ulaşmak için bir kontrol ünitesi (PID) kullanılır. Sonuç

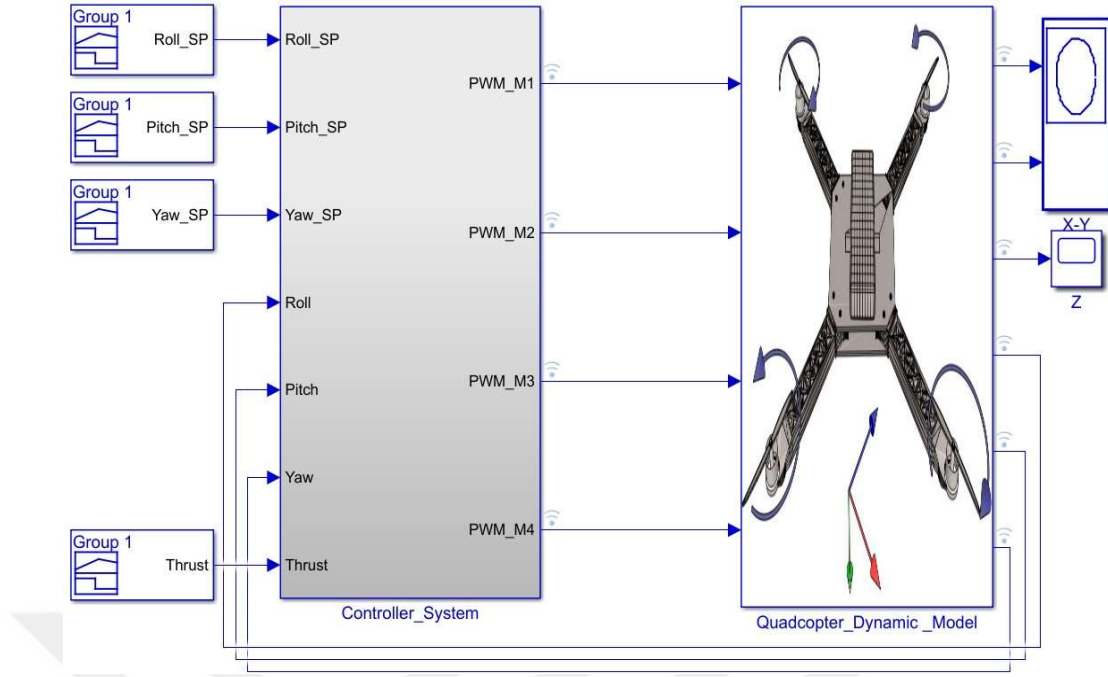
olarak, referans değerler etrafında kararlı bir durum elde etmek için tutum kontrolörü PID yaklaşımına göre tasarlanmış ve simüle edilmiştir. PID kontrol algoritması, gerekli değer ile gerçek ölçülen değerler arasındaki farkın hesaplanmasına dayanır. Buna göre, üç terimin (P, I, D) kazanç değerlerine (K_P, K_I, K_D) güvenilerek bu hata azaltılır. Şekil 3.6, PID kontrol algoritmasının genel konfigürasyonu ile quadcopter dinamik modelini göstermektedir.



Şekil 3.6. PID denetleyici kullanan quadcopter kontrol modeli

3.1.8. Quadcopter Dinamik Simülasyonu

Simülasyon, matematiksel bir sistemin bilgisayar programları tarafından temsil edilebildiği bir yöntemdir (Djokic and Barbaric, 2012). Matematiksel modelin türetilmesi tamamlandıktan sonra simülasyon için MATLAB/Simulink gibi güçlü bir simülasyon platformu gerekmektedir. Şekil 3.7'de gösterildiği gibi, birinci blok gerçek quadcopter parametrelerini okuyan ve bunları referans değerlerle karşılaştıran durum kontrol cihazını içerir. Referans değerleri, verici çubuğunun kontrol sinyallerini simüle eder. İkinci blok, gerekli konumu elde etmek için durum denetleyicisinden kontrol komutları alan quadcopter'in dinamik modelini içerir. Simülasyon sürecini tamamlamak için yukarıda belirtilen denklemlerde bulunan parametreler kullanılmalıdır. Gerekli parametrelerin özellikleri (Ek 3) listelenmiştir.



Şekil 3.7. Quadcopter'in dinamik modeli

3.2. BLDC Motorun Modellenmesi ve Kontrolü (Fırçasız DC Motor)

Quadcopterin konumunu ve hızını belirlemek için BLDC motorunun (Prakosa et al. , 2019) hızını kontrol etmek önemlidir. Bu bölüm, MATLAB/Simulink'teki BLDC motor simülasyonunu ele almaktadır. Buna göre dinamik model, Şekil 3.8'de gösterilen BLDC motor diyagramına dayalı olarak türetilir. Hall etkili sensör, motor kontrol ünitesine bir geri besleme sinyali olarak rotorun yerini tespit eder. Motor kontrol ünitesi, akımı stator bobinlerinden geçirmek için MOSFET transistörlerin kapılarına uygun kontrol sinyallerini gönderir. Sonuç olarak, motorun dönmesine neden olan hareketli parçanın (sabit mıknatıs) dönmesine yol açan bir manyetik alan üretilir. Motorun dönmeye devam etmesi için kontrol ünitesi akımı başka bir bobinden geçirerek yeni bir manyetik alan oluşturur ve motor dönmeye devam eder.

Bir BLDC motorunun eşdeğer devresi, üç fazlı sargılardan oluşur. Dinamik modeli basitleştirmek için motor parametreleri ideal durumda kabul edilecek ve üç fazlı sistem dengeli kabul edilecektir. Faz akımları (i_a, i_b, i_c) ve (BEMF) (e_a, e_b, e_c) cinsinden her bir fazın (V_a, V_b, V_c) gerilim denklemleri aşağıdaki gibi tanımlanabilir (Shanmugasundram et al. , 2013):

$$V_a = R_a i_a + L_a \frac{di_a}{dt} + e_a \quad (3.26)$$

$$V_b = R_b i_b + L_b \frac{di_b}{dt} + e_b \quad (3.27)$$

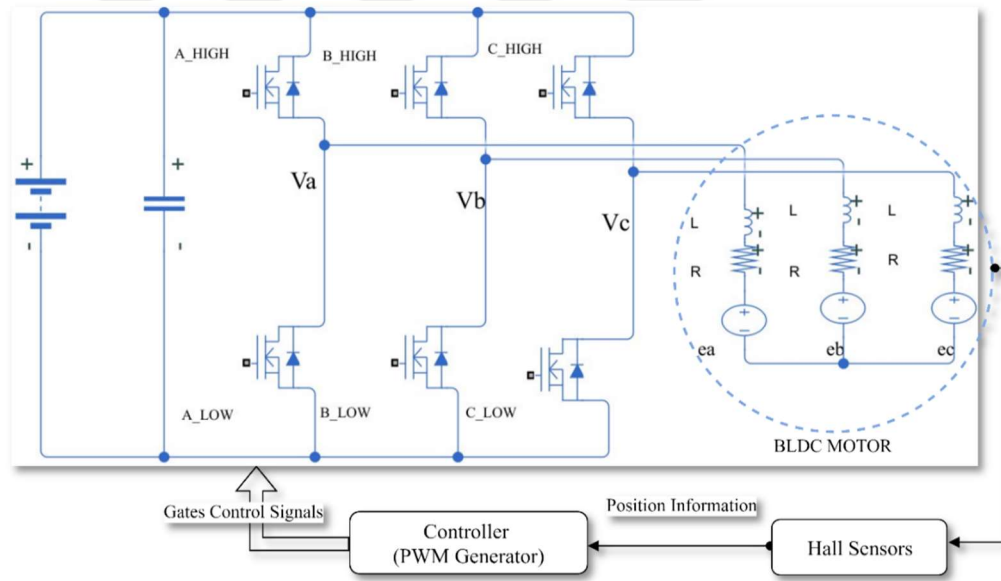
$$V_c = R_c i_c + L_c \frac{di_c}{dt} + e_c \quad (3.28)$$

burada $R_a, R_b,$ ve R_c her fazın direncidir; L_a, L_b ve L_c her fazın endüktansdır; $e_a, e_b,$ ve e_c her fazın geri emk'sıdır.

Bobinlerden geçen elektrik akımı, armatür sargılarına bir kuvvet uygulayan (Lorentz kanunu) bir manyetik alan oluşturarak, tork sonucunda motorun dönmesine neden olur. Motorun torku T_M akımla (I) orantılıdır ve aşağıdaki gibi ifade edilebilir:

$$T_M = K_T I \quad (3.29)$$

burada K_T tork sabitidir.



Şekil 3.8. BLDC motor sürücü sisteminin şematik diyagramı

Mekanik tarafta, Newton'un ikinci yasasına bağlı olarak tork denklemi aşağıdaki gibi yazılabilir:

$$T_M = T_L + B_m \omega_m + J_m \frac{d\omega_m}{dt} \quad (3.30)$$

J_m mekanik atalet, T_L yük torku ve B_m sürtünme sabitidir.

Geri elektromotor kuvveti (BEMF) e_B , mekanik hız (ω_m) ile orantılı olduğundan, aşağıdaki denklem yazılabilir:

$$e_B = K_e \omega_m \quad (3.31)$$

burada K_e , BEMF sabitidir.

Enerji korunumunun tüm fazlara uygulanması şu anlama gelir:

$$T_M \omega_m = e_a i_a + e_b i_b + e_c i_c \quad (3.32)$$

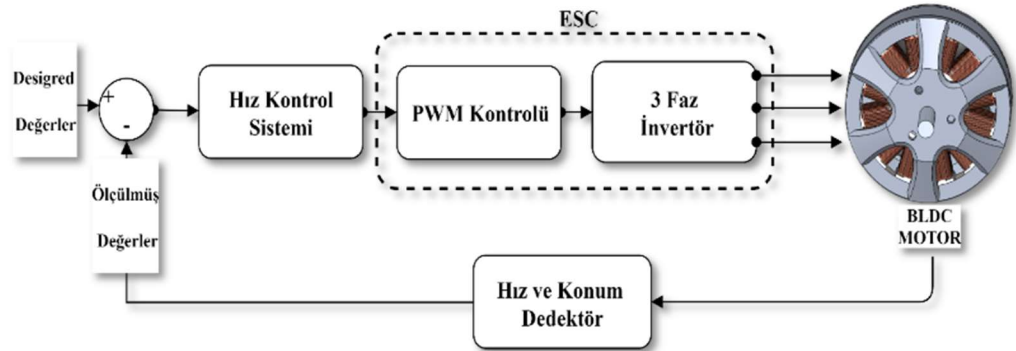
Denklem (27 ve 29)'dan ve $K_T = K_e$ dikkate alındığında, tork denklemi faz akımları ve BEMF cinsinden aşağıdaki gibi yazılabilir:

$$T_M = \frac{e_a i_a + e_b i_b + e_c i_c}{\omega_m} \quad (3.33)$$

Sabitlerin değerleri (K_T and K_e) genellikle motorun teknik özelliklerinde belirtilir, ancak akım değerleriyle doğrudan ilişkili olduğu için (K_e) sabit değerine dikkat edilmelidir.

BLDC motorlar kontrolü ile ilgili, stator sargılarına seri enerji verilerek elektronik olarak kontrol edilir. Buna göre, rotorun konumunu algılamak ve böylece hangi bobine enerji verileceğini belirlemek için Hall etkili sensörler kullanılır. Bu motorlar genellikle dikdörtgen akımlarla sürülür (Hanselman, 2003).

ESC (Elektronik Hız Kontrol Cihazı), motoru döndürmek için bir manyetik alan oluşturmak üzere uygun transistörleri (MOSFET'ler) etkinleştirerek motor hızını kontrol eder. Sensör devresi rotorun konumunu algılar ve buna göre hız hesaplanıp kontrol edilebilir. Ölçülen hıza göre, hız kontrolörü (bu çalışmada PID) referans hız ile ölçülen hız arasındaki farkı çok küçük tutar. Bu algoritma, Şekil 3.9'da gösterildiği gibi bir BLDC motor hız kontrol döngüsü olarak adlandırılır.

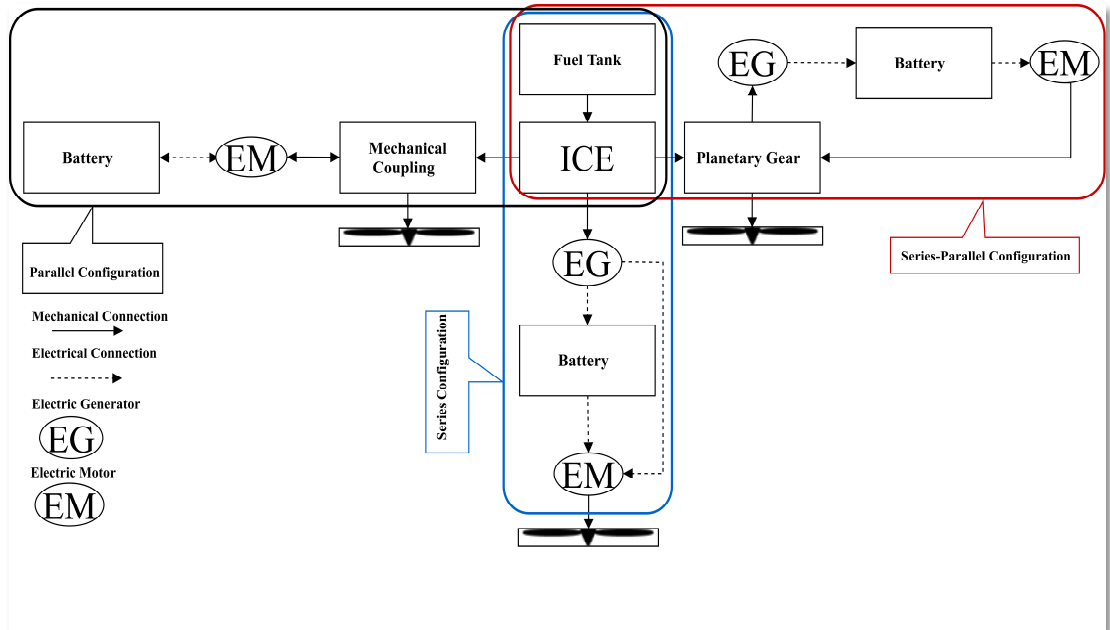


Şekil 3.9. BLDC motor hız kontrol döngüsü

3.3. Hibrit Güç Sistemi Seçimi ve Entegrasyonu

3.3.1. Hibrit Sistem Konfigürasyonu

Hibrit enerji, İçten Yanmalı Motorlar (ICE'ler), Yakıt Hücreleri (FC'ler), bataryalar, güneş pilleri ve süper kapasitörler (SC'ler) gibi birçok enerji kaynağını bir araya getirir. İHA'lar genellikle uçuş süresini artırmak ve performansı iyileştirmek için hibrit güç sağlamak üzere bu sistemin yapısını kullanır. Bu nedenle, optimum bir güç yönetim sistemi ile uygun hibrit güç kaynağı yapısının seçilmesi, gelişmiş İHA'ların verimli çalışmasına katkıda bulunacaktır (M. N. Boukoberine et al. , 2019). HPS'ler seri, paralel veya seri-paralel yapılar olarak ayrılır (Xie et al. , 2018), (Bongermine et al. , 2017). Şekil 3.10'de İHA'nın güç sisteminde kullanılabilecek HPS konfigürasyonları gösterilmektedir. Genel olarak, tüm konfigürasyonların avantajları ve dezavantajları vardır. Örneğin, seri sistemde Elektrik Jeneratörü (EG) momentumu tamamen sağlar ve böylece kontrolü kolaylaştırır. Paralel konfigürasyon en yaygın kullanılanıdır ve uzun süreli görevlere sahip İHA'lar için en uygun olanıdır (Xie et al. , 2018). Ağırlık göz önüne alındığında, seri-paralel sistem paralel sistemden daha ağırdır. Paralel konfigürasyonun, pervaneleri motor veya Elektrik Motoru (EM) ile ayrı ayrı veya her ikisini birlikte tahrik etme yeteneği gibi avantajları vardır (W. Lu et al. , 2017).



Şekil 3.10. Hibrit güç sisteminin konfigürasyonları ((Schömann, 2014)'den yeniden üretilmiştir)

3.3.2. İHA ve Hibrit Sistem

Son zamanlarda yapılan çok sayıda bilimsel araştırma, farklı güç sistemlerinin kullanımını ve bunların performans ve uçuş süresi üzerindeki etkilerini ele almıştır. Bunların birçoğu HPS'lere odaklanmıştır. (Schömann, 2014)'de yazarlar, performans ve dayanıklılıktaki sınırlamalarla ilgili sorunların üstesinden gelmek için gözetlemede kullanılan İHA'larda melez-elektrikli itki sistemi (HEPS) kullanılmasını önermişlerdir. Diğer çalışmalar (Harmon, 2005), (Glassock, 2012) paralel HEPS uygulamıştır. (Harmon, 2005)'deki çalışma, operatörün planlanan göreve bağlı olarak benzin, elektrik ve şarj kullanımı arasındaki orantısal önemi belirlemesine izin vermek için sinir ağı algoritmalarını kullanmıştır.

Alternatif enerji kaynaklarının İHA güç sistemlerine uygulanması (Strele, 2016)'da incelenmiştir. Sonuç olarak yazarlar, HPS'nin (bir batarya ile birleştirilmiş FC) uçuş süresini artırabildiğini ve İHA uçuşu için tüm güç gereksinimlerini karşılayabildiğini belirtmişlerdir. Bu tür bir sistem İHA'larda yaygın olarak kullanılmasına rağmen, araştırmaya göre (Pan et al. , 2019), gelecekte birçok kritik konunun incelenmesi gerekmektedir. Ayrıca, FC'leri enerji kaynağı olarak kullanan sistemlerin ICE'lere kıyasla ağır olduğu düşünülmektedir (Lanz et al. , 2001). Bunun nedeni, destek ve depolama sistemleri gibi FC'lerle ilişkili sistemlerdir.

Tüm teknolojik ilerlemelere rağmen, genel olarak hidrojen sistemleri ve özel olarak FC'ler mevcut teknolojik zorluklarla karşı karşıyadır ve araştırmacıların ve endüstriyel şirketlerin bu zorlukları çözmek için birlikte çalışması gerekmektedir (Sharaf and Orhan, 2014). Başka bir makalede (Ustolin and Taccani, 2018), İHA güç sisteminde enerji depolama için sınırlayıcı faktörün üstesinden gelmek için HPS kullanılmıştır. Elde edilen sonuçlar, hibrit sistemin ek enerji gerektiren uçuş görevleri için uygun olduğunu göstermiştir. Yazarlara göre, gelecekteki çalışmalarda bu model deneysel verilerle geliştirilebilir ve SK'ler gibi diğer hibrit teknikler değerlendirilebilir.

3.3.3. KHH Kavramsal Tasarım Metodolojisi: İlk Tasarım Gereksinimleri

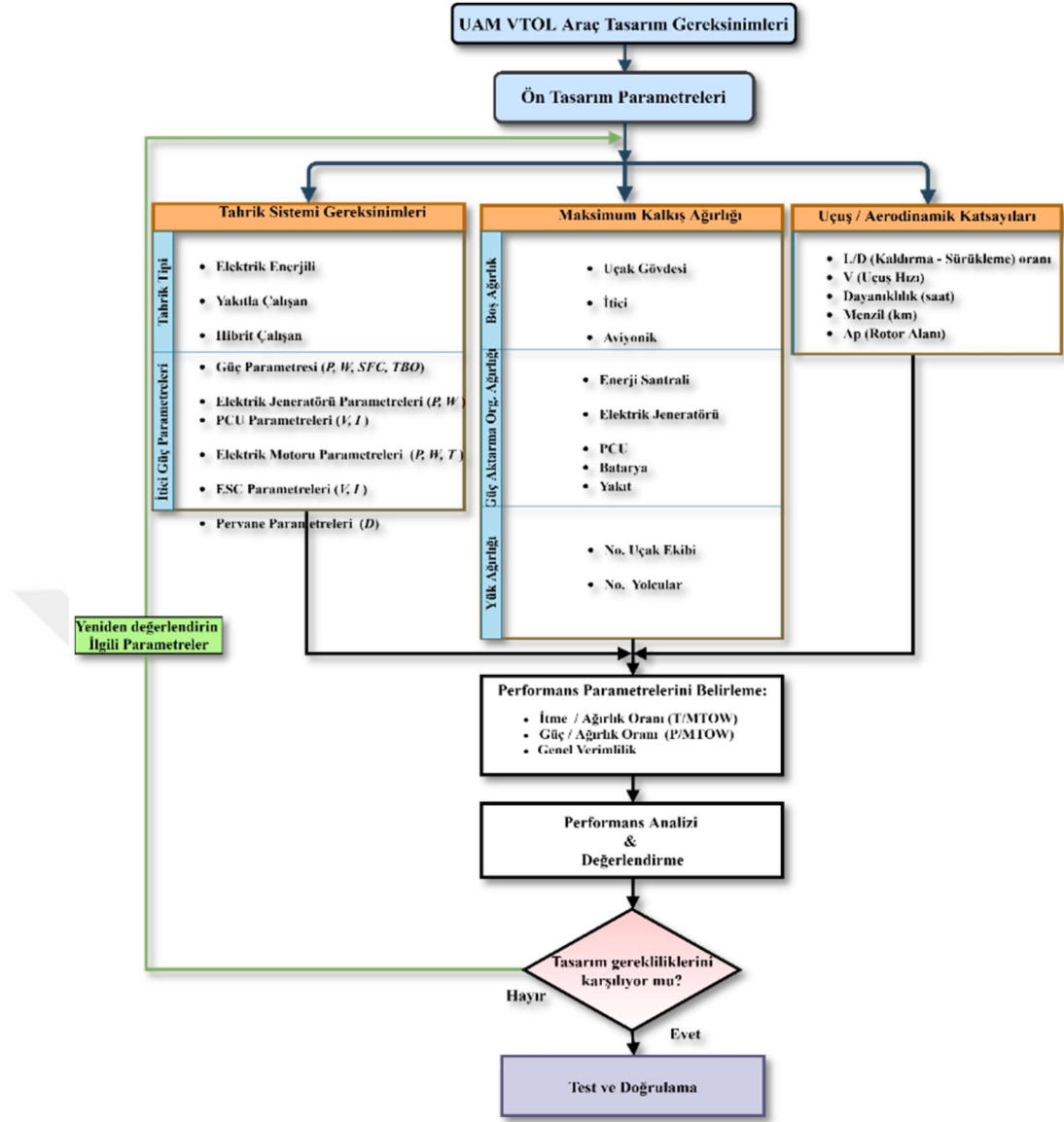
En son teknolojik gelişmeler ışığında, bu çalışmada farklı güç santralleri için gerekli performans eşiklerini belirlemek ve bunların Kentsel Hava Hareketliliği (KHH) hizmetleri için pratikliğini ve uygunluğunu değerlendirmek amacıyla kavramsal tasarımlar sunulmaktadır. Ticari DİK araçlarının analiz sonuçlarına, önceki teorik ve pratik akademik çalışmalara ve pratik deneyimlere dayanarak, bu bölümde

melez itki sistemlerinin DİK teknolojisine entegre edilmesi için ön gereklilikleri belirlemeyi amaçlayan kapsamlı bir kavramsal çalışma tanımlanmış ve sunulmuştur. Şekil 3.11'deki prosedür diyagramı, bu çalışmada benimsenen temel ve kavramsal tasarım yaklaşımını ve analiz prosedürlerini göstermektedir. İlk aşama temel olarak uçuş görev gereksinimlerinin tanımlanmasına dayanmakta olup, bu aşamada toplam ağırlık dağılımının başlangıç değerleri analiz edilmektedir. Sonuç olarak, uçuş modları sırasında gerekli gücün kesin hesaplamaları gerçekleştirilir. Ön tasarım aşamalarında, performans/yakınsama parametreleri ve üretici/tasarımcılardan gelen referans/kritik değerler dikkate alınmakta, ayrıca daha önceki ampirik ve bilimsel çalışmalara dayanan tahmini değerler de kullanılabilir. Ağırlık dağılımı ve itki sisteminin kabiliyetleri arasında eş zamanlı olarak analiz süreçleri yürütülür. Test ve doğrulama aşamasında, ön deneyleri gerçekleştirmek, makul ölçümler almak ve bunların performans kısıtlama analizi ile uyumluluğunu incelemek için bir test platformu inşa etmek gerekir. Sentez süreci, ana görevin gerekliliklerinin ağırlık ve güç dağılımına uygun olarak karşılanması durumunda yeterli bir şekilde gerçekleşir.

Çoğu DİK KHH aracı için test ve işletim verilerinin mevcut olmaması, doğru değerlendirme ve analizi zorlaştırmaktadır. Bundan kaçınmak için bu tez ticari, tasarım ve akademik yönleri birleştiren ortak bir temel oluşturmaya çalışmıştır. Bununla birlikte, bazen ticari ürünlerin önceki bilimsel sonuçlarına veya performans haritalarına dayalı varsayımların yapılması gerekmektedir. Kavramsal tasarım yaklaşımı, akademi ve endüstri için temel bir veri kümesi görevi görür ve performans parametrelerinin ön tasarım süreçleri üzerindeki etkisini anlamak ve bunları KHH gereklilikleriyle ilişkilendirmek için bir referans olarak kullanılabilir.

3.3.3.1. Disk Yükleme ve Gezinme Verimliliği

Disk yükleme katsayısı [kg/m^2], toplam araç ağırlığının dönen diskin alanına oranını ifade eder. Hover verimliliği [kg/kW], brüt araç ağırlığı ve onu havada yüksekte tutmak için gereken kuvvetle ilgilidir. İki göstergenin birbirine bağlı olduğunu belirtmekte fayda var, bu nedenle disk alanı ne kadar büyükse, gezinme için gereken enerji o kadar düşük ve dolayısıyla gezinme verimliliği o kadar iyidir.

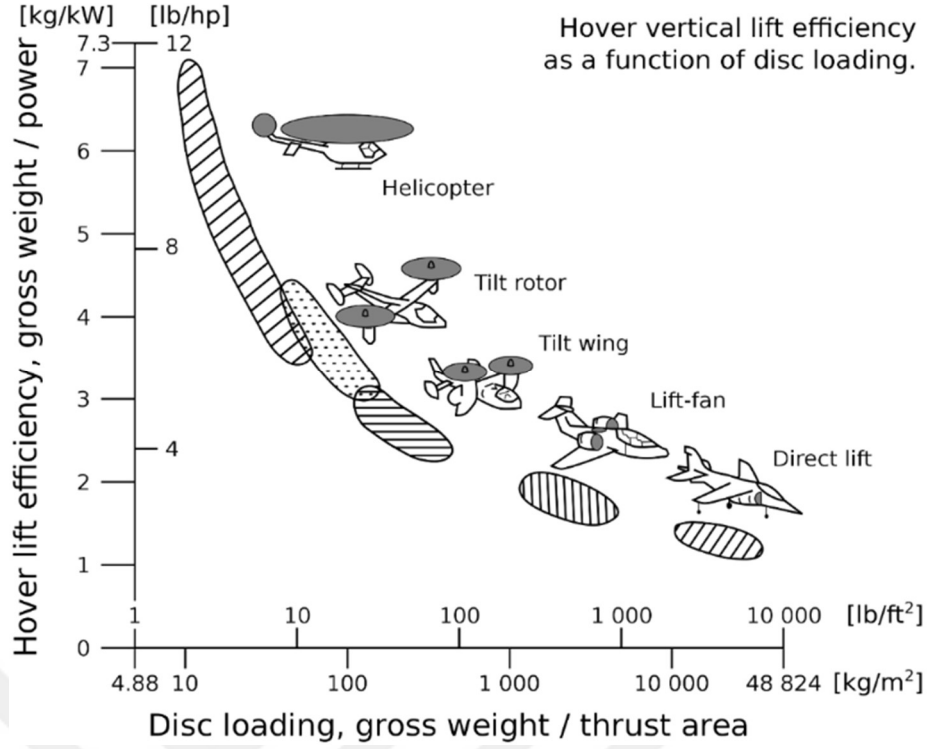


Şekil 3.11. DİK KHH için kavramsal tasarım prosedürü

Bu nedenle, uzun süreli/düşük yakıt tüketimi görevleri gerektiren uygulamalar için "düşük disk yükü" kavramının daha uygun görüldüğü sonucuna varılabilir (Maisel, 2000). İki ölçek arasındaki ilişki Şekil 3.12'de gösterilmektedir.

3.3.3.2. Disk Yükleme ve Kaldırma Direnç Oranı

"Disk Yükleme" ve "Kaldırma- Sürüklenme Oranı" (L/D) performans parametreleri, hem sabit kanatlı hem de çok rotorlu uçaklar için dikey ve yatay (ileri) uçuş sırasında güç gereksinimini belirlemeye yönelik ölçüm araçlarıdır. Döner diskin toplam alanı daha geniş olan çok rotorlu uçaklarda, kalkış ve iniş için güç gereksinimleri daha düşükken seyir aşamasında yüksektir.



Şekil 3.12. Farklı DİK türleri (Wikimedia, 2023) (Orijinal Ref. (Maisel, 2000) için disk yüklemeye karşı fareyle üzerine gelme verimliliği

Aksi takdirde, sabit kanatlı uçaklar, ileri uçuş aşamasında daha yüksek enerji verimliliğine sahiptir (Sripad and Viswanathan, 2021).

KHH alanlarındaki geliştirme aşamaları çoğu şirket ve geliştirici tarafından halen devam ettiği için aerodinamiğe ilişkin performans katsayılarının değerlerinin hatalı olabileceğini belirtmekte fayda var. Ek olarak, bu parametrelerin, konseptin yapısı ve bileşimi ile uyumlu sürekli gerçek dünya doğrulamaları yürütmesi gerekir. Ağır kaldırma çoklu rotorunda, iyi havada asılı kalma verimliliği ve verimli seyir elde etmek için sırasıyla disk yükleme katsayısı ve Kaldırma Direnç Oranı düşük olmalıdır (Wayne Johnson et al. , 2007).

3.3.3.3. Ağırlık Oranına İtme

DİK araçları, belirli bir kalkış alanına ihtiyaç duymadan kalkış ve iniş yapabilmeleri ile karakterize edilir. İtme kuvveti (T), aracın havada kalmasını sağlamak için itki sistemi tarafından üretilir. Vurgulu itme kuvveti oluşturmak için gereken güç, rotor disk alanına (A) ve hava yoğunluğuna (ρ) bağlıdır, dolayısıyla momentum teorisine (Prouty, 1995) dayalıdır:

$$P_{hover} = \left(\frac{T^3}{2\rho A} \right)^{\frac{1}{2}} \quad (3.34)$$

Öte yandan kanat, kanatlı uçak konfigürasyonunda toplam itme kuvvetinin oluşmasına katkıda bulunur. Bu özellik, kaldırma-sürüklenme oranının daha yüksek değerinden kaynaklanmaktadır. Dolayısıyla seyir esnasında yüksek verimliliğe sahip DİK araçlarının özelliklerini taşıdığı için kaldırma + itme yapısının daha uygun olduğu söylenebilir.

Toplam ağırlığa göre dikey itme katsayısı, tasarım aşamalarında önemli performans parametrelerinden biridir. Düşey kuvvetin maksimum ağırlığı yenebilmesi için dikey kalkış aşamasında T/W katsayısının 1.0'ı geçmesi gerekir ve bu oran seyir aşamasında (ileri uçuş) Kaldırma/Sürüklenme oranının tersine değişir (D. F. Finger et al. , 2019). T / W oranı ne kadar yüksek olursa, gereken güç miktarı da o kadar büyük olur. Dikey hızlanmada DİK araçları için kabul edilebilir bir yanıt elde etmek için, T/W değerleri yaklaşık 1.2 ila 1.5 (Raymer, 2012) aralığındadır. DİK için ek tırmanma gücü ve kontrol gücü marjı sağlamak için bu oran genellikle 1.15 veya daha fazladır (Uber, 2016).

3.3.3.4. Başarım Ölçüsü (FoM)

Denklem (3.34), itki sisteminin verimliliğini %100 olarak kabul ederek üretilen gücü tanımlamaktadır ve bu pratik çalışma koşullarına uymamaktadır. Sonuç olarak, gerekli indüklenen gücün gerçek güce oranını veren Başarım Ölçüsü (FoM) gibi düzeltme katsayıları kullanılır:

$$FoM = \frac{\text{İndüklenmiş Güç}}{\text{Gerçek Güç}} \quad (3.35)$$

Başarım Ölçüsü, havada asılı kalmak için gereken gerçek güç ile ideal güç arasındaki oranı temsil eder. Bu parametre aynı zamanda EM verimliliğinin bir ölçüsü olarak da kullanılır. Ampirik olarak belirlenir ve genellikle 0.75 ile 0.80 arasında yer alır (Prouty, 1995).

3.3.3.5. Özgül Yakıt Tüketimi (SFC)

Özgül yakıt tüketimi (SFC), motorun verimliliğini ifade eden teknik bir katsayıdır. Yukarıda da belirtildiği üzere, yakıtla çalışan hava taşıtları uçuş sırasında tüketilen yakıt miktarına bağlıdır. Bu miktarın ağırlığı zamanla değişir ve bu nedenle yakıt tüketimi Denklem 36'da olduğu gibi birim güç başına birim zaman başına ağırlık

cinsinden hesaplanır.

$$SFC = \frac{\Delta W_f (ağırlık,zaman)}{P_{ENG}} \quad (3.36)$$

ΔW_f yakıt tüketimi miktarını (kg/saat) ifade eder.

3.3.3.6. Spesifik Enerji/ Spesifik Güç ve Hibritleşme

Farklı enerji kaynakları, özgül enerji ve özgül güç olmak üzere iki önemli terminolojiye dayalı olarak karşılaştırılır ve ayırt edilir. Özgül enerji veya enerji yoğunluğu Wh/kg cinsinden ifade edilirken, özgül güç veya güç yoğunluğu W/kg cinsinden gösterilir. Örneğin, yakıt hücreleri yüksek enerji sistemleri olarak kabul edilir; süper kapasitörler yüksek güç sistemleri olarak kabul edilir; bataryalar yüksek güç/enerji sistemleri arasında ara özelliklere sahiptir; içten yanmalı motorlar ise yüksek güç ve enerji özelliklerine sahiptir (Winter and Brodd, 2004). (Kreimeier and Stumpf, 2017)'e göre, yakıtın özgül enerjisi yaklaşık 12.08 kWh/kg iken, bataryaların özgül enerjisi 0.25 kWh/kg'dır ve 2030 yılına kadar 0.4 kWh/kg'a ulaşması muhtemeldir.

Pratik açıdan bakıldığında, uzun menzil gerektiren görevlerde yüksek enerjili kaynaklar kullanılabilirken, yüksek ivme gerektiren tırmanma görevlerinde yüksek özellikli kaynaklar tercih edilmektedir (Pereirinha and Trovão, 2012).

Yukarıda belirtilen bilgiler göz önüne alındığında, birden fazla enerji kaynağının farklı ve çeşitli özelliklerinden yararlanmanın, genellikle hibritleşme olarak adlandırılan bir kavram olan avantajlarını en üst düzeye çıkarmak için çok önemli olduğu ortaya çıkmaktadır. Basitçe ifade etmek gerekirse, hibritleşme katsayısı, belirli bir uçuş görevinin enerji gereksinimlerini karşılamak için kullanılan çeşitli güç kaynaklarının oranını belirler.

Yakıtlı motorların elektrokimyasal enerji kaynaklarından daha iyi performans gösterdiği belirtilebilir. Bununla birlikte, her bir enerji kaynağının enerji depolamanın ana parametreleriyle (enerji/güç yoğunluğu) ilgili avantaj ve dezavantajları vardır. Hibrit güç sistemleri bu noktada devreye girerek farklı güç kaynaklarının avantajlarını bir araya getirmektedir. Örneğin, bataryaların yüksek güç yoğunluğunun avantajları kullanılabilir ve birincil enerji kaynağı olarak İYM ile birleştirilebilir. Bu durumda İYM, kalkış/tırmanma gibi pik güç talepleri için ana güç kaynağı olarak kullanılır. Ayrıca, motor arızalandığında acil bir durumda batarya kullanılabilir.

3.3.3.7. Bataryaların Enerji/Güç Yoğunluğu

Enerji yoğunluğu, bir bataryanın birim kütle veya hacim başına enerji depolama kabiliyetini ifade eder. Buna göre, kütleye özgü enerji birim kütle başına enerji miktarı (Wh/kg) olarak ifade edilirken, güç yoğunluğu bataryanın enerji sağlama kabiliyeti anlamına gelir. Kütleye özgü güç, birim kütle başına güç miktarı (W/kg) olarak ifade edilebilir. Denklem 3.37 ve 3.38 sırasıyla bataryaların kütleye özgü enerji/gücünü tanımlamaktadır (Gudmundsson, 2013).

$$\text{Kütle spesifik enerji} = S_E = \frac{E_{bat}}{m_{bat}} \left[\frac{Wh}{kg} \right] \quad (3.37)$$

$$\text{Kütle spesifik güç} = S_P = \frac{P_{bat}}{m_{bat}} \left[\frac{W}{kg} \right] \quad (3.38)$$

Bataryadan çekilen güç miktarı şu şekilde tanımlanır

$$P_{bat} = UI \quad [W] \quad (3.39)$$

burada I [A] elektrik akımı ve U [V] voltajdır.

Batarya kapasitesi, bataryadaki saat başına akım miktarı (Ah) olarak tanımlanır ve enerji kapasitesi, bataryanın özgül enerjisi ve kütlesi açısından aşağıdaki gibi tahmin edilebilir:

$$E_{bat} = S_E m_{bat} \quad [Wh] \quad (3.40)$$

3.3.3.8. Menzil ve Uçuş Dayanıklılığı

Menzil, uçağın hız ve zamana bağlı olarak ulaşabileceği mesafeyi ifade eder. Dayanıklılık (uçuş süresi), bir uçağın havada kalabileceği süredir. Her iki faktör de (Menzil ve Dayanıklılık), uçağa takılı mevcut enerji miktarına bağlıdır. Örneğin, elektrikle çalışan uçaklarda, zaman içinde tüketilen batarya gücü miktarına bağlıdır. Yakıtle çalışan hava araçlarına gelince, zaman içinde tüketilen yakıtın ağırlığına bağlıdır (bkz. Denklem 34). Denklem 3.41 menzili verirken, Denklem 3.42 uçuş süresini verir.

$$\text{Menzil} = \text{Hava Hızı} \times \text{Zaman} = V \cdot \Delta t \quad [m] \quad (3.41)$$

Uçuş uçuş süresini, görev sırasında geçen toplam süredir. Ek olarak, motor gücü ile SFC oranı, uçuş süresini şu şekilde tahmin etmek için kullanılır:

$$\text{Yakıt Akışı} = SFC \times P \quad (3.42)$$

Öyleyse,

$$Dayanıklılık = \frac{Yakıt \text{ Ağırlığı}}{Yakıt \text{ Akışı}} \quad (3.43)$$

Batarya ile çalışan elektrikli (DİK) araçların uçuş süresini da batarya tükenme süresine (Δt) bağlı olarak araç performansı açısından aşağıdaki şekilde verilmiştir:

$$\Delta t = \frac{E_{bat}}{E_{bat}} [h] \quad (3.44)$$

3.3.3.9. Ağırlık Dağılımları

Maksimum güç gereksinimleri, güç sisteminin toplam kütesine ve toplam sistemin ağırlığına bağlıdır. Genel aracın ağırlığı tipik olarak üç parçaya ayrılır. Bu ağırlık, boş aracın (W_{empty}), güç aktarım ünitesinin ($W_{powerplant}$), ve yükün ($W_{payload}$) ağırlıklarının analiz edilmesi ve toplanmasıyla tahmin edilebilir. Boş ağırlık çerçeveyi, itki sistemini ve aviyonikleri içerir. Toplam kalkış ağırlığı, Denklem 3.45'teki gibi hesaplanabilir:

$$W_{MTOW} = W_{empty} + W_{powerplant} + W_{payload} \quad (3.45)$$

Quadcopter'i havada gezdirmek için, W_{MTOW} toplam ağırlığı ve pervaneler tarafından üretilen itme kuvvetleri aşağıdaki gibi dengelenmelidir (aerodinamik etkiler dikkate alınmadan):

$$W_{MTOW} = \sum_{i=1}^4 F_i \quad (3.46)$$

Boş ağırlık kütle oranını, (D. Finger, 2016)'te sunulan 1100 kg MTOM'nin altında geçerli olan analize dayalı olarak belirlenebilir:

$$\frac{W_{empty}}{W_{MTOW}} = 0.699 W_{MTOW}^{-0.051} \quad (3.47)$$

W_{empty} to W_{MTOW} oranı (EW_F), bir uçağın yapısal verimliliğinin önemli bir ölçüsüdür. EW_F niceliği ne kadar düşük olursa, W_{MTOW} yüzdesi o kadar düşük olur. Ayrıca, daha düşük bir EW_F yüzdesi, yapının yapıldığı malzemelerin daha iyi olduğunu gösterir. Aktarma organı kütle oranı ($PW_F = \frac{W_{MTOW}}{P}$), aracın genel verimliliği için bir temsildir ve W_{MTOW} 'un en büyük yüzdesini temsil eder. Buna göre, yapının yapıldığı malzemelerin hafif olması ve aktarma organlarının, EG'lerin ve

EM'lerin güç-ağırlık oranının daha yüksek olması gerektiği sonucuna varılabilir.

Nominal motor gücü ile aracın MTOM'si arasındaki ilişki, birincil tasarım aşamalarındaki etkili ilişkilerden biri olarak kabul edilir. Güç kaynağı sisteminden elde edilen güç ile tasarlanan aracın toplam ağırlığı arasında ortak bir ilişki bulmayı amaçlar. Bunu bulmak için ticari İHA modellerinden elde edilen veriler kullanılmış ve nihai denklem şu şekilde sonuçlanmıştır (D. Finger, 2016):

$$P_{MAX} = -7.97 \times 10^{-5} W_{MTOW}^2 + 0.17268 W_{MTOW} \quad (3.48)$$

3.3.3.10. İtme Üretimi

İtme kuvveti iki ana teknik araçla ilgilidir, bunlardan ilki aerodinamik yoluyla itme kuvveti üretmekten sorumlu olan pervanedir. İkinci faktör ise Şekil 3.13'te gösterildiği gibi itme kuvveti üretmek için güç kaynağı olan motordur.



Şekil 3.13. Mekanik ve elektriksel gücün bir fonksiyonu olarak elektrik motoru verimliliği

Mekanik güç, tork ve motor hızı katsayılarıyla ilişkilidir. Elektriksel güç, gerilim ve akımın bir fonksiyonu olarak ifade edilir. Mekanik ve elektriksel güç arasındaki oran motor verimi olarak aşağıdaki gibi tanımlanır:

$$\eta_{Motor} = \frac{P_{Mekanik}(W)}{P_{Elektrik}(W)} \quad (3.49)$$

Burada elektrik gücü, motora sağlanan akım I ve gerilim V 'nin çarpımı ile tanımlanır,

$$P_{Elektrik}(W) = V \cdot I \quad (3.50)$$

mekanik güç ise aşağıdaki gibi tanımlanır:

$$P_{Mekanik} = Tork (N.m) \times Dönme Hızı \left(\frac{rad}{s} \right) = \tau \cdot \omega \quad (3.51)$$

Başka bir deyişle, mekanik güç, motorun iç direncindeki (R_{IR}) kayıp dikkate alınarak, zıt elektromotor kuvvetine (BEMF) dayalı olarak aşağıdaki şekilde tanımlanabilir:

$$P_{Mekanik} = (V - IR_{IR})(I - I_0) \quad (3.52)$$

I_0 yüksüz akımdır.

3.3.3.11. Kaldırma Kuvveti (F)

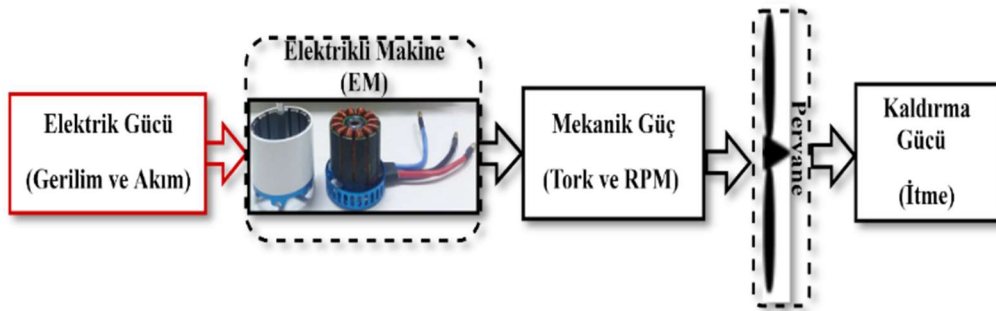
Kaldırma kuvveti, bir hava aracının kütlesini yerçekimine karşı kaldırmak için gereken dikey kuvvettir (Denklem 3.52). Aracı havada tutmak için aracın ağırlığına tam olarak direnir. Quadcopterde bu kuvveti oluşturmak için dört pervane, gövdeyi yerçekimine karşı yükseltmek için yüksek ve eşit hızda çalışır. Buna göre pervanelerin boyutu ve şekli kaldırma kuvvetinin miktarını belirler.

$$Kuvvet = K\ddot{u}tle \times Hızlanma \text{ (yerçekimi nedeniyle)} [N] \quad (3.53)$$

Denklem 3.53'ten gerekli güç, vücudun zamana göre hareket hızına dayalı olarak aşağıdaki şekilde hesaplanabilir:

$$G\ddot{u}ç = Kuvvet \times \frac{Mesafe}{Zaman} = Kuvvet \times Kaldırma Hızı [W] \quad (3.54)$$

Pervane, EM tarafından üretilen mekanik dönme gücünü Şekil 3.14'te gösterildiği gibi kaldırma gücüne dönüştürür. Kaldırma gücü itme gücüne ve hava hızına bağlıdır. Mekanik güç üretilen itme kuvvetiyle orantılıdır ve Denklem (3.34)'te gösterildiği gibi pervanenin alanıyla ters orantılıdır.



Şekil 3.14. Kaldırma kuvveti oluşturma

3.3.3.12. Pervane Katsayıları

Pervane verimliliği, faydalı gücün (pervaneden elde edilebilen) giriş gücüne (EM tarafından sağlanan şaft gücü) oranı olarak verilir. Pervane EM'in gücünü itme gücüne dönüştürür. Bu dönüşüm oranı pervanenin verimliliğine bağlıdır η_p . Üretilen itme gücünün mekanik güce oranı pervane verimliliği olarak tanımlanır ve şu şekilde ifade edilir:

$$\eta_p = \frac{\dot{itme} (N)}{P_{Mekanik}(W)} \quad (3.55)$$

$$P_p = \eta_p P_{ENG} \quad (47) \quad (3.56)$$

$$\eta_p = \frac{Faydalı \text{ Güç}}{Giriş \text{ Gücü}} \quad (48) \quad (3.57)$$

Momentum-Kanat Elemanı Teorisine göre, pervane verimliliği itme katsayısı C_T , güç katsayısı C_P ve pervanedeki rüzgar hızının kanat ucundakış hıza oranı J cinsinden aşağıdaki gibi ifade edilebilir:

$$\eta_p = \frac{C_T}{C_P} J \quad (49) \quad (3.58)$$

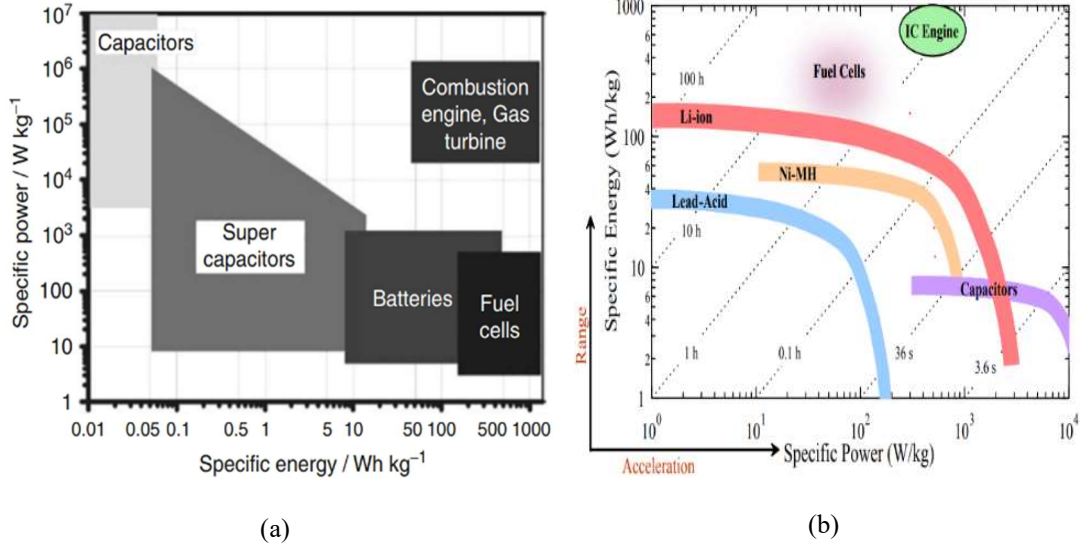
Burada:

$C_T = \frac{T}{\rho \cdot n^2 \cdot D^4}$, $C_P = \frac{T}{\rho \cdot n^3 \cdot D^5}$, $J = \frac{V}{n \cdot D}$
; n : dönme hızı [RPS], D : pervane çapı [m] ve V : hava hızı [m/s]. η_p 'ye dayanarak, itme gücüne dönüştürülen güç miktarı belirlenebilir.

3.4. Uçuş Yolu ve Güç Gereksinimler

Farklı enerji kaynakları, özgül enerji ve özgül güç olmak üzere iki önemli terminolojiye göre karşılaştırılır ve ayırt edilir. Spesifik enerji veya enerji yoğunluğu (Wh/kg) olarak ifade edilirken, spesifik güç veya güç yoğunluğu (W/kg) olarak gösterilir. Örneğin (Winter and Brodd, 2004), yakıt hücreleri yüksek enerjili sistemler olarak kabul edilir; süper kapasitörler, yüksek güçlü sistemler olarak kabul edilir; bataryalar, yüksek güç/enerji sistemleri arasında ara özelliklere sahiptir; içten yanmalı motorlar ise yüksek güç ve enerji özelliklerine sahiptir. Pratik açıdan bakıldığında, uzun menzil gerektiren görevlerde yüksek enerjili kaynaklar kullanılabilirken, yüksek ivme gerektiren tırmanma görevlerinde yüksek özellikli kaynaklar tercih edilmektedir (Pereirinha and Trovão, 2012).

Yukarıdakilere dayanarak, birden fazla enerji kaynağının kombinasyonunun ister istemez bunların spesifik ve çeşitli özelliklerinden tam olarak yararlanmaya yol açacağına işaret edilebilir ve bu, hibridizasyon olarak bilinir.



Şekil 3.15. Çeşitli enerji dönüştürme sistemleri ile enerji depolama cihazlarının karşılaştırılması için Ragone şeması: (a) (Kunze et al. , 2012); (b) (Srinivasan, 2008)

Şekil 3.15'te içten yanmalı motorların (ICE) elektrokimyasal enerji kaynaklarından daha iyi performans gösterdiği görülmektedir. Bununla birlikte, her enerji kaynağının, enerji depolamanın ana parametreleriyle (enerji yoğunluğu ve güç yoğunluğu) ilgili avantaj ve dezavantajları vardır. Farklı güç kaynaklarının avantajlarını birleştirmek için hibrit güç sistemlerinin devreye girdiği yer burasıdır. Örneğin, bataryaların yüksek güç yoğunluğunun avantajları kullanılabilir ve birincil enerji kaynağı olarak ICE ile birleştirilebilir. Bu durumda, kalkış/tırmanma gibi tepe güç talepleri için ana güç kaynağı olarak ICE kullanılır. Yakıtın özgül enerjisi yaklaşık 12.08 kWh/kg iken bataryaların özgül enerjisi 0.25 kWh/kg olup, 2030 yılına kadar 0.4 kWh/kg'a ulaşması muhtemeldir (Kreimeier and Stumpf, 2017). Ancak akü, motor arızalandığında acil bir durumda kullanılabilir.

Kalkış/tırmanma aşamasında gereken enerji, seyir aşamasında gerekenden çok daha fazladır. Aracın kalkışta kısa bir süreye ihtiyacı vardır ve bu nedenle ihtiyaç duyduğu enerji bataryadan sağlanabilmekte ve seyir aşamasında yeniden şarj edilebilmektedir (Fredericks et al. , 2013). Bu nedenle, uçan araçlar için en uygun tasarımın, kalkış ve inişte DİK kabiliyetine, seyir sırasında ise sabit kanat özelliğine sahip olmasının tercih edilebilir bir tasarım olduğu söylenebilir.

Çok rotorlu araçlarda kaldırma kuvveti, elektrik motorlarının güç farklarına göre oluşturulur ve ardından pervaneleri döndürür. Uçuş görevlerini yerine getirmek için dikey kalkış ve iniş (DİK) yaklaşımına bağlıdır; burada rotorların hızı, yukarı-

aşağı/yan yana/ileri/geri/işlevleri yapmak için değişebilir. Çok rotorlu araçlar, EM'lerin bileşke kuvvetlerine göre uçuş yörüngesi (uçuş yolu) boyunca hareket edebilir.

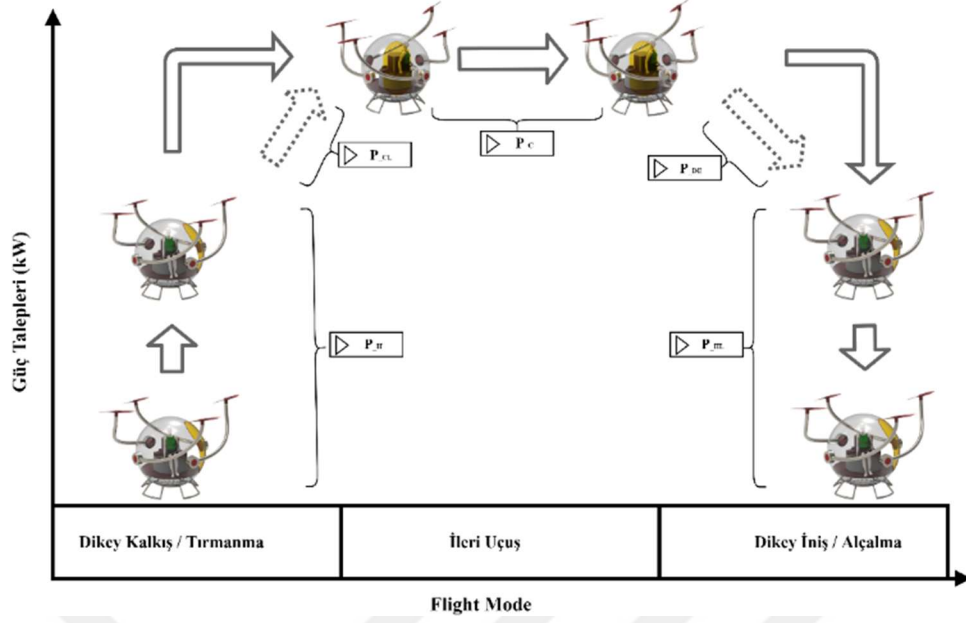
Çok rotorlu araçların uçuş yolu, Dikey Kalkış, Tırmanma, Seyir ve Dikey/Kademeli İniş gibi farklı aşamalardan geçer. Her aşama için gereken güç farklıdır ve öncelikle üretilen toplam güce bağlıdır. Örneğin, dikey kalkış veya tırmanma yüksek güç gerektirir, ancak sabit bir hızda uçarken (seyir) talep edilen güç düşüktür. Burada uçuş görevinin güç taleplerine göre gerekli gücün sağlanmasında hibrit güç sisteminin kritik ve fiili rolüne dikkat çekilmektedir.

Şekil 3.16, çok rotorlu araçların temsili bir görev profilini açıklamaktadır. Çok rotorlu araç, sırasıyla kalkış, seyir ve iniş aşamalarını gerçekleştirir. Hover uçuşunda (Hovering sırasında), tüm rotorlar aynı hızda çalışarak aracın sabit bir irtifada havalanmasını sağlar. Bu durumda, üretilen itme dikeydir ve ileri/geri yönde eğilebilir.

Dikey kalkış için toplam kaldırma kuvveti ağırlıktan fazla olmalıdır. Bu nedenle, gerekli kaldırma kuvvetini oluşturmak için tüm EM'lerin sürekli olarak çalıştırılması gerekir. Sonuç olarak, kalkış/iniş modlarında gerekli güç ve yakıt tüketim oranının yüksek olacağı çok açıktır.

Bu bölüm, DİK araçlarının her uçuş aşaması için güç gereksinimlerinin matematiksel modellemesini ele almaktadır. Şekil 3.16, DİK aracının uçuş modlarının profilini göstermektedir. Görev bölümleri aşamalara ayrılmıştır: Hover (havada asılı kalma), Tırmanış (Tırmanma), Seyir (İleri), Geçiş (Yavaşlama) ve Hover (İniş). Araç, geçiş ve yeniden geçiş adı verilen bir süre boyunca havada asılı halden tırmanışa/seyir uçuşa, ardından ileri/inişten havada asılı kalmaya hareket eder (Nathen et al. , 2021).

Daha önceki bazı çalışmalar, bir uçuş görevinin güç gereksinimlerini hesaplamak için matematiksel denklemler ve varsayımları şu şekilde ele almıştır (Kasliwal et al. , 2019) (Ahluwalia et al. , 2021; Mudumba et al. , 2021):



Şekil 3.16. Kanatsız bir DİK KHH aracı uçuş görevinin güç gereksinimi profili

$$P_H = \frac{T}{\eta_H} \sqrt{\frac{\delta}{2\rho}}$$

T : İtme;
 η_H : Hover Verimliliği;
 δ : Disk Yükleme;
 ρ : Hava Yoğunluğu. (3.59)

$$P_C = \frac{T}{\eta_C} \frac{V_C}{\left(\frac{L}{D}\right)_C}$$

T : İtme;
 η_C : Seyir Verimliliği;
 V_C : Seyir Hızı;
 $\left(\frac{L}{D}\right)_C$: Cruise için kaldırma / sürüklenme oranı. (3.60)

$$P_{CL} = \frac{1}{\eta_{CL}} \left[T \frac{h}{t_{CL}} + T \frac{V_{CL}}{\left(\frac{L}{D}\right)_{CL}} \right]$$

$$= \frac{T}{\eta_{CL}} \left[ROC + \frac{V_{CL}}{\left(\frac{L}{D}\right)_{CL}} \right]$$

T : İtme;
 η_{CL} : Seyir Verimliliği;
 V_{CL} : Tırmanma Hızı;
 $\left(\frac{L}{D}\right)_{CL}$: Tırmanış için kaldırma / sürüklenme oranı;
 h : Yükseklik;
 ROC : Tırmanma Oranı. (3.61)

$$P_{DE} = \frac{1}{\eta_{DE}} \left[T \frac{h}{t_{DE}} + T \frac{V_{DE}}{\left(\frac{L}{D}\right)_{DE}} \right]$$

$$= \frac{T}{\eta_{DE}} \left[ROD + \frac{V_{DE}}{\left(\frac{L}{D}\right)_{DE}} \right]$$

T : İtme;
 η_{DE} : İniş Verimliliği;
 V_{DE} : Alçalma Hızı;
 $\left(\frac{L}{D}\right)_{DE}$: İniş için kaldırma / sürüklenme oranı;
 h : Yükseklik;
 ROD : İniş Oranı. (3.62)

Temel olarak toplam ağırlığın ve kaldırma yüzey alanının (A) oranı olarak tanımlanan disk yükleme parametresine (δ) bağlı olduğundan, havada asılı kalma gücü, güç tüketiminin en büyük oranını oluşturur. Vurgulu verimlilik (η_H), hem aktarma organlarının hem de iticinin verimliliğini içerir; bu oranın 0.63 (Kasliwal et al. , 2019) olduğu varsayılmıştır. (Ahluwalia et al. , 2021), aşağıdaki formüle göre havada asılı kalma gücünün hesaplanmasında itme-ağırlık oranının benimsenmesinden bahsetmiştir:

$$P_H = \frac{T}{FoM} \sqrt{\frac{\delta}{2\rho} \left(\frac{T}{W} = S_P\right)^3} \quad (3.63)$$

Rotor Liyakat Rakamı (FoM) %70'tir (rotorlu taşıtlar ve DİK 'ler).

Seyir aşaması, uçuş hızına, kaldırma direnç oranına ve seyir verimliliğine bağlıdır; bu oran hem seyir hem de tırmanış aşamaları için 0.765 olarak kabul edilmiştir (Kasliwal et al. , 2019). Geçiş aşamaları (tırmanış: yükselme ve alçalma) toplam uçuş süresinin küçük bir bölümünü alır ve sırasıyla tırmanma ve seyir yüzdesine bağlıdır (ROC: tırmanma hızı ve ROD: alçalma hızı). Çalışılan çok rotorlu konfigürasyonun performans verilerini doğrulamak mümkün olmadığından, (Ahluwalia et al. , 2021)'daki varsayımları takip etmenin mümkün olduğuna dikkat edilmelidir: tırmanış/seyir için: $\left(\frac{L}{D}\right)_{\frac{CL}{DE}} = 4.25$, $\delta = 215 \text{ N/m}^2$, ve itme-ağırlık oranı $\frac{T}{W} = S_P = 1.25$. Toplam itme kuvveti, toplam ağırlık ile yerçekimi ivmesinin çarpımı olarak yazılır.

Bu bölümdeki matematiksel türevler Momentum Theory (MT), Blade Element Momentum Theory (BEMT) ve Bernoulli İlkesi'ne (BP) göre gerçekleştirilmiştir.

3.4.1. Havada Asılı Kalma Sırasında Gereken Güç

Havada asılı uçuşta momentum teorisi, rotor itiş ve hızı ile kütle akış hızı arasındaki ilişkiyi şu şekilde verir:

$$T = \dot{m}\omega = 2\rho A v_i^2 \quad (3.64)$$

bu nedenle, havada asılı duran rotor diskinin indüklenen (giriş) hızı şu şekilde yazılabilir:

$$\vartheta_i = \sqrt{\frac{T}{2\rho A}} \quad (3.65)$$

Gezinme sırasında, gereken indüklenen güç, T itme kuvvetinin ve indüklenen hızın ϑ_i ürünüdür.

$$P_H = T\vartheta_i = \frac{1}{2}\dot{m}\omega^2 = \sqrt{\frac{T^3}{2\rho A}} \quad (3.66)$$

Bu güce ideal güç denir (Leishman, 2006).

3.4.2. Tırmanış Esnasında Gereken Güç

Dikey tırmanma uçuşu için momentum teorisini uygulayarak:

$$T = \dot{m}\omega = \rho A(V_{CL} + \vartheta_i)\omega = 2\rho A(V_{CL} + \vartheta_i)\vartheta_i \quad (3.67)$$

güç tüketimi şu şekilde verilir:

$$P_i = T(V_{CL} + \vartheta_i) \quad (3.68)$$

Dikey hıza bağlı kuvveti havada asılı kalma sırasında gereken değerle ilişkilendirerek:

$$\frac{P_i}{P_H} = \frac{T(V_{CL} + \vartheta_i)}{T\vartheta_H} = \frac{V_{CL}}{\vartheta_H} + \frac{\vartheta_i}{\vartheta_H} \quad (3.69)$$

Denklem 3.66, ve aynı itmede $\vartheta_i = \vartheta_H$ cinsinden

$$\frac{T}{2\rho A} = V_{CL}\vartheta_i + \vartheta_i^2 = \vartheta_H^2 \quad (3.70)$$

Denklem 3.69'i çözmek ve Denklem 3.68de yerine koymak ile tırmanış için güç oranı:

$$\frac{P_{CL}}{P_H} = \frac{V_{CL}}{2\vartheta_H} + \sqrt{\left(\frac{V_{CL}}{2\vartheta_H}\right)^2 + 1} \quad (3.71)$$

küçük tırmanma hızlarında, gereken güç yaklaşık olarak (Seddon and Newman, 2011) olur:

$$P_{CL} = P_H + \frac{1}{2}T V_{CL} \quad (3.72)$$

3.4.3. İleri Uçuş (seyir) için Güç Gereksinimleri

Seyir uçuşu, irtifayı sürdürmek ve aracı ileriye doğru itmek için güç gerektirir. Hücüm Açısı (AoA) ve indüklenen hız açısından, seyirdeki rotor gücü gereksinimi şu şekilde yazılabilir:

$$P_C = T(V_C \sin \alpha + \vartheta_i) \quad (3.73)$$

burada V_C seyir hızıdır; α , rotor diski ile gelen akış arasındaki açıdır. Rotor diski AoA (Leishman, 2006) olarak tahmin edilebilir:

$$\alpha = \tan^{-1} \left(\frac{D}{L} \approx \frac{D}{T} \right) \quad (3.74)$$

3.4.4. Alçalan Uçuşta Gereken Güç

Dikey inişte, akış rotora göre yukarı doğru yönlendirilir (V_C 0'dan küçük), dolayısıyla bu durumda itme kuvveti:

$$T = -\dot{m}\omega = -\rho A(V_{CL} + \vartheta_i)\omega = -2\rho A(V_{CL} + \vartheta_i)\vartheta_i \quad (3.75)$$

Alçalma için güç oranı (Volkov, 2018)'deki gibi ifade edilebilir.

$$\frac{P_{DE}}{P_H} = \frac{V_{DE}}{2\vartheta_H} - \sqrt{\left(\frac{V_{DE}}{2\vartheta_H} \right)^2 - 1} \quad (3.76)$$

İniş hızının dikey hıza eşit olması veya iniş hızı aralığının düşük olması durumunda, yaklaşık bir tahmin olarak iniş gücünün havada asılı kalma gücüne eşdeğer olduğu varsayılabilir (Ugwueze et al. , 2023).

$$P_{DE} \cong P_H \quad (3.77)$$

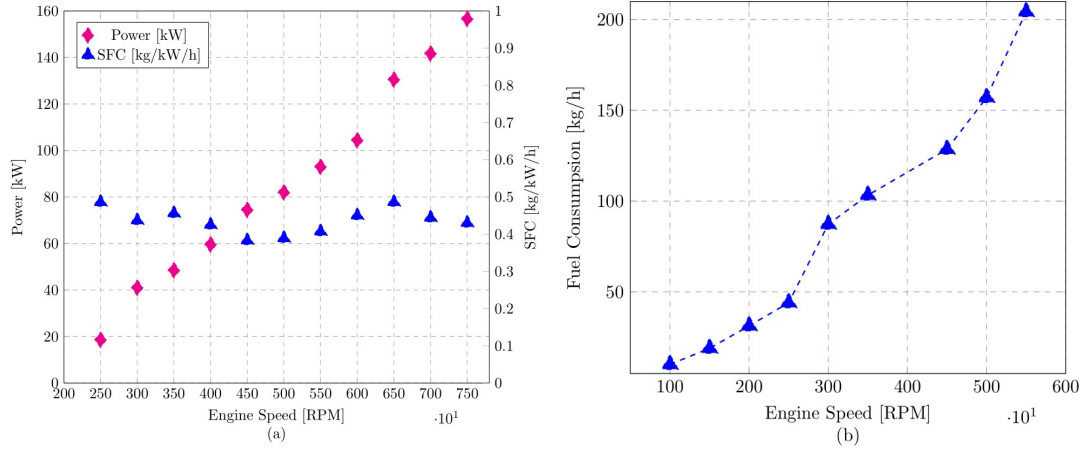
3.4.5. Dikey İniş Uçuşunda Gerekli Güç

Gerekli iniş vurgulu gücü, (Ugwueze et al. , 2023)'daki gibi yaklaşık bir tahmin olarak vurgulu güce eşdeğerdir.

$$P_{VL} = P_{HL} \cong P_H \quad (3.78)$$

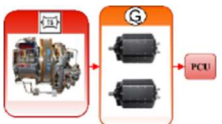
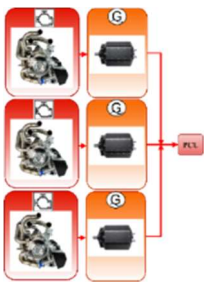
3.5. Kavramsal Hibrit Güç Aktarma Organlarının Tasarımları ve Gelecek Beklentileri

Kavramsal tasarımların amacı, tamamen elektrikle çalışan sistemlere kıyasla daha üstün performans elde etmek amacıyla melez güç paketlerinin verimli bir şekilde yapılandırılmasını ve performans katsayılarının çıkarılmasını sağlamaktır. DİK KHH araçları için kapsamlı bir hibrit güç sistemi geliştirmek amacıyla, Şekil 3.17'de



Şekil 3.18. Üretici verileri: (a) Rotron'un RT1200-P motor gücü, hızı ve SFC'si; (b) Mercury verado (600 hp) motor hızı ve Yakıt Tüketimi

Tablo 3.1. Kavramsal hibrit güç aktarma organı konfigürasyonlarının bulgularının karşılaştırılması

Melez Güç Paketleri Önerilen Konfigürasyon	Melez Güç Paketleri	Güç [kW]	Ağırlık [kg]	Toplam Güç [kW]	Toplam Ağırlık [kg]	Spesifik Güç [kW/kg]	MTOW [kg]
Mimarlık (A) 	Koenigseg TFG	450	70	450	123.2	3.65	2,250
	HPDM-250	250	33.2				
Mimarlık (B) 	Lycoming LTS101-650C-3 Turboshift	450	109	450	170.2	2.64	2,250
	HPDM-250	250	33.2				
Mimarlık (C) 	RT1200-P	450	54 X3= 162	450	253	1.77	2,250
	HPDM-250	250	16.6 X3= 49.8				
Mimarlık (D) 	RT1200-P	150	54	150	84.6	1.77	750
	HPDM-250	250	16.6				

Motor üreticilerinden (Koenigsegg TFG ve Lycoming LTS101-650C-3) yakıt tüketim oranına ilişkin kesin verilerin bulunmaması nedeniyle, sırasıyla (Mercury verado 600 HP) motor Şekil 3.18 (b) (boat-fuel-economy, 2023) ve PBS'nin TP 100 motoru (0.548 kg/kW/h) (PBS, 2023) gibi eşleşen maksimum güce sahip motorlar için çalışma verileri kullanılmıştır.

3.6. Hibrit Güç Sistemleri Bileşenleri

Bu bölümde içten yanmalı motor, jeneratör, DC-DC dönüştürücü, batarya, elektrik motorları ve pervanelerden oluşan elektrikli ve melez güç paketlerinin tasarım ve uygulamasında kullanılan bileşenler sunulmaktadır. Jeneratör olarak fırçasız bir DC motor kullanılmış ve sonuçlar bu çalışmanın bir parçası olarak kurulan test sistemleri ile test edilmiş ve analiz edilmiştir.

3.6.1. İki Zamanlı Buji Ateşlemeli İçten Yanmalı Motor (ICE)

İki zamanlı içten yanmalı motorlar (İYM), güç/ağırlık oranı açısından dört zamanlı İYM'lerden daha iyi performans göstererek küçük İHA'lara yönelik itki sistemleri için daha uygun hale gelmektedir (Brown and Hagen, 2017).

Deneyisel hibrit güç sisteminin tasarlanması ve uygulanması amacıyla DLE-40cc™ iki zamanlı benzinli motor seçilmiştir (Şekil 3.19). DLE-40cc 3.6 kW güç değerine, 1.8 kg ağırlığa (Susturucular, Elektronik Ateşleme ve Motor Montaj Bağlantıları dahil) ve yaklaşık 2 kW/kg güç/ağırlık oranına sahiptir. Motorun teknik özellikleri Tablo 3.2'de verilmiştir.

Motorun ilk çalıştırılması sırasında, uygun bir marş motoru (Toni tipi marş motorunun (12 volt) arızalanmasıyla): Marş motorunun arızalanması ve motor soğutma mekanizmasının düzgün çalışmaması gibi sorunlarla karşılaşıldı. Bununla birlikte, bu sorunlar çözülmüştür.

Tablo 3.2. DLE-40 ICE motor teknik parametreleri

Motor Tipi	Model	Güç [kW]	Idle RPM	Max. RPM	Performans	Ağırlık [kg]	Sıkıştırma Oranı	Yakıt Akışı [l/h]	Ateşleme Gerilimi
Twin cylinder boxer, two-stroke	DLE-40 40CC	4,80 3.6	1,500	8500	4.8 HP (3.6 kW)/8,500 RPM	1.8	10.5: 1	1,49	4.8V-14V



Şekil 3.19. DLE-40™ ICE

3.6.2. Elektrik Jeneratörü (EG)

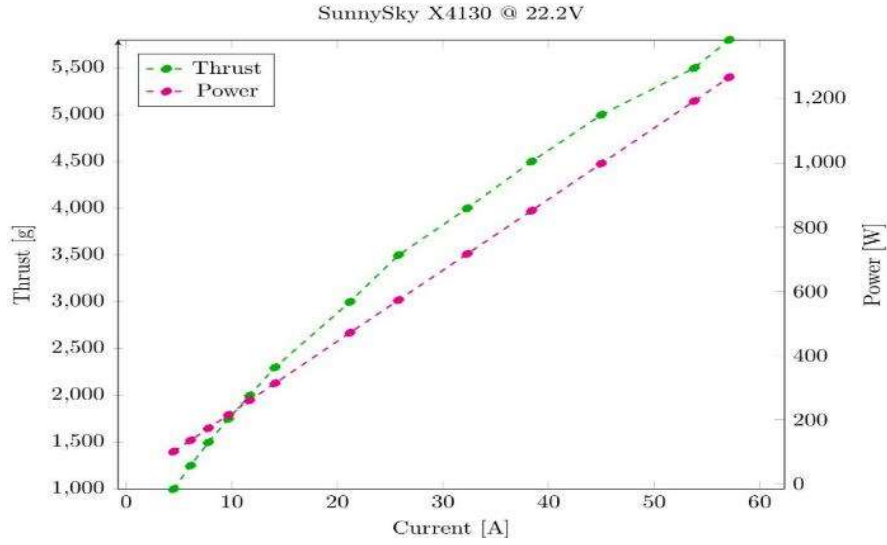
Deneyisel hibrit güç sisteminin kurulumunu tamamlamak için, SunnySky'dan hafif (0.4 kg), yüksek güçlü (2.23 kW), yaklaşık 5.6 kW/kg güç/ağırlık oranına sahip bir outrunner BLDC (×2) elektrik jeneratörü olarak kullanılmıştır. BLDC motorun bir fotoğrafı ve ayrıntılı üretici teknik özellikleri sırasıyla Şekil 3.20 ve Tablo 3.3'te verilmiştir. Tedarikçi tarafından sağlanan verilere dayanarak, akım, itme ve üretilen güç eğrileri Şekil 3.21'de gösterildiği gibi sağlanmıştır.



Şekil 3.20. EG olarak kullanılan SunnySky X4130 KV 310 BLDC Motor

Tablo 3.3. Elektrik jeneratörü teknik özellikleri

Motor Tipi	Model	Maks. Sürekli Güç [kW]	Ağırlık [kg]	KV (RPM/V)	Max. Lipo Cell	Maks. Sürekli Akım (/30s)	Yüksüz Akım (under/10 V) (A)	ESC (A)
BLDC	X4130	2.23	0.4	310	6-8s	75A	1.8	80-100



Şekil 3.21. Tedarikçi tarafından sağlanan X4130 için güç, akım ve itme performansı eğrileri

3.6.3. DC-DC Dönüştürücü

DC-DC dönüştürücülerin giriş ve çıkış gerilimleri DC'dir ve çıkış gerilimi sabit/değişken DC gerilime sahip girişten sabit/değişken DC olabilir. Dönüştürücüler yükseltici veya düşürücü olabilir. Bu tezde, düşürücü dönüştürücü kullanılmıştır.

Düşürücü dönüştürücü aynı zamanda buck dönüştürücü olarak da adlandırılır ve çıkış gerilimi giriş gerilimine kıyasla daha düşüktür. Buck dönüştürücü, Şekil 3.22'deki gibi bir güç anahtarı, bir diyot ve pasif elemanlardan oluşur. Anahtarlama cihazları ve diyotlar alternatif olarak açık ve kapalıdır. Anahtarlama Cihazı t_{ON} süresi boyunca kapalı olduğunda, enerji L indüktöründe aşağıdaki gibi depolanır:

Kirchhoff yasalarını uygulayarak

$$V_s = V_L + V_o \quad (3.79)$$

Genel olarak, indüktör üzerindeki gerilim

$$V_L = L \frac{\partial i_L}{\partial t} \quad (3.80)$$

Denklem 3.79'yi Denklem 3.78'in yerine koyduğumuzda

$$V_s - V_o = L \frac{\Delta I_L}{t_{ON}} \quad (3.81)$$

Anahtarlama Cihazı t_{OFF} süresi boyunca açılırsa, indüktörde depolanan enerji

diyot aracılığıyla aşağıdaki gibi yüke aktarılır:

Kirchhoff yasalarını uygulayarak

$$\begin{aligned} V_O &= -L \frac{\Delta I_L}{t_{OFF}} \\ t_{OFF} &= L \frac{\Delta I_L}{V_O} \end{aligned} \quad (3.82)$$

ΔI_L için çözüldüğünde

$$\begin{aligned} \Delta I_L &= \frac{V_s - V_O}{L} t_{ON} = \frac{V_O}{L} t_{OFF} \\ T &= t_{OFF} + t_{ON} \\ D_{duty\ cycle} &= \frac{t_{ON}}{T} \end{aligned} \quad (3.83)$$

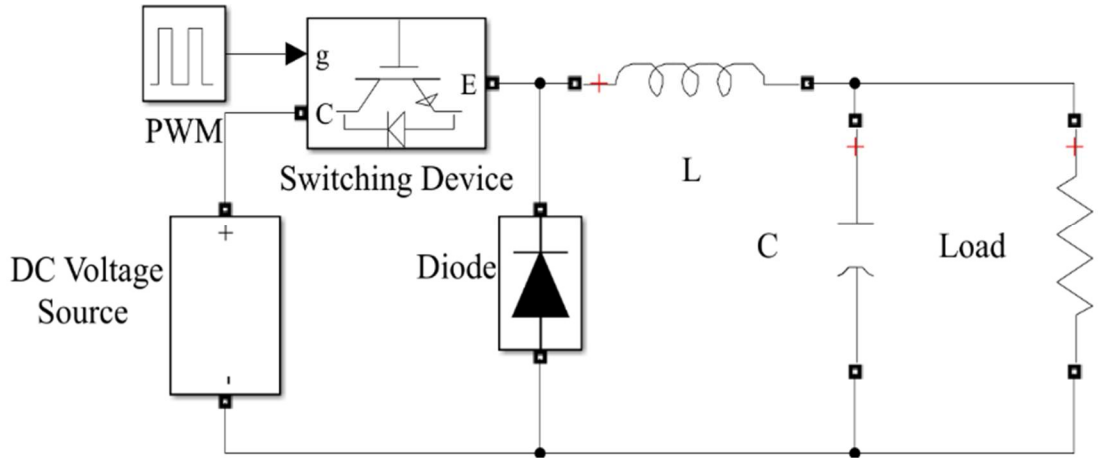
Burada T ve D sırasıyla dönüştürücü anahtarlama periyodu ve kıyıcının doluluk oranıdır; t_{ON} anahtar AÇIK durumunun zamanıdır; t_{OFF} anahtar KAPALI durumunun zamanıdır.

Denklem 3.79 ve 3.80'ten V_O şu şekilde verilir

$$\begin{aligned} V_s - V_O &= DT = V_O(1 - D)T \\ V_O &= DV_s \end{aligned} \quad (3.84)$$

Denklem 3.82'den, Buck dönüştürücünün çıkış voltajı doluluk oranı ve giriş voltajı ile doğru orantılıdır. DC-DC dönüştürücülerdeki anahtarlama işlemlerine gelince, bunlar (Rashid, 2017) kullanılarak gerçekleştirilebilir:

- a Bipolar Bağlantı Transistörü (BJT)
- Metal Oksit Yarı İletken Alan Etkili Transistör (MOSFET)
- bir Gate-Turn-Off tristörü (GTO) veya
- bir İzole Bipolar Kapı Transistörü (IGBT).



Şekil 3.22. Buck dönüştürücü topolojisi

Bu çalışmada kullanılan DC-DC dönüştürücünün üretici firmaya (MEANWELL, 2023) göre şeması ve teknik verileri sırasıyla Şekil 3.23 ve Tablo 3.4'te gösterilmiştir.

Tablo 3.4. DC-DC Dönüştürücü teknik özellikleri

Model Tipi	GİRİŞ		ÇIKIŞ		
SD-1000	VOLTAJ ARALIĞI	DC AKIM	DC GERİLİM	AKIM ARALIĞI	ORANLI GÜÇ
	19 ~ 72VDC	23.5A/48VDC	24V	0 ~ 40A	1000W



Şekil 3.23. MEAN WELL SD-1000L-24 kapalı DC-DC dönüştürücü

3.6.4. Batarya Paketi Sistemi

Deneyisel hibrit güç sisteminde, elektrokimyasal enerji kaynağı olarak, (22.2 V) voltajla seri bağlanmış altı hücreden (6s) oluşan bir Leopard Power LiPo batarya (×2) seçilmiştir (bkz. Şekil 3.24). Ayrıntılı üretici özellikleri Tablo 3.5'te verilmiştir.



Şekil 3.24. Leopard power LiPo batarya paketi

Tablo 3.5. LiPo battery pack technical specifications

Tip/Model	Min. Kapasite (mAh)	Konfigürasyon	Sürekli Deşarj Akımı	Ağırlık (kg)	Şarj Oranı	Paket Boyutu (UxGxY) (mm)
High discharge Li-Po/3300 mah/22.2V /25C	3300	6S / 22.2V / 6Cell	25C (82.5A)	0.5	1-2C(max.5 C)	138 x 43 x 39

3.6.5. Elektronik Hız Kontrol Cihazı (ESC)

Elektronik Hız Kontrol Cihazı (ESC) ünitesi, elektrikli itki sistemi donanımının önemli bir parçasıdır. ESC'nin rolü, batarya paketi ile elektrik motoru arasında düzenleyici bir aracı olarak hareket etmektir. Gaz kelebeği kontrol modülünden aldığı veri sinyallerine dayalı olarak üç fazlı alternatif akım üreterek elektrik motorunun hızını kontrol eder. ESC'nin ana işlevi, uçuş kontrol ünitesinin komutlarına göre elektrik motorunu tahrik etmektir. Şekil 3.25'te kontrolörün bir fotoğrafı gösterilmektedir ve ayrıntılı üretici özellikleri Tablo 3.6'da verilmiştir.



Şekil 3.25. ESC-100 A

Tablo 3.6. ESC teknik özellikleri

Model	Sürekli Akım (A)	Batarya	Patlama Akımı (/10 saniye) (A)	BEC	Ağırlık (kg)	Paket Boyutu (UxGxY) (mm)
FLYCOLOR 100A	100A	2-6 s Li-Po	140	5.5V/ 4 A	95	71 x 35 x 22

3.6.6. Elektrik Motorları (EM'ler)

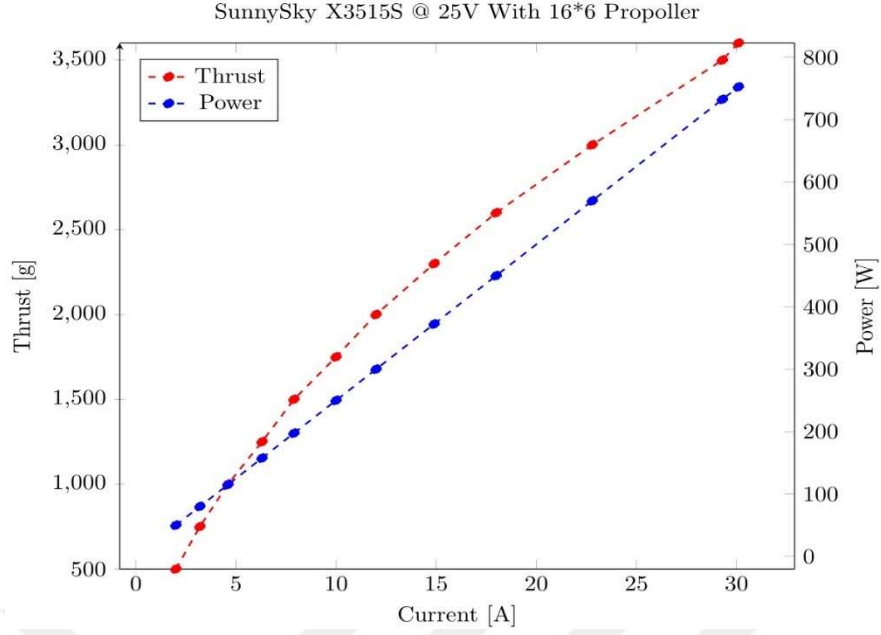
Elektrik motorunun rolü, pervaneyi tahrik etmek ve uçuş için gerekli enerjiyi üretmek için elektrik enerjisini mekanik enerjiye dönüştürmektir. Bu çalışmada tasarlanan itki sisteminde, pervaneleri ($\times 4$) tahrik edecek mekanik gücü üretmek için SunnySky firmasının yaklaşık 5.2 kW/kg güç/ağırlık oranına sahip hafif (170 g) ve yüksek güçlü (875 W) BLDC motoru ($\times 4$) kullanılmıştır. Şekil 3.26'da motorun bir fotoğrafı gösterilmektedir ve ayrıntılı üretici özellikleri Tablo 3.7'de verilmiştir. Tedarikçiden elde edilen verilere dayanarak, akım eğrileri, motor hızı ve üretilen güç Şekil 3.27'de gösterildiği gibi 16x6 Pervane ile sağlanmıştır.



Şekil 3.26. SunnySky X3515S KV 400 BLDC motor (SunnySkyUSA, 2023)

Tablo 3.7. Electric motors technical specifications

Motor Tipi	Maks. Sürekli Güç [kW]	Ağırlık [kg]	KV (RPM/V)	Max. Lipo Cell	Maks. Sürekli Akım (/30s)	Yüksüz Akım (under 10 V) (A)	ESC (A)
BLDC – X3515S	875	170	400	6s	35A	0.7	40-60



Şekil 3.27. Tedarikçi tarafından sağlanan X3515S için güç, akım ve itme performansı eğrileri

3.6.7. Pervaneler

Pervaneler, elektrik motorunun çıkışında üretilen mekanik enerjiyi itme kuvvetine dönüştürdükleri için itki sisteminin önemli bir parçasıdır. Hava akışı pervanelerin dönmesiyle sağlanır, bu da pervanenin üst ve alt yüzeyleri arasında bir basınç farkı yaratarak yerçekimi kuvvetine karşı koyan ve uçağın uçmasını sağlayan bir kaldırma kuvvetine neden olur. Pervaneler genellikle 2 ila 4 kanatlı olup, denge oluşturmak için saat yönünde veya saat yönünün tersine dönüş sağlarlar. Hızları, EM'ye sağlanan voltajı değiştirerek değiştirilir; bu, ESC ünitesi tarafından gerçekleştirilen işlemdir.

3.6.8. EM/ Pervaneler

Motor/pervane kombinasyon süreci, elektromekanik enerji dönüşüm sürecinin çekirdeğini oluşturur. Bu süreç voltaj, akım, güç, tork ve hız gibi birçok performans parametreye bağlıdır. Mekanik güç, voltaj (Tork) ve değişken akışın (Hız: RPM); Elektrik gücü ise voltaj ve değişkenin (Akım) ürünüdür. Pervane/motorun doğru bir modelini elde etmek için motor tarafından üretilebilecek maksimum mekanik gücün (W) elde edilmesi (motor torku (Nm) $\times$ motor hızı (RPM)); elde edilen mekanik gücü üretmek için gereken elektrik gücünün (W) (voltaj ve akım) belirlenmesi gerekmektedir. İdeal tasarım alanının (mekanik/elektriksel güç) belirlenmesine dayanarak, daha sonra ayrıntılı olarak gösterileceği gibi, belirtilen RPM'de hangi

pervanenin bu gücü emebileceğini belirlemek mümkündür.

3.6.9. ICE Elektronik Gaz Kelebeği Kontrolü

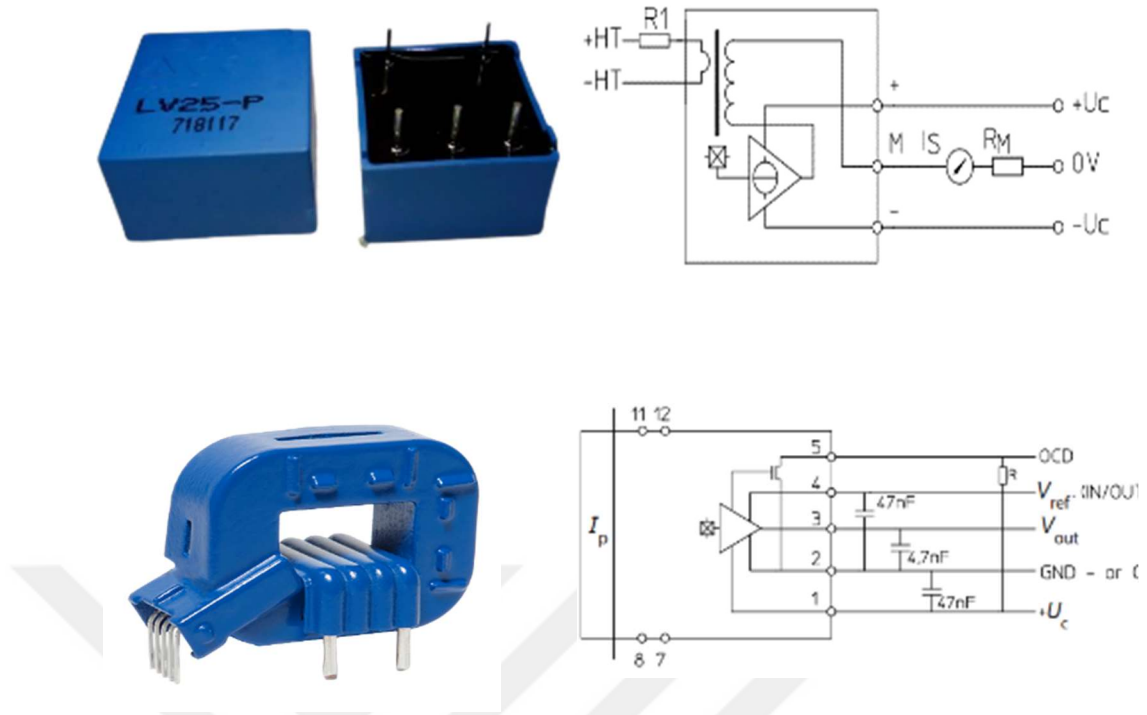
BLDC motorlarda hız, daha önce belirtildiği gibi ESC tarafından kontrol edilir. İYM motorunun gaz kelebeği kontrolü, gaz kelebeği servosunu karbüratörün koluna bağlayan bu mekanizmaya benzer. İYM'ye enjekte edilen yakıt miktarını kontrol etmek için bir servo motor kullanılır. Dijital mikro servo, şaftın dönüş açısını belirlemek için bir kontrol sinyali gerektirir. Otopilot, verici ve alıcıdan oluşan kontrol ünitesi, kontrol sinyalleri üretme, gönderme/alma görevlerini üstlenir. Servo motor alıcıya bağlanır ve Şekil 3.28'de gösterildiği gibi RC vericisinden gönderilen farklı gaz seviyelerinde deneysel testler gerçekleştirilir.



Şekil 3.28. KM5515MD dijital mikro servo

3.6.10. Akım ve Gerilim Transdüserleri

Bu tezde, gerilimleri ve akımları ölçmek için sırasıyla LEM LV 25-P ve LEM HO 180-P transdüserleri kullanılmıştır. LEM LV 25-P 500 volta kadar gerilimleri ölçebilir ve LEM HO 180-P 180 ampere kadar akımları ölçebilir. Bu transdüserler güç devresi ile kontrol ünitesi arasında galvanik izolasyon sağlar. LEM LV 25-P ve LEM HO 180-P'nin şemaları ve teknik verileri sırasıyla Tablo 3.8 ve 3.9'da ve Şekil 3.29'da gösterilmektedir.



Şekil 3.29. Gerilim/Akım transdüsörleri şemaları (LEM, 2023)

Tablo 3.8. LEM LV 25-P teknik özellikleri

Model	Birincil ilgili potansiyel V (AC/DC)	Birincil nominal RMS akımı I_{PN} (mA)	İkincil nominal RMS akım I_{SN} (mA)	Besleme gerilimi U_C (V DC)	Dönüş oranı NP/NS
LEM LV 25-P	600	10	25	± 12 to ± 15	25/10

Tablo 3.9. LEM HO 180-P teknik özellikleri

Model	Birincil ilgili potansiyel V (AC/DC)	Birincil nominal RMS akımı I_{PN} (A)	Besleme gerilimi U_C (V DC)	Çıkış gerilimi U_{out} (V DC)	Dönüş oranı NP/NS
LEM HO 180-P	600	180	5	0-5	25/10

Şekil 3.29'da primer direnci R1'in değeri, pinler (+HT ve - HT) boyunca ölçülen maksimum gerilime ve nominal primer akımına (10 mA) aşağıdaki gibi bağlıdır:

$$R_1 = \frac{V_P}{I_P} \quad (3.85)$$

LEM LV 25-P için primer ve sekonder akım arasındaki dönüştürme oranına bağlı

olarak, ölçüm direnci R_m şu şekilde elde edilebilir:

$$R_m = \frac{V_m}{I_s} \quad (3.86)$$

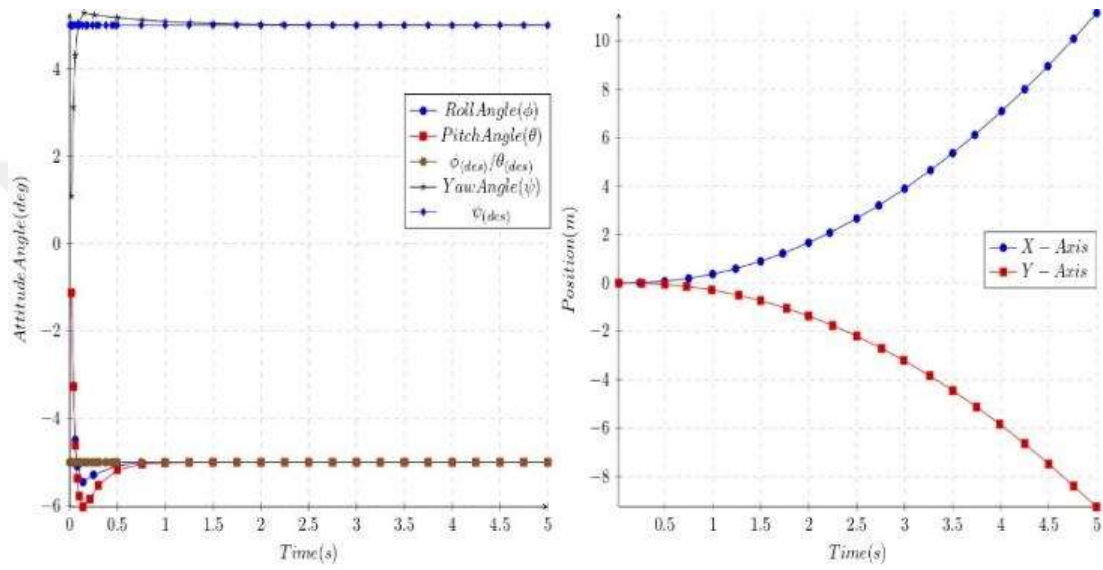
Burada V_m , A/D girişlerinde izin verilen maksimum voltajdır.



4. SONUÇLAR VE TARTIŞMA

4.1. İrtifa Kontrol Sistemi Sonuçları (Simülasyon Sonuçları)

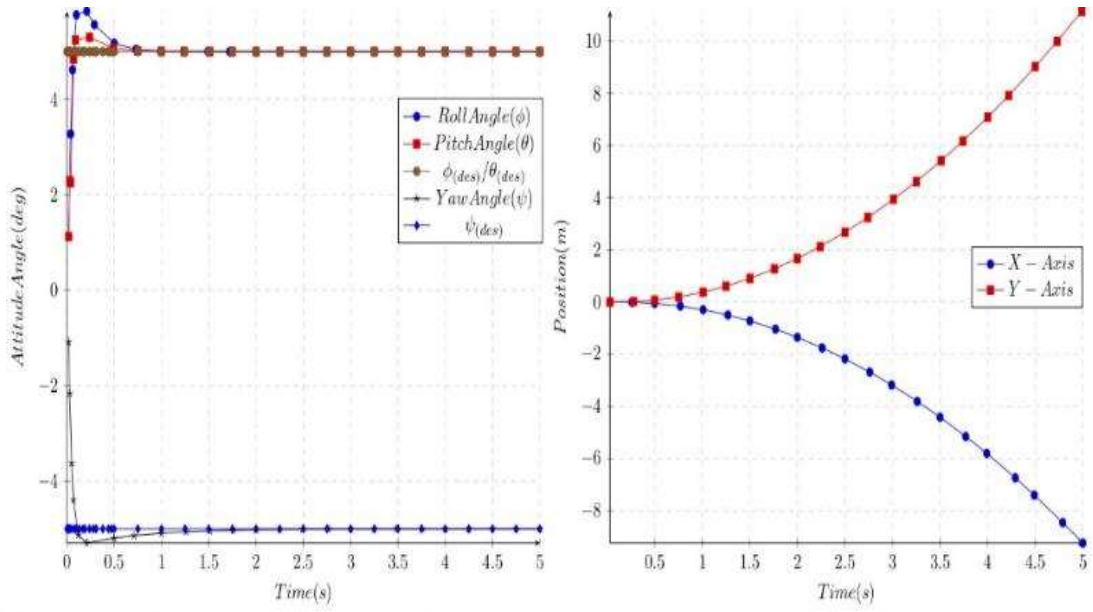
Geliştirilen dinamik model bir dizi durum ve senaryoda test edilmiştir. Quadcopter'in öteleme ve dönme hareketleri dört rotorun hızları değiştirilerek kontrol edilmektedir. Simülasyon girdileri Psi için (5°) ve Phi ve Theta için (-5°) yüklemeleriyle ayarlanmıştır. Böylece bu değerler simülasyon senaryosunun gerekliliklerine göre değişir.



Şekil 4.1. ϕ , θ , ψ ve Doğrusal geçişin ileri hareket yönü ile zaman tepkisi

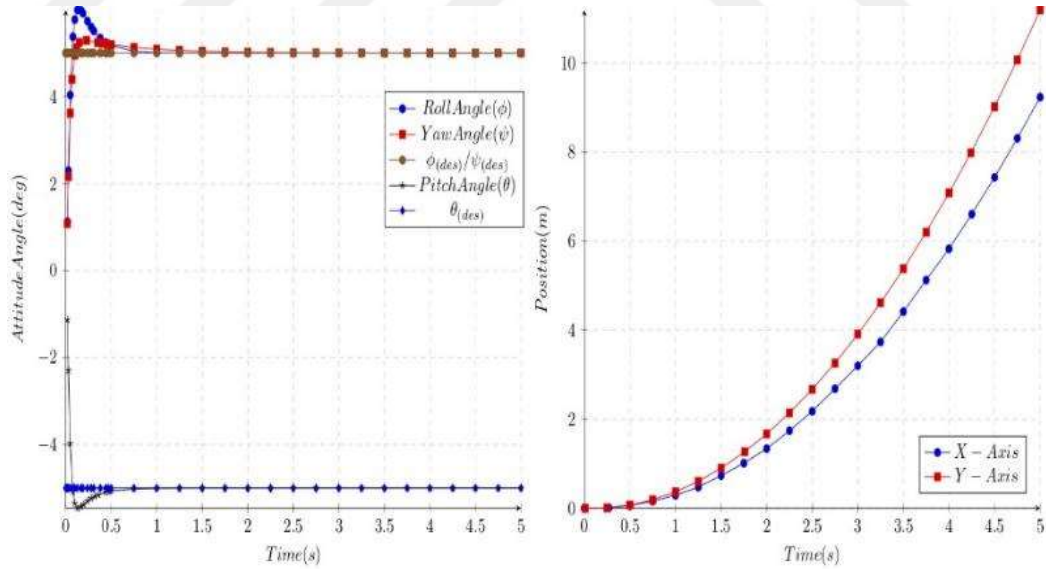
İleri hareketi kontrol etmek için arka rotorların hızı kademeli olarak artırılmalı ve ön rotorların hızları azaltılmalıdır. Bu sırada, X ekseninde negatif bir dönüş meydana gelir ve aynı zamanda, Şekil 4.1'de gösterildiği gibi Y ekseninde negatif bir doğrusal geçiş meydana gelir.

Tersine, quadcopterin ters yöndeki hareketini kontrol etmek amacıyla ön rotorların hızı kademeli olarak artırılır ve arka motorların hızı azaltılır. Sonuç olarak, X ekseninde pozitif dönüş ve pozitif Y ekseninde doğrusal geçiş meydana gelir (Şekil 4.2).



Şekil 4.2. Geriye doğru hareket yönü ϕ , θ , ψ ve geriye doğru hareket yönü ile doğrusal geçişin zaman tepkisi

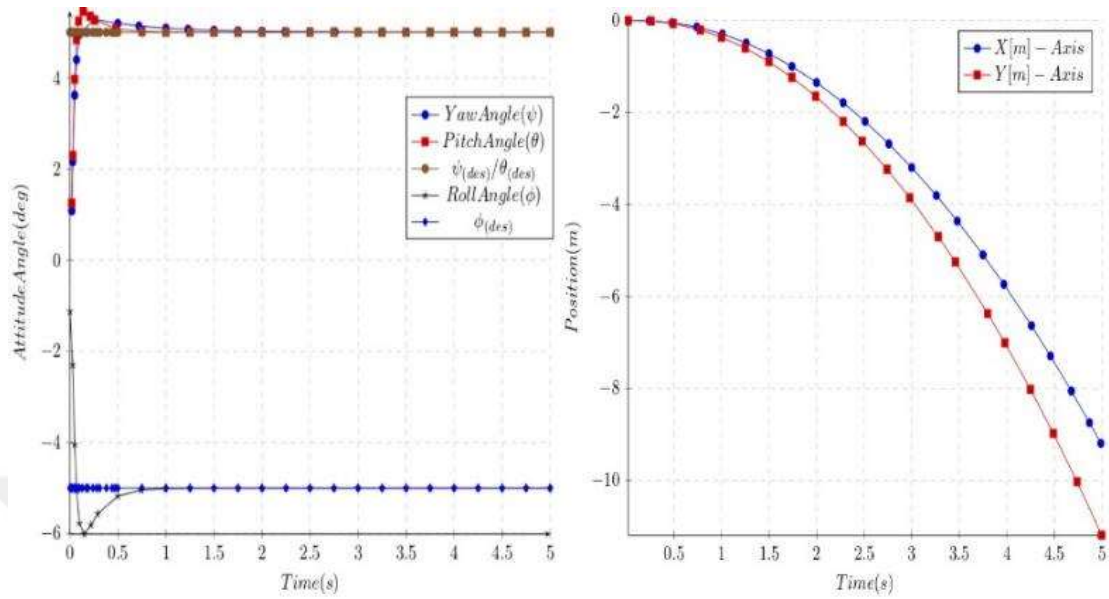
Öte yandan, sağ yönde doğrusal bir geçiş elde etmek için sol rotorun hızı kademeli olarak artırılır ve sağ rotorun hızı azaltılır. Sonuç olarak, Y ekseninde pozitif bir dönüş ve X ekseninin pozitif yönünde doğrusal bir kayma meydana gelir (Şekil 4.3).



Şekil 4.3. Sağ hareket yönü ile ϕ , θ , ψ ve doğrusal geçişin zaman yanıtı

Aksine, quadcopterin sol yöndeki doğrusal hareketi, sağ yönde bulunan rotorların hızı kademeli olarak artırıldığında ve karşı şaftta bulunan rotorların hızları azaltıldığında meydana gelir. Sonuç olarak, quadcopter Şekil 4.4'te gösterildiği gibi Y ekseninde negatif dönüş ile negatif X ekseninde hareket eder. Açıkçası, PID

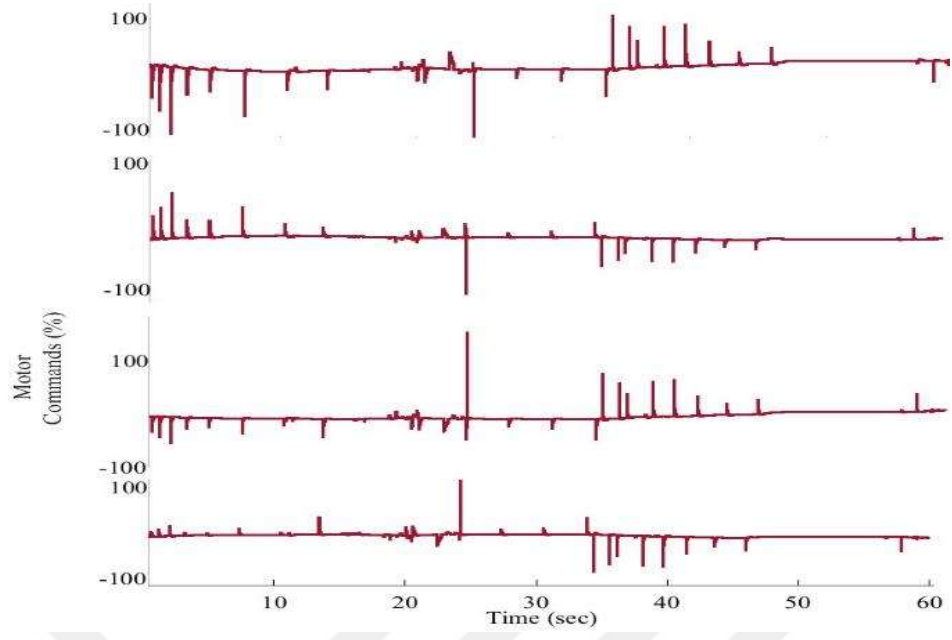
algoritmasının kullanımı yüksek performans, hızlı geçiş tepkisi ve aşımın tamamen yokluğu ile sonuçlanmıştır.



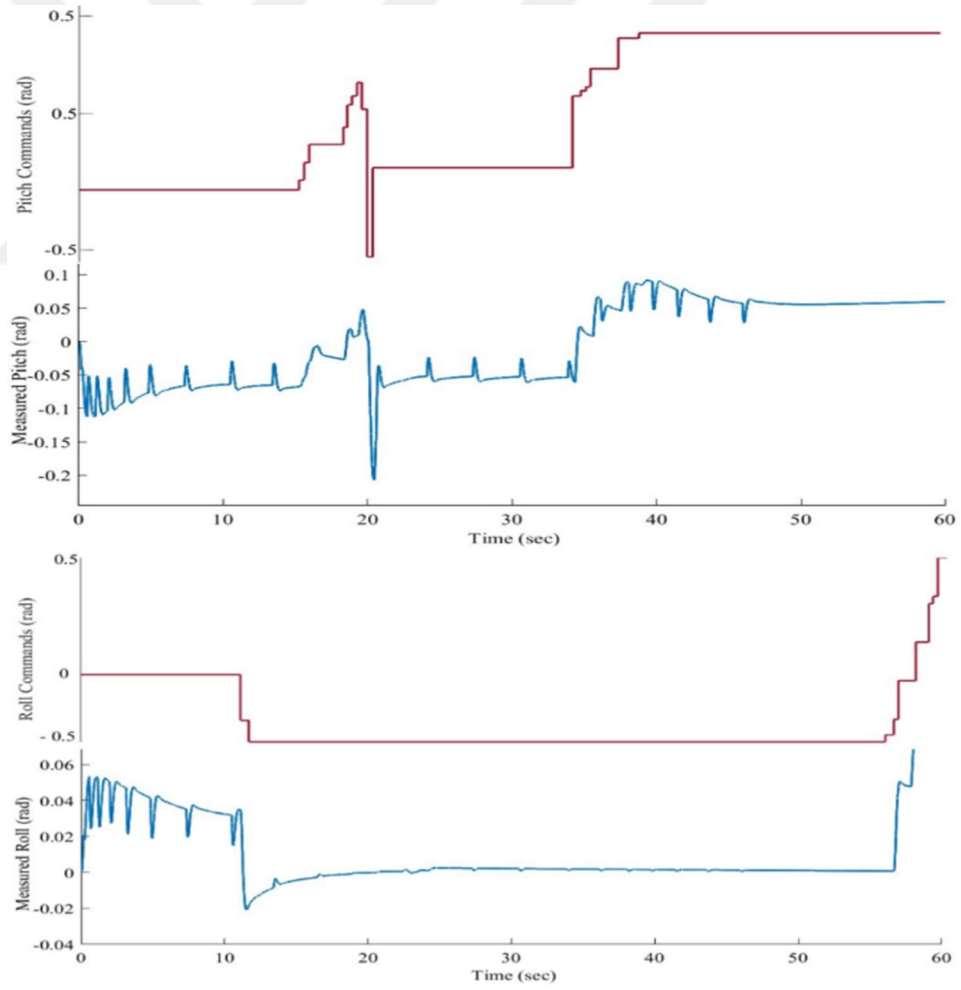
Şekil 4.4. Sol hareket yönü ile ϕ , θ , ψ ve Doğrusal geçişin zaman yanıtı

4.2. Gerçek Zamanlı HIL Test Sonuçları

Motorların hızı gaz kelebeğinin konumuyla ilişkilidir ve bu da motorun devrini kontrol eder. Motora uygulanan gerilim, motora giden sinyalin darbe genişliği modüle edilerek kontrol edilir. Buna göre, X eksenine göre tork üretilir ve bu da dönme hareketine yol açar. Benzer şekilde, Y eksenine göre bir tork üretilir ve bu da yunuslama hareketine neden olur. Sonuç olarak, yuvarlanma ve yunuslama açısı tepkileri Şekil 4.5'te, gaz kelebeği komutları ise Şekil 4.6'da gösterilmektedir. Son aşama uçuş simülasyonunun gerçek zamanlı olarak yürütülmesini içermektedir. Şekil 4.7, iyi bir stabilite ve yüksek tepkinin başarıyla sergilendiği deneysel uçuş testlerini (iç/dış mekan) göstermektedir.



Şekil 4.5. Motorların gaz kelebeği komutları (sırasıyla 1,2,3 ve 4)



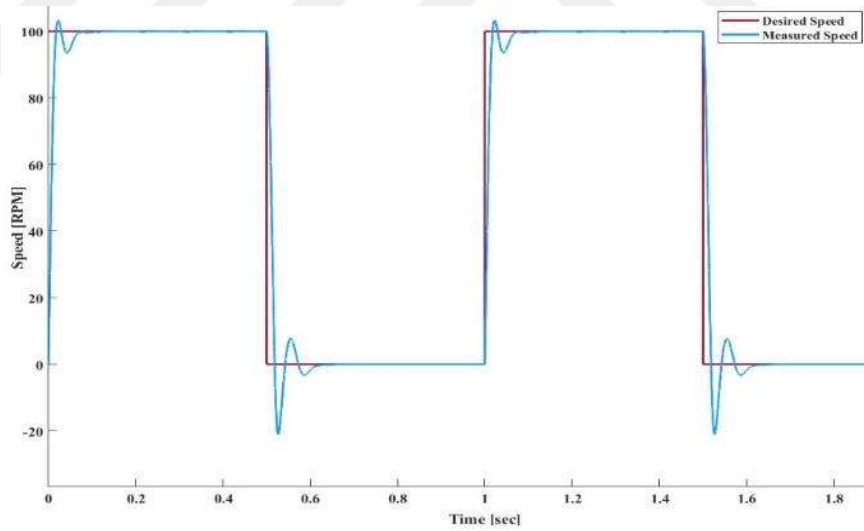
Şekil 4.6. Yalpa ve yunuslama için istenen ve gerçek tepkiler



Şekil 4.7. Deneysel testteki quadcopter: (Sol Taraf) dış mekan, (Sağ Taraf) iç mekan

4.3. BLDC Motor Hız Kontrol Sistemi Sonuçları

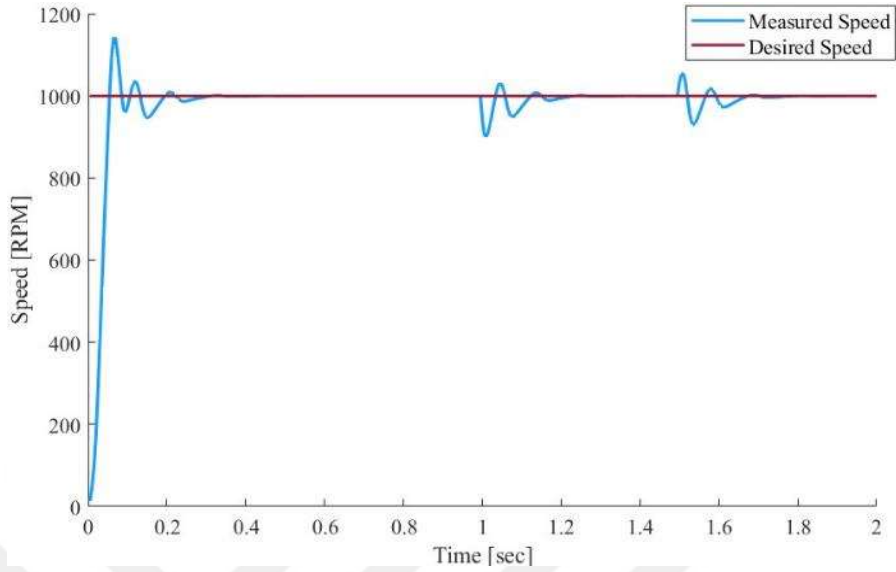
Motor, serbest çalışma koşulunda hızını referans değerle tutarlı olarak korur. İstenen hızdaki ani değişim sırasında, Şekil 4.8'deki yanıt eğrileri yüksek bir aşım gösterir, bu da PID kontrol ünitesinin hatayı (referans ve ölçülen değer arasındaki fark) düzeltmesini ve istenen değerlere tekrar ulaşmasını gerektirir.



Şekil 4.8. Referans sinyalindeki ani değişime bağlı BLDC motor hız sistemi tepkisi

Bu çalışmada bir diğer önemli deney, yükteki kademeli değişim sırasında motorun dönme hızındaki değişimleri araştırarak gerçekleştirilmiştir. Başlangıç anında (yüksüzken), Şekil 4.9 küçük bir yükselme süresine sahip bir başlangıç aşımının meydana geldiğini göstermektedir. $t=1s$ ila $1.5s$ arasındaki zaman dilimlerinde $1N.m$ 'lik bir yük uygulanmış ve kademeli olarak kaldırılmıştır. Sonuçlar, yükün ani uygulanması sırasında motorun, PID kontrolörünün algoritmaları sayesinde

ortadan kaldırılan bazı dalgalanmalarla birlikte gerekli hız değerlerini koruduğunu göstermiştir.

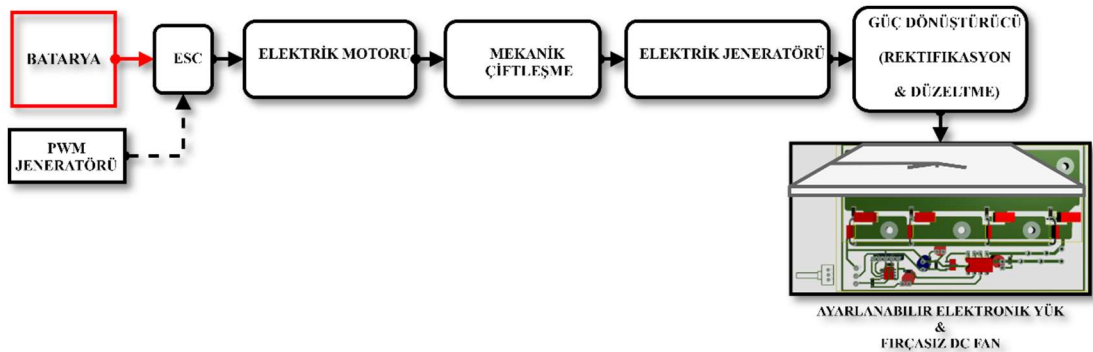


Şekil 4.9. Yükteki kademeli değişime bağlı BLDC motor hız sistemi yanıtı

4.4. Hibrit Güç Sistemi Deney Düzeneği

4.4.1. Tamamen Elektrikli Güç Sistemi

İlk test düzeneği, bir adet elektrik motoru ve jeneratör olarak görev yapan ikinci bir elektrik motorundan oluşur. Test platformu, Şekil 4.10'de gösterildiği gibi, biri elektrik enerjisini dönme hareketine dönüştüren bir motor olarak tasarlanırken, diğeri üretilen dönme hareketiyle orantılı bir alternatif akım AC üretmek için bir jeneratör olarak tasarlanan ana bileşenlerden (iki BLDC motor) oluşur. Birleşik BLDC motorlar HPS platformunda Elektrik Jeneratörü (EG) olarak kullanılacaktır.



Şekil 4.10. LiPo batarya sistemine dayalı tamamen elektrikli bir güç aktarma organının şeması

4.4.2. Acil Durum Güç Kaynağı

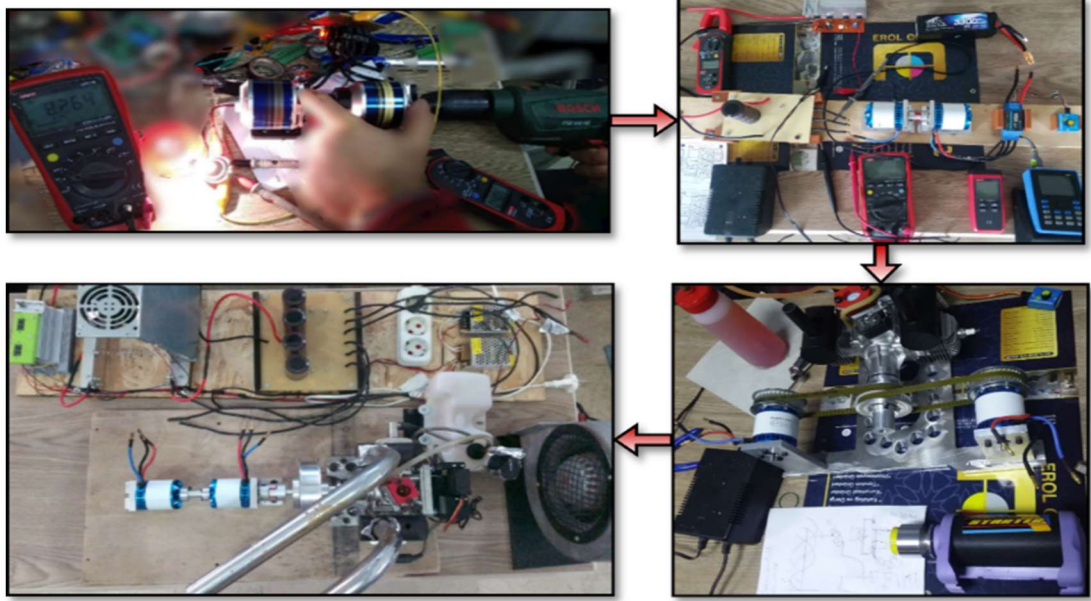
Adından da anlaşılacağı gibi, ek güç ünitesi yük için gereken güç ana kaynak tarafından üretilen maksimum güçten daha fazla olduğunda (pik güç talebi için) ek güç sağlamaktadır. Buna ek olarak, motorlar çalışmadığında (ani arıza) birincil güç kaynağı olarak hizmet verebilir. Bir batarya söz konusu olduğunda, uçuş yolu sırasında yeniden şarj edilebilir. Örneğin, şarj edilebilir bir batarya uçuş sırasında gücü emebilir veya depolayabilir.

Seri melez güç paketleri esas olarak batarya gücünü daha fazla enerjiye ihtiyaç duyulmayan kısa yollarda çalıştırmak için kullanmayı amaçlarken, menzil genişletici (elektrik jeneratörü ve motor) maksimum gücün gerekli olduğu durumlarda kullanılır.

4.4.3. Hibrit Elektrik Güç Sistemi

Melez sistemin temel amacı, pik/ortalama güç talebi ile üretim arasında uygun bir enerji dengesi kurmaktır. Şekil 4.11'de gösterilen seri konfigürasyonda, yakıtın kimyasal enerjisi içten yanmalı motor (ICE) tarafından mekanik enerjiye dönüştürülür. İYM'nin şaftında üretilen dönme enerjisi bir elektrik jeneratörünü (EG) çalıştırır ve bu da elektrik enerjisi üretir. Güç dönüştürücü aracılığıyla, alternatif voltaj (AC) dalgaları doğru gerilime (DC) dönüştürülerek bir pervaneyi itici güce çevirmek üzere bir elektrik motorunu (EM) tahrik eder. Üretilen ekstra elektrik enerjisi bataryalarda depolanır.

Bilgisayar tarafından tasarlanmış bir modele sahip deneysel test araçları, deneysel performans ölçümlerini pratik ve eğitici bir şekilde elde etmek için uygun eğitim platformunu sunmaktadır. Gerçek zamanlı veri toplama, işleme ve analiz sisteminin yapısı iki ana bölümden oluşmaktadır. Algılama modülü, test tezgahındaki farklı sensörlerden tüm verileri toplar. Daha sonra analiz sistemi, mikrodenetleyici birimleri (MCU'lar), veri kaydediciler ve verileri depolama, işleme ve görüntüleme için dijital forma dönüştüren cihazlar kullanarak toplanan verileri hızlı ve etkili bir şekilde işler.



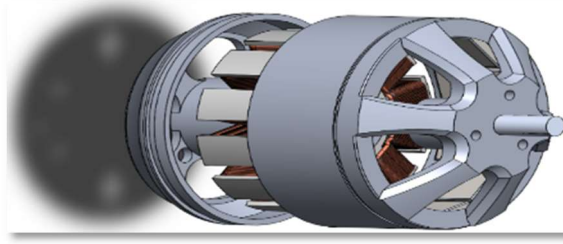
Şekil 4.12. Ampirik çalışma prototipleri

Hibrit bir sistemde ana motor elektrik jeneratörünü döndürmek için kinetik enerji üretir. Elektrik jeneratörü kinetik enerjiyi elektrik enerjisine dönüştürerek pervaneleri döndürmek için gereken enerjiyi sağlar ve kalan enerjiyi bir bataryada depolayabilir.

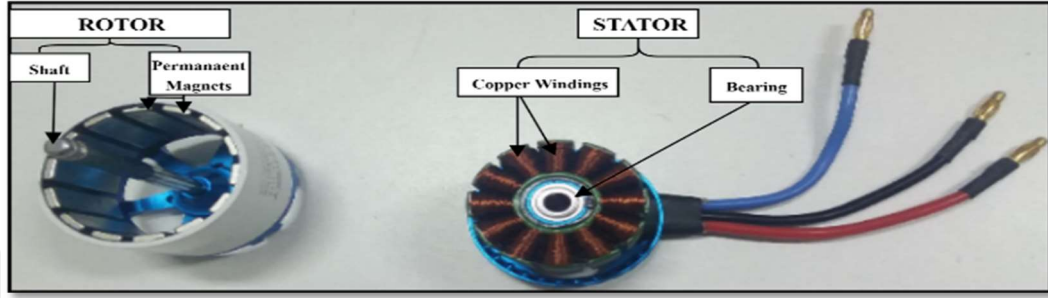
4.5.1. BLDC Motorların Jeneratör Olarak Kullanımı

Bu bölümde, itki sistemindeki temel güç ünitesi, genel test platformundaki hava aracı için uygun gücü sağlayacak şekilde tasarlanmış ve uygulanmıştır. İçten yanmalı motor geçici olarak alternatörler ile değiştirilmiştir.

Fırçasız DC motor, yüksek hızlarda ve çok iyi verimlilikte dönme kabiliyetine sahip fırçalı DC motorun geliştirilmiş bir versiyonudur. BLDC motor temel olarak stator ve rotor olmak üzere iki parçadan oluşur (bkz. Şekil 4.13). Stator, elektrik akımı geçtiğinde içinden manyetik alan oluşturan sargılardan oluşur. Rotor kısmında bu akım sabit mıknatısların dönmesine neden olur. Motor hızı, statordan geçen akım değiştirilerek değiştirilebilir ve bu, çoğu uygulamada elektronik hız kontrol (ESC) ünitesi kullanılarak elektronik olarak yapılır. ESC, darbe genişlik modülasyonu (PWM) teknolojisini kullanarak DC'yi AC'ye dönüştürerek elektrik motorunu çalıştırır.



(a)

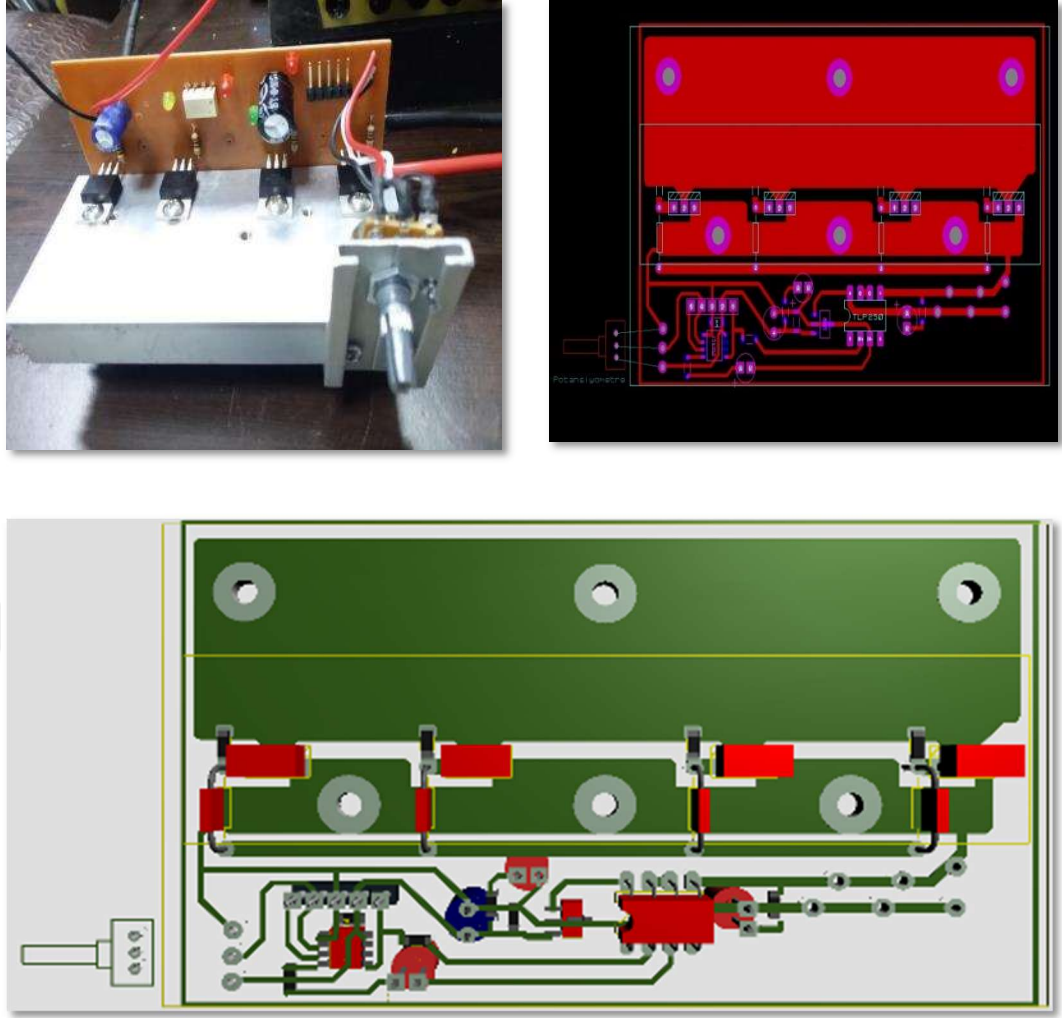


(b)

Şekil 4.13. X4130 BLDC motorun konfigürasyonu: CAD Tasarımı (a) ve dahili (yapı) bileşenler (b)

4.5.2. Ayarlanabilir Güç Yüğü

Ayarlanabilir elektronik yük devresi, pratik güç projeleri tasarlarken ve geliştirirken kullanılan çok önemli bir parçadır. Mevcut projede, hibrit bir güç sistemi tasarlanmakta ve gerçekleştirilmektedir. Test aşamasında, yük değıştikçe tasarımın kalitesini bilmek önemli bir ihtiyaçtır. Buna göre, $50 \text{ volts} \times 440 \text{ Amper} = 22 \text{ kilowatt}$ elektrik kapasitesine sahip ayarlanabilir bir güç yüğü devresi tasarlanmış ve uygulanmıştır. Böylece tasarlanan devre, pratik deneylerin gereksinimlerine göre yük değeri dinamik olarak ayarlanmasına olanak sağlamaktadır. Şekil 4.14, gerçekleştirilen ayarlanabilir yükün gerçek fiziksel devre kartı ile baskılı devre kartını (PCB) göstermektedir.



Şekil 4.14. Ayarlanabilir elektronik yükün gerçek fiziksel devre kartına sahip PCB

4.5.3. Tam Dalga Doğrultucu

Doğrultucular, elektrik ve elektronik devrelerin temel bileşenlerinden biridir. Doğrultucuların prensibi (AC)'yi (DC)'ye dönüştürmektir. Yarım dalga doğrultucu ve tam dalga doğrultucu olmak üzere iki kısma ayrılırlar. Yarım dalga doğrultucunun çok nadir kullanımı nedeniyle, odak tam dalga doğrultucu üzerinde olacaktır.

Çıkışta ideal bir DC dalgası elde etmek için diyot köprü çıkışında filtreler kullanılır. Bu bölümde Şekil 4.15'te gösterildiği gibi bir tam dalga doğrultucu tasarlanmıştır.

Motorun çıkışında (ikinci BLDC) AC akım elde edilir ve bu nedenle DC akım elde etmek için üç fazlı bir doğrultucu, daha kusursuz bir DC sağlamak için yumuşatma kapasitörleriyle birlikte kullanılır. Şekil 4.15'te, katı hal diyotları kullanarak 3 fazlı bir güç kaynağını (BLDC'nin çıkışları) sabit bir DC kaynağına

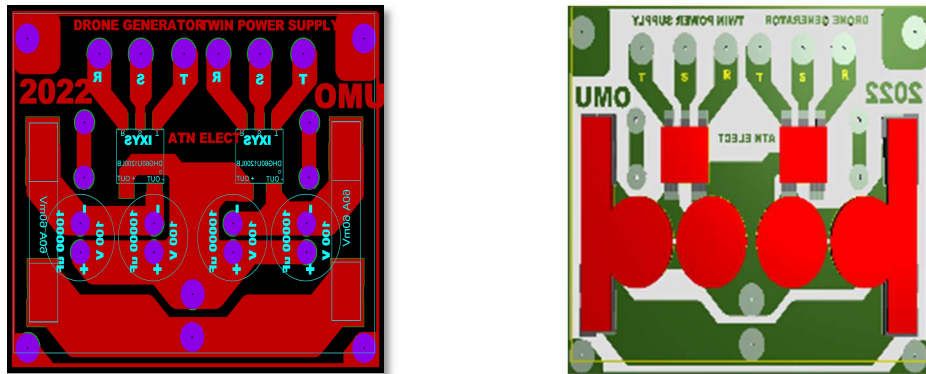
dönüştüren 3 fazlı doğrultmayı göstermektedir.



Şekil 4.15. Fazlı doğrultucunun 3 fazlı doğrultucunun PCB modeli ve devresi tasarımı

4.5.4. İkiz Doğrultma Devresi

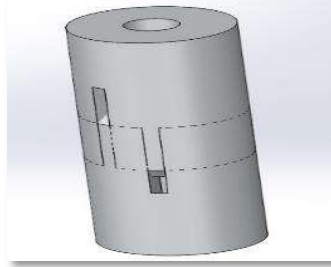
Ana taşıyıcı ile EG'nin uygun şekilde eşleştirilmesi ve yüksek verim elde edilmesi için EG olarak iki BLDC motor kullanılmıştır. Buna dayanarak, Şekil 4.16'da gösterildiği gibi bir ikiz doğrultucu tasarlanmış ve uygulanmıştır.



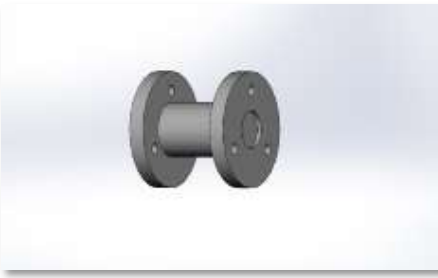
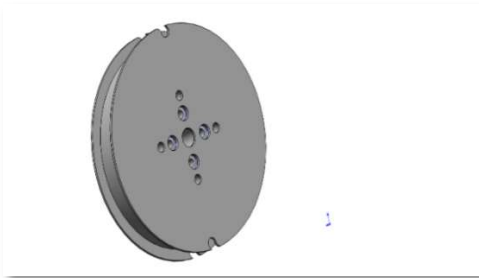
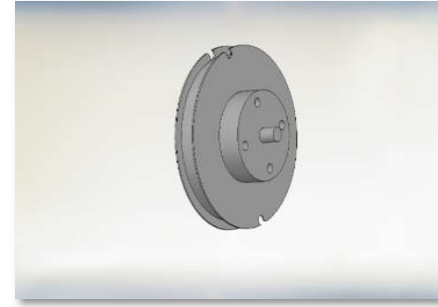
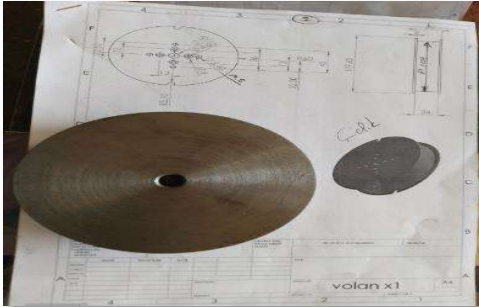
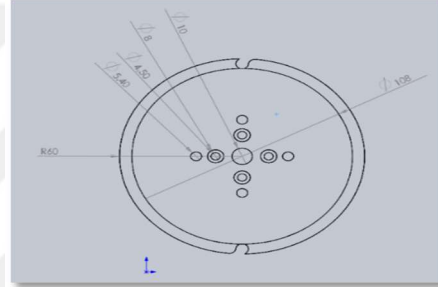
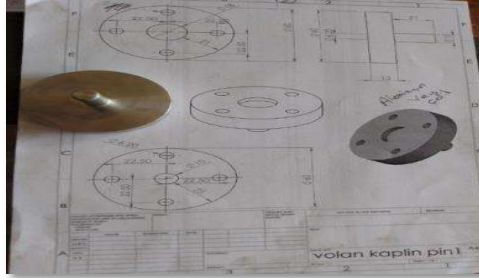
Şekil 4.16. İkiz 3 fazlı doğrultucu (PCB ve 3 boyutlu düzen)

4.5.5. Mekanik Kaplin

Kaplin, bir tahrik mili ile tahrik edilen bir parçayı, örneğin tork iletmek amacıyla bir tahrik mili ile bir vidalı mili bağlamak için kullanılan bir bileşendir (Şekil 4.17).



Şekil 4.17. CAD tasarımı ile kullanılan kaplin tipi

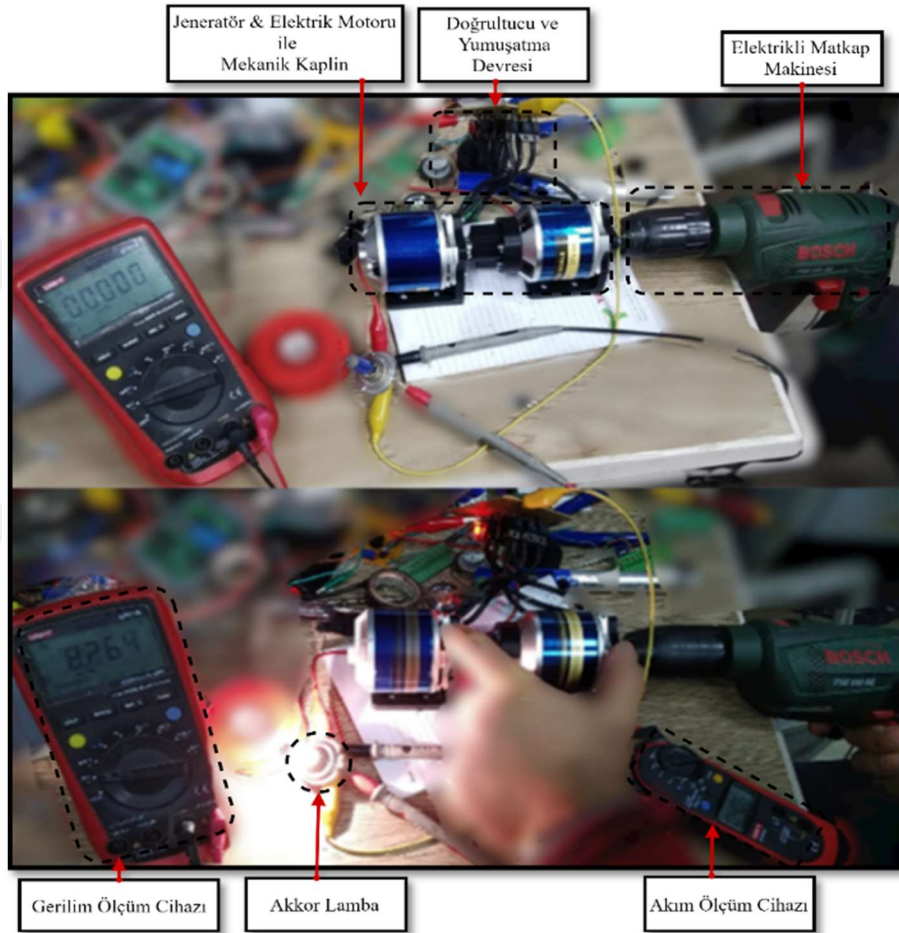


Şekil 4.18. Mekanik parçalar CAD tasarımları

Sonuç olarak, bu kaplinin esnekliği, yanlış hizalamadan kaynaklanan titreşimleri ve diğer mekanik sorunları önleyebilir. Şekil 4.18'de CAD ve gerçek mekanik bağlantı parçalarının tasarımı gösterilmektedir.

4.5.6. Birinci Çalışma

İlk çalışmada (bkz. Şekil 4.19) kinetik enerji üretilmiş ve daha sonra bu enerji elektrik enerjisine dönüştürülmüştür. Kinetik enerji üretmek için bir elektrikli matkap kullanılmıştır. İlk elektrik motoru AC dalgaları üretmek için EG'yi çalıştırır. Doğrultma aşaması, AC dalgalarını elektrik yükünü (Akkor lamba) besleyen bir DC'ye dönüştürmek için tasarlanmıştır. Bu çalışma, basitliğine rağmen, gelecekteki çalışmalar için ilk ilham kaynağını temsil etmektedir.

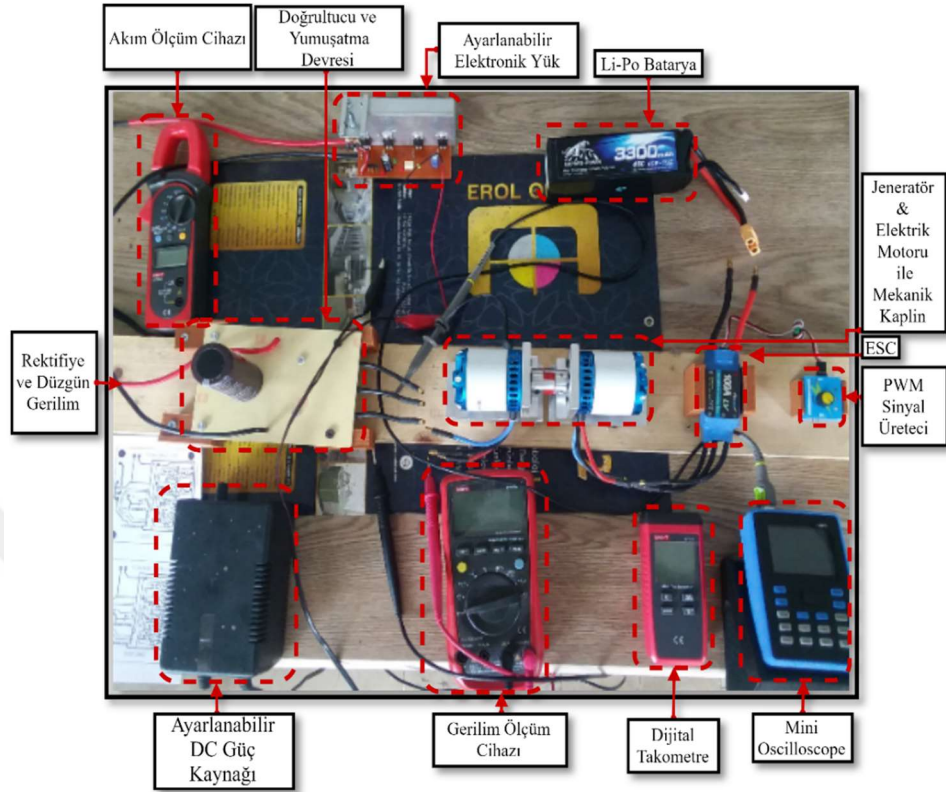


Şekil 4.19. İlk çalışma

4.5.7. İkinci Çalışma

Bu konfigürasyonda (tamamen elektrikli), bir elektrik motoruna (EM) LiPo bataryadan elektrik gücü sağlanır. Elektrik jeneratörü (EG) mekanik bağlantı ile EM'ye takılmıştır. EG ile itici parça arasında bir doğrultma/düzeltme fazı bulunmaktadır. Doğrultulmuş voltaj, elektrik motorunu ve pervaneyi çalıştırmak için ESC'yi besleyecektir. İkinci çalışma (Şekil 4.20) bir Lipo batarya (3300 mAh, 45C, 6S), Elektronik Hız Kontrol Cihazı (ESC:100 A), iki BLDC motor, mekanik bağlantı, bir

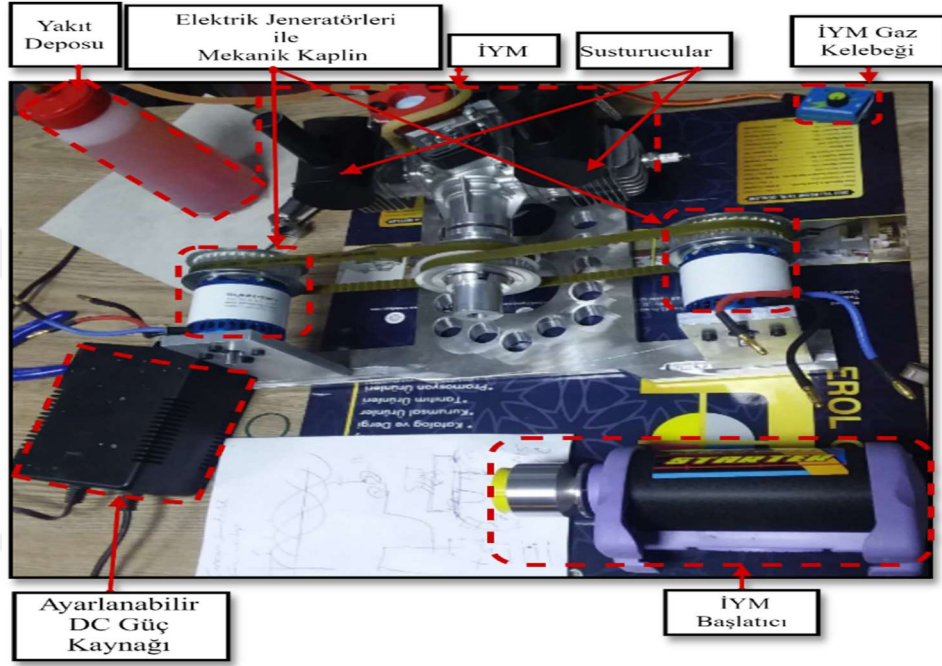
doğrultma-düzeltilme devresi, değişken elektronik yük ve ölçüm araçlarından oluşmaktadır.



Şekil 4.20. Tamamen elektrikli bir çalışma

4.5.8. Üçüncü Çalışma

Üçüncü çalışmada İYM'nin HPS'ye entegre edilmesi için başlangıç noktasını temsil etmektedir. Bu durumda, ana motor (ICE) EG'leri döndürmek için kinetik enerji üretmektedir. EG'ler Şekil 4.21'de gösterildiği gibi mekanik olarak paralel bağlanmıştır. Paralel bağlantının amacı İYM ve EG tarafından üretilen dönen güç arasında senkronizasyon elde etmektir. İYM motoru tarafından üretilen yüksek dönme gücü ve mekanik bağlantıların yanlış hizalanması sonucunda beklenen sonuçlar elde edilememiştir. Buna göre, bu durumda gösterilen EG'lerin mekanik bağlantısının verimsiz olduğu sonucuna varılabilir.



Şekil 4.21. Üçüncü çalışma

Bu modelin pratik deneyimi sayesinde, kinetik enerjiyi BLDC motorlara eşzamanlı olarak aktarmak için kasnaklı kayış bağlantılarının kullanılması gerekliliği nedeniyle verimsizliği fark edilmiştir. İlk kez çalıştırıldığında, kayış kasnakları kayma ve yanlış hizalama nedeniyle tutmadı. Sonuç olarak, bir sonraki çalışmada açıklığa kavuşturulacağı üzere, seri olarak başka bir model tasarlanmı önerilmiştir.

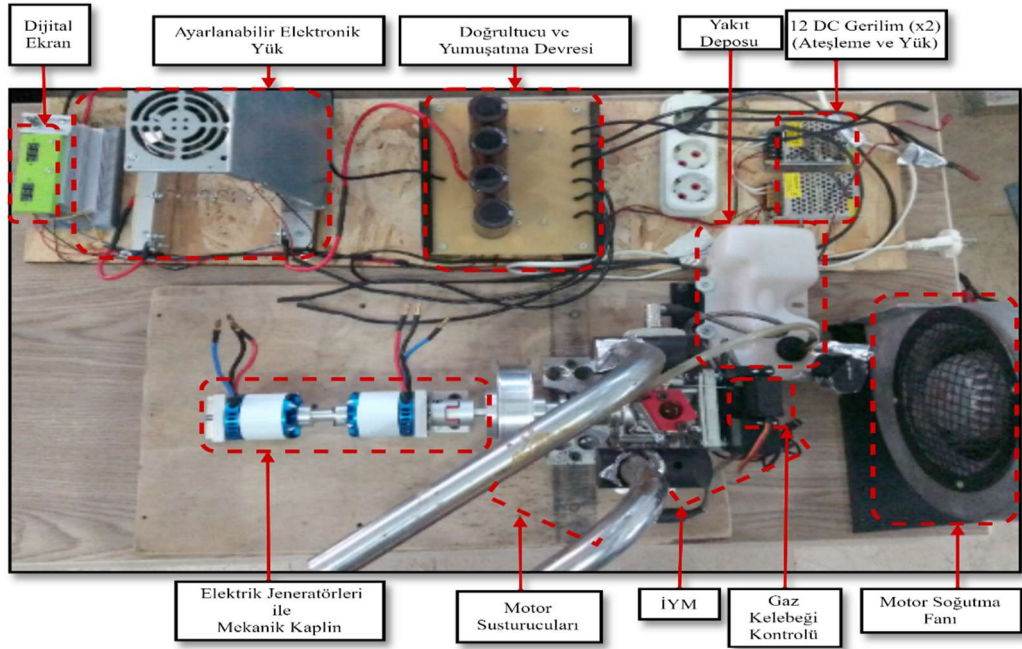
4.5.9. Dördüncü Çalışma

Bir önceki çalışması (üçüncüsü) ICE'nin HPS'ye entegrasyonu için başlangıç noktasını temsil etmiştir. Mekanik bağlantıdaki eksikliklerden yararlanılmış ve Şekil 4.22'de gösterildiği gibi yeniden tasarlanmıştır. Bu durumda melez güç paketleri şunlardan oluşmaktadır: (HPS Güç Paketleri Bileşenleri)

- Pistonlu Motor (ICE)

- Mekanik Kaplin
- Elektrik Jeneratörü (EG)
- Güç Dönüştürücü
- Değişken Elektronik Yük

İYM, bu çalışmadaki ana güç kaynağını temsil etmektedir. Yakıttaki kimyasal enerjiyi çıkış milinde kinetik enerjiye dönüştürür. Yakıt miktarı bir servo motor tarafından kontrol edilir. İYM tarafından üretilen kinetik enerjinin EG bölümünde gerekli olan devir enerjisi ile eşleştirilmesi hibrit güç sistemi tasarımında çok önemli bir adımdır. Sonuç olarak, çeşitli deneyler yapılarak ve hem EG hem de ICE'nin ampirik sonuçları analiz edilerek, uygun mekanik bağlantı dahil edilmiştir. Birçok deney ve pratik test yapıldıktan sonra, Şekil 4.22'de gösterildiği gibi bir melez güç sisteminin prototipi tasarlanmış ve deneysel olarak uygulanmıştır.



Şekil 4.22. Hibrit güç aktarma organlarının prototipi

Bu test düzgeneğinde ICE birincil güç kaynağıdır. Gaz kelebeğinin çalıştırılmasını kontrol etmek için İYM'ye bir servo motor bağlanmıştır. Üretilen mekanik güç, EG'lerin seri bağlantısı aracılığıyla elektrik gücüne dönüştürülür. Doğrultucu ve filtre devreleri her bir jeneratörün AC dalgalarını DC gerilime dönüştürür.

Üretilen toplam gerilimi gerçek bir yüke uygulamak için, 22 kW'a kadar

kapasiteye sahip değişken bir elektronik yük kartı tasarlanmış ve uygulanmıştır. Bu devrede bir MCU, dört MOSFET transistörünün (55 V, 110 A) anahtarlama eylemlerini kontrol etmek için PWM dalgaları üretir.

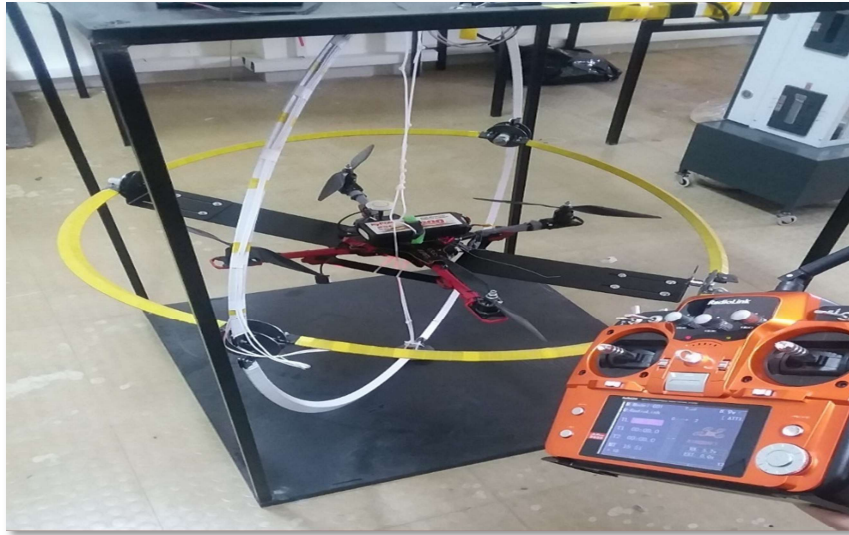
Fiziksel sensörler voltaj, akım ve gücün gerçek değerlerini ölçer ve bunları dijital bir ekranda görüntüler. Daha açık bir ifadeyle, melez güç paketlerinden elde edilen elektrik gücü, çok rotorlu bir aracın pervanelerini çalıştırmak için kullanılabilir ve kalan enerji acil durumlarda kullanılmak üzere bir bataryada depolanabilir.

4.6. Test Platformu Tasarımı Ve Uygulaması

4.6.1. Quadcopter İrtifa Kontrol Test Platformu

Çok rotorlu İHA'nın, özellikle de test konumu üniversiteler gibi eğitim yerlerinde ise güvenli bir test ortamında çalıştırılması önerilir.

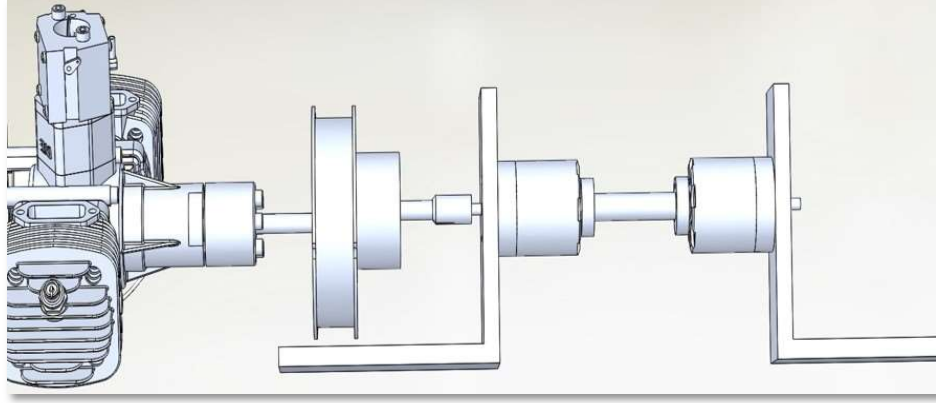
Eğitim ve araştırma amaçlı bir test platformu kullanıldı (Şekil 4.23). Tasarlanan test platformu, öğrenciler ve araştırmacılar için güvenli bir ortam sağlamayı amaçlamaktadır. Ayrıca havacılık ve kontrol sistemleri ile ilgili müfredat ve dersleri kapsayacak bir eğitim platformu olarak düşünülmektedir.



Şekil 4.23. Quadcopter deneysel test düzeneği kurulumu

4.6.2. Hibrit güç sistemi test platformu

Daha fazla pratik test elde etmek için başka bir test düzeneği kurulmuştur (Şekil 4.24). Test platformu İYM, alternatör (BLDC), gaz kelebeği, PWM darbeleri üretici, ayarlanabilir yük ve elde edilen deneysel verileri kaydetmek için MATLAB ile iletişim kuran veri toplama sisteminden (DAQ) oluşmaktadır.



(a)



(b)

Şekil 4.24. Enerji santrali test platformu: CAD (a) ve deneysel (b) tasarımlar)

4.6.3. Güç/İtke Test Platformu

Test platformu, gövdeyi, güç kaynağı bileşenlerini ve elektronik sensörleri içeren çerçeveyi içerir. Taban, araç gövdesinin dikey hareketine (yukarı ve aşağı) ve motorların dönme hareketine dayanacak şekilde tasarlanmıştır.

Test platformu kullanılarak gerçekleştirilecek pratik testler aşağıdakileri içermektedir:

- Melez güç kaynağından üretilen güç
- Jeneratörde üretilen güce karşı dönüş sayısı
- Aracın dikey hareketi (yukarı/aşağı)
- Dört BLDC motorun hızı

- Artan yüklere karşı aracın dengesi
- Artan taşıma yüklerine karşı itme kuvveti

Bu test düzeneğinde quadcopterin yapısı ana test platformuna eklenmiştir. Ayrıca, konum, hız veya yönü belirlemek için bir enkoder eklenmiştir. Enkoderler, dönme hareketini kontrol sistemi cihazları tarafından okunabilen analog veya dijital bir elektrik sinyaline dönüştürür. Aşağıdaki şekilde (Şekil 4.25) quadcopter'in yapısı ve ana test platformunda bulunan döner kodlayıcılar gösterilmektedir.

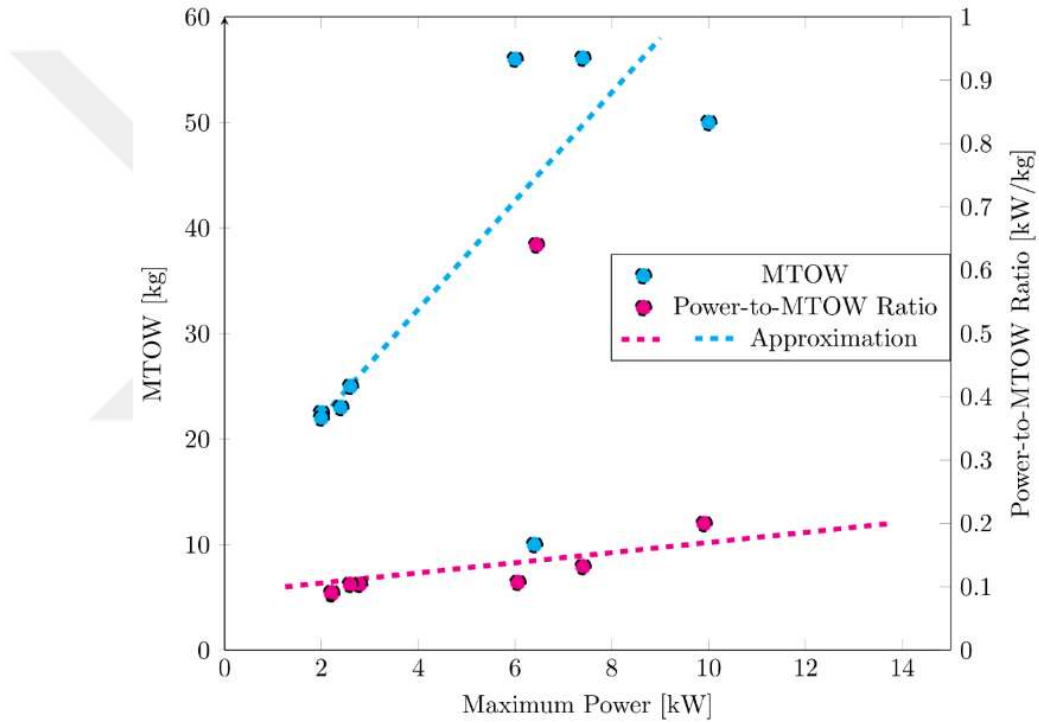


Şekil 4.25. Quadcopter yapısı ve test platformu: CAD Tasarımı (a, b) ve deneysel (c)

4.7. Sistematik Analiz Sonuçları (İHA/İHA/Motor/EMs/EGs Sonuçları)

4.7.1. Güç - MTOW Oranı

İnsansız uçuş sistemlerinin görevini belirleyen tasarım aşamasındaki önemli bir parametre, maksimum gücün MTOW'a oranıdır. Üreticilerden elde edilen verilere dayanarak, Şekil 4.26 ticari olarak mevcut bazı melez motorlu İHA modelleri için maksimum güç ve MTOW arasındaki ilişkiyi göstermektedir. Görüldüğü gibi, kabaca (0.1-0.2) kW/kg arasında değişmektedir. Açıkçası, bu oranın önemi, güç santrali tarafından üretilen maksimum gücün ve boş ağırlık ve faydalı yükü içeren İHA'nın MTOW'unun belirlenmesine yaptığı katkı ile vurgulanmaktadır.



Şekil 4.26. Mevcut bazı hibrit motorlu çok rotorlu İHA'ların güç-en fazla kalkış ağırlığı (Power-to-MTOW) değerleri

4.7.2. Ağırlık İlişkileri (Payload/Empty/MTOW)

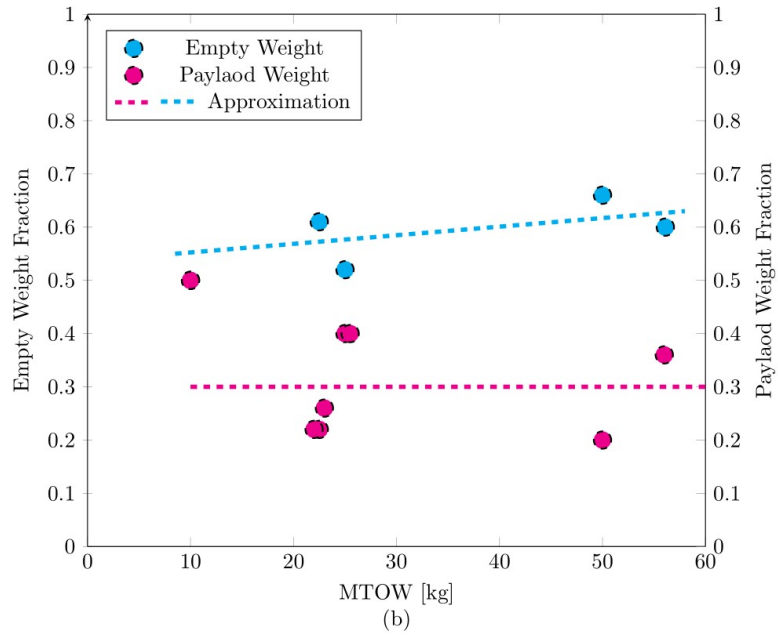
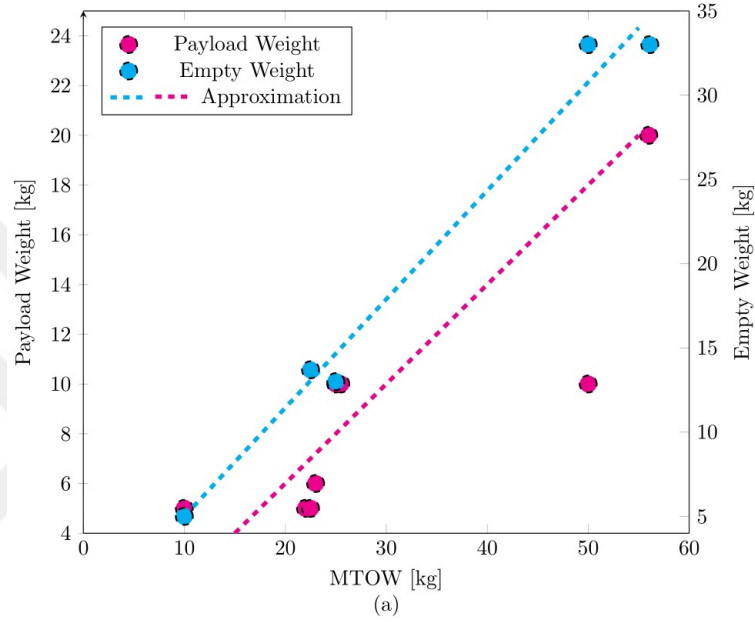
Ek 2'de verilen bilgiler temelinde, Şekil 4.27.(a) İHA'ların ağırlıklarının MTOW, boş ağırlık ve faydalı yük ağırlığı açısından genel dağılımlarını göstermektedir. Bu şekildeki teknik bulgular, MTOW'un faydalı yük ve boş ağırlıklarla orantılı olduğunu göstermektedir. Dolayısıyla, bu ağırlıkların çarpımı MTOW'u iki katına çıkarmaktadır.

Öte yandan, kütle oranı ölçümü ağırlıkları tahmin etmek için bir faktördür. Boş kütle oranı boş ağırlığı MTOW ile karşılaştırır. Benzer şekilde, faydalı yük kütle oranı

da azami faydalı yük ağırlığının MTOW'a oranıdır. Şekil 4.27.(b) bu iki parametreyi göstermekte olup, (Gundlach, 2012)'da belirtildiği gibi bu fraksiyonların MTOW ile doğrudan bir korelasyon göstermediğine dikkat çekmektedir.

4.7.3. Spesifik Güç (P/W)

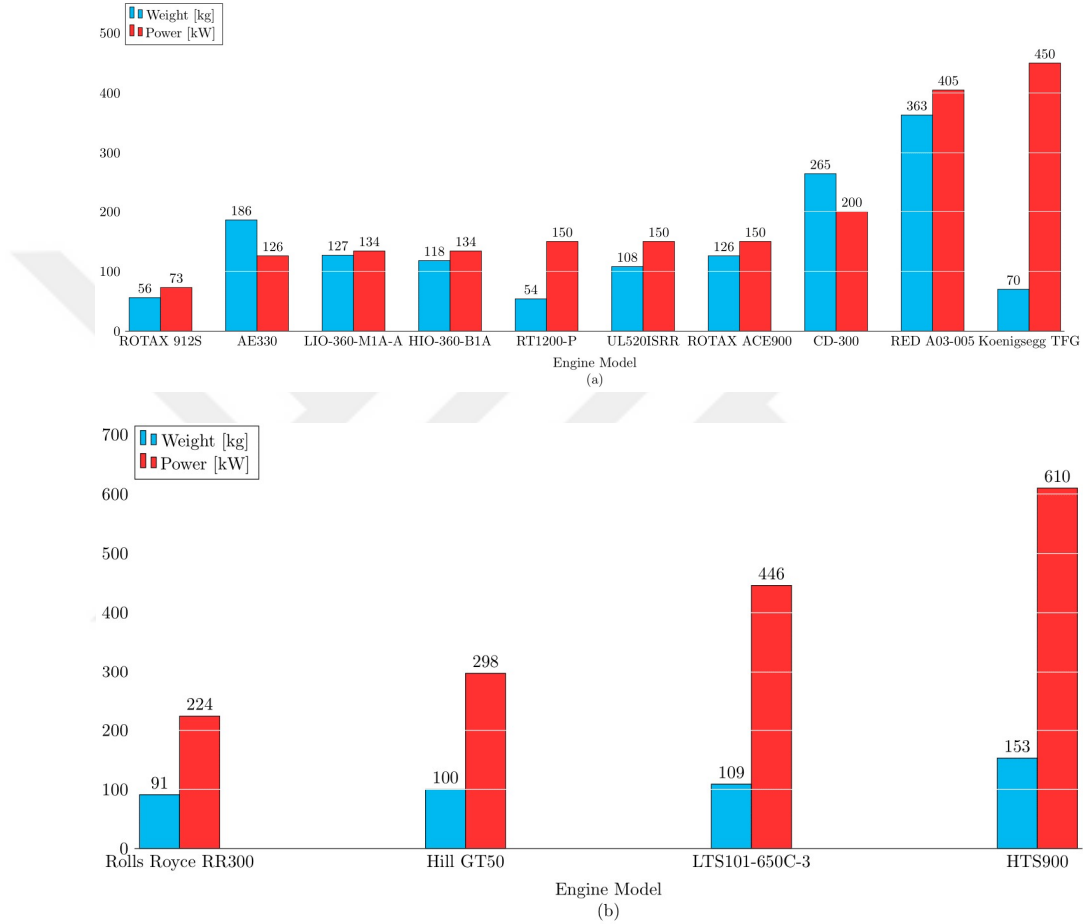
Spesifik güç (P/W), üretilen güç ile ağırlık arasındaki ilişkiyi belirlediği için ön tasarım aşamalarında ana performans parametrelerinden biri olarak kabul edilir.



Şekil 4.27. Ticari olarak mevcut hibrit motorlu İHA'lar için MTOW'a karşı boş ve faydalı yük ağırlığı (a); Boş ve faydalı yük ağırlık kesirleri (b)

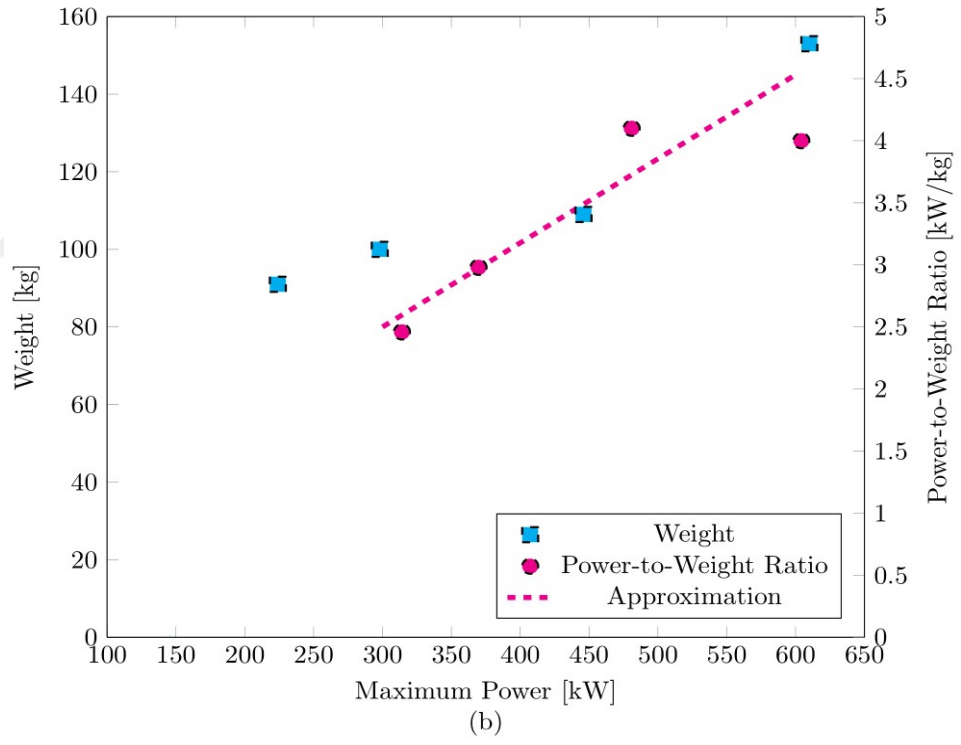
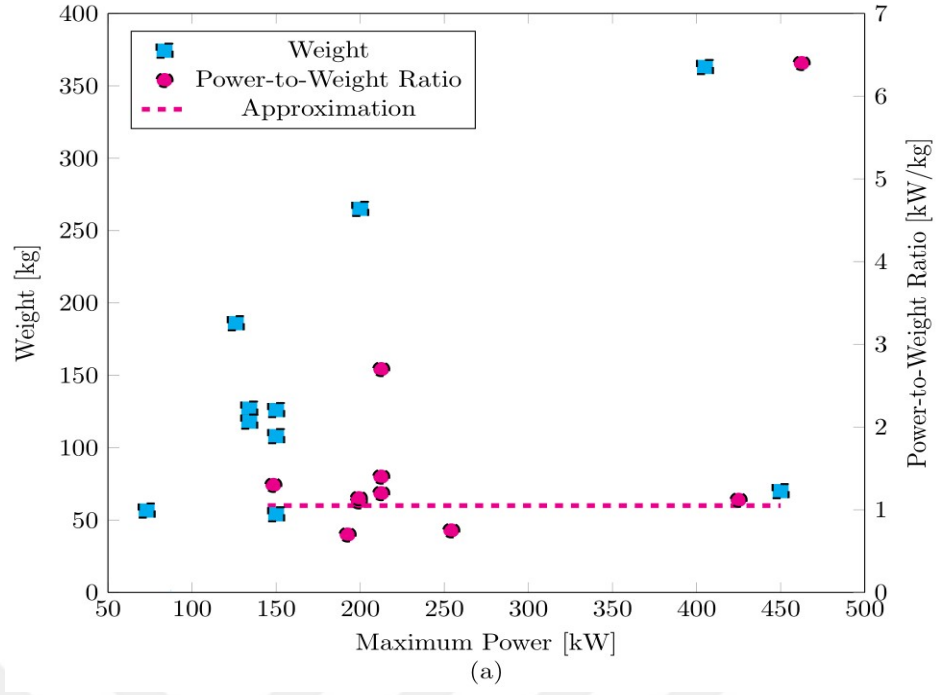
Çeşitli ticari pistonlu ve turboşaft motor tiplerinin güç ve ağırlık özellikleri Şekil

4.28'de gösterilmektedir. Şekil 4.29.a pistonlu motorlar için 1.2 kW/kg civarında değişen özgül gücü göstermektedir. Koenigsegg TFG yol motoru inanılmaz bir özgül güç oranına (6.4 kW/kg) ulaşmaktadır ve yazarların vizyonuna göre, daha sonra geleceği gibi, havacılık sektöründe umutlar açabilir. Turboşaft motorlar için LTS101-650C-3 motoru, Şekil 4.29. b'da gösterildiği gibi yaklaşık 4.1 kW/kg ile en yüksek orana sahiptir.

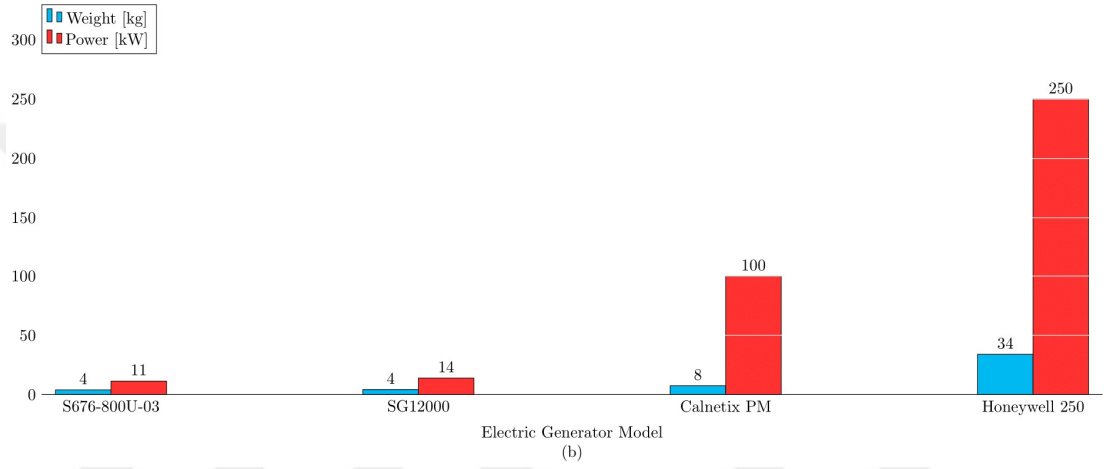
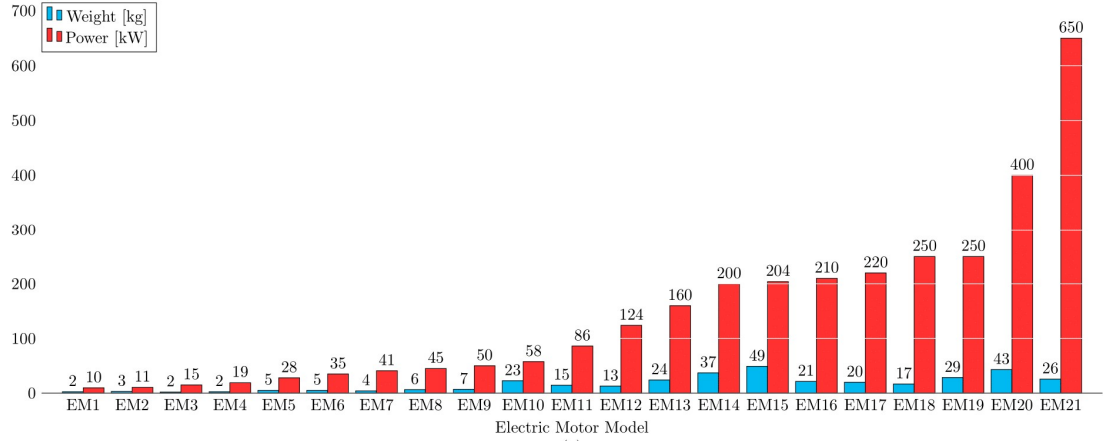


Şekil 4.28. Mevcut çeşitli ticari motor tipleri için Güç, Ağırlık kapasitesi: (a) Pistonlu Motorlar; (b) Turboşaft Motorlar

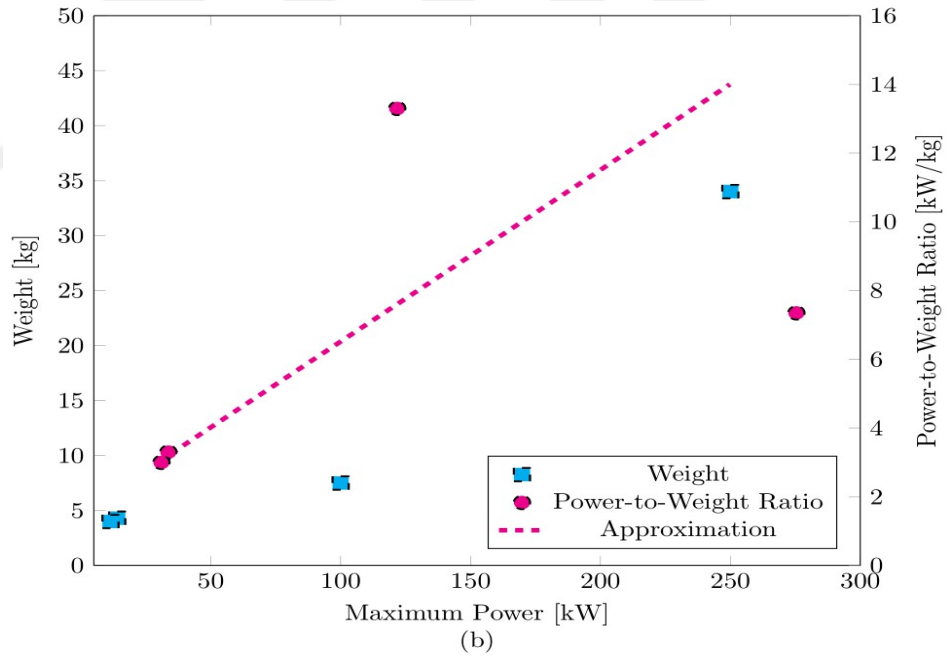
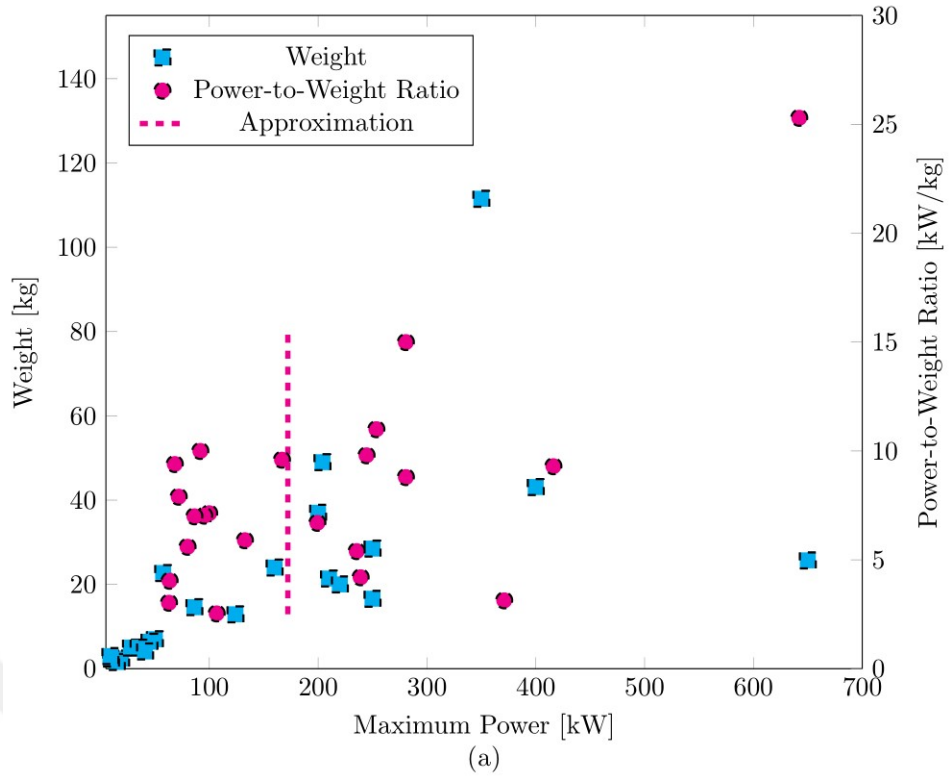
Şekil 4.30, çeşitli ticari elektrik motorlarının (EM'ler) ve elektrik jeneratörlerinin (EG'ler) güç ve ağırlık özelliklerini göstermektedir. EM'lerin/EG'lerin özgül gücü ilginç ve değerli değerler oluşturmaktadır. Şekil 4.31 (a) ve Şekil 4.31 (b)'de gösterildiği gibi, ticari EM'lerin ve EG'lerin nominal gücü sırasıyla (10 ila 400) kW ve (11 ila 250) kW arasında değişmektedir. En yüksek güç/ağırlık oranı (özgül güç) yaklaşık (15) kW/kg ile HPDM EM ve yaklaşık 13.3 kW/kg ile Calnetix PM EM/EG içindir.



Şekil 4.29. Mevcut ticari motorların spesifik gücü: (a) Pistonlu motorlar; (b) Turboşaft motorlar



Şekil 4.30. Mevcut ticari EM/EG'lerin çeşitli türleri için güç, ağırlık kapasitesi: (a) EM'ler; (b) EG'ler

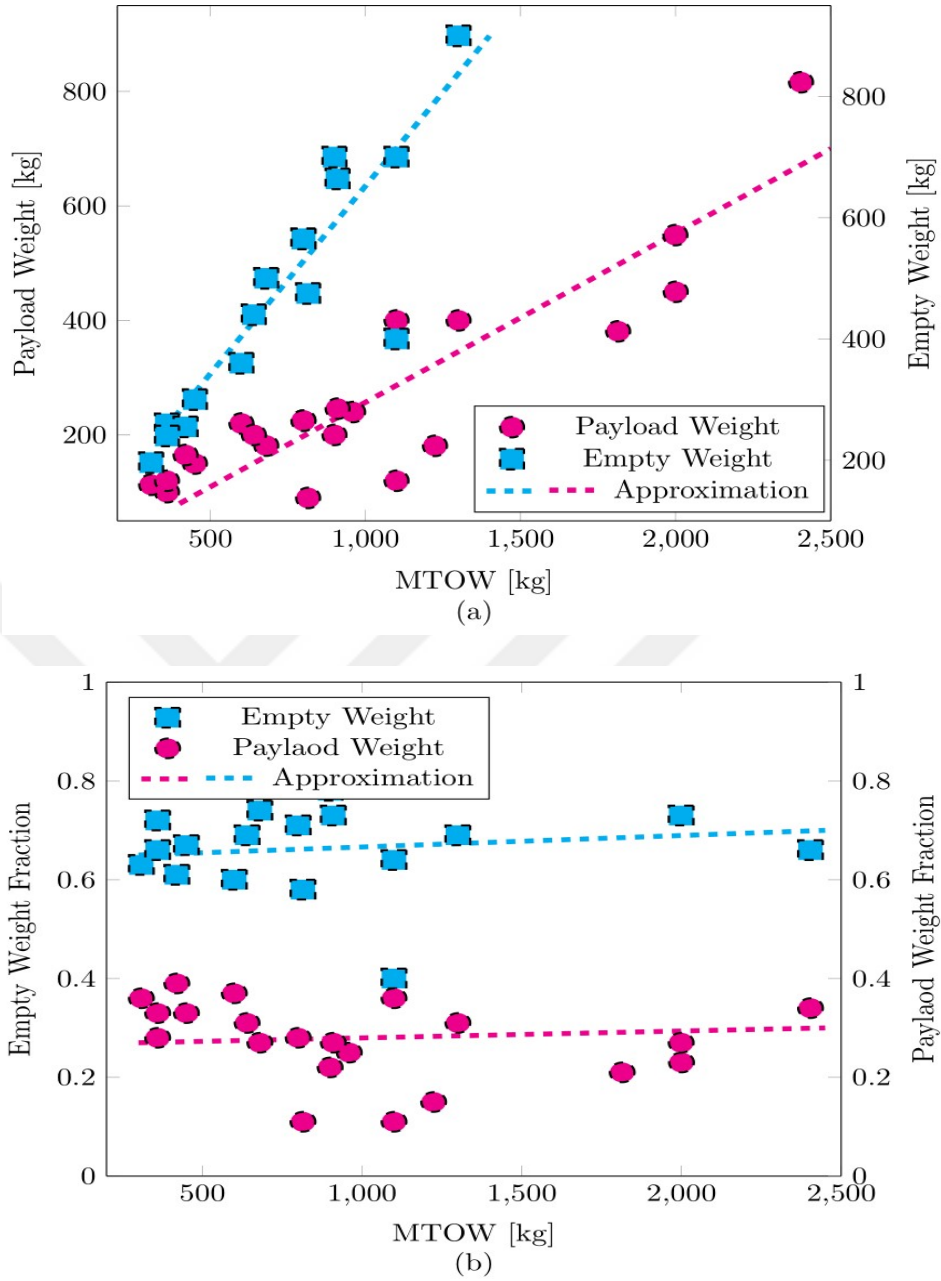


Şekil 4.31. Mevcut ticari ürünlerin spesifik gücü: (a) EM'ler; (b) EG'ler

4.7.4. Ağırlık Dağılımları

Ek 2'de belirtilen verilere dayanarak, Şekil 4.32 (a) DİK KHH araçlarının ağırlık dağılımını ve brüt ağırlık (MTOW), boş ağırlık ve faydalı yük arasındaki ilişkiyi göstermektedir. Şekil 4.32 (b)'de, faydalı yükün MTOW'a oranı (0.1 ila 0.4) arasında değişirken, boş ağırlığın MTOW'a oranı (0.5 ila 0.8) arasında değişmektedir. Bu

oranlar (Saif and Eminoğlu, 2023)'de belirtilen sonuçlarla benzerlik göstermektedir.



Şekil 4.32. (a) Mevcut DİK KHH araçları için MTOW'a karşı faydalı yük ve boş ağırlık; (b) Faydalı yük ve boş ağırlık kesirleri

4.8. Kavramsal Hibrit Güç Aktarma Organları Tasarımlarının Ön Sonuçları

(Saif and Eminoğlu, 2023)'nin analiz sonuçlarına bağlı olarak, güç / MTOW oranı yaklaşık olarak ortalama 0.15 kW/kg idi ve mevcut tasarımları daha tedbirli hale getirmek için, değer Moog Surefly modeliyle karşılaştırılabilir bir oran olan 0.2 kW/kg olarak kabul edildi. Benzer şekilde, (Saif and Eminoğlu, 2023)'den ve Ek 2'de belirtilen teknik verilerden, dört yapının MTOW değeri bulunmuştur. Belirtildiği gibi, motor ve

jeneratörün özgül güç parametreleri, taşıma kapasitesi ve uçuş süresi kapasitesi üzerinde önemli bir etkiye sahip olan genel özgül gücü büyük ölçüde etkilemektedir.

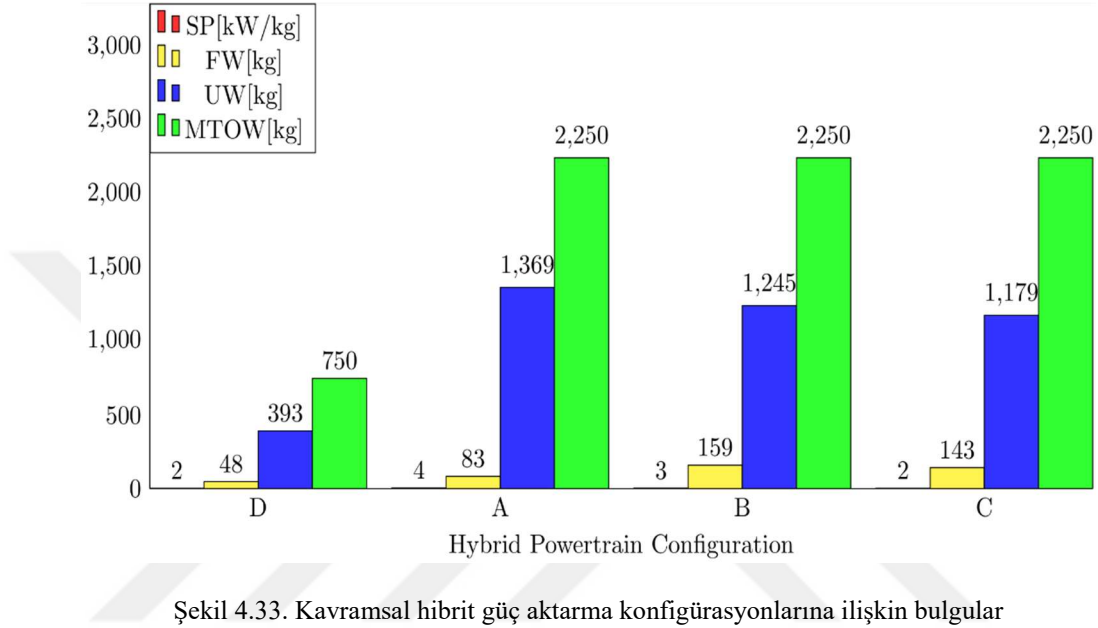
Tablo 3.1'e göre, A, B, C ve D kavramsal melez güç paketleri mimarilerinin toplam özgül gücü (SP) elde edilmiştir: Sırasıyla 3.65 kW/kg, 2.64 kW/kg, 1.77 kW/kg ve 1.77 kW/kg. Güç dönüştürme ünitesi (PCU) ağırlığı ve mekanik bağlantı gereksinimleri MagniX, Koenigsegg ve yazarların tahminlerine göre hesaplanmıştır (Motor + EG ağırlığının yaklaşık %20'si).

Bu araştırmadaki ve (Saif and Eminoğlu, 2023)'deki analiz sonuçlarından elde edilen Faydalı Yük/MTOW oranı ~ 0.3 kullanılarak, Faydalı Yük ağırlığı yaklaşık 225 kg olur. Yakıt ağırlığı Boş Ağırlık/MTOW oranına göre hesaplanır. Gerekli yakıt yüzdesi yakıt tüketim oranına ($\dot{m}$) ve uçuş süresine bağlıdır. Önerilen ilk yapıda (Mimari D) kullanılan motorun (Rotron tarafından üretilen RT1200-P) performans verileri sayesinde havada asılı kalma aşamasındaki yakıt tüketimi yaklaşık 67.34 kg/saat olarak hesaplanmıştır; seyir aşamasındaki yakıt tüketimi ise %60 güçte 31.8 kg/saat ve %70 güçte 46.9 kg/saat civarındadır. Toplam uçuş süresinin bir saat olduğu varsayıldığında (tüm uçuş aşamaları), yaklaşık yakıt ağırlığı (FW) $\sim (33.56-47.6)$ kg'dır.

Benzer şekilde, A Mimarisi için performans analizi gerçekleştirilmiştir. Yakıt tüketimi yaklaşık 138.9 kg/saat (havada asılı kalma aşaması), %60 güçte 60.69 kg/saat ve %70 güçte 81 kg/saattir. Toplam uçuş süresinin bir saat olduğu düşünüldüğünde, yakıtın yaklaşık ağırlığı (FW) yaklaşık $\sim (64.57-83.27)$ kg'dır. Mimari B'de, havada asılı kalma aşamasındaki yakıt tüketim oranı WTO (Wide Open Throttle) @ yaklaşık 225 kg/saat olarak hesaplanmıştır; seyir aşamasındaki yakıt tüketim oranı ise %60 güçte 135 kg/saat ve %70 güçte 157 kg/saat civarındadır. Toplam uçuş süresi bir saat olduğundan, yaklaşık yakıt ağırlığı (FW) yaklaşık $\sim (138.48-159.48)$ kg'dır. Benzer bir şekilde, C Mimarisi de analiz edilmiştir. Bu konfigürasyon birincil kaynak olarak üç RT1200-P motorundan oluşmaktadır. Mimari D'deki konfigürasyon analizinin sonuçlarına göre, bir saatlik uçuş için toplam yakıt ağırlığı (FW) yaklaşık $\sim (100.68-142.8)$ kg'dır.

A, B ve C yapılarını birbirinden ayıran özellik, kullanılabilir ağırlığın (UW: faydalı yük, melez güç paketleri ve yakıt ağırlığı hariç) sırasıyla (1387-1368,5) kg, (1266-1245) kg ve (1221-1179) kg olmasıdır. Kullanılabilir ağırlığın daha yüksek

değerleri, uçuş süresi kapasitesini artırmak için faydalı yük veya yakıtta daha yüksek dağıtım potansiyeli anlamına gelir. Bu nedenle, kabaca kavramsal konfigürasyonların kargo taşımacılığı/Kişisel Hava Araçları (PAV) (Mimari D) ve hava taksileri/ambulanslar (Mimariler A/B/C) gibi ağır kaldırma görevlerinde kullanılabileceği söylenebilir. Şekil 4.33, melez güç paketlerinin kavramsal konfigürasyonlarının sonuçlarını göstermektedir.



Şekil 4.33. Kavramsal hibrit güç aktarma konfigürasyonlarına ilişkin bulgular

Ortalama yakıt tüketimine ilişkin hesaplamaların üretici verilerinin, çalışma koşullarının, şasi tasarımının ve pervanelerin aerodinamik parametrelerinin güncellenmesine göre değişebileceğini belirtmek gerekir. Koenigsegg TFG motorunun yakıt tüketim oranının diğer pistonlu motorlardan yaklaşık %15-20 daha düşük olduğu da söylenebilir (AutoCar, 2020). Üretici bu oranın doğruluğunu teyit etmemiştir. Ayrıca sonuçlar, hibrit güç sistemlerinin DİK KHH araçlarının menzilini taşıma yükü ve uçuş süresini açısından genişletme olasılığı üzerindeki etkili etkisini doğrulamıştır.

4.9. Geleceğin DİK 'leri için Olası Güç Santrali Özellikleri

Havacılıkta turboşaft motorlar çok güvenilirdir ve bu motorların yapısı iyi bilinmektedir, ancak sıcak bölümlerdeki türbin kanatlarının (egzoz ve güç türbinleri) üretilmesi için özel ve pahalı süper alaşım teknolojisi gerekir. Bu temel talep, turboşaft motorları pistonlu havacılık motorlarına göre nispeten daha pahalı hale getirmektedir.

Bu kısmın sessiz ama çok önemli bir sonucu, nispeten hafif pistonlu motor gövdesi ve iyi mühendislik uygulamalarının, günümüzde helikopterlerde yaygın

olarak kullanılan bazı turboşaft motorların P/W oranını eşleştirmeyi veya aşmayı mümkün kılmasıdır.

Doğal olarak, bir pistonlu motor bir elektrik jeneratörüne bağlandığında (uçuş profiline veya pervaneleri tahrik eden elektrik motorlarının güç talebine bağlı olarak) RPM'ini (ve mekanik şaft güç çıkışını) kolayca değiştirebilir. Bu çalışmada bahsedilen turboşaft motorlar helikopter motorlarıdır ve helikopterin rotorunu mekanik bir dişli kutusu aracılığıyla döndürürler ve her bir rotor kanadının hücum açısı uçuş profiline bağlı olarak mekanik swash-plate düzeneği tarafından ayarlanır. Doğal olarak, bir helikopterdeki küçük bir turboşaft motorunda, güç türbininin RPM'si kabaca sabit aralık değerinde kalma eğilimindedir. Buna karşın, DİK KHH araçları, değişken hızlarda bir dizi sabit hatveli pervaneyi tahrik etmek için EM'ler kullanır. Bu nedenle, hafif ve güçlü bir pistonlu motor ve elektrik jeneratörü kombinasyonu (melez güç paketleri) bir elektrik jeneratörüne değişken hız sağlayabilir. Dolayısıyla, elektrik jeneratörü pervaneleri değişken hızlarda çalıştıran elektrik motor(lar)ına değişken elektrik gücü üretebilir.

İlgili web sitelerine göre Koenigsegg TFG motoru (yolda çalışan bir motor olmasına rağmen) 70 kg kuru ağırlık ve (6.4) kW/kg P/W oranı ile 600 HP (450 kW) güç sağlayabilmektedir ki bu değer helikopterlerde kullanılan ve Tablo 2'de belirtilen bazı gaz türbinli motorlardan (turboşaft motorlar) daha fazladır.

Bir diğer iyi bilinen örnek F1 motorudur (s): 1.6 litrelik, V6, sabit valfli (yarışa giden motorlar) 145 kg kuru ağırlıkla (dahil) 840 HP (626.4 kW) güç üretebilir: 20 kg akü, 7 kg Elektrik Motoru (120 kW), 4 kg Elektrik Jeneratörü), maksimum RPM 15,000 ile sınırlıdır ve (5.2) kW/kg P/W oranına sahiptir. Bu kadar büyük bir gücün arkasında yatan teknik nedenler: motor yaklaşık 10,000 RPM'de çalışabilir (izin verilen yakıt saatte yaklaşık 100 kg olduğundan); yüksek bir geometrik sıkıştırma oranına sahiptir (1:18 Maks.); ön odacıklı ateşleme teknolojisi kullanır. Değişken supap teknolojisinin aksine, F1 motorunda düzenleme nedeniyle sadece sabit bir supaba izin verilmektedir. Gelecekte bu tip bir motorda değişken sübap teknolojisine izin verilmesi halinde, çıkış gücü aralığının mevcut seviyeden 820 HP'yi (611.5 kW) aşmasının muhtemel olduğu burada belirtilebilir.

DİK KHH araçlarına güç sağlamada çok sayıda kullanılmak üzere, bir pistonlu motorun ilk satın alma maliyeti ve yaşam döngüsü maliyeti (turboşaft motora kıyasla kilometre başına ağırlık olarak neredeyse yarı yarıya yakıt tüketimi nedeniyle) pistonlu

motor, aynı güçteki turboşaft motordan daha ekonomiktir. Bir nokta da turboşaft motorların TBO (yaklaşık 5000 saat veya daha fazla) açısından açık bir avantaja sahip olmasıdır. Pistonlu motorlar yaklaşık 2000 saatlik TBO'ya sahiptir. Son olarak, bir turboşaft motorun fiyat etiketi nedeniyle, turboşaftla çalışan bir elektrik jeneratörüne dayalı bir güç paketi, yakın gelecekte DİK KHH uygulamaları için engelleyici derecede maliyetli görünmektedir.

Genel olarak konuşmak gerekirse, havacılık pistonlu motorları genellikle 100 kg'ın altında 300 HP (224 kW) güç sağlayabilir ve bu nedenle kişisel hava taşımacılığında DİK KHH uygulamalarına dahil edilebilir. Böyle bir motor DİK KHH kullanımını çok yaygın hale getirebilir.

Daha açık olmak gerekirse, Koenigsegg TFG (sınırlı üretim motoru) 8500 rpm'de 600 HP (70 kg, P/W: (6.4) kW/kg); F1 motor(lar)ı (yarışa giden motorlar) 820 HP (145 kg, P/W: (4.1) kW/kg) güç sağlayabilmektedir. Yazarın (bu çalışmada) önerisine göre, benzer teknolojiler (yüksek RPM, yüksek geometrik sıkıştırma oranı, ön odacıklı ateşleme teknolojisi, turboşarjların akıllı kullanımı, değişken valf kullanımı ve hafif blok dökümü) (2.25) kW/kg veya daha yüksek P/W oranına sahip DİK KHH araçları için İYM üretmenin yolunu bulabilir. Aslında ve yukarıda açıkça belirtildiği gibi, değerlendirilen uçak motorunun (sabit kanatlı uçak motoru) ortalama P/W oranı 1.1 kW/kg civarındadır ve bu da DİK'lerin dikey kalkış talebinden ziyade yatay kalkış için optimize edilmiştir.

Sonuç olarak, kuru ağırlık olarak yaklaşık 100-150 kg ağırlığa ve 300-600 HP (224-450 kW) güç çıkışına sahip DİK odaklı motor tasarımına ihtiyaç vardır. F1 motoru teknolojik ilerleme yol haritası bunun başarılabilirliğini açıkça göstermektedir. Pratik olarak konuşmak gerekirse, 10 milyon \$'dan daha az bir fon ve birkaç yıllık bir süre ile desteklenen küçük bir uzman motor üreticisi şirket, 3 HP/kg veya 2.24 kW/kg ve benzer güç seviyesine sahip bir turboşaft motordan daha düşük yakıt tüketimine sahip uçuşa elverişli bir motor elde edebilir (Örnek: Cosworth TM, Mahle TM).

TBO'su yaklaşık 2000 saat veya daha fazla olan pistonlu motorlar bakım kolaylığı ile karakterize edilir. RT1200-P Wankel motoru, 54 kg kuru ağırlık ve P/W oranı (2.78 maksimum ve 2.1 sürekli) kW/kg ile maksimum 200 HP (149.14 kW) ve sürekli 150 HP (111.8 kW) güç üretmektedir. Belirtildiği gibi, bu motorun P/W oranı yazarların varsayımına yakındır, ancak 100 saatlik bir TBO'ya sahiptir. Bu motor, daha

ileri teknik değerlendirmeler için bir DİK aracı tasarlamak, çalıştırmak ve test etmek için kullanılabilir.

4.10. Hibrit Güç Sistemi (HPS) Deneysel Sonuçları

4.10.1. BLDC Motor Yüksüz Akım

Yüksüz motor tarafından çekilen akıma yüksüz akım (I_o) denir. Yüksüz akım, motorda boşa harcanan enerji olarak adlandırılan enerji tüketime neden olur. I_o ne kadar düşük olursa, boşa harcanan enerji o kadar düşük olur ve dolayısıyla daha iyi verimlilik elde edilir. Bu çalışmada, kullanılan BLDC motorun I_o değeri yaklaşık 3.96 A olarak ölçölmüştür (şekil 4.34).

4.10.2. BLDC Motor İç Direnci

Pratik uygulamalarda, kullanılan bileşenlerin ideal verimliliği yoktur, bu da boşa harcanan enerji olduğu anlamına gelir. İ direnç, BLDC motorun verimlilik parametrelerinden biridir. İ direnç sabiti ne kadar düşük olursa, boşa harcanan enerji o kadar az olur ve dolayısıyla verimlilik o kadar iyi olur. Bu çalışmada, kullanılan BLDC motorun sargı direnci yaklaşık 24.4 mΩ olarak ölçölmüştür (Tablo 4.1).

4.10.3. BLDC Motor Kv

BLDC motorlarda Kv değeri en önemli ve en yaygın kullanılan verimlilik parametrelerinden biridir. Volt başına motor devrini ifade eder. Böylece, KV değerinin bilinmesiyle, yüksüz koşullarda volt başına motor hızı (dakikadaki ortalama devir sayısı) belirlenebilir. BLDC'nin mıknatıs kutuplarının sayısına bağlı olarak, bu çalışmada KV yaklaşık 357.74 RPM/V olarak ölçölmüştür.

Tablo 4.1. BLDC performans parametreleri

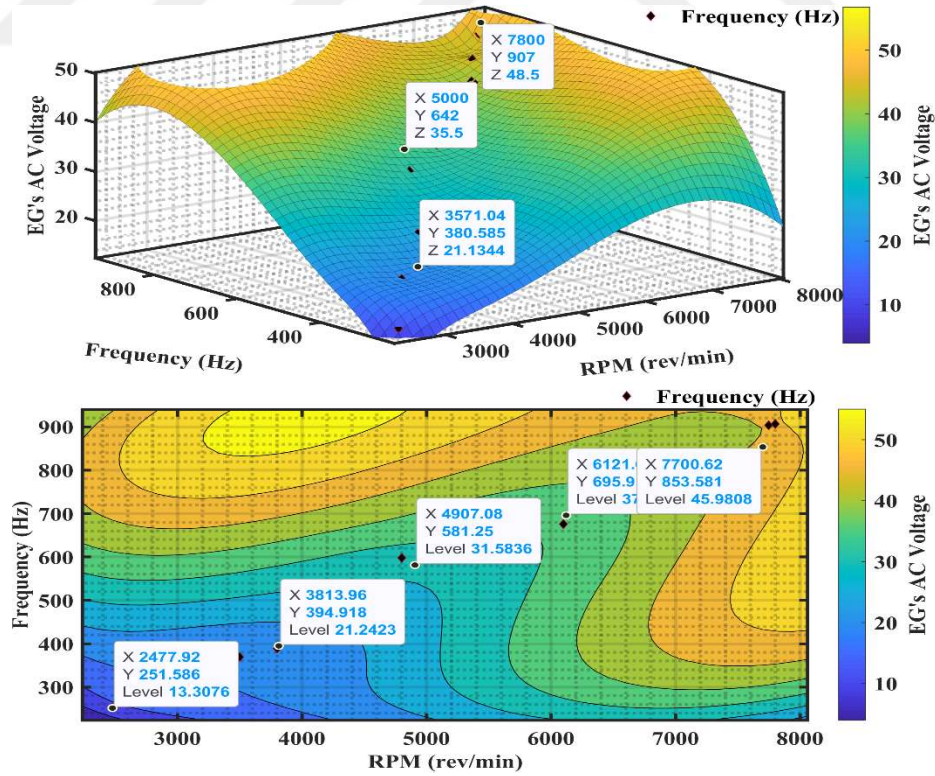
Parametre	Nominal Değer	Ölçülen Değer
No-Load Current (A)	1.8	3.96
Internal Resistance (mΩ)	27	24.4
Kv (RPM/V)	310	357.74



Şekil 4.34. EG'nin performans parametrelerinin deneysel sonuçları (sol üstten): yüksüz akım, iç direnç ve geri emf şekli

4.10.4. EG: Frekans ve Genlik

EG, Şekil 4.34'te gösterildiği gibi dönme gücünü AC gerilim dalgalarına dönüştürür. Üretilen dalgaların frekansı ve genliği Şekil 4.35'te gösterildiği gibi RPM ile orantılıdır. Bu ilişkinin önemi, düzgün bir DC gerilimi sağlamak amacıyla PCU tasarlanırken ortaya çıkar.

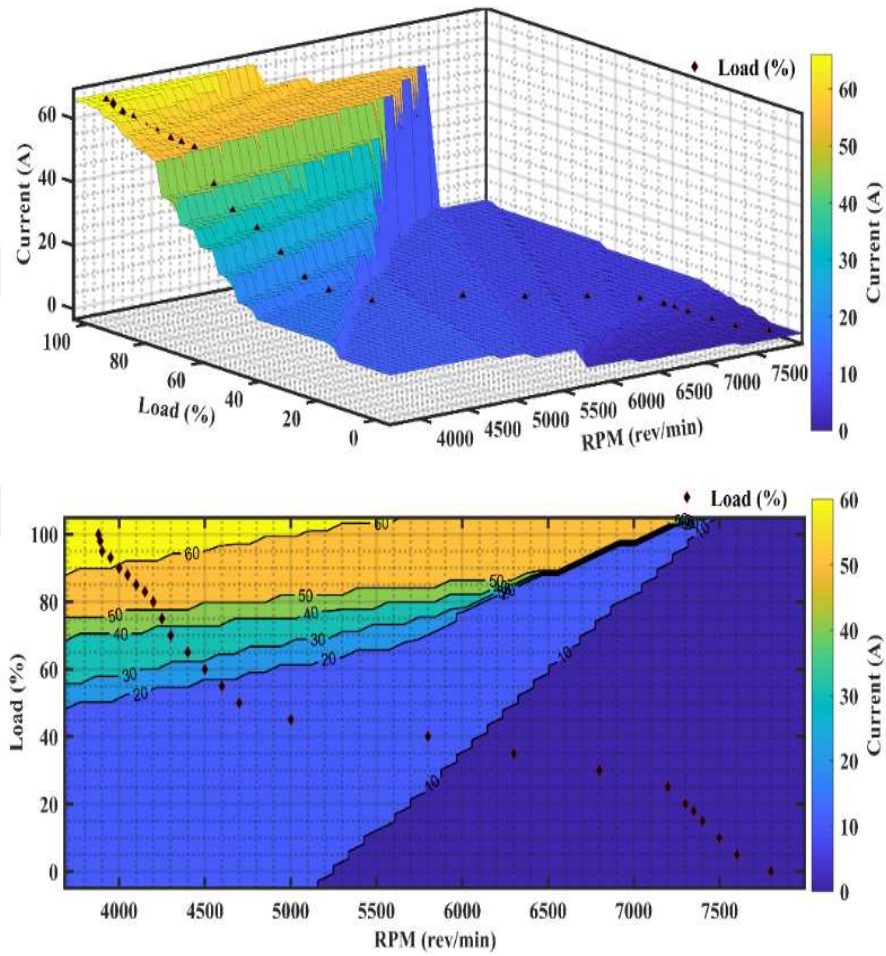


Şekil 4.35. EG'de frekans ve genlik arasındaki ilişki

4.10.5. EG: Akım, Yük ve RPM

Şekil 4.36'da akım, yük ve EG RPM arasındaki ilişki gösterilmektedir. 4000 RPM'de, maksimum yükten çekilen akımın değeri yaklaşık 60 A'dır. Bu değer, uygulanan yük oranıyla doğru orantılı ve RPM ile ters orantılıdır. Uygulanan yükteki artış EG RPM ile ters orantılıdır.

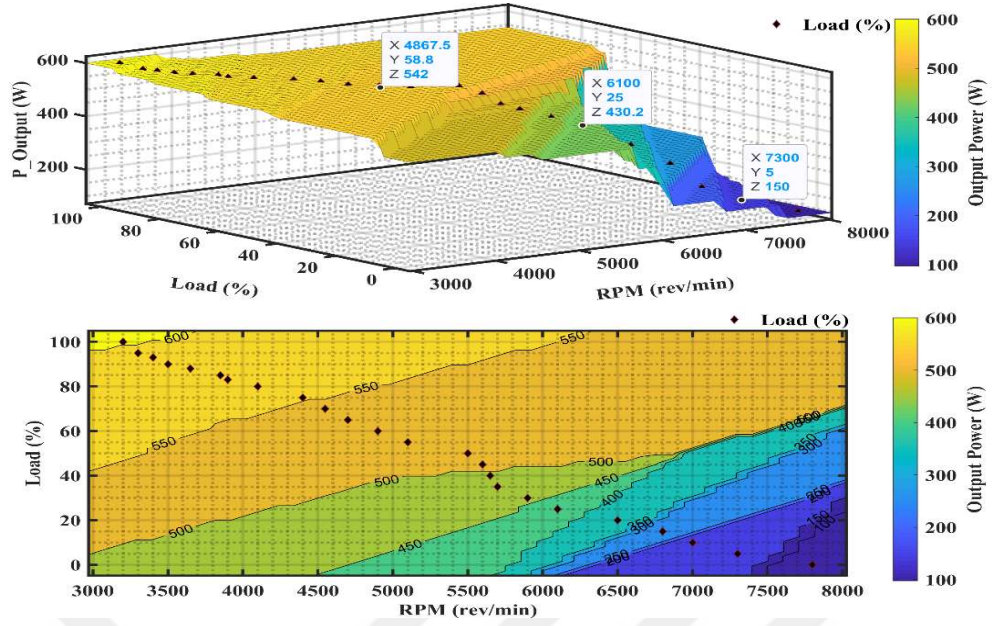
Bu, güç sistemi maksimum yük altındayken EG için uygun hız alanını belirlemenin mümkün olduğu anlamına gelir.



Şekil 4.36. EG'de akım, yük ve RPM arasındaki ilişki

4.10.6. EG: güç, yük ve RPM

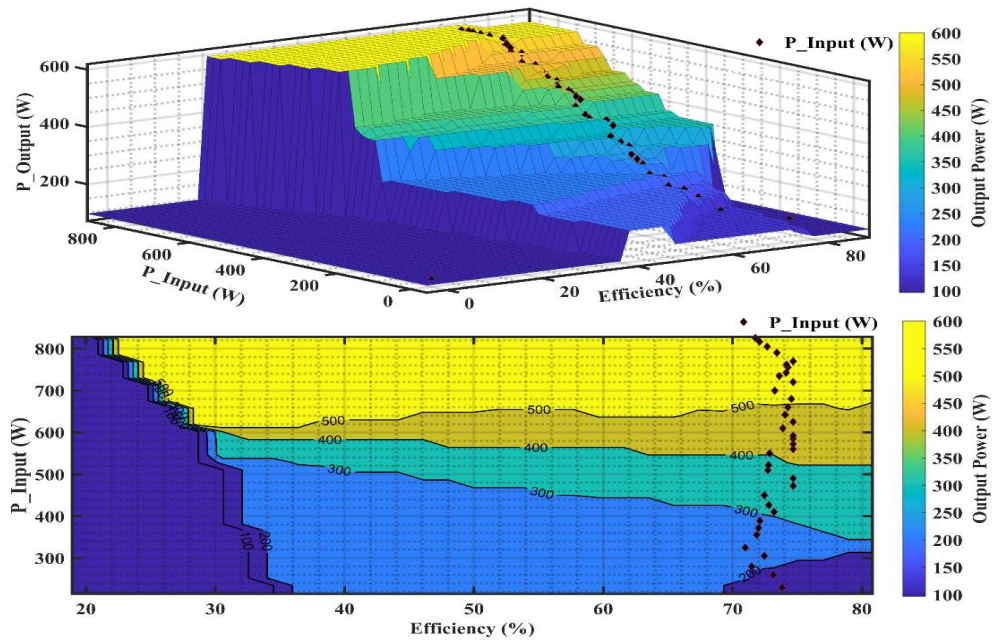
Benzer şekilde, tasarlanan test tezgahı aracılığıyla, Şekil 4.37'de gösterildiği gibi, maksimum yük ve EG hızına bağlı olarak maksimum gücü belirlemek mümkündür.



Şekil 4.37. Gerçek zamanlı deneysel sonuçları (EG): yük, RPM ve çıkış gücü

4.10.7. EG: Güç Verimliliği

EG güç verimliliği, çıkışta üretilen gücün giriş gücüne oranını verir ve genel verimliliği doğrudan etkiler. Bu çalışmada yapılan pratik deneyler sayesinde, HPS'de kullanılan EG'nin güç verimliliğinin Şekil 4.38'de gösterildiği gibi yaklaşık %75 olduğu bulunmuştur. Bu değer, giriş gücünün çıkış kısmına tamamen aktarılmadığını, tasarım ve uygulama aşamalarında dikkate alınması gereken boşa harcanan bir güç olduğunu gösterdiğinden, uygulama aşamasında pratik bir temel sağlar.



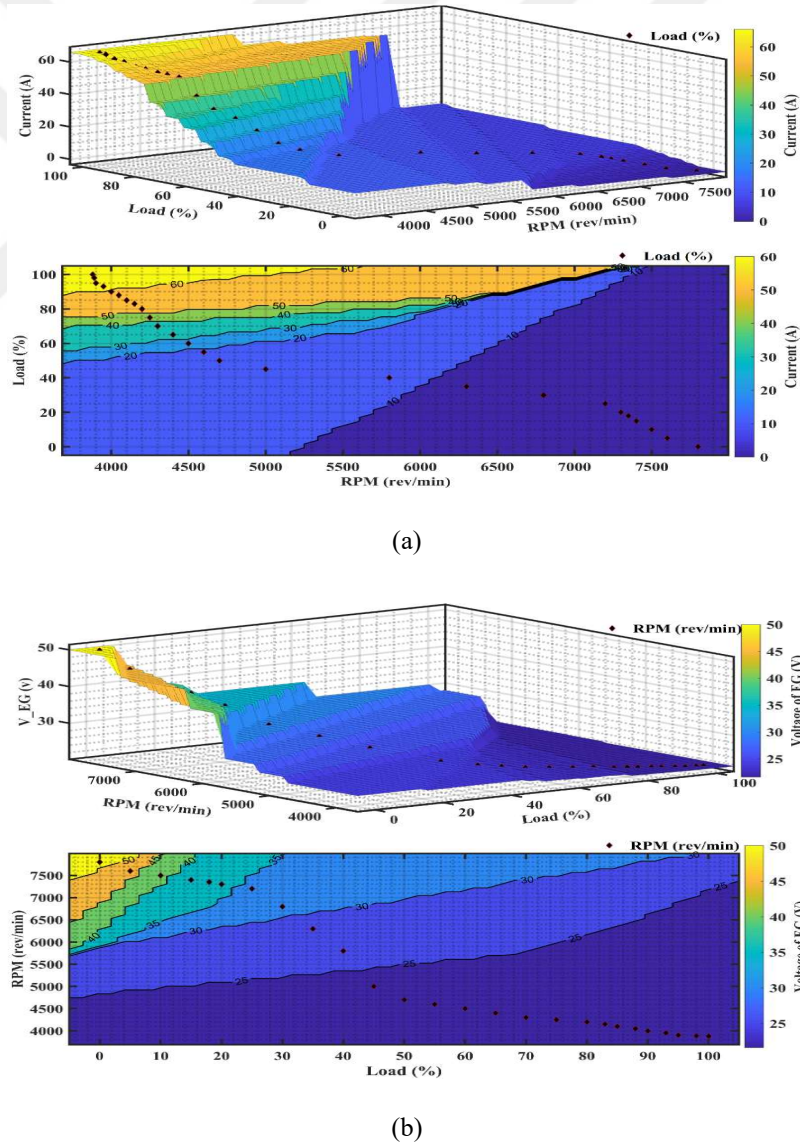
Şekil 4.38. Gerçek zamanlı deneysel sonuçları (EG): güç verimliliği

4.11. Gerçek Zamanlı Deneysel Sonuçlar (ICE ve EG ile HPS)

İYM, bu vaka çalışmasında ana güç kaynağını temsil etmektedir. Yakıttaki kimyasal enerjiyi çıkış milinde kinetik enerjiye dönüştürür. Yakıt miktarı bir servo motor tarafından kontrol edilir. İYM tarafından üretilen kinetik enerjinin EG bölümünde gerekli olan devir enerjisi ile eşleştirilmesi hibrit güç sistemi tasarımında çok önemli bir adımdır. Buna göre, EG ve İYM'nin deneysel sonuçları analiz edildikten sonra, daha önce dördüncü vaka çalışmasında açıklandığı gibi, aralarında mekanik bir bağlantı yapılmıştır.

4.11.1. HPS: Akım/Voltaj, Yük ve RPM

Mekanik eşleştirmenin deneysel sonuçlarına dayanarak, elektrik gücünün ilk

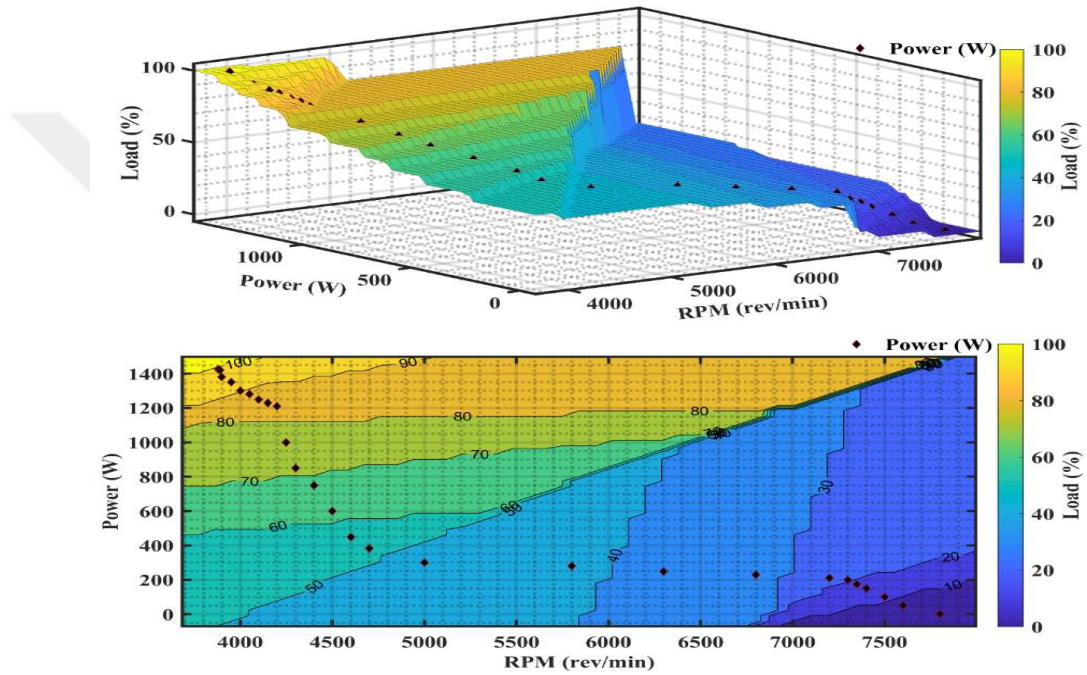


Şekil 4.39. Gerçek zamanlı deneysel sonuçları (HPS): (a) akım; (b) gerilim

üretimi gaz kelebeğinin %50'sinde gerçekleştirilmiştir. Şekil 4.39 (a ve b), yükün değiştirilmesi durumunda (60 A, 50 v) akım ve gerilimin maksimum değerlerini ifade etmektedir.

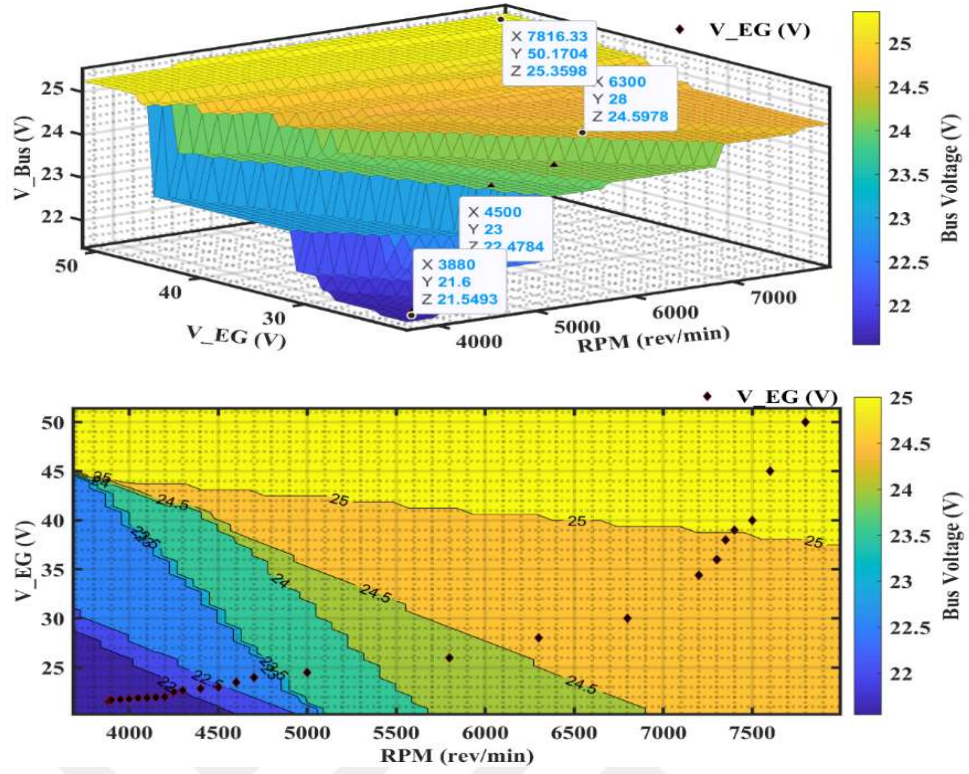
4.11.2. HPS: Güç, Yük ve RPM

Şekil 4.40, maksimum yükte EG'de üretilen gücün 1500 watt'a yaklaştığını göstermektedir. Çok rotorlu İHA'ları çalıştırmak için hibrit güç sisteminin çıkış voltajının sabit olmasını sağlamak için bir DC-DC dönüştürücü kullanılmasının tercih edildiği unutulmamalıdır.



Şekil 4.40. Gerçek zamanlı deneysel sonuçları (HPS): yük, RPM ve çıkış gücü

DC-DC dönüştürücü, Şekil 4.40 ve 4.41'de gösterildiği gibi EG'nin voltajının değişmesi durumunda çıkışında (veri yolu) sabit bir voltaj sağlar.

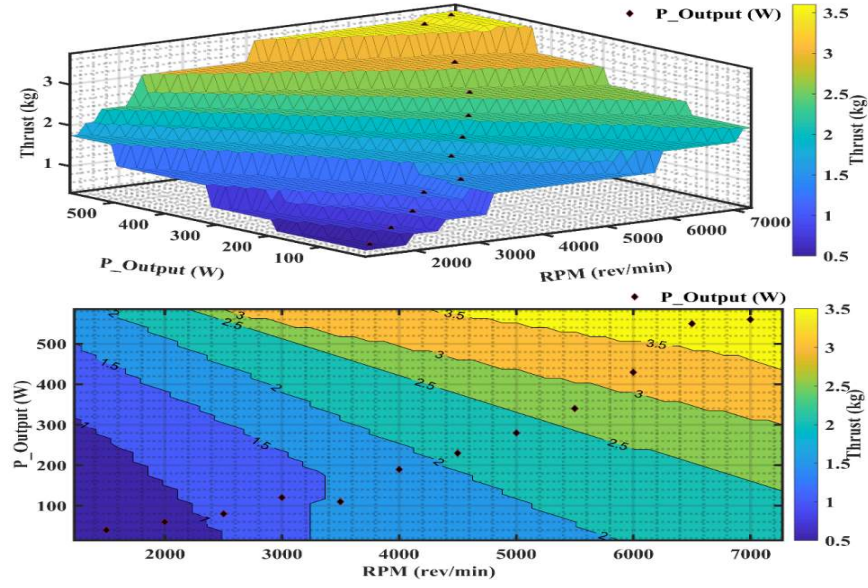


Şekil 4.41. DC-DC dönüştürücü çıkışı

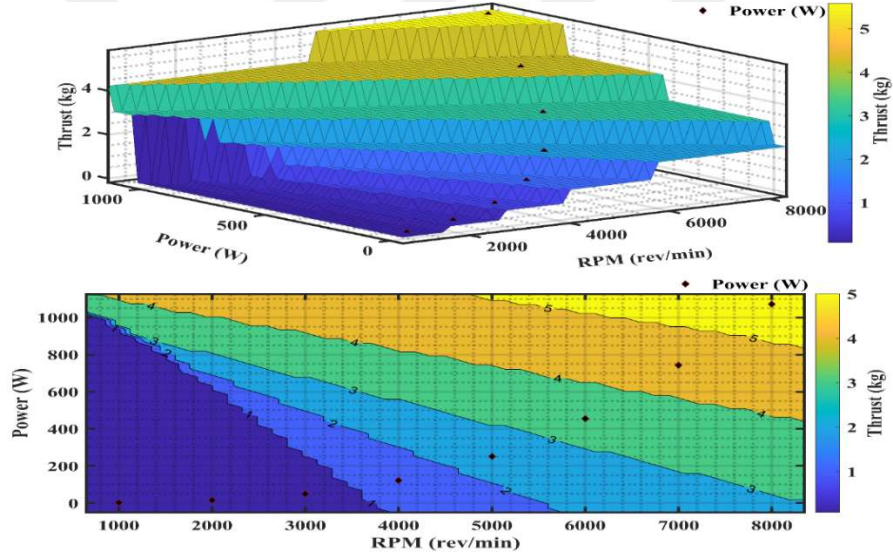
4.11.3. Pervane Eşleştirmeli HPS (Elektrikli Motor/Pervane Eşleştirme)

Çok rotorlu İHA'ların itki sistemlerinin EM ve pervanelerin iyi bir mekanik eşleşmesi olmadan çalıştırılması, çalışma hızı ve tork arasında bir uyumsuzluk olasılığı nedeniyle kaçınılmaz olarak düşük verimliliğe yol açacaktır. Bu bölümde, teorik ve ampirik verilere dayalı EM ve pervane veri analizi metodolojisi sunulmaktadır. Buna göre, geçerli teorik pervane verileri ve deneysel EM testleri birleştirilerek, pervane-elektrik motoru kaplini için tasarım noktası veya çalışma noktaları seçilebilir.

Bu çalışmada, bunu ele almak için EM ve pervane karakteristik eğrileri analiz edilmiştir. Üreticinin verilerine dayanarak, Şekil 4.42 (a) gerekli EM hızını, gücünü ve itme gücünü göstermektedir. Benzer şekilde, Şekil 4.42 (b) pervanenin hız, güç ve itme gücü açısından karakteristiklerini grafiksel olarak göstermektedir.



(a)



(b)

Şekil 4.42. Elektrik motoru ve pervanenin analiz eşleştirme sonuçları

Bu analizin sonuçlarına dayanarak, gerekli eşleşmenin hem EM'nin hem de pervanenin çalışma alanları arasındaki mükemmel eşleşmede yattığı bulunmuştur. Bu nedenle, istenen itme gücünü elde etmek için tork, hızlar ve EM voltajı eşleştirilerek bu sağlanabilir. Bu durum Şekil 4.42'de grafiksel olarak gösterilmiştir. Bileşenlerin optimum ve aynı şekilde seçilmemesinin, ister güç üretim bölümünde ister itki sisteminde olsun, şüphesiz düşük performansa ve düşük verimliliğe yol açacağı doğrulanabilir. Bundan kaçınmak için, elektrik enerjisi üretim bölümünün ve elektrikli tahrik bölümünün tüm performans parametreleri belirlenmelidir. Ayrıca, motor-pervane kombinasyonunun karakteristik eğrilerinin de incelenmesi gerekir. Bu

Çalışmada, bunu yapmak için, şekilde gösterildiği gibi, hem EM hem de pervaneler için aynı çalışma alanları eşleştirilmiştir.

Mümkün olan maksimum gücü elde etmek için (Elektrik Motoru ve Pervanenin eşleşmesinden) belirlenmiştir:

- EM'nin maksimum güç ürettiği hız (RPM) ($Tork \times RPM$)
- EM'yi en yüksek güçte çalıştırmak (sürmek) için gereken güç (Gerilim ve Akım)



5. SONUÇLAR, SINIRLAMALAR VE GELECEK ÇALIŞMALAR

Bu doktora tezinde, incelenen DİK KHH/İHA araçlarında birincil güç kaynağı olarak işlev gören melez güç paketinin performansını analiz edilerek, içten yanmalı motorların elektrik jeneratörleri ile birlikte kullanılması yoluyla uçuş uçuş süresini artırmak ve faydalı yük yeteneklerini genişletmek için bir melez güç paketi tasarlamak, uygulamak ve geliştirmek amaçlanmıştır. Bu kapsamda, ana performans parametrelerinin analizi ve deneysel melez güç paketi prototiplerinin uygulanması ve doğrulanması için sistematik, kavramsal ve ampirik yaklaşımlar uygulanmış ve gerek akademik gerekse endüstri literatürüne katkı sağlayacak önemli sonuçlar elde edilmiştir. Bu çalışmada elde edilen temel bulgular ve öneriler, gelecekteki çalışmalara ek olarak aşağıda özetlenmiştir.

Melez Güç Paketi (HEPS), iki veya daha fazla güç kaynağına dayanarak geleneksel ve elektrikli güç sistemlerinden faydalanır. Havacılıkta bu yaklaşım, uçuş süresini, faydalı yükü ve yakıt ekonomisini iyileştirme olasılığını artırmayı amaçlamaktadır. Bu tez, insansız çok rotorlu hava araçları (İHA) ve Kentsel Hava Hareketliliği (KHH) hizmetlerinin uygulama alanını genişletmek amacıyla uçuş süresini iyileştirmek ve faydalı yük kapasitesini artırmak amacıyla Dikey İniş Kalkış (DİK) araçlarına uygun bir melez elektrikli güç ünitesinin sistematik analizi ve pratik tasarımı ile ilgilidir. Bu amaçla, çeşitli elektrikli ve melez DİK tipleri için diğer ticari ve geliştirilmekte olan modellerle birlikte melez çok rotorlu İHA sistemlerine kapsamlı bir giriş yapılmıştır. Benzer şekilde, pistonlu motorlar, turboşaft motorlar, elektrik motorları, elektrik jeneratörleri ve elektrikli itki ünitelerinin performans verileri gözden geçirilmiş ve açıkça tanımlanmıştır. Buna dayanarak, performans verileri toplanmış ve performans parametreleri çıkarılmış ve analiz edilmiştir. Bilimsel araştırma ve akademik çalışmalar açısından literatürün derinlemesine bir incelemesi yapılmıştır. Özellikle HPS konularını ele alan literatür, araştırma alanı, amaç, ana bulgular ve gelecekteki çalışmalar açısından gözden geçirilmiştir. Bunu gerçekleştirmek için Sistematik Literatür Taraması (SLR) yaklaşımı izlenmiştir. Sonuç olarak, son yirmi yılda (2000-2021) ilgili çalışmalar toplanmış ve analiz edilerek değerli veriler çıkarılmış ve sunulmuştur.

Melez güçle çalışan çok rotorlu İHA sistemleri akademik araştırma ve endüstriyel teknik bakış açısıyla incelenmiş ve analiz edilmiştir. Analiz sonuçlarına göre, önerilen tasarımlarda İYM en yüksek paya sahipken, üretilen gücün depolanmasında SK'lerin kullanımı bataryalara kıyasla çok daha az olmuştur. Ayrıca, PID kontrol metodolojisinin motor dönüş hızının ayarlanmasında ve konum kontrol sisteminde en yaygın kullanılan yöntem olduğu kaydedilmiştir. Enerji kaynaklarına (Yakıt Hücreleri, bataryalar) gelince, bunlar hala akademi ve endüstri tarafından daha fazla geliştirilmeye ve ilgiye ihtiyaç duymaktadır. FC'ler gelecekte umut vaat eden bir teknolojiyi temsil etse de, hidrojen kullanımının getirdiği zorlukların üstesinden gelmek için daha fazla pratik deneye ihtiyaç duymaktadır. Bu endişeler, bataryanın düşük spesifik enerjisi (Wh/kg) ile birlikte, İHA uygulamalarının bazı alanlarında FC'lerin ve bataryaların kullanımının azaltılmasına katkıda bulunmuştur.

Aynı bağlamda, çok rotorlu ağır İHA'lar için ön tasarım hususları tartışılmıştır. Maksimum güç, MTOW, boş ağırlık, faydalı yük ağırlığı, güç-ağırlık oranı ve güç-MTOW oranı gibi performans parametreleri analiz edilmiştir. Bu analizler aşağıdakiler için gerçekleştirilmiştir:

- Güç aralığı (2.4 ila 40) kW ve güç/ağırlık oranı (0.5 ila 1.4) kW/kg arasında değişen hibrit ticari motorlar,
- İHA'larda kullanılan, çıkış gücü (8.5 ila 149) kW ve güç/ağırlık oranı (1.5 ila 2.7) kW/kg arasında değişen ticari motorlar ve
- Mevcut bazı ticari hibrit motorlu İHA modelleri.

Modelleme ve simülasyon, çok rotorlu İHA'ya uygulanan altı serbestlik dereceli (6 DOF) bir nesne sisteminin dinamik modellemesini sunarak incelenmiştir. Newton ve Euler yasalarına dayanarak bir quadcopter'in dinamiklerinin matematiksel bir modeli türetilmiştir. Quadcopterin davranışı MATLAB/Simulink gibi en güçlü ve yaygın kullanılan araçlar kullanılarak gözlemlenir. Döngüde Donanım (HIL) simülasyonu, Görev Planlayıcı platformu ile arayüzlenen Pixhawk uçuş kontrol kartı tarafından gerçekleştirilmiştir.

HIL metodolojisine dayanarak, otopilot donanımı ve uçuş sistemi parametreleri doğrulanmıştır. Simülasyon sonuçları, hem istenen yuvarlanma, yunuslama ve sapma açılarında hem de koordinat eksenlerindeki quadcopter konumunda yüksek ve güvenilir performans göstermiştir. Ayrıca, deneysel testler de gerçek zamanlı

deneylerin (iç/dış mekan uçuş testleri) iyi bir kararlılığa ve hızlı tepkiye sahip olduğunu başarıyla göstermiştir.

Öte yandan, DİK KHH araçları için ön tasarım hususlarının kavramsal ve sistematik analizi tartışılmıştır. Bunu başarmak için, aşağıdakileri içeren kapsamlı bir araştırma yapılmıştır:

- (35x) DİK aracı; bunların 8'i konsept, geri kalanı ise test/üretim aşamasındadır.
- (14x) havacılık amaçlı motorlar (Koenigsegg motoru ve F1 motorları hariç), bunların 10'u pistonlu ve geri kalanı turboşafttır.
- (21x) havacılık amaçlı elektrik motorları (EM'ler).
- (4x) havacılık amaçlı elektrik jeneratörleri (EG'ler).
- (3x) MagniX ve Koenigsegg tarafından üretilen elektrikli itki üniteleri (EPU'lar).

Aynı kapsamda, aşağıdaki hususları içerecek şekilde sistematik analizler gerçekleştirilmiştir:

- MTOW (360 ila 2000) kg ve faydalı yükü (90 ila 450) kg arasında değişen konsept/test/üretim aşamasındaki DİK araç modelleri; faydalı yük/MTOW oranı ve boş ağırlık/MTOW oranı sırasıyla (0.1 ila 0.4) ve (0.5 ila 0.8) arasında değişmektedir. Uçan araçların bazıları tamamen elektrikli ve (14.4-305) kWh kapasiteli bataryalarla çalışırken, diğerleri (75-4586) kW maksimum güce sahip hibritlerdir (Motor + EG'ler).
- Ticari Motorlar (Pistonlu): Güç çıkışı (73 ila 450) kW arasında, ağırlıkları (56 ila 363) kg arasında ve güç/ağırlık oranı (0.7 ila 1.4) kW/kg arasında değişen Pistonlu Motorlar (uçak motorları); Koenigsegg motoru (6.4) kW/kg ve F1 motoru (4.2) kW/kg hariç ortalama P/W oranı 1.1 kW/kg civarındadır.
- Ticari Motorlar (Gaz türbinli): Güç çıkışı (150 ila 610) kW arasında ve ağırlıkları (91 ila 153) kg arasında değişen ve güç/ağırlık oranı (1.2 ila 4) kW/kg arasında değişen Turboşaft Motorlar
- Ticari Elektrik Motorları: H3X tarafından üretilen HPDM 15 kW/kg ve Helix tarafından üretilen 25.3 kW/kg SPM177-165 hariç olmak üzere, güç çıkışı 10 ila 650 kW arasında, ağırlıkları 2 ila 49 kg arasında ve güç/ağırlık oranı 2.5 ila 10

kW/kg arasında değişmektedir.

- Ticari Elektrik Jeneratörleri: güç çıkış aralıkları (11 ila 250) kW ve ağırlıkları (4 ila 34) kg arasında ve güç/ağırlık oranı (3 ila 13) kW/kg arasında değişmektedir.
- Ticari Elektrikli İtke Üniteleri: güç çıkış aralıkları (350 ila 650) kW ve ağırlıkları (111.5 ila 220) kg arasında ve güç/ağırlık oranı (3.14 ila 6) kW/kg arasındadır.

Ayrıca bu çalışma, aerodinamik parametreler, ağırlıklar ve güç-ağırlık oranı, disk yükü ve kaldırma-sürüklenme oranı, itme-ağırlık oranı, değer figürü ve yakıt akışı gibi performans parametrelerini içeren itke sisteminin kavramsal bir gösterimini sağlamıştır. Melez Güç Paketinin benimsenmesinin avantajlarını vurgulamak amacıyla, dört kavramsal yapının teknik bir karşılaştırması yapılmıştır. Performans parametreleri analiz edilmiştir: MTOW, faydalı yük ağırlığı, yakıt tüketimi, yakıt ağırlığı, kullanılabilir ağırlık, maksimum güç ve spesifik güç.

Melez güç sistemlerinin temel konfigürasyonları analiz edilmiş ve aşağıdakilerle temsil edilen pratik bileşenler seçilmiştir: Bir İçten Yanmalı Motor (İYM), fırçasız doğru akım (DC) elektrik motoru (BLDC) kullanan bir AC güç üretim ünitesi ve bir tam dalga/yüksek hızlı doğrultucu, DC-DC dönüştürücüler ve lityum-polimer bataryalar. Hibrit güç sisteminin tasarım ve geliştirme prosedürlerini araştırmak amacıyla, batarya ile çalışan bir elektrik sisteminden başlayıp iki zamanlı bir pistonlu motora dayalı hibrit güç aktarma ünitesinin prototipine kadar çeşitli pratik deneyler gerçekleştirilmiştir.

Sistematik ve kavramsal analiz, simülasyon ve deneysel doğrulamadan elde edilen bulgulardan, aşağıdaki gibi özetlenebilecek teknik gözlemler belirlenmiştir:

- Hibrit güç sistemi, uzun menzilli İHA'lar için uygun bir güç kaynağını temsil etmekte ve KHH hizmetlerinin genişletilmesine katkıda bulunmaktadır.
- Enerji yoğunluğu katsayısına göre, hibrit güç sisteminin toplam ağırlığı, saf elektrikli (batarya tabanlı) sistemle karşılaştırıldığında daha azdır.
- İYM, turboşaft motoru, yakıt hücresi ve batarya paketinin ölçeklenebilirliği ve adaletli karşılaştırılabilmesi için, 10 kW katları şeklinde (50-100 kW güç aralığı gibi) karşılaştırmalı deneysel test sürecini kapsayan gelecek çalışması önemli

miktarda nitelikli ve güvenilir veri üretebilir (güç-ağırlık oranı, özgül enerji, Özgül Yakıt Tüketimi (SFC) ve Revizyonlar Arası Süre (TBO))

- Değerlendirilen 11 adet uçak motorunun (sabit kanatlı uçak motoru) ortalama (P/W) oranı 1.1 kW/kg civarındadır ve sabit kanatlı uçakların yatay kalkış isterleri için tasarlanmışlardır. DİK hava araçları için bu değer kısmi olarak düşük kalmaktadır.

- Pratik olarak konuşmak gerekirse, 10 milyon \$ seviyesinde bir bütçe daha az fon ve birkaç tasarım süresi ile desteklenen küçük bir uzman motor üreticisi şirket, 3 HP/kg veya 2.24 kW/kg ve benzer güç seviyesine sahip bir DİK araç motoru üretebilir, bu motor benzer güç seviyesindeki turboshaft motora göre düşük yakıt tüketimi değerlerine sahip olur.

- Hava aracı yapısı olarak dikey kalkış yapan ve yatay seyir (kanatları vasıtası ile) yapan melez hava araç yapıları kanatların sahip olduğu yüksek kaldırma/süreklilenme oranı nedeniyle uzun menzil isterini yerine getirmeye uygundur. Melez güç paketi (İçten yanmalı motor+EG) ise bu hava aracına yüksek miktarda faydalı yük ile havalanma yetisi sunmaktadır (güç paketinin yüksek güç/ağırlık oranı sayesinde).

- Yapısal olarak, hibrit yapıdaki araçlar (Kaldırma+Seyir) uzun menzilli, uzun ömürlü görevleri yerine getirmede daha verimli olarak kabul edilebilir (yüksek kaldırma/sürüklenme oranı nedeniyle) ve hibrit güç yapısında (Motor+EG) yüksek faydalı yük kapasitesi taşıyabilir (yüksek özgül güç oranı nedeniyle).

Güç/ağırlık (P/W) oranı yüksek içten yanmalı motor tasarımı bazı temel teknolojilerin kullanımı ile mümkün görülmektedir (yüksek RPM, yüksek geometriksıkıştırma oranı, ön odacıklı ateşleme teknolojisi, turboların akıllı kullanımı,değişken valf kullanımı ve hafif motor bloğu dökümü gibi.). Koenigsegg TFG motoru (600 HP, P/W: (6.4) kW/kg, sınırlı üretim) ve F1 yarış motorları (840 HP, P/W: (5.2) kW/kg) sahip oldukları P/W oranları ile günümüzde helikopterlerde kullanılan bazı turboshaft motorların P/W oranını yakalamış veya geçmiştir. Aynı güçteki pistonlu motorlar turboshaft motorlara kıyaslayaklaşık yarı ağırlıkta yakıt yakabilmektedir. Ayrıca, pistonlu motorun devrikolaylıkla ayarlanabilir ve bu da EG ile iyi bir bağlantı sağlar. Yazarın (bu çalışmadaki)önerisi, benzer teknolojiler ile (2.25) kW/kg (veya daha yüksek bir) P/W oranına sahip DİK KHH

araçları için İYM üretmenin yolu bulabilir. Bu yaklaşım DİK KHH araçlarının yaygın kullanılabilmesi için gerek şarttır. Aksi taktirde, mevcut turboşaft motor çözümleri ile DİK KHH araçlarının yaygınlaşması (yüksek motor fiyatı ve halihazırda var olan helikopter üretim altyapısı nedeni ile) mümkün görülmemektedir.

5.1. Gelecekteki DİK 'ler İçin Olası Güç Paketi Özellikleri

Havacılıkta turboşaft motorlar çok güvenilirdir ve bu motorların yapısı iyi bilinmektedir. Ancak, sıcak bölümlerdeki türbin kanatlarının (egzoz ve güç türbinleri) üretilmesi için özel ve pahalı süper alaşım teknolojisi gerekir. Bu temel gereksinim, turboşaft motorları pistonlu havacılık motorlarına göre nispeten daha pahalı hale getirmektedir.

Bu tezin göz ardı edilen ancak önemli bir sonucu, nispeten hafif pistonlu motor gövdesi ve iyi mühendislik uygulamalarının, günümüzde helikopterlerde yaygın olarak kullanılan bazı turboşaft motorların P/W oranını eşleştirmeyi (veya aşmayı) mümkün kılmasıdır.

Doğal olarak, bir pistonlu motor bir elektrik jeneratörüne bağlandığında (uçuş profiline veya pervaneleri tahrik eden elektrik motorlarının güç talebine bağlı olarak) RPM (ve mekanik şaft güç çıkışı) kolayca değiştirebilir. Bu çalışmada bahsedilen turboşaft motorlar helikopter motorlarıdır ve helikopterin rotorunu mekanik bir dişli kutusu aracılığıyla döndürürler ve her bir rotor kanadının hücum açısı uçuş profiline bağlı olarak mekanik swash-plate düzeneği tarafından ayarlanır. Doğal olarak, bir helikopterdeki küçük bir turboşaft motorunda, güç türbininin RPM kabaca sabit aralık değerinde kalma eğilimindedir. Buna karşın, DİK KHH araçları, değişken hızlarda bir dizi sabit hatveli pervaneyi tahrik etmek için EM'ler kullanır. Bu nedenle, hafif ve güçlü bir pistonlu motor ve elektrik jeneratörü kombinasyonu (melez güç paketi) bir elektrik jeneratörüne değişken hız sağlayabilir. Dolayısıyla, elektrik jeneratörü pervaneleri değişken hızlarda çalıştıran elektrik motor(lar)ına değişken elektrik gücü üretebilir.

DİK KHH araçlarına güç sağlamada çok sayıda kullanılmak üzere, bir pistonlu motorun ilk satın alma maliyeti ve yaşam döngüsü maliyeti (turboşaft motora kıyasla kilometre başına ağırlık olarak neredeyse yarı yarıya yakıt tüketimi nedeniyle) pistonlu motor, aynı güçteki turboşaft motordan daha ekonomiktir. Bir nokta da turboşaft motorların TBO (yaklaşık 5000 saat veya daha fazla) açısından açık bir avantaja sahip

olmasıdır. Pistonlu motorlar yaklaşık 2000 saatlik TBO'ya sahiptir. Son olarak, bir turboşaft motorun fiyat etiketi nedeniyle, turboşaftla çalışan bir elektrik jeneratörüne dayalı bir melez güç paketi, yakın gelecekte DİK KHH uygulamaları için engelleyici derecede maliyetli görünmektedir.

Bu tezde, öngörülerimiz 100 kg'ın altında ağırlığa sahipken 300 HP (224 kW) güç sağlayabilecek bir pistonlu havacılık motorunun üretilbileceği yönündedir. Sonuç olarak, 1 kg motor gövdesinden 3 HP üretebilen pistonlu havacılık motorları kişisel hava taşımacılığı için DİK KHH uygulamalarına etkili bir şekilde entegre edilebilir. Böyle bir motor, DİK KHH hizmetlerinin kullanımını büyük ölçüde yaygınlaştırma potansiyeline sahiptir.

İlgili web sitelerine göre, Koenigsegg TFG motoru (yolda çalışan bir motor olmasına rağmen) 70 kg kuru ağırlık ve 6.4 kW/kg P/W oranıyla 600 HP (450 kW) güç sağlayabilmektedir ki bu da helikopterlerde kullanılan ve Tablo 2'de belirtilen bazı gaz türbinli motorlardan (turboşaft motorlar) daha fazladır.

Bir başka iyi bilinen örnek de F1 motorları: 1.6 litrelik, V6, sabit valfli (yarışa giden motorlar) 145 kg kuru ağırlıkla (dahil) ~840 HP (626.4 kW) güç sağlayabilir: 20 kg batarya, 7 kg Elektrik Motoru (120 kW), 4 kg Elektrik Jeneratörü), maksimum RPM 15,000 ile sınırlıdır ve (5.2) kW/kg P/W oranına sahiptir. Bu kadar büyük bir gücün arkasında yatan teknik nedenler: motor yaklaşık 10,000 RPM'de çalışabilir (izin verilen yakıt saatte yaklaşık 100 kg olduğundan); yüksek bir geometrik sıkıştırma oranına sahiptir (1:18 Maks.); ön odacıklı ateşleme teknolojisi kullanır. Değişken supap teknolojisinin aksine, F1 motorunda düzenleme nedeniyle sadece sabit bir supaba izin verilmektedir. Gelecekte bu tip bir motorda değişken sübap teknolojisine izin verilmesi halinde, çıkış gücü aralığının mevcut seviyeden 840 HP'yi (626.4 kW) aşmasının muhtemel olduğu burada belirtilebilir.

Daha açık olmak gerekirse, Koenigsegg TFG (sınırlı üretim motoru) 8500 rpm'de 600 HP (70 kg, P/W: (6.4) kW/kg); F1 motorları (yarışa giden motorlar) 840 HP (~120 kg, P/W: 5.2 kW/kg) güç sağlayabilmektedir. Tezin önerisine göre, benzer teknolojiler (yüksek RPM, yüksek geometrik sıkıştırma oranı, ön odacıklı ateşleme teknolojisi, turboşarjların akıllı kullanımı, değişken valf kullanımı ve hafif blok dökümü) 2.25 kW/kg veya daha yüksek P/W oranına sahip DİK KHH araçları için İYM üretmenin yolunu bulabilir. Aslında ve yukarıda açıkça belirtildiği gibi, değerlendirilen uçak motorunun (sabit kanatlı uçak motoru) ortalama P/W oranı 1.1

kW/kg civarındadır ve bu da DİK'lerin dikey kalkış talebinden ziyade yatay kalkış için optimize edilmiştir.

Sonuç olarak, kuru ağırlık olarak yaklaşık 100-150 kg ağırlığa ve 300-600 HP (224-450 kW) güç çıkışına sahip DİK odaklı motor tasarımına ihtiyaç vardır. F1 motoru teknolojik ilerleme yol haritası bunun başarılabilir olduğunu açıkça göstermektedir. Pratik açıdan bakıldığında, (Cosworth, 2023),(Mahle, 2023) gibi küçük bir uzman motor üreticisi şirket, 10 milyon dolardan daha az bir fon ve birkaç yıllık bir süre ile desteklendiğinde, 3 HP/kg veya 2.24 kW/kg ve benzer güç seviyesine sahip bir turboşaft motordan daha düşük yakıt tüketimine sahip uçuşa elverişli bir motor elde edebilir.

TBO'su yaklaşık 2000 saat veya daha fazla olan pistonlu motorlar bakım kolaylığı ile karakterize edilir. RT1200-P Wankel motoru, 54 kg kuru ağırlığı ve 2.78 maksimum ve 2.1 sürekli kW/kg P/W oranıyla maksimum 200 HP (149.14 kW) ve sürekli 150 HP (111.8 kW) güç üretmektedir. Belirtildiği gibi, bu motorun P/W oranı tezin varsayımına yakındır, ancak 100 saatlik bir TBO'ya sahiptir. Bu motor, daha ileri teknik değerlendirmeler için bir DİK aracı tasarlamak, çalıştırmak ve test etmek için kullanılabilir.

Son olarak, toplam gücün ölçeklenebilirliği ve yedekliliği, aynı melez güç paketinin (elektrik jeneratörü ile birleştirilmiş pistonlu motor) iki veya dört kez kullanılmasıyla sağlanabilir. DİK KHH'lere güç sağlamada çok sayıda kullanılmak üzere, bir pistonlu motorun ilk satın alma maliyeti ve yaşam döngüsü maliyeti (aynı güçteki bir turboşaft motordan daha ekonomiktir) yakın gelecekte çok sayıda DİK KHH uygulamasına potansiyel olarak enerji sağlayabilir. Bu noktada, hibrit güç sistemleri (HPS'ler), genel sistemin yüksek verimliliğini korurken gerekli gücü arttırmada çok önemli bir rol oynamaktadır. Bu, (SFC)'yi (uçuş süresi ile ilgili) azaltırken güç-ağırlık oranını (MTOW ile ilgili) artırarak gerçekleştirilebilir. Bununla birlikte, DİK İHA/KHH araçlarını tahrik etmek için birden fazla güç kaynağının entegre edilmesinin karmaşıklığı, itki sistemini çalıştırmak ve fazla gücü aynı anda depolamak için üretilen gücü kontrol etmeyi/yönetmeyi amaçlayan daha fazla geliştirme/optimizasyon gerektirmektedir.

Daha da önemlisi, Tam Yetkili Dijital Motor Kontrolü (FADEC) ve ABD Federal Havacılık İdaresi (FAA) ve Avrupa Havacılık Güvenliği Ajansı (EASA) tarafından onaylanan güvenlik gereksinimleri ve sertifikasyon kriterleri de dahil olmak

üzere uçuş koşullarında motor performansının çeşitli yönlerini değerlendiren uluslararası sertifikasyon standartlarını karşılamak çok önemlidir.



KAYNAKLAR

- 3dxr. (2023). *T-MOTOR-U15XXL 29KV*. Retrieved: Apr. 16 2023 <https://www.3dxr.co.uk/multirotor-c3/multirotor-motors-c35/t-motor-u15xxl-29kv-p4173>
- 3w-international. (2022). *3W International- Multi-Fuel & Gas Engines*. Retrieved: June 01 2022 <https://3w-international.com/produkt/sp-275-fi-ts-ros/>
- Achtelik, M. C., Stumpf, J., Gurdan, D., and Doth, K.-M. (2011). Design of a flexible high performance quadcopter platform breaking the MAV endurance record with laser power beaming. Paper presented at the 2011 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems, San Francisco, CA, USA.
- Acutronic. (2023). *S676-800U-03*. Retrieved: Apr. 16 2023 <https://www.acutronic.com/aerospace-components/power-systems/alternators-starter-alternators-s676-800u-03>
- Aerobertics. (2023). *PLETTENBERG PREDATOR 50/6 EVO*. Retrieved: Apr. 16 2023 https://aerobertics.be/en_be/plepre506e
- Aeromobil. (2023). *AM 4-seater*. Retrieved: Apr. 15 2023 <https://www.aeromobil.com/am-4-seater>
- Ahluwalia, R., Peng, J.-K., Wang, X., Papadias, D., and Kopasz, J. (2021). Performance and cost of fuel cells for urban air mobility. *International Journal of Hydrogen Energy*, 46(74), 36917-36929. doi:10.1016/j.ijhydene.2021.08.211
- AIAA. (2019). Guidelines for Analysis of Hybrid Electric Aircraft System Studies. In: AIAA.
- AIJournal. (2020). *Wireless drone and robot charging solutions provider WiBotic raises \$5.7m*. Retrieved: May 13 2023 <https://aijourn.com/wireless-drone-and-robot-charging-solutions-provider-wibotic-raise-5-7m/>
- Airbus. (2021). *CityAirbus demonstrator*. Retrieved: Apr. 15 2023 <https://www.airbus.com/en/innovation/zero-emission-journey/urban-air-mobility/cityairbus-nextgen/cityairbus-demonstrator>
- Aircar. (2023). *A new era begins in urban air transport*. Retrieved: Apr. 17 2023 <https://www.aircar.aero/tr>
- aircraft-manual. (2023). *Lycoming IO-360-M1A Aircraft Engine Parts Manual PC-306-14*. Retrieved: Apr. 15 2023 <http://www.aircraft-manuals.com/lyioaienpamal.html>
- Airpowerinc. (2023). *ENPL-RT9443 Lycoming New HIO-360-B1A*. Retrieved: Apr. 15 2023 <https://www.airpowerinc.com/enpl-rt9443>
- Apeland, J., Pavlou, D., and Hemmingsen, T. (2020). Suitability analysis of implementing a fuel cell on a multirotor drone. *Journal of Aerospace Technology & Management*, 12. doi:10.5028/jatm.v12.1172
- Apeland, J., Pavlou, D. G., and Hemmingsen, T. (2021). Sensitivity Study of Design Parameters for a Fuel Cell Powered Multirotor Drone. *Journal of Intelligent & Robotic Systems*, 102(1), 1-15.
- Archer. (2023). *MIDNIGHT*. Retrieved: Apr. 15 2023 <https://www.archer.com/midnight>
- Asada, H. (2005). Dynamics. In *Introduction to Robotics* (pp. 16).
- ATEA. (2021). *Ascendance Flight Technologies ATEA*. Retrieved: <https://evtol.news/ascendance-flight-technologies-atea>
- Austin, R. (2011). *Unmanned aircraft systems: UAVS design, development and deployment* (Vol. 54). Chippenham, Wiltshire, UK: John Wiley & Sons.

- AutoCar. (2020). *Under the skin: how camless engines make 300bhp per litre with 20% less fuel*. Retrieved: Apr. 15 2023 <https://www.autocar.co.uk/car-news/technology/under-skin-how-camless-engines-make-300bhp-litre-20-less-fuel>
- azurdrones. (2023). *THE MOST ADVANCED MULTI-APPLICATION SOLUTION*. Retrieved: May 13 2023 <https://www.azurdrones.com/fr/solution/skeyetech-e2/>
- Bacchini, A., and Cestino, E. (2019). Electric VTOL configurations comparison. *Aerospace*, 6(3), 26. doi:10.3390/aerospace6030026
- Ballard. (2022). *Fuel Cell Power Products*. Retrieved: Nov. 05 2022 <https://www.ballard.com/fuel-cell-solutions/fuel-cell-power-products>
- Bartini. (2023). *THE FUTURE OF AIR TRAVEL*. Retrieved: Apr. 15 2023 <https://bartini.aero/#product>
- Baykartech. (2023). *Cezeri Flying Car*. Retrieved: Apr. 15 2023 <https://www.baykartech.com/en/cezeri-flying-car/>
- Bellflight. (2023). *BELL NEXUS*. Retrieved: Apr. 15 2023 <https://www.bellflight.com/products/bell-nexus>
- Benbrook, J. A., and Hagen, C. (2019). Hybrid Powertrain Improvements for Increased Flight Duration in Multirotor Unmanned Aerial Systems. Paper presented at the AIAA Propulsion and Energy 2019 Forum.
- Beta. (2023). *The ALIA Platform*. Retrieved: Apr. 15 2023 <https://www.beta.team/aircraft/>
- boat-fuel-economy. (2023). *Mercury verado 600 hp*. Retrieved: Apr. 15 2023 <https://www.boat-fuel-economy.com/mercury-outboard-fuel-consumption-liters>
- Boeingfutureofflight. (2023). *Passenger Air Vehicle (PAV)*. Retrieved: Apr. 15 2023 <https://www.boeingfutureofflight.com/pav>
- Bongermينو, E., Mastrococco, F., Tomaselli, M., Monopoli, V., and Naso, D. (2017). Model and energy management system for a parallel hybrid electric unmanned aerial vehicle. Paper presented at the 2017 IEEE 26th International Symposium on Industrial Electronics (ISIE).
- Bouabdallah, S., Murrieri, P., and Siegwart, R. (2005). Towards Autonomous Indoor Micro VTOL. *Autonomous Robots*, 18(2), 171-183. doi:10.1007/s10514-005-0724-z
- Bouabdallah, S., Noth, A., and Siegwart, R. (2004, Sept.). PID vs LQ control techniques applied to an indoor micro quadrotor. Paper presented at the 2004 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems (IROS)(IEEE Cat. No. 04CH37566), Sendai, Japan.
- Boukoberine, M., Zhou, Z., and Benbouzid, M. (2019). A critical review on unmanned aerial vehicles power supply and energy management: Solutions, strategies, and prospects. *Applied Energy*, 255, 113823. doi:10.1016/j.apenergy.2019.113823
- Boukoberine, M. N., Zhou, Z., and Benbouzid, M. (2019). A critical review on unmanned aerial vehicles power supply and energy management: Solutions, strategies, and prospects. *Applied Energy*, 255, 113823. doi:10.1016/j.apenergy.2019.113823
- Brown, S. P., and Hagen, C. L. (2017, Oct. 15-18). Optimized Engine Performance for a 1 KW UAV Hybrid Powertrain. Paper presented at the Internal Combustion Engine Division Fall Technical Conference, Washington, USA.
- Bruhless motor Q150-4M-V2 Kv 125. Retrieved: Apr. 16 2023 https://www.hacker-motor-shop.com/bruhless-motor-Q150-4M-V2-Kv-125.htm?shop=hacker_e&SessionId=&a=article&ProdNr=10107983&p=8741

- Cabanas, M. F., Duque, S. B., González, J. D., González, F. P., and Fernández, M. G. (2021). Preliminary Results of a Hybrid Thermoelectric Propulsion System for a Multirotor UAS with Active Rectifying, Electronic Throttle Control and Supercapacitors. *Applied Sciences*, 11(17), 7899. doi:10.3390/app11177899
- Cai, G., Dias, J., and Seneviratne, L. (2014). A survey of small-scale unmanned aerial vehicles: Recent advances and future development trends. *Unmanned Systems*, 2(02), 175-199. doi:10.1142/S2301385014300017
- Calnetix. (2023a). *HIGH-SPEED ELECTRIC MOTOR GENERATORS*. Retrieved: Apr. 16 2023 <https://www.calnetix.com/high-speed-electric-motor-generators>
- Calnetix. (2023b). *HIGH-SPEED ELECTRIC MOTOR GENERATORS for High Efficiency and Power Density*. Retrieved: Apr. 13 2023 <https://www.calnetix.com/high-speed-electric-motor-generators>
- Calnetix. (2023c). *High Frequency Inverter for Future Ground Combat Vehicles Utilizing Silicon Carbide (SiC) MOSFET Technology*. Retrieved: Apr. 13 2023 <https://www.calnetix.com/case-studies/high-frequency-inverter-future-ground-combat-vehicles>
- Cao, W., Mecrow, B. C., Atkinson, G. J., Bennett, J. W., and Atkinson, D. (2011). Overview of electric motor technologies used for more electric aircraft (MEA). *IEEE transactions on industrial electronics*, 59(9), 3523-3531. doi:10.1109/TIE.2011.2165453
- Cárdenas, R., and César, A. (2018). *Performance study of the flight control and path planning for a UAV type Quadrotor*. (Master), Universidad Nacional de Colombia,
- César, R. (2018). *Performance study of the flight control and path planning for a UAV type Quadrotor*. (Ph.D.), Institutional Repository of Universidad Nacional,
- Chamola, V., Kotes, P., Agarwal, A., Gupta, N., and Guizani, M. (2021). A Comprehensive Review of Unmanned Aerial Vehicle Attacks and Neutralization Techniques. *Ad Hoc Networks*, 111(), 102324. doi:10.1016/j.adhoc.2020.102324
- Chemodanov, V., Gavrilin, K., Klimov, I., and Kotelnikova, A. (2021). Concept for composition of hybrid flying multi-rotor platforms with distributed load and its experimental justification. Paper presented at the Journal of Physics: Conference Series.
- Chen, A., and Dai, X. (2010). Internal combustion engine vibration analysis with short-term Fourier-transform. Paper presented at the 2010 3rd International Congress on Image and Signal Processing, Yantai, China.
- Cheng, F., Hua, W., and Pin, C. (2017). Rotorcraft flight endurance estimation based on a new battery discharge model. *Chinese Journal of Aeronautics*, 30(4), 1561-1569.
- cleantechnica. (2022). *Koenigsegg Quark, Terrier Bring Big Power In Small Package To Electric Cars*. Retrieved: Apr. 13 2023 <https://cleantechnica.com/2022/02/02/koenigsegg-quark-terrier-bring-big-power-in-small-package-to-electric-cars/>
- CoMotion. (2015). *WiBotic*. Retrieved: May 13 2023 <https://comotion.uw.edu/startups/wibotic/>
- Continental. (2023). *Continental CD-300 Jet-A Engine*. Retrieved: Apr. 15 2023 <https://www.continental.aero/diesel/engines/cd300.aspx>
- Cosworth. (2023). *Cosworth*. Retrieved: May 31 2023 <https://www.cosworth.com/>
- Cravey, R. L., Vedeler, E., Goins, L., Young, W. R., and Lawrence, R. W. (2006). *Structurally integrated antenna concepts for HALE UAVs*. Langley Research Center, Hampton, Virginia NASA.

- Dae, K. (2020). *KAL readies hybrid-powered UAVs for South Korean military*. Retrieved: June 15 2022 <https://www.janes.com/defence-news/news-detail/kal-readies-hybrid-powered-uavs-for-south-korean-military>
- Diamondaircraft. (2023). *E4 Series Jet Fuel Piston Engines*. Retrieved: Apr. 15 2023 <https://www.diamondaircraft.com/en/austro-engine/e4-series/overview/>
- Djokic, D., and Barbaric, P. (2012). Flight Control System Development Using Simulation- An Integrated Approach. *Tehnicki Vjesnik*, 19(2), 287-294.
- Donateo, T., Ficarella, A., and Spedicato, L. (2018). A method to analyze and optimize hybrid electric architectures applied to unmanned aerial vehicles. *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, 90(5), 828–842. doi:10.1108/AEAT-11-2016-0202
- Donateo, T., Ficarella, A., Spedicato, L., Arista, A., and Ferraro, M. J. A. e. (2017). A new approach to calculating endurance in electric flight and comparing fuel cells and batteries. 187, 807-819.
- dragonflypictures. (2023). *UMAR – UNMANNED MULTIROTOR AERIAL RELAY*. Retrieved: May 13 2023 <https://www.dragonflypictures.com/products/umar-tethered-uas/>
- dronefromchina. (2022). *23KW hybrid drone power system*. Retrieved: 22 May 2022 <http://www.dronefromchina.com/product/23KW-hybrid-drone-power-system.html>
- Droneii. (2022). *Global Drone Market Report 2021-2026*. Retrieved: June 15 2022 <https://droneii.com/product/drone-market-report>
- dronevolution. (2023). *Tethered Drones*. Retrieved: May 13 2023 <https://www.dronevolution.co.uk/>
- Drozdal, M., Chartrand, G., Vorontsov, E., Shakeri, M., Di Jorio, L., Tang, A. et al., . (2018). Learning normalized inputs for iterative estimation in medical image segmentation. *Medical Image Analysis*, 44, 1-13. doi:10.1016/j.media.2017.11.005
- Dukowitz, Z. (2021). *Top Hydrogen Fuel Drones: The Best Hydrogen Drones on the Market + Applications They Benefit*. Retrieved: 10 June 2023 <https://uavcoach.com/hydrogen-fuel-drones/>
- eCalc. (2023). *reliable electric drive simulations*. Retrieved: 11 June 2023 <https://www.ecalc.ch/>
- Ehang. (2016). *EHang Launches First-Ever Autonomous Aerial Vehicle “EHang 184” at CES*. Retrieved: Apr. 15 2023 <https://www.ehang.com/article/p/12.html>
- Ehang. (2022). *EHang Announces Progress in EH216-S Type Certification Process as It Enters into More In-Depth Review Phase*. Retrieved: Apr. 15 2023 <https://www.ehang.com/article/p/1.html>
- electrive. (2022). *Archer will manufacture eVTOL ‘Midnight’ in Georgia*. Retrieved: Apr. 13 2023 <https://www.electrive.com/2022/11/17/archer-will-make-evtol-midnight-in-georgia/>
- Ellis, G. (2012). *Control system design guide: using your computer to understand and diagnose feedback controllers*: Butterworth-Heinemann.
- Emrax. (2023a). *EMRAX 208*. Retrieved: Apr. 16 2023 <https://emrax.com/e-motors/emrax-208/>
- Emrax. (2023b). *EMRAX 268*. Retrieved: Apr. 16 2023 <https://emrax.com/e-motors/emrax-268/>
- Emrax. (2023c). *EMRAX 348*. Retrieved: Apr. 16 2023 <https://emrax.com/e-motors/emrax-348/>

- ePropelled. (2023a). *Propulsion Motors*. Retrieved: 16 Apr. 2023 <https://epropelled.com/propulsion-motor/>
- ePropelled. (2023b). *Starter Generators*. Retrieved: 16 Apr. 2023 <https://epropelled.com/starter-generators/>
- equipmake. (2023). *AMPERE-220*. Retrieved: May 27 2023 <https://equipmake.co.uk/products/ampere-220/>
- EVA X01. Retrieved: Apr. 15 2023 <https://transportup.com/eva-x01/>
- EVTOL. *Moog SureFly*. Retrieved: Sept. 27 2022 <https://evtol.news/workhorse/>
- EVTOL. (2018). *Pop.Up Next*. Retrieved: Apr. 13 2023 <https://evtol.news/pop-up-next/>
- EVTOL. (2020). *EHang joins Ambular project to develop an eVTOL air ambulance*. Retrieved: Apr. 15 2023 <https://verticalmag.com/news/ehang-icao-ambular-evtol-air-ambulance/>
- EVTOL. (2023a). *Archer Maker (technology demonstrator)*. Retrieved: Apr. 15 2023 <https://evtol.news/archer-maker>
- EVTOL. (2023b). *A Taxonomy of VTOL Aircraft Configuration Types — Part 3: Reinventing the Wheel*. Retrieved: May 03 2023 <https://evtol.news/news/a-taxonomy-of-vtol-aircraft-configuration-types-part-3-reinventing-the-wheel>
- EVTOL. (2023c). *Vimana AAV*. Retrieved: Apr. 15 2023 <https://evtol.news/vimana/>
- FAA. (2022). *Urban Air Mobility and Advanced Air Mobility*. Retrieved: May 03 2023 https://www.faa.gov/uas/advanced_operations/urban_air_mobility
- Finger, D. (2016). Comparative performance and benefit assessment of VTOL and CTOL UAVs. Paper presented at the Deutscher Luft-und Raumfahrtkongress, Braunschweig, Germany
- Finger, D. F., Braun, C., and Bil, C. (2019). Impact of electric propulsion technology and mission requirements on the performance of VTOL UAVs. *Aeronautical Journal*, 10, 827-843.
- Flight Evaluation*. (2022). Retrieved: 07-05-2022 www.flyeval.com
- Fotouhi, A., Qiang, H., Ding, M., Hassan, M., Giordano, L. G., Garcia-Rodriguez, A. et al., . (2019). Survey on UAV cellular communications: Practical aspects, standardization advancements, regulation, and security challenges. *IEEE Communications Surveys Tutorials*, 21(4), 3417-3442. doi:10.1109/COMST.2019.2906228
- Foxtech. (2020). *THEA HEX Hybrid Industrial Drone*. Retrieved: June 13 2022 https://www.foxtechfpv.com/thea-hex-hybrid-industrial-drone.html#yt_tab_products1
- Foxtech. (2022a). *Foxtech NOVA-2400 Generator for Hybrid Drone*. Retrieved: May 28 2022 <https://www.foxtechfpv.com/foxtech-nova-2400-generator.html>
- Foxtech. (2022b). *Foxtech Thor 210 Hybrid hexacopter*. Retrieved: June 13 2022 <https://www.foxtechfpv.com/foxtech-thor-210-hybrid-hexacopter.html>
- Foxtech. (2022c). *GAIA 160 Elite Pro 2400W Hybrid Drone*. Retrieved: 22 May 2022 <https://www.foxtechfpv.com/gaia-160-elite-pro-2400w-hybrid-drone.html>
- Fredericks, W. J., Moore, M. D., and Busan, R. C. (2013, Aug.). Benefits of hybrid-electric propulsion to achieve 4x increase in cruise efficiency for a VTOL aircraft. Paper presented at the AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations (ATIO) Conference, Los Angeles.

- Freerchobby. (2023a). *Big Thrust / Torque 238100 50 kw Brushless Motor for Paratrike*. Retrieved: Apr. 16 2023 <https://www.freerchobby.cc/collections/brushless-motor/products/big-thrust-torque-238100-50-kw-brushless-motor-for-paratrike>
- Freerchobby. (2023b). *Lightweight MP238/50 35kw Brushless Motor for Paratrike VTOL Paramotor ect.* Retrieved: Apr. 16 2023 <https://www.freerchobby.cc/products/lightweight-mp238-50-35kw-brushless-motor-for-paratrike>
- Freerchobby. (2023c). *MP20280 45kw 95kg Thrust Brushless Motor for Home -Build Flying Car*. Retrieved: Apr. 16 2023 <https://www.freerchobby.cc/products/mp20280-45kw-95kg-thrust-brushless-motor-for-home-build-flying-car>
- futureflight. (2019). *AEROMOBIL*. Retrieved: Apr. 15 2023 <https://www.futureflight.aero/aircraft-program/aeromobil>
- futureflight. (2022). *ARCHER DETAILS MOTOR AND BATTERY DESIGN FOR THE MIDNIGHT EVTOL AIR TAXI*. Retrieved: Apr. 13 2023 <https://www.futureflight.aero/news-article/2022-11-19/archer-details-motor-and-battery-design-midnight-evtol-air-taxi>
- Gans, N., Dixon, W., Lind, R., and Kurdila, A. J. M. (2009). A hardware in the loop simulation platform for vision-based control of unmanned air vehicles. *19*(7), 1043-1056.
- Garrett-Glaser, B. (2020). *South Korea Plans to Launch Air Taxi Service by 2025. Will Hyundai Be Ready?* Retrieved: June 15 2022 <https://www.aviationtoday.com/2020/06/08/south-korea-plans-launch-air-taxi-service-2025-will-hyundai-ready/>
- Garrow, L. A., German, B. J., and Leonard, C. E. (2021). Urban air mobility: A comprehensive review and comparative analysis with autonomous and electric ground transportation for informing future research. *Transportation Research Part C: Emerging Technologies*, 132, 103377. doi:doi.org/10.1016/j.trc.2021.103377
- Gizmodo. (2020). *A Detailed Look At The Koenigsegg Gemera's Mind-Blowing Engineering*. Retrieved: Apr. 29 2023 <https://www.gizmodo.com.au/2020/03/a-detailed-look-at-the-koenigsegg-gemeras-mind-blowing-engineering/>
- Glasscock, R. R. (2012). *Design, modelling and measurement of hybrid powerplant for unmanned aerial vehicles (UAVs)*. (M.S. thesis), Queensland Univ., Queensland, Australia,
- Goh, C. S., Kuan, J. R., Yeo, J. H., Teo, B. S., and Danner, A. (2019). A fully solar-powered quadcopter able to achieve controlled flight out of the ground effect. *Progress in Photovoltaics: Research and Applications*, 27(10), 869-878. doi:10.1002/pip.3169
- Gong, A., MacNeill, R., Verstraete, D., and Palmer, J. L. (2018). Analysis of a Fuel-Cell/Battery/Supercapacitor Hybrid Propulsion System for a UAV using a Hardware-in-the-Loop Flight Simulator. Paper presented at the 2018 AIAA/IEEE Electric Aircraft Technologies Symposium (EATS), Cincinnati, OH, USA.
- Gong, A., and Verstraete, D. (2017). Design and bench test of a fuel-cell/battery hybrid UAV propulsion system using metal hydride hydrogen storage. Paper presented at the 53rd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, Atlanta, GA.
- González-Espasandín, Ó., Leo, T. J., and Navarro-Arévalo, E. (2014). Fuel cells: a real option for unmanned aerial vehicles propulsion. *The Scientific World Journal*, 2014, 12. doi:10.1155/2014/497642
- greencarcongress. (2022). *Koenigsegg introduces Quark Raxial Flux motor, David inverter and Terrier torque-vectoring e-drive unit*. Retrieved: Apr. 13 2023 <https://www.greencarcongress.com/2022/02/20220203-quark.html>

- Greenwood, W. W., Lynch, J. P., and Zekkos, D. (2019). Applications of UAVs in civil infrastructure. *Journal of Infrastructure Systems*, 25(2), 04019002. doi:10.1061/(ASCE)IS.1943-555X.0000464
- Gudmundsson, S. (2013). *General aviation aircraft design: Applied Methods and Procedures*: Butterworth-Heinemann.
- Gundlach, J. (2012). *Designing unmanned aircraft systems: a comprehensive approach*: American Institute of Aeronautics and Astronautics.
- h3x. (2023a). *33kW in a 4kg Package*. Retrieved: May. 02 2023 <https://www.h3x.tech/#hpdm-30>
- h3x. (2023b). *INTEGRATED MOTOR DRIVES FOR ELECTRIC AIRCRAFT*. Retrieved: Apr. 13 2023 <https://www.h3x.tech/>
- Hageman, M. D., and McLaughlin, T. E. (2018, Jan.). Considerations for pairing the ic engine and electric motor in a hybrid power system for small uavs. Paper presented at the 2018 AIAA Aerospace Sciences Meeting, Florida.
- Hanselman, D. C. (2003). *Brushless permanent magnet motor design*: The Writers' Collective.
- Harmon, F. G. (2005). Neural network control of a parallel hybrid-electric propulsion system for a small unmanned aerial vehicle.
- harrisaerial. (2022). *CARRIER H6 HYBRID*. Retrieved: June 13 2022 <https://www.harrisaerial.com/carrier-h6-hybrid-drone/>
- Harvey, J. R., Jarvis, R. A., Verstraete, D., Bagg, R. L., Honnery, D., and Palmer, J. L. (2012). Development of a hybrid-electric power-system model for a small surveillance aircraft. Paper presented at the 28th International Congress of the Aeronautical Sciences.
- Hassanalian, M., and Abdelkefi, A. (2017). Classifications, applications, and design challenges of drones: A review. *Progress in Aerospace Sciences*, 91, 99-131. doi:10.1016/j.paerosci.2017.04.003
- Hassanalian, M., Rice, D., and Abdelkefi, A. (2018). Evolution of space drones for planetary exploration: A review. *Progress in Aerospace Sciences*, 97, 61-105. doi:10.1016/j.paerosci.2018.01.003
- Helis. *Lycoming LTS101*. Retrieved: Apr. 15 2023 <https://www.helis.com/database/news/lts101-engine-its-acquisition/>
- helix. *MCU1200-1050*. Retrieved: May 26 2023 <https://ehelix.com/products/mcu1200-1050-inverter/>
- Helix. (2023). *SPM177-165*. Retrieved: May 26 2023 <https://ehelix.com/products/spm177-electric-motor/>
- hillhelicopters. (2023). *HILL GT50*. Retrieved: Apr. 15 2023 <https://www.hillhelicopters.com/gt50-engine>
- hirthengines. (2022a). *F23 LIGHTWEIGHT- 23 Series*. Retrieved: June 01 2022 <https://hirthengines.com/2-stroke-engines/23-series/>
- Hirthengines. (2022b). *F33 AS-33 Series*. Retrieved: June 01 2022 <https://hirthengines.com/2-stroke-engines/33-series/>
- Honeywell. (2022). *Engines*. Retrieved: 11 Oct. 2022 <https://aerospace.honeywell.com/us/en/products-and-services/product/hardware-and-systems/engines>
- honeywell. (2023a). *250kW Generator*. Retrieved: Apr. 16 2023 <https://aerospace.honeywell.com/us/en/products-and-services/product/hardware-and-systems/electric-power/250kw-generator>

- honeywell. (2023b). *HTS900 Turboshift Engine*. Retrieved: Apr. 15 2023 <https://aerospace.honeywell.com/us/en/products-and-services/product/hardware-and-systems/engines/hts900-turboshift-engine>
- IEEE. (2021). *Electric Flying Cars May Be Possible With New Batteries*. Retrieved: Apr. 13 2023 <https://spectrum.ieee.org/evtol-battery>
- Insight, D. I. (2020). *About Drone Applications*. Retrieved: 01.01. 2020 <https://www.droneii.com/drone-applications>
- Ireland, M. L. (2014). *Investigations in multi-resolution modelling of the quadrotor micro air vehicle*. (PhD), University of Glasgow, Scotland, UK.
- issaerospace. (2023). *SENSUS 6 Unmanned Aerial Vehicle*. Retrieved: May 13 2023 <https://www.issaerospace.com/sensus-6-hydrogen-uav/>
- italdesign. (2017). *Pop.Up Next*. Retrieved: Apr. 15 2023 <https://www.italdesign.it/project/pop-up-next/>
- Ivan, G., and René, N. (2016). Model-Based Development and Evaluation of Control for Complex Multi-Domain Systems: Attitude Control for a Quadrotor UAV. *Technical Report Electronics and Computer Engineering*, 4(23).
- Jaeger, M., and Adair, D. (2017). Conceptual design of a high-endurance hybrid electric unmanned aerial vehicle. *Materials Today: Proceedings*, 4(3), 4458-4468.
- Jatsun, S., Emelyanova, O., and Leon, A. M. (2020). Design of an experimental test bench for a UAV type convertiplane. Paper presented at the IOP Conference Series: Materials Science and Engineering, Canada.
- Jobyaviation. (2023). *Electric Aerial Ridesharing*. Retrieved: Apr. 15 2023 <https://www.jobyaviation.com/>
- Johnson, W., and Silva, C. (2022). NASA concept vehicles and the engineering of advanced air mobility aircraft. *The Aeronautical Journal*, 126(1295), 59-91. doi:10.1017/aer.2021.92
- Johnson, W., Yeo, H., and Acree Jr, C. (2007). *Performance of Advanced Heavy-Lift, High-Speed Rotorcraft Configurations*. Retrieved from
- Kanellakis, C., and Nikolakopoulos, G. (2017). Survey on computer vision for UAVs: Current developments and trends. *Journal of Intelligent & Robotic Systems*, 87, 141-168. doi: 10.1007/s10846-017-0483-z
- Kang, Y., and Yuan, M. (2009). Software design for mini-type ground control station of UAV. Paper presented at the 2009 9th International Conference on Electronic Measurement & Instruments, Beijing, China.
- Kasliwal, A., Furbush, N. J., Gawron, J. H., McBride, J. R., Wallington, T. J., De Kleine, R. D. et al., . (2019). Role of flying cars in sustainable mobility. *Nature communications*, 10(1), 1555. doi:10.1038/s41467-019-09426-0
- Khamseh, H., Janabi-Sharifi, F., and Abdessameud, A. (2018). Aerial manipulation—A literature survey. *Robotics Autonomous Systems*, 107, 221-235. doi:10.1016/j.robot.2018.06.012
- Khamseh, H. B., Janabi-Sharifi, F., and Abdessameud, A. (2018). Aerial manipulation—A literature survey. *Robotics and Autonomous Systems*, 107, 221-235. doi:10.1016/j.robot.2018.06.012
- Kingry, N., Towers, L., Liu, Y.-C., Zu, Y., Wang, Y., Staheli, B. et al., . (2018). Design, Modeling and Control of a Solar-Powered Quadcopter. Paper presented at the 2018 IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA), Brisbane, QLD, Australia.

- KOENIGSEGG. (2023a). *E-MOTORS*. Retrieved: Apr. 16 2023 <https://www.koenigsegg.com/quark-emotor>
- KOENIGSEGG. (2023b). *E-MOTORS*. Retrieved: Apr. 13 2023 <http://koenigseggci-prod.northeurope.azurecontainer.io/quark-emotor>
- KOENIGSEGG. (2023c). *KOENIGSEGG GEMERA*. Retrieved: 13 Apr. 2023 <https://www.koenigseggchicago.com/koenigsegg-gemera.htm>
- Kreimeier, M., and Stumpf, E. (2017). Benefit evaluation of hybrid electric propulsion concepts for CS-23 aircraft. *Aeronautical Journal*, 8, 691-704. doi:10.1007/s13272-017-0269-9
- Krznar, M., Pavković, D., Cipek, M., and Benić, J. (2021). Modeling, Controller Design and Simulation Groundwork on Multirotor Unmanned Aerial Vehicle Hybrid Power Unit. *Energies*, 14(21), 7125. doi:10.3390/en14217125
- Krznar, M., Piljek, P., Kotarski, D., and Pavković, D. (2021). Modeling, control system design and preliminary experimental verification of a hybrid power unit suitable for multirotor UAVs. *Energies*, 14(9), 2669. doi:10.3390/en14092669
- Kunze, J., Paschos, O., and Stimming, U. (2012). Fuel cell comparison to alternate technologies. In *Fuel Cells: Selected Entries from the Encyclopedia of Sustainability Science and Technology* (pp. 77-95): Springer.
- Lanz, A., Heffel, J., and Messer, C. (2001). *Hydrogen Fuel Cell Engines and Related Technologies*. Retrieved from United States <https://rosap.ntl.bts.gov/view/dot/14966>
- launchpointeps. (2022). *Highly Efficient and Power-Dense*. Retrieved: May 22 2022 <https://launchpointeps.com/gensets>
- Lee, D., Zhou, J., and Lin, W. T. (2015, June). Autonomous battery swapping system for quadcopter. Paper presented at the 2015 international conference on unmanned aircraft systems (ICUAS), Denver, CO, USA.
- Leishman, G. J. (2006). *Principles of helicopter aerodynamics with CD extra*: Cambridge university press.
- LEM. (2023). *PRODUCTS*. Retrieved: May 27 2023 <https://www.lem.com/en/product-list>
- Leopard. (2023). *Leopard Power 3300mAh 25C 6S 22.2V LiPo battery*. Retrieved: May 07 2023 <https://www.leopard-power.com/index.php?c=show&id=51>
- Liftaircraft. (2023). *THE WORLD'S FIRST PRODUCTION EVTOL*. Retrieved: Apr. 15 2023 <https://www.liftaircraft.com/>
- Lilium. (2023). *Introducing the first electric vertical take-off and landing jet*. Retrieved: Apr. 15 2023 <https://lilium.com/jet>
- Lin, C. E., Jhuang, K.-T., and Supsukbaworn, T. (2016). Engine controller system of hybrid powered multi-rotor system. Paper presented at the 2016 International Automatic Control Conference (CACS), Taiwan.
- Lin, C. E., Supsukbaworn, T., Huang, Y.-C., Jhuang, K.-T., Li, C.-H., Lin, C.-Y. et al., . (2015). Engine controller for hybrid powered dual quad-rotor system. Paper presented at the IECON 2015-41st Annual Conference of the IEEE Industrial Electronics Society, Yokohama.
- Liu, Z.-n., Wang, Z.-h., Leo, D., Liu, X.-Q., and Zhao, H.-w. (2017). QUADO: An autonomous recharge system for quadcopter. Paper presented at the 2017 IEEE International Conference on Cybernetics and Intelligent Systems (CIS) and IEEE Conference on Robotics, Automation and Mechatronics (RAM), Ningbo, China.

- López, D., Suárez, C., Laura, J., and Escobar, A. (2019). Numerical and Experimental Estimation of the Efficiency of a Quadcopter Rotor Operating at Hover. *Energies*, 12(2), 261. doi:10.3390/en12020261
- Lu, B., Yu, Q., Fu, X., Shi, Y., and Cai, M. (2016). Parameter matching of hybrid coaxial rotors and multi-rotor UAV's power system. Paper presented at the 2016 IEEE International Conference on Aircraft Utility Systems (AUS), China.
- Lu, M., Bagheri, M., James, A. P., and Phung, T. (2018). Wireless charging techniques for UAVs: A review, reconceptualization, and extension. *IEEE Access*, 6, 29865-29884. doi:10.1109/ACCESS.2018.2841376
- Lu, P., and Geng, Q. (2011). Real-time simulation system for UAV based on Matlab/Simulink. Paper presented at the 2011 IEEE 2nd international conference on computing, control and industrial engineering, Wuhan, China.
- Lu, W., Zhang, D., Zhang, J., Li, T., and Hu, T. (2017). Design and implementation of a gasoline-electric hybrid propulsion system for a micro triple tilt-rotor VTOL UAV. Paper presented at the 2017 6th Data Driven Control and Learning Systems (DDCLS), China.
- Luo, J., Du, B., and Song, W. (2016). PRELIMINARY DESIGN OF VTOL PERSONAL FLYING MACHINE-DEREAMWINGS. https://www.researchgate.net/publication/306058970_PRELIMINARY_DESIGN_OF_VTOL_PERSONAL_FLYING_MACHINE_-_DEREAMWINGS
- Lxrcmodel. (2022). *DLE128HD Drone Engine 7.4kw Water-Cooled Hybrid Electricity Generator*. Retrieved: June 13 2022 <http://www.lxrcmodel.com/details.asp?prodid=3783>
- Magnix. (2023). *Industry-Leading Electric Propulsion Systems*. Retrieved: Apr. 13 2023 <https://www.magnix.aero/services>
- Magnomatics. (2023). *Air Taxi Propulsion*. Retrieved: Apr. 16 2023 <https://www.magnomatics.com/air-taxi-propulsion>
- Mahle. (2023). *Mahle*. Retrieved: May 31 2023 <https://www.mahle.com/>
- Maisel, M. D. (2000). *The history of the XV-15 tilt rotor research aircraft: from concept to flight*. Washington, US: National Aeronautics and Space Administration, Office of Policy and Plans, NASA History Division.
- McKinney, K., Feight, J. A., Gaeta, R. J., and Jacob, J. D. (2018). Practical implications of implementing a hybrid-electric power system on multi-rotor sUAS. Paper presented at the 2018 Aviation Technology, Integration, and Operations Conference, Georgia. <https://arc.aiaa.org/doi/abs/10.2514/6.2018-4247>
- MEANWELL. (2023). *High Efficiency DC to DC Converters*. Retrieved: June 03 2023 <https://www.meanwellaustralia.com.au/news/high-efficiency-dc-dc-converters>
- Moody, K. J., Replogle, C., and Rouser, K. P. (2019, Aug.). Design, characterization, and integration of a turboelectric power system for small unmanned multirotor aircraft. Paper presented at the AIAA Propulsion and Energy 2019 Forum.
- motortrend. (2018). *Four Tech Finds from the 2018 Los Angeles Auto Show*. Retrieved: Apr. 13 2023 <https://www.motortrend.com/features/four-tech-finds-2018-los-angeles-auto-show/>
- Mudumba, S. V., Chao, H., Maheshwari, A., DeLaurentis, D. A., and Crossley, W. A. (2021). Modeling CO2 emissions from trips using urban air mobility and emerging automobile technologies. *Transportation Research Record*, 2675(9), 1224-1237. doi:10.1177/03611981211006439

- NASA. (2020). *One Word Change Expands NASA's Vision for Future Airspace Mobility*. Retrieved: May 03 2023 <https://www.nasa.gov/aeroresearch/one-word-change-expands-nasas-vision-for-future-airspace>
- Nathen, P., Strohmayer, A., Miller, R., Grimshaw, S., and Taylor, J. (2021). *Architectural performance assessment of an electric vertical take-off and landing (e-VTOL) aircraft based on a ducted vectored thrust concept*. Retrieved from Lilium GmbH, Claude-Dornier StraeSse, Weßling, Germany, Tech. Rep: https://lilium.com/files/redaktion/refresh_feb2021/investors/Lilium_7-Seater_Paper.pdf
- National Academies of Sciences, E., Medicine. (2016). *Commercial aircraft propulsion and energy systems research: reducing global carbon emissions*: National Academies Press.
- Nguyen, T., Xuan-Mung, N., and Hong, S.-K. (2019). Quadcopter Adaptive Trajectory Tracking Control: A New Approach via Backstepping Technique. *Applied Sciences*, 9(18), 3873. doi:10.3390/app9183873
- Norouzi, S., Aghli, Y., Alimohammadi, M., and Akbari, A. (2016). QUADROTORS UNMANNED AERIAL VEHICLES: A REVIEW. *International Journal on Smart Sensing & Intelligent Systems*, 9(1), 309-333. doi:10.21307/ijssis-2017-872
- Page, M. J., McKenzie, J. E., Bossuyt, P. M., Boutron, I., Hoffmann, T. C., Mulrow, C. D. et al., . (2021). The PRISMA 2020 statement: an updated guideline for reporting systematic reviews. *International Journal of Surgery*, 88, 105906. doi:10.1016/j.ijssu.2021.105906
- Pal-V. (2023). *EXPLORE THE PAL-V*. Retrieved: Apr. 15 2023 <https://www.pal-v.com/en/explore-pal-v>
- Pan, Z., An, L., and Wen, C. (2019). Recent advances in fuel cells based propulsion systems for unmanned aerial vehicles. *Applied Energy*, 240, 473-485. doi:10.1016/j.apenergy.2019.02.079
- PBS. (2023). *Turboprop Engine PBS TP100*. Retrieved: Apr. 15 2023 <https://www.pbs.cz/en/Aerospace/Aircraft-Engines/Turboprop-Engine-PBS-TP100>
- Pegasus Aero. (2022). *Range Extender, Gas-Electric, 70cc (GE70)*. Retrieved: Aug. 14 2022 <https://www.pegasusaero.ca/ge70>
- Pereirinha, P. G., and Trovão, J. P. (2012). Multiple energy sources hybridization: the future of electric vehicles. In *New Generation of Electric Vehicle* (pp. 237-263).
- Pipistrel. (2023). *E-811: The first type-certified electric engine for use on General Aviation aircraft*. Retrieved: Apr. 16 2023 <https://www.pipistrel-aircraft.com/products/other-products/e-811/>
- Plettenberg. (2023). *ORBIT 15*. Retrieved: Apr. 16 2023 <https://plettenbergmotors.com/product/orbit-15-en/>
- Pounds, P., and Mahony, R. (2009). Design principles of large quadrotors for practical applications. Paper presented at the 2009 IEEE International Conference on Robotics and Automation, Kobe, Japan.
- Poyi, T. (2014). *A novel approach to the control of quad-rotor helicopters using fuzzy-neural networks*. (PhD), University of Derby, Retrieved from <http://hdl.handle.net/10545/337911>
- PR-DC. (2023). *FLYING CAR*. Retrieved: Apr. 15 2023 <https://pr-dc.com/flying-car>
- Prakosa, J. A., Samokhvalov, D. V., Ponce, G. R., and Al-Mahturi, F. S. (2019). Speed control of brushless DC motor for quad copter drone ground test. Paper presented at the 2019

- IEEE Conference of Russian Young Researchers in Electrical and Electronic Engineering (EIConRus), Saint Petersburg and Moscow, Russia.
- Prasetya, A. S., Wai, R.-J., Wen, Y.-L., and Wang, Y.-K. (2019). Mission-Based Energy Consumption Prediction of Multirotor UAV. *IEEE Access*, 7, 33055-33063. doi:March 26
- Prouty, R. W. (1995). *Helicopter performance, stability, and control*.
- Quan Quan, Xun-Hua Dai, and Wang, S. (2020). *Multirotor Design and Control Practice*. Singapore: Springer Singapore.
- Quaternium. (2020). *THE LEADER OF HYBRID MULTIROTORS*. Retrieved: May 22 2022 <https://www.quaternium.com/uav/hybrix-drone>
- Ranasinghe, N. D., and Gunawardana, W. A. D. L. (2021). Development of Gasoline-Electric Hybrid Propulsion Surveillance and Reconnaissance VTOL UAV. Paper presented at the 2021 IEEE International Conference on Robotics, Automation and Artificial Intelligence (RAAI), Hong Kong.
- Rashid, M. H. (2017). *Power electronics handbook*: Butterworth-heinemann.
- Raymer, D. (2012). *Aircraft design: a conceptual approach*: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc.
- RCVengines. (2022). *DF140LC 4 Cyl Engine*. Retrieved: June 01 2022 <https://rcvengines.com/rcv-df140lc/>
- red-aircraft. (2023). *RED A03 Key Design Features*. Retrieved: Apr. 15 2023 <https://red-aircraft.com/red-a03-key-design-features-2/>
- Reis, L. P., Moreira, A. P., Lima, P. U., Montano, L., and Muñoz-Martinez, V. (2015). *Robot 2015: Second Iberian Robotics Conference: Advances in Robotics* (Vol. 1): Springer.
- Rendón, M. A., Sánchez R, C. D., Gallo M, J., and Anzai, A. H. J. J. o. C., Automation. (2021). Aircraft hybrid-electric propulsion: Development trends, challenges and opportunities. *Journal of Control, Automation and Electrical Systems*, 32(5), 1244-1268. doi:10.1007/s40313-021-00740-x
- Ribeiro, L. R., and Oliveira, N. M. F. (2010). UAV autopilot controllers test platform using Matlab/Simulink and X-Plane. Paper presented at the 2010 IEEE Frontiers in Education Conference (FIE), Arlington, VA, USA.
- Rivera, E. I. (2020). *ELECTRIC AIRCRAFT START TO “AMP” UP!* Retrieved from <https://www.jdsupra.com/legalnews/electric-aircraft-start-to-amp-up-part-i-10925/>
- Roadandtrack. (2023). *How Koenigsegg’s 2.0-Liter No-Camshaft Engine Makes 600 Horsepower*. Retrieved: Apr. 15 2023 <https://www.roadandtrack.com/new-cars/car-technology/a31451281/koenigsegg-gemera-engine-specs-analysis/>
- robbreport. (2023). *Kitty Hawk Cora*. Retrieved: Apr. 15 2023 <https://robbreport.com/motors/aviation/slideshow/5-air-taxis-vying-to-become-the-transportation-of-the-future/kitty-hawk-cora/>
- Rolandberger. (2020). *The high-flying Industry: Urban Air Mobility takes off*. Retrieved: Apr. 13 2023 <https://www.rolandberger.com/en/Insights/Publications/The-high-flying-industry-Urban-Air-Mobility-takes-off.html>
- Rolls-Royce. (2023). *Piston-replacing power*. Retrieved: Apr. 15 2023 <https://www.rolls-royce.com/products-and-services/civil-aerospace/helicopters/rr300.aspx#/>
- ROTAX. (2023a). *ROTAX 912 S/ULS*. Retrieved: Apr. 15 2023 <https://www.rotax.com/en/products/rotax-powertrains/details/rotax-912-s-uls.html>

- ROTAX. (2023b). *ROTAX ACE 900 TURBO*. Retrieved: Apr. 15 2023 <https://www.rotax.com/en/products/rotax-powertrains/details/rotax-900-ace-turbo.html>
- RotronPower. (2022). *Quad-Rotor Concept- Unlocking new potential in rotary engine design*. Retrieved: May 11 2023 <https://rotronpower.com/rt1200p-rotary-engine/>
- RotronPower. (2023). *RT1200-P*. Retrieved: Apr. 15 2023 <https://rotronpower.com/rt1200p-rotary-engine/>
- Saeed, A. S., Younes, A. B., Cai, C., and Cai, G. (2018). A survey of hybrid unmanned aerial vehicles. *Progress in Aerospace Sciences*, 98, 91-105. doi:10.1016/j.paerosci.2018.03.007
- Saeed, B. (2022, Sep. 28). An Assessment of Current and On-The-Horizon eVTOL Technologies for a Flying Car. Paper presented at the 9TH European Conference for Aeronautics and Space Sciences (EUCASS), France.
- Saif, E., and Eminoğlu, İ. (2023). Hybrid Power Systems in Multi-Rotor UAVs: A Scientific Research and Industrial Production Perspective. *IEEE Access*, 11, 438-458. doi: 10.1109/ACCESS.2022.3232958
- SankeyMATIC. (2022). *SankeyMATIC*. Retrieved: May 22 2022 <https://sankeymatic.com>
- Sartbaeva, A., Kuznetsov, V., Wells, S., and Edwards, P. (2008). Hydrogen nexus in a sustainable energy future. *Energy & Environmental Science*, 1(1), 79-85. doi:10.1039/b810104n
- Schoemann, J., and Hornung, M. (2012, Sept. 17 -19). Modeling of hybrid electric propulsion systems for small unmanned aerial vehicles. Paper presented at the 12th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations (ATIO) Conference and 14th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference, Indianapolis, Indiana.
- Schömann, J. (2014). *Hybrid-electric propulsion systems for small unmanned aircraft*. (Ph.D. dissertation), Technische Univ., München, Germany,
- Seddon, J. M., and Newman, S. (2011). *Basic helicopter aerodynamics*: John Wiley & Sons.
- Shakhatareh, H., Sawalmeh, A. H., Al-Fuqaha, A., Dou, Z., Almaita, E., Khalil, I. at al., . (2019). Unmanned aerial vehicles (UAVs): A survey on civil applications and key research challenges. *IEEE Access*, 7, 48572-48634. doi:10.1109/ACCESS.2019.2909530
- Shanmugasundram, R., Zakariaiah, K. M., and Yadaiah, N. (2013). Modeling, simulation and analysis of controllers for brushless direct current motor drives. *Journal of Vibration Control*, 19(8), 1250-1264. doi:10.1177/1077546312445200
- Sharaf, O. Z., and Orhan, M. F. (2014). An overview of fuel cell technology: Fundamentals and applications. *Renewable and sustainable energy reviews*, 32, 810-853. doi:10.1016/j.rser.2014.01.012
- Shi, D., Dai, X., Zhang, X., and Quan, Q. (2017). A practical performance evaluation method for electric multicopters. *IEEE/ASME Transactions on Mechatronics* 22(3), 1337-1348. doi:10.1109/TMECH.2017.2675913
- Shin, Y. T., and Teh, Y.-K. (2018). Design analysis and considerations of power efficient electronic speed controller for small-scale quadcopter unmanned aerial vehicle. Paper presented at the 2018 IEEE 8th Annual Computing and Communication Workshop and Conference (CCWC), Las Vegas, NV, USA.
- SIEMENS. (2023). *Electric Flight*. Retrieved: Apr. 16 2023 <https://press.siemens.com/global/en/feature/electric-flight>
- Silva, C., Johnson, W. R., Solis, E., Patterson, M. D., and Anteliff, K. R. (2018, June). VTOL urban air mobility concept vehicles for technology development. Paper presented at the 2018 Aviation Technology, Integration, and Operations Conference, USA.

- Simic, M., Bil, C., and Vojisavljevic, V. (2015). Investigation in wireless power transmission for UAV charging. *Procedia Computer Science*, 60, 1846-1855.
- Sisco, J. C., and Robinson, P. (2019). *Fuel Cell Powered UAS: Hydrogen Safety, Handling, And Field Experience*. USA: Ballard Unmanned Systems Inc.
- Skycharge. (2023). *The Bolognini SI drone charging pad*. Retrieved: May 13 2023 <https://www.skycharge.de/drone-charging-pad>
- Skyfront. (2019). *PERIMETER 8*. Retrieved: May 22 2022 <https://skyfront.com/perimeter-8>
- Skypower. (2022). *SP-180 HF SRE*. Retrieved: June 01 2022 <https://skypower.online/produkt/sp-180-hf-sre/>
- Spartan. (2021a). *What Is eVTOL?: Electric Vertical Take-off and Landing*. Retrieved: 08 May 2023 <https://www.spartan.edu/news/what-is-evtol/>
- Spartan. (2021b). *What Is eVTOL?: Electric Vertical Take-off and Landing*. Retrieved: Apr. 13 2023 <https://www.spartan.edu/news/what-is-evtol>
- Spong, M., Hutchinson, S., and Vidyasagar, M. (2020). *Robot Modeling and Control*. USA: John Wiley & Sons, Ltd.
- Srinivasan, V. (2008, March). Batteries for vehicular applications. Paper presented at the AIP conference proceedings, California.
- Sripad, S., and Viswanathan, V. (2021). The promise of energy-efficient battery-powered urban aircraft. *Proceedings of the National Academy of Sciences*, 118(45), e2111164118. doi:10.1073/pnas.2111164118
- Straubinger, A., Rothfeld, R., Shamiyeh, M., Büchter, K.-D., Kaiser, J., and Plötner, K. O. (2020). An overview of current research and developments in urban air mobility—Setting the scene for UAM introduction. *Journal of Air Transport Management*, 87, 101852. doi:10.1016/j.jairtraman.2020.101852
- Strele, T. (2016). *Power Management for Fuel Cell and BatteryHybrid Unmanned Aerial Vehicle Applications*: Arizona State University.
- SuaNews. (2021). *Newest Hybrid Power System from Santa Barbara's LaunchPoint Pushes the Boundaries of Drone Capabilities*. Retrieved: May 22 2022 <https://www.suasnews.com/2021/06/newest-hybrid-power-system-from-santa-barbaras-launchpoint-pushes-the-boundaries-of-drone-capabilities>
- SunnySkyUSA. (2023). *SunnySky XS High Power X3515S Brushless Motors*. Retrieved: May 07 2023 <https://sunnyskyusa.com/products/x3515s>
- Sziroczak, D., Jankovics, I., Gal, I., and Rohacs, D. (2020). Conceptual design of small aircraft with hybrid-electric propulsion systems. *Energy*, 204, 117937. doi:doi.org/10.1016/j.energy.2020.117937
- topflighttech. (2019). *Airborg H8 10K*. Retrieved: May 22 2022 <https://www.topflighttech.com/products/media-airborg-h8-10k.html>
- Toyota. (2022). *2022 Mirai*. Retrieved: Nov. 05 2022 <https://www.toyota.com/mirai/>
- TP, P. A., Pandiarajan, R., and Raju, P. (2015). Wireless Power Transmission to UAV using LASER Beaming. *International Journal of Mechanical Engineering and Research*, 5.
- Tu, Y. (2019). Design and Implementation of Energy Saving System for Electric Propulsion of Unmanned Vehicle. Paper presented at the IOP Conference Series: Earth and Environmental Science.
- uasvision. (2017). *Neva Aerospace Announces UAV Charging Networks*. Retrieved: 10 June 2023 <https://www.uasvision.com/2017/10/26/neva-aerospace-announces-uav-charging-networks/>

- Uber. (2016). *Fast Forwarding to a Future of On-Demand Urban Air Transportation* (2016). Retrieved from https://evtol.news/_media/PDFs/UberElevateWhitePaperOct2016.pdf
- Ugwueze, O., Statheros, T., Horri, N., Bromfield, M. A., and Simo, J. (2023). An Efficient and Robust Sizing Method for eVTOL Aircraft Configurations in Conceptual Design. *Aerospace*, 10(3), 311. doi:10.3390/aerospace10030311
- Ullman, D. G. (2017). *Comparing Electric Sky Taxi Visions*. Retrieved from <https://doi.org/10.13140/RG.2.2.14819.50729>.
- Ulpower. (2023). *UL520ISRR*. Retrieved: Apr. 15 2023 <https://ulpower.com/en/engines/ul520/ul520isrr>
- urban-air-taxi. (2018). *Workhorse SureFly*. Retrieved: Apr. 15 2023 <https://urban-air-taxi.com/project/workhorse-surefly/>
- urban-air-taxi. (2020). *A³ by Airbus Vahana*. Retrieved: Apr. 15 2023 <https://urban-air-taxi.com/project/a3-by-airbus-vahana/>
- Ustolin, F., and Taccani, R. (2018). Fuel cells for airborne usage: Energy storage comparison. *International Journal of Hydrogen Energy*, 43(26), 11853-11861. doi:10.1016/j.ijhydene.2018.04.017
- Valavanis, K. (2008). *Advances in unmanned aerial vehicles: state of the art and the road to autonomy* (Vol. 33): Springer Science & Business Media.
- Van Eck, N., and Waltman, L. (2010). Software survey: VOSviewer, a computer program for bibliometric mapping. *scientometrics*, 84(2), 523-538. doi:10.1007/s11192-009-0146-3
- Vanitha, N., Manivannan, L., Meenakshi, T., and Radhika, K. (2020). Stability Analysis of Quadrotor using State Space Mathematical Modeling. *Materials Today: Proceedings*, 33(), 4040-4043.
- Vieira, D. R., Silva, D., and Bravo, A. (2019). Electric VTOL aircraft: the future of urban air mobility (background, advantages and challenges). *International Journal of Sustainable Aviation*, 5(2), 101-118. doi:10.1504/IJSA.2019.101746
- Volkov, K. (2018). *Flight Physics: Models, Techniques and Technologies: BoD–Books on Demand*.
- Volocopter. (2016). *Volocopter is Flying Manned! – A Step Forward in Urban Mobility*. Retrieved: Apr. 15 2023 <https://www.volocopter.com/newsroom/volocopter-is-flying-manned-a-step-forward-in-urban-mobility/>
- Volocopter. (2022). *WE AIM TO LAUNCH UAM FIRST. A new dimension of urban mobility*. Retrieved: Apr. 15 2023 <https://www.volocopter.com/urban-air-mobility/>
- vtol. (2023). *The Vertical Flight Society*. Retrieved: Apr. 13 2023 <https://vtol.org/>
- Walendziuk, W., Oldziej, D., and Slowik, M. (2020). Power Supply System Analysis for Tethered Drones Application. Paper presented at the 2020 International Conference Mechatronic Systems and Materials (MSM), Bialystok, Poland.
- Walkera. (2022a). *G120 EFI Control Power System*. Retrieved: May 22 2022 <https://www.walkera.com/index.php/Goods/info/id/73.html>
- walkera. (2022b). *WALKERA QL 1800*. Retrieved: 22 May 2022 <http://walkera.org/gibridnie/walkera-ql-1800>
- wattflight. (2017). *Passenger Drone*. Retrieved: Apr. 28 2023 <https://www.wattflight.com/electric-vtol-aircraft/passenger-drone-2/>
- wibotic. (2023). *Kits*. Retrieved: May 13 2023 <https://www.wibotic.com/products/kits/>

- Wikimedia. (2023). *VTOL DiscLoad-LiftEfficiency*. Retrieved: May 04 2023 https://commons.wikimedia.org/wiki/File:VTOL_DiscLoad-LiftEfficiency.svg
- Winter, M., and Brodd, R. J. (2004). What are batteries, fuel cells, and supercapacitors? *Chemical reviews*, 104(10), 4245-4270. doi:10.1021/cr020730k
- Xie, Y., Savvaris, A., Tsourdos, A., Laycock, J., and Farmer, A. (2018). Modelling and control of a hybrid electric propulsion system for unmanned aerial vehicles. Paper presented at the 2018 IEEE aerospace conference, Big Sky, MT, USA.
- xtiaircraft. (2023). *TriFan 600*. Retrieved: Apr. 15 2023 <https://www.xtiaircraft.com/xti-triFan-600>
- Xu, X., Kong, D., and Lu, Y. (2018). Research on the Flight Control Strategy of a New Concept Fuel-electric Hybrid Multi-rotor UAV. Paper presented at the IOP Conference Series: Materials Science and Engineering.
- Xuan-Mung, N., and Hong, S.-K. (2019). Improved Altitude Control Algorithm for Quadcopter Unmanned Aerial Vehicles. *Applied Sciences*, 9(10), 2122.
- Yan, Y., Lv, Z., Yuan, J., and Chai, J. (2019). Analysis of power source of multirotor UAVs. *International Journal of Robotics and Automation*, 34. doi:10.2316/J.2019.206-0330
- Yang, H., Lee, Y., Jeon, S.-Y., and Lee, D. (2017). Multi-rotor drone tutorial: systems, mechanics, control and state estimation. *Intelligent Service Robotics*, 10(2), 79-93. doi:10.1007/s11370-017-0224-y
- Yangda. (2022). *YANGDA YD6-1600L GAS ELECTRIC HYBRID HEXACOPTER*. Retrieved: Oct. 08 2022 <https://www.yangdaonline.com/yangda-yd6-1600l-gas-electric-hybrid-hexacopter/>
- Yasa. (2023). *A unique blend of performance and efficiency without compromise*. Retrieved: Apr. 16 2023 <https://www.yasa.com/products/>
- Zhen, X., Enze, Z., and Qingwei, C. (2020). Rotary unmanned aerial vehicles path planning in rough terrain based on multi-objective particle swarm optimization. *Journal of Systems Engineering Electronics*, 31(1), 130-141. doi:10.21629/JSEE.2020.01.14
- Zhou, Y., Zhao, H., and Liu, Y. (2020). An evaluative review of the VTOL technologies for unmanned and manned aerial vehicles. *Computer Communications*, 149, 356-369. doi:10.1016/j.comcom.2019.10.016

EKLER

Ek 1. Sistematik Sentez İçin Uygun Çalışmaların Değerlendirilmesi

Ref.	Araştırma Odağı	Araştırma Metodolojisi	Gelecekteki çalışmalar
(Krznar et al. , 2021)	Modelleme ve simülasyon	•HPS bir İYM ve bir fırçasız DC (BLDC) jeneratörden, kontrol sistemi ise bir PI/PID kontrolörden oluşmaktadır. •Önerilen model, İYM'nin hızının ve doğrultulmuş gerilim/akımın kontrolünü içermektedir.	Gelecekteki çalışmalar, üretilen ve tüketilen gücü yönetmeyi amaçlayan kontrol algoritmalarının tasarlanmasını içermektedir. Ayrıca, HPS'nin tüm bileşenlerinin deneysel olarak doğrulanması amacıyla bir laboratuvar test aracının tasarımı ve uygulaması yapılabilir.
(Ahluwalia et al. , 2021)	Hava taksilerinin teknik ve ekonomik değerlendirmesi	Çalışma güç aktarma sistemlerine (batarya, FC, hibrit) odaklanmıştır. Buna ek olarak, performans ölçütleri arasında motor gücü, ağırlık (motor, depolama sistemi, maksimum kalkış), yakıt tüketimi ve maliyeti ile sermaye ve toplam maliyet yer almıştır.	Hava taksileri için FCs teknolojisi ile ilgili olarak, aşağıdaki konular gelecekte daha fazla çalışma yapılmasını gerektirmektedir: •FC'lerin güçlendirilmesi •FC'lerin ve aksesuarların ağırlığı •Yerleşik depolama ünitesi
(Cabanas et al. , 2021)	Hibrit güç sistemi	•İHA'larda kullanılan mevcut ticari HPS'ler incelenmiştir. •ICE, BLDC jeneratör ve SC'lerden oluşan hibrit bir jeneratör prototipi tasarlandı. •MOSFET'ler aracılığıyla Aktif Doğrultma kullanılmıştır.	Prototipin mevcut tasarımının endüstriyel bir ürün haline gelebilmesi için gelecekte daha fazla çalışma yapılması gerekmektedir.
(Chemodanov et al. , 2021)	Hibrit güç sistemi	Bir HPS (ICE ve Batarya) tasarımında "dağıtılmış yük" metodolojisi kullanılmıştır.	NM
(Krznar et al. , 2021)	Hibrit güç sistemi	Bir HPS'nin modellenmesi, tasarımı ve uygulanması (ICE, EG ve Batarya)	(10-12) kg MTOW'a sahip çok rotorlu bir İHA tasarımı ile birlikte 300-500 watt ek güç marjı ile yaklaşık 1000-1200 watt kapasiteli bir hibrit sistemin tasarımı ve uygulanması.
(Apeland et al. , 2021)	Yakıt hücreli hibrit sistem	Çok rotorlu bir İHA'da hibrit bir FC sisteminin merkezi sistem parametrelerinin etkisinin analizi. Buna göre, HPS'de tahrik sisteminin bileşimi	Hibrit FC sistemlerini performans ve faydalı yük açısından geliştirmek için daha fazla araştırma ve deneysel test yapılabilir.

		ve verimliliği, hidrojen depolama ve batarya performansının etkisi incelenmiştir.	
(Apeland et al. , 2020)	Yakıt hücreli hibrit sistem	Çok rotorlu bir İHA için hibrit bir FC sisteminin uygunluğunu analiz etmek ve ölçmek için sayısal bir simülasyon modeli tasarlamak.	•Farklı boyutlardaki İHA'lar için hibrit FC sistem özelliklerinin daha fazla analiz edilmesi tercih edilir. •Tasarlanan model, çevresel koşulların FC'lerin performansı üzerindeki etkisi incelenerek geliştirilebilir. •Model, deneysel veriler kullanılarak doğrulanabilir.
(Yan et al. , 2019)	Çok rotorlu İHA'lar için güç kaynakları	Çok rotorlu İHA'lar için güç kaynaklarının (FC'ler, yakıt gücü, güneş pilleri, hibrit kaynaklar) analizi.	•FC teknolojisinin daha fazla ilgiye ve gelecekte geliştirilmeye ihtiyacı var •İnce film perovskit güneş pilleri gelecekte büyük umutlar vaat edebilir. •Lityum piller çok motorlu İHA'lar için ana güç kaynağı olsa da, lityum-iyon pillerin acilen iyileştirilmesi gerekmektedir. •Daha uzun uçuş süresi ve daha yüksek faydalı yük sağlayabilecek bir güç kaynağının geliştirilmesi, İHA geliştirme araştırmalarının nihai hedefi olmaya devam etmektedir.
(Moody et al. , 2019)	Küçük çok rotorlu İHA'lar için turboşaft motora dayalı güç sistemi	Uçuş menziline ve uçuş süresini artırmayı amaçlayan küçük çok rotorlu İHA'lar için turboşaft motoruna dayalı bir güç sistemi prototipinin tasarımı ve entegrasyonu.	Farklı çalışma koşullarında (farklı elektrik yükleri, farklı turboşaft gaz keleşbeği/devir) turboşaftla çalışan EM'den sabit bir voltaj elde etmek için otomatik bir kontrol sistemi geliştirilmesi. Buna ek olarak, dijital veri kaydı, turboşaft motorları yük ile güvenli bir şekilde çalıştırmak için bir gerekliliktir (limit döngüsü olmadan).

(Benbrook and Hagen, 2019)	Hibrit güç sistemi	HPS (ICE ve BLDC) tabanlı çok motorlu İHA'larda uçuş süresinin uzatılması.	•Motor, motor ve ESC performansını iyileştirme. •Soğutma sistemini daha düşük bir olası güç maliyetiyle optimize etmek. •Genel sistem ağırlığının azaltılması.
(Xu et al. , 2018)	Hibrit çok rotorlu İHA için kontrol stratejisi	•Hibrit çok rotorlu bir İHA için ayrı bir kaldırma ve duruş kontrol sistemi tasarlanmıştır. •Tutum ve hız kontrolörü geri adımlamalı-PID kontrol yöntemine bağlı olarak tasarlanmıştır.	NM
(Ustolin and Taccani, 2018)	İHA tahriki için yakıt hücreleri veya hibrit sistemlerin kullanılması	İHA sistemlerinde FC veya HPS (FC, batarya) kullanım tercihini belirlemek için sayısal bir simülasyon modelinin geliştirilmesi.	Tasarlanan modelin deneysel verilerle doğrulanması. Ayrıca, SC'ler gelecekteki hibrit sistemlerde kullanılabilir.
(McKinney et al. , 2018)	Hibrit güç sistemi	Çok rotorlu İHA'lara hibrit elektrik güç sistemi (ICE ve EM) entegre etmenin pratik sonuçlarını analiz ederek uçuş süresini artırmak ve gelecekteki gelişim için tasarım içgörülerini sağlamak.	NM
(Hageman and McLaughlin, 2018)	Hibrit güç sistemi	Küçük İHA'larda (sUAVs) ICE ve EM arasında bağlantı kurarak bir seri HPS'nin performansının incelenmesi.	Seri HPS'nin verimliliği ve ağırlığı, ICE ve EM arasında farklı bir bağlantı seçilerek iyileştirilebilir.
(W. Lu et al. , 2017)	Hibrit güç sistemi	•Mikro üçlü eğimli rotorlu DİK İHA'yı tahrik etmek için hibrit bir tahrik sisteminin (ICE, EM) tasarımı ve uygulaması. •Ayrıca, bir PID kontrolörüne dayalı dinamik bir tutum kontrol modeli sunulmuştur.	Tasarlanan prototip, EM'ler ve motor arasında güvenilir bir eşleşme elde etmek için doğru bir dinamometre de dahil olmak üzere, tahrik sisteminin modellenmesi, optimizasyonu, test edilmesi ve kontrolü gibi daha fazla çalışmaya ihtiyaç duymaktadır.
(Lin et al. , 2016; Lin et al. , 2015)	Hibrit güç sistemi	•Hibrit motorlu çok rotorlu bir İHA için PID kontrolörüne dayalı bir kontrol sistemi tasarımı. •Önerilen HPS, ikili bir dört rotora entegre edilmiştir.	NM
(B. Lu et al. , 2016)	Hibrit güç sistemi	Hibrit İHA'ların (koaksiyel rotorlar ve çok rotorlu) güç	NM

		eşleştirmesi ve performans testi.	
(Ranasinghe and Gunawardana, 2021)	DİK İHA için Hibrit Tahrik Sistemi	Gözetleme ve keşif görevlerini yerine getirmek üzere bir DİK İHA için hibrit bir tahrik sisteminin (ICE, EM) tasarımı ve uygulanması.	Kontrol ve konumlandırma sisteminin iyileştirilmesi (keşif ve gözetleme görevleri), gerçek zamanlı doğrulama ve benzinli motor yerine turboprop motor kullanılması.



Ek 2. Seçilen KHH DİK Konsept/Ürün Araçlarının Teknik Özellikleri

Araç		Güç			Ağırlık (kg)		Ülke
Ad/Model	Konfigürasyon	G/T	Motor Gücü	Batarya Paketleri (kWh)	Boş Ağırlık/Yük	MTOW	
1-Moog SureFly	Kanatsız DİK (çoklu helikopter)	H/E	Gasoline Piston Engine 200 hp (150 kW)	lithium-ion:(x2) 7.5 kWh	500/181.4	680	USA
2-EHang 184	Kanatsız DİK (çoklu helikopter)	E	-	14.4 kWh	260 / 100	360	China
3-EHang 216	Kanatsız DİK (çoklu helikopter)	E	-	17 kWh	360/220	600	China
4-Volocopter VC200	Kanatsız DİK (çoklu helikopter)	E	-	25 kWh	300/150	450	Germany
5-CityAirbus	Kanatsız DİK (çoklu helikopter)	E	-	110 kWh	-/-	2,200	Europe Germany
6-Vimana	Kanlı DİK	H/E	-	-	900/400	1,300	USA
7-LIFT Aircraft HEXA	Kanatsız DİK (çoklu helikopter)	E	-	-	196/113	309 (computed)	USA
8- ATEA	DİK LIFT + CRUISE	H/E	NA		-/450	2,000	France
9- eMagic One	DİK LIFT + CRUISE	E	-	•(Hover 8x 15 kW @ 1800 RPM) •(Flight 1x 40 kW @ 2200 RPM) •Total: 160 kWh	255/165	420	Germany
10-XTI Trifan 600	Kanlı DİK	H/E	1 × Honeywell		1,588 / 816	2,404	USA

			HTS900 turbo shaft, 745 kW (999 hp)				
11-Aurora LightningStrike	DİK	H/E	Rolls-Royce AE 1107C 6,150 hp (4,586 kW)		5159/737	5 897	USA
12-Airbus Vahana A3	eDİK	E	-		475/90	815	USA
13-Bartini Flying Car	Kanatlı DİK	H/E	-	Lithium batteries: 480 kg, 96 kWh, 200 Wh/kg	700/400	1100	Russia
14-Lilium Jet (7-seater)	Kanatlı DİK	E	-	305 kWh	1488/700	3,175	Germany
15-Bell Nexus 6HX	Kanatlı DİK	H/E	NA	NA	-/-	2,720	USA
16-Joby S4	Kanatlı DİK	E	-	Lithium battery pack: 979 kg [17], 200 Wh/kg, 195.8 kWh	-/381	1814.4	USA
17-Cora by Kitty Hawk	eDİK	E	-	Battery capacity: 63 kWh [18]	NA/181	1224	USA
18-Pop.Up Next	Roadable DİK	E	-	Battery capacity: 70 kWh	-/250	2000	Italy
19-Pegasus Passenger Air Vehicle (PAV)	Kanatlı DİK	E	-	NA	565/225	800 (two (2) passenger aircraft)	USA
20-AeroMobil 4.0	Roadable STOL	H/E		-	-/240	960	Slovakia
21-VoloCity KHH aircraft	eDİK multicopter	E	-	Lithium-ion (rechargeable 9 battery packs)	700/200	900	Germany

22- ALIA-250c	eDİK Lift + Cruise	E		Battery Packs	-/-	3174.69	USA
23-PAL-V Liberty	Roadable DİK	-			664/246	910	Netherlands
24- AeroMobil 5.0	Roadable DİK with fixed-wing flight	H/E		battery package	-/-	-	Slovakia
25- EVA X01	Kanatlı eDİK	E	-	Lithium-ion 270 kWh battery pack [27]	-/250	-	France
26- Imagineactive Ambular	Concept eDİK for Emergency Medical Services use for patients only	E	-		-/113		Canada
27- Ambular/ Air Ambulance Concept	multicopter eDİK	E	-	Battery Specific Energy: 260 Wh/kg	200/400	-	Canada
28- Flying Car PR-DC	multicopter eDİK	E	-	-	-	-	Serbia
29- bell nexus 4hx	eDİK or hybrid-electric DİK	H/E	-	-	-/272	3175	USA
30-Beta Alia-250	eDİK Multi Rotor	E	-	-	-/600	2,730	USA
31-Archer Maker	eDİK	E	-	•Battery capacity: 75 kWh •Maximum power 672 kW	-/250	-	USA
32-Archer Midnight	eDİK	E	-	•Battery capacity: 142 kWh •Maximum power 1300 kW	-/456	3,175	USA
33-Cezeri Flying Car	eDİK Multi Rotor	E	-	eight rechargeable electric batteries	-/100	241	Türkiye

34- AirCar	eDİK Multi Rotor	E	-	•Maximum power 240 kWh 220 W/kg	-/220	520	Türki ye
35- Passenger Drone	eDİK Kanatsız	E	-	-	240/1 20	360	Switz erlan d
36- SkyDrive SD-05	eDİK Kanatsız	E	-	-	400/2 50	1,100	Japan



Ek 3. Quadcopter modelinin fiziksel parametreleri

Parametre	Tanım	Değer	Birim
m	Quadcopter'in Kütlesi	2.0	kg
l	Kol uzunluğu	0.3	m
Ixx	x ekseninde etrafında atalet momenti	0.02	kg. m ²
Iyy	y ekseninde etrafında atalet momenti	0.02	kg. m ²
Izz	z ekseninde etrafında atalet momenti	0.03	kg. m ²
g	Yerçekimi kuvveti	9.81	m/s ²
d	Sürüklenme katsayısı	7.5e-7	N.m.s ²
kt	İtme katsayısı	1.7e-5	N.s ²

ÖZ GEÇMİŞ

Eiad Abdulqader Mohammed Saif, Yemen, Taiz şehrinde 22 Mayıs Lisesi'ni bitirdikten sonra Suriye Halep Üniversitesi, Elektronik Mühendisliği bölümünden 20.08.2008 tarihinde mezun oldu. 2012 yılında Yemen, Sanaa Bilim ve Teknoloji Üniversitesi'nde Bilgisayar ve Elektronik Mühendisliği yüksek lisans programına girdi. Daha sonra 2018 yılında Ondokuz Mayıs Üniversitesi, Elektrik Elektronik Mühendisliği Anabilim Dalı'nda doktora eğitimine başladı. Eiad Abdulqader Mohammed Saif, iyi derecede İngilizce bilmektedir.

İletişim Bilgileri:

ORCID ID : 0000-0002-7091-7426

Tezden Çıkan Yayınlar:

1. **Saif, E.,** EMİNOĞLU, İ. (2023). Research on the Role of OSS/OSH Platforms for Preliminary Simulation of UAVs: Demonstration with Case Studies. IEEE The 3rd International Conference on Emerging Smart Technologies and Applications 2023, Taiz, Yemen.
2. **Saif, E.,** EMİNOĞLU, İ. (2023). Hybrid Power Systems in Multi-Rotor UAVs: A Scientific Research and Industrial Production Perspective. IEEE Access, 11, 438-458, doi: 10.1109/ACCESS.2022.3232958.
3. **Saif, E.,** EMİNOĞLU, İ. (2022). Modelling of Quad-Rotor Dynamics and Hardware-In-The-Loop Simulation, The Journal of Engineering, doi: 10.1049/tje2.12152.
4. **Saif, E.,** EMİNOĞLU, İ. (2022). Open Source Software and Hardware for Design and Development of UAVs: Demonstration with Case Study". IEEE The 2nd International Conference of Technology, Science, and Administration (2nd ICTSA-2022), Taiz, Yemen.
5. **Saif, E.,** EMİNOĞLU, İ. (2021). Dynamic Modelling and Simulation for BLDC Motor and Attitude Control System in A Quadcopter UAV with Experimental Test Platform. The 1st International Conference on Electrical-Electronics and Computer Engineering (ICEECE 2021), Avrasya University, Trabzon, Türkiye.