

T.C.
YILDIZ TEKNİK ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

ORTA İRTİFA VE UZUN MENZİLLİ İNSANSIZ
HAVA ARAÇLARI İÇİN TAM ELEKTRİKLİ VE
HİBRİT TAHRİK SİSTEMLERİNİN TASARIMI VE
PERFORMANS ANALİZİ

Emre KURT

DOKTORA TEZİ

Elektrik Mühendisliği Anabilim Dalı
Elektrik Makinaları ve Güç Elektronikliği Programı

Danışman

Prof. Dr. İbrahim ŞENOL

Eş-Danışman

Doç. Dr. Ahmet Yiğit ARABUL

Ağustos, 2025

T.C.
YILDIZ TEKNİK ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

ORTA İRTİFA VE UZUN MENZİLLİ İNSANSIZ HAVA
ARAÇLARI İÇİN TAM ELEKTRİKLİ VE HİBRİT TAHRİK
SİSTEMLERİNİN TASARIMI VE PERFORMANS ANALİZİ

Emre KURT tarafından hazırlanan tez çalışması 07.08.2025 tarihinde aşağıdaki jüri tarafından Yıldız Teknik Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Elektrik Mühendisliği Anabilim Dalı Elektrik Makinaları ve Güç Elektroniği Programı **DOKTORA TEZİ** olarak kabul edilmiştir.

Prof. Dr. İbrahim ŞENOL
Yıldız Teknik Üniversitesi
Danışman

Doç. Dr. Ahmet Yiğit ARABUL
Yıldız Teknik Üniversitesi
Eş-Danışman

Jüri Üyeleri

Prof. Dr. İbrahim ŞENOL, Danışman
Yıldız Teknik Üniversitesi

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

Prof. Dr. Erhan Bütün, Üye
Beykoz Üniversitesi

Dr. Öğr. Üyesi Engin AYÇİÇEK, Üye
Yıldız Teknik Üniversitesi

Doç. Dr. Yusuf YAŞA, Üye
İstanbul Teknik Üniversitesi

Danışmanım Prof. Dr. İbrahim ŞENOL sorumluluğunda tarafımda hazırlanan ORTA İRTİFA VE UZUN MENZİLLİ İNSANSIZ HAVA ARAÇLARI İÇİN TAM ELEKTRİKLİ VE HİBRİT TAHRİK SİSTEMLERİNİN TASARIMI VE PERFORMANS ANALİZİ başlıklı çalışmada veri toplama ve veri kullanımında gerekli yasal izinleri aldığımı, diğer kaynaklardan aldığım bilgileri ana metin ve referanslarda eksiksiz gösterdiğimi, araştırma verilerine ve sonuçlarına ilişkin çarpıtma ve/veya sahtecilik yapmadığımı, çalışmam süresince bilimsel araştırma ve etik ilkelerine uygun davrandığımı beyan ederim. Beyanımın aksinin ispatı halinde her türlü yasal sonucu kabul ederim.

Emre KURT

İmza

Her zaman destek olan aileme



TEŐEKKÜR

Hayatımın her evresinde desteklerini ve sevgilerini esirgemeyen, eğitim ve öğretimimde daima katkı sunan, yol gösteren ve arkamda duran, varlıklarına her zaman şükrettiğim değerli annem Ayőe Meltem KURT ve babam Kerametttin KURT'a saygılarımı, sevgilerimi ve minnettarlığımı sunarım.

Yüksek lisans ve doktora eğitimimde gerek aldığım derslerde gerekse tez danışmanlığında değerli katkılarından ve yol göstermelerinden dolayı Prof. Dr. İbrahim ŞENOL ve Doç. Dr. Ahmet Yiğit ARABUL'a minnettarlığımı sunarım.

Tez İzleme Komitemde yer alan değerli hocalarım Prof. Dr. Kamuran Nur BEKİROĞLU ve Prof. Dr. Erhan BÜTÜN'e süreç boyunca yaptıkları katkılarından dolayı teşekkürlerimi sunarım.

Çalışmalarım süresince gösterdiği destek ve yol göstermelerinden dolayı Doç. Dr. Fatma KESKİN ARABUL'a minnettarlığımı sunarım.

Eğitim hayatım boyunca desteklerini ve katkılarını esirgemeyen değerli aileme ve arkadaşlarıma teşekkürlerimi sunarım.

Emre KURT

İÇİNDEKİLER

SİMGE LİSTESİ	vii
KISALTIMA LİSTESİ	x
ŞEKİL LİSTESİ	xi
TABLO LİSTESİ	xiii
ÖZET	xiv
ABSTRACT	xvi
1 GİRİŞ	1
1.1 Literatür Özeti	1
1.2 Tezin Amacı	7
1.3 Hipotez	8
2 ELEKTRİK MAKİNALARININ TASARIMI VE HAVA ARACI ÜZERİNDE TAHRİK SİSTEMLERİNİN MODELLENMESİ	9
2.1 Elektrik Makinalarının Tasarımı	9
2.1.1 3-Fazlı Fırçasız Doğru Akım Makinasının Tasarımı	10
2.1.2 5-Fazlı Fırçasız Doğru Akım Makinasının Tasarımı	15
2.2 Hava Aracı Modelinin Oluşturulması	17
2.3 Elektriksel Tahrik Sisteminin Oluşturulması	20
2.4 Hibrit Tahrik Sisteminin Oluşturulması	22
2.5 Uçuş Profillerinin Oluşturulması	25
3 BENZETİM ÇALIŞMASI SONUÇLARI	26
3.1 Tasarlanan Elektrik Makinaları Benzetim Çalışması Sonuçları	26
3.1.1 3-Fazlı Elektrik Makinası Benzetim Çalışması Sonuçları	26
3.1.2 5-Fazlı Elektrik Makinası Benzetim Çalışması Sonuçları	32
3.2 Elektriksel Tahrik Sistemi Benzetim Çalışması Sonuçları	36
3.2.1 3-Fazlı Elektrik Makinasıyla Oluşturulan Elektriksel Tahrik Sistemi Sonuçları	36

3.2.2	5-Fazlı Elektrik Makinasıyla Oluşturulan Elektriksel Tahrik Sistemi Sonuçları	41
3.3	Hibrit Tahrik Sistemi Benzetim Çalışması Sonuçları	44
4	SONUÇ	48
4.1	Tasarlanan Elektrik Makinalarına Ait Sonuçların Değerlendirilmesi .	48
4.2	Elektriksel Tahrik Sistemine Ait Sonuçların Değerlendirilmesi . . .	50
4.3	Hibrit Tahrik Sistemine Ait Sonuçların Değerlendirilmesi	51
4.4	Elde Edilen Sonuçların Genel Değerlendirmesi	52
4.5	Gelecek Çalışma Konuları Hakkında Değerlendirme	53
	KAYNAKÇA	54
	TEZDEN ÜRETİLMİŞ YAYINLAR	60

SİMGE LİSTESİ

I	Akım
A	Akım Yoğunluğu
A	Amper
Ah	Amper-saat
N	Bir Stator Fazındaki Sarım Sayısı
min	Dakika
rpm	Dakikadaki Devir Sayısı
C°	Derece-Celcius
k_i	Demir Laminasyon Katsayısı
E	Endüklenen Elektromotor Kuvvet
ft	Feet
B	Hava Aralığındaki Manyetik Akı Yoğunluğu
μ_0	Havanın Manyetik Geçirgenliği
H	Henry
K_l	Kaçak Faktörü
CO_2	Karbondiyoksit
kg	Kilogram
kW	Kilowatt
τ_p	Kutup Adımı
L	Litre
X	Makina Boyutsal Oranı
n	Makina Devir Sayısı
P	Makina Gücü

p	Makina Kutup Sayısı
C	Makina Sabiti
l	Makina Uzunluğu
η	Makina Verimi
m	Metre
m/s	Metre/Saniye
d_m	Mıknatıs Kalınlığı
μ_m	Mıknatısın Manyetik Geçirgenliği
D_{sh}	Mil Çapı
mm	Milimetre
mm^2	Milimetre Kare
mWb	Mili-Weber
Nm	Newton-metre
NO_x	Nitrojen Oksitler
π	Pi Sayısı
K_r	Relüktans Faktörü
B_{ry}	Rotor Boyunduruğundaki Manyetik Akı Yoğunluğu
w_{ry}	Rotor Boyunduruk Uzunluğu
k_w	Sargı Faktörü
B_{sy}	Stator Boyunduruğundaki Manyetik Akı Yoğunluğu
w_{sy}	Stator Boyunduruk Uzunluğu
D_o	Stator Dış Çapı
g_m	Stator Dış Yayın Oranı
D_i	Stator İç Çapı
b_{s0}	Stator Oluk Açıklığı
h_{s0}	Stator Oluk Açıklığı Yüksekliği
h_{s1}	Stator Oluk Ayağı Yüksekliği
w_{st}	Stator Olukları Arası Mesafe
h_{sy}	Stator Oluk Boyu

b_{st}	Stator Oluk Genişliği
B_{st}	Stator Oluklarındaki Manyetik Akı Yoğunluğu
T	Tesla
V	Volt



KISALTMA LİSTESİ

AEA	All Electric Aircraft
AoA	Atak Açısı (Angle of Attack)
APU	Auxiliary Power Unit
DEHA	Daha Elektriksel Hava Aracı
EMK	Elektromotor Kuvvet
FDAM	Fırçasız Doğru Akım Motoru
IATA	International Air Transport Association
ICAO	International Civil Aviation Organization
ICE	Internal Combustion Engine
İHA	İnsansız Hava Aracı
MALE	Medium Altitude Long Endurance
MEA	More Electric Aircraft
OİUM	Orta İrtifa Uzun Menzil
SMAM	Sabit Mıknatıslı Asenkron Makineler
TEHA	Tam Elektriksel Hava Aracı
UAV	Unmanned Aerial Vehicle

ŞEKİL LİSTESİ

Şekil 2.1	Makina Sabiti "C" Belirlenmesi için Kullanılan Referans Grafik . . .	11
Şekil 2.2	Fiziksel Parametreleri Hesaplanan Makinanın Bilgisayar Ortamında Oluşturulan Modelleri	14
Şekil 2.3	5 Fazlı Makinanın Bilgisayar Ortamında Oluşturulan Modeli . . .	17
Şekil 2.4	Modellenen İHA Görseli	18
Şekil 2.5	Bilgisayar Ortamında Kurulan Hava Aracı Modeli	19
Şekil 2.6	Hava Aracı Modeline Ait Aerodinamik Model	20
Şekil 2.7	Elektriksel Tahrik Sisteminin Temel Sistem Şeması	21
Şekil 2.8	Tasarlanan Elektrik Makinası Sistem Seviye Modeli	21
Şekil 2.9	Tasarlanan Elektriksel Tahrik Sistemi Modeli	22
Şekil 2.10	Hibrit Tahrik Sisteminin Temel Sistem Şeması	23
Şekil 2.11	Oluşturulan Hibrit Tahrik Sistemi Modeli	23
Şekil 2.12	Oluşturulan İçten Yanmalı Motor Modeli	24
Şekil 2.13	Oluşturulan Uçuş Profillerinin Grafikselsel Gösterimi	25
Şekil 3.1	Tasarlanan Makinanın Çektiği Akım-Zaman Grafiği	27
Şekil 3.2	Tasarlanan Makinanın Ürettiği Tork-Zaman Grafiği	27
Şekil 3.3	Salınım Torku Değişim Grafiği	28
Şekil 3.4	Tasarlanan Makinanın Güç-Hız Grafiği	28
Şekil 3.5	Tasarlanan Makinanın Tork-Hız Grafiği	29
Şekil 3.6	Tasarlanan Makinanın Verim Grafiği	29
Şekil 3.7	Tasarlanan Makinanın Sıcaklık Değerleri	30
Şekil 3.8	Stator Oluklarında Bulunan Sargıların Sıcaklık Değerleri	31
Şekil 3.9	Tasarlanan Makinanın Termal Haritası	31
Şekil 3.10	5-Fazlı Makina Sargılarının Çektiği Akım Grafiği	32
Şekil 3.11	Tasarlanan 5-Fazlı Makinanın Güç-Hız Grafiği	33
Şekil 3.12	Tasarlanan 5-Fazlı Makinanın Tork-Hız Grafiği	33
Şekil 3.13	Makinada Endüklenen EMK'nın Değişim Grafiği	34
Şekil 3.14	5-Fazlı Makina Verim Grafiği	35
Şekil 3.15	5-Fazlı Makina Sıcaklık Değerleri	35
Şekil 3.16	Uçuş Profili-1 Süresince Hava Aracı İrtifa Gösterimi	36
Şekil 3.17	Uçuş Profili-1 Süresince Hava Aracı Hızının Gösterimi	37

Şekil 3.18	Uçuş Profili-1 Süresince Elektrik Makinası Hız ve Tork Değişim Grafiği	37
Şekil 3.19	Uçuş Profili-1 Süresince Üretilen İtki Kuvveti	38
Şekil 3.20	Uçuş Profili-1 Süresince Batarya Şarj Durumu	38
Şekil 3.21	Uçuş Profili-2 Süresince Hava Aracı İrtifa Gösterimi	39
Şekil 3.22	Uçuş Profili-2 Süresince Hava Aracı Hızının Gösterimi	39
Şekil 3.23	Uçuş Profili-2 Süresince Elektrik Makinası Hız ve Tork Değişim Grafiği	40
Şekil 3.24	Uçuş Profili-2 Süresince Üretilen İtki Kuvveti	40
Şekil 3.25	Uçuş Profili-2 Süresince Batarya Şarj Durumu	41
Şekil 3.26	5-Fazlı Elektrik Makinasının Uçuş Profili-2 Süresince Hava Aracı İrtifa Gösterimi	42
Şekil 3.27	5-Fazlı Elektrik Makinasının Uçuş Profili-2 Süresince Hava Aracı Hızının Gösterimi	42
Şekil 3.28	5-Fazlı Elektrik Makinasının Uçuş Profili-2 Süresince Elektrik Makinası Hız ve Tork Değişim Grafiği	43
Şekil 3.29	5-Fazlı Elektrik Makinasının Uçuş Profili-2 Süresince Ürettiği İtki Kuvveti	43
Şekil 3.30	5-Fazlı Elektrik Makinası Kullanılarak Gerçekleştirilen Uçuş Profili-2 Süresince Batarya Şarj Durumu	44
Şekil 3.31	Hibrit Tahrik Sistemi Hava Aracı İrtifa Değişiminin Gösterimi	44
Şekil 3.32	Hibrit Tahrik Sistemi Hava Aracı Hızının Gösterimi	45
Şekil 3.33	Hibrit Tahrik Sistemi Elektrik Makinası ve İçten Yanmalı Motor Çıkış Gücü Değişimleri	45
Şekil 3.34	Hibrit Tahrik Sistemi Elektrik Makinası Tork Değerleri	46
Şekil 3.35	Hibrit Tahrik Sisteminde Üretilen İtki Kuvveti	46
Şekil 3.36	Hibrit Tahrik Sisteminde Batarya ve Kalan Yakıt Değişimleri	47

TABLO LİSTESİ

Tablo 1.1	Farklı Tahrik Sistemleri için Literatür Karşılaştırması	7
Tablo 2.1	Tasarlanan Elektrik Makinasının Belirlenen ve Hesaplanan Temel Parametreleri	11
Tablo 2.2	Tasarlanan Elektrik Makinası Sargı Sayısı ve Kullanılan Parametreler	12
Tablo 2.3	Hesaplanan Stator Oluk Boyutları ve Dış Çapı Değerleri	13
Tablo 2.4	Hesaplanan Rotor Parametreleri	14
Tablo 2.5	Tasarlanan Makinada Kullanılan Malzemeler	14
Tablo 2.6	5 Fazlı Elektrik Makinasının Belirlenen Temel Parametreleri	15
Tablo 2.7	5 Fazlı Elektrik Makinasının Hesaplanan Parametreleri	15
Tablo 2.8	5 Fazlı Makina için Hesaplanan Stator Oluk Boyutları ve Dış Çapı Değerleri	16
Tablo 2.9	5 Fazlı Makina Hesaplanan Rotor Parametreleri	16
Tablo 2.10	5 Fazlı Makinada Kullanılan Malzemeler	16
Tablo 2.11	Referans İHA'nın Temel Parametreleri	18
Tablo 2.12	Batarya Temel Parametreleri	22
Tablo 2.13	İçten Yanmalı Motor Temel Parametreleri	24
Tablo 3.1	3-Fazlı Makina için Hesaplanan ve Benzetim Çalışması Sonucu Elde Edilen Değerler	26
Tablo 3.2	Tasarlanan Makinanın Kayıp Değerleri	30
Tablo 3.3	Soğutma Sisteminin Özellikleri	30
Tablo 3.4	Sıcaklık Değerlerinin Etkisiyle Oluşan Kayıp Değerleri	32
Tablo 3.5	5-Fazlı Makina için Hesaplanan ve Benzetim Çalışması Sonucu Elde Edilen Değerler	32
Tablo 3.6	Tasarlanan 5-Fazlı Makinanın Kayıp Değerleri	34

ORTA İRTİFA VE UZUN MENZİLLİ İNSANSIZ HAVA ARAÇLARI İÇİN TAM ELEKTRİKLİ VE HİBRİT TAHRİK SİSTEMLERİNİN TASARIMI VE PERFORMANS ANALİZİ

Emre KURT

Elektrik Mühendisliği Anabilim Dalı

Doktora Tezi

Danışman: Prof. Dr. İbrahim ŞENOL

Eş-Danışman: Doç. Dr. Ahmet Yiğit ARABUL

Havacılık; ekonomik ve verimli oluşu gibi sebeplerden dolayı toplumlar için önemli bir yere sahiptir. Havacılık alanında kullanılan araçlar pek çok özelliklerine göre sınıflandırmalara sahiptirler. Kullanım alanına ve sınıfına göre değişmekle birlikte hava araçlarında da geleneksel tahrik sistemleri olarak adlandırılan ve fosil yakıt kullanılan içten yanmalı motorlar büyük oranda kullanılmaktadır. Başta otomotiv ve diğer ulaşım sektörlerinde olduğu gibi havacılık sektöründe de verimlilik, çevre kirliliğine etki ve sınırlı kaynak olması sebebiyle alternatif güç sistemleri arayışı bulunmaktadır. Bu kapsamda, elektrik enerjisi ve elektrik makinelerinin bulunduğu sistemlerin tasarımı ve kullanımı öne çıkmaktadır. Havacılık sektöründe bu yönde yapılan çalışmalar Daha Elektriksel Hava Araçları (DEHA) ve Tam Elektriksel Hava Araçları (TEHA) konseptleriyle sürdürülmektedir. Hava araçları içerisinde yer alan İnsansız Hava Araçları (İHA), gerek sivil gerekse askeri uygulamalarda her geçen gün kullanım oranını arttırmaktadır. Boyut, irtifa, menzil gibi çeşitli parametreler kullanılarak İHA'lar özelinde sınıflandırmalar yapılmıştır. Yapılan literatür çalışmasında görüldüğü üzere, belirli bir sınıftan sonra yer alan İHA'larda genel olarak geleneksel tahrik sistemlerinin kullanıldığı görülmektedir. Bu tez kapsamında; geleneksel tahrik sisteminin kullanıldığı sınıftan bir İHA modeli referans alınarak, bu modele uygun elektrik makinası tasarımı ve tasarlanan makinanın İHA modeline entegre edilerek menzil, verimlilik gibi

parametreler dikkate alınarak performansının analizi yapılmıştır. Tez içeriği; makina türünün seçimi, makina tasarım aşamaları, benzetim çalışması ve bu çalışma için bilgisayar destekli programlarda yapılan modellemeler ve benzetim çalışmalarının sonuçlarıyla birlikte değerlendirmelerinden oluşmaktadır.

Anahtar Kelimeler: İnsansız Hava Araçları, Elektrik Makina Tasarımı, Hibrit Tahrik Sistemleri, Elektriksel Tahrik Sistemleri.



ABSTRACT

DESIGN AND PERFORMANCE EVALUATION OF FULLY ELECTRIC AND HYBRID PROPULSION SYSTEMS FOR MEDIUM ALTITUDE LONG ENDURANCE UNMANNED AERIAL VEHICLES

Emre KURT

Department of Electrical Engineering
Doctor of Philosophy Thesis

Supervisor: Prof. Dr. Ibrahim SENOL

Co-supervisor: Assoc. Prof. Dr. Ahmet Yigit ARABUL

Aviation has an important place for societies for reasons such as economic and efficiency. Vehicles used in aviation are classified according to many characteristics. Although it varies according to the area of use and class, internal combustion engines, which are called conventional propulsion systems and use fossil fuels, are largely used in aircraft. As in the automotive and other transportation sectors, there is a search for alternative power systems in the aviation sector due to efficiency, impact on environmental pollution and limited resources. In this context, the design and use of systems with electrical energy and electrical machines come to the fore. In the aviation sector, studies in this direction continue with the concepts of More Electric Aircraft (MEA) and All Electric Aircraft (AEA). Unmanned Aerial Vehicles (UAVs), which are among the aerial vehicles, are increasing their usage rate day by day in both civilian and military applications. Classifications have been made for UAVs using various parameters such as size, altitude and range. As seen in the literature study, it is seen that conventional propulsion systems are generally used in UAVs after a certain class. Within the scope of this thesis; taking a UAV model from the class where conventional propulsion system is used as a reference, designing an electric machine suitable for this model and analyzing the performance of the designed machine by integrating it into the UAV model, taking into account parameters such as range and efficiency. The content of the thesis consists of the

selection of the type of machine, machine design stages, simulation study, modeling and simulation studies performed in computer-aided programs for this study and evaluations of simulation studies with their results.

Keywords: Unmanned Aerial Vehicles, Electric Machine Design, Hybrid Propulsion System, Electrical Propulsion System.



1.1 Literatür Özeti

Havacılık; günümüzde insanlar ve uluslar için birçok alanda önemli bir yere sahiptir. 1903 yılında Wright kardeşlerin yaptığı ve öncü olan motorlu uçuşla birlikte, havacılık alanındaki gelişmeler hızlanmaya başlamıştır. Özellikle 1. ve 2. Dünya Savaşları sırasında hava araçlarının kullanılmaya başlaması bu alandaki gelişmeleri de hızlandırmıştır. Bu gelişmelerin sonucunda, toplumların taşımacılık ve ulaşım alanında sıklıkla kullandığı kara ve deniz yolu yerine hava yolunu kullanması 1950'li yıllardan itibaren tercih edilmeye başlanmıştır [1–3]. Günümüzde havacılık, ülkeler ve kıtalar arasındaki ulaşımın en güvenli ve hızlı yolu olarak kabul edilmektedir. Bu özelliklerinden dolayı da ekonomik olarak destekleyici bir etkisi olduğu da kabul edilmektedir [4]. Ulaşımın getirdiği kolaylık ve güvenin yanında, hava ulaşımının sürdürülebilmesi için gereken iş gücü de istihdam olanakları sunmaktadır. Bu kapsamda bakıldığında Aralık 2024 verilerine göre; dünyada 11.6 milyon insan direkt olarak havacılık sektöründe çalışmaktadır. Dünya çapında 2023 yılında 4.4 milyar insan hava yolu taşımacılığını tercih etmiş ve bu rakam 2024 yılında 5 milyar insan olarak öngörülmektedir [5]. Uçak üreticilerinin yaptığı tahminlere göre sektörün büyüme hızı 2005-2024 yılları arasında %4.8 ve 5.3 arasındadır [6].

Tüm bu gelişmelerle birlikte, hava araçlarının yapıları ve teknolojileri de süreç boyunca gelişimini devam ettirmişlerdir. Gelişen teknolojileri içerisinde önemli bir kısım da itki sistemleri üzerindedir. Özellikle içten yanmalı motorlar da zaman içinde gelişmiş ve jet motorları da itki sistemleri arasında yerlerini almıştır. Genel olarak kullanılan itki sistemleri fosil kaynaklı yakıtları kullanmaktadırlar. Zaman içerisinde diğer ulaşım araçlarında da görüldüğü üzere, fosil kaynaklı yakıtlar kullanıldığında çevre üzerinde olumsuz etkiler yaratmaktadırlar. Bunun yanında, fosil yakıt kullanan içten yanmalı motorların verimleri %40 civarında ve düşük olarak değerlendirilmektedir. Çevre üzerindeki olumsuz etkileri incelendiğinde; fosil kaynaklı yakıt kullanımından dolayı oluşan egzoz gazının çevreye zarar

verecek şekilde olması, içten yanmalı motorların özellikle de uçaklarda kullanılan jet motorlarının yüksek sesle çalışması ve kullanılan yakıt kaynaklarının gün geçtikçe azalmasıdır [7–11].

İtke sistemleri üzerinde yapılan teknolojik gelişmeler neticesinde daha verimli sistemler üretilmiştir ve üretilmeye devam edilmektedir. Yolcu başına kullanılan yakıt ve CO₂ salınımlarına bakıldığında 1970 yıllarına göre %70 oranında azalma görülmektedir. Yakıt tüketimleri konusunda Uluslararası Hava Taşımacılığı Birliği (IATA) tarafından yapılan bir çalışmada 2005-2020 yılları arasında %25'lik bir azalma öngörülmüştür [12]. Uluslararası Sivil Havacılık Organizasyonu (ICAO) tarafından açıklanan hedeflerde; 2030 yılına kadar NO_x salınımının %80 oranında azaltılması ve 2035 yılına kadar CO₂ salınımının ise %50 oranında azaltılması hedeflenmiştir [13]. Zehirli gaz salınımlarının küresel ısınmaya etkisi olduğu bilinmektedir. Oluşan bu zararlı etki göz önünde bulundurulduğunda, havacılık sektörünün küresel ısınma üzerindeki etkisi 1992 yılında yaklaşık olarak %3.5 olarak ölçülmüştür. Bu veriden hareketle yapılan tahminlerde, 2050 yılında bu etkinin %3 ile %15 arasında olacağı öngörülmektedir [6, 14].

Hava araçlarının sebebiyet verdiği çevre kirliliğinin bir diğer türü gürültü kirliliğidir. Farklı uçuş fazları için (taksi, kalkış ve iniş gibi) farklı ses kirliliği çeşitleri oluşmaktadır. Aerodinamik, mekanik ve uçak komponentlerinin oluşturduğu sesler bu kapsamda değerlendirilebilir [6]. Hava araçları tarafından oluşturulan gürültü kirliliğinin, 2035 yılına kadar 20 dB azaltılması hedeflenmektedir [13].

Yakıt kaynaklarının durumuna bakılacak olursa; yaygın olarak kullanılan fosil yakıtların kullanımının, ham maddesi olan petrol rezervlerinin azalmasıyla birlikte yerine kullanılacak bir alternatif arayışına girildiği görülmektedir. 2019 yılındaki kaynak miktarına bakıldığında 2018 yılının rezervlerine göre 2 milyar varil azalma mevcut olduğu belirtilmektedir. 2019 üretim oranları baz alınarak toplam dünya rezervinin işlendiği düşünülürse, eldeki kaynakların yaklaşık 50 yıl yeteceği öngörülmektedir [15].

Belirtilen olumsuz çevresel etkilerin önüne geçilmesi adına yenilenebilir enerji kaynaklarından faydalanılması fikri ön plana çıkmıştır [7, 16]. Yakıt ve tahrik sistemleri alanında geliştirilecek olan yeni sistemlerin; alternatif enerji kaynakları kullanılarak (hidrojen, yakıt hücreleri ve hibrit sistemler), düşük emisyonlu, yüksek verimli ve daha sessiz olması amaçlanmaktadır [13]. Daha Elektriksel Hava Araçları (DEHA) ve Tam Elektriksel Hava Araçları (TEHA) konseptleri, alternatif enerji kaynakları kullanılarak geleneksel sistemlerin yerine

yeni sistemler ve komponentler tasarlanmasını amaçlamaktadır. DEHA, geleneksel pnömatik, hidrolik güç kaynakları ile beslenen sistem ve komponentlerin, elektrik gücüyle beslenen sistemlere çevrilmesine dayanmaktadır [13, 17–19]. DEHA konseptiyle birlikte enerji verimliliği, sistem güvenilirliği ve kontrolü alanında büyük ilerlemeler kaydedilebileceği görülmüştür [7, 18]. Buna ilave olarak, sistem ve komponentlerin çalışmasında gerekli olan yakıtın kullanımı ve yakıtı bağımlılık konusunda iyileştirmeler sağlanacağı düşünülmektedir. Örnek verilecek olursa; motor çalıştırma için gerekli olan pnömatik havanın APU tarafından sağlanması için APU'nun yakıt kullanılarak çalıştırılması gerekmektedir. DEHA konsepti kapsamında tasarlanacak bir starter/generator görevindeki elektrik makinası yakıtı ihtiyaç duyulmadan bu işlemi gerçekleştirebilecektir [7, 16–19]. Diğer bir konsept olan TEHA'da, tümüyle elektrik gücüyle beslenen sistem ve komponentlerin oluşturulması amacı bulunmaktadır ve böylece yakıt kullanımının neredeyse hiç olmayacağı bir sistem oluşturulması düşünülmektedir. Bu konsept kapsamında, hava aracında yakıt hücreleri ve bataryalar gibi enerji depolama elemanlarının yer alması gerekecektir. Ancak, mevcut teknolojiler ve regülasyonlar nedeniyle bahsedilmiş olunan bu konseptlerin, içerisinde insan bulunan hava araçlarında gerçekleştirilmesi uzun ve zorlu bir süreç olacaktır [16, 20].

Kullanım alanları, fiziksel özellikleri, teknolojileri vb. birçok parametre göz önüne alınarak yapılan ve hava araçlarına ait sınıflandırmalar mevcuttur. Son yıllarda kullanımı askeri ve sivil olmak üzere birçok alanda yaygınlaşan İnsansız Hava Araçları(İHA) da bu sınıflandırmaların arasında yer almaktadır. İHA'ların da benzer şekilde kendi içlerinde sınıflandırmaları mevcuttur. Halihazırda mevcut İHA'larda boyutlarına ve kullanım amaçlarına bağlı olarak tam elektrikli ve hibrit tahrik sistemli modeller de bulunmaktadır [16, 21–23].

İHA'lar operasyon karakteristiklerine ve kabiliyetlerine göre doğru şekilde kullanılabilmesi ve tercih edilebilmesi için çeşitli sınıflandırmalar yapılmıştır. Bu sınıflandırmalar; maksimum kalkış ağırlığı'na göre sınıflandırma, uçuş irtifasına göre sınıflandırma, aerodinamik karakteristiklere göre sınıflandırma, iniş-kalkış türüne göre sınıflandırma ve askeri sınıflandırma şeklinde yer almaktadır [7, 24, 25].

Sürdürülebilir, tekrar edilebilir ve faydalı bir uçuş için tahrik sistemi ve akıllı bir kontrol gereklidir. Geleneksel uçak sistemlerinde; tahrik mekanizması olan motor, itki gücü olarak ve pilot ise akıllı kontrol sistemi olarak kullanılmaktadır. Günümüz teknolojilerinde akıllı kontrol mekanizması, hava aracı üzerinde insana ihtiyaç duyulmadan gerçekleştirilebilmektedir [26]. Uçuş süresi ve sistem verimliliğine bağlı olarak itki gücü tahrik sistemiyle sağlanabilmektedir. Bu

kapsamda; günümüz teknolojileriyle birlikte artan verimlilik sayesinde epey yol kat edilmiştir [27]. Genel olarak bakıldığında; İHA'larda kullanılan tahrik sistemleri, dikey ya da yatay olarak hareket sağlar ve kanatlar yardımıyla kalkış gücü elde edilir. Türüne bakılmaksızın; tahrik sisteminin güvenilir, kontrol edilebilir ve sürekli güç sağlayabilir olması gerekmektedir [26]. İHA'lar farklı türde görevlerde kullanılmaktadır ve ihtiyaca göre farklı tiplerde tahrik sistemlerine ihtiyaç duymaktadırlar. İki zamanlı, turbofan, turboprop, piston, elektrik ve pervane tipli motorlar kullanılan tahrik sistemlerine örnek olarak gösterilebilmektedir [7, 10, 21, 28].

Yapılan literatür çalışmalarında elektriksel ve hibrit tahrik sistemlerinin yapıları incelenmiştir. Temel olarak bakıldığında; elektriksel tahrik sistemi, pervaneye gücü sağlayan bir elektrik motoru, elektrik makinasının gücünü sağlayan batarya, elektrik makinasının kontrol edilmesi için gerekli kontrol devresinden oluşmaktadır. Hibrit tahrik sistemleri, temel olarak 3 topolojiye sahiptir. Bunlar; seri, paralel ve seri-paralel hibrit tahrik sistemleridir. Seri hibrit sistemlerde; pervane elektrik makinası tarafından direkt olarak sürülür ve elektrik makinası batarya ve harici jeneratör yardımıyla beslenir. Elektrik makinasının kontrolü için de kontrol devresi bulunmaktadır. Bu sistemin avantajı, pervaneye bağlantı için ilave bir dişli sistemine gerek olmamasıdır. Elektrik makinası pervaneyi direkt olarak sürer ve içten yanmalı motor sadece jeneratör göreviyle çalışır. Bu durumda, içten yanmalı makinanın boyutları da düşürülebilir. Ancak, pervanenin sadece elektrik makinası tarafından sürülmesi, oluşacak bir arıza durumunda sistemin çalışmasını olumsuz etkileyecek ve yedekliliği sağlayamayacaktır. Paralel hibrit sistemleri; pervanenin elektrik makinası ve içten yanmalı motorla birlikte sürüldüğü sistemlerdir. Bu sistemde, elektrik makinası içten yanmalı motora destekleyici bir görev üstlenir ve içten yanmalı motor üzerindeki yükü azaltır. Ek olarak, yedeklilik sağlanacağından dolayı hata durumunda uçuşun devam etmesi sağlanır. İçten yanmalı motor üzerindeki yük azalacağından dolayı daha küçük boyutlu bir içten yanmalı motor da tercih edilebilir. Ancak, bu sistemlerde bağlantı için ilave dişli sistemleri gerektiğinden dolayı dezavantaj oluşturmaktadır. Seri-paralel sistemler, iki sistemin birleştirilmesinden oluşmaktadır ve karmaşık sistemlerdir. Bu sistemin oluşturulabilmesi için ilave birçok elemana ihtiyaç duyulmaktadır [9, 29–31].

NATO'nun kullandığı sınıflandırma sistemine göre, ana olarak Sınıf 1, 2 ve 3 başlıkları bulunmaktadır. Sınıf 3 içerisinde yer alan Orta İrtifa Uzun Menzil (OIUM – MALE) sınıfındaki İHA'lar, genellikle 13.000 feet altında irtifada görev yapan, 600 kg altında ve 24 saatten fazla havada kalabilen sistemlerdir [32]. Bu sınıftaki hava araçları, keşif, gözetleme, hedef tespiti ve haberleşme gibi çok çeşitli görevlerde kullanılmaktadır. Ancak mevcut tahrik sistemleri genellikle

içten yanmalı motorlara dayandığından, hem gürültü emisyonu hem de çevresel etkiler açısından önemli dezavantajlar barındırmaktadır. Elektrikli ve hibrit tahrik sistemleri bu dezavantajları azaltma potansiyeline sahip olmakla birlikte, henüz geniş ölçekli ve uzun menzilli İHA'lara uygulanabilir düzeye ulaşmamıştır. Bunun başlıca nedenleri arasında enerji yoğunluğu düşük batarya teknolojileri, menzil kısıtlamaları ve mevcut regülasyonlar yer almaktadır [16, 20]. Bununla birlikte, son yıllarda yapılan çalışmalar, özellikle batarya teknolojilerindeki gelişmelerin bu zorlukları aşmak için önemli bir potansiyele sahip olduğunu göstermektedir [33].

Mevcut literatürde, elektrikli ve hibrit tahrik sistemlerinin hava araçları ve İHA'lar üzerindeki etkilerini analiz eden pek çok çalışma bulunmaktadır. Örnek olarak, Xie ve arkadaşları (2021) [16], farklı hibrit güç sistemlerinin yapılarını, ürettiği güçleri, hava aracı ağırlıklarına etkilerini ve görev sürelerini karşılaştırmalı olarak incelemiştir. Yezeguelian ve Işıkveren (2020) [34], yaptıkları çalışmada paralel hibrit sistemleri incelemiş ve OİUM sınıfı bir İHA üzerinde uçuşun çeşitli fazları için hibrit sistemin farklı çalışma modlarını incelemiştir. Markov ve arkadaşları (2022) [35], seri hibrit tahrik sistemlerini dağıtılmış itki sistemlerini de modelleyerek uçuş performans analizlerini yapmıştır. Sziroczak ve arkadaşları (2020) [36], küçük hava aracı için tasarlanacak olan bir hibrit tahrik sisteminde bataryaların teknolojileri, termal etkiler gibi karşılaşılabilecek engelleri ve hibrit tahrik sisteminin bu hava aracına uygulanması için geliştirilen yeni yöntemi anlatmaktadır. Bununla birlikte, Sahoo ve arkadaşları (2020) [37] yaptıkları çalışmada, gelecekte yapılması muhtemel ve çalışmaları süren elektriksel ve hibrit tahrik sistemlerinin konseptleri, karşılaşılabilecek zorluklar, faydaları ve bu konseptlerde kullanılacak komponentlerin derlenmesini yapmış, buna ilave olarak da mevcut durumdaki sektör açıklarını belirtmişlerdir. Ayrıca, Maraschi ve arkadaşları (2022) [38], hibrit-elektrik tahrik sistemlerinin tasarım ve performans değerlendirmeleri üzerine yaptıkları çalışmada, bu sistemlerin büyüklüklerine göre farklı performans profilleri sergilediğini ve enerji yönetiminin kritik rol oynadığını belirtmiş, tasarladıkları araçla belirtilen parametreler dikkate alınarak hibrit sistem tasarımının yapılabileceğini belirtmişlerdir. Joshi ve arkadaşları (2022) [39], elektrikli tahrik sistemlerinin İHA'lar üzerinde kullanımı, elektriksel tahrik sistemlerinde kullanılan elektrik motoru, batarya ve kontrol sistemleri hakkında genel bilgilerden bahsetmiştir. Çalışmalarında, elektrik motorlarının düşük bakım ihtiyacı, sessiz çalışma özelliği ve yüksek anlık tork üretimi gibi avantajlarına dikkat çekilmiştir. Ancak, batarya teknolojisinin sınırlamaları nedeniyle özellikle uzun görev süreleri gerektiren OİUM sınıfı İHA'lar için bu sistemlerin halen yetersiz olduğu ifade edilmiştir. Ayrıca, akıllı enerji yönetimi sistemlerinin entegrasyonu ile hibrit sistemlerin verimliliğinin artırılacağı aktif ve pasif halleri tablo

yardımıyla sunularak belirtilmiştir. Fioriti ve arkadaşları (2020) [40] tarafından yapılan çalışmada, OİUM sınıfı İHA'larda kullanılması muhtemel hibrit sistem topolojilerinden bahsetmiş ve hata toleranslı uygulamalar olan çok fazlı makinalara da değinilmiştir.

Son dönemde yapılan araştırmalar, yakıt hücresi-batarya hibrit tahrik sistemlerinin de gelecekteki İHA tahrik sistemleri için önemli bir alternatif oluşturabileceğini öne sürmektedir. Corcau ve Dinca (2023) [41] tarafından yapılan çalışmada, batarya ve yakıt hücrelerinin dayanım süreleri de belirtilerek, değişken güç talepleri içeren bir profilde performansları paylaşılmıştır. Benzer şekilde Xiao ve arkadaşları (2023) [33]; lityum bataryalar ve bu bataryaların yakıt hücresi, güneş enerjisi sistemi ve süper kapasitör gibi komponentlerle kombinasyonlarını karşılaştırmaları olarak incelemiştir.

Literatürde yapılan diğer çalışmalarda elektrik makinası tasarımı yapılmadan mevcut elektrik makinaları kullanılarak OİUM sınıfı İHA'lar üzerindeki performans analizleri ve uygulanabilirlik değerlendirmeleri yapılmıştır. Çınar, Markov ve arkadaşlarının (2020, 2021) yaptıkları çalışmalarda [42, 43], uçuş süreleri ve irtifaları da belirtilerek karşılaştırmalı analizler yapılmış, tahrik sistemlerinde dağıtılmış konfigürasyonlar da denenerek performans etkileri araştırılmıştır.

Dikkat çeken bir diğer yaklaşım, modüler hibrit tahrik sistemleridir. Chiboub ve arkadaşları (2024) [44], elektrik makinalarının hibrit-elektrikli araçlarda kullanımı üzerine yaptıkları incelemede, bu makinaların tasarımında yapılan yeniliklerin, özellikle enerji verimliliği ve sistem optimizasyonu açısından büyük önem taşıdığını belirtmiştir.

Sonuç olarak; elektrikli ve hibrit tahrik sistemleri üzerine yapılan akademik çalışmalar, bu teknolojilerin çevresel sürdürülebilirlik ve operasyonel verimlilik açısından önemli potansiyele sahip olduğunu ortaya koymaktadır. Ancak mevcut uygulamaların büyük çoğunluğu deneysel veya simülasyon düzeyinde kalmakta; sistem bütünleştirme, güvenilirlik testleri ve sertifikasyon gibi konularda hâlâ ciddi açıklar bulunmaktadır. Bu bağlamda, özellikle OİUM sınıfı İHA'lara yönelik gerçek dünya uygulamalarına dayanan, deneysel verilerle desteklenmiş araştırmalara ihtiyaç duyulmaktadır. Ayrıca, batarya kapasitesinin artırılması, mevcut elektrikli güç kaynaklarının beraber kullanılması gibi çeşitli konseptler de denenerek, hibrit sistemlerin daha verimli ve kullanılabilir hale getirilmesi, bu sistemlerin daha geniş bir uygulama alanına sahip olabilmesi için kritik öneme sahiptir [33, 40, 43, 45].

Tablo 1.1'de, yapılan literatür çalışmaları derlenerek OİUM sınıfı İHA'lar için farklı tahrik sistemlerinin farklı parametreler kullanılarak karşılaştırmaları

Tablo 1.1 Farklı Tahrik Sistemleri için Literatür Karşılaştırması

Tahrik Sistemi	Görev Süresi	Gürültü Seviyesi	Karbon Emisyonu	Bakım İhtiyacı	Uygulama Zorluğu	İlgili Yayınlar
İçten Yanmalı Motor (ICE)	Uzun	Yüksek	Yüksek	Orta	Düşük-Orta	[10, 36]
Elektrikli Sistem	Kısa	Çok Düşük	Sıfıra Yakın	Düşük	Orta	[37, 40, 45, 46]
Paralel Hibrit	Uzun	Orta	Orta	Orta	Yüksek	[34, 37, 42, 47]
Seri Hibrit	Orta	Düşük	Orta	Orta	Yüksek	[16, 35, 37]
Seri-Paralel Hibrit	Uzun	Düşük	Düşük	Yüksek	Çok Yüksek	[37, 40]
Çok Fazlı Elektrik Makinası	Orta	Çok Düşük	Sıfıra Yakın	Düşük	Orta-Yüksek	[40, 45]

özetlenmektedir. İçten yanmalı motorlar uzun görev süresi ve yüksek enerji yoğunluğu sunmasına rağmen çevresel etkileri nedeniyle dezavantajlıdır. Elektrikli sistemler sessiz ve çevre dostudur ancak batarya teknolojisinin sınırlı enerji yoğunluğu nedeniyle uzun süreli görevler için uygun değildir. Hibrit sistemler, bu iki yaklaşımı birleştirerek görev süresi ile çevre duyarlılığı arasında denge kurmayı hedeflemektedir. Ancak sistem karmaşıklığı ve entegrasyon zorlukları, özellikle OİUM sınıfı büyük İHA'lar için teknik ve ekonomik engeller oluşturabilmektedir. Bunlara ek olarak; bu tablo içerisinde, tez konusu kapsamında yapılan yayınlar ve mevcut çalışmalar belirtilerek karşılaştırma sunulmuştur.

1.2 Tezin Amacı

Bu çalışmada; havacılık alanında sivil ve askeri uygulamalarda önemli bir yere sahip olan ve gün geçtikçe daha önemli hale gelen İHA'ların, özellikle geleneksel tahrik sistemlerini kullanan belirli bir sınıfı için daha verimli, çevre dostu ve düşük maliyetli olan alternatif tahrik sistemlerinin, tasarlanan Fırçasız Doğru Akım motorları kullanarak modellenmesi ve performans analizinin değerlendirilmesi amaçlanmıştır. Çalışmada 3 ve 5 fazlı elektrik makinaları tasarımı özel olarak belirlenen referans İHA için modellenmiştir. Tasarlanan makinaların 3 ve 5 fazlı olarak seçilmesi; standart 3 fazlı makinanın yanında, hata toleranslı ve batarya üzerindeki yükün azaltılması amacıyla 5 fazlı makina tasarımı da yapılmıştır. Tasarlanan makinalar tam elektrik ve hibrit tahrik sistemleri olmak üzere iki farklı tahrik sistemi üzerinde denenmiş, uygulanabilirlik ve performans açısından karşılaştırmalar yapılarak değerlendirmeler sunulmuştur. Yapılan literatür çalışmasında da görüldüğü üzere OİUM ve üzeri İHA'larda kullanılan

geleneksel tahrik sistemleri yerine, tasarlanan ve performans testi yapılan bu çalışmadaki sistemlerin mevcut sistemler üzerinde bir alternatif ve avantajlarından faydalanabilmesi için öncü olması amaçlanmıştır.

1.3 Hipotez

Referans olarak seçilen ve OİUM sınıfına ait olan İHA'larda geleneksel tahrik sistemlerinin kullanıldığı görülmüş ve gerek çevresel gerekse verimlilik anlamında bir alternatif sunan elektrikselsel tahrik sistemlerinin bu sınıftaki İHA'lara uygulanması ve performansının değerlendirilmesi bu tezin kapsamı olarak belirlenmiştir. Çalışmanın özgünlüğü açısından, kullanılan elektrik makinaları benzer değerlendirmelerin yapıldığı diğer çalışmalardan farklı olarak bu çalışma için özel olarak tasarlanmıştır. Tasarlanan makina türü, güç, gerilim, faz ve kutup sayısı gibi teknik parametreleri bu çalışma için özel olarak seçilmiştir. Oluşturulan elektrik ve hibrit tahrik sistemlerinin performanslarının değerlendirilmesi de bu sınıfta kullanılmayan teknolojilerin incelenmesi açısından özgünlüğe katkı sunmaktadır.

Tez çalışmasında yer alan bölümler ve içerikleri aşağıda belirtilmiştir:

Bölüm 2'de tasarlanan elektrik makinalarının tasarım adımları, bilgisayar destekli programlarda modellenmesi ve benzetim çalışmaları, kullanılacak referans İHA'nın bilgisayar destekli program üzerinde modellenmesi, oluşturulan modellerin birbirleriyle birleştirilmesi, elektrik ve hibrit tahrik sistemi modellerinin oluşturulması yer almaktadır.

Bölüm 3'te tasarlanan elektrik makinalarının, oluşturulan İHA modeli üzerinde kurulan elektrik ve hibrit tahrik sistemleriyle yapılan benzetim çalışmalarından elde edilen sonuçlar paylaşılmıştır.

Bölüm 4'te elde edilen sonuçların değerlendirilmesi ve gelecek çalışmalar için öneriler yer almaktadır.

ELEKTRİK MAKİNALARININ TASARIMI VE HAVA ARACI ÜZERİNDE TAHRİK SİSTEMLERİNİN MODELLENMESİ

Bu bölümde; 3-fazlı ve 5-fazlı Fırçasız Doğru Akım Motorlarının (FDAM) tasarım adımları, bilgisayar destekli programlar üzerinde modellenmesi, benzetim çalışmaları ve bunların sonucunda elde edilen veriler de kullanılarak, DATCOM ve MATLAB programları yardımıyla oluşturulan referans İHA modeline elektrik motorlarının da aktarılmasıyla, elektrik ve hibrit tahrik sistemlerinin modellenmesine ait adımlar sunulmuştur.

2.1 Elektrik Makinalarının Tasarımı

Elektrik ve hibrit tahrik sistemlerinin oluşturulabilmesi için kullanılacak elektrik makinasının belirlenmesi gerekmektedir. Asenkron motorlar, anahtarlamalı relüktans motorları, süper iletkenli motorlar, sabit mıknatıslı motorlar bu kapsamda kullanılabilen elektrik makinaları olarak örnek verilebilir. Belirtilen makina türlerinin her birinin avantaj ve dezavantajları bulunmaktadır. Asenkron motorlar diğerlerine göre daha düşük verim, düşük güç faktörü ve kırılma torku değerine sahiptir. Anahtarlamalı relüktans motorları düşük bakım, işletme maliyetleri ve bağımsız tork-hız kontrolü sahiptir ancak bunların yanında yüksek tork vuruşu, karmaşık kontrol devreleri gerekliliği ve gürültülü çalışma özelliklerine sahiptir. Süper iletkenli motorlar yüksek verim, güç yoğunluğu ve küçük hacimlere sahiptirler ancak henüz pratik uygulamalarda yer almamaktadır ve sıcaklık, doğal yapıları gereği çok kritik bir öneme sahiptir. Sabit mıknatıslı makinalar, yüksek güç yoğunluğu ve verim değerlerine sahiptir. Bunların yanında, kolay bakım ve basit devrelerle kontrol edilebilirler. Sabit mıknatıslı makinalar içerisinde Sabit Mıknatıslı Asenkron Makinalar (SMAM) ve Fırçasız Doğru Akım Makinaları (FDAM) sıklıkla tercih edilenler arasındadır. SMAM genellikle yüksek hızda çalışmakta ve kullanım yerlerinde dişli kutusu yardımıyla hızlarının ayarlanması

gerekmektedir [31, 44]. Bu çalışmada; kolay ve kesin hız kontrolü, güvenilirlik, düşük maliyet, kolay bakım, yüksek tork-ağırlık oranı, yüksek verim ve sessiz çalışma gibi özelliklerinden dolayı FDAM kullanılmıştır [48–51].

Önceki bölümde belirtildiği gibi, bu çalışmanın özgünlüğü gereği elektrik makinaları olarak seçilen FDAM özel olarak tasarlanmıştır. Tasarlanan makinalar güç, devir sayısı ve çalışma gerilimi aynı tutularak 3 ve 5 fazlı olarak iki ayrı şekilde tasarlanmıştır. Yaygın olarak kullanılan 3-fazlı makinaya ilave olarak 5-fazlı makinanın tasarlanması, güvenilirliğin artırılması ve batarya üzerindeki yükün azaltılması amacıyla yapılmıştır.

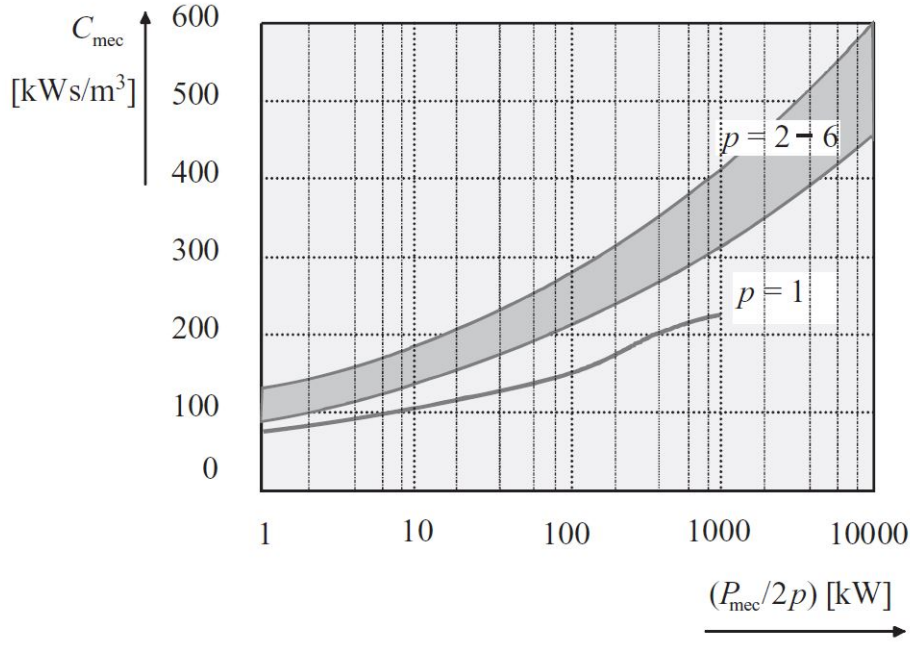
2.1.1 3-Fazlı Fırçasız Doğru Akım Makinasının Tasarımı

Oluşturulması planlanan tahrik sistemlerinde kullanılacak olan makina türünün belirlenmesinin ardından tasarım adımlarına başlanabilmesi için makinanın temel parametreleri olan güç, doğru akım çalışma gerilimi, kutup/oluk kombinasyonu, faz sayısı, verim ve devir sayısı değerlerinin belirlenmesi gerekmektedir. Yapılan çalışmalar sonucunda makina güç değerinin 40 kilowatt (kW), doğru akım çalışma geriliminin 400 Volt (V), kutup/oluk kombinasyonun sargı faktörü değeri göz önüne alınarak 14/15, faz sayısının 3, veriminin %93 ve dakikadaki nominal devir sayısının (rpm) 2500 olacağına karar verilmiştir.

Temel parametrelerin belirlenmesinin ardından makinanın boyutlarının belirlenmesi gerekmektedir. Boyutların belirlenebilmesi için 2.1 ve 2.2 denklemlerinden faydalanılmıştır. Tasarlanan makinanın toplam hacmi Denklem 2.1'le ve makinanın boyu ve çapı arasındaki oran değerinin hesaplanması da Denklem 2.2'yle yapılmaktadır. Denklem 2.1'de yer alan ve "C" ile gösterilen makina sabiti değeri Şekil 2.1'de paylaşılan grafik yardımıyla bulunmaktadır[52–54].

$$D_i^2 l = \frac{P}{C\left(\frac{n}{60}\right)} \quad (2.1)$$

$$X = \sqrt[3]{P} \frac{\pi}{2p} \quad (2.2)$$



Şekil 2.1 Makina Sabiti "C" Belirlenmesi için Kullanılan Referans Grafik

Denklem 2.1 ve 2.2'nin çözülmesinin ardından elde edilen sonuçlar Tablo 2.1'de paylaşılmıştır. Elde edilen sonuçlarla birlikte makinanın temel boyutları belirlenmiştir.

Tablo 2.1 Tasarlanan Elektrik Makinasının Belirlenen ve Hesaplanan Temel Parametreleri

Değişken	Değer
Makina Gücü (P)	40 [kW]
Devir Sayısı (n)	2500 [rpm]
Makina Sabiti (C)	150 [kWs/m ³]
Kutup/Oluk Kombinasyonu	14/15
Faz Sayısı	3
Verim (η)	%93
Doğru Akım Çalışma Gerilimi	400 [V]
Stator İç Çapı (D_i)	278.3 [mm]
Makina Uzunluğu (l)	82.6 [mm]

Makina boyutlarının belirlenmesinin ardından rotor ve stator arasındaki hava aralığı, bu hava aralığında oluşması hedeflenen manyetik akı yoğunluğu, sargı faktörü değerlerinin belirlenmesi gerekmektedir. Standartlar ve genel olarak seçilen değerler de göz önünde bulundurularak bu değerler sırasıyla 1 mm, 0.8 Tesla (T) ve 0.95 olarak belirlenmiştir. Belirtilen değerler ve sembolleri Tablo 2.2'de paylaşılmıştır. Diğer bir önemli parametre olan faz başına düşen akım (I) değeri Denklem 2.3 kullanılarak hesaplanmış ve elde edilen sonuç Tablo 2.2'de gösterilmiştir.

Stator oluklarına yerleştirilecek olan sarım sayısının belirlenmesinde Denklem 2.4 kullanılmıştır. Bu denklemde yer alan değişkenler E , k_w , τ_p , α , ve B sırasıyla Endüklenen Elektromotor Kuvvet (EMK), sargı faktörü, kutup adımı, sabit ve hava aralığında oluşacak maksimum manyetik akı yoğunluğunu temsil etmektedir. Denklem 2.4 içerisinde yer alan Endüklenen Elektromotor Kuvvet (EMK) Denklem 2.5 kullanılarak hesaplanmıştır [52].

$$I = \frac{P}{\eta V} \quad (2.3)$$

$$N = \frac{\sqrt{2}E}{\omega k_w l \tau_p \alpha B} \quad (2.4)$$

$$E = 0.95V_{dc} \quad (2.5)$$

Tablo 2.2 Tasarlanan Elektrik Makinası Sargı Sayısı ve Kullanılan Parametreler

Değişken	Değer
Hava Aralığı	1 [mm]
Hava Aralığındaki Maksimum Manyetik Akı Yoğunluğu (B)	0.8 [T]
Sabit α	2π
Bir Faz Sargısındaki Sarım Sayısı (N)	14
Makina Faz Akımı (I)	107.52 [A]

Stator oluk yapısının hesaplanabilmesi için, stator olukları arasındaki ve boyunduruğundaki manyetik akı yoğunluğu değerlerinin belirlenmesi gerekmektedir. Referans kaynakta yer alan bilgiler kullanılarak, stator oluklarında hedeflenen manyetik akı yoğunluğu değeri (B_{st}) 1.6 T ve stator boyunduruğunda hedeflenen manyetik akı yoğunluğu değeri (B_{sy}) 1.4 T olarak belirlenmiştir [52]. Liteartür taramalarında incelenen yaygın kullanımlar değerlendirilerek; stator oluk açıklığı, yüksekliği ve oluk ayağı uzunlukları sırasıyla 5 mm, 0.5 mm ve 2.5 mm olarak belirlenmiştir ve sırasıyla b_{s0} , h_{s0} , h_{s1} olarak gösterilmiştir. Ek olarak demir laminasyon katsayısı (k_i) 0.9 olarak kabul edilmiştir. Belirlenen değerler yardımıyla Denklemler 2.6, 2.7 ve 2.8 kullanılarak sırasıyla oluklar arasındaki mesafe, boyunduruk uzunluğu ve oluk genişliği hesaplanmıştır.

$$w_{st} = \frac{D_i B \pi}{B_{st} k_i N} \quad (2.6)$$

$$w_{sy} = \frac{D_i B \pi}{2 B_{sy} k_i N} \quad (2.7)$$

$$b_{st} = 2 \left(\tan\left(\frac{\pi}{N}\right) (D_i/2 + h_{s0} + h_{s1}) - \left(\frac{w_{st}/2}{\cos\left(\frac{\pi}{N}\right)}\right) \right) \quad (2.8)$$

Belirtilen denklemlerin çözülmesi sonucu elde edilen stator oluk boyutları ve bu değerler kullanılarak hesaplanan dış çapı Tablo 2.3'te sunulmuştur.

Tablo 2.3 Hesaplanan Stator Oluk Boyutları ve Dış Çapı Değerleri

Değişken	Değer
Stator Olukları Arası Mesafe (w_{st})	32.38 [mm]
Stator Boyunduruk Uzunluğu (w_{sy})	18.5 [mm]
Stator Oluk Genişliği (b_{st})	27.32 [mm]
Stator Oluk Boyu (h_{sy})	22.75 [mm]
Stator Dış Çapı (D_o)	361 [mm]

Stator parametrelerinin belirlenmesinin ardından, rotor boyunduruk, mıknatıs kalınlığı ve mil çapı değerlerinin hesaplanması gerekmektedir. Rotor boyunduruğunda hedeflenen manyetik akı yoğunluğu (B_{ry}) 1 T olarak seçilmiştir. Sırasıyla belirtilen parametrelerin hesaplanması için Denklem 2.9 ve 2.10 kullanılmıştır. Mıknatıs kalınlığı hesaplanırken kullanılan parametreler ve çıkan sonuçlar Tablo 2.4'te paylaşılmıştır. Makina tasarımında kullanılacak olan malzemeler ve kısımlar Tablo 2.5'te paylaşılmıştır[52].

$$w_{ry} = \frac{D_i B \pi}{8 B_{ry} k_i} \quad (2.9)$$

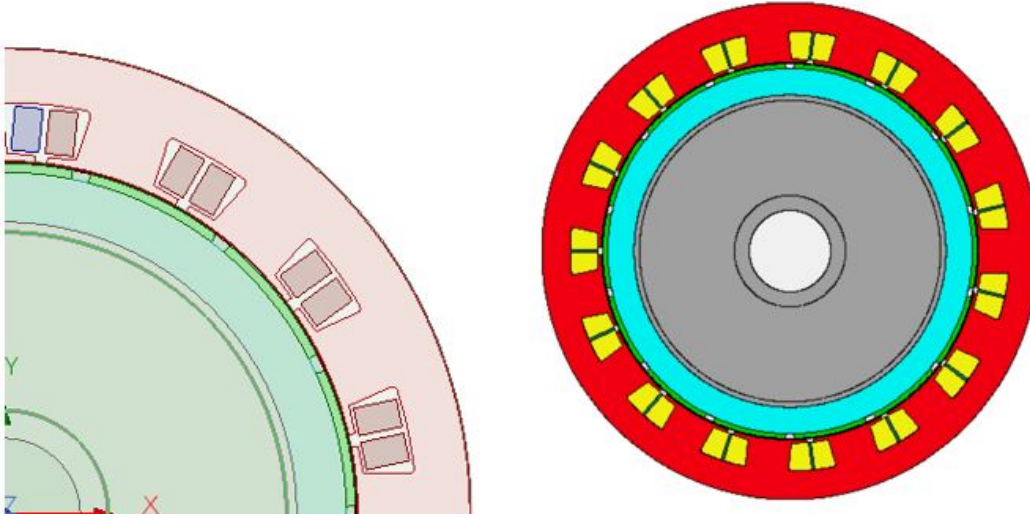
$$d_m = \frac{B((\mu_m)/(\mu_0))g_m K_l K_r g}{g_m K_l B_{ry} - B} \quad (2.10)$$

Tablo 2.4 Hesaplanan Rotor Parametreleri

Değişken	Değer
Rotor Boyunduruk Uzunluğu (w_{ry})	97.15 [mm]
Mıknatıs Manyetik Geçirgenliği (μ_m)	1.3219 [$\mu\text{H/m}$]
Havanın Manyetik Geçirgenliği (μ_0)	1.2566 [$\mu\text{H/m}$]
Stator Diş Yayısı Oranı (g_m)	0.94
Kaçak Faktörü (K_l)	0.85
Relüktans Faktörü (K_r)	1.3
Mıknatıs Kalınlığı (d_m)	3.54 [mm]
Mil Çapı (D_{sh})	82 [mm]

Tablo 2.5 Tasarlanan Makinada Kullanılan Malzemeler

Makina Bölümü	Malzeme
Stator	M350-50A
Rotor	M350-50A
Mıknatıslar	N42UH
Faz Sargıları	Bakır

**Şekil 2.2** Fiziksel Parametreleri Hesaplanan Makinanın Bilgisayar Ortamında Oluşturulan Modelleri

Stator, rotor, faz sargılarının sarım sayısı ve mıknatıs kalınlığı gibi parametrelerin belirlenmesinin ardından makinanın fiziksel tasarım aşaması tamamlanmıştır. Fiziksel parametreleri belirlenen makinanın bilgisayar destekli programlar yardımıyla oluşturulmuş modeli Şekil 2.2’de sunulmuştur. Model oluşturulurken kullanılan programlar ve versiyonları, ANSYS Maxwell 2023 R2 ve ANSYS Motor-CAD 14.1.5.1’dir.

2.1.2 5-Fazlı Fırçasız Doğru Akım Makinasının Tasarımı

3-Fazlı makinayla benzer olarak 5-fazlı makina tasarımında da başlangıç parametrelerinin belirlenmesi gerekmektedir. Önceki bölümde de bahsedildiği üzere temel parametreler olan; güç, doğru akım çalışma gerilimi, kutup/oluk kombinasyonu, faz sayısı, verim ve devir sayısı değerleri belirlenmiş ve Tablo 2.6'da paylaşılmıştır.

Tablo 2.6 5 Fazlı Elektrik Makinasının Belirlenen Temel Parametreleri

Değişken	Değer
Makina Gücü (P)	40 [kW]
Devir Sayısı (n)	2500 [rpm]
Kutup/Oluk Kombinasyonu	14/15
Faz Sayısı	5
Verim (η)	%93
Doğru Akım Çalışma Gerilimi	400 [V]

Makina boyutları belirlenirken Denklem 2.1 ve 2.2'den faydalanılacaktır. Makina sabiti belirlenirken Denklem 2.11'den [52]. Denklemde yer alan k_w , A ve B ifadeleri sırasıyla; sargı faktörü, akım yoğunluğu ve hava aralığındaki manyetik akı yoğunluğunu ifade etmektedir. Sargı faktörü ve hava aralığında oluşması beklenen manyetik akı yoğunluğu 3-fazlı makina ile aynı seçilmiştir. Akım yoğunluğu referans kaynaklarda yer alan tablolardan hareketle 5.6 A/mm^2 olarak seçilmiştir.

$$C = \frac{\pi^2 k_w AB}{2} \quad (2.11)$$

5-fazlı makinanın akım, sarım sayısı ve endüklenen EMK değerleri 3 fazlı makinayla benzer olarak Denklemler 2.3, 2.4 ve 2.5 kullanılarak hesaplanacaktır. Hesaplanan parametreler Tablo 2.7'de sunulmuştur.

Tablo 2.7 5 Fazlı Elektrik Makinasının Hesaplanan Parametreleri

Değişken	Değer
Stator İç Çapı (D_i)	253 [mm]
Makina Uzunluğu (l)	74 [mm]
Hava Aralığı	0.953 [mm]
Hava Aralığındaki Maksimum Manyetik Akı Yoğunluğu (B)	0.8 [T]
Sabit α	2π
Bir Faz Sargısındaki Sarım Sayısı (N)	27
Makina Faz Akımı (I)	107.52 [A]

Stator boyutları ve oluk boyutları belirlenirken Denklemler 2.6, 2.7 ve 2.8 kullanılır. Kullanılan denklemler sonucu elde edilen boyutlar yardımıyla stator dış çapı

belirlenir. Referans kaynakta yer alan bilgiler yardımıyla, stator oluklarında hedeflenen manyetik akı yoğunluğu değeri (B_{st}), stator boyunduruğunda hedeflenen manyetik akı yoğunluğu değeri (B_{sy}) sırasıyla 1.6 T ve 1.4 T olarak belirlenmiştir [52]. Liteartür taramalarında incelenen yaygın kullanımlar değerlendirilerek; stator oluk açıklığı (b_{s0}), yüksekliği (h_{s0}) ve oluk ayağı uzunlukları (h_{s1}) sırasıyla 5 mm, 0.5 mm ve 2.5 mm olarak belirlenmiştir. Hesaplanan stator boyutunun değerleri Tablo 2.8’de sunulmuştur.

Tablo 2.8 5 Fazlı Makina için Hesaplanan Stator Oluk Boyutları ve Dış Çapı Değerleri

Değişken	Değer
Stator Olukları Arası Mesafe (w_{st})	25 [mm]
Stator Boyunduruk Uzunluğu (w_{sy})	13 [mm]
Stator Oluk Genişliği (b_{st})	27 [mm]
Stator Oluk Boyu (h_{sy})	30 [mm]
Stator İç Çapı (D_i)	253 [mm]
Stator Dış Çapı (D_o)	338 [mm]

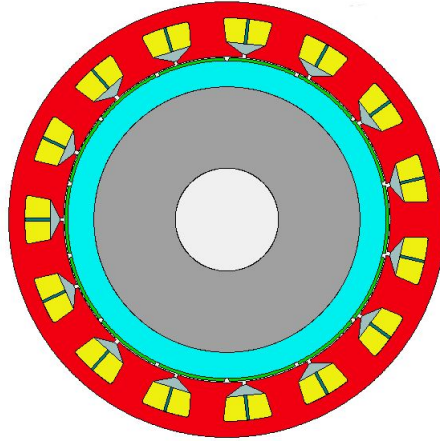
Rotor boyunduruk ve mıknatıs kalınlığının hesaplanmasında Denklemler 2.9 ve 2.10 kullanılacaktır. Boyunduruk ve mıknatıs kalınlıklarının hesaplanmasının ardından mil çapı hesaplanacak ve rotorun fiziksel boyutları elde edilecektir. Mıknatıs kalınlığı kullanılırken gerekli parametreler ve hesaplama sonuçları Tablo 2.9’da paylaşılmıştır.

Tablo 2.9 5 Fazlı Makina Hesaplanan Rotor Parametreleri

Değişken	Değer
Rotor Boyunduruk Uzunluğu (w_{ry})	13 [mm]
Mıknatısın Manyetik Geçirgenliği (μ_m)	1.3219 [$\mu\text{H/m}$]
Havanın Manyetik Geçirgenliği (μ_0)	1.2566 [$\mu\text{H/m}$]
Stator Dış Yay Oranı (g_m)	0.94
Kaçak Faktörü (K_l)	0.85
Relüktans Faktörü (K_r)	1.3
Mıknatıs Kalınlığı (d_m)	2.3 [mm]
Mil Çapı (D_{sh})	208 [mm]

Tablo 2.10 5 Fazlı Makinada Kullanılan Malzemeler

Makina Bölümü	Malzeme
Stator	M350-50A
Rotor	M350-50A
Mıknatıslar	N42UH
Faz Sargıları	Bakır



Şekil 2.3 5 Fazlı Makinanın Bilgisayar Ortamında Oluşturulan Modeli

Tasarlanan makinada referans alınan ve kullanılacak olan malzemeler Tablo 2.10’da paylaşılmıştır. Fiziksel boyutların belirlenmesinin ardından bilgisayar destekli model Şekil 2.3’te paylaşılmıştır. Model oluşturulurken kullanılan program ve versiyonu, ANSYS Motor-CAD 14.1.5.1’dir.

2.2 Hava Aracı Modelinin Oluşturulması

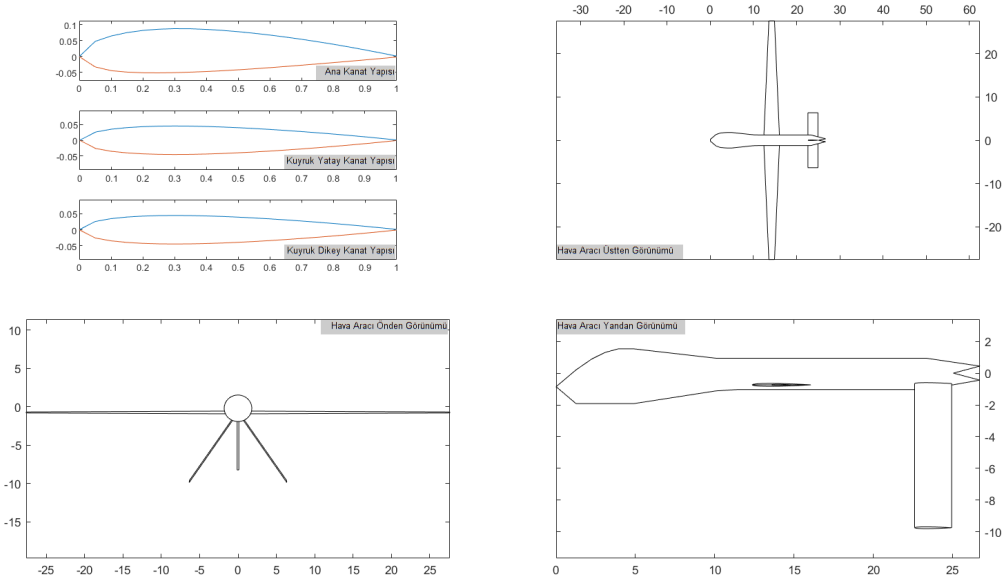
Tasarlanan elektrik makinalarının hava aracı üzerindeki performanslarının görülebilmesi için belirlenen bir hava aracı modelinin bilgisayar destekli programlar aracılığıyla modellenmesi ve benzetim çalışmasına tabi tutulması planlanmıştır. Modelin çıkarılabilmesi için öncelikle hedef sınıflandırma olan OİUM sınıfı İHA’lardan bir referans seçilmesi gerekmektedir. MQ-1 Predator olarak adlandırılan ve bu sınıfta yer alan İHA bu modellemede referans olarak seçilmiştir.

Referans modelin belirlenmesinin ardından, modelin aerodinamik parametrelerinin bilgisayar ortamına yansıtılması ve benzetim çalışmasının bu model üzerinden gerçekleştirilmesi gerekmektedir. Seçilen İHA’ya ait temel parametreler Tablo 2.11’de sunulmuştur[55]. Referans olarak seçilen İHA’nın aerodinamik parametrelerinin çıkarılması Amerikan Hava Kuvvetleri’nin de bir dönem kullanmış olduğu DATCOM (versiyon 1979) isimli program tarafından yapılacaktır. DATCOM programında referans olarak belirlenen İHA’nın Mach cinsinden hız değeri, atak açıları (AoA), boyutları, kumanda yüzeyleri, irtifa, ağırlık merkezi ve değeri gibi temel parametrelerin girişi yapılarak aerodinamik olarak hava aracının katsayıları girilen değerlerin her biri için hesaplanmaktadır[56].

Tablo 2.11 Referans İHA'nın Temel Parametreleri

Parametre	Değer
Kanat Genişliği	16.8 m (55 ft)
Uzunluk	8.22 m (27 ft)
Yükseklik	2.1 m (7 ft)
Maksimum Kalkış Ağırlığı	1020 kg
Boş Ağırlık	512 kg
Yük Kapasitesi	204 kg
Yakıt Kapasitesi	300 kg
Sefer Hızı	36 m/s (maksimum 60 m/s)

DATCOM programı yardımıyla hesaplanan aerodinamik katsayılar, MATLAB (versiyon R2023a) programında yazdırılan komutlar kullanılarak tablo verisi halinde içeriye aktarılmaktadır. Tablo haline getirilen bu veriler sonucu ortaya çıkan hava aracı görseli Şekil 2.4'te sunulmuştur.

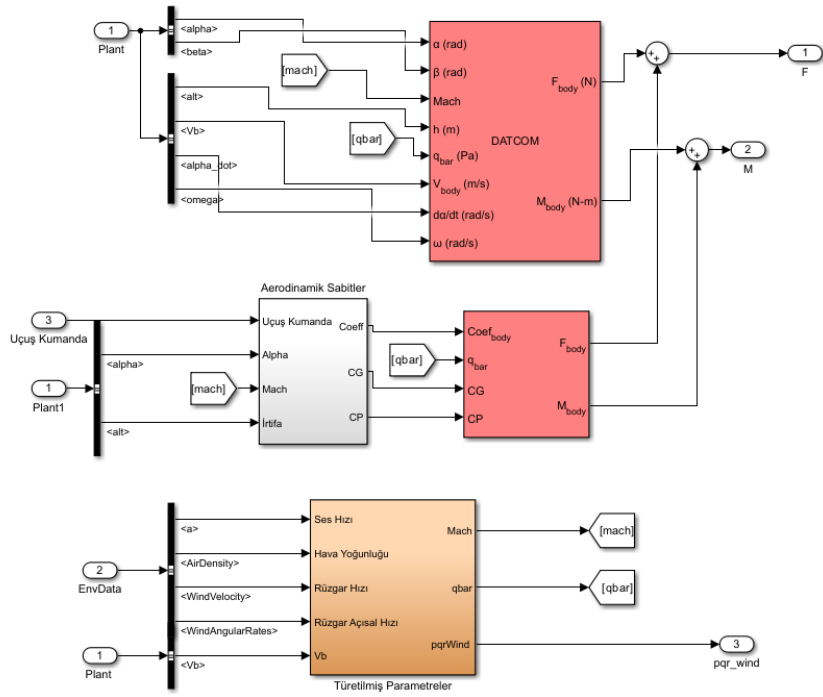


Şekil 2.4 Modellenen İHA Görseli

İHA modelinin oluşturulmasının ardından aktarılan veriler uçuş modelinin kurulması amacıyla MATLAB Simulink (versiyon R2023a) programına aktarılacaktır. MATLAB Simulink üzerinde kurulan hava aracı modelinin genel şeması Şekil 2.5'te sunulmuştur[57].

Kurulan hava aracı modeli; uçuş sensörleri, aviyonik, uçuş kumandaları, aerodinamik, çevre, pilot ve hava aracının hareketinin hesaplanmasından sorumlu alt modellere sahiptir.

Uçuş sensörleri modeli, hava aracının durumu, konumu gibi bilgileri toplar ve ilgili modellere yönlendirir.

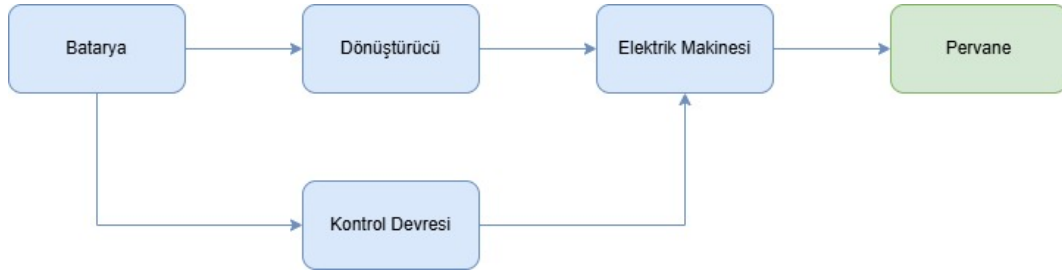


Şekil 2.6 Hava Aracı Modeline Ait Aerodinamik Model

Hava aracının temel parametrelerinde yer alan hız değerleri baz alınarak, aşırı hız durumunun engellenmesi için uygulanacak gaz miktarını hava aracının mevcut hızıyla karşılaştırarak ayarlayan hız kontrol modeli sisteme eklenmiştir.

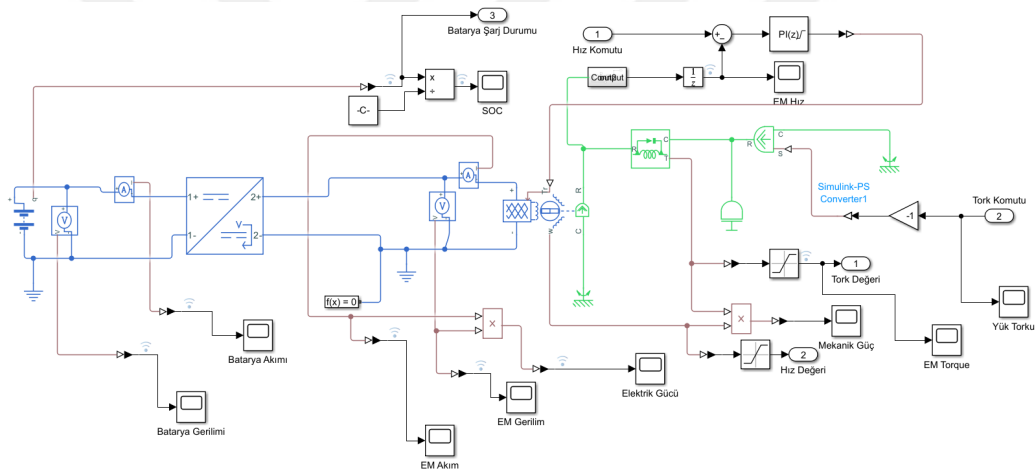
2.3 Elektriksel Tahrik Sisteminin Oluşturulması

Elektriksel tahrik sistemleri, içten yanmalı motorların zararlı etkilerini ortadan kaldırmak ve daha verimli sistemler oluşturmak adına kullanılabilir güç alternatiflerdir. Çevre dostu, verimli ve güvenilir olmalarının yanı sıra, düşük gürültü ve düşük işletim maliyetleri de tercih sebepleri arasındadır [58, 59]. Elektriksel tahrik sistemleri temel olarak; elektrik makinasına ana gücü verecek olan batarya, ihtiyaç olan gücü düzenleyen ve dönüştüren güç elektroniği dönüştürücüleri, elektrik makinasının sürülmesi ve talep edilen bölgelerde çalışmasını ayarlayan kontrolör, pervane ve elektrik makinasının kendisinden oluşmaktadır [37, 50, 60–62]. Sistemin temel yapısına ait oluşturulan şema Şekil 2.7’de sunulmuştur.



Şekil 2.7 Elektriksel Tahrik Sisteminin Temel Sistem Şeması

Elektriksel tahrik sisteminin oluşturulması için elektrik makinasının ve elektrik makinasına güç sağlayacak olan batarya modelinin oluşturulması gerekmektedir. Elektrik makinası modeli oluşturulurken bilgisayar destekli programlarda oluşturulan modelin benzetim çalışması sonuçları kullanılmış, güvenilir ve daha hızlı sonuçlar veren sistem seviyesi modeli oluşturulmuştur. Oluşturulan sistem seviyesi modeli Şekil 2.8’de sunulmuştur.



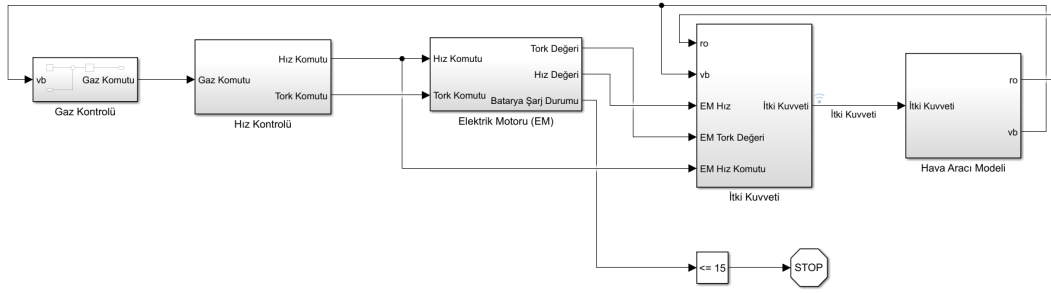
Şekil 2.8 Tasarlanan Elektrik Makinası Sistem Seviye Modeli

Oluşturulan sistem seviyesi modeli içerisinde makina mil hızının ve torkunun kontrolünü içeren bloklar yer almaktadır. Buna ilave olarak, makinanın çalışması için gerekli gücü sağlayan batarya modeli de bu model içerisinde yer almaktadır. Batarya modeli oluşturulurken, hali hazırda havacılık uygulamalarında kullanılmak üzere sertifikasyon edilmiş batarya seçilmiştir. Seçilen bataryaya ait parametreler Tablo 2.12’de paylaşılmıştır[63].

Tablo 2.12 Batarya Temel Parametreleri

Parametre	Değer
Nominal Gerilim	345 [V]
Hücre Kapasitesi	78 [Ah]
Hücre Konfigürasyonu	96S12P
Maksimum Sürekli Deşarj Gücü	40 [kW]
Batarya Ağırlığı	70 [kg]

Oluşturulan elektrik makinası ve batarya modellerinin ardından, uçuş performansının gözlemlenebilmesi için kullanılacak olan modelin oluşturulması için hava aracı modeliyle birleştirilmesi gerekmektedir. Hava aracı modelinin düzgün hesaplama yapabilmesi ve hava aracının uçuşu için gereken itki kuvvetinin hesaplanabilmesi için ilgili blok oluşturulmuştur.



Şekil 2.9 Tasarlanan Elektriksel Tahrik Sistemi Modeli

İtki kuvvetinin hesaplandığı blok içerisinde, elektrik makinasının ürettiği tork ve hava aracının pervanesine ait parametreler yerleştirilmiştir ve bu veriler kullanılarak itki kuvveti hesaplanmaktadır. Bataryanın şarj durumu, sadece düz uçuş performansına bakılacağından ve uçuşun diğer fazları için gerekli enerjinin bırakılması, ayrıca bataryanın performansının optimum kullanılması da göz önüne alınarak %20 değerine sınırlandırılmış ve bunu sınırlandıran blok modele yerleştirilmiştir. Oluşturulan elektriksel tahrik sistemi modeli Şekil 2.9'da sunulmuştur.

2.4 Hibrit Tahrik Sisteminin Oluşturulması

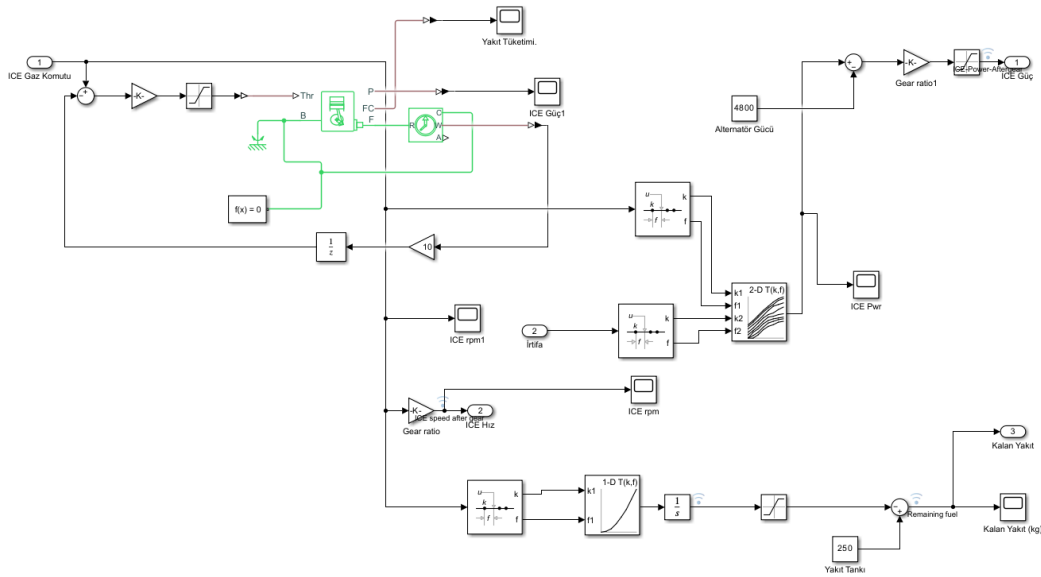
Günümüzde ulaşım araçlarında kullanımı yaygın olan hibrit tahrik sistemleri temelde 3 ana topolojiye sahiptir. Seri, paralel ve seri-paralel olan bu topolojilerin daha önceki bölümde belirtilen avantaj ve dezavantajları incelendiğinde, bu çalışma kapsamında kullanılacak olan modelin paralel hibrit tahrik sistemi olmasına karar verilmiştir. Paralel hibrit tahrik sisteminde; elektrik makinası, içten yanmalı motora destek olarak çalışmakta ve iki sistemden birinde oluşacak bir arıza

İçten yanmalı motor modeli oluşturulurken, referans olarak seçilen İHA'da kullanılan Rotax 914 modeline ait parametreler kullanılmıştır. Kullanılan parametreler Tablo 2.13'te paylaşılmıştır[64].

Tablo 2.13 İçten Yanmalı Motor Temel Parametreleri

Parametre	Değer
Maksimum Güç	84.5 [kW]
Maksimum Şaft Hızı	5800 [rpm]
Tork (@4900 rpm)	144 [Nm]
Toplam ağırlık (aksesuarlar dahil)	75.5 [kg]

İçten yanmalı motor modelinde, hız kontrol modelinden gelen gaz talebine göre motorun güç, şaft hızı ve yakıt tüketimi değerleri hesaplanmaktadır. İçten yanmalı motor performansı uçağın irtifasına göre değişkenlik göstermesinden dolayı; irtifa bilgisi de bu modele aktarılmış ve belirtilen parametreler buna göre hesaplanmıştır[65, 66]. İçten yanmalı motor modeline ait görsel Şekil 2.12'de sunulmuştur.



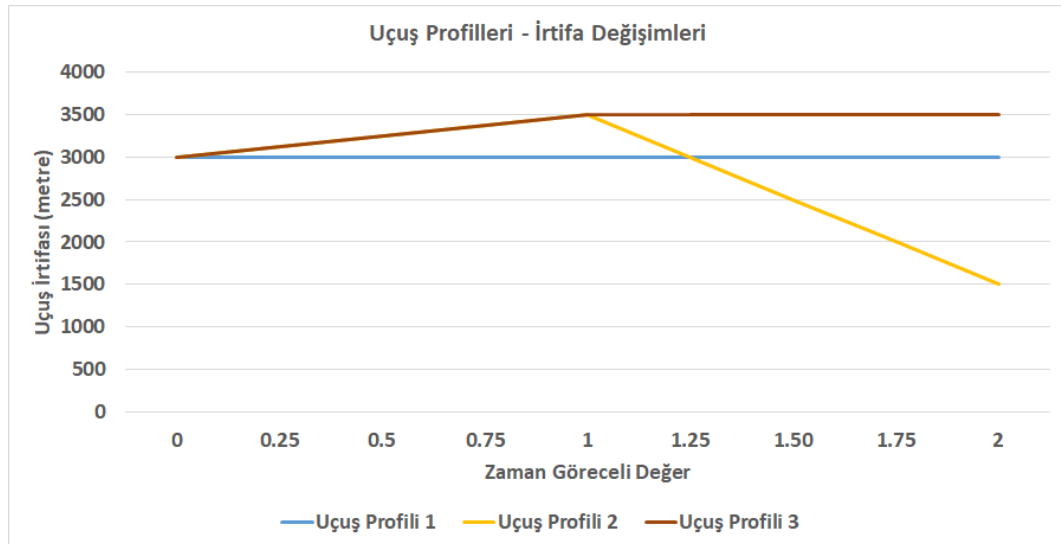
Şekil 2.12 Oluşturulan İçten Yanmalı Motor Modeli

Elektriksel tahrik sistemi modeliyle benzer olarak bu modelde de, hava aracı modelinin doğru hesaplama yapabilmesi ve hava aracının uçması için gerekli olan itki kuvvetinin hesaplanabilmesi için ilgili blok oluşturulmuştur. Blok içerisinde elektrik makinası ve içten yanmalı motordan alınan mil hızı bilgileri, pervaneye ait parametrelerle birleştirilerek itki kuvveti hesaplanmış ve ilgili modellere gönderilmiştir. Yine benzer olarak ve aynı sebeplerden dolayı, batarya şarj seviyesi %20 olarak sınırlandırılmıştır.

2.5 Uçuş Profillerinin Oluşturulması

Oluşturulan tahrik modellerinin performanslarının değerlendirilebilmesi için uçuş profilleri oluşturulmuştur. Elektriksel tahrik sistemi için 3 adet uçuş profili oluşturulmuştur. Oluşturulan uçuş profillerinin ilkinde (Uçuş Profili-1), irtifa değişimi olmayıp, hava aracının batarya kuvvetiyle belirlenen irtifa olan 3000 metre (9842 feet) seviyesinde ne kadarlık uçuş süresi elde edileceği görülecektir. İkinci uçuş profilinde (Uçuş Profili-2), irtifa değeri 3000 metre (9842 feet) seviyesinden başlayıp, önce 3500 metreye (11482 feet) yükseltilecek, sonrasında 1500 metreye (4921 feet) düşürülecektir. Bu uçuş profilinde de uçuş süresinin ne kadar olacağı görülecektir. Hibrit tahrik sisteminde hazırlanan üçüncü uçuş profili (Uçuş Profili-3) kullanılacak ve toplam uçuş süresi, içten yanmalı motorun çalışma noktasının değişimi gibi parametreler içten yanmalı motorla kurulan mevcut sisteme göre karşılaştırılacak ve ne kadar değişim sağlandığı ölçülecektir. Uçuş Profili-3, irtifa değerinin 3000 metre (9842 feet) seviyesinden başlatılıp, 3500 metreye (11482 feet) yükseltilmesi ve bu irtifada devam etmesi şeklinde kurgulanmıştır. Uçuş fazının başında hibrit sistem aktiftir ve batarya şarj değeri %20 olana kadar çalışmaya devam etmektedir. Batarya belirlenen seviyeye ulaştıktan sonra sadece içten yanmalı motor yakıtı belirlenen seviyeye gelene kadar uçuşa devam edecektir. Uçakta kalan yakıt değerinin tetikleme değeri 50 kg olarak belirlenmiştir.

Yapılan uçuş performans analizlerinde, hava aracı hareketi olarak sadece alçalma ve yükselmenin yer aldığı irtifa değişimi hareketleri yer alacaktır ve sadece düz uçuş fazı benzetim çalışmasında değerlendirilecektir.



Şekil 2.13 Oluşturulan Uçuş Profillerinin Grafikselleştirilmesi

Uçuş profillerinin birleştirilerek, irtifalara göre zaman göreceli olarak oluşturulan grafik Şekil 2.13'te sunulmuştur.

3

BENZETİM ÇALIŞMASI SONUÇLARI

Bu bölümde; tasarlanan elektrik makinalarının ve tasarlanan elektrik makinalarıyla gerçekleştirilen tahrik sistemlerinin benzetim çalışmaları sonuçları paylaşılacaktır. Tasarım aşamasında hesaplanan değerler ve benzetim çalışmalarının sonuçları, tahrik sistemlerinin gösterdiği performanslar görsel ve tablo olarak paylaşılacaktır.

3.1 Tasarlanan Elektrik Makinaları Benzetim Çalışması Sonuçları

Tasarım aşamaları paylaşılan 3 ve 5 fazlı elektrik makinalarının benzetim çalışmasına ait sonuçlar ayrı başlıklar altında paylaşılmıştır. Elde edilen sonuçlar görsel ve tablo haline getirilmiş verilerle sunulmuştur. Hesaplanan ve benzetim çalışmasında elde edilen değerler paylaşılmıştır.

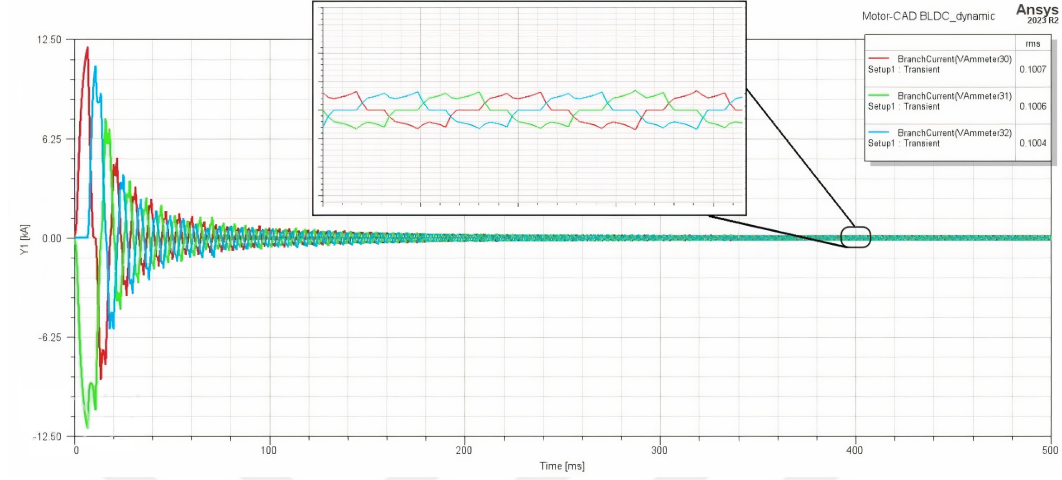
3.1.1 3-Fazlı Elektrik Makinası Benzetim Çalışması Sonuçları

Tasarım aşamasında belirlenen değerler ve bunlar doğrultusunda yapılan hesaplamalar ilgili bölümlerde sunulmuştur. Bu değerler kullanılarak yapılan bilgisayar destekli modeller ve benzetim çalışmaları sonuçları elde edilmiştir. Hava aracının uçurulması ve makina performansı açısından önemli olan değerler seçilerek, Tablo 3.1'de hesaplanan ve elde edilen sonuçlar paylaşılmıştır.

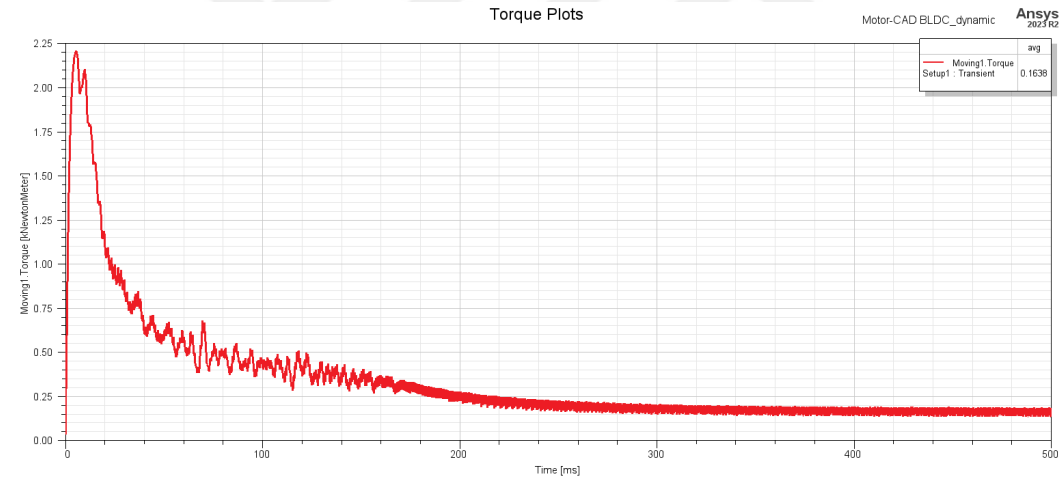
Tablo 3.1 3-Fazlı Makina için Hesaplanan ve Benzetim Çalışması Sonucu Elde Edilen Değerler

Parametre	Hesaplanan Değer	Benzetim Çalışması Sonucu
Manyetik Akı [mWb]	14.49	13
Akım [A]	107.52	100.6
Tork [Nm]	152	162
Hava Aralığı Manyetik Akı Yoğunluğu [T]	0.8	0.76
Stator Boyunduruğu Manyetik Akı Yoğunluğu [T]	1.4	1.329
Stator Oluğu Manyetik Akı Yoğunluğu [T]	1.6	1.623
Akım Yoğunluğu [A/mm ²]	5.6	5.6

Basit bir kontrol devresi kullanılarak rotorun pozisyonuna göre anahtarlama yapan ve belirlenen bir yük torku altında yapılan ve dinamik benzetim çalışması olarak adlandırılan yöntem kullanılarak, makinanın çektiği akım ve ürettiği tork değerlerinin zamana bağlı değişim grafikleri Şekil 3.1 ve 3.2’de paylaşılmıştır.

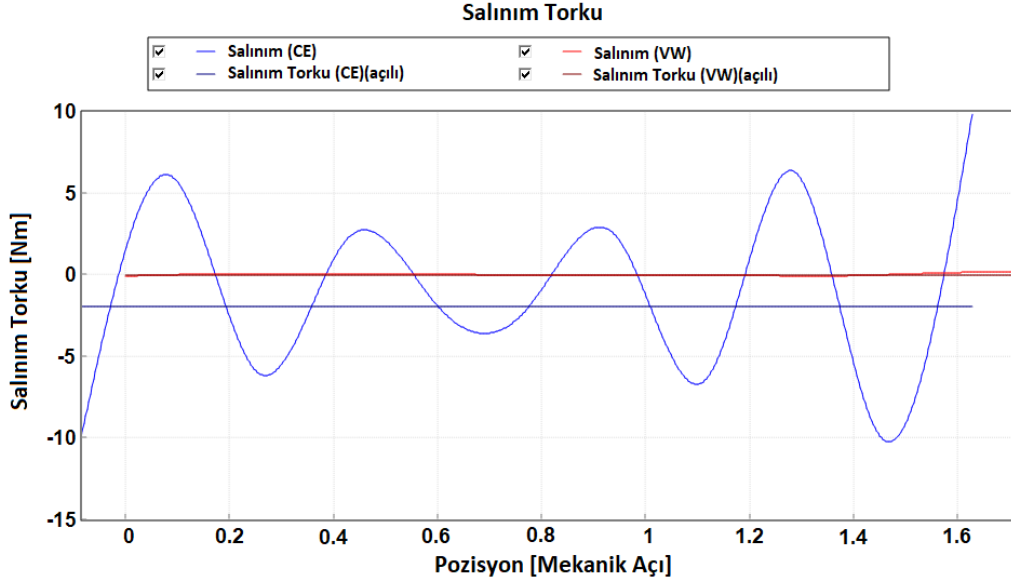


Şekil 3.1 Tasarlanan Makinanın Çektiği Akım-Zaman Grafiği



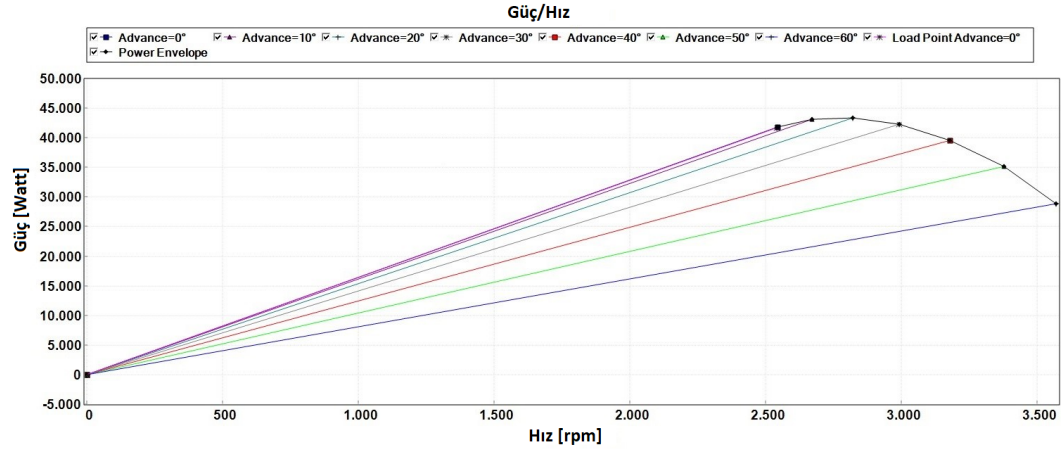
Şekil 3.2 Tasarlanan Makinanın Ürettiği Tork-Zaman Grafiği

Makinanın çalışmasını etkileyen önemli faktörlerden bir tanesi de tork dalgalanması değeridir. Tork dalgalanması değerinin azaltılması için rotor üzerindeki sabit mıknatıslar belirli bir açıyla konumlandırılır. Yapılan tasarımda bu açı 1.714 olarak belirlenmiştir. Salınım torkunun, açı verilmeden ve verildikten sonraki değişimleri Şekil 3.3’te sunulmuştur.



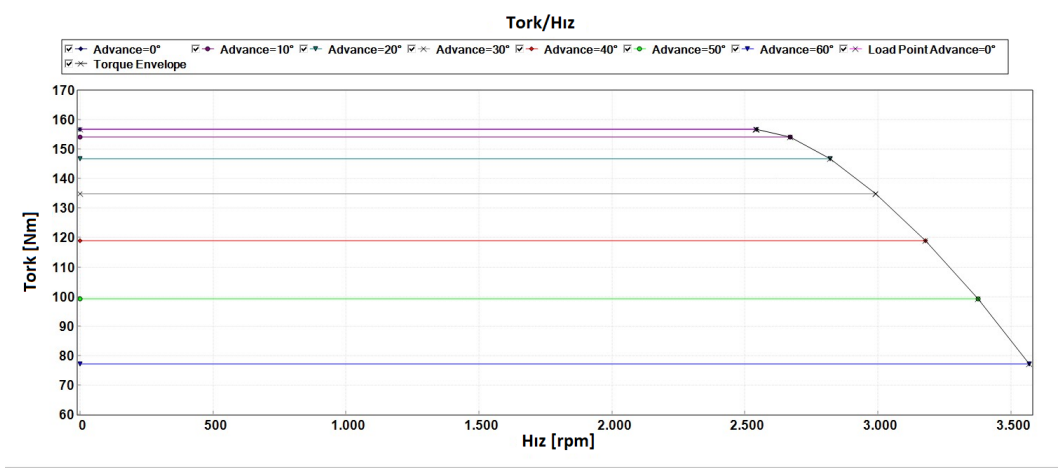
Şekil 3.3 Salınım Torku Değişim Grafiği

Makinanın performansının değerlendirilebilmesi için güç, tork ve hız arasındaki bağlantının gözlemlenmesi gerekmektedir. Hızın değişimine göre makinadan çekilen gücün gösterildiği grafik Şekil 3.4'te paylaşılmıştır. Paylaşılan grafikte 0'dan 60'a kadar elektriksel faz açıları paylaşılmış olup bu çalışmada 0 referans olarak alınmıştır.



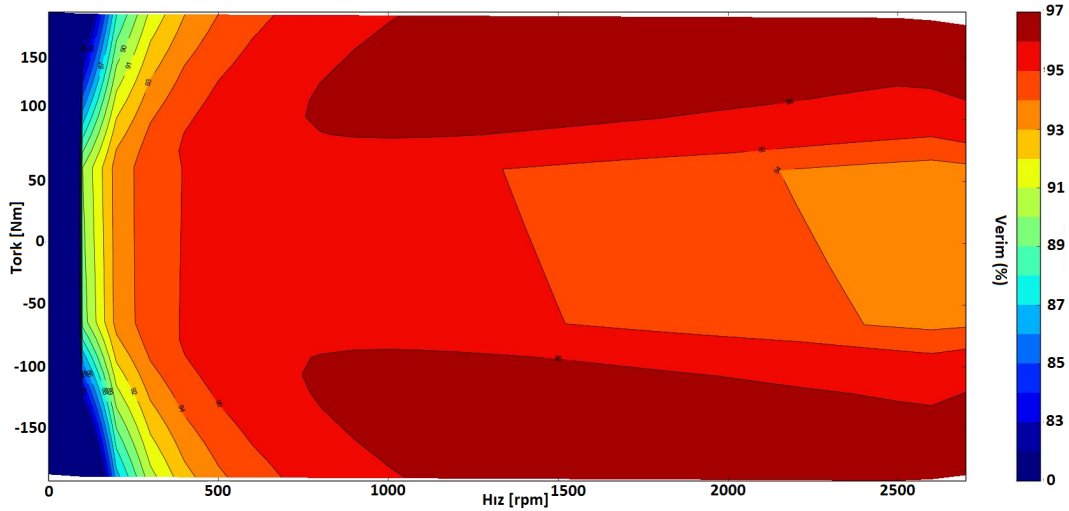
Şekil 3.4 Tasarlanan Makinanın Güç-Hız Grafiği

Önemli parametrelerden bir diğeri olan hızın değişimine bağlı tork grafiği Şekil 3.5'te paylaşılmıştır. Paylaşılan grafikte güç-hız grafiğiyle benzer olarak elektriksel faz açıları gösterilmiş ve referans olarak bu çalışmada 0 derece alınmıştır.



Şekil 3.5 Tasarlanan Makinanın Tork-Hız Grafiği

Farklı çalışma noktalarında makinanın verim değerlerinin gösterildiği grafik Şekil 3.6'da paylaşılmıştır. Oluşturulan grafik tasarlanan makinanın motor ve generatör çalışma noktalarını da içermektedir. Verim değerleri makinanın hız-tork grafiği üzerine işlenmiştir.



Şekil 3.6 Tasarlanan Makinanın Verim Grafiği

Verim grafiği oluşturulurken kullanılan makinanın kayıp değerleri Tablo 3.2'de paylaşılmıştır. Paylaşılan tabloda makinanın bakır, mıknatıs, stator ve rotor demir kayıplarının değerleri yer almaktadır.

Makinada bulunan sabit mıknatıslardan ve kullanılan diğer malzemelerden istenilen ölçüde verim alınabilmesi için makinanın çalışma sıcaklığının belirli bir değerde tutulması gerekmektedir. Bu sebeple, tasarlanan makinada kullanılmak üzere harici soğutma sistemi benzetim çalışmalarına dahil edilmiştir. Kullanılan soğutma

Tablo 3.2 Tasarlanan Makinanın Kayıp Değerleri

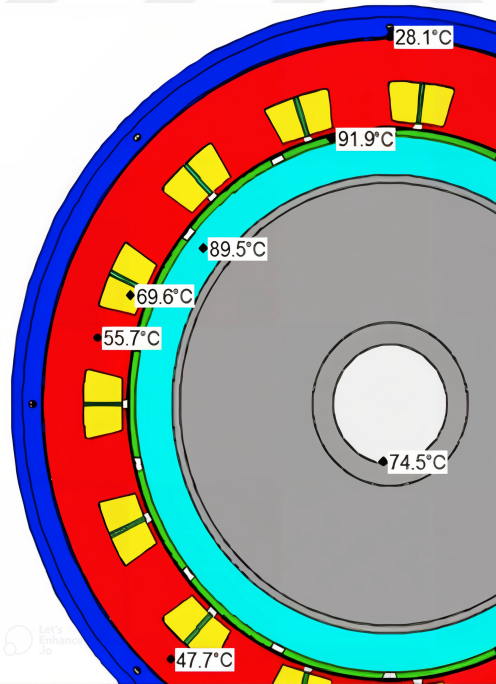
Kayıp Türü	Kayıp Miktarı
Bakır Kaybı	347.4 [W]
Mıknatıs Kaybı	385.8 [W]
Stator Demir Kaybı	948.2 [W]
Rotor Demir Kaybı	69.21 [W]
Toplam Kayıp	1751 [W]

sistemine ait özellikler Tablo 3.3'te paylaşılmıştır.

Tablo 3.3 Soğutma Sisteminin Özellikleri

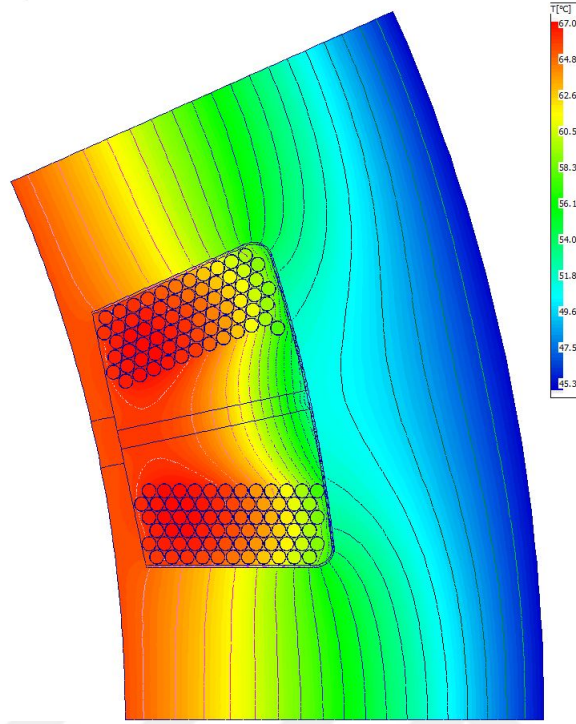
Parametre	Değer
Soğutma Sıvısı Giriş Sıcaklığı	25 [C°]
Soğutma Sıvısı Çıkış Sıcaklığı	110 [C°]
Soğutma Sıvısı Tipi	EGW 50/50
Akış Oranı	15 [L/min]

Soğutma sisteminin dahil edilmesinin ardından tasarlanan makinada oluşan sıcaklık değerleri Şekil 3.7'de paylaşılmıştır. Paylaşılan şekilde makinanın önemli noktaları belirlenmiş ve burada yer alan değerler gösterilmiştir.



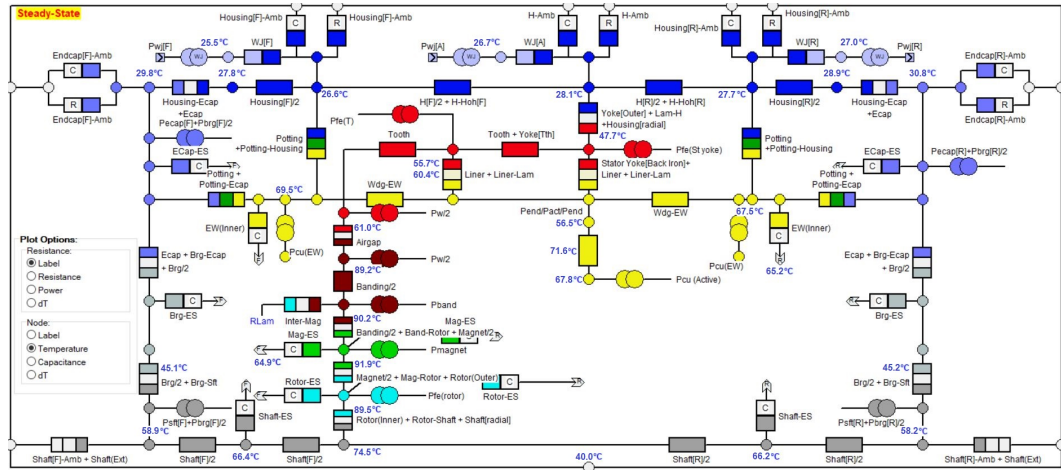
Şekil 3.7 Tasarlanan Makinanın Sıcaklık Değerleri

Sıcaklık konusunda dikkat edilmesi gereken diğer bir önemli bölge olan oluklara yerleştirilmiş sargılar da benzetim çalışması sonucunda gözlemlenmiş ve elde edilen değerler Şekil 3.8'de paylaşılmıştır.



Şekil 3.8 Stator Oluklarında Bulunan Sargıların Sıcaklık Değerleri

Sıcaklık kapsamında yapılan benzetim çalışmaları sonucunda oluşturulan makinanın termal bağlantı haritası Şekil 3.9’da paylaşılmıştır. Paylaşılan termal haritada makinanın tüm parçaları ve birbirleri arasındaki bağlantılar ve ısı alışverişleri gösterilmektedir.



Şekil 3.9 Tasarlanan Makinanın Termal Haritası

Makina sıcaklık değerlerinin etkileri de katıldıktan sonra elde edilen kayıp değerleri Tablo 3.4’te sunulmuştur. Paylaşılan tabloda makinanın bakır, mıknatis, stator ve rotor demir kayıplarının değerleri yer almaktadır.

Tablo 3.4 Sıcaklık Değerlerinin Etkisiyle Oluşan Kayıp Değerleri

Kayıp Türü	Kayıp Miktarı
Bakır Kaybı	461.79 [W]
Mıknatıs Kaybı	385.8 [W]
Stator Demir Kaybı	948.2 [W]
Rotor Demir Kaybı	69.21 [W]
Toplam Kayıp	1751 [W]

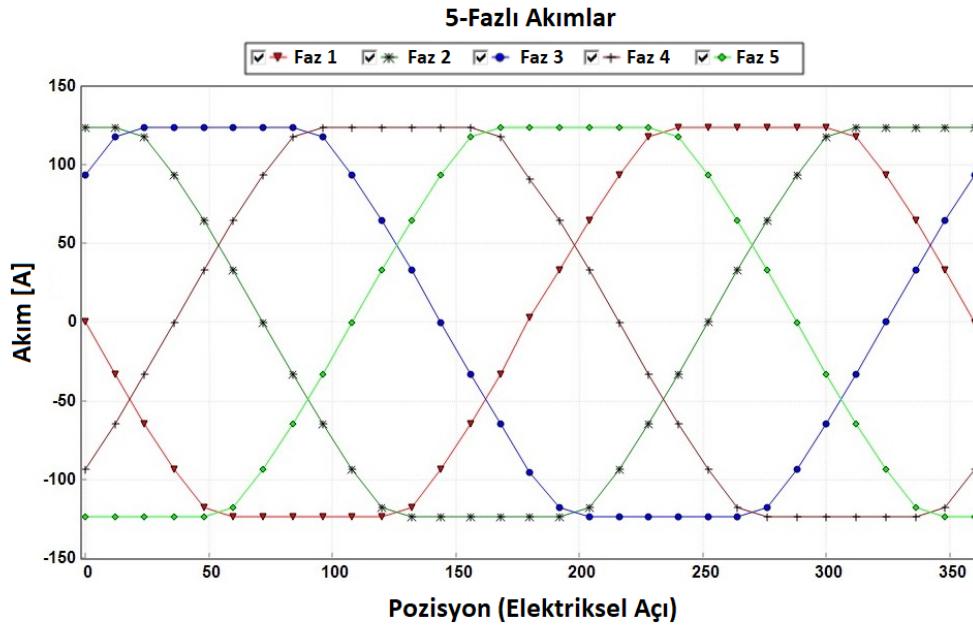
3.1.2 5-Fazlı Elektrik Makinası Benzetim Çalışması Sonuçları

Tasarlanan 5 fazlı elektrik makinası için benzetim çalışması yapılmıştır. Tasarım aşamasında hesaplanan ve belirlenen değerlerle, benzetim çalışması sonucu elde edilen sonuçlar Tablo 3.5'te sunulmuştur.

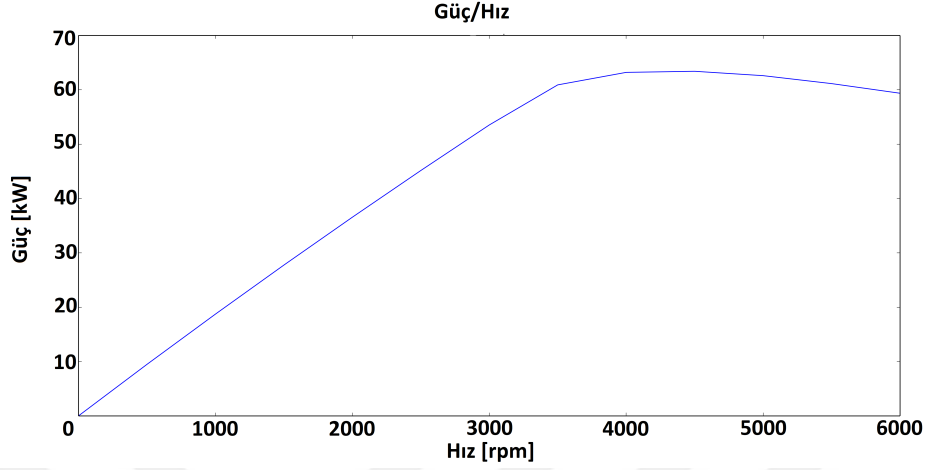
Tablo 3.5 5-Fazlı Makina için Hesaplanan ve Benzetim Çalışması Sonucu Elde Edilen Değerler

Parametre	Hesaplanan Değer	Benzetim Çalışması Sonucu
Akım [A]	107.52	123.5
Tork [Nm]	152	150.32
Hava Aralığı Manyetik Akı Yoğunluğu [T]	0.8	0.75
Stator Boyunduruğu Manyetik Akı Yoğunluğu [T]	1.4	1.739
Stator Oluğu Manyetik Akı Yoğunluğu [T]	1.6	1.583
Rotor Boyunduruğu Manyetik Akı Yoğunluğu [T]	1.3	1.21
Akım Yoğunluğu [A/mm ²]	5.6	5.6

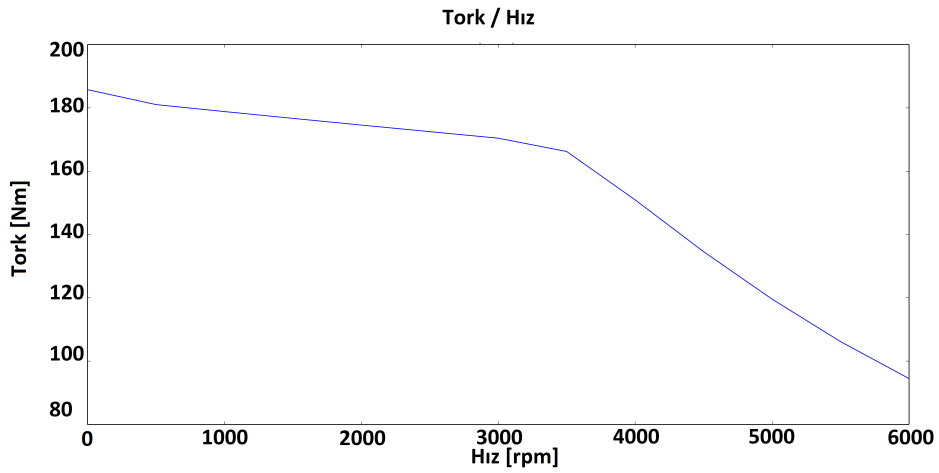
5-Fazlı makina için tasarlanan sargı sarımlarının çektiği akım değerlerinin elektriksel açılara göre değişimini içeren grafik Şekil 3.10'da sunulmuştur.

**Şekil 3.10** 5-Fazlı Makina Sargılarının Çektiği Akım Grafiği

Tasarlanan makina performansının değerlendirilebilmesi için hıza bağlı güç ve tork değerlerinin gözlemlenmesi gerekmektedir. Yapılan benzetim çalışması sonucunda elde edilen güç-hız ve tork-hız grafikleri Şekil 3.11 ve 3.12’de sunulmuştur.

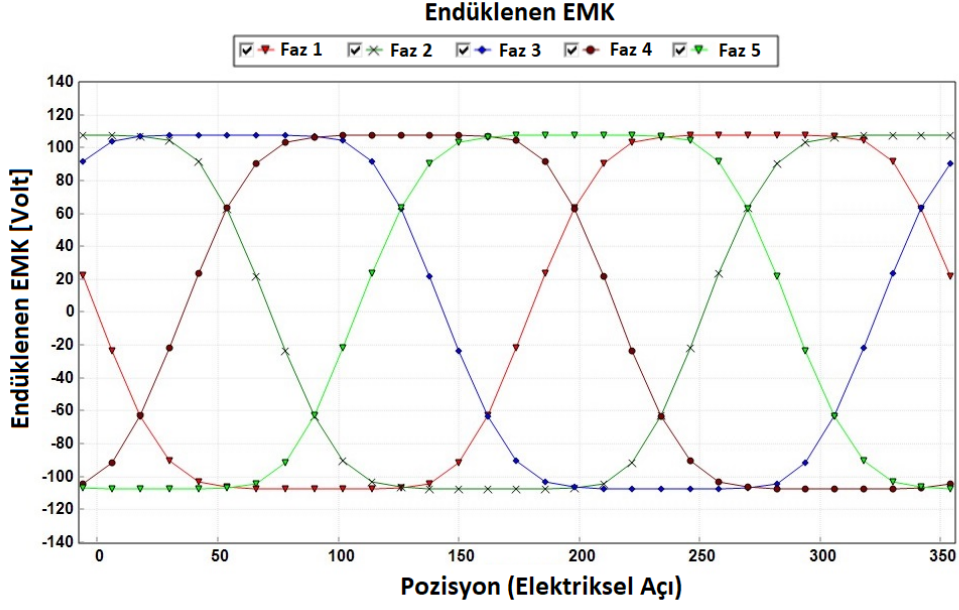


Şekil 3.11 Tasarlanan 5-Fazlı Makinanın Güç-Hız Grafiği



Şekil 3.12 Tasarlanan 5-Fazlı Makinanın Tork-Hız Grafiği

Makinada her fazda endüklenen EMK'nın elektriksel açığa göre değişiminin yer aldığı grafik Şekil 3.13'te sunulmuştur.



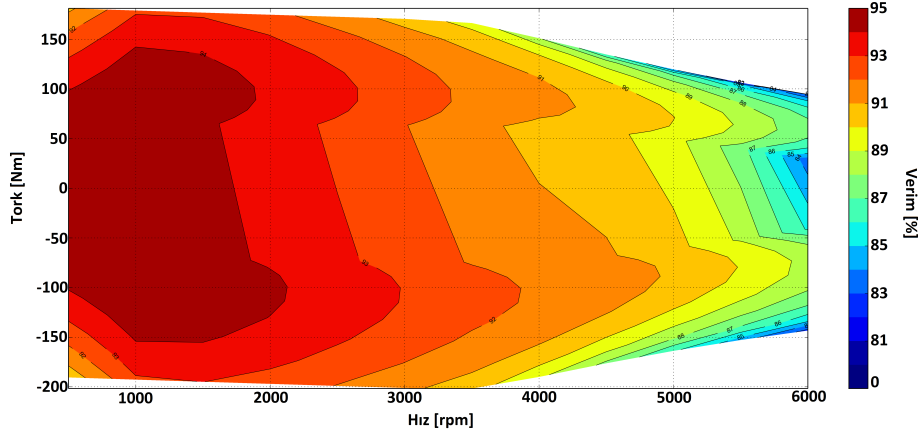
Şekil 3.13 Makinada Endüklenen EMK'nın Değişim Grafiği

Makinanın verim değerinin hesaplanabilmesi için benzetim çalışması sonucu elde edilen kayıp değerleri Tablo 3.6'da sunulmuştur.

Tablo 3.6 Tasarlanan 5-Fazlı Makinanın Kayıp Değerleri

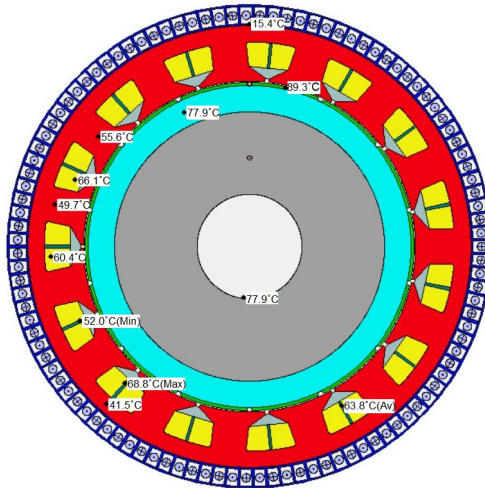
Kayıp Türü	Kayıp Miktarı
Bakır Kaybı	484.8 [W]
Mıknatıs Kaybı	1490 [W]
Stator Demir Kaybı	1150 [W]
Rotor Demir Kaybı	93.04 [W]
Toplam Kayıp	3218 [W]

Kayıp miktarları yardımıyla oluşturulan verim grafiği Şekil 3.14'te sunulmuştur. Verim grafiği, hız-tork grafiği üzerine verim değerlerinin işlenmesiyle oluşturulmuştur. Oluşturulan verim grafiğinde motor ve jeneratör çalışma noktaları beraber yansıtılmıştır. Verim haritasından elde edilen verilere göre çalışma hızı olan 2500 rpm değerinde verim %92 olarak ölçülmüştür.



Şekil 3.14 5-Fazlı Makina Verim Grafiği

Makinanın yapısında bulunan sabit mıknatıs ve diğer malzemeler sıcaklık etkisiyle en iyi çalışma noktalarından uzaklaşmaktadırlar. Bu noktaya yakın şekilde çalışabilmeleri için 3 fazlı makinada olduğu gibi harici bir soğutma sistemi kullanılmıştır. Harici devre makina çevresine aksenal ve spreyleme yöntemiyle gerçekleştirilmiştir. EPW 50/50 sıvısı soğutucu olarak kullanılmıştır.



Şekil 3.15 5-Fazlı Makina Sıcaklık Değerleri

Benzetim çalışması sonucu makinanın sıcaklık değerleri Şekil 3.15'te paylaşılmıştır.

3.2 Elektriksel Tahrik Sistemi Benzetim Çalışması Sonuçları

Bu bölümde, oluşturulan tam elektrik tahrik sisteminin tasarlanan elektrik makinaları kullanılarak yapılan benzetim çalışması sonuçları yer almaktadır. Tasarlanan 3-fazlı ve 5-fazlı elektrik makinaları tam elektrik tahrik sisteminde kullanılmıştır.

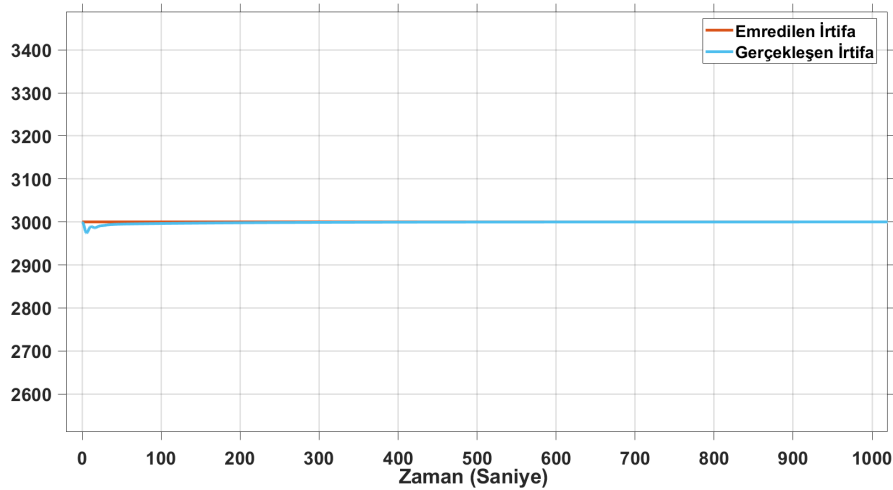
3.2.1 3-Fazlı Elektrik Makinasıyla Oluşturulan Elektriksel Tahrik Sistemi Sonuçları

Elektriksel tahrik sistemi modelinin oluşturulmasının ardından, tasarlanan 3-fazlı elektrik makinasının performansının görülebilmesi için bilgisayar ortamında sistem seviyesi modeline aktarım yapılmıştır. Kurulan modelin performans analizi daha önceki bölümlerde açıklanan uçuş profilleri kullanılarak gözlemlenmiştir.

3.2.1.1 Uçuş Profili-1 Kullanılarak Elde Edilen Sonuçlar

Uçuş Profili-1 kapsamında yapılan benzetim çalışmasında; hava aracının irtifası, hava aracının hızı, üretilen itki kuvveti, elektrik makinasının hız ve tork değerleri, bataryanın şarj durumu incelenmiştir.

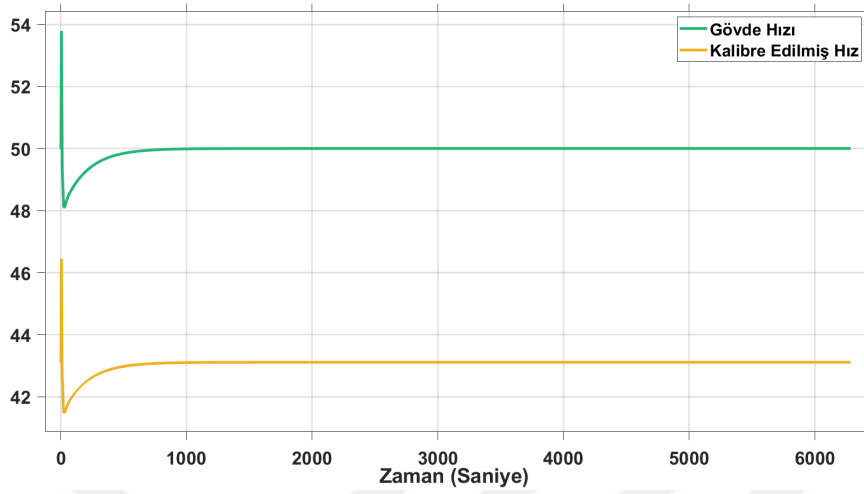
Şekil 3.16'da hava aracının benzetim çalışması boyunca irtifa değeri gösterilmiştir. Uçuş Profili-1 kapsamında irtifa değişimi olmamıştır. Ancak, tasarlanan elektrik makinasının yeterli itki kuvvetini oluşturabileceği gösterilmiştir.



Şekil 3.16 Uçuş Profili-1 Süresince Hava Aracı İrtifa Gösterimi

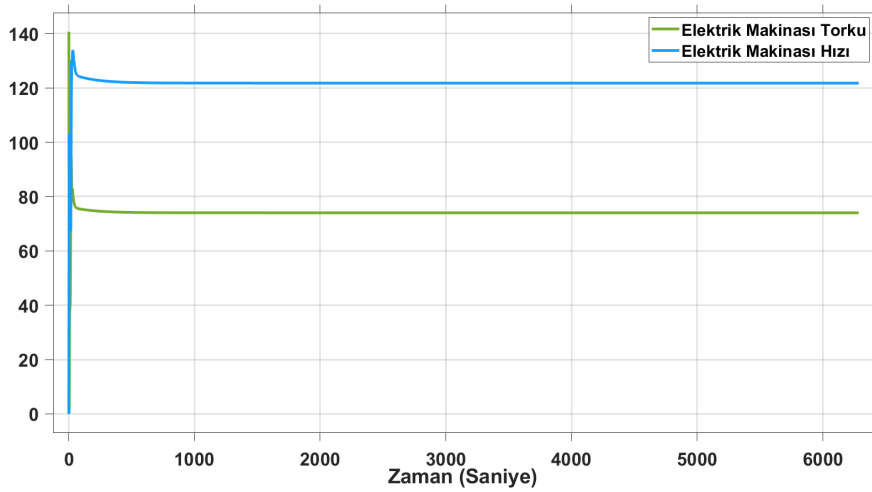
Hava aracının uçuşu sırasında, aşırı hız durumunun yaşanmaması önemlidir ve bu sebeple bir kontrol modeli kurulmuş, benzetim çalışması sırasında da hava aracı hızı takip edilmiştir. Benzetim çalışması süresince hava aracı hızı Şekil 3.17'de

gösterilmiştir. Şekilde kalibre edilmiş hava aracı hızı ve gövde hızı değerleri birlikte paylaşılmıştır.



Şekil 3.17 Uçuş Profili-1 Süresince Hava Aracı Hızının Gösterimi

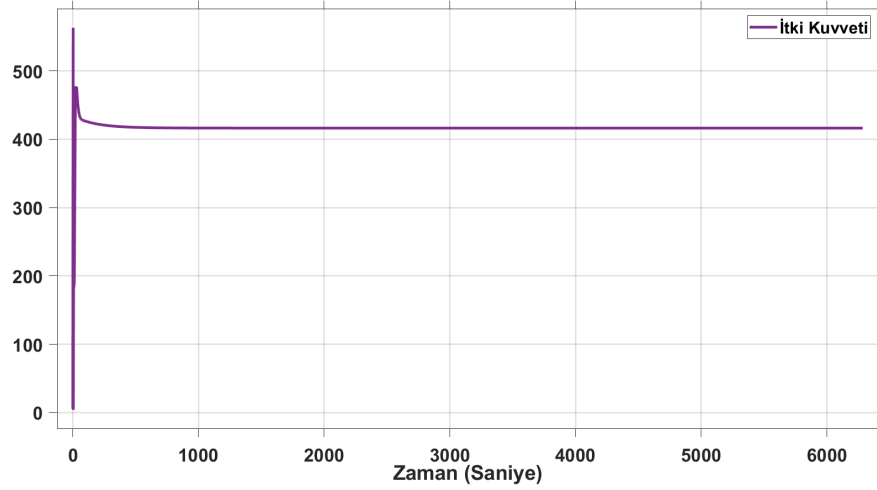
Sistem seviye modeline performans verileri kullanılarak aktarılan elektrik makinasının hız ve tork değerleri gözlemlenmiştir. Hız kontrol modeli ve itki kuvveti gerekliliğine göre makinanın hangi hız ve tork değerinde çalışacağı belirlenmektedir. Makinanın hız ve tork değerlerinin yer aldığı grafik Şekil 3.18'de paylaşılmıştır.



Şekil 3.18 Uçuş Profili-1 Süresince Elektrik Makinası Hız ve Tork Değişim Grafiği

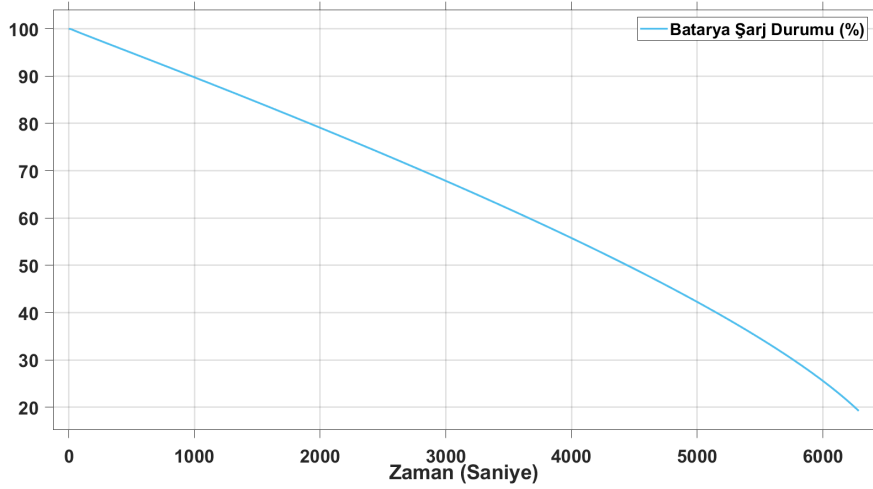
Tasarlanan elektrik makinasının, bağlandığı pervaneyle birlikte oluşturduğu itki kuvveti gözlemlenmiştir. İtki kuvveti hava aracının uçmasını sağlayan önemli parametrelerden biridir. Üretilen itki kuvveti Şekil 3.19'da sunulmuştur.

Tam elektriksel tahrik sisteminin sağladığı uçuş süresini gözlemleyebilmek için kullanılan bataryanın, makinanın gereken performansta çalışması sonucu şarj



Şekil 3.19 Uçuş Profili-1 Süresince Üretilen İtki Kuvveti

durumunun gözlemlenmesi gerekmektedir. Uçuş Profili-1 kapsamında bataryanın şarj durumunun değişimi Şekil 3.20’de paylaşılmıştır. Bataryanın şarj durumu yüzde olarak gösterilmiştir.

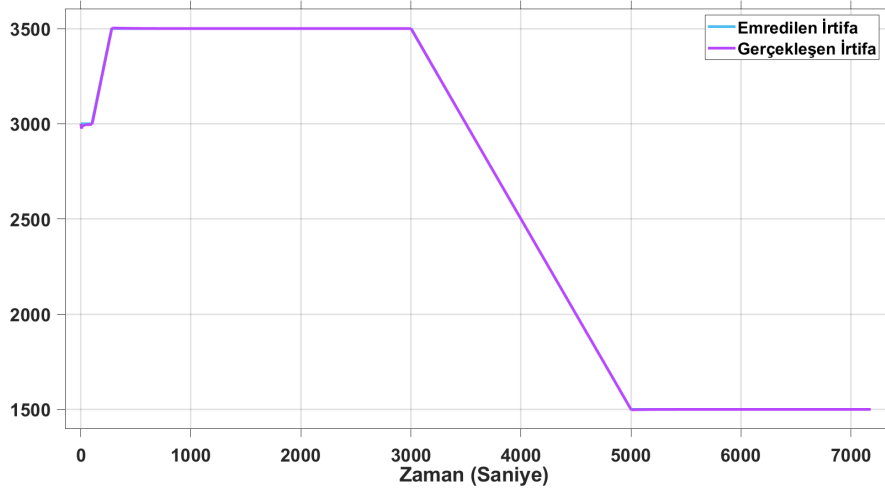


Şekil 3.20 Uçuş Profili-1 Süresince Batarya Şarj Durumu

3.2.1.2 Uçuş Profili-2 Kullanılarak Elde Edilen Sonuçlar

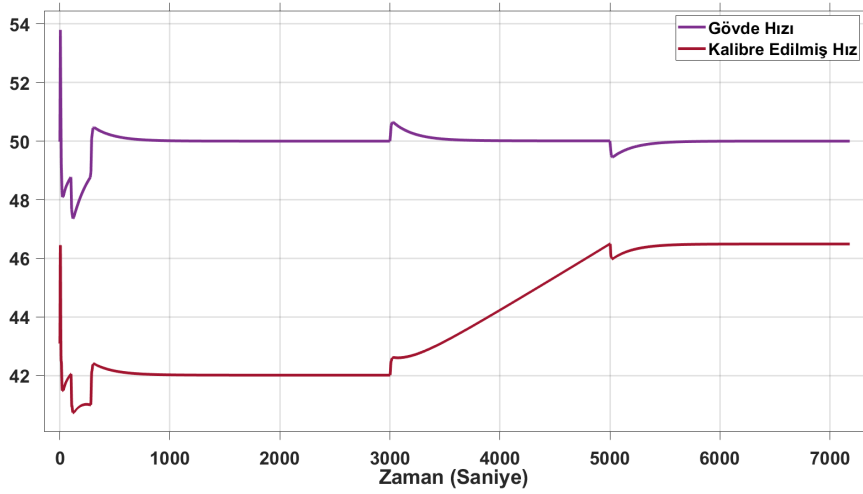
Uçuş Profili-2 kapsamında yapılan benzetim çalışmalarında da benzer olarak, hava aracının irtifası, hızı, üretilen itki kuvveti, elektrik makinasının hız ve tork değeri, bataryanın şarj durumu incelenmiştir. Bu uçuş profilinde irtifa değişimleri bulunmaktadır. Hava aracının, elektrik makinasının ve bataryanın bu değişimler karşısındaki davranışları incelenmiştir.

Uçuş profiline göre verilen irtifa komutlarının ve tasarlanan elektrik makinasıyla oluşturulan modelin verdiği tepkiler Şekil 3.21’de paylaşılmıştır.



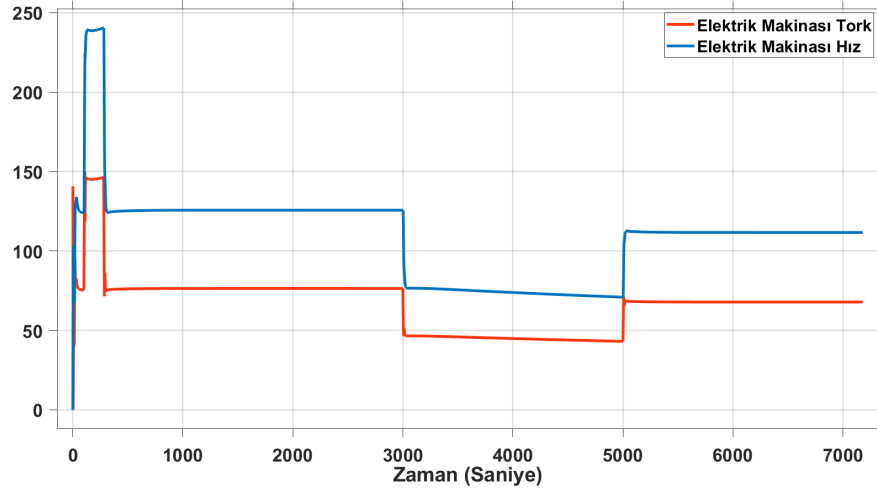
Şekil 3.21 Uçuş Profili-2 Süresince Hava Aracı İrtifa Gösterimi

Hava aracının kalibre edilmiş ve gövde hızı değerleri aşırı hız durumunun oluşup oluşmadığını ve istenilen değerde tutulabildiğini göstermek için Şekil 3.22’de paylaşılmıştır. İrtifa değişimlerinde oluşan hız değişimleri de bu grafikte gösterilmiştir.

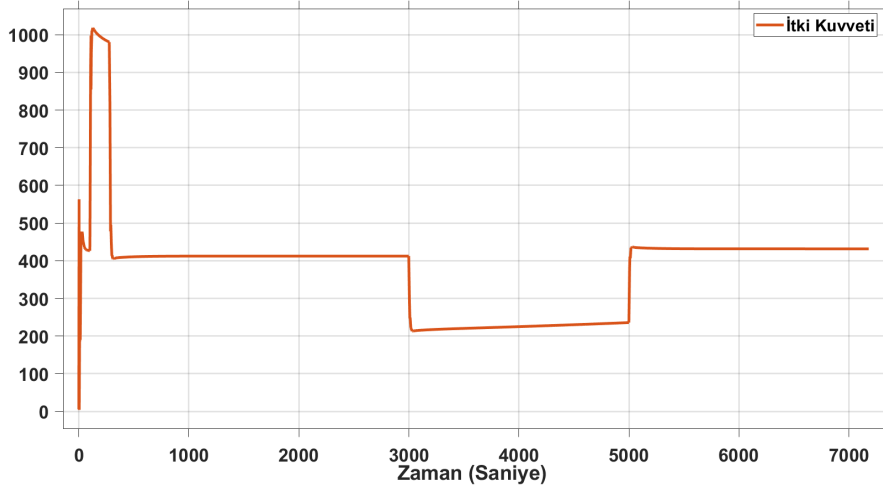


Şekil 3.22 Uçuş Profili-2 Süresince Hava Aracı Hızının Gösterimi

Elektrik makinasının hız ve tork değerlerinin talep edilen değerlere göre değişiminin gösterildiği grafik Şekil 3.23’te paylaşılmıştır. İrtifa ve düşüşlerdeki taleplere göre makinanın cevabı gözlemlenmiştir.



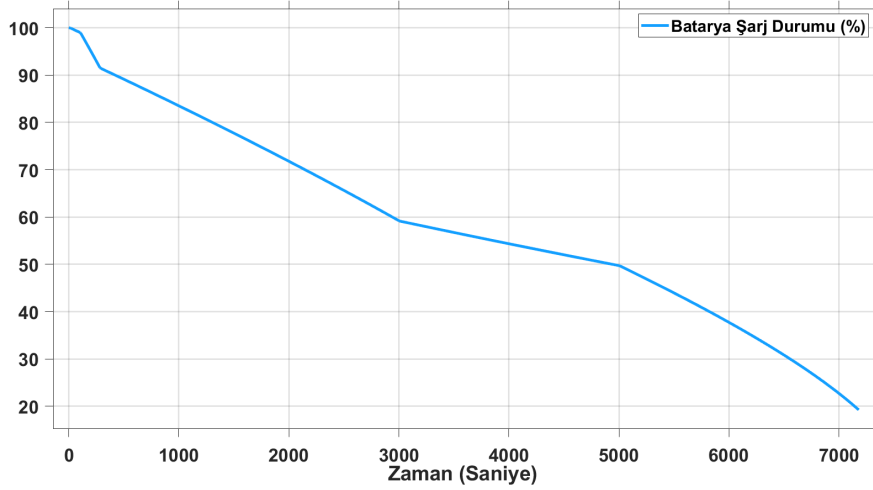
Şekil 3.23 Uçuş Profili-2 Süresince Elektrik Makinası Hız ve Tork Değişim Grafiği



Şekil 3.24 Uçuş Profili-2 Süresince Üretilen İtki Kuvveti

Hava aracının uçuşu için kritik öneme sahip itki kuvvetinin, gelen irtifa komutlarına göre değişimi Şekil 3.24'te paylaşılmıştır. Üretilen itki kuvvetinin irtifa artışı ve azalışlarındaki durumu gözlemlenmiştir.

Elektrik makinasına güç sağlayan bataryanın şarj durumu Şekil 3.25'te paylaşılmıştır. İrtifa değişimlerinde elektrik makinasından talep edilen performans durumuna göre bataryanın şarj durumu ve uçuş süresi bu grafik yardımıyla değerlendirilmiştir.

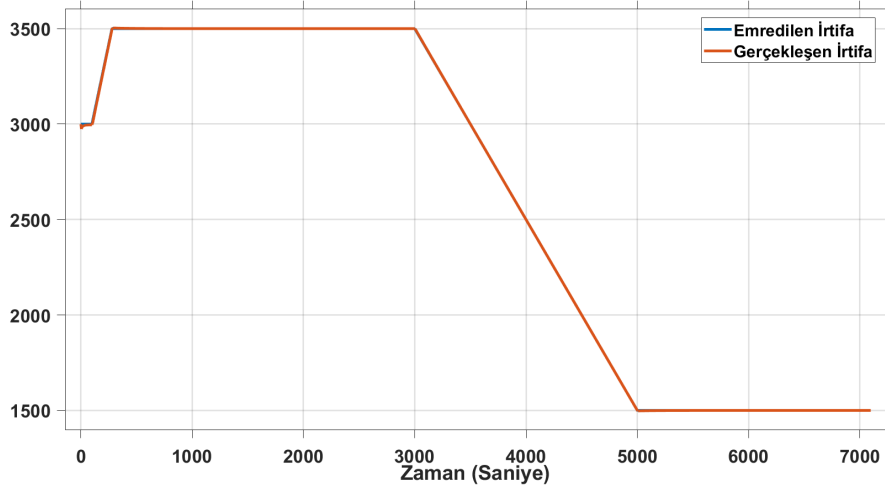


Şekil 3.25 Uçuş Profili-2 Süresince Batarya Şarj Durumu

3.2.2 5-Fazlı Elektrik Makinasıyla Oluşturulan Elektriksel Tahrik Sistemi Sonuçları

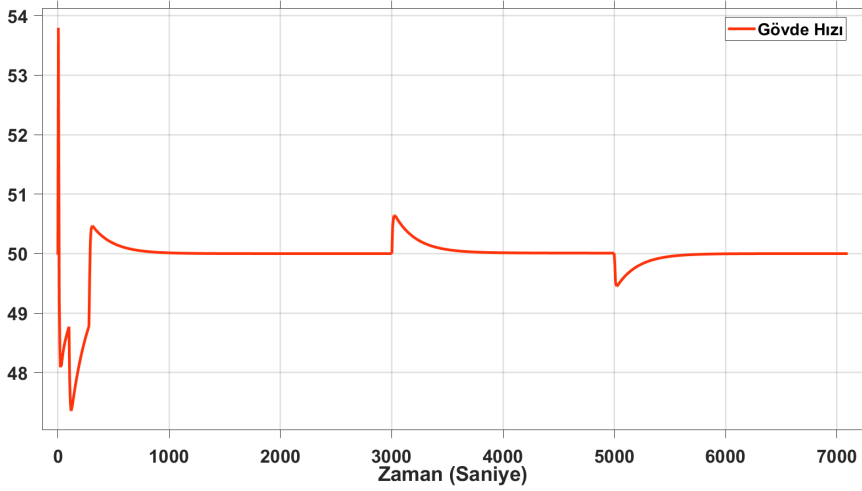
Tasarlanan 5-fazlı elektrik makinası, performans verileri kullanılarak oluşturulan sistem seviyesinde modellenerek elektriksel tahrik sistemine yerleştirilmiştir. Elektriksel tahrik sistemi modeli aynı tutulmuştur. Uçuş profili olarak sadece "Uçuş Profili-2" benzetim çalışması kapsamında çalıştırılmıştır. Sonuçların gözlemlenmesinde benzer olarak hava aracının irtifası, hızı, oluşturduğu itki kuvveti, elektrik makinasının hız ve tork değerleri, bataryanın şarj durumu gözlemlenmiştir. Gözlemlenen değerler sonucunda uçuş süresi değeri elde edilmiştir.

Tasarlanan 5-fazlı makinanın kullanıldığı elektrik tahrik sisteminin, uçuş profili gereğince verilen komutlar ve takip ettiği irtifa Şekil 3.26'da paylaşılmıştır.



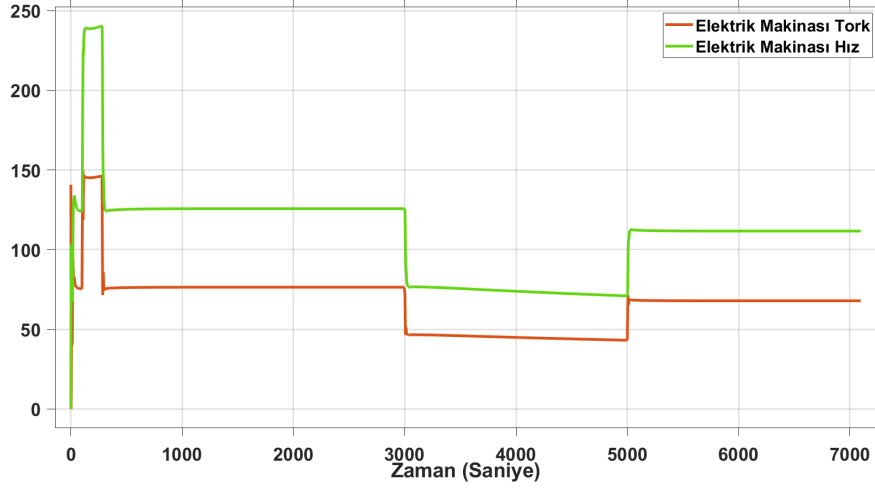
Şekil 3.26 5-Fazlı Elektrik Makinasının Uçuş Profili-2 Süresince Hava Aracı İrtifa Gösterimi

Hava aracının gövde hızı değeri benzer olarak aşırı hız durumunun oluşmaması için gözlemlenmiş ve Şekil 3.27’de paylaşılmıştır.



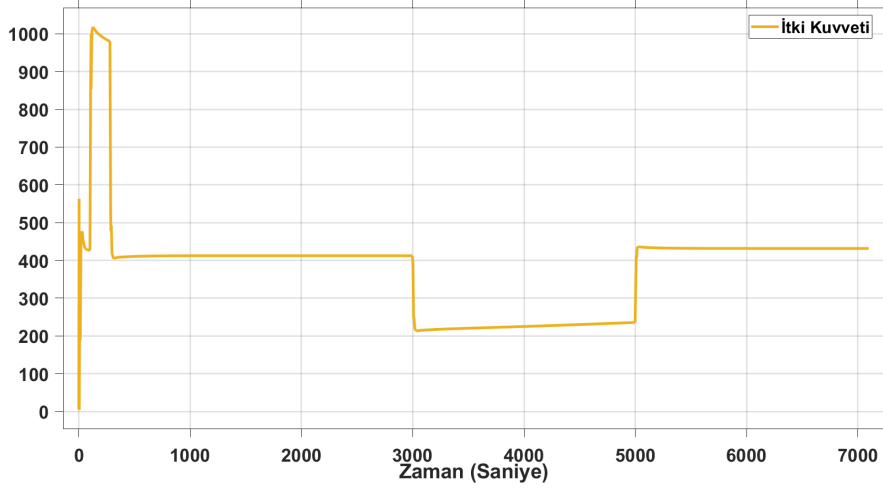
Şekil 3.27 5-Fazlı Elektrik Makinasının Uçuş Profili-2 Süresince Hava Aracı Hızının Gösterimi

Verilen komutlar sonucu oluşan irtifa değişimlerinde elektrik makinasından talep edilen hız ve tork değerleri gözlemlenmiştir. Elektrik makinasının hız ve tork değerleri Şekil 3.28’de paylaşılmıştır.



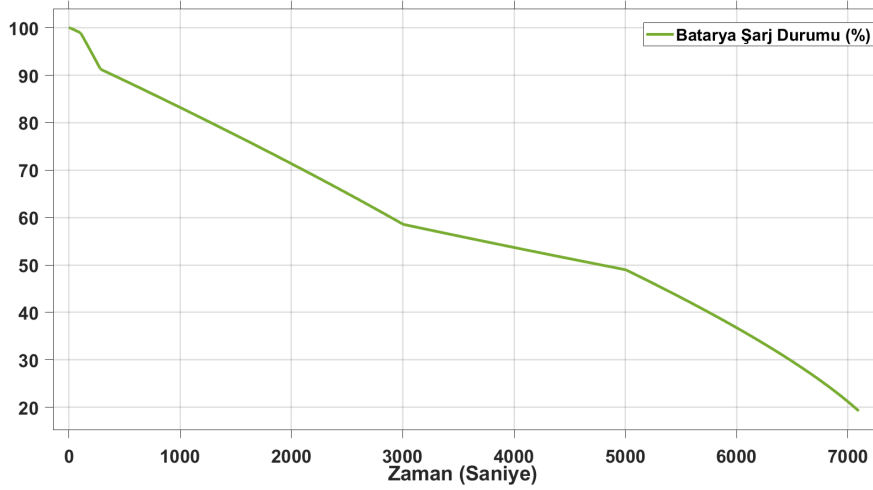
Şekil 3.28 5-Fazlı Elektrik Makinasının Uçuş Profili-2 Süresince Elektrik Makinası Hız ve Tork Değişim Grafiği

Elektrik makinası ve bağlı olduğu pervanenin oluşturmuş olduğu, hava aracının uçuşu için önemli bir parametre olan oluşturulan itki kuvvetinin değişimi Şekil 3.29'da paylaşılmıştır. Hava aracının irtifa değişimi komutları sonrası talep edilen ve oluşan itki kuvvetinin değişimi gözlemlenmiştir.



Şekil 3.29 5-Fazlı Elektrik Makinasının Uçuş Profili-2 Süresince Ürettiği İtki Kuvveti

Elektrik makinasının gücünün kaynağı olan ve uçuş süresinin belirlenmesi için gerekli olan batarya yüzdesi gözlemlenmiştir. Şekil 3.30'da batarya yüzdesinin değişim grafiği paylaşılmıştır.

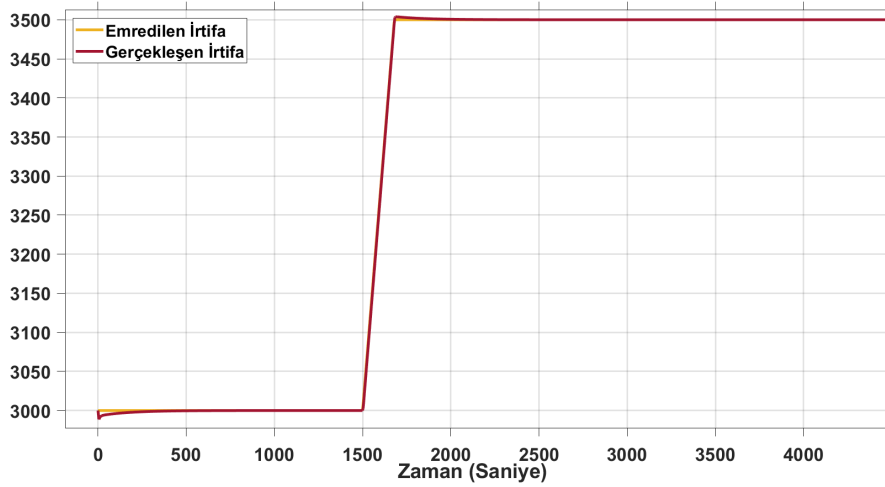


Şekil 3.30 5-Fazlı Elektrik Makinası Kullanılarak Gerçekleştirilen Uçuş Profili-2 Süresince Batarya Şarj Durumu

3.3 Hibrit Tahrik Sistemi Benzetim Çalışması Sonuçları

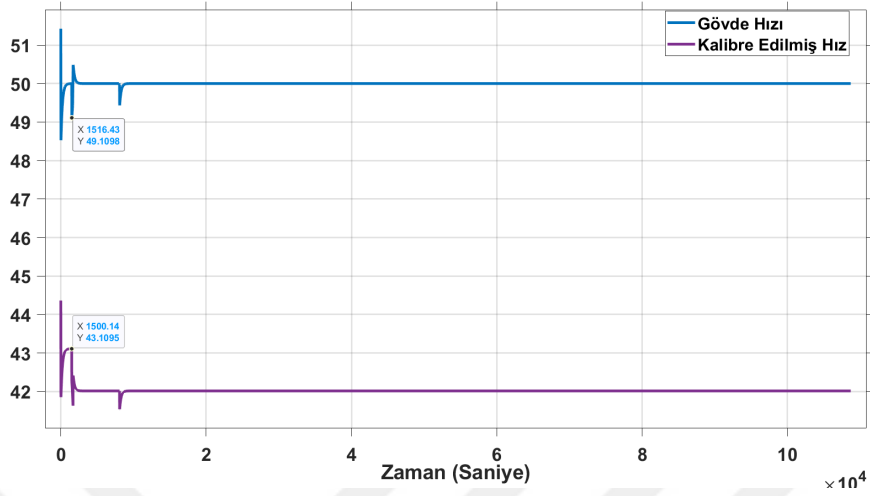
Kurulan hibrit tahrik sistemiyle yapılan benzetim çalışmaları "Uçuş Profili-3" kullanılarak gerçekleştirilmiştir. Kullanılan uçuş profiline göre hava aracının irtifa değişimlerine verdiği yanıt, hava aracı hızı, elektrik makinasının ve içten yanmalı motorun hızı, elektrik makinasının torku, oluşturulan itki kuvveti, batarya şarj yüzdesi ve kalan yakıt değerleri gözlemlenmiştir.

Hava aracının irtifa değişimi için verilen komut ve hava aracının hareketini gösteren grafik Şekil 3.31’de paylaşılmıştır.



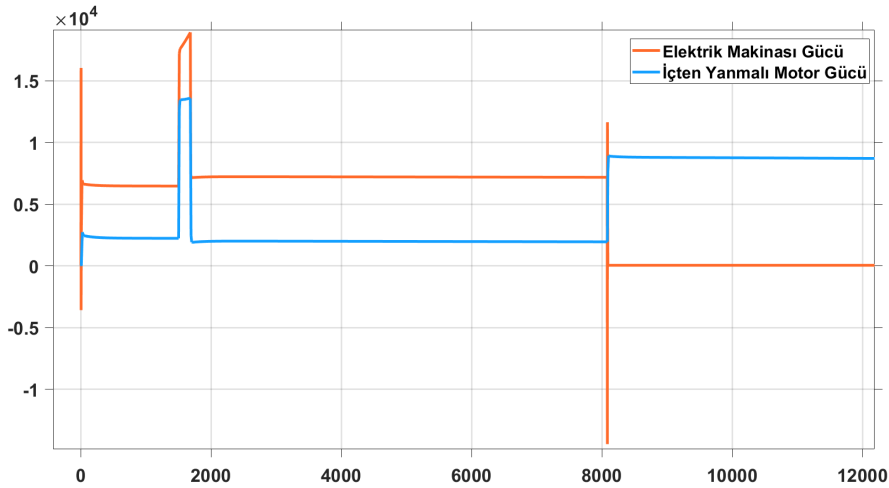
Şekil 3.31 Hibrit Tahrik Sistemi Hava Aracı İrtifa Değişiminin Gösterimi

Hava aracının aşırı hız durumunun olmadığına teyidi ve irtifa komutuna göre hız değişiminin gösterimi Şekil 3.32’de paylaşılmıştır.



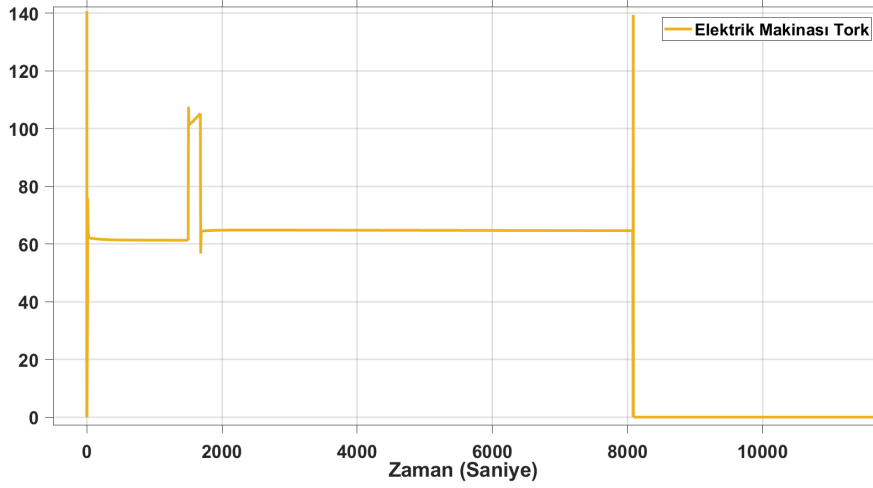
Şekil 3.32 Hibrit Tahrik Sistemi Hava Aracı Hızının Gösterimi

Elektrik makinası ve içten yanmalı motorun irtifa komutlarına göre çıkış gücü değerlerinin değişiminin gösterildiği grafik Şekil 3.33’te sunulmuştur. Elektrik makinasının batarya şarjının kritik seviyeye ulaşip devreden çıkmasının ardından içten yanmalı motordan talep edilen güç değişimi de gözlemlenmiştir.



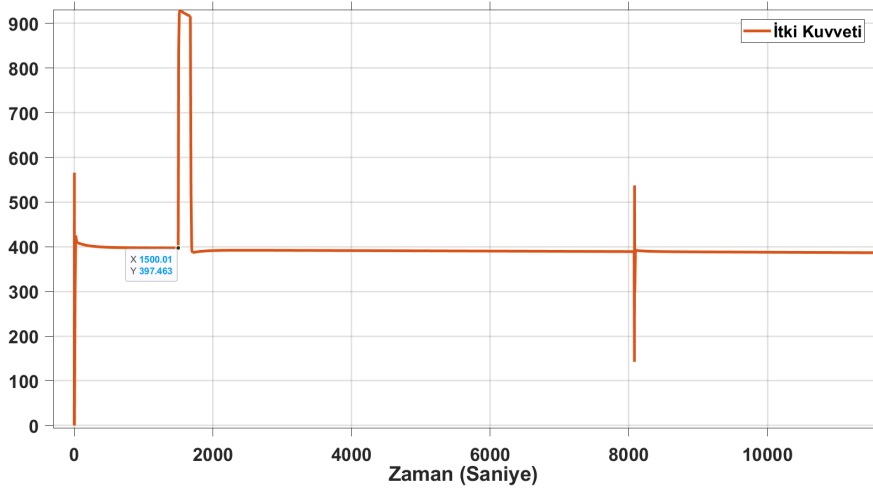
Şekil 3.33 Hibrit Tahrik Sistemi Elektrik Makinası ve İçten Yanmalı Motor Çıkış Gücü Değişimleri

Elektrik makinasının çalışma süreci boyunca üretmiş olduğu tork değeri gözlemlenmiş ve Şekil 3.34’te paylaşılmıştır.



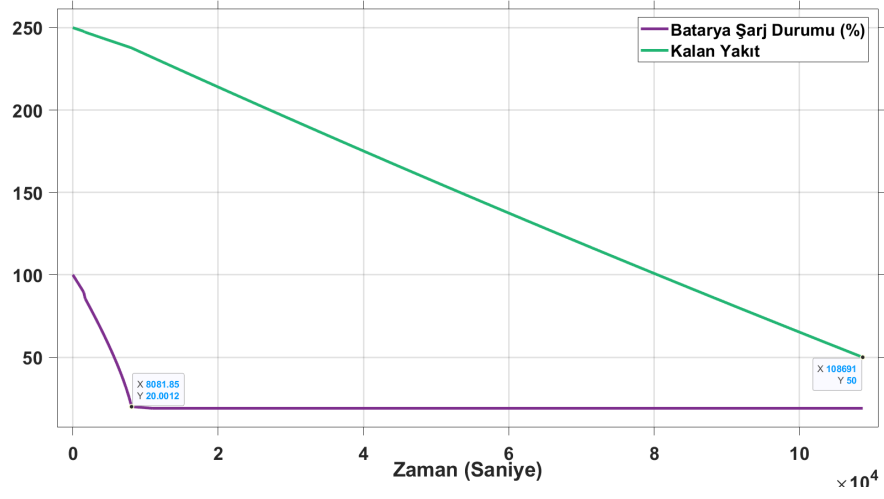
Şekil 3.34 Hibrit Tahrik Sistemi Elektrik Makinası Tork Değerleri

Hava aracının uçmasında önemli bir yere sahip olan itki kuvveti, elektrik makinası ve içten yanmalı motorun hibrit sistem gereği birlikte oluşturduğu şekliyle gösterilmiştir. Bataryanın devreden çıkmasıyla birlikte oluşan itki kuvveti, içten yanmalı motor tarafından sağlanmıştır. Hibrit tahrik sistemi tarafından oluşturulan itki kuvveti Şekil 3.35'te paylaşılmıştır.



Şekil 3.35 Hibrit Tahrik Sisteminde Üretilen İtki Kuvveti

Hibrit tahrik sisteminin sağladığı uçuş süresinin belirlenmesinde batarya ve kalan yakıt değerlerinin gözlemlenmesi gerekmektedir. Her iki değer için de belirlenen kritik değerler baz alınarak sistem kurulmuş ve değişim grafikleri incelenerek uçuş süresi belirlenmiştir. Batarya ve kalan yakıt değişimlerinin yer aldığı grafik Şekil 3.36'da paylaşılmıştır.



Şekil 3.36 Hibrit Tahrik Sisteminde Batarya ve Kalan Yakıt Değişimleri

4

SONUÇ

Bu bölümde; paylaşılan benzetim çalışması sonuçlarının değerlendirmesi ve bu değerlendirmelerin sonucunda elde edilen verilerle, mevcut çalışmadan alınan çıktılara ek olarak gelecek çalışmalarda kullanılacak konulara yer verilmiştir. Elde edilen sonuçlar, benzer tahrik sistemlerinde kullanılan farklı elektrik makinalarının kullanımıyla karşılaştırılmış ve farklı tahrik sistemleriyle elde edilen sonuçlar belirtilmiştir. Farklı tahrik sistemlerinde elde edilen uçuş süreleri ve geleneksel yöntemlerle kullanılan tahrik sistemlerinin karşılaştırmalı sonuçlarına da yer verilmiştir.

4.1 Tasarlanan Elektrik Makinalarına Ait Sonuçların Değerlendirilmesi

Tasarlanan 3-fazlı elektrik makinasının sonuçları incelendiğinde; hesaplanan değerler ve benzetim çalışması sonuçları arasında yakınlık olduğu görülmüştür. Manyetik akı değeri hesaplanan değerden yaklaşık olarak %10 düşük çıkmış, stator oluk ve boyunduruğundaki manyetik akı yoğunlukları da birbiriyle oldukça yakın değerler olduğu görülmektedir. Makina performansı ve veriminde önemli etkisi bulunan çekilen akım ve tork değerlerine bakıldığında, çekilen akımın yaklaşık %6.5 düşük çıktığı ve tork değerinin %6.5 fazla olduğu görülmüştür. Akım yoğunluğu değerinin aynı olduğu görülmektedir. Kontrol devresinin, rotorun konumuna göre tetiklenen anahtarlarla kurulan basit bir yapıda olması sebebiyle tork grafiğinde dalgalanma ve salınımlar mevcuttur. İyileştirilmiş bir kontrol devresiyle bunlar azaltılabilir. Yine benzer şekilde akım grafiğinde görülen ikili tepeler ve geçişler daha gelişmiş bir kontrol devresi tasarımıyla ayarlanabilir.

Makinanın güç-hız ve tork-hız grafikleri incelendiğinde; referans hız olan 2500 rpm değerinde istenilen güç ve tork değerlerini sağladığı görülmektedir. Bu hız değerinin aşağısında olan noktalardaki güç ve tork değerleri de beklenen şekilde bir grafik göstermiştir.

Paylaşılan verim haritasında belirtildiği üzere makinanın generatör ve motor çalışmasına ait değerler yer almaktadır. Makina verim değerinin başlangıç hedefi olarak seçilen %93 değerinden yüksek olarak %95'lik bir değere sahip olduğu görülmüştür. Benzetim çalışmasında alınan bu sonucun ürün elde edildikten sonraki çalışma ortamlarında değişkenlik gösterebileceği unutulmamalıdır.

Kullanılan sabit mıknatıslara ait en uygun çalışma sıcaklığının elde edilebilmesi için harici soğutma sistemi kurulmuş ve detayları paylaşılmıştır. Sonuçlarda görüleceği üzere, makinanın en sıcak noktası mıknatıslar olmakta ve sıcaklığı 91.9 °C olarak görünmektedir. Sargılar 69.6 °C'ye sahip ve makinanın dış sıcaklığı 28.1 °C olarak görünmektedir. Seçilen mıknatıs türüne ait ürün kataloğuna bakıldığında, makinada elde edilen sıcaklığın performans üzerinde olumsuz bir etkisi olmadığı görülmektedir.

5-fazlı makina sonuçları incelendiğinde; stator boyunduruğunda görülen manyetik akı yoğunluğunun %20 fazla çıktığı ancak stator oluk ve rotor boyunduruğundaki değerlerin belirlenen değerlere yakın çıktığı görülmüştür. Hava aralığında oluşan manyetik akı yoğunluğu değeri %6 daha aşağıda çıkmış ancak istenilen değerden çok uzak olmadığı görülmüştür. Çekilen akım değeri hesaplanan değerden %18 fazla olarak görülmüştür. Akım yoğunluğu değeri belirlendiği şekilde çıkmıştır. Makina tork değeri hesaplanan değere oldukça yakın ve %1.5 aşağıda olarak görülmüştür.

Makinanın güç-hız ve tork-hız grafiklerine bakıldığında, referans hız 2500 rpm değerinde istenilen güç ve tork değerlerine yakın değerler elde edildiği görülmektedir. Verim değeri belirlenen referans hız değerinde %92 olarak ölçülmüştür. Hedef değer olan %93 değeriyle karşılaştırıldığında oldukça yakın ve arada %1'lik bir fark olduğu görülmektedir.

Tasarlanan makinanın termal durumuna bakıldığında, uygulanan harici soğutma sistemiyle birlikte mıknatıslarda görülen sıcaklığın 89.3 °C olduğu ve rotor sargılarında ortalama 68.8 °C sıcaklık olduğu görünmektedir. Görülen sıcaklık değerlerinde mıknatısların çalışmasını olumsuz etkileyecek bir durum olmadığı belirlenmiştir. Makinanın dış sıcaklığı 15.4 °C olarak görülmüştür.

Tasarlanan 3-Fazlı ve 5-Fazlı makinalar kıyaslandığında; hesaplanan değerlerle benzetim çalışması sonuçları arasında çok büyük bir fark olmadığı, ancak detaylı bakıldığında 3-fazlı makinanın daha az akım çektiği, tork değerinin biraz daha yüksek olduğu ve daha verimli olduğu görülmektedir. Bu çalışmada, 5-fazlı makinanın kullanım amacı; fazlardan bir tanesinin ya da 2 tanesinin devre dışı kalması durumunda dahi makinanın yedeklilik sağlayarak operasyonun tamamen

durmasını engellemektir. Bunun yanında, batarya üzerindeki yükün de azaltılması amaçlanmıştır. Bu konu hakkındaki yorumlar ilgili bölümünde paylaşılmıştır.

4.2 Elektriksel Tahrik Sistemine Ait Sonuçların Değerlendirilmesi

Kurulan elektriksel tahrik sistemi 3 ve 5-fazlı elektrik makinalarıyla gerçekleştirilmiştir. Gerçekleştirilen benzetim çalışmalarında tasarlanan makinaların hava aracını uçurabilme kapasiteleri, seçilen batarya modeliyle ne kadar bir uçuş süresi elde edileceği verileri incelenmiştir.

3-fazlı elektrik makinasıyla gerçekleştirilen modelde "Uçuş Profili-1" ve "Uçuş Profili-2" uygulanmıştır. Yapılan düz uçuşta seçilen batarya modeliyle 6284 saniye (1.74 saat) süren bir uçuş gerçekleştirebileceği görülmüştür. Uçuş Profili-2 uygulanan benzetim çalışmasında; hava aracının verilen irtifa değişim komutlarına istenilen şekilde cevap verdiği, dolayısıyla tasarlanan elektrik makinasının bu komutlara uyacak şekilde itki kuvveti sağlayabileceği görülmüştür. Uçuş profillerinin uygulanması esnasında herhangi bir aşırı hız durumu gözlemlenmemiştir. Her iki profil için de itki kuvveti, elektrik makinasından talep edilen güç ve tork grafikleri incelendiğinde; uçuş profilleriyle uygun olacak şekilde düzgün çalıştığı görülmektedir. Buna ek olarak, uçuş süresinin 7125 saniye (1.98 saat) olarak gerçekleştiği görülmüştür. Seçilen referans hava aracı modeli içten yanmalı motorla birlikte yaklaşık 24 saatlik bir uçuş süresi sağlamaktadır. Bu veriyle karşılaştırıldığında tam elektrikli tahrik sisteminin bu değer çok altında yaklaşık 1/12'si kadar bir değer sunduğu görülmektedir. Ancak, oluşturulan elektrik tahrik sistemi sadece tek bir batarya modeli konularak oluşturulmuştur. Bu konsept üzerinde yapılacak farklı güç ünitesi kombinasyonları ile maksimum kalkış ağırlığı değeri aşılmadan bu süre daha da arttırılabilir ya da bu sürelerde bir operasyon uçuş görevi ve profillerine uygun şekilde seçilerek de oluşturulabilir.

5-fazlı elektrik makinasıyla gerçekleştirilen model "Uçuş Profili-2" kullanılarak uygulanmıştır. Benzetim çalışması sonuçlarına bakıldığında, tasarlanan elektrik makinasının verilen irtifa değişimi komutlarını uygulayabilecek şekilde itki kuvveti oluşturabileceği görülmüştür. Gövde hızı ve kalibre edilmiş hız verilerine bakıldığında olumsuz bir durum görülmemiştir. İtki kuvveti, elektrik makinasından talep edilen güç değerlerine bakıldığında, irtifa komutlarıyla örtüşecek şekilde düzgün çalıştığı görülmektedir. 5-fazlı makina ve 1 batarya kullanılarak 7067 saniye (1.96 saat) süren bir uçuş süresi sağladığı görülmektedir. Benzer şekilde, referans olarak seçilen hava aracıyla karşılaştırıldığında oldukça düşük bir uçuş

süresi elde edildiği görülse de farklı uygulamalar ve uçuş görevleri için elektriksel tahrik sistemi tercih edilebilir. Ayrıca, tek bir bataryayla gerçekleştirilen bu sistem yine benzer şekilde maksimum kalkış ağırlığı değerine de dikkat edilerek farklı kombinasyonlarda güç kaynakları modellenilebilir ve uçuş süresi optimize edilebilir.

Tasarlanan 3 ve 5-fazlı makinaların performansları karşılaştırıldığında; tasarlanan iki makinanın da hava aracının uçmasını sağlayabilecek yeterli itki kuvvetini aşırı hız durumu gerçekleşmeden üretebildiği ve uçuş sürelerine bakıldığında aynı tahrik sistemi modeli, aynı batarya ve aynı uçuş profili kıyaslamasında 3-fazlı makinanın 0.02 saatlik yani yaklaşık %1 daha fazla uçuş süresi sağladığı görülmektedir. Bu sonuç, 5-fazlı makinanın daha fazla akım çektiği düşünüldüğünde normal olarak karşılanmaktadır. Ancak, büyük ölçekte bakıldığında çok büyük bir fark olmayıp, 5-fazlı makinanın uçuş güvenliği açısından avantajı olduğu söylenebilir.

4.3 Hibrit Tahrik Sistemine Ait Sonuçların Değerlendirilmesi

Hibrit tahrik sistemi referans olarak seçilen hava aracında bulunan içten yanmalı motor ve tasarlanan 3-fazlı elektrik makinası kullanılarak oluşturulmuştur. Seçilen paralel hibrit tahrik sisteminin oluşturulmasıyla, içten yanmalı motorun çalışmasını rahatlatarak destek olması ve olası bir arıza durumunda yedeklilik sağlaması hedeflenmiştir.

Yapılan benzetim çalışmaları sonucunda, hibrit tahrik sistemiyle gerçekleştirilen modelin irtifa komutlarına olması gerektiği gibi cevap verdiği görülmüştür. Hava aracının uçuşu sırasında aşırı hız durumunun oluşmadığı görülmektedir. Elektrik makinası ve içten yanmalı motorun güç değerlerine bakıldığında; elektrik makinasının batarya devreden çıkana kadar içten yanmalı motora destek olarak çalıştığı ve devreden çıktıktan sonra içten yanmalı motordan talep edilen güç değerinde ciddi bir artış olduğu görülmektedir. İtke kuvvetlerine bakıldığında, beklendiği gibi uçuş profilinin tırmanma fazında daha fazla itke kuvveti ihtiyacı olmuş ve kurulan hibrit tahrik sistemi modeli bunu sağlayabilmiştir.

Kalan yakıt ve batarya şarj durumu değerleri incelendiğinde; daha önceden kritik olarak belirlenen %20 şarj değeri ve 50 kg yakıt değerlerinin düzgün çalıştığı görülmektedir. Bataryanın kritik seviyeye ulaşması ve devre kesmesi uçuşun 8081.85 saniyesinde (2.24 saat) gerçekleşmiştir. Tam elektriksel sisteme bakıldığında bu değer yaklaşık %13 arttığı ve paralel hibrit sisteminin sadece içten yanmalı motorun çalışma noktasını rahatlatmadığı, elektrik makinasının da çalışma noktasını rahatlattığı söylenebilir. Uçuşun bu noktasından sonra sadece içten yanmalı motor devrededir ve yakıt tüketimindeki artış paylaşılan grafikte

görülebilmektedir. İçten yanmalı motorun çalışma noktasının rahatladığı bu veriden de anlaşılabilir. Toplam uçuş süresine bakıldığında hibrit sistemle birlikte 108609 saniye (30.1 saat) olarak gerçekleştiği görülmüştür. Referans alınan hava aracının uçuş süresi olan 24 saatle kıyaslandığında 6.1 saatlik bir ilave olduğu ve yaklaşık %25'lik bir artış elde edildiği görülmüştür.

4.4 Elde Edilen Sonuçların Genel Değerlendirmesi

- Tasarlanan 3-fazlı elektrik makinasının hesaplanan ve benzetim çalışması sonuçlarında elde edilen değerlerin yakın olduğu görülmüştür. Çekilen akım, tork ve manyetik akı değerindeki farklılıkların gelişmiş bir kontrol devresiyle iyileştirilebileceği değerlendirilmiştir.
- Tasarlanan 3-fazlı makinanın verim değeri, tasarım başında hedeflenen değerden yüksek çıkmış ancak çalışma ortamına bağlı olarak değişkenlik göstereceği öngörülmektedir.
- Tasarlanan 5-fazlı elektrik makinası hesaplanan ve benzetim çalışması sonuçlarında elde edilen değerlerin yakın olduğu görülmüştür. Manyetik akı yoğunlukları, akım ve tork değerlerinde görülen farklılıkların kontrol devresiyle iyileştirilebileceği değerlendirilmiştir.
- Tasarlanan 5-fazlı elektrik makinasında elde edilen verim değerinin, tasarım başlangıcında elde edilen verim değerine yakın olduğu görülmüştür. Bu değer, çalışma ortamına bağlı olarak değişebileceği öngörülmektedir.
- Tasarlanan elektrik makinalarında harici soğutma sistemleri modellenmiş ve makinada kullanılan malzemelerin çalışma koşullarına uygun değerler elde edilmiştir.
- Tasarlanan 3 ve 5 fazlı elektrik makinalarının sonuçları karşılaştırıldığında; 3-fazlı makinanın daha yüksek bir verim ve daha az akım çektiği görülmüştür. Ancak, yedeklilik anlamında 5-fazlı makinanın avantajı olduğu değerlendirilmiştir.
- Elektriksel tahrik sistemi 3 fazlı makinayla benzetim çalışmasına tabi tutulmuş; uçuş sürelerinin "Uçuş Profili-1" için 1.74 saat ve "Uçuş Profili-2" için 1.98 saat olduğu görülmüştür.
- Elektriksel tahrik sisteminin, referans seçilen hava aracının içten yanmalı motor ile gerçekleştirdiği uçuş süresiyle kıyaslandığında 1/12'si kadar bir süre elde ettiği görülmüştür. Ancak, tasarlanan sistemin konfigürasyonu ve

sistemin sonuçları incelendiğinde farklı görev profilleri için kullanılabileceği değerlendirilmiştir.

- Elektriksel tahrik sistemi 5 fazlı makinayla benzetim çalışmasına tabi tutulmuş ve "Uçuş Profili-2" için 1.96 saatlik bir uçuş elde edildiği görülmüştür. Aynı uçuş profili için 3 fazlı makinanın kullanıldığı sonuçlarla karşılaştırıldığında 0.02 saat daha az olduğu (yaklaşık %1) ancak önemsenmeyecek bir fark olduğu değerlendirilmiştir.
- Tasarlanan 3-fazlı elektrik makinası hibrit tahrik sistemiyle benzetim çalışmasına tabi tutulmuş ve referans seçilen hava aracının uçuş süresiyle karşılaştırma yapılmıştır. Hibrit sistemle yapılan uçuşun 30.1 saat sürdüğü ve yaklaşık %25'lik bir artışın elde edildiği görülmüştür.
- Hibrit tahrik sistemi benzetim çalışması sonuçları incelendiğinde, içten yanmalı motorun ve elektrik makinasının çalışma noktalarının hibrit mod aktifken hedeflenen şekilde rahatladığı görülmüştür.

4.5 Gelecek Çalışma Konuları Hakkında Değerlendirme

Alınan sonuçların değerlendirmesinin ardından; tasarlanan tam elektrik ve hibrit sistemlerin gerçekleştirilebilir olduğu ve istenen uçuş görevi ve profillerine göre düzenlenebileceği görülmüştür. Yapılan bu çalışmada, sadece bir batarya elektrik makinası ve mevcut içten yanmalı motor kullanılmıştır. Gelecek çalışmalarda; maksimum kalkış ağırlığına dikkat edilerek, batarya sayısı ya da farklı teknolojideki bataryalar kullanılarak daha verimli ve uzun süreli uçuş süreleri elde edilebilir. Hibrit tahrik sistemi; maksimum kalkış ağırlığı değerine dikkat edilerek, daha düşük güçte ve küçük boyutlu bir içten yanmalı motor kullanılarak gerçekleştirilebilir. Hava aracının temel parametrelerine ve özelliklerine bağlı olarak bu ve buna benzer çeşitli kombinasyonlar denenerek iyileştirmelerin ya da özel isteklerin gerçekleştirilebileceği çalışma imkanları yaratmak mümkündür.

KAYNAKÇA

- [1] R. Grant, *Flight: the complete history of aviation*. Dorling Kindersley Ltd, 2017.
- [2] A. Greiner, “Aviation History and Global History: Towards a Research Agenda for the Interwar Period,” *Bulletin of the German Historical Institute*, c. 69, ss. 123–150, 2022.
- [3] S. S. Sarigül S. Coşkun, “Effects of innovation strategies in the aviation industry,” *Uluslararası Yönetim Akademisi Dergisi*, c. 5, no. 2, ss. 365–380, 2022.
- [4] Industry High-Level Group (IHLG), “Aviation Benefits: Checklist – Maximizing the Benefits of Aviation,” International Civil Aviation Organization (ICAO), tek. rap., 2019, Accessed: 2025-04-05. erişim adresi: <https://www.icao.int/sustainability/Documents/AVIATION-BENEFITS-2019-checklist-web.pdf>.
- [5] International Air Transport Association (IATA), *Fact Sheet: Benefits of Aviation Statistics*, Accessed: 2025-04-05, Ara. 2024. erişim adresi: <https://www.iata.org/en/iata-repository/pressroom/fact-sheets/fact-sheet-benefits-aviation-statistics/>.
- [6] D. K. Golui, “Environmental impact of aviation industry,” *Thiruvananthapuram, India: Environmental Science and Engineering Report, IIST*, 2020.
- [7] K. P. Valavanis G. J. Vachtsevanos, *Handbook of unmanned aerial vehicles*. Springer, 2015, c. 1.
- [8] J. Koster, C. Humbargar, E. Serani, A. Velazco, D. Hillery L. Makepeace, “Hybrid electric integrated optimized system (HELIOS)-design of a hybrid propulsion system for aircraft,” *49th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition*, 2011, s. 1011.
- [9] J. Y. Hung L. F. Gonzalez, “On parallel hybrid-electric propulsion system for unmanned aerial vehicles,” *Progress in Aerospace Sciences*, c. 51, ss. 1–17, 2012.
- [10] M. Adamski, “Analysis of propulsion systems of unmanned aerial vehicles,” *Journal of Marine Engineering & Technology*, c. 16, no. 4, ss. 291–297, 2017.
- [11] J. Sliwinski, A. Gardi, M. Marino R. Sabatini, “Hybrid-electric propulsion integration in unmanned aircraft,” *Energy*, c. 140, ss. 1407–1416, 2017.

- [12] Federal Aviation Administration (FAA), “Aviation Emissions, Impacts & Mitigation: A Primer,” FAA Office of Environment ve Energy, tek. rap., Ocak 2015, Accessed: 2022-03-03. erişim adresi: https://www.faa.gov/sites/faa.gov/files/regulations_policies/policy_guidance/envir_policy/Primer_Jan2015.pdf.
- [13] A. K. Sehra W. Whitlow Jr, “Propulsion and power for 21st century aviation,” *Progress in aerospace sciences*, c. 40, no. 4-5, ss. 199–235, 2004.
- [14] I. P. on Climate Change (IPCC), *Aviation and the Global Atmosphere*, J. E. Penner, D. H. Lister, D. J. Griggs, D. J. Dokken M. McFarland, ed. Cambridge, UK: Cambridge University Press, 1999, Special Report prepared by IPCC in collaboration with the Scientific Assessment Panel to the Montreal Protocol. erişim adresi: <https://archive.ipcc.ch/ipccreports/sres/aviation/index.php?idp=0>.
- [15] B. p.l.c., “Statistical Review of World Energy 2020,” BP p.l.c., tek. rap., Haz. 2020, 69th edition; Accessed: 2021-05-10. erişim adresi: <https://www.bp.com/content/dam/bp/business-sites/en/global/corporate/pdfs/energy-economics/statistical-review/bp-stats-review-2020-full-report.pdf>.
- [16] X. Ye, A. Savvarisal, A. Tsourdos, D. Zhang G. Jason, “Review of hybrid electric powered aircraft, its conceptual design and energy management methodologies,” *Chinese Journal of Aeronautics*, c. 34, no. 4, ss. 432–450, 2021.
- [17] F. Fugaro, M. Palmieri, G. L. Cascella F. Cupertino, “Aeronautical hybrid propulsion for More Electric Aircraft: a case of study,” *2018 AEIT International Annual Conference*, IEEE, 2018, ss. 1–6.
- [18] B. Sarlioglu C. T. Morris, “More electric aircraft: Review, challenges, and opportunities for commercial transport aircraft,” *IEEE transactions on Transportation Electrification*, c. 1, no. 1, ss. 54–64, 2015.
- [19] M. J. Provost, “The more electric aero-engine: A general overview from an engine manufacturer,” *Proceedings of International Conference on Power Electronics Machines and Drives*, IET, 2002, ss. 246–251.
- [20] P. Wheeler, “Technology for the more and all electric aircraft of the future,” *2016 IEEE International conference on automatica (ICA-ACCA)*, IEEE, 2016, ss. 1–5.
- [21] K. McCaskey, “Unmanned Aerial Systems,” içinde *Military Strategy, Joint Operations, and Airpower: An Introduction*, R. Burke, M. Fowler K. McCaskey, ed., No. 2014, Georgetown University Press, 2015, ss. 236–244.
- [22] B. Wang ve diğ., “Current technologies and challenges of applying fuel cell hybrid propulsion systems in unmanned aerial vehicles,” *Progress in Aerospace Sciences*, c. 116, s. 100 620, 2020.
- [23] Z. Pan, L. An C. Wen, “Recent advances in fuel cells based propulsion systems for unmanned aerial vehicles,” *Applied Energy*, c. 240, ss. 473–485, 2019.

- [24] P. S. University, *Classification of the Unmanned Aerial Systems*, <https://www.e-education.psu.edu/geog892/node/5>, Accessed: May 30, 2021, 2021.
- [25] G. Singhal, B. Bansod L. Mathew, “Unmanned aerial vehicle classification, applications and challenges: A review,” *Preprint*, c. 2018110601, ss. 1–19, 2018.
- [26] C. Griffis, T. Wilson, J. Schneider P. Pierpont, “Unmanned Aircraft System Propulsion Systems Technology Survey,” Air Traffic Organization, NextGen & Operations Planning, Office of Research ve Technology Development, tek. rap., 2009, Accessed: 2021-06-11. erişim adresi: <https://commons.erau.edu/publication/72>.
- [27] Office of the Secretary of Defense, “Unmanned Aerial Vehicles Roadmap 2000–2025,” U.S. Department of Defense, tek. rap., Nis. 2001, Accessed: 2022-02-03. erişim adresi: <https://www.govinfo.gov/content/pkg/GOVPUB-D-PURL-gpo140963/pdf/GOVPUB-D-PURL-gpo140963.pdf>.
- [28] S. Çoban T. Oktay, “Unmanned aerial vehicles (UAVs) according to engine type,” *Journal of aviation*, c. 2, no. 2, ss. 177–184, 2018.
- [29] J. Lieh, E. Spahr, A. Behbahani J. Hoying, “Design of hybrid propulsion systems for unmanned aerial vehicles,” *47th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, 2011, s. 6146.
- [30] R. Bojoi, L. Boggero, S. Comino, M. Fioriti, A. Tenconi S. Vaschetto, “Multiphase drives for hybrid-electric propulsion in light aircrafts: a viable solution,” *2018 International Symposium on Power Electronics, Electrical Drives, Automation and Motion (SPEEDAM)*, IEEE, 2018, ss. 613–619.
- [31] B. Zhang, Z. Song, F. Zhao C. Liu, “Overview of propulsion systems for unmanned aerial vehicles,” *Energies*, c. 15, no. 2, s. 455, 2022.
- [32] W. R. J. Olhoff, *Threat-Counter Unmanned Aircraft Systems*, *NATO Science and Technology Organization* [https://www.sto.nato.int/publications/STO%20Meeting%20Proceedings/STO-MP-MSG-SET-183/\\$MP-MSG-SET-183-KN-1P.pdf](https://www.sto.nato.int/publications/STO%20Meeting%20Proceedings/STO-MP-MSG-SET-183/$MP-MSG-SET-183-KN-1P.pdf), 2021.
- [33] C. Xiao, B. Wang, D. Zhao C. Wang, “Comprehensive investigation on Lithium batteries for electric and hybrid-electric unmanned aerial vehicle applications,” *Thermal Science and Engineering Progress*, c. 38, s. 101 677, 2023.
- [34] A. Yezeguelian A. T. Isikveren, “Methods to improve UAV performance using hybrid-electric architectures,” *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, c. 92, no. 5, ss. 685–700, 2020.
- [35] A. A. Markov ve diğ., “Analysis of a Hybrid Partial Turboelectric Distributed Propulsion System for a Medium Altitude Long Endurance UAV,” *2022 IEEE Transportation Electrification Conference & Expo (ITEC)*, IEEE, 2022, ss. 862–867.
- [36] D. Szirczak, I. Jankovics, I. Gal D. Rohacs, “Conceptual design of small aircraft with hybrid-electric propulsion systems,” *Energy*, c. 204, s. 117 937, 2020.

- [37] S. Sahoo, X. Zhao K. Kyprianidis, “A review of concepts, benefits, and challenges for future electrical propulsion-based aircraft,” *Aerospace*, c. 7, no. 4, s. 44, 2020.
- [38] L. Maraschi ve diğ., “Hybrid-electric propulsive systems sizing and performance evaluation tool for aircraft and UAV,” *2022 IEEE 9th International Workshop on Metrology for AeroSpace (MetroAeroSpace)*, IEEE, 2022, ss. 43–48.
- [39] D. Joshi, D. Deb S. Muyeen, “Comprehensive review on electric propulsion system of unmanned aerial vehicles,” *Frontiers in Energy Research*, c. 10, s. 752 012, 2022.
- [40] M. Fioriti, S. Vaschetto, S. Corpino G. Premoli, “Design of hybrid electric heavy fuel MALE ISR UAV enabling technologies for military operations,” *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, c. 92, no. 5, ss. 745–755, 2020.
- [41] J.-I. Corcau L. Dinca, “Fuel Cell/Battery Hybrid Electric System for UAV,” *2023 IEEE International Conference on Electrical Systems for Aircraft, Railway, Ship Propulsion and Road Vehicles & International Transportation Electrification Conference (ESARS-ITEC)*, IEEE, 2023, ss. 1–6.
- [42] G. Cinar, A. A. Markov, J. C. Gladin, E. Garcia, D. N. Mavris S. S. Patnaik, “Feasibility assessments of a hybrid turboelectric medium altitude long endurance unmanned aerial vehicle,” *2020 AIAA/IEEE Electric Aircraft Technologies Symposium (EATS)*, IEEE, 2020, ss. 1–17.
- [43] A. A. Markov ve diğ., “Performance assessment of a distributed electric propulsion system for a medium altitude long endurance unmanned aerial vehicle,” *2021 AIAA/IEEE Electric Aircraft Technologies Symposium (EATS)*, IEEE, 2021, ss. 1–14.
- [44] M. Chiboub, H. El Alami, B. Bossoufi, C. El Bekkali, M. El Mahfoud M. Karim, “An Overview of New Trends in Electric Machine for HEV,” *2024 16th International Conference on Electronics, Computers and Artificial Intelligence (ECAI)*, IEEE, 2024, ss. 1–6.
- [45] E. Kurt, A. Y. Arabul, F. Keskin Arabul I. Senol, “A Multi-Phase Brushless Direct Current Motor Design and Its Implementation in Medium-Altitude Long-Endurance Unmanned Aerial Vehicles,” *Applied Sciences*, c. 14, no. 24, s. 11 550, 2024.
- [46] E. Kurt, A. Y. Arabul, F. Keskin Arabul I. Senol, “Electric Machine Design and Integration for an Electric Propulsion System in Medium-Altitude Long-Endurance Unmanned Aerial Vehicles,” *Applied Sciences*, c. 15, no. 7, s. 3438, 2025.
- [47] E. Kurt, A. Y. Arabul, F. K. Arabul I. Senol, “Parallel hybrid propulsion system with integration of designed electric machine for medium altitude long endurance UAV,” *Heliyon*, 2025.
- [48] Ó. González-Espasandín, T. J. Leo, E. Navarro-Arévalo ve diğ., “Corrigendum to “Fuel Cells: A Real Option for Unmanned Aerial Vehicles Propulsion”,” *The Scientific World Journal*, c. 2015, 2015.

- [49] O. Solomon P. Famouri, “Dynamic performance of a permanent magnet brushless dc motor for uav electric propulsion system-part i,” *IECON 2006-32nd Annual Conference on IEEE Industrial Electronics*, IEEE, 2006, ss. 1400–1405.
- [50] O. D. Dantsker, M. Theile M. Caccamo, “A high-fidelity, low-order propulsion power model for fixed-wing electric unmanned aircraft,” *2018 AIAA/IEEE Electric Aircraft Technologies Symposium (EATS)*, IEEE, 2018, ss. 1–16.
- [51] T. Donato, C. L. De Pascalis A. Ficarella, “Synergy effects in electric and hybrid electric aircraft,” *Aerospace*, c. 6, no. 3, s. 32, 2019.
- [52] J. Pyrhonen, T. Jokinen V. Hrabovcova, *Design of rotating electrical machines*. John Wiley & Sons, 2013.
- [53] D. C. Hanselman, *Brushless permanent magnet motor design*. The Writers’ Collective, 2003.
- [54] J. R. Hendershot T. J. E. Miller, *Design of brushless permanent-magnet motors*. Oxford university press, 1995.
- [55] U. S. A. Forces, *MQ-1B Predator*, <https://www.af.mil/About-Us/Fact-Sheets/Display/Article/104469/mq-1b-predator/>, Accessed: 2024-04-28, 2015.
- [56] McDonnell Douglas Astronautics Company, St. Louis Division, *USAF Stability and Control DATCOM, Volume I: User’s Manual*, Public Domain Aeronautical Software, USAF Wright Air Development Center, 1999.
- [57] A. Turevskiy, S. Gage C. Buhr, “Model-based design of a new light-weight aircraft,” *AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference and Exhibit*, 2007, s. 6371.
- [58] B. Fahimi ve diğ., “Automotive Electric Propulsion Systems: A Technology Outlook,” *IEEE Transactions on Transportation Electrification*, 2023.
- [59] G. Milev, “Power Quality Problems on Ships with Electrical Propulsion,” *2023 15th Electrical Engineering Faculty Conference (BuleF)*, IEEE, 2023, ss. 1–4.
- [60] E. M. Coates, A. Wenz, K. Gryte T. A. Johansen, “Propulsion system modeling for small fixed-wing UAVs,” *2019 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS)*, IEEE, 2019, ss. 748–757.
- [61] Y. Cao A. P. Thurlbeck, “Heavy-duty UAV Electrical Propulsion Architectures and Multi-timescale Multi-physics Modeling,” *2019 AIAA/IEEE Electric Aircraft Technologies Symposium (EATS)*, IEEE, 2019, ss. 1–13.
- [62] E. A. Valencia, M. Oña, D. Rodríguez A. Oña, “Experimental performance assessment of an electric uav with an alternative distributed propulsion configuration implemented for wetland monitoring,” *AIAA Propulsion and Energy 2019 Forum*, 2019, s. 4461.
- [63] Pipistrel, *Pipistrel Velis Electro Pilot’s Operating Handbook, POH-128-00-40-001, Rev:0*, 2020.

- [64] ROTAX, *ROTAX Installation Manual for ROTAX Engine Type 914 Series, IM-914, Rev:0*, 2019.
- [65] M. Otkur, “Altitude Performance and Fuel Consumption Modelling of Aircraft Piston Engine Rotax 912 S/ULS,” *Journal of Advanced Research in Applied Sciences and Engineering Technology*, c. 23, no. 1, ss. 18–25, 2021.
- [66] A. Dinc M. Otkur, “Emissions prediction of an aero-piston gasoline engine during surveillance flight of an unmanned aerial vehicle,” *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, c. 93, no. 3, ss. 462–472, 2021.



TEZDEN ÜRETİLMİŞ YAYINLAR

Makale

1. E. Kurt, A. Y. Arabul, F. Keskin Arabul, ve I. Senol, "Electric Machine Design and Integration for an Electric Propulsion System in Medium-Altitude Long-Endurance Unmanned Aerial Vehicles," Applied Sciences, cilt 15, no. 7, s. 3438, 2025, doi: 10.3390/app15073438.
2. E. Kurt, A. Y. Arabul, F. Keskin Arabul, ve I. Senol, "Parallel hybrid propulsion system with integration of designed electric machine for medium altitude long endurance UAV," Heliyon, cilt 11, s. e42871, 2025, doi: 10.1016/j.heliyon.2025.e42871.
3. E. Kurt, A. Y. Arabul, F. Keskin Arabul, ve I. Senol, "A Multi-Phase Brushless Direct Current Motor Design and Its Implementation in Medium-Altitude Long-Endurance Unmanned Aerial Vehicles," Applied Sciences, cilt 14, no. 24, s. 11550, 2024, doi: 10.3390/app142411550.

Konferans Bildirisi

1. E. Kurt, A. Y. Arabul, I. Senol, "Electrical Machines which are used in More Electric Aircraft", Euroasia 5th. International Congress, 2019, ss.719-726