

İSTANBUL TEKNİK ÜNİVERSİTESİ ★ LİSANSÜSTÜ EĞİTİM ENSTİTÜSÜ

**SERİ HİBRİT UÇAKLARDA BULANIK MANTIK TABANLI ELEKTRİK
ENERJİSİ YÖNETİMİNİN İNCELENMESİ**

YÜKSEK LİSANS TEZİ

Murat KESKİN

Elektrik Mühendisliği Anabilim Dalı

Elektrik Mühendisliği Programı

MART 2021

İSTANBUL TEKNİK ÜNİVERSİTESİ ★ LİSANSÜSTÜ EĞİTİM ENSTİTÜSÜ

**SERİ HİBRİT UÇAKLARDA BULANIK MANTIK TABANLI ELEKTRİK
ENERJİSİ YÖNETİMİNİN İNCELENMESİ**

YÜKSEK LİSANS TEZİ

**Murat KESKİN
504191039**

Elektrik Mühendisliği Anabilim Dalı

Elektrik Mühendisliği Programı

Tez Danışmanı: Prof. Dr. Mustafa BAĞRIYANIK

MART 2021

İTÜ, Lisansüstü Eğitim Enstitüsü'nün 504191039 numaralı Yüksek Lisans Öğrencisi Murat KESKİN, ilgili yönetmeliklerin belirlediği gerekli tüm şartları yerine getirdikten sonra hazırladığı “SERİ HİBRİT UÇAKLARDA BULANIK MANTIK TABANLI ELEKTRİK ENERJİSİ YÖNETİMİNİN İNCELENMESİ” başlıklı tezini aşağıda imzaları olan jüri önünde başarı ile sunmuştur.

Tez Danışmanı : **Prof. Dr. Mustafa BAĞRIYANIK**
İstanbul Teknik Üniversitesi

Jüri Üyeleri : **Prof. Dr. Güven KÖMÜRGÖZ KIRIŞ**
İstanbul Teknik Üniversitesi

Dr. Öğr. Üyesi Mustafa Alparslan ZEHİR
Marmara Üniversitesi

Teslim Tarihi : **18 Mart 2021**
Savunma Tarihi : **29 Mart 2021**





Aileme,



ÖNSÖZ

Tavsiyeleri sayesinde sadece bu tez kapsamında değil tüm meslek hayatımda bakış açımı geliştirmemi sağlayan, kendisini tanımaktan ve öğrencisi olmaktan mutluluk duyduğum danışmanım sayın Prof. Dr. Mustafa Bağrıyanık’a,

Hem lisans hem de yüksek lisans öğrenimimde bana kattıkları değerli bilgiler için İstanbul Teknik Üniversitesi Elektrik Mühendisliği öğretim üyelerine,

Her zaman desteklerini hissettiren ve hep yanımda olan aileme,

Beraber çalışmalar yürüttüğümüz değerli arkadaşlarım Oğuz Kağan Keleş ve Tunahan Saygılı’ya teşekkür ederim.

Mart 2021

Murat KESKİN
(Elektrik Mühendisi)



İÇİNDEKİLER

Sayfa

ÖNSÖZ.....	vii
İÇİNDEKİLER	ix
KISALTMALAR	xiii
SEMBOLLER	xv
ÇİZELGE LİSTESİ.....	xvii
ŞEKİL LİSTESİ.....	xix
ÖZET.....	xxiii
SUMMARY	xxvii
1. GİRİŞ	1
1.1. Tezin Amacı	1
1.2. Tezin Yöntemi.....	1
1.3. Uçaklarda Elektrik Enerjisi Ve Gelişimi.....	2
2. UÇAKLARIN ELEKTRİK SİSTEMİ HAKKINDA GENEL BİLGİ	7
2.1. Generatörler.....	8
2.1.1. DA generatörleri.....	8
2.1.2. AA generatörleri.....	8
2.2. Güç Dönüşüm Ekipmanları.....	10
2.2.1. AA/AA dönüştürücüler	10
2.2.1.1. Döngü dönüştürücüler	10
2.2.1.2. Matris dönüştürücüler	10
2.2.2. AA/DA dönüştürücüler	11
2.2.3. DA/AA dönüştürücüler	12
2.3. İletken Hatlar.....	13
2.4. Yükler.....	13
2.5. Enerji Depolama Sistemleri	14
2.5.1. Yakıt hücreleri.....	14
2.5.1.1. Yakıt hücresi tipleri.....	15
2.5.1.2. Yakıt hücresi çıkış gücünün incelenmesi	17
2.5.1.3. Yakıt hücresinin çalışma performansına etki eden etmenler	18
2.5.2. Bataryalar	21
3. HİBRİT VE ELEKTRİKLİ UÇAKLAR.....	25
3.1. Seri Hibrit Uçaklar	26

3.2. Paralel Hibrit Uçaklar.....	27
3.3. Seri-Paralel Hibrit Uçaklar.....	28
3.4. Turboelektrik Uçaklar	29
3.5. Kısmi Turboelektrik Uçaklar	30
4. UÇAKLARDA ENERJİ YÖNETİMİ	31
4.1. Uçaklarda Enerji Yönetimi Literatür Taraması.....	31
4.2. Bulanık Mantık İle Enerji Yönetimi Hakkında Örnek Çalışmalar.....	33
4.3. Enerji Yönetiminde Bulanık Mantık Kullanılması Literatür Taraması	39
5. HİBRİT UÇAKLARIN BULANIK MANTIK İLE ENERJİ YÖNETİMİ.....	45
5.1. Uçak Enerji Yönetim Sisteminin Amaçları.....	46
5.1.1. Doğrudan amaçlar	46
5.1.2. Dolaylı amaçlar	46
5.2. Uçak Enerji Yönetim Algoritmasının Uyması Gereken Kısıtlar	48
5.2.1. Kısıt-1: anlık güç eşitliğinin sağlanması	48
5.2.2. Kısıt-2: bataryanın en düşük ve en yüksek doluluk oranının gözetilmesi	49
5.2.3. Kısıt-3: hidrojen depolama tankı doluluk oranı	49
5.2.4. Kısıt-4: generatör ve motor gibi bileşenlerin verimli çalışma noktalarının takibi.....	50
5.2.5. Kısıt-5: yakıt hücresinin anlık güç değişim oranı limiti.....	50
5.3. Bulanık Mantık Çalışma Prensipleri	51
5.3.1. Bulanıklaştırma ve yöntemleri	52
5.3.2. Bulanık mantıkta kural	53
5.3.3. Bulanık mantıkta çıkarım yöntemleri.....	53
5.3.3.1. Mamdani yöntemi	53
5.3.3.2. Sugeno yöntemi.....	54
5.3.4. Bulanık mantıkta netleştirme ve yöntemleri	55
5.3.4.1. Ağırlık merkezi yöntemi	55
5.3.4.2. Toplamların merkezi yöntemi	55
5.4. Uçak Enerji Yönetim Algoritmasının Belirlenmesi ve Akış Şeması	57
6. SERİ HİBRİT UÇAKLARIN BULANIK MANTIK İLE ENERJİ YÖNETİMİ	69
6.1. Örnek Hibrit Uçak.....	70
6.2. Geliştirilen Enerji Yönetim Algoritmasının Seri Hibrit Uçağa Uygulanması	73
6.2.1. Bulanık mantık ile enerji yönetimi	73
6.3. Örnek Durum İncelemeleri.....	76
6.3.1. Kısa ve uzun süreli uçuş profillerine ait incelemeler	76
6.3.2. Benzetim sonuçlarının ağırlık bakımından incelenmesi	97
6.3.2.1. Yakıt hücresi sisteminin ağırlığa etkisi	97
6.3.2.2. Uçak yakıt sisteminde meydana gelmesi beklenen ağırlık değişimi.	98
6.3.2.3. Uçak motoru ve generatöründe beklenen ağırlık değişimi.....	99
6.3.3. Sentetik uçuş profiline ait incelemeler	100
6.3.4. Arıza senaryosu	104

7. MATLAB/SİMULİNK ORTAMINDA EKİPMANLARIN MODELLENMESİ VE GELİŞTİRİLEN YÖNTEM İLE SİSTEM DAVRANIŞININ İNCELENMESİ	107
8. SONUÇ.....	115
KAYNAKLAR	117
ÖZGEÇMİŞ.....	127





KISALTMALAR

AA	: Alternatif Akım
AFC	: Alkalın Yakıt Hücresi
Ah	: Amper-saat
A_{kerosen}	: Birim kWh Başına Gereken Kerosen Miktarı Oranı
ATRU	: Ototransformatör Doğrultucu Ünitesi
B_{kerosen}	: Kerosenin Birim kg Başına Yakılmasından Ortaya Çıkan CO ₂ Miktarı Oranı
BMA	: Bulanık Mantık Arayüzü
BYS	: Batarya Yönetim Sistemi
cm	: Santimetre
CO₂	: Karbondioksit
ÇD	: Çok Düşük
ÇY	: Çok Yüksek
D	: Düşük
DA	: Doğru Akım
DF	: Değişken Frekans
dk	: Dakika
DoD	: Deşarj Derinliği
E_{gen}	: Uçuş Profili Boyunca Generatörden Elde Edilen Enerji
E_{toplam}	: Uçuş Profili Boyunca Üretilen Toplam Enerji
FMXTOT	: Uçağın Maksimum Yakıt Kapasitesi
FNENG	: Uçağın Motor Sayısı
HO_{enerji}	: Enerji Bakımından Hibritizasyon Oranı
Hz	: Hertz
IGBT	: İzole Kapılı Bipolar Transistörler
kg	: Kilogram
krpm	: Kilorpm
kV	: Kilovolt
kVA	: Kilovolt-amper
kW	: Kilowatt
kWh	: Kilowatt-saat

l	: Litre
lb	: Libre
m	: Metre
mA	: Miliamper
MCFC	: Ergimiş Karbonat Yakıt Hücresi
mHz	: Milihertz
mph	: Bir Saatte Katedilen Mil Miktarı
MVA	: Megavolt-amper
η_{gen}	: Generatör verimlilik oranı
η_{motor}	: İçten Yanmalı Motor Verimlilik Oranı
PAFC	: Fosforik Asit Yakıt Hücresi
PEMFC	: Proton Değişim Membranlı Yakıt Hücresi
PID	: Oransal-Integral-Türevsel
PWM	: Sinyal Genişlik Modülasyonu
rpm	: Dakikaki Dönüş Sayısı
SF	: Sabit Frekans
SoC	: Sarj Durumu
SOFC	: Katı Oksit Yakıt Hücresi
SoH	: Batarya Sağlık Durumu
TRU	: Transformatör Doğrultucu Ünitesi
V	: Volt
v.b.	: Ve Benzeri
W	: Watt
WFSYS	: Yakıt Sistemi Ağırlığı
Wh	: Watt-saat
Y	: Yüksek
YGÜ	: Yedek Güç Ünitesi

SEMBOLLER

σ	: Güç Kestiriminde Sapma
$\Delta PFC(k)$	: Yakıt Hücresinin t Zaman Aralığında Değiştirebileceği Güç Miktarı
ΔW	: Toplam Ağırlık Değişimi
$\Delta W_{hidrojen_{tankı}}$	: Hidrojen Tankından Kaynaklanan Ağırlık Değişimi
$\Delta W_{motor_{gen}}$	: Motor Generatör Eklenmesinden Kaynaklanan Ağırlık Değişimi
$\Delta W_{oksijen_{tankı}}$	: Oksijen Tankından Kaynaklanan Ağırlık Değişimi
$\Delta W_{y_{hücre_{elektronik}}}$	: Güç Dönüşüm Ekipmanlarının Eklenmesinden Kaynaklanan Ağırlık Değişimi
$\Delta W_{y_{hücre_{kümesi}}}$	: Yakıt Hücresi Kümesinden Kaynaklanan Ağırlık Değişimi
$\Delta W_{y_{hücre_{soğutma}}}$	: Yakıt Hücresi Soğutma Sisteminin Eklenmesinden Kaynaklanan Ağırlık Değişimi
$\Delta W_{yakıt_{sistemi}}$	: Uçağın Yakıt Sisteminde Meydana Gelen Ağırlık Değişimi
$^{\circ}$	: Derece
F	: Faraday sabiti 96485 C mol^{-1}
i_0	: Referans Akım Yoğunluğu ($3 \times 10^{-6} \text{ A cm}^{-2}$)
J	: Toplam Yakıt Tüketim Miktarı
k	: Tahrik Sağlayan Fan Sayısı
$limit_{yakıt,güç}$	: Yakıt Hücresinin Anlık Güç Alıp Atabilme Limiti
$\dot{m}$	: İçten Yanmalı Motorun Yakıt Tüketim Değişimi
$\eta_{bat,mot}$	: Bataryadan Motorlara Kadar Olan Toplam Hattın Güç Aktarım Verimliliği
$\eta_{gen,mot}$	: Generatörden Motorlara Kadar Olan Toplam Hattın Güç Aktarım Verimliliği
$\eta_{yh,mot}$	: Yakıt Hücresinden Motorlara Kadar Olan Toplam Hattın Güç Aktarım Verimliliği
P	: Atmosferik Basınç (kPa)
$P_{Batarya_{bulanık}}$	: Bataryanın Bulanık Mantık ile Belirlenen Çalışma Gücü
$P_{Fuel_{bulanık}}$	: Yakıt Hücresinin Bulanık Mantık ile Belirlenen Çalışma Gücü

$P_{Fuel_{maks}}$	: Yakıt Hücresinin Maksimum Çalışma Gücü
P_{gen}	: Generatörün Anlık Çalışma Gücü
$P_{Gen_{bulanık}}$	: Generatörün Bulanık Mantık ile Belirlenen Çalışma Gücü
$P_{gen_{maks}}$	: Generatörün Maksimum Çalışma Gücü
$P_{gen_{min}}$	: Generatörün Minimum Çalışma Gücü
P_{mi}	: Tahrik Sağlayan Fan Sayısı
P_{Talep}	: Anlık Talep Güç
R	: Gaz sabiti $8.318 \text{ J mol}^{-1} \text{ K}^{-1}$
SoC_{bat}	: Bataryanın Anlık Doluluk Oranı
$SoC_{bat,maks}$	: Bataryanın Şarj Edilmesine İzin Verilen Maksimum Doluluk Oranı
$SoC_{bat,min}$	: Bataryanın Deşarj Edilmesine İzin Verilen En Düşük Doluluk Oranı
$SoC_{tank,min}$	: Hidrojen Tankının Boşaltılmasına İzin Verilen En Düşük Doluluk Oranı
t_0	: Uçuş Başlangıç Anı
t_f	: Uçuş Bitiş Süresi
$W_{el,ağırlık}$	: Elektriksel Ekipmanların Toplam Ağırlığı
x^*	: Netleştirilmiş Değer
a	: Salınan CO_2 Gazı Miktarı

ÇİZELGE LİSTESİ

Sayfa

Çizelge 1.1: Uçaklarda kullanılan ilk generatörler ve özellikleri.	4
Çizelge 2.1: 5 farklı yakıt hücresi ve karakteristik bilgiler.	16
Çizelge 2.2: Farklı havacılık uygulamalarında kullanılan bataryalar ve verileri.....	22
Çizelge 5.1: BMA-1 ' de kullanılan kural tablosu.....	60
Çizelge 5.2: BMA 2' de Kullanılan Kural Tablosu	63
Çizelge 5.3: Farklı tip batarya, ortam sıcaklığı ve yük atma zamanlarında acil durum uçuş süreleri.	67
Çizelge 6.1: Konsept tasarımı yapılan uçağın performans verileri.....	71
Çizelge 6.2: Uzun uçuş verileri.	72
Çizelge 6.3: Kısa uçuş verileri.....	72
Çizelge 6.4: Uzun uçuş senaryo 1 için edinilen özet bilgi.....	79
Çizelge 6.5: Kısa uçuş ve senaryo 1 için edinilen özet bilgi.	80
Çizelge 6.6: Uzun uçuş ve senaryo 2 için edinilen özet bilgi.....	83
Çizelge 6.7: Kısa uçuş ve senaryo 2 için edinilen özet bilgi.	84
Çizelge 6.8: Uzun uçuş ve senaryo 3 için edinilen özet bilgi.....	87
Çizelge 6.9: Kısa uçuş ve senaryo 3 için edinilen özet bilgi.	88
Çizelge 6.10: Uzun uçuş ve senaryo 4 için edinilen özet bilgi.....	90
Çizelge 6.11: Kısa uçuş ve senaryo 4 için edinilen özet bilgi.	91
Çizelge 6.12: Uzun uçuş ve senaryo 5 için edinilen özet bilgi.....	93
Çizelge 6.13: Kısa uçuş ve senaryo 5 için edinilen özet bilgi.	94
Çizelge 6.14: Uzun uçuş ve senaryo 6 için edinilen özet bilgi.....	96
Çizelge 6.15: Kısa uçuş ve senaryo 6 için edinilen özet bilgi.	97
Çizelge 6.16: Kullanılan yakıt hücresi kümesi bilgisi [89].	98
Çizelge 6.17: Farklı yakıt hücrelerinin özellikleri.	100
Çizelge 6.18: Yeni yük için edinilen özet bilgi çizelgesi – yamuk tip üyelik fonksiyonu.	103
Çizelge 6.19: Yeni yük için edinilen özet bilgi çizelgesi – gaussian tip üyelik fonksiyonu.	103
Çizelge 6.20: Yeni yük için edinilen özet bilgi çizelgesi – üçgen tip üyelik fonksiyonu.	104
Çizelge 6.21: Arıza durumu için edinilen özet bilgi çizelgesi – gaussian tip üyelik fonksiyonu.	105



ŞEKİL LİSTESİ

Sayfa

Şekil 1.1: Uçaklarda güç ihtiyacının geçmişten günümüze değişimi [2]	3
Şekil 1.2: Uçaklarda kullanılan gerilim seviyeleri ve değişimi [3]	4
Şekil 2.1: Örnek uçak elektrik sistemi.	7
Şekil 2.2: Sabit ve değişken çıkış frekanslı generatörlerin sisteme bağlantı şemaları.	9
Şekil 2.3: TRU devre şeması.	11
Şekil 2.4: ATRU devre şeması.	11
Şekil 2.5: Tek fazlı IGBT temelli PWM evirici devre şeması.	12
Şekil 2.6: Uçaklarda iletken katmanları.	13
Şekil 2.7: Havacılıkta kullanılan yüklerin güç ve akım karakteristikleri.	14
Şekil 2.8: Yakıt hücresi temel şeması [11]	15
Şekil 2.9: Yakıt hücresi kayıpları [14]	17
Şekil 2.10: Yakıt hücresi polarizasyon eğrisi [15]	18
Şekil 2.11: Akım yoğunluğuna bağlı olarak yakıt hücresinin çıkış gerilimi değişimi [16]	18
Şekil 2.12: Çalışma sıcaklığına bağlı olarak yakıt hücresinin çıkış gerilimi değişimi [14]	19
Şekil 2.13: 5 hücreli yakıt hücresi kümesi ve kümenin kullanıldığı sistem [13]	20
Şekil 2.14: Depolama yöntemlerine göre hidrojen ve oksijen depo ağırlıkları ile hacimleri [17]	21
Şekil 3.1: Seri hibrit uçakların güç aktarım organı blok şeması.	27
Şekil 3.2: Paralel hibrit uçakların güç aktarım organı blok şeması.	28
Şekil 3.3: Seri-paralel hibrit uçakların güç aktarım organı blok şeması.	29
Şekil 3.4: Turboelektrik uçakların güç aktarım organı blok şeması.	29
Şekil 3.5: Kısmi turboelektrik uçakların güç aktarım organı blok şeması.	30
Şekil 4.1: Örnek-1 çalışmada elde edilen sonuçlar. (a)Yakıt tüketimi. (b) Sistem verimliliği. [27]	33
Şekil 4.2: Örnek-2 çalışmada elde edilen sonuçlar. [28]	34
Şekil 4.3: Örnek-3 çalışmada elde edilen sonuçlar. (a) Motor torku. (b) Generatör akımı. [29]	34
Şekil 4.4: Örnek-4 çalışmada elde edilen sonuçlar [30]	35
Şekil 4.5: Örnek-5 çalışmada elde edilen sonuçlar. (a) Güç. (b) Akım. (c) Şarj durumu. [31]	36
Şekil 4.6: Örnek-6 çalışmada elde edilen sonuçlar. (a) Hız profili. (b) Güç paylaşımı. [32]	36
Şekil 4.7: Örnek-7 çalışmada elde edilen sonuçlar. (a) Batarya-1 gücü. (b) Batarya-1 şarj durumu. (c) Batarya-2 gücü. (d) Batarya-2 şarj durumu. [33]	37
Şekil 4.8: Örnek-8 çalışmada elde edilen sonuçlar. [34]	38
Şekil 4.9: Örnek-9 çalışmada elde edilen sonuçlar. (a) SMA stratejisi. (b) Fuzzy EMS stratejisi. [35]	38
Şekil 4.10: Bulanık mantık algoritması blok şeması.	40
Şekil 5.1: Bulanıklaştırma, çıkarım ve netleştirme işlemleri blok şeması	52
Şekil 5.2: Örnek bulanıklaştırma işlemi [82]	52
Şekil 5.3: Lityum-iyon batarya çıkış geriliminin sıcaklık ve doluluk oranına göre değişimi	66

Şekil 5.4: Nikel-kadmiyum batarya çıkış geriliminin sıcaklık ve doluluk oranına göre değişimi.....	66
Şekil 6.1: Konsept tasarımı yapılan uçağın ölçüleri.	70
Şekil 6.2: Uzun uçuş esnasında uçağın güç talebinin değişimi.	71
Şekil 6.3: Kısa uçuş esnasında uçağın güç talebinin değişimi.....	72
Şekil 6.4: Bulanık mantık arayüzü-1.	73
Şekil 6.5: Enerji yönetimi için kurulan simulink modeli.....	74
Şekil 6.6: Talep güç için belirlenen üyelik fonksiyonu.	75
Şekil 6.7: Bulanık mantık arayüzü-2.	75
Şekil 6.8: Senaryo 1’de batarya şarj durumu için belirlenen üyelik fonksiyonu.	76
Şekil 6.9: Senaryo 1’de yakıt hücresi şarj durumu için belirlenen üyelik fonksiyonu.	76
Şekil 6.10: Senaryo 1’de batarya çıkış gücü için belirlenen üyelik fonksiyonu.....	76
Şekil 6.11: Senaryo 1’de yakıt hücresi çıkış gücü için belirlenen üyelik fonksiyonu.	77
Şekil 6.12: Senaryo 1’de fark gücü için belirlenen üyelik fonksiyonu.....	77
Şekil 6.13: Çıkış parametreleri olan batarya artış, yakıt hücresi artış, batarya azalış, yakıt hücreleri azalış ve generatör kontrolü için belirlenen üyelik fonksiyonu.....	77
Şekil 6.14: Senaryo 1 ve uzun uçuş için kaynaklardan çekilen güç değişimi.	78
Şekil 6.15: Senaryo 1 ve uzun uçuş için batarya ve hidrojen tankı doluluk oranı değişimi.....	78
Şekil 6.16: Senaryo 1 ve kısa uçuş için kaynaklardan çekilen güç değişimi.....	79
Şekil 6.17: Senaryo 1 ve kısa uçuş için batarya ve hidrojen tankı doluluk oranı değişimi.....	80
Şekil 6.18: Senaryo 2’de fark gücü için belirlenen üyelik fonksiyonu.....	81
Şekil 6.19: Senaryo 2’de batarya şarj durumu için belirlenen üyelik fonksiyonu.	81
Şekil 6.20: Senaryo 2’de hidrojen tankı doluluk oranı için belirlenen üyelik fonksiyonu.....	81
Şekil 6.21: Senaryo 2’de uzun uçuş talep güç için belirlenen üyelik fonksiyonu.	81
Şekil 6.22: Senaryo 2’de batarya çıkış gücü için belirlenen üyelik fonksiyonu.....	82
Şekil 6.23: Senaryo 2’de yakıt hücresi çıkış gücü için belirlenen üyelik fonksiyonu.	82
Şekil 6.24: Senaryo 2 ve uzun uçuş için kaynaklardan çekilen güç değişimi.	82
Şekil 6.25: Senaryo 2 ve uzun uçuş için batarya ve hidrojen tankı doluluk oranı değişimi.....	83
Şekil 6.26: Senaryo 2 ve kısa uçuş için kaynaklardan çekilen güç değişimi.....	84
Şekil 6.27: Senaryo 2 ve kısa uçuş için batarya ve hidrojen tankı doluluk oranı değişimi.....	84
Şekil 6.28: Senaryo 3’de talep güç için belirlenen üyelik fonksiyonu.	85
Şekil 6.29: Senaryo 3’de batarya doluluk oranı için belirlenen üyelik fonksiyonu...	85
Şekil 6.30: Senaryo 3’de hidrojen tankı doluluk oranı için belirlenen üyelik fonksiyonu.....	85
Şekil 6.31: Senaryo 3’de batarya çıkış gücü için belirlenen üyelik fonksiyonu.....	86
Şekil 6.32: Senaryo 3’de yakıt hücresi çıkış gücü için belirlenen üyelik fonksiyonu.	86
Şekil 6.33: Senaryo 3 ve uzun uçuş için kaynakların çıkış gücü değişimi.	86
Şekil 6.34: Senaryo 3 ve uzun uçuş için batarya ve hidrojen tankı doluluk oranı değişimi.....	87
Şekil 6.35: Senaryo 3 ve kısa uçuş için kaynakların çıkış gücü değişimi.	88

Şekil 6.36: Senaryo 3 ve kısa uçuş için batarya ve hidrojen tankı doluluk oranı değişimi.....	88
Şekil 6.37: 4. senaryo batarya doluluk oranı üyelik fonksiyonu.	89
Şekil 6.38: 4. senaryo hidrojen tankı doluluk oranı üyelik fonksiyonu.	89
Şekil 6.39: Senaryo 4 ve uzun uçuş için kaynakların çıkış gücü değişimi.	90
Şekil 6.40: Senaryo 4 ve uzun uçuş için batarya ve hidrojen tankı doluluk oranı değişimi.....	90
Şekil 6.41: Senaryo 4 ve kısa uçuş için kaynakların çıkış gücü değişimi.	91
Şekil 6.42: Senaryo 4 ve kısa uçuş için batarya ve hidrojen tankı doluluk oranı değişimi.....	91
Şekil 6.43: 5. senaryo batarya doluluk oranı üyelik fonksiyonu.	92
Şekil 6.44: 5. senaryo hidrojen tankı doluluk oranı üyelik fonksiyonu.	92
Şekil 6.45: Senaryo 5 ve uzun uçuş için kaynakların çıkış gücü değişimi.	92
Şekil 6.46: Senaryo 5 ve uzun uçuş için batarya ve hidrojen tankı doluluk oranı değişimi.....	93
Şekil 6.47: Senaryo 5 ve kısa uçuş için kaynakların çıkış gücü değişimi.	93
Şekil 6.48: Senaryo 5 ve kısa uçuş için batarya ve hidrojen tankı doluluk oranı değişimi.....	94
Şekil 6.49: Senaryo 6 için batarya şarj durumunu gösteren üyelik fonksiyonları.	94
Şekil 6.50: Senaryo 6 için hidrojen tankı doluluk oranını gösteren üyelik fonksiyonları.	95
Şekil 6.51: Senaryo 6 uzun uçuş için kaynakların çıkış gücü değişimi.	95
Şekil 6.52: Senaryo 6 ve uzun uçuş için batarya ve hidrojen tankı doluluk oranı değişimi.....	95
Şekil 6.53: Senaryo 6 kısa uçuş için kaynakların çıkış gücü değişimi.	96
Şekil 6.54: Senaryo 6 ve kısa uçuş için batarya ve hidrojen tankı doluluk oranı değişimi.....	96
Şekil 6.55: Yeni belirlenen güç talep profili.....	101
Şekil 6.56: Farklı üyelik fonksiyonları kullanılarak belirlenen batarya çıkış gücü değişimleri.	101
Şekil 6.57: Farklı üyelik fonksiyonları kullanılarak belirlenen batarya şarj durumu değişimleri.	101
Şekil 6.58: Farklı üyelik fonksiyonları kullanılarak belirlenen generatör çıkış gücü değişimleri.	102
Şekil 6.59: Farklı üyelik fonksiyonları kullanılarak belirlenen yakıt hücresi çıkış gücü değişimleri.	102
Şekil 6.60: Farklı üyelik fonksiyonları kullanılarak belirlenen hidrojen tankı doluluk oranı değişimleri.	102
Şekil 6.61: Arıza senaryosunda kaynakların çıkış gücü değişimi.	105
Şekil 6.62: Arıza senaryosunda kaynakların doluluk oranı değişimi.	105
Şekil 7.1: Generatör ve motor davranışlarını modellemek için kullanılan bileşen..	108
Şekil 7.2: Generatör ve motor davranış modeli için kullanılan emrax 348 CC motor/generatörü.....	108
Şekil 7.3: Bataryanın davranışını modellemek için kullanılan A123 ANR26650m1B lityum hücresi.	108
Şekil 7.4: Yakıt hücresinin davranışını modellemek için kullanılan PowerCell S3 hücresi.....	109
Şekil 7.5: Tüm sistemin davranışını modellemek için kurulan Matlab/Simulink modeli.	109
Şekil 7.6: Bataryanın çıkış akımı değişimi.	110

Şekil 7.7: Bataryanın çıkış gerilimi değişimi.....	110
Şekil 7.8: Bataryanın çıkış gücü değişimi.	110
Şekil 7.9: Batarya şarj durumu değişimi.....	111
Şekil 7.10: Yakıt hücresinin çıkış akımının değişimi.	111
Şekil 7.11: Yakıt hücresi çıkış gücü değişimi.....	111
Şekil 7.12: Yakıt hücresi çıkış gerilimi değişimi.....	112
Şekil 7.13: Generatör çıkış gücü değişimi.	112
Şekil 7.14: 969. saniyede generatörün çıkış gücü değişimine verdiği cevap.	112



SERİ HİBRİT UÇAKLARDA BULANIK MANTIK TABANLI ELEKTRİK ENERJİSİ YÖNETİMİNİN İNCELENMESİ

ÖZET

Günümüzde artan zararlı gaz emisyonlarının neden olduğu çevresel etkileri azaltmak amacıyla her alanda araştırmalar sürdürülmektedir. Bu kapsamda diğer taşımacılık sektörleri gibi hava taşımacılığında da zararlı gazları azaltmak ve sektör paydaşlarınca ortaya konulan çevresel hedeflere ulaşmak için çalışmalar sürdürülmektedir. Bu çalışmaların en büyük hedefi olan sıfır emisyon için seçenek olarak tamamen elektrikli uçaklar görülmektedir. Günümüz teknolojisinde güneş enerjisi pilleri ve enerji depolama üniteleri sayesinde elektrik ihtiyaçlarının karşılanabileceği düşünülen elektrikli uçaklar için, özellikle depolama teknolojisinin geldiği güncel teknolojik durum yeterli değildir. Bu sebeple toplam uçuş süresi boyunca tahrik için gerekli toplam güç ve enerjinin bir kısmını depolama ünitelerinden karşılamayı sağlayan hibrit uçaklar, kısa vadede emisyon azaltılmasının sağlanması için bir çözüm olarak ortaya çıkmaktadır.

Hibrit uçaklar uçuşun bir bölümü elektrikli tahrik, kalan süresini ise içten yanmalı motorlar ile destekli yapabilen veya toplam uçuş süresi boyunca tahrik enerjisini sürekli olarak yanma motorunun ve depolama ünitelerinin beraber çalışmasından alan hava taşıtları olarak isimlendirilebilir. Mimarilerine göre seri hibrit, paralel hibrit ve seri-paralel hibrit olmak üzere üç farklı şekilde tasarlanabilirler. Güç aktarım organlarında hem içten yanmalı motor hem elektrik generatörü hem de elektrik enerjisi depolama ekipmanlarını bir arada içerdikleri için tasarım süreçlerinde karmaşıklık seviyesi artmıştır. Bu nedenle tüm ekipmanları anlık olarak takip eden ve uçuş sırasında karar verebilme yeteneğine sahip akıllı enerji yönetim sistemleri ile birlikte tasarlanmalıdırlar. Bu sayede hem karmaşık sistemin kontrolü mümkün hale gelecek hem de sistem verimliliğin artması gibi teknik konularda fayda sağlanabilecektir. Ayrıca uçuş güvenirliliği de ilgili akıllı enerji yönetim sistemlerince artırılabilir.

Bu tez kapsamında hibrit uçaklardaki enerji yönetim uygulamaları ele alınmış ve seri hibrit bir uçağın bulanık mantık kullanılarak enerji yönetiminin gerçekleştirilmesi ele alınmıştır. Akıllı enerji yönetim sistemi olarak bulanık mantığın seçilmesinin sebebi karmaşık kontrol değişkenlerinin insan diline yakın sözel değişkenlerle kolayca ifade olması, sistemin kesin olmayan sınırlarında yüksek doğrulukla karar üretebilme yetenekleri ve tasarımcının tecrübesini kolayca aktarmaya yatkın olmalarıdır.

Çalışma kapsamında, sadece 330 kWh kapasiteye sahip batarya ve içten yanmalı motor tarafından tahrik edilen 500 kW generatöre sahip seri hibrit bir uçağın uçuş profili elde edilmiş ve bu uçakta 200 kW gücünde yakıt hücresi kullanılması halinde nasıl bir emisyon kazanımı gerçekleşeceği incelenmiştir. Yakıt hücresinin sisteme adaptasyonunun incelenmesindeki amaç çok yüksek güç ve buna bağlı olarak elektrik enerjisi talebi bulunan seri hibrit uçakta lityum gibi bataryalar ile birlikte onlardan daha yüksek enerji yoğunluğuna sahip kaynakların sistemde kullanılabilmesinin incelenmesidir. Bu amaç ile sistemin kontrol giriş değişkenleri, batarya ile hidrojen

tankı doluluk oranı ve anlık talep gücü olarak belirlenmiştir. Tüm değişkenler uygun şekilde bulanıklaştırılarak oluşturulan bulanık mantık kuralları sayesinde batarya, generatör ve yakıt hücresinin çıkış güçlerinin anlık olarak hesaplanması gerçekleştirilmiştir. Bu hesaplamalarda kullanılan üyelik fonksiyonlarının sınır değerlerinin ve tiplerinin çıkış güçlerine, emisyon değerine, batarya ve hidrojen tankı doluluk oranına olan etkileri farklı senaryolar ile ele alınmış ve karşılaştırmalı olarak değerlendirilmiştir. Buna göre üyelik fonksiyonlarının kesişim bölgelerinden ayrışım bölgelerine geçerken ekipmanların çıkış gücünde en az anlık durum geçişi sağlayan gauss tipi üyelik fonksiyonunun her senaryoda en fazla emisyon azaltımı sağlamamasına rağmen sistem kararlılığın kolay sağlanması açısından en uygun olduğu sonucuna varılmıştır. Ayrıca enerji yönetim algoritmasının diğer seri hibrit uçaklarda da uygulanabilmesi için akış şeması sunulmuş ve önerilen yöntem sentetik bir uçuş senaryosunda tekrar doğrulanmıştır. Ayrıca Amerikan Havacılık Kurumu' na göre; 25000 feet (7260 m) ve altında uçmak üzere sertifikalandırılmış uçakların bataryalarının acil durum senaryosunda en az 30 dakika boyunca kritik yükleri besleyecek şekilde tasarlanmış olması gerekmektedir. Kurulan enerji yönetim algoritması sayesinde uçak, acil durum senaryosunda ihtiyaç duyduğu enerjiyi gerekli kaynaklardan sağlamıştır.

Yapılan incelemeler sonucunda uçağın 500 kW gücünde olan generatör ve içten yanmalı motor ünitelerinin 415 kW' a indirilebileceği, 800 libre (363 kg) olan kullanılabilir yakıtın 533 libreye (242 kg) indirilebileceği fakat 200 kW yakıt hücresinin yanında 15 kg hidrojen ile 110 kg oksijen depolama yeteneğine sahip ayrı ayrı tanklar kullanılması gerektiği görülmüştür. Yakıt hücreleri ve depolama yöntemleri diğer güç kaynaklarına göre daha yeni teknolojiler olduğu için güncel literatüre ve ekipman üreticilerinden edinilen kaynaklara göre iyi ve kötü senaryo ağırlık tahmini gerçekleştirilebilmiştir. İyi senaryoya göre uçağın mevcut maksimum kalkış ağırlığı olan 5216 kg' a yalnızca %3 daha fazla ağırlık eklenirken kötü senaryoya göre güç aktarım organının tamamen yeniden tasarlanması gereken olan %20 gibi ağırlık artış değerleri elde edilmiştir. Buna bağlı olarak gerçek uçak için uygulanmak istenildiğinde; tasarım sırasında uçağa, yakıt hücresine ve depolama tanklarına göre uygulamanın uygunluğunun durumdan duruma farklılık gösterileceği ve dikkatle irdelenmesi gerektiği sonucuna varılmıştır. Fakat yeni bir teknoloji olan yakıt hücresi teknoloji geliştikçe yakın gelecekte kullanılması planlanan hibrit ve biraz daha uzun vadede kullanılması beklenen elektrikli uçaklar için önemli bir enerji kaynağı olacakları sonucuna varılmıştır.

Bunların yanında, güç aktarım organı da birçok farklı ekipman türü içerdiğinden ve bunların bir ünite tarafından kontrol edilmesinden dolayı sistemde meydana gelecek olan anlık talep değişimlerinin ekipman çıkışlarına olan etkisinin incelenmesi için ekipmanların sistemdeki davranışları modellenmiş ve uçuş senaryosu koşullararak benzetim sonuçları elde edilmiştir. Bu sonuçlara göre; generatör ve motorların çıkış güçlerinin sistemde meydana gelen anlık değişimler sırasında salınımlar yaptığı görülmüştür. Bu salınımların standartlarca belirlenen değerler arasında kaldığının, aksi bir durum söz konusu ise de uygun kontrolörler sayesinde limitler içerisinde tutulduğunun gösterilmesi gereklidir. Aksi takdirde bu değişimlerin neden olabileceği uçağın elektrik sisteminin kaybı, artık uçağın kaza kırıma uğraması anlamına gelebilecektir.

Tüm bu sonuçlar çerçevesinde emisyon azaltımı için yakın gelecekte kullanılması planlanan hibrit uçaklarda artan elektrik kurulu gücüne istinaden uçakların elektrik sistemlerinde yeni bileşenlerin kullanılması muhtemeldir. Bu tez kapsamında da yakıt

hücresinin hava taşıtında kullanılması ve tüm kaynakların çıkış güçlerinin bulanık mantığa dayalı akıllı enerji yönetim algoritması ile kontrol edilmesi durumunda, emisyon, uçak ağırlığı ve sistemin elektriksel parametrelerindeki değişim irdelenmiştir.





AN INVESTIGATION OF FUZZY LOGIC BASED ELECTRIC ENERGY MANAGEMENT IN SERIES HYBRID AIRCRAFT

SUMMARY

The studies have been conducting in every area to decrease harmful effects caused by the emission of hazardous gases on nature. In this context, the stakeholders of the avionic industry have been researching methods for reducing the amount of these harmful gases to reach the sectoral aim like the other transportation sectors. The electric plane is admitted as the biggest chance to eliminate the gases as their powertrain does not include a combustion engine which means zero emission flight practically. In the current literature, the photovoltaic cells and energy storage systems are the only electrical power and energy resources of these planes. However, they have restrictions about the important flight parameters such as flight time duration and flight distance as their powertrain design only depends on the storage devices if the required sunlight is not available for photovoltaic cells. Furthermore, the latest technological situation of storage techniques is not sufficient to facilitate electric flights. Therefore, the hybrid air vehicle which provides to supply the portion of the propulsion energy from electrical sources is seemed a significant opportunity to reduce the emissions of hazardous gases in the short term.

Hybrid aircraft could be defined as air vehicles that could fly with electrical energy in the portion and the combustion energy for the rest of the flight or use the electrical energy from storage devices together with combustion sources to meet propulsion energy in total flight mission. Its powertrain could be designed as series, parallel, and series-parallel according to the design architectures. In the series hybrid, the propeller fans are driven by the electrical energy provided by both battery and electrical generator. As the only role of the combustion engine is driving the electrical generator, it is not directly connected with any propeller fan. That potential gives an opportunity to work the combustion engine at constant revolution speed which means increasing the efficiency level of the powertrain system. Moreover, a fully electric flight envelope could be ensured if the required energy is enough to supply the rest of the power demand in a portion of the flight. However, both combustion engine and batteries should be designed to propel the fans; therefore, the total weight of the powertrain of series hybrid aircraft increases. Unlike series hybrid, not only electrical power by storage device but also mechanical power by combustion engine could be used to propel fans in the parallel hybrid. As the total power demand is shared by sources, the rated output power of these are less than the same components designed for a series hybrid aircraft. With that feature, a lighter powertrain architecture design is possible for a parallel hybrid aircraft than a series hybrid one. However, the more developed power control algorithm which increases the complexity level of the energy management system should be designed for parallel hybrid aircraft. Furthermore, the series-parallel is the mix of series and parallel architecture as it could be understood from the name of this architecture. However, it seems like the weightiest hybrid aircraft type as it includes all types of power sources such as generator, battery,

combustion engine, electric motor, and conventional propeller fans. The complexity level of design process of hybrid aircraft is higher than the conventional aircraft as it includes combustion engine, storage system, and electrical generator altogether. Hence, it could be equipped with intelligent energy management systems which could track all components and have the ability to make online decisions in the flight regarding control parameters. Thanks to that, both the control of complex systems become easier and possible and the higher total system efficiency could be ensured. Additionally, flight safety could also be provided by using intelligent energy management systems.

In this thesis, the energy management applications for hybrid air vehicles are evaluated and an energy management algorithm for a series hybrid vehicle is developed by using fuzzy logic techniques. The main reasons to choose fuzzy logic as an energy management method are that they facilitate to express easily the complicated control variables as linguistic terms, are able to make decisions with high accuracy at uncertain system borders, and able to easily convey the experience of the system designer.

For that purpose, the flight-power profile of a series hybrid vehicle which has 330 kWh battery and 500 kW combustion engine driven generator is taken from its manufacturer. Furthermore, the emission gain at the possible application of integrating a 200 kW fuel cell system to the powertrain of air vehicle was examined. The main idea behind choosing fuel cell is using the higher energy density power storage methods with batteries in a series aircraft whose demand of electrical power and energy is very high. For that aim, the control variables of the system are determined as the state of charge of the battery, the fullness rate of the hydrogen tank, and instantaneous power demand of aircraft. The instantaneous power outputs of electric generator, battery and fuel cell are calculated by using fuzzy membership functions. The effects of membership function type and its border value on the power output of all sources, state of charge of battery and hydrogen tank, and total emission value are evaluated and compared with six different scenarios. The membership functions of the first three scenarios and last three scenarios had nearly the same border values between each other. However, the difference between the each of first three ones was the type of membership function and that condition was valid for the last three ones also. The three different types of membership function which are gaussian, trapezoidal, and triangular were used for these calculations. According to the results, the gaussian type membership function is found as the most convenient type for power applications as the minimum amplitude transient changes which facilitates to construct more stable power distribution network easier are observed although the maximum decrease in emission is not provided by using it in all cases. Moreover, a flow chart recommended to be a guide for the other studies to develop a fuzzy logic based energy management algorithm for a series hybrid aircraft. In addition, the algorithm verified with a synthetic power profile. Synthetic power profile means a power demand change of total propulsive sources during the flight which has not occurred yet. This strategy was used to test and validate the developed energy management algorithm in a different power demand situation. It was observed that the energy management algorithm successfully worked and satisfied the desired expectations at the system level.

Furthermore, proving the design of the energy management algorithm by considering the safety issue of aircraft is crucial for avionic authorities. For example, one of the Federal Aviation Administration (FAA) rules states that the battery should supply electric power to the safety critical loads with the minimum durations of 30 or 60 minutes for aircraft certificated with a maximum altitude of 25,000 feet or over 25,000

feet respectively. Although the requirement is determined by considering the conventional aircraft, it is inevitable that new regulations like that one or even more strict rules will be necessitated for hybrid and electric aircraft by this kind of institution. To examine that condition and validate the electrical system design of aircraft, the generator was shut down at the last 30 minutes of the flight to simulate the malfunction situation of the generator in a scenario. It was observed that the energy management algorithm adapted the power outputs of the back up sources to supply the required power demand during the rest of flight. Hence the design algorithm was validated from the safety aspect.

By examining the results of the study, it was found that the 500 kW engine-driven generators and 800 pounds of usable fuel could be decreased to 415 kW and 533 pounds respectively. Nevertheless, 15 kg hydrogen and 110 kg oxygen storage tanks should be used additionally with a 200 kW fuel cell system. In the current technological situation, the fuel cell system and storage methods of its fuel are not as mature as the other power systems; therefore, the best and worst case weight change scenarios are calculated regarding latest literature and datasheet information from manufacturers. According to the best scenario, only a 3% increase on the maximum take off weight was found sufficient. Nevertheless, it is observed that a 20% weight increase which means designing the powertrain from the beginning was required for the worst case. Regarding that information, possible fuel cell integration to the aircraft should be differentiated case by case; therefore, the convenience of application should be analyzed individually.

In addition to these, the sudden load changes in the electrical system of an aircraft should cause catastrophic results. There are several reasons for these instantaneous load changes such as load shedding by pilots, opening condition of a circuit breaker which connects several loads to the main bus, and switching effects of inductive loads. These changes should cause the high amplitude changes in important electrical parameters of electrical system such as voltage, frequency, and current. To prevent the aircraft operation from these electrical changes, there are international standards published by authorities to indicate the limits of these changes. Regarding that perspective, equipment behaviors were modeled to analyze the transient effect of possible sudden power demand change to the power output of sources and the results were taken by flight simulation. By the view of these results, the huge amplitude oscillations at the power outputs of electrical motor and generators were observed. It was proven that the related oscillations should be within the limit of international power standards and that property of electrical system design is needed to be proven in a real application. Otherwise, the result of a possible shutdown in the electrical system caused by these oscillations could lead to catastrophic results reaching to the aircraft accident.

To conclude, a hybrid aircraft which has higher electrical power and stored energy capacity could reduce the avionic emissions and make possible to use the new electrical components in the powertrain designs. In that matter, the usage of a fuel cell, hydrogen and oxygen storage tanks, generator, and battery in a hybrid aircraft power system were examined. Instantaneous power outputs of the sources were determined by fuzzy logic based energy management algorithm regarding different flight scenarios. Moreover, the changes in emission values, aircraft weight, and electrical parameters at the possible application were analyzed in this thesis.



1. GİRİŞ

Hibrit ve elektrikli uçakların yakın gelecekte havacılık sektöründe yaygın bir şekilde kullanılması beklenmektedir. Emisyon salınımının önüne geçilmesinde en önemli çözüm alternatifini oluşturması beklenen bu uçaklarda elektrik enerjisi ana güç kaynağı haline gelecektir. Buna paralel olarak da uçak elektrik sisteminin karmaşıklık düzeyi artacak ve güç kararlılığı, güç üreteçlerinin çalışma koşulları, dağıtım mimarileri ile gerilim seviyeleri ve akıllı enerji yönetim sistemleri gibi aslen elektrik mühendisliği bilim alanının konusu olan tasarım kriterleri uçuş güvenirliliği için en kritik parametreler olacaktır.

1.1. Tezin Amacı

Bu tez kapsamında hibrit uçakların enerji yönetiminin ve uçakta yer alan güç kaynaklarının çıkış güçlerinin nasıl belirlenebileceğine dair bir yöntem önerilmiştir. Amaçlanan yöntem sayesinde çıkış güçleri belirlenen farklı güç üreteçleri arasında anlık toplam talep gücün uçuş güvenirliliğinin ve acil durum senaryolarının da göz önüne alınarak nasıl paylaşılabileceği belirlenmiş, çıkan sonuçların ana amaç olan emisyon salınımına olan etkisi incelenmiştir. Ayrıca ilgili yöntem kullanılarak uçağa ilave edilebilecek bir güç kaynağının hava taşıtlarının tasarımı sırasında en önemli kriterlerden olan maksimum kalkış ağırlığına olan etkisinin de güncel teknoloji koşulları göz önüne alınarak iyi durum (en hafif) ve kötü durum (en ağır) kapsamında değerlendirilmesi de amaçlanmıştır.

1.2. Tezin Yöntemi

Hibrit uçaklar kullanılarak zararlı gaz emisyon azaltımı amacıyla yola çıkılan tez kapsamında kullanılan ana yöntem; bulanık mantık temelli kontrolün, uçak enerji yönetimine uygulanmasıdır. Enerji yönetiminde bulanık mantığın ana yöntem olarak seçilmesinin sebebi, karmaşık ve lineer olmayan denklemler takımı ile ifade edilebilecek kontrol değişkenlerinin kolayca ifade edilebilir ve tasarımcı uzmanın deneyiminin kolayca sisteme aktarılabilir olmasıdır.

Bu kapsamda ilk olarak uçaklarda elektrik enerjisinin gelişimi ile klasik hava taşıtlarının elektrik sistemi hakkında bilgi verilecektir. Sonrasında hibrit ile elektrikli uçakların tahrik sistemlerini özetleyen güncel literatür sunulacaktır. Ardından uçaklarda mevcut enerji yönetim uygulamaları ve bulanık mantığın temel çalışma prensibi hakkında bilgi verilerek, elektrik mühendisliği uygulamalarında nasıl kullanıldığına dair farklı sektörlere ait çalışmalar sunulacaktır. Bulanık mantığın hibrit uçakların enerji yönetiminde de kullanılabilmesi için önerilen yöntem açıklanarak, geliştirilen yöntemin hibrit uçak tasarımcısı bir firmadan elde edilen farklı uçuş profillerine uygulaması gerçekleştirilecektir. Yöntemin kodlama ve modelleme çalışmaları MATLAB yazılım ortamında gerçekleştirilmiştir. Benzetim incelemelerinde kullanılan kontrol değişkenlerinin farklılaştırılmasının uçuşa ve enerji yönetimine olan etkileri çeşitli senaryolar yardımıyla incelenmiş sonuçlar karşılaştırılmalı olarak analiz edilmiştir. Bu analizler aynı zamanda MATLAB/Simulink yazılımının Simscape kütüphanesi kullanılarak da gerçekleştirilmiş ve önerilen yöntemin uygunluğu ortaya konulmuştur.

1.3. Uçaklarda Elektrik Enerjisi Ve Gelişimi

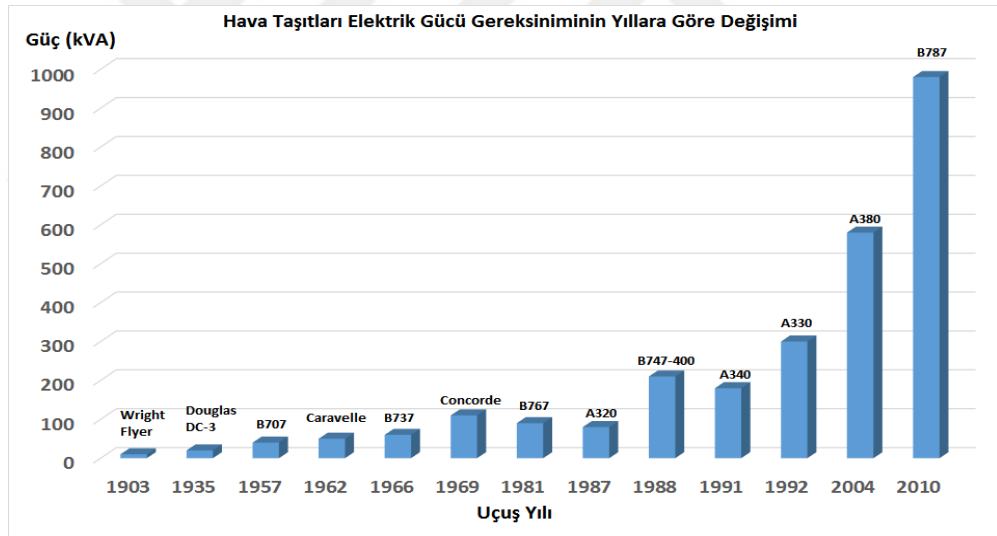
Wright kardeşlerin ilk uçuşunu gerçekleştirdiği günden bu yana havacılık endüstrisi hızla büyümekte, hava taşıtları da buna bağlı olarak gelişmekte ve değişmektedir. Turizm ve ticaret olanaklarının da küresel boyutta son yüzyılda artmasından dolayı hava taşımacılığı en fazla büyüyen ulaşım sektörü olmuştur. Çalışmalar 2036 yılına kadar hava taşımacılığı kullanımının her sene ortalama %3.7 oranında artacağına ve 2036 yılında 14 trilyon yolcu-kilometre gelire sahip olunacağına işaret etmektedir [1].

Söz konusu büyümeyle beraber havacılık endüstrisinin oluşturduğu çevresel etkiler de toplum dikkatini ekmıştır. Bahsi geçen etkiler arasında en önemlileri emisyon ve gürültü oluşumudur. Bu sebeple, 2009 yılında havayolu şirketleri, havalimanları ve uçak üreticileri gibi tüm sektör paydaşlarını içeren aviyonik endüstrisi, iklim etkisini azaltmak için aşağıda verilen hedefleri belirlemişlerdir:

- 2009 ile 2020 yılları arasında yakıt verimliliğini yıllık %1.5 oranında arttırmak,
- 2020 yılından itibaren CO₂ emisyonlarında net karbon nötr büyümesi sağlamak,
- 2005 yılına göre 2050 yılında karbon emisyonlarını %50 oranında azaltmak.

Bu hedefleri sağlayabilmek oldukça zorlu bir görev olup, bu misyona bağlı olarak daha fazla elektrik gücüne sahip ve tamamen elektrikli uçakların önemi bir hayli artmıştır. Bu yüzden hava taşıtlarının elektrik sisteminde ciddi bir değişiklik meydana geleceği muhtemeldir. Fakat ilk olarak elektrik enerjisinin hava taşıtlarında geçmişten günümüze nasıl geliştiğini incelemek yakın gelecekteki dönüşümün nasıl gerçekleşeceği hakkında bilgilendirme sağlayacaktır.

Uçaklarda elektrik gücü talebi Birinci Dünya Savaşı yıllarında uçak motorlarına yol verme ihtiyacından doğmuştur. İkinci Dünya Savaşı' na kadar geçen sürede ise yol verme ihtiyacına ek olarak aydınlatma, sinyal ve ısıtma sistemlerinin de uçaklarda kullanılmasıyla beraber elektrik gücüne olan ihtiyaç 250 W seviyelerinden 1 kW seviyesine yükselmiştir. Güç seviyesindeki artış ile beraber 6 V DA gerilim seviyesi ilk olarak 12 V DA gerilime ve 1936 yılı sonları itibariyle de 28 V DA seviyeye çıkmıştır. Uçaklarda güç ihtiyacının geçmişten günümüze değişimi Şekil 1.1' de verilmiştir [2].

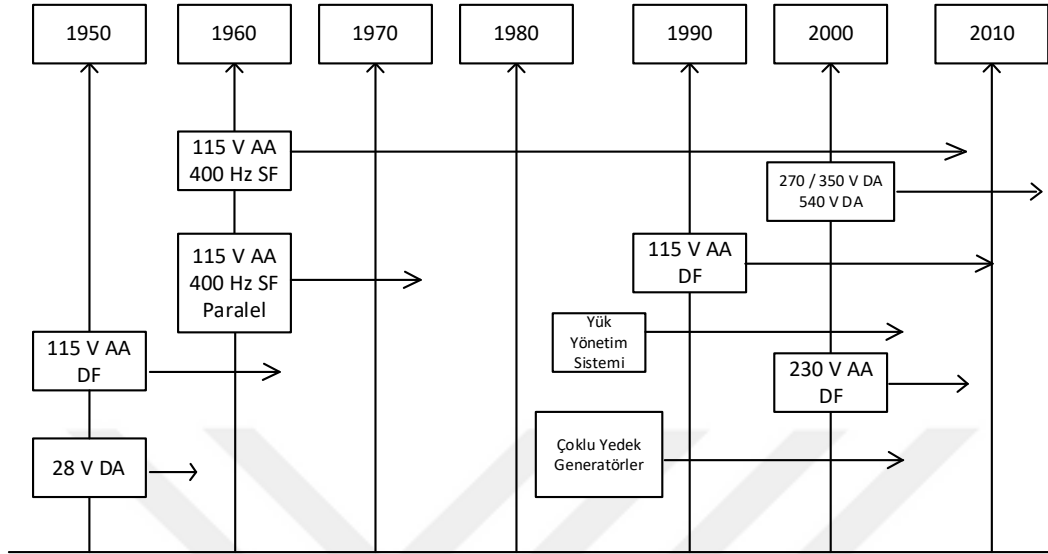


Şekil 1.1: Uçaklarda güç ihtiyacının geçmişten günümüze değişimi [2].

250 W ile başlayan serüvenin günümüzde 1 MVA' yı aşan seviyeye geldiği Şekil 1.1' den kolaylıkla görülmektedir [3]. Güç miktarında meydana gelen bu değişimin elektrik sistemi mimarisinde özellikle de gerilim seviyesinde önemli değişimlere yol açmış olması kaçınılmazdı. Bu değişim Şekil 1.2' de verildiği gibi özetlenmiştir.

Hava taşıtlarında elektrik enerjisi üretimi için ilk yıllarda sadece DA gerilimi kullanılıyor olup 6 V, 12 V ve 28 V değerleri tercih edilmekteydi. İlk uçak elektrik generatörleri ise rüzgar gücü tahriğine dayalıydı. Yıllar geçtikçe hava taşıtlarının

süratlerinin artmasına bağlı olarak iniş takımı bölgesine monte edilen bu generatörler yerini uçak motoru tahriğiyle çalışan generatörlere bırakmıştır. Çizelge 1.1’ de ilk generatörler ve sahip oldukları özellikler verilmiştir.



Şekil 1.2: Uçaklarda kullanılan gerilim seviyeleri ve değişimi [3].

Çizelge 1.1: Uçaklarda kullanılan ilk generatörler ve özellikleri.

DA Generatörü	Gerilim ve Güç Bilgisi	Dönüş Hızı (krpm)	Ağırlık (kg)	Kullanım Yılları	Güç Yoğunluğu (kW/kg)
Rüzgâr Tahrikli	12 V, 250 W	3.5	5.5	1924	0.05
	12 V, 500 W	4.5	6.4	1924	0.08
	12 V, 1 kW	3.5	12.3	-	0.08
Türbin Tahrikli	12 V, 500 W	3.8 - 6	9.8	1934	0.05
	28 V, 1 kW	3.8 - 6	16.3	1936	0.06
	28 V, 1.5 kW	3.3 - 6	15.4	1941	0.1
	28 V, 3 kW	3 - 6	27.2	1943	0.11
	28 V, 6 kW	3.25 - 4.8	25.4	1944	0.24
	28 V, 11.2 kW	6	-	1953	-
	112 V, 22.5 kW	2.9-10	63	1956	0.36

İkinci Dünya Savaşı’ndan sonra gelişen süreçte bahsedilen DA generatörlerin ve gerilim seviyesinin kullanımına devam edilmesine rağmen daha yüksek gerilime sahip AA generatörleri de kullanılmaya başlanmıştır. Bu değişimin ana sebepleri arasında AA generatörlerinin daha yüksek enerji yoğunluğuna sahip olması, daha yüksek gerilime sahip oldukları için kullanılan kablo ağırlıklarında azaltma sağlamaları ve daha uzun ömürlü olmaları sayılabilir. Fakat ilk yıllarda AA generatörlerinin kullanımıyla beraber paralel çalışma, reaktif güç yönetimi ve uygun frekans

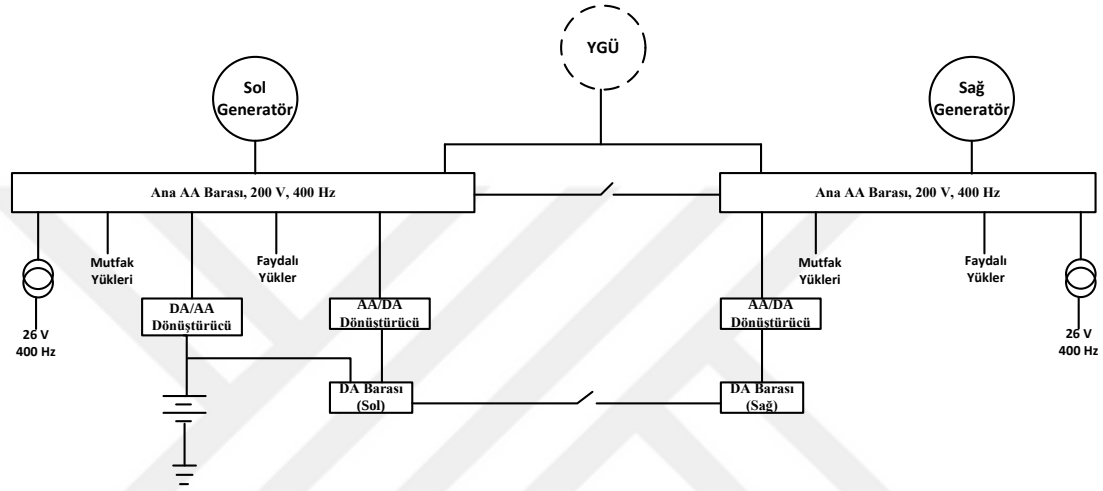
seviyesinin belirlenmesi gibi problemlerin çözüme kavuşması gerekmektedir. Bu sebeple 60 Hz, 180 Hz, 240 Hz, 360 Hz, 400 Hz ve 800 Hz gibi frekans seviyelerinin kullanımı tartışılmıştır. Fakat frekansın generatör dönüş hızlarına olan doğrudan etkisi nedeniyle 1943 yılında standart frekans 400 Hz olarak belirlenmiştir. Ayrıca kablolarda daha yüksek kayıplara neden olmasına rağmen ekipman boyutlarının küçülmesi ve ağırlıklarının azalmasına olan katkısı yine yüksek frekansı öne çıkarmaktaydı. 115 V/ 200 V AA gerilim değeri ile 400 Hz frekans değerleri 1959 yılında Amerikan Hava Kuvvetleri tarafından MIL-STD-704 standardı ile resmi hale getirilmiş olup günümüzde de kullanımı yeni güncellemeler ile devam etmektedir.





2. UÇAKLARIN ELEKTRİK SİSTEMİ HAKKINDA GENEL BİLGİ

Uçakların elektrik sistemlerinde enerji üretimi uçak motoru tarafından sürülen genellikle iki veya daha fazla generatörden sağlanmaktadır. Şekil 2.1’ de uçak elektrik sistemi hakkında örnek bir mimari sunulmuştur [4].



Şekil 2.1: Örnek uçak elektrik sistemi.

Uçakta bulunan ana generatörler normal çalışma koşullarında farklı baraları beslemekten sorumludurlar. Fakat koruma ve yedekliliğin sağlanabilmesi için farklı generatörler tarafından beslenen baralar arasında normal çalışma koşullarında açık pozilyonda bulunan kuplaj devre kesicileri yer almaktadır. İlgili kesiciler herhangi bir generatörün arızalanması ve kaybedilmesi durumunda kapatılarak uçaktaki tüm yüklerin diğer generatör ya da generatörler tarafından beslenmesi sağlamaktadırlar. Tüm generatörlerin de devreden çıkması koşulunda uçağın kaza kırımı uğramamasını sağlamak için uçakta yer alan yükler önem derecesine göre sınıflandırıp, böyle bir durumda uçuş kritik yüklerin enerji depolama aygıtları tarafından beslenmesi sağlanır. Temel yük sınıflandırılmaları aşağıdaki gibidir [5].

Esas Olmayan Yükler: AA ve DA baralarına bağlı ve uçak acil duruma geçtiğinde uçuş süresini uzatabilmek adına devreden çıkarılabilecek yüklerdir. Yalnızca generatörden beslenirler.

Esas Yükler: Hem generatör hem de bataryalar tarafından beslenen ve acil durumda güvenli iniş sağlayabilmek için gerekli olan yüklerdir.

Kritik Y¼kler: Batarya tarafından s¼rekli olarak beslenen baraya baēlı olup kritik sistemler olan iniş takımları, aydınlatma, yangın s¼nd¼rme gibi sistemlerin y¼klerini temsil etmektedirler.

Generat¼rlerin arıza durumunda yalnızca esas olmayan y¼klerin enerjisiz kalacaēı bir tasarım uygulanır. Eass y¼kler ve kritik y¼kler ise bataryalar tarafından beslenmeye devam edilmektedir.

Bu b¼l¼mde u¼akların elektrik sisteminde kullanılan ana bileşenler de tanıtılmıştır.

2.1. Generat¼rler

U¼ak tipine ve tasarım kriterlerine baēlı olarak AA ve DA generat¼rleri kullanılmaktadır.

2.1.1.DA generat¼rleri

1950' li yılların ardından havacılıkta ¼zellikle de 28 V DA generat¼rleri yaygın bir bi¼imde kullanılmaktadırlar. G¼¼ talebinin artmasıyla beraber elektrik mimarisi b¼y¼k oranda deēiřse de halen daha g¼n¼m¼zde ¼retilen hafif ve g¼¼ talebi az olan u¼aklarda bu gerilim seviyesi ile ¼retim yapan generat¼rler tercih edilmektedirler.

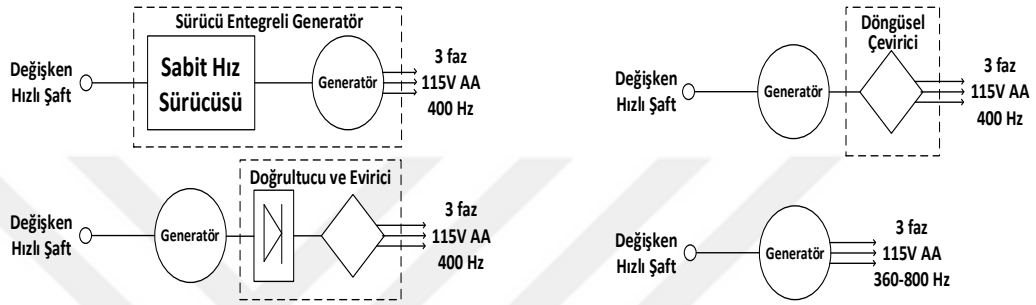
2.1.2.AA generat¼rleri

Yanma g¼c¼ne dayalı ¼alıřan ve tahrik g¼c¼ saēlayan u¼ak motoruna entegre edilerek alternatif akım ¼reten generat¼rlerdir. ¼ıkıř frekansına g¼re temel olarak sabit frekans ve deēiřken frekanslı generat¼rler olmak ¼zere ikiye ayrılırlar.

- Sabit frekans ¼ıkıřlı generat¼rler

Generat¼r ¼ıkıřından itibaren y¼klere sabit frekans saēlayabilme kapasitesine sahip generat¼rlerdir. Sabit frekansı saēlama y¼ntemlerine g¼re ¼¼ ana başlıkta incelenirler. 1960' lı yıllarda sabit frekans saēlamak i¼in kullanılan ilk y¼ntem; u¼ak motoru ile generat¼r arasına entegre edilen ve deēiřken d¼n¼řt¼rme oranına sahip dişli kutusu sayesinde generat¼r rotorunun sabit bir hızla d¼nd¼r¼lmesiydi. Hem dişli kutusunun getirdiēi ekstra aēırlık, maliyet ve bakım zorluēu hem de g¼¼ elektroniēi teknolojisinin gelişmesiyle beraber bu y¼ntem yerini DA d¼n¼ř¼m¼ tekniēiyle sabit frekans elde edilmesine bırakılmıştır. Buna g¼re u¼ak motoruna direkt olarak entegre olan ve farklı hızlarda d¼nen elektrik generat¼r¼n¼n ¼ıkıřındaki deēiřken frekanslı g¼¼, ilk olarak

doğrultucular yardımıyla DA gücüne dönüştürülmekteydi. Ardından bu doğru akım istenilen frekansta enerji dönüşümü yapan eviriciler sayesinde sabit frekansa sahip alternatif akıma çevriliyordu. Bu sayede mekanik dişli kutusuna olan bağımlılık ortadan kaldırılmıştır. Buna ek bir diğer yöntem olarak ise döngü dönüştürücüler kullanılmaktadır. Düşük güç faktöründe yüksek verimli dönüşüm yapabilen döngü dönüştürücüler girişlerindeki değişken frekanslı alternatif akımı direkt olarak sabit frekanslı alternatif akıma çevirirler. Bahsedilen tüm yöntemlerin blok şeması Şekil 2.2’ de verilmiştir.



Şekil 2.2: Sabit ve değişken çıkış frekanslı generatörlerin sisteme bağlantı şemaları.

- Değişken Frekans Çıkışlı Generatörler

Hava taşıtlarının elektrik enerjisine olan bağımlılığının artmasıyla beraber sabit frekans sürücülerini yerine değişken frekanslı enerji üretimi literatüre kazandırılmıştır. Bu yöntemin ana amacı yüksek enerji dönüşüm verimliliğinin sağlanması, güvenilirliğin artması ve güç yoğunluğunun yükseltilmesidir. Genellikle çıkış frekansları 360 ile 800 Hz arasında değişir. Değişken frekansla enerji üretiminin hava taşıtlarına getirdiği avantaj ve dezavantajlar aşağıda sunulmuştur.

- Daha hafif ve daha güvenilir bir sistem
- Daha yüksek enerji dönüşüm verimliliği
- Değişken frekans nedeniyle paralel çalışmaları zor
- Yüksek hızlarda AA empendasının yükselmesi sebebiyle yüksek gerilim düşümü
- Motorlar için AA/DA dönüşümü ve ardından sabit frekans sağlanması için DA/AA dönüşümü yapan ekipmanlara ihtiyaç
- Karmaşık generatör kontrol sistemi tasarımına neden olma

2.2. Güç Dönüşüm Ekipmanları

Uçak güç sistemlerinde farklı gerilim, güç ve frekanstaki ekipmanların bir arada kullanılması sebebiyle güç dönüşümü yapan ekipmanların elektrik sistemi içerisindeki önemi artmıştır. Hava taşıtlarında temel olarak AA/AA dönüştürücüleri, AA/DA dönüştürücüleri ve DA/AA dönüştürücüleri olmak üzere üç farklı tipte güç dönüşüm cihazları kullanılmaktadır.

2.2.1. AA/AA dönüştürücüler

AA/AA dönüşümü genellikle frekans dönüşümü yapmak için iki farklı yöntem ile kullanılsa da günümüzde direkt olarak AA/AA çevrimi yapabilen cihazlar daha çok tercih edilmektedir. Diğer bir yöntem olan dolaylı çevrimde, girişteki AA dalga ilk olarak doğrultucular sayesinde DA' a çevrilir ve sonrasında tekrar bir evirici kullanılarak AA dalgası elde edilir. Bu yöntem daha düşük bir çevrim verimine sahiptir ve tasarım karmaşıklığını da arttırmaktadır. Doğrudan çevrim yapabilen temel cihazlar ise döngü dönüştürücüler ve matris dönüştürücülerdir.

2.2.1.1. Döngü dönüştürücüler

Döngü dönüştürücüler 1920' li yıllardan itibaren kullanılmaya başlansa da yüksek güçte çalışabilen tristör ve mikroişlemcilerin yaygınlaşmasıyla beraber 1960' lı yıllarda olgunlaşmış ve ticarileşmeye başlamıştır. Tek fazlı ve üç fazlı olmak üzere temel iki adet döngü dönüştürücüler bulunmaktadır. Döngü dönüştürücülerin çıkışlarındaki dalganın frekansını ayarlamak için birçok yöntem mevcut olmasına rağmen en fazla bilinen yöntem referans dalga yöntemidir. Bu kontrol yönetiminde cihazdan alınmak istenilen çıkış dalga şekli ile girişteki dalga arasındaki farktan bir faz farkı edilerek tristörlerin gerek duyduğu ateşleme açısı bulunur. Bu anlarda tristörler tetiklenerek istenilen çıkış dalgası elde edilir.

2.2.1.2. Matris dönüştürücüler

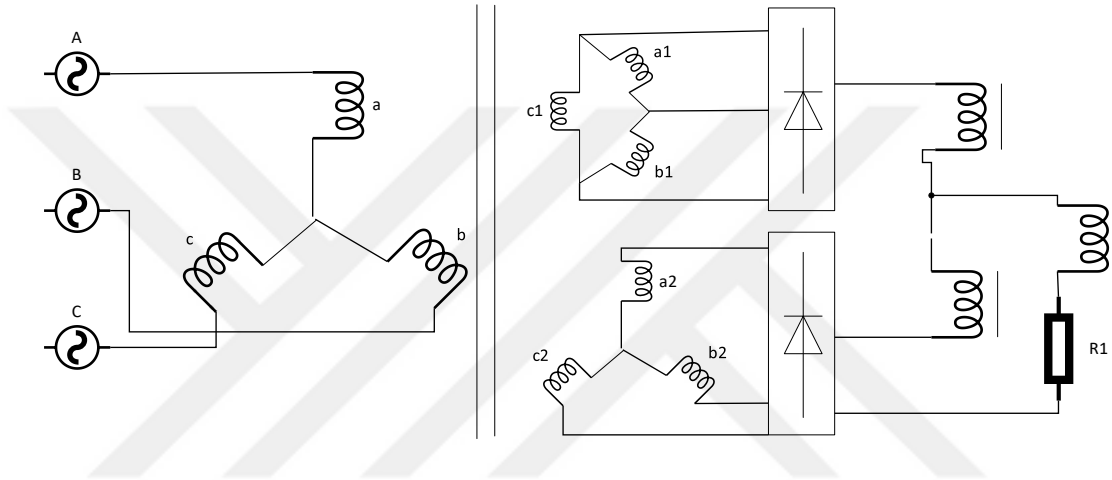
Çıkışından alınmak istenilen dalgayı birçok anahtar kullanarak elde etmeye yarayan dönüştürücülerdir. Anahtarlama meydana gelen dalgalanmaların azaltılması için küçük filtreler ihtiyacı duymaktadırlar. Buna rağmen yüksek güç yoğunluğuna sahip olması ve kontrol edilebilir bir güç faktörüne sahip olması avantajları arasındadır.

2.2.2. AA/DA dönüştürücüler

Hava taşıtlarında alternatif akım ve gerilim dalgalarının doğrultulması için genellikle Transformatör Doğrultucu Ünitesi (TRU) ve Ototransformatör Doğrultucu Ünitesi kullanılmaktadır (ATRU).

Transformatör Doğrultucu Ünitesi (TRU)

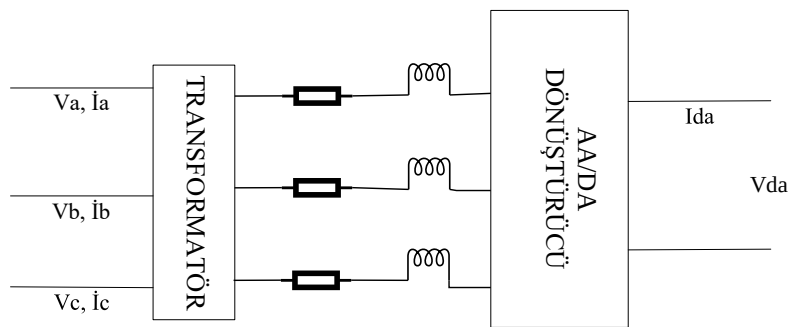
Hava taşıtındaki doğru akım yüklerini beslemek için kullanılan, transformatör ile doğrultucu devresinden oluşan bir TRU ünitesinin devre şeması Şekil 2.3' de verilmiştir [6].



Şekil 2.3: TRU devre şeması.

Genellikle 115 V AA gerilimi 28 V DA gerilime çevirmek için kullanılırlar. TRU' lar galvanik izolasyona sahip olması açısından ATRU' ya göre avantajlı olmasına rağmen ağırlık ve hacim yönünden dezavantajlıdır.

Ototransformatör Doğrultucu Ünitesi (ATRU)



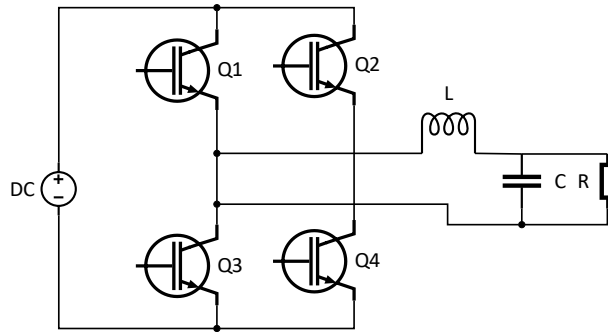
Şekil 2.4: ATRU devre şeması.

Transformatör doğrultucu ünitelerinden daha güvenilir, daha verimli ve daha hafif olarak tasarlanması ve bunun yanında 270 V DA, 540 V DA gibi farklı çıkış gerilimlerini de üretebilmeleri sebebiyle günümüz hava taşıtlarında ATRU kullanımı artmıştır. Ayrıca ototransformatör doğrultucu ünitelerinin üretimi sırasında galvanik izolasyona ihtiyaç duymaması daha uygun fiyatlı ve daha küçük boyutlarda üretilebilmelerini sağlar [7]. Bunun yanında daha küçük güçlerde üretilebilir ve daha yüksek enerji yoğunluğuna sahiptirler. Şekil 2.4’ de ATRU’ nun örnek bir devre şeması ve sargı bağlantıları verilmiştir [8].

2.2.3.DA/AA dönüştürücüler

Uçaklarda kullanılan elektrik motorları genellikle AA gücü tüketirler ve ana generatörlerin çıkış güçleri de genellikle AA’ dır. Buna rağmen batarya gibi enerji depolama ünitelerinin şarj ve deşarj edilebilmesi için DA gereklidir. Bu sebeple bataryalardan AA yüklerinin ve baraların beslenebilmesi için DA/AA dönüştürücüler yaygın şekilde kullanılır. Uçaklarda evirici seçimi yapılırken özgül güç oranı, anahtarlama frekansı ve maksimum çıkış gücü değeri dikkat edilmesi gereken en önemli ölçütlerdir. Yüksek anahtarlama frekansı daha kaliteli çıkış sinyali alınabilmesini sağlarken ürün yaşam süresinin azalmasına neden olabilir.

Eviricilerin verimli çalışmasına en önemli etkenlerden biri sıcaklıktır. Günümüz teknolojisinde ilgili cihazlar 60-70°C dereceye kadar çalışabilmekte olup, sıcaklığın bu değerlerin üzerine çıkmasını engellemek için uygun bir soğutma sisteminin (hava soğutma, sıvı soğutma vb.) tasarlanmış olması gerekir. Şekil 2.5’ de uçaklarda kullanılan eviricilere örnek olması açısından tek fazlı IGBT temelli PWM eviricinin bağlantı şeması gösterilmiştir [9].

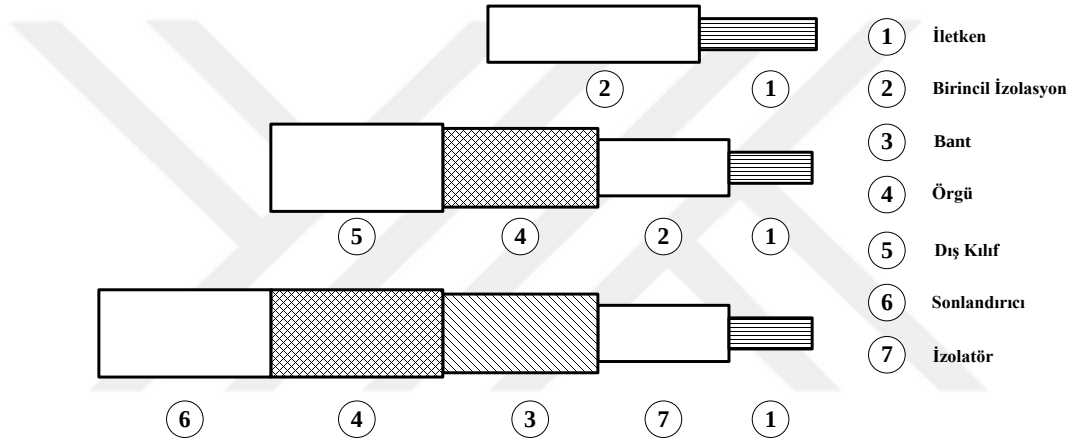


Şekil 2.5: Tek fazlı IGBT temelli PWM evirici devre şeması.

DA/AA çeviricileri tranzistör, kapasitör, çeşitli filtreler, sıcaklık sensörleri vb. birçok bileşenin bir araya gelmesiyle tasarlanırlar. Güç elektroniği teknolojisinin gelişmesiyle beraber birçok farklı tipte evirici mevcut olup silikon bazlı IGBT' ler ve silikon-karbür IGBT' ler en çok tercih edilenleridir [10].

2.3. İletken Hatlar

Havacılıkta kullanılan iletim hatları esnek olması amacıyla genellikle çok iletkenli ve örgülü üretilmektedir. Ayrıca uçaklardaki kablolar Şekil 2.6' da görüldüğü üzere sırasıyla iletken, birincil izolasyon, bant, örgülü şerit, dış kaplama ve dış izolasyon şeridinden oluşmaktadır.



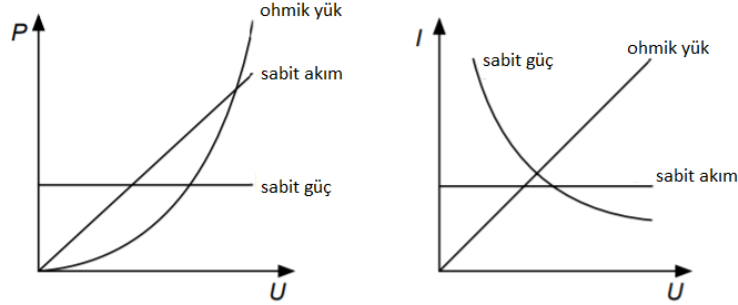
Şekil 2.6: Uçaklarda iletken katmanları.

Kullanılma amacına, taşıdığı sinyal tipine ve rotalanma gereksinime göre çok damarlı, ekranlı, burgulu vb. birçok farklı kablo tipi kullanılabilir. Ayrıca bulundukları ortam sıcaklığı, uçağın hangi bölgesinde yer aldığı (basıncılı veya basınçsız bölge gibi) ve duman salınım gereksinimi gibi birçok değişken kablo seçimi esnasında değerlendirilmelidir. Bu tarz gereksinimler sistemler temelinde belirlenmeli ve gereksinimlere uygun kablolar kullanılmalıdır.

2.4. Yükler

Uçaklar birçok farklı amaca hizmet eden aviyonik cihaz, elektrik motoru, ısıtıcı vb. elektrik gücü tüketen ekipmanlara sahip oldukları için bu ekipmanların elektriksel karakteristiklerin analiz edilmesi elektrik sistemi tasarımında önemli bir yer tutmaktadır. Hava taşıtlarının elektrik güç sistemlerinde genellikle omik, sabit akım çeken ve sabit güç tüketen olmak üzere üç temel tipte yük bulunmaktadır. Bu yüklerin

akım-gerilim ve güç-gerilim ilişkisi Şekil 2.7’de verildiği gibidir. Uçakların elektrik sisteminin tasarımı sırasında hazırlanan elektrik yük analizi raporlarında her yük ait olduğu sınıfa göre değerlendirilir ve hesaplamalar bunlara göre yapılmaktadır.



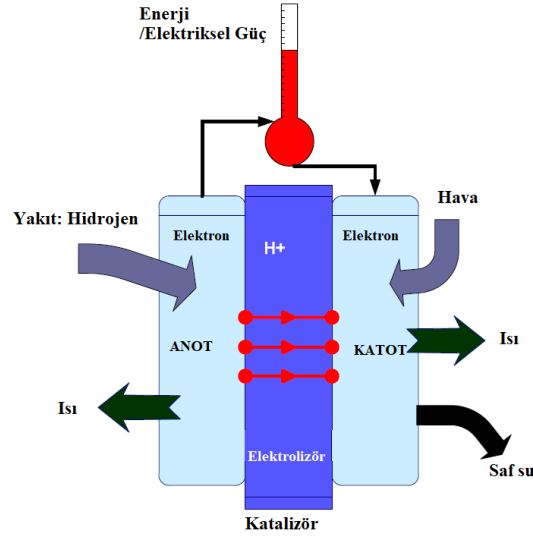
Şekil 2.7: Havacılıkta kullanılan yüklerin güç ve akım karakteristikleri.

2.5. Enerji Depolama Sistemleri

Enerji depolama sistemleri, ihtiyaç duyduğu enerjiyi beslendiği güç hattından sağlayarak depolanabilen bir enerji formuna dönüştürmekte ve gerektiğinde depo edilen enerjiyi elektrik enerjisine çevirerek yüklerin enerji ihtiyacını karşılayabilmektedir. Enerji depolama ekipmanları, sistemin elektrik enerjisi talebinin azaldığı zamanlarda enerjiyi depolar, yüksek olduğu zamanlarda ise sisteme enerji verirler. Uçakların enerji depolama ünitelerini kullanmasının ana amacı; acil durum senaryolarında güvenli inişin yani kritik yüklerin ihtiyaç duyduğu enerjinin sağlanmasıdır. Ayrıca elektrik sisteminde güç kararlılığın sağlanmasına yardımcı olması gibi diğer sebeplerden de kullanılmaktadır. Günümüz teknolojisinde uçakların enerji depolama bileşenleri olarak genellikle yakıt hücreleri ve elektrokimyasal bataryalar kullanılmaktadır.

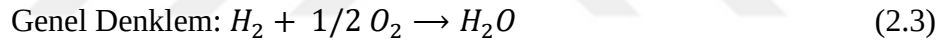
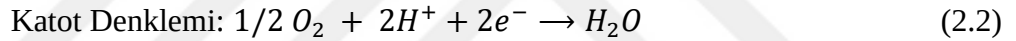
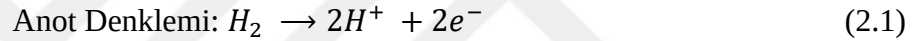
2.5.1. Yakıt hücreleri

Tez kapsamında yakıt hücrelerinin uçaklarda tahrik gücü sağlayabilecek bir kaynak olarak kullanımı inceleneceğinden bu bölümde yakıt hücrelerinden ve çalışma prensiplerinden bahsedilecektir. Yakıt hücresi; bir yakıtı oksidan sayesinde yakabilen ve yakıtın sahip olduğu kimyasal enerjiyi doğrudan elektrik enerjisine dönüştürebilen elektrokimyasal ekipmanlar olarak tanımlanabilir [11]. Genellikle yakıt olarak hidrojen kullanan yakıt hücreleri, farklı tiplerde üretilebilseler de üç ana bileşenden oluşmaktadırlar: anot, katot ve elektrolit [12]. Şekil 2.8’ de bir yakıt hücresinin temel şeması verilmektedir.



Şekil 2.8: Yakıt hücresi temel şeması [11].

Anot ve katotda gerçekleşen temel tepkime ile bir yakıt hücresinin gerçekleştirdiği toplam tepkime denklemleri aşağıda verilmiştir [13].



Tepkimelerden de görülebileceği gibi; yakıt hücresinin anotundan alınan hidrojenin elektronları gazlaştırılarak ayrılır. Ayrılan elektronlar elektrolit membrandan geçmeye çalışırken membran sadece $2H^+$ iyonlarının geçmesine izin verir. Katot tarafından alınan hava ya da oksijen ile $2H^+$ iyonlarının tepkimesinden ise su (H_2O) çıkışı gerçekleşmiş olur. Ayrıca tüm bu tepkimeler sırasında da ısı çıkışı meydana gelmektedir. Yakıt hücrelerinin tüm bu tepkimeleri sırasında yanma motorlarında olduğu gibi bir yakma işlemi gerçekleşmediği için bu motorların oluşturduğu zararlı gazların oluşumuna neden olmaz ve çıkışları sadece ısı ile sudur.

2.5.1.1. Yakıt hücresi tipleri

Yakıt hücreleri genellikle tasarım sırasında kullanılan elektrolite göre adlandırılırlar ve çalışma sıcaklıkları, kullanılan malzemeler, yakıta olan toleransları ile performans verileri bakımından farklılık gösterirler. Çizelge 2.1' de literatürde yaygın olarak görülen beş farklı yakıt hücresi ve karakteristik bilgiler sunulmuştur.

Çizelge 2.1: 5 farklı yakıt hücresi ve karakteristik bilgiler.

Karakteristik / Yakıt Hücresi	PEMFC	PAFC	AFC	MCFC	SOFC
Elektrolit	Polimer Membran	Sıvı H_3PO_4	Sıvı KOH	Eritilmiş Karbonat	Seramik
Taşıdığı iyon	H^+	H^+	OH^-	CO_3^{2-}	O^{2-}
Çalışma Sıcaklığı	80°C	200°C	60-220°C	650°C	600-1000°C
Katalizör	Platin	Platin	Platin	Nikel	Perovskit
Hücre Bileşenleri	Karbon Bazlı	Karbon Bazlı	Karbon Bazlı	Paslanmaz Çelik	Seramik Bazlı
Yakıt Uyumluluğu	H_2 , metanol	H_2	H_2	H_2 , CH_4	H_2 , CH_4 , CO
Uygulamalar	Ulaşım Yedek Güç Taşınabilir Güç Dağıtılmış Üretim	Dağıtılmış Üretim	Askeri Uzay	Şebekeler Dağıtılmış Üretim	Yedek Güç Şebekeler Dağıtılmış Üretim

Çizelge 2.1’ den de görülebileceği gibi yakıt hücreleri ulaşım sektörü, dağıtım şebekeleri, yedek güç uygulamaları ve taşınabilir cihazlar gibi birçok alanda kullanılmaktadır. Son yıllarda çıkış performanslarının artması ve uçaklarda artan elektrik gücü ihtiyacının yeni yöntemlerle nasıl karşılanabileceği üzerine yapılan yoğun çalışmalar nedeniyle yakıt hücreleri havacılık sektörünün de ilgisini çekmiştir. Yakıt hücrelerinin uçaklarda kullanılmasının hedeflendiği ana çalışmalar:

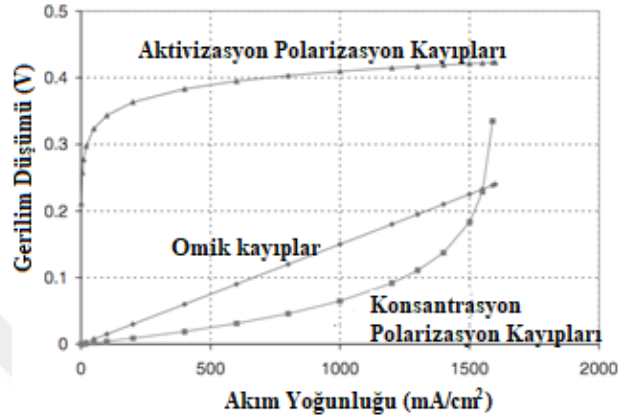
- Hibrit ve elektrikli uçaklarda tahrik gücü sağlayıcı
- Genellikle gaz motoru kullanılarak tasarlanan ve düşük verimlilikte olan yedek güç ünitesi yerine kullanılması
- Acil durum senaryosunda güç ve enerji kaynağı
- Havalimanlarında güç ünitesi

Yakıt hücrelerinin zararlı gazlar üretmemesi sayesinde emisyon azaltıcı etkisi, içten yanmalı motorlara göre daha yüksek verime sahip olması, hareket eden ekipmanlardan oluşmadığı için yapım ve işletme kolaylığı sağlaması ve sessiz çalışmaları gibi diğer

avantajları da bulunmaktadır. Fakat bunların yanında anlık güç değişimi ihtiyacına yavaş tepki verirler.

2.5.1.2. Yakıt hücresi çıkış gücünün incelenmesi

Bir yakıt hücresinin güç çıkışında etkili olan kayıplar ve bunların değişimi Şekil 2.9’ da verilmiştir [14].



Şekil 2.9: Yakıt hücresi kayıpları [14].

İlgili şekilden de görülebildiği gibi yakıt hücresinin çıkış gücünde kayıplara neden olan etmenler; omik kayıplar, konsantrasyon polarizasyon kayıpları ve aktivasyon polarizasyon kayıplarıdır. Ayrıca ilgili kayıpların miktarı çekilen akım yoğunluğuna bağlı olarak değişmektedir. Denklem 2.4’ de bir yakıt hücresinin gerilim çıkışının hesaplanabilmesi için kullanılabilecek denklem ve buna bağlı olarak Şekil 2.10’ da tipik bir yakıt hücresinin polarizasyon eğrisi verilmiştir [15].

$$E_{hücre} = E_{r,T,P} - \frac{R T}{\alpha F} \ln\left(\frac{i}{i_0}\right) - \frac{R T}{n F} \ln\left(\frac{i_L}{i_L - i}\right) - i R_i \quad (2.4)$$

T: Sıcaklık Değeri (Kelvin)

P: Atmosferik basınç (kPa)

R: Gaz sabiti 8.318 J mol⁻¹ K⁻¹

α : Transfer sabiti

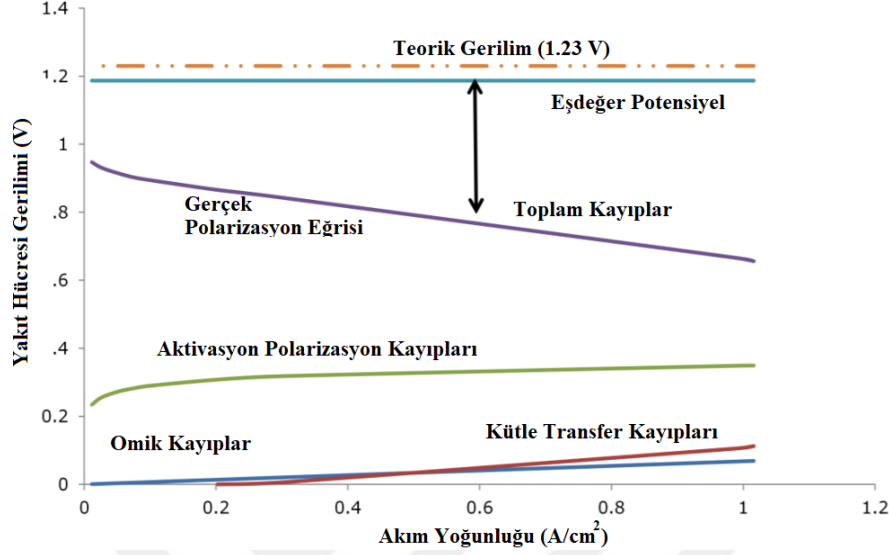
n: elektron sayısı (2)

F: Faraday sabiti 96485 C mol⁻¹

$i_{kayıp}$: 0.002 A cm⁻²

i_0 : referans akım yoğunluğu ($3 \times 10^{-6} \text{ A cm}^{-2}$)

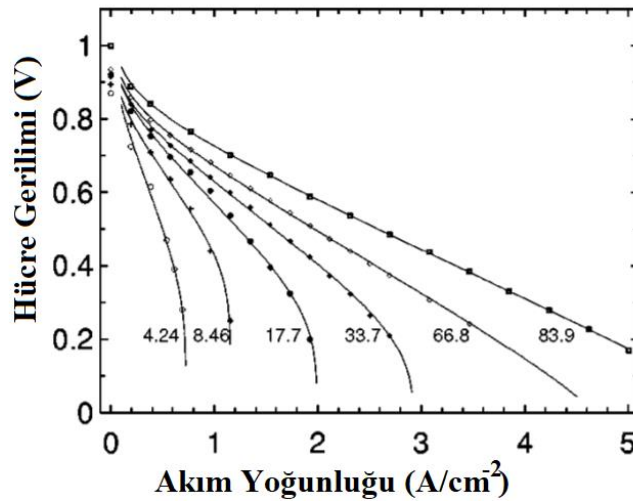
R_i : İç direnç (ohm-cm^{-2})



Şekil 2.10: Yakıt hücresi polarizasyon eğrisi [15].

2.5.1.3. Yakıt hücresinin çalışma performansına etki eden etmenler

Yakıt hücresinin çalışma performansına etki eden birçok parametre bulunmaktadır. Bunlar Denklem 2.4' de yer alan transfer faktörünün değeri, çekilen akım yoğunluğu, hidrojen geçişi ve iç akım kayıpları, iç direnç, sınır akım yoğunluğu, çalışma basınç değeri, O_2 kaynağı olarak havanın veya saf oksijenin kullanılması ve çalışma sıcaklığıdır.



Şekil 2.11: Akım yoğunluğuna bağlı olarak yakıt hücresinin çıkış gerilimi değişimi [16].

Şekil 2.11' den de görülebileceği gibi çekilen akım yoğunluğu arttıkça yakıt hücresinin çıkış performansı artar [16]. Çekilen akım yoğunluğu değeri artıp sınır akım yoğunluğu değerine yaklaşmaya başladığında, daha yüksek sınır akım yoğunluğuna sahip yakıt hücrelerinin performansı da diğerlerine göre daha yüksektir.

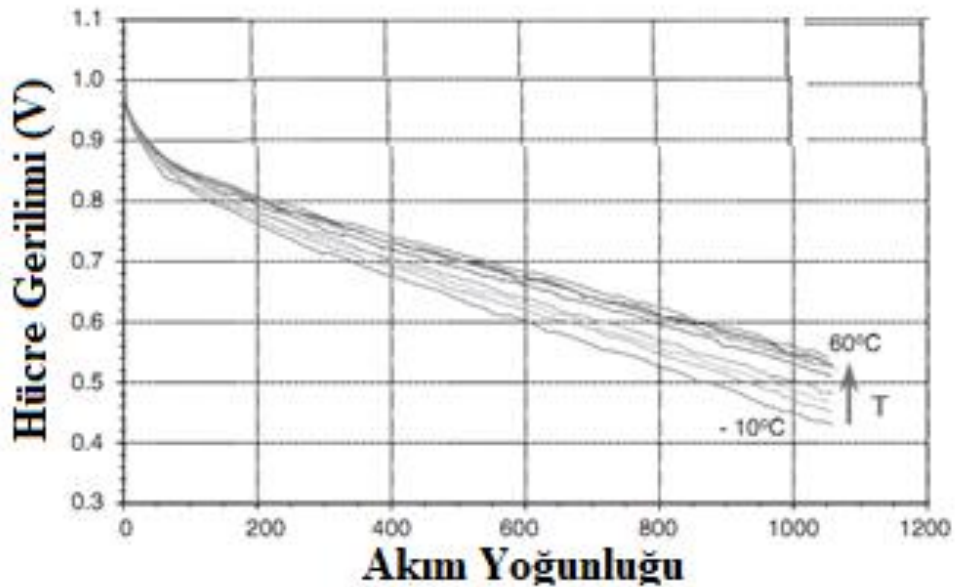
Yakıt hücrelerinin çalışma basınçları yükseldikçe çıkış gerilimleri Denklem 2.5' de gösterildiği gibi artar.

$$\Delta V = \frac{R T}{n F} \ln\left[\left(\frac{P_{H_2}}{P_0}\right)\left(\frac{P_{O_2}}{P_0}\right)^{0.5}\right] + \frac{R T}{\alpha F} \ln\left(\frac{P}{P_0}\right)^{\gamma} \quad (2.5)$$

Havadaki oksijen oranının %21 olması sebebiyle saf oksijenin hava yerine kullanılmasının çıkış performansında Denklem 2.6' de verildiği gibi bir artış meydana gelir.

$$\Delta V = \frac{R T}{n F} \ln\left[\left(\frac{1}{0.21}\right)^{0.5}\right] + \frac{R T}{\alpha F} \ln\left(\frac{1}{0.21}\right) \quad (2.6)$$

Ortam sıcaklığının da yakıt hücresinin çıkış performansında önemli etkisi bulunmaktadır. Bu etkinin belirli bir denklemi olmamasına ve hücrenin üretimine, kullanılan malzemelere bağlı olmasına rağmen belirli bir dereceye kadar artan sıcaklığın çıkış performansını arttırıcı etkisi bulunmaktadır. Şekil 2.12' de örnek bir hücre için -10 ile 60 derece arasındaki ortam sıcaklığının çıkış performansına olan etkisi sunulmuştur [14].



Şekil 2.12: Çalışma sıcaklığına bağlı olarak yakıt hücresinin çıkış gerilimi değişimi [14].

Çıkış gerilimleri tanımlanan yakıt hücrelerinin bu çıkışı verebilmek için kullandıkları hidrojen ile oksijen tüketim miktarları ve ürettikleri su miktarları sırasıyla Denklem 2.7, Denklem 2.8 ve Denklem 2.9 de verilmiştir.

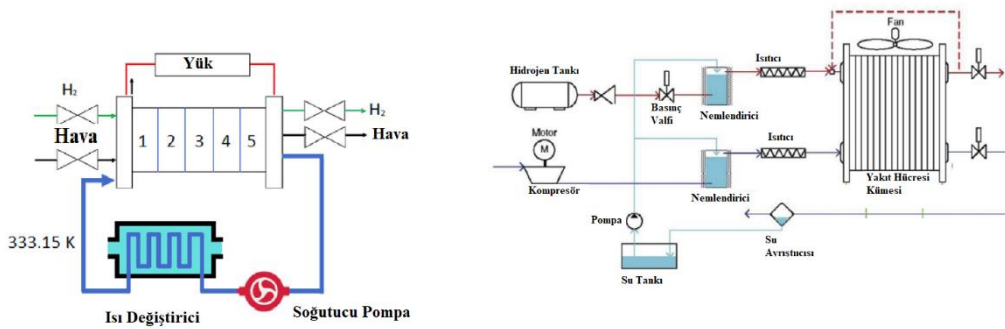
$$\dot{m}_{H_2} = \frac{I}{2F} M_{H_2} \quad (2.7)$$

$$\dot{m}_{O_2} = \frac{I}{4F} M_{O_2} \quad (2.8)$$

$$\dot{m}_{H_2O} = \frac{I}{2F} M_{H_2O} \quad (2.9)$$

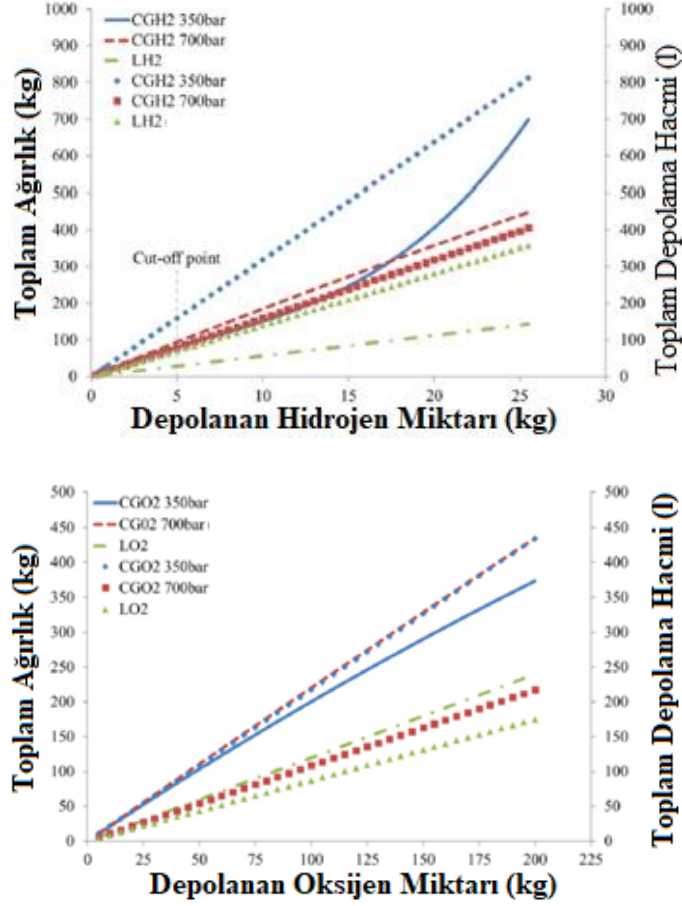
Teorik olarak maksimum %83 verimliliğe sahip olabilecek bir yakıt hücresinin bahsedilen kayıplar göz önüne alındığında günümüz teknolojisinde verimlilik değerleri %63 civarındadır.

Herhangi bir uygulamada yakıt hücrelerinin kullanılabilmesi ve gerekli gücü sağlayabilmeleri için yakıt hücreleri sistemi tasarımı gereklidir. Bu sistemde ilk olarak hücreler seri bağlanarak yakıt hücresi kümesi oluşturulur. Daha sonra sistemin diğer ekipmanları olan basınç valfleri, kompresörler, ısıtıcılar, nemlendiriciler, fan ve kontrol valfleri de eklenerek sistem tasarımı gerçekleştirilir. Şekil 2.13’ de beş hücreli örnek bir yakıt hücresi kümesi tasarımı ve ilgili kümenin kullanılmış olduğu bir yakıt hücresi sisteminin blok şeması sunulmuştur [13].



Şekil 2.13: 5 hücreli yakıt hücresi kümesi ve kümenin kullanıldığı sistem [13].

Bir yakıt hücresi sisteminde istenilen güç çıkışının sağlanabilmesi için gerekli birçok ekipman olduğu ve havacılık sektöründe kullanılabilecek herhangi bir ekipmanın ağırlığı büyük önem arz ettiği için sistem tasarımı sırasında uçakta meydana gelecek ağırlık değişiminin göz önüne alınması gerekmektedir. Şekil 2.14’ de uçaklarda H₂ ve O₂ depolamak için kullanılan tankların ağırlıkları verilmiştir [17].



Şekil 2.14: Depolama yöntemlerine göre hidrojen ve oksijen depo ağırlıkları ile hacimleri [17].

2.5.2. Bataryalar

Havacılık sektöründe elektrik enerjisinin depolanması için kullanılan en yaygın yöntem batarya kullanımıdır. Buna rağmen 2010' lu yıllara kadar çok fazla üzerinde çalışılmayan bataryaların özellikle 2013 yılında çıkan batarya sebebiyle yangın sonucunda yaşanan bir uçak kazası nedeniyle üzerinde daha fazla araştırma yapılması gerekliliği ortaya çıkmıştır. Bataryaların ana kullanım amacı sistemde yaşanabilecek olan bir arızaya karşı acil durumlarda enerji sağlamak ve motorun ilk çalışması için gerekli gücü sağlamak olmasına rağmen elektrik sisteminde yaşanabilecek ani yük geçişlerini dengelemek için de kullanılmaktadırlar.

Kullanıldığı hava taşıtının (uçak, ay arabaları, mars yüzey araçları vb.) getirdiği özel gereksinimler nedeniyle birçok farklı türde batarya kullanımı mümkündür. Örneğin, uydu uygulamalarında yüksek ömür döngüsü gerekli iken, uçaklarda ise anlık ve yüksek deşarj oranları temel gereksinim olabilmektedir. Çizelge 2.2' de farklı havacılık uygulamalarında gerekli batarya performans verileri sunulmuştur.

Çizelge 2.2: Farklı havacılık uygulamalarında kullanılan bataryalar ve verileri

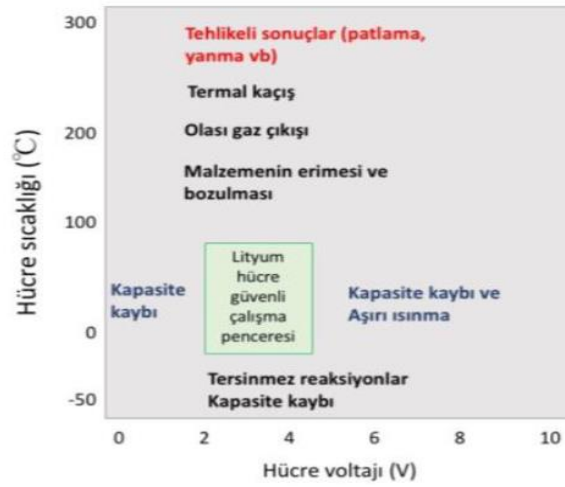
	Landers	Rovers	GEO Orbiter	LEO Orbiter	Uçak	İHA
Kapasite (Ah)	30	8	10-35	10-35	5-20	100-200
Gerilim (V)	28	28	28-100	28	28-270	28-100
Deşarj Oranı	C/5-C	C/5-C/2	C/2	C/2-C	C	C/5-C
Çevrim Ömrü	>500	>500	>2000	>30000	>1000	>1000
Deşarj Derinliği (%)	>60	>60	>75	>30	>50	>50
İşletme Sıcaklığı	-40 +40	-40 +40	-5 +30	-5 +30	-40 +65	-45 +65
Raf Ömrü (yıl)	3	3	>10	>5	>5	>5
Özgül Enerji (Wh/kg)	>100	>100	>100	>100	>100	>100
Enerji Yoğunluğu (Wh/l)	120-160	120-160	120-160	120-160	120-160	120-160

Uçaklarda batarya seçiminde belirleyici parametreler maddeler halinde aşağıdaki şekilde sıralanabilir.

- Depolanacak enerji miktarı
- Şarj-Deşarj çevrim sayısı
- Gerek duyulan anlık güç
- Gerek duyulan toplam enerji miktarı
- Çevresel şartlar
- Maliyet

Bataryaların en yaygın enerji depolama yöntemi olması sebebiyle emniyetli ve ekonomik olarak kullanılması performans ve maliyet açısından önem arz etmektedir.

Şekil 2.15’ den de görülebileceği gibi bataryaların çalışma performansında ve güvenliğinde ısı etki oldukça önemlidir.



Şekil 2.15: Ortam sıcaklığının batarya çalışmasına etkisi.

Sistem çalışma güvenilirliğinin artması için bataryaların çalışması sırasında oluşan ısı enerjisinin ortamdan uzaklaştırılması gerekmektedir. Ayrıca çok düşük ortam sıcaklığının batarya performansı üzerinde olumsuz etkisi nedeniyle önlenmesi de önem arz etmektedir. Bunun yanı sıra farklı kimyasal içeriğe sahip bataryaların sıcaklığa bağlı performansları değişken olduğundan seçilen batarya kimyasının projeye uygunluğunun tasarım aşamasında özenli bir şekilde değerlendirilmesi gerekmektedir.

Bataryalarda enerji akışının hassas bir biçimde incelenmesi, kontrolü ve dengelenmesi gerekmektedir. Bu izleme ve kontrole dayalı işlevler Batarya Yönetim Sistemi (BYS) tarafından sağlanmaktadır. Bunlara ek olarak sistem güvenilirliğini ve emniyetini de arttırmak. Aşağıda maddeler halinde batarya BYS'nin temel görevleri sunulmuştur.

- Şarj ve deşarjı kontrol ederek bataryayı yeterli performans düzeyinde tutmak,
- Sıcaklığı yönetmek (ısı yönetim)
- Batarya durumunu izlemek ve tahmin etmek (voltaj, akım, sıcaklık, SoC, SoH, SoF DoD, SoH, v.b.)
- Hataları tespit etmek
- Sistem bileşenleri arasında güvenilir iletişim kurmak



3. HİBRİT VE ELEKTRİKLİ UÇAKLAR

Yenilikçi, sürdürülebilir ve daha çevreci bir ulaşım seçeneği haline gelmek havacılık sektörü adına gün geçtikçe daha da önemli hale gelmektedir. Bu amacı sağlamak için kullanılması planlanan elektrikli uçaklara geçiş imkânı sağlayacağı düşünülen hibrit uçaklar yakın gelecekte emisyon azaltılabilmesi için en önemli seçenek olarak görülmektedir. Boeing ve Airbus gibi büyük şirketler ile bunların yanında birçok üniversite elektrikli ve hibrit uçaklar hakkında oldukça araştırma yapmaktadırlar. Bu araştırmaların önemli bir kısmı uçaklarda fosil yakıt kullanıma bağlı olan tahrik gücünün tamamının veya bir kısmının elektrik gücüyle sağlanması fikrine dayanmaktadır. Bu bağlamda tahrik gücünün sağlanma yöntemlerine göre hava taşıtları aşağıdaki gibi ana başlıklara ayrılabilir.

- Elektrikli
- Turboelektrikli
- Hibrit elektrikli

Elektrikli uçaklar %90' ın üzerinde sistem verimliliği ve pratik anlamda sıfır emisyon sağlamaları bakımından öne çıkmaktadırlar. Fakat solar panellere sahip elektrik sistemi tasarımı yapılmadığında enerji üretimi olmadığı için sadece dolu bataryalarla kalkış ile optimum uçuş süresi sağlamaya çalışırlar. Bu da beraberinde uçuş hızı, uçuş süresi ve mesafe kabiliyeti gibi önemli sefer özelliklerinde ciddi kısıtlamalar getirmektedir. Bu kısıtlamaların aşılabilmesi enerji depolama sistemlerindeki teknolojik gelişmelere bağlıdır ve bu yüzden elektrikli uçuşların aktif hale gelmesi 2050 yılı ve civarında beklenmektedir.

Turboelektrikli uçaklarda tahrik gücü elektrik motorları tarafından sağlanmasına rağmen bu motorlar içten yanmalı ya da turbo motorlar tarafından sürülen generatörlerden beslenmektedirler. Bu yüzden bataryasız seri hibrit uçaklar olarak da adlandırılabilirler. Hibrit uçaklarda bataryanın neden olduğu ekstra ağırlık etkisini ortadan kaldırmalarına rağmen geleneksel tahrik sistemine ekstra generatör ve elektrik motorları eklenmesine neden olurlar. Bu etki göz önüne alındığında ise uçakta batarya

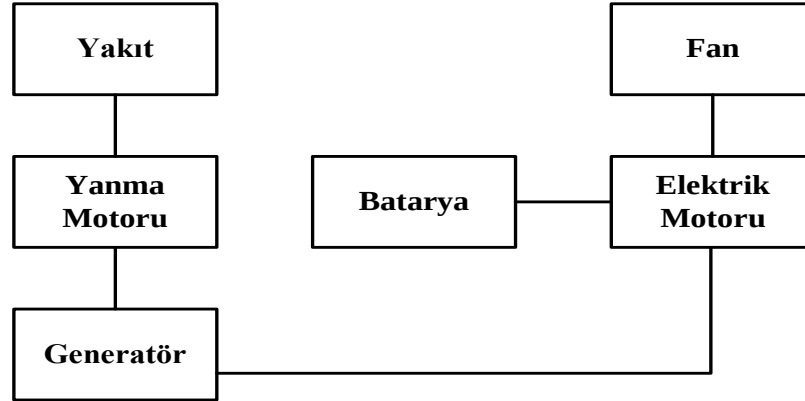
olmasa bile yeni elektrik bileşenlerinden dolayı bir ağırlık artışı ve verimlilik değerinde bir düşüş meydana gelmektedir.

Hibrit uçaklar; tahrik gücünün elektrik gücü yanında bir başka güç türü ile sağlandığı sistemler olarak adlandırılır. Konvansiyonel uçaklardan daha az emisyonu sebep olmalarının yanında elektrikli uçaklardaki batarya bağımlılığının azaltılması yönüyle de öne çıkmaktadırlar. Fakat hem elektrik gücüne hem de farklı tipte tahrik motorlarına ihtiyaç duyulması sebebiyle konvansiyonel uçaklara göre daha ağırdırlar. Hibrit uçaklar seri hibrit, paralel hibrit ve seri-paralel hibrit uçaklar olarak üç ana başlıkta incelenmektedir.

3.1. Seri Hibrit Uçaklar

Şekil 3.1’ de görüldüğü gibi seri hibrit uçaklarda tahrik gücünü oluşturmaya yarayan ana bileşenler; yanma motoru, generatör, batarya ve elektrik motorudur. Tahriği oluşturan pervanenin sadece elektrik motoru vasıtasıyla döndürüldüğü sistemlerdir. Yanma motorlarının oluşturduğu mekanik güç, elektrik generatörlerini sürme amacı ile kullanılırken; generatörden çıkan elektrik enerjisi de elektrik motorlarının tahrik gücünü sağlamakta kullanılır. Güç yönetim sistemleri kullanılarak yanma motorunun ve bataryanın ihtiyaç olduğu durumlarda devreye girip çıkması sağlanır. Büyük güçte elektrik motorlarından iki adet kullanılarak tasarlanabileceği gibi küçük güçlü ve kanatlara dağıtılmış birçok motor tarafından da tahrik sistemi oluşturulabilir. Bu mimarinin ana avantajı yüksek enerji verimliliğine sahip olmalarıdır çünkü yanma motoru tahrik kaynağı olmaktan çıkmıştır. Bu sebeple yanma motorunun anlık ihtiyaçlara göre değişen çalışma noktalarında değil yüksek verimliliğe sahip yanma noktasında çalışması sağlanarak verimlilik artışı sağlanır. Bunun yanında “dağıtılmış tahrik mimarisi” olarak adlandırılan küçük güçlü elektrik motorlarının birçok noktada kullanılması özgürlüğünü tasarımcıya sağlarlar. Tüm bunlara ek olarak tasarımda uygun koşulların sağlanması durumunda uçuş zarfının bir kısmında sadece bataryadan alınan güç kullanılarak uçuşun ilgili kısmı elektrikli gerçekleştirilebilir. Bu sayede gürültü ve yakıt tüketiminde düşüş sağlanır. Hem batarya kullanılması hem de yanma gücüne sahip olmaları sebebiyle uçuş sırasında optimum yanma noktasından fazla güç talebi olduğunda bataryadan güç desteği alınabilir, bu noktadan az güç talebi olduğunda ise fazla güç ile bataryalar şarj edilebilir. Bu sayede uçuş süresi ve kat

edilen mesafe arttırabilir. Blok şeması Şekil 3.1’ de verilen bu mimarinin tahrik sisteminin karmaşıklık düzeyi de diğer mimarilerden düşüktür.



Şekil 3.1: Seri hibrit uçakların güç aktarım organı blok şeması.

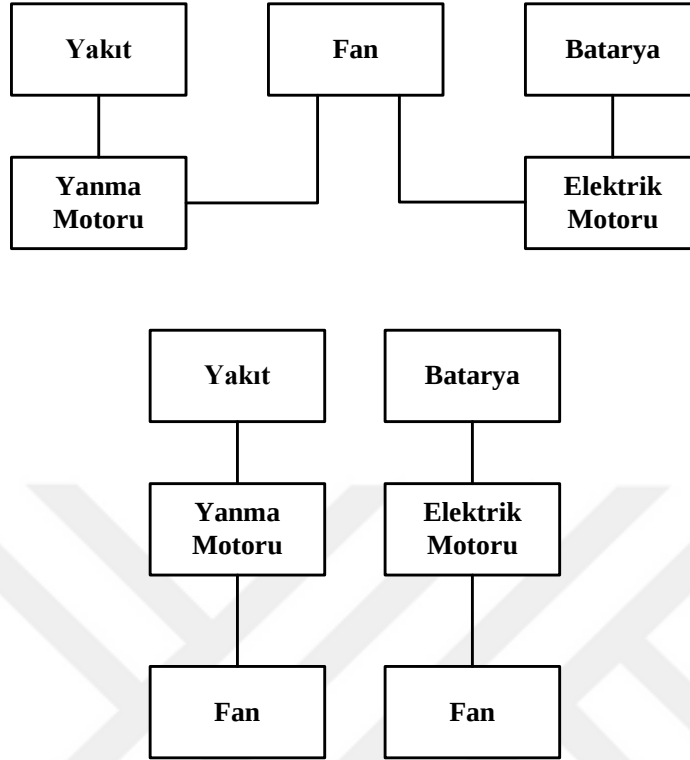
Yukarıda verilen avantajların yanında seri hibrit uçaklar sadece elektrik gücünü tahrik gücü olarak kullandıkları için hem elektrikli bileşenlerin hem de yanma motorunun maksimum güç talebine göre tasarlanması gerekmektedir. Bu da önemli miktarda ağırlık artışına sebep olmaktadır. Ayrıca maksimum hız noktasındaki güç talebinin artması sebebiyle sadece batarya tarafından sağlanan uçuş süresi kısalsabilir ve batarya boşalsabilir. Bu durumun gerçekleşmesi halinde de kalan uçuş profilinin konvansiyonel uçuşdan herhangi bir farkı kalmamaktadır.

3.2. Paralel Hibrit Uçaklar

Seri hibrit mimarisine benzer şekilde paralel hibrit uçakların da ana tahrik sağlayıcı bileşenleri yanma motoru, elektrik motoru ve bataryalardır fakat bu mimaride elektrik generatörleri bulunmaz. Paralel hibrit mimari hem elektrik motorunun hem de içten yanmalı motorun tahrik gücü sağlayıcısı olarak kullanıldığı bir mimaridir. İki farklı yöntemle paralel hibrit mimarisi tasarlanabilir. Bunlardan ilkinde göre yanma motoru ve elektrik motoru ortak bir tahrik şaftını beslemektedirler. Diğer yöntemde ise; bahsi geçen farklı tipteki motorlar ayrı ayrı pervaneleri besleyerek tahrik sağlarlar. Her iki farklı yöntemin blok şeması Şekil 3.2’ de verilmiştir.

Paralel hibrit uçakların avantajı daha hafif ve daha küçük boyutlarda tasarlanabilmesidir. Bunun ana nedeni seri mimarinin aksine paralel mimaride tahrik gücünün elektrik ve yanma motorları tarafından belli oranlarda paylaşılmasıdır. Bu

nedenle her iki farklı motorun da maksimum güç talebine göre tasarlanması gerekmez. Bu sistemde farklı çalışma modları ve kontrol yöntemleri belirlenebilir.



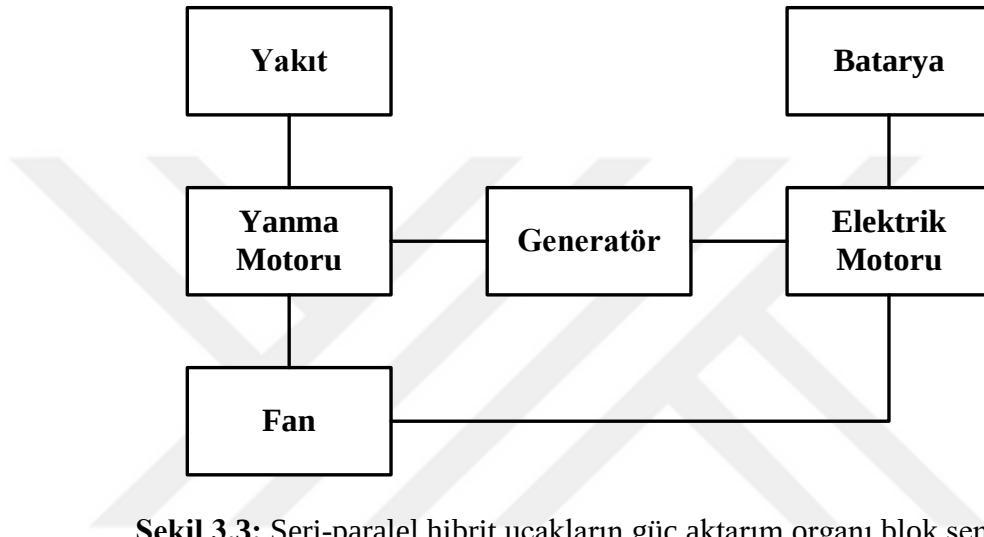
Şekil 3.2: Paralel hibrit uçakların güç aktarım organı blok şeması.

Örneğin; talep tahrik gücünün yanma motorunun sağladığı güçten fazla olduğu durumda bataryada depolanan enerji elektrik motorunda kullanılır ve istenilen performans sağlanabilir. Bunun tersi olan koşulda ise bataryalar yanma motorunun ürettiği fazla güçten şarj olabilir. Bununla birlikte sadece elektrikli, sadece yanmaya dayalı ve hibrit uçuş koşulu sağlanabilmektedir. Fakat hem elektrik hem de yanma motorunun aynı şaftı beslediği durumda yanma motorunun karşıladığı yük miktarında azalma yani optimum verim noktasından kayma meydana gelir. Bu sebeple sistem verimliliğinde azalmalar olabilmektedir.

3.3. Seri-Paralel Hibrit Uçaklar

Seri-paralel hibrit tahrik mimarisinde yanma motoru hem paralel mimarideki gibi doğrudan tahrik fanına mekanik olarak bağlıdır hem de seri mimaride olduğu gibi elektrik genaratörünü tahrik ederler. Ayrıca gerekli görülen anlarda bataryadan güç çekip, batarya şarj durumunun az olduğu durumlarda ise bataryayı şarj edebilirler. Sistemin blok şeması Şekil 3.3’ de verilmiştir. Seri-paralel uçakların ortaya

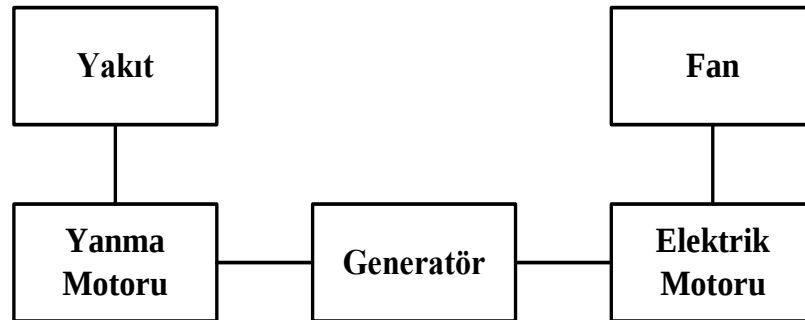
çıkmasındaki ana hedef şu ana kadar bahsi geçen hem seri hem de paralel mimarinin avantajlarına sahip olmasının amaçlanmasıdır. Fakat bunu gerçekleştirmek için diğer mimarilere göre daha fazla ekipmana ihtiyaç olması sebebiyle daha ağırdırlar. Ayrıca bu sebepten dolayı daha karmaşık bir kontrol strajisine ihtiyaç duyan bir mimari haline gelmiştir. Hem içten yanmalı motorun hem de generatörün maksimum güç talebine göre tasarlanmaları gerektiği için ekipmanlar seri-paralel mimaride daha büyüktür. Bunlara ek olarak birçok enerji dönüşümü ihtiyacı sebebiyle daha düşük bir verimliliğe sahiptirler.



Şekil 3.3: Seri-paralel hibrit uçakların güç aktarım organı blok şeması.

3.4. Turboelektrik Uçaklar

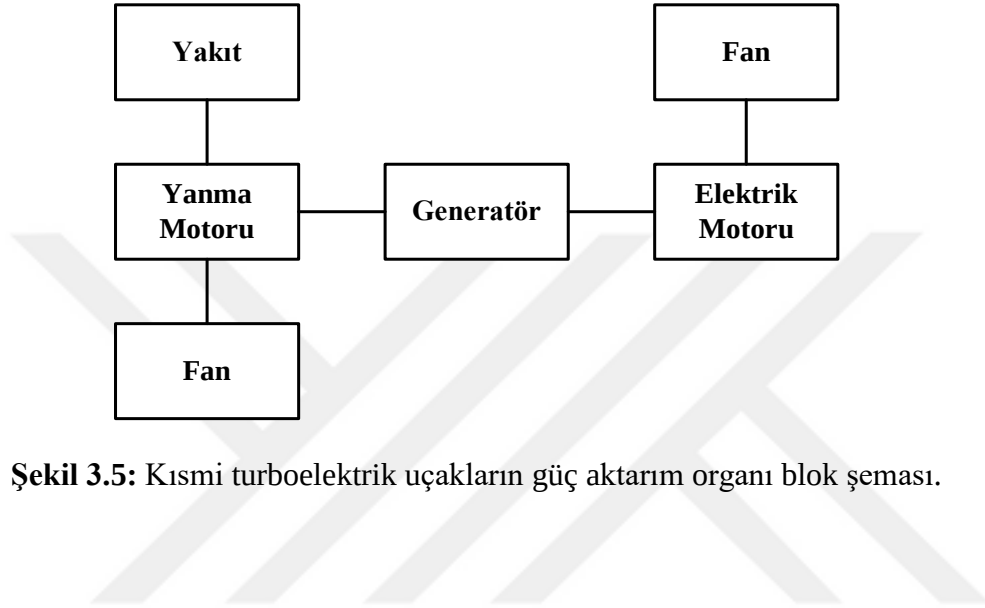
Turboelektrik tahrik mimarisine sahip uçaklar yanma motoru, elektrik generatörü ve motorlarından oluşmaktadır. Yanma motoru tarafından tahrik edilen generatörden elde edilen enerjinin elektrik motorları vasıtasıyla tahrik gücüne dönüşmesi sağlanır. Bu bakımdan incelendiğinde bataryaya sahip olmayan seri hibrit mimari olarak da düşünülebilirler. Sistemin blok şeması Şekil 3.4’ de verilmiştir.



Şekil 3.4: Turboelektrik uçakların güç aktarım organı blok şeması.

3.5. Kısmi Turboelektrik Uçaklar

Bataryasız seri-paralel hibrit uçaklar olarak da adlandırılabilirler. Hem doğrudan tahrik sağlayabilen elektrik motoru hem de yanma motoruna sahiptirler. Yanma motoru ile elektrik motoru arasındaki bağlantı elektrik generatörleri tarafından sağlanmaktadır. Fakat mimarilerinde tahrik sistemini destekleyici herhangi bir batarya bulunmamaktadır. Sistemin blok şeması Şekil 3.5’ de verilmiştir.



Şekil 3.5: Kısmi turboelektrik uçakların güç aktarım organı blok şeması.

4. UÇAKLARDA ENERJİ YÖNETİMİ

Klasik hava taşıtlarında enerji yönetimi ve yedeklilik generatörden beslenen ana bara ve bataryalar tarafından da beslenen batarya baralarına yüklerin paylaştırılması sayesinde gerçekleştirilir. Gerek acil durum gerekse pilot tarafından gerekli görülen durumlarda buradaki yükler devreye alınıp devreden atılabilir ve uçuşun güvenli bir şekilde tamamlanması amaçlanır. Fakat elektrik gücünün hava taşıtlarında kullanımının artmasıyla beraber bu klasik yöntemin dışında akıllı yöntemlere ihtiyaç duyulmuştur. Tezin bu bölümünde öncelikli olarak yenilikçi enerji yönetim yöntemleri hakkında literatür taraması yapılacak, tez kapsamında kullanılan bulanık mantığın farklı sektörlerdeki uygulamalarda da kullanımını içeren örnek çalışmalar aktarılacak ve havacılık sektöründe bulanık mantık ile enerji yönetim çalışmaları hakkında bilgi verilecektir.

4.1. Uçaklarda Enerji Yönetimi Literatür Taraması

Uçaklarda elektrik gücü ihtiyacının artması ve itki kaynağı olarak elektrik enerjisinin kullanımının araştırılmasıyla beraber daha fazla sayıda ve güç çıkışı daha yüksek elektrik üretim, dağıtım, depolama ve dönüşüm elemanının kullanılması kaçınılmaz olacaktır. Hava taşıtı bir şehir şebekesi gibi sonsuz kabul edilebilecek bir enerji kaynağına sahip olmadığı için belirlenen uçuşu mevcut kaynakları ile yerine getirmek durumundadır. Bu nedenle normal uçuşta ve acil durum senaryolarında ekipmanların hem anlık olarak izlenebildiği hem de kontrol edilebildiği enerji yönetim sistemlerine ihtiyaç duyulmaktadır. Bu bölümde ilk olarak literatürde yer alan ve hava taşıtlarında belirli amaçlar doğrultusunda gerçekleştirilmiş enerji yönetim çalışmaları incelenecek ve sonrasında tez kapsamında önerilen yönetim algoritması açıklanacaktır.

Özellikle elektrikli ve hibrit uçakların yakın gelecekte uçuşlara başlayabileceğinin beklentisi ile bu taşıtların ihtiyaç duyduğu depolanmış enerji miktarı artmış ve bu enerjinin mevcut yöntemler dışında hangi teknolojiler kullanılarak depolanabileceği araştırma konusu olmuştur. Birçok çalışmada bu kaynakların çıkış güçlerinin, anlık şarj durumlarına ve talep edilen yük miktarına göre ayarlanması amaçlanmıştır [18].

Yine yaygın olarak ele alınan bir diğer araştırma konusu da farklı tipte depolama cihazlarının çalışma performansları birbirleriyle aynı olmadığı için güç talebinin bu cihazlar arasında nasıl paylaştırılabileceği problemidir. Örneğin, süperkapasitör ve lityum bataryalardan oluşan bir karma depolama sisteminde anlık yüksek güç talebinin bataryalar yerine süperkapasitörlerden karşılanması bataryaların ömrünün artmasını sağlar. Bunların yanında sistem verimliliğinin artması, bataryaların ömrünün uzatılması ve yükün bu amaçları gerçekleştirmek doğrultusunda anlık paylaşımı gibi tek bir hedefe odaklanmamış çalışmalar da yer almaktadır [19]. Özellikle yakıt hücresinin yüksek veriminden dolayı uçaklarda kullanılmasının etkilerini inceleyen çalışmalara da literatürde son zamanlarda rastlanmaya başlanmıştır [20].

Yeni nesil uçaklarda farklı frekans değerleri ve gerilim seviyesi kullanılarak enerji dağıtımın gerçekleştirilmesi sebebiyle güç elektroniği cihazlarına olan ihtiyaç artmıştır. Bu cihazların çıkış güçlerinin anlık bozulmalar içermesi sebebiyle güç kararlılığının incelenmesi uçaklarda ele alınan enerji yönetimi çalışmalarında bir diğer önemli konu haline gelmiştir [21]. Genellikle güç elektroniği ekipmanlarının çıkış gücünün anlık olarak kontrol edilmeye çalışıldığı ve bu sayede anlık değişimlerin belirli sapma içerisinde kalmasının sağlandığı birçok çalışmada, bulanık mantık, PI ve adaptif yöntemler gibi farklı kontrol yöntemleri ele alınmıştır [22].

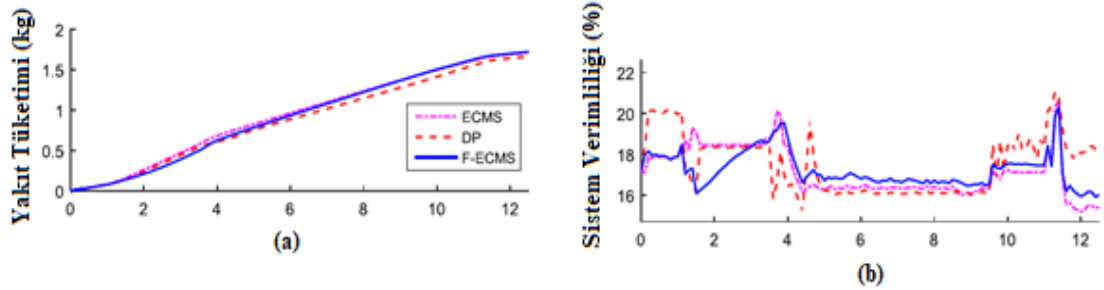
Bunların yanında tüm elektrik sisteminin verimliliğini, güç kararlılığını ve enerji depolama ünitelerinin kapasite yönetimini sistem seviyesinde inceleyen çalışmalar da literatürde yer almaktadır. Örneğin Lee ve diğer yazarlar tarafından enerji kaynaklarının bağlı oldukları güç elektroniği cihazlarının kontrolü sayesinde optimum çalışma noktalarında çalışmasının sağlanması; bu sayede de sistem verimliliğinin artırılması incelenmiştir [23]. Zhang ve diğer yazarlar tarafından yapılan çalışmada olduğu gibi hem verimlilik hem güç kararlılığı hem de depolama ünitelerinin yönetimi gibi farklı amaçların sistem bazında incelendiği, enerji yönetim çalışmaları da bulunmaktadır [24].

Bu çalışmaların yanında literatürde belirli bir amaca yönelik birçok farklı çalışma mevcuttur. Generatör aşırı yüklenme kapasitesinin ve doğal olarak boyutlarının azaltılması [25], rejeneratif enerjinin süperkapasitörlerde depolanarak anlık yüksek talep güçlerinde kullanılması ve yenilikçi yük atma yöntemleri bu çalışmaların bazılarına örnek olarak verilebilir [26].

4.2. Bulanık Mantık İle Enerji Yönetimi Hakkında Örnek Çalışmalar

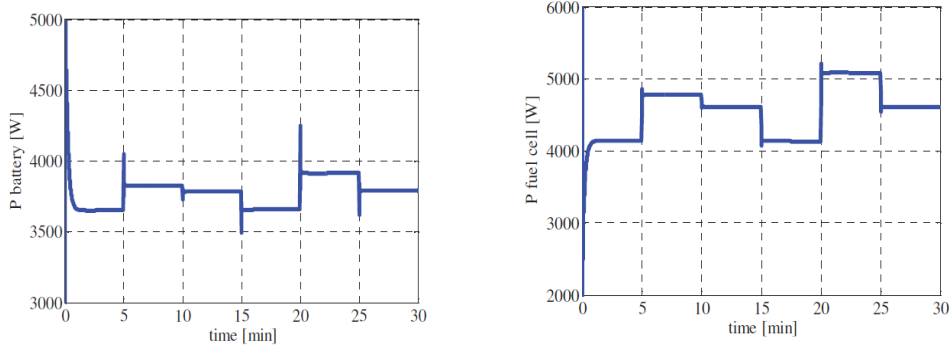
Bulanık mantığın karmaşık nonlinear sistemleri kolayca kontrol edilebilme olanağı sağlaması ve sistem tasarımcısı uzmanın tecrübesini aktarmaya uygun olması, birçok farklı alandaki enerji yönetim çalışmalarında kullanılmasına neden olmuştur. Bu bölümde bulanık mantığın farklı alanlarda kullanıldığı enerji yönetim uygulamalarından bahsedilecektir.

Ye Xie ve diğer yazarlar tarafından yayınlanan makalede (2019), bulanık mantık kontrolü sayesinde içten yanmalı motor ile elektrik motorundan çıkan güç ayarlanarak toplam tahrik gücü talebinin karşılanması sağlanmaktadır [27]. İlgili çalışmanın temel kontrol amacı ise bataryanın belirli bir şarj seviyesi (%20-%80) içerisinde kalmasıdır. Kullanılan “eğer...öyleyse” kuralları sayesinde talep gücü ile içten yanmalı motor gücü arasındaki farkın batarya şarj durumuna bağlı olarak kaynaklar arasındaki paylaşım miktarları belirlenmektedir. Kurulan iki farklı uçuş görevi güçlerinin değişimine bağlı olarak batarya şarj durum değişimi, uçak motoru anlık gücü, toplam sistem verimlilik değişimi ve kullanılan yakıt miktarı değişimi sonuçları alınmış olup örnek sonuçlar Şekil 4.1’ de verilmiştir.



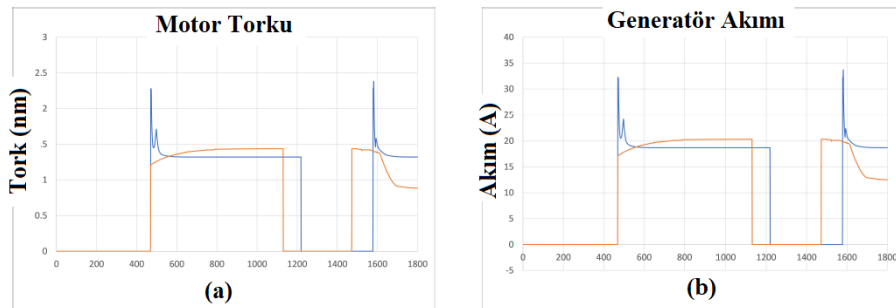
Şekil 4.1: Örnek-1 çalışmasında elde edilen sonuçlar. (a)Yakıt tüketimi. (b) Sistem verimliliği. [27].

Corcau ve diğer yazarlar tarafından yayınlanan makalede (2017), yakıt hücreleri ve bataryalardan oluşan bir enerji depolama biriminin çıkış gücü bulanık mantık algoritmasıyla kontrol edilmiştir [28]. Bu çalışmada bir yük profili belirlenmiş olup yük miktarı ile bataryanın şarj durumu bulanık mantığın girişlerini oluşturmaktadır. Bu girişlerin kategorilere ayrılmasının ve “eğer...öyleyse” kurallarına göre değerlendirilmesinin ardından batarya ile yakıt hücrelerinin çıkış güçleri DA/DA dönüştürücüler sayesinde ayarlanmıştır. Şekil 4.2’ de yakıt hücrelerinin ve bataryaların ilgili çalışmada belirlenen çıkış güçleri sunulmuştur.



Şekil 4.2: Örnek-2 çalışmada elde edilen sonuçlar [28].

Dehesa ve diğerleri tarafından yapılan çalışmada ise (2020), farklı iki tipteki insansız hava aracının yakıt tüketimini azaltmak için güç sisteminde kontrol algoritması geliştirilmiştir [29]. Genellikle insansız hava araçlarında düşük güçlü yanma motorları kullanıldığı için termal verimlilik düşüktür. Bu yüzden hibrit bir güç aktarım sistemi sayesinde içten yanmalı motorun en optimum verim noktasında en uzun süre çalışması hedeflenmiştir. Bu hedefin sağlanması içinse baz, ideal ve kural tabanlı bulanık mantık olarak adlandırılan üç farklı kontrol algoritması incelenmiştir. Baz senaryo olan ve aynı zamanda en düşük sistem verimliliğine sahip ilk kontrol yönteminde güç sistemindeki bataryaların şarj seviyesinin %75 ile %95 arasında kalması amaçlanmıştır. İkinci yöntemde ise yine bataryanın şarj seviyesinin %75 ile %95 arasında kalmasını sağlanırken buna ek olarak motorun en verimli koşulda çalışmasının sağlanması amaçlanmıştır. Son kontrol yönteminde ise kural bazlı bulanık mantık methodu kullanılmıştır. Bu yöntemde bataryaların şarj durumuna ek olarak hem motor hem de elektrik generatörünün en verimli olduğu noktalarda çalışabilmesi amaçlanmıştır. Ayrıca bu sayede tüm sistemin en verimli noktada çalışması ve yakıt tüketiminde maksimum azalma hedeflenmiştir. Şekil 4.3’ de ekip tarafından ortaya konulan karşılaştırılmalı sonuçlar sunulmaktadır.



Şekil 4.3: Örnek-3 çalışmada elde edilen sonuçlar. (a) Motor torku. (b) Generatör akımı. [29].

Abdel-Fadil ve diğer yazarlar tarafından yapılan çalışmada (2014), modern bir sivil hava taşıtının elektrik sisteminde anahtarlamalardan kaynaklanan geçici hal değişimlerinin neden olduğu etkilerin bulanık mantık yardımıyla standartlarla belirlenen sınırlar içerisinde kalmasının sağlanması çalışılmıştır [30]. Bulanık mantık ile kontrol edilen elektrik ekipmanları; generatör kontrol ünitesi, AA/DA Doğrultucu, AA/AA Dönüştürücü ve DA/DA dönüştürücülerdir. Bu çalışmadaki ana amaç geçmişte sık kullanılan PID kontrolörler yerine bulanık mantık kullanılarak da generatör çıkışı ve baralardaki güç kalitesinin belirli sınırlar içinde kalmasının mümkün olduğunun gösterilmesidir. Bu yöntem sayesinde toplam güç kalitesi parametrelerinde elde edilen sapmalarla ilgili sonuçlar Şekil 4.4’ de verilmiştir.

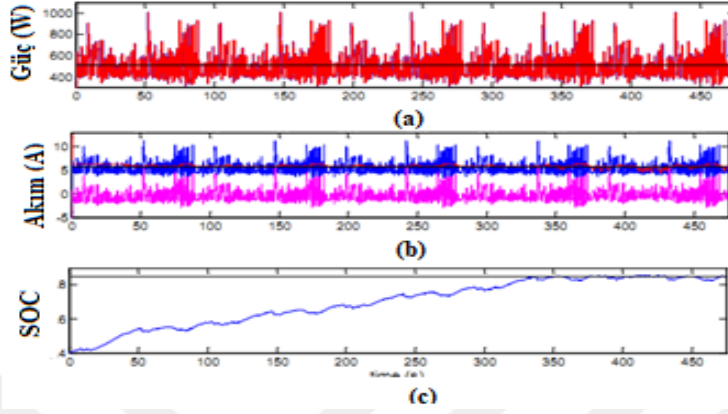
Parameter and bus	THD _v %			THD _i %			$\Delta V\%$
	400Hz	600Hz	800Hz	400Hz	600Hz	800Hz	
VF AC	12.9	13.8	14.14	10.3	9.5	8.66	----
CF AC	10.8	----	----	5.9	----	----	----
270VDC	----			----			1.2
28VDC	----			----			0.7

Şekil 4.4: Örnek-4 çalışmada elde edilen sonuçlar [30].

Bester ve diğer yazarlar tarafından yapılan çalışmada ise (2020), yedek güç ünitesinin, yakıt hücreleri ve lityum bataryadan oluşan bir enerji kaynağı ile değiştirilmesi ve iki farklı depolama türü arasındaki enerji yönetiminin bulanık mantık ile sağlanması amaçlanmıştır [31]. Gerekli güç miktarı kaynaklar arasında dağıtılırken yükün talep ettiği güç değeri ve batarya şarj seviyesi kontrol algoritmasının girişlerini oluşturmaktadır. Kontrol sisteminin çalışması ve kaynaklar arasında gücün paylaşımı bir acil durum senaryo profiline göre incelenmiştir. Bu senaryo Airbus A330-300 uçağının acil durum yükleri göz önüne alınarak belirlenmiş olup 50 kW ile 15 kW arasında değişen bir talep eğrisine sahiptir. Enerji yönetim stratejisi aşağıda verilen adımlara göre şekillendirilmiştir.

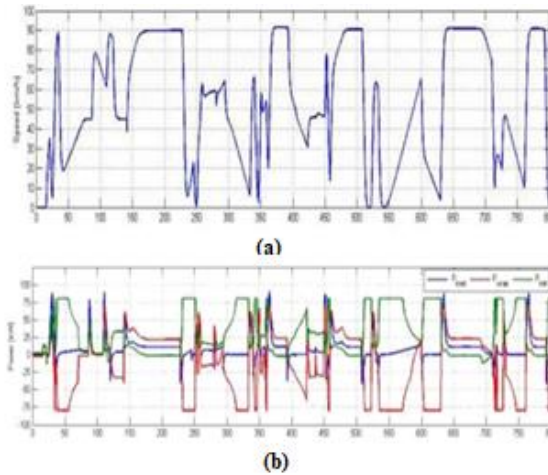
- Yükün talep ettiği akımın sağlanması
- Yakıt hücrelerinin maksimum güç yerine daha verimli olduğu optimum verimlilik noktalarında çalışmaları
- Batarya şarj durumunun optimum bir aralıkta tutulması (%50-%90)
- Sistem sağlığının sürekli olarak izlenebilmesi

Kontrol sistemi hem yük talebi 50 mHz alçak geçirici filtre kullanılarak hem de filtre kullanmadan simule edilmiş ve her ikisinde de güç çıkışlarının daha önce bahsedilen koşulları sağladığı gözlemlenmiştir. Şekil 4.5 'de çalışmaya ait sonuçlardan bir örnek sunulmaktadır.



Şekil 4.5: Örnek-5 çalışmada elde edilen sonuçlar. (a) Güç. (b) Akım. (c) Şarj durumu. [31].

Tareq ve diğer yazarlar tarafından yapılan çalışmada ise (2015), elektrikli arabalarda güç depolama üniteleri olarak sadece batarya kullanmak yerine süperkapasitör ve bataryalardan oluşan hibrit bir enerji depolama ünitesinin kullanılması incelenmiştir [32].

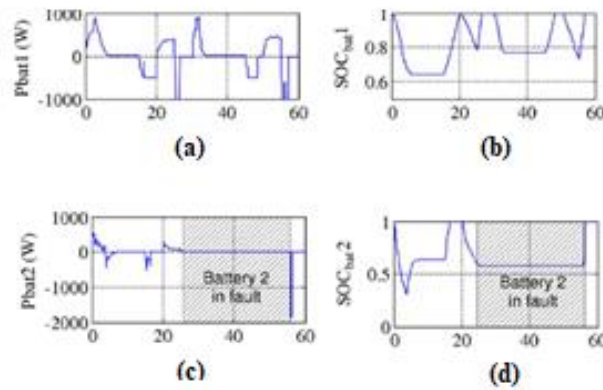


Şekil 4.6: Örnek-6 çalışmada elde edilen sonuçlar. (a) Hız profili. (b) Güç paylaşımı. [32].

Süperkapasitör ve bataryalar arasındaki enerji yönetimi bulanık mantık tabanlı kontrolörler ile sağlanmıştır. Çalışmada kullanılan kontrolörün yedi girişi ve iki çıkışı bulunmaktadır. Girişler; hibrit kaynak hatasının çıkış gerilimi, yük talebi, hız, süperkapasitör gerilimi, hızın maksimum değeri, maksimum süperkapasitör gerilimi

ve eğim iken çıkışlar batarya ve süperkapasitör güç değerleridir. Buna göre referans hız verisinden yola çıkılarak aracın toplam güç talebi ve bu gücün batarya ile süperkapasitör arasında paylaşımı incelenmiştir. Bu eğriler Şekil 4.6’ da verildiği gibidir.

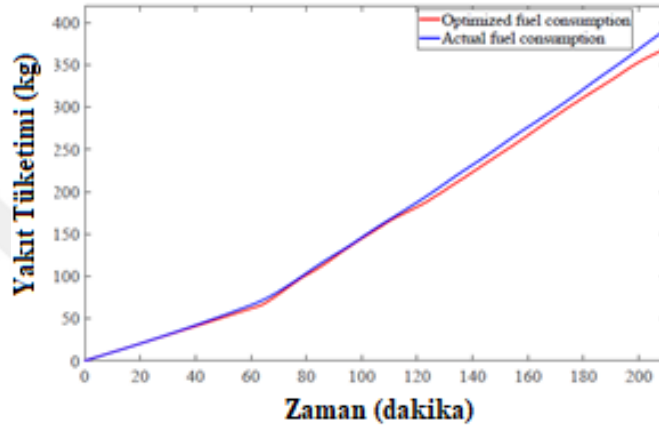
Lagorse ve diğer yazarlar tarafından yapılan diğer bir çalışmada (2010), fotovoltaiik hücrelerden, iki adet bataryadan, iki adet yakıt hücresinden, DA barasından, süperkapasitörden ve yükten oluşan bir hibrit mikro şebekenin enerji yönetimi incelenmiştir [33]. Bulanık mantık ile kontrol yöntemi algoritması bataryaların şarj seviyesi düşükse ve DA barasında enerji varsa bataryaları şarj etmek, aksi durumda ise deşarj etmek için programlanmıştır. Ayrıca bataryaların derin deşarj gibi durumlardan korunması görevi de yüklenilmiştir. Bunlara ek olarak batarya ve yakıt hücrelerinin birbiri arasında maksimum çıkış akımlarının belirlendiği ayrı bir kontrol algoritması da kullanılmıştır. Simulasyonların koşulabilmesi için bir yük ve fotovoltaiik üretim eğrisi belirlenmiş olup bu eğriler üç farklı koşul için değerlendirilmiştir. Bunlar; tüm bileşenlerin hatasız çalıştığı, bataryanın arızalandığı ve yakıt hücresinin arızalandığı koşullardır. Şekil 4.7’ de bataryanın arızalanması koşulunda alınan sonuçlar verilmiştir.



Şekil 4.7: Örnek-7 çalışmada elde edilen sonuçlar. (a) Batarya-1 gücü. (b) Batarya-1 şarj durumu. (c) Batarya-2 gücü. (d) Batarya-2 şarj durumu. [33].

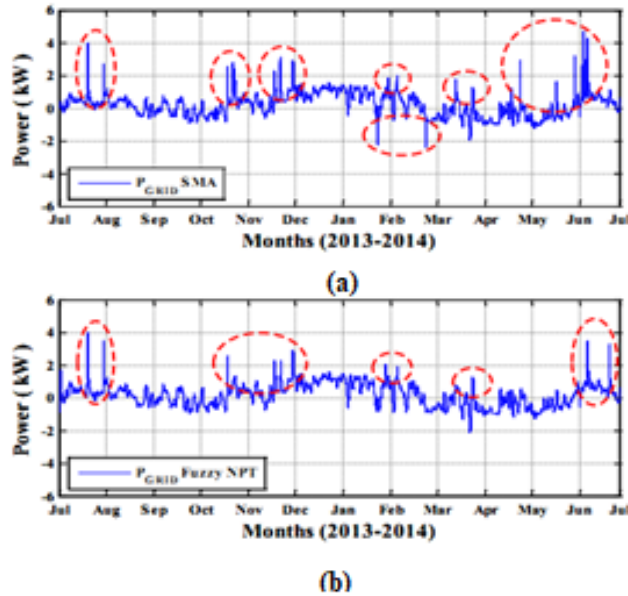
Yuan ve diğer yazarlar tarafından 5000 araç taşıma kapasitesine sahip bir gemide kurulan; fotovoltaiik üreteçler, bataryalar ve dizel generatörlerden oluşan bir hibrit güç sisteminin enerji yönetiminin bulanık mantık temelli incelemesi yapılmıştır (2018) [34]. Buna göre toplamda 14.5 MW kurulu güce sahip bir ro-ro gemisine 143 kWp gücünde fotovoltaiik sistem ve 652.8 kWh lityum batarya entegre edilmiştir. Çalışmada bu sistemin 210 dakika boyunca yük ve üretim miktarları anlık olarak izlenmiş ve bu

sonuçlar bulanık mantık ile enerji yönetimi simülasyonlarında kullanılmıştır. Geminin anlık güç talebi 200 ile 700 kW arasında ve fotovoltaik üreteçlerin çıkış g ise 0 ile +143 kW arasında değişmektedir. Bataryayı tamamen şarj ve deşarj durumundan kurtarmak için bataryaların şarj seviyesi %30 ile %80 arasında değişecek şekilde kontrol edilmektedir. Yük talebinin, fotovoltaik üretim ve batarya şarj durumunun anlık durumlarına göre toplamda 27 adet bulanık mantık kuralı belirlenmiş ve simülasyonlar koşulmuştur. şekil 4.8’ de de verildiği gibi simülasyon sonuçlarına göre %6 oranında bir yakıt tknetimi kazancı elde edildiği ortaya konulmuştur.



şekil 4.8: rnek-8 çalışmada elde edilen sonuçlar [34].

Aviles ve diğer yazarların ortaya koyduğu çalışmada bir mikro şebekenin iki farklı yöntemle enerji yönetimi incelenmiştir [35].



şekil 4.9: rnek-9 çalışmada elde edilen sonuçlar. (a) SMA stratejisi. (b) Fuzzy EMS stratejisi. [35].

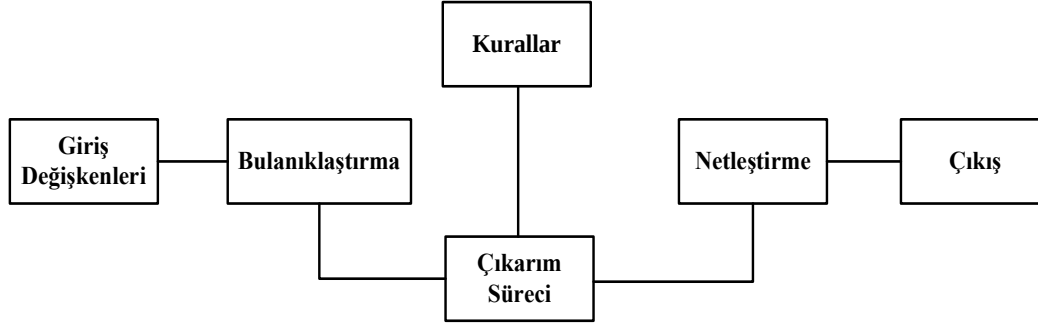
Bu çalışmada ana amaç; bataryanın belirlenen şarj seviyesinde tutulması ve bu sınırlar içerisinde ana şebekenin, mikro şebekenin neden olduğu dalgalanmalardan en az derece etkilenmesinin sağlanmasıdır. Mikro şebeke 7 kW gücünde yük, 4 kW gücünde fotovoltaik paneller, 6 kW gücünde rüzgâr türbini ve 72 kWh kapasitede kurşun asit bataryadan oluşmaktadır. Rüzgâr ve solar kaynakların ürettiği güç ile ev tipi yükün toplamda çektiği gücün profili bir sene boyunca izlenmiştir. Buna bağlı olarak şebekedeki dalgalanmanın azaltılması için iki farklı strateji belirlenmiştir. İlk stratejide yüksek frekansa sahip akım ve gerilim dalgaları bataryayı şarj ve deşarj ederken ortalama ve düşük frekansa sahip akım ve gerilim dalgaları ise şebekeye verilmiş veya şebekeden çekilmiştir. İkinci yöntem ise 50 kurala dayalı olup bataryanın şarj durumuna göre bulanık mantık kontrolü yapılmıştır. Bu sayede şebeke dalgalanmalarının azaldığı görülmüştür ve örnek sonuçlar Şekil 4.9 'da verilmiştir.

4.3. Enerji Yönetiminde Bulanık Mantık Kullanılması Literatür Taraması

Bu bölümde çalışmaların detayına inilmeden bulanık mantık ve enerji yönetimi ilişkisini geliştirebilmek adına literatür taraması verilecektir. Hibrit araçların tasarımında güç aktarım mimarisinin belirlenmesinin ardından ekipmanların boyutlandırılması ve aracın istenilen performansı sağlayabilecek bir enerji yönetiminin belirlenmesi tasarım açısından kritik konulardır. Bu araçların enerji yönetiminde genellikle düşük maliyet ve düşük emisyon değerlerinin yakalanabilmesi amaçlanır. Bu amaç için kullanılan yöntemler genellikle çevrim dışı ve çevrim içi kontrol yöntemleri olarak sınıflandırılır [36].

Çevrim dışı kontrol sistemleri ön bilgiye dayanan ve en iyi çözümü bulabilmek için çok fazla karmaşık denklem hesaplarına ihtiyaç duyan yöntemlerdir. Çevrim içi yöntemler ise içerisinde bulanık mantık gibi akıllı algoritmaları içeren ve kontrol parametrelerini anlık hesaplayıp ona göre çözüm üretebilen methodlardır. Bulanık mantık kolay uygulanabilir olması ve gerçek zamanlı kontrole olanak sağlaması sayesinde birçok mühendislik uygulamasında kullanılmaktadır [37].

Bulanık mantık konsepti Zadeh tarafından 1965 yılında ortaya atılmış olup bulanıklaştırma ve netleştirme adımları ile bu adamlar arasındaki davranışların tanımlandığı kural bazlı çıkarımlardan oluşan bir algoritmadır. Bu adımları gösteren bulanık mantık blok şeması Şekil 4.10' da verilmiştir.



Şekil 4.10: Bulanık mantık algoritması blok şeması.

Literatürde elektrik mühendisliği ve özellikle güç dağıtımını konu edinen çalışmalarda da bulanık mantık uygulamalarına rastlanmaktadır. Bulanık mantık ile enerji ve güç yönetiminin en fazla kullanıldığı alan hibrit araçlar ve bunların kontrolüdür. 1993 yılında Farrall ve Jones tarafından yapılan çalışmada, yakıt emisyonlarının azaltılması düşüncesinden ortaya çıkan hibrit araçlarda güç paylaşımının bulanık mantık ile nasıl yapılabileceği konu edinilmiştir. Aracın hızını simgeleyebilmek adına pedal değeri ile gaz kelebeği açısının durumu beş farklı üyelik fonksiyonu ile ele alınmış ve bunlara bağlı olarak değişecek armatür akım değeri ile gaz kelebeği “eğer öyleyse” kuralları kapsamında kontrol edilmeye çalışılmıştır [38]. Hibrit bir aracın farklı enerji üretim senaryolarında bulanık mantık ile kontrol edilmesi ve farklı senaryoların sürüş sonrası batarya doluluk oranı açısından karşılaştırılması ise Cerruto ve diğer yazarlar tarafından çalışılmıştır [39]. 1990’lı yıllarda yapılan öncü çalışmaların ardından 2000’li yıllarda daha olgun ve detaylı hibrit araç uygulamaları karşımıza çıkmaktadır. Örneğin 2006 senesinde Hannoun ve diğer yazarlar tarafından yapılan çalışmada paralel hibrit elektrikli bir aracın güç talebinin içten yanmalı motor ve batarya arasında bulanık mantık algoritması sayesinde paylaştırılması konu edinilmiştir [40]. Bulanık mantık girişlerinin; aracın gerektirdiği güç talebi, batarya şarj durumu ve araç hızı olduğu, çıkışlarının ise dişli çevirme oranı ile içten yanmalı motorun üreteceği güç olduğu bu çalışmada ilgili kontrol yönteminin verimliliği arttırıp emisyonu azaltılabileceği ortaya konmuş ve gerçek araçlarda uygulanabileceği gösterilmiştir. Ana farklılığının giriş ve çıkış kontrol parametreleri ile bunlara bağlı olarak farklılaşan üyelik fonksiyonları olduğu benzeri uygulamalar günümüze kadar literatüre katılmaya devam edilmiştir [41] [42] [43] [44] [45] [46]. Bu çalışmaların bazılarında kontrol parametresi olarak sadece batarya şarj durumu değil bataryanın çıkış kullanılmasının bataryaları derin deşarj durumundan daha iyi koruduğu ortaya atılmıştır [47]. Dangong ve diğer yazarların genetik algoritmayı bulanık mantık ile birlikte kullandıkları gibi [48],

sadece bulanık mantığın klasik biçimde kullanımı dışında farklı kontrol yöntemleri de eklenerek daha fazla yakıt emisyonu azalmasının sağlanması amaçlanmıştır [49] [50]. Bu çalışmalara ek olarak ultrakapasitörlerin kullanımının yaygınlaşmasıyla beraber bataryalar ile ultrakapasitörlerin aynı anda kullanıldığı hibrit araçlarda farklı depolama üniteleri arasında güç paylaşımının nasıl olacağı konusu da ele alınmıştır. 2010 yılında Lv ve diğerleri böyle bir uygulamada üyelik fonksiyonlarının ve bulanık mantık çıkışının ultrakapasitörlerdeki ani güç taleplerini karşılayacak şekilde programlanmasının ardından daha az emisyonu neden olacak bir sürüşün yapılabileceği ortaya konmuştur [51]. Süperkapasitörlerin anlık aşırı yük talebine karşı kullanımının yanında, aynı yıllarda gelişen bir diğer depolama teknolojisi olan yakıt hücrelerinin hibrit araçlar için kullanımı da önem kazanmıştır. Yüksek enerji yoğunluğu ve az emisyonu neden olması sebebiyle yakıt hücreleri özellikle sürüş mesafesini arttırmak için tercih edilebilecektir. Yakıt hücresi de içeren bir hibrit güç aktarım organında güç paylaşımının bulanık mantık ile kontrolü Yang ve diğer yazarlar tarafından 2014 yılında yayımlanan “Fuzzy logic based energy management algorithm of a hybrid electric vehicle with range-extender” adlı çalışmada ele alınmıştır [52]. Takip eden senelerde ise yine yakıt hücrelerinin kullanımı ile hibrit araçlarda güç yönetimini konu edinen çalışmalar devam etmiştir [37] [53] [54] [55].

Bulanık mantığın elektrik güç dağıtımı konularında yaygın olarak kullanıldığı bir diğer alan elektrikli araçlardır. Genellikle süperkapasitör, yakıt hücresi ve bataryaların aynı tasarım içerisinde kullanıldığı bu araçlarda güç aktarım sisteminin yüksek verimlilikte çalışması, anlık gerilim geçişleri ile güç taleplerinin karşılanması ve uygun güç dağılımının farklı enerji kaynakları arasında paylaştırılması bu uygulamalarda bulanık mantık kullanımının temellerini oluşturur. Bahsedilen amaçları gerçekleştirebilmek için Ferreria ve diğerleri tarafından 2008 yılında yayınlanan çalışmada, yük talebine göre batarya ve ultrakapasitör grubunun enerji durumu göz önüne alınarak DA/DA dönüştürücülerin anahtarlama sinyalleri bulanık mantık kullanılarak ayarlanmış ve kaynakların akım dağılımı hesaplanmıştır [56]. Takip eden yıllarda bulanık mantık ile enerji akışının ve güç dağıtımının elektrikli araçlarda kontrol edilmesi için yapılan çalışmalar çeşitli farklı yöntemler kullanılarak (örneğin: farklı üyelik fonksiyonları) devam etmiştir [57] [58] [59] [60] [61].

Elektrikli ve hibrit araçların yanı sıra yenilenebilir kaynaklardan enerji üretim yöntemlerinin gelişmesiyle beraber bu kaynakların bağlı olduğu şebekeye bağlı veya

şebekeden bağımsız sistemlerde enerji akışı kontrol yöntemlerinden biri olarak yine “eğer öyleyse” kuralına dayalı bulanık mantık uygulamaları yaygın bir şekilde kullanılmıştır. İlk çalışmalardan biri 2001 yılında Momoh ve Ofoli tarafından yapılmış olup fotovoltaiik enerji üretim kaynağı ile batarya içeren şebekeden bağımsız bir sistemin yük talebine ve bataryanın doluluk oranına göre bataryadan çekilen ve bataryaya verilen akımı kontrol etmek amaçlanmıştır [62]. Takip eden yıllarda yenilenebilir enerji kaynağına ek olarak batarya, yakıt hücresi ve süperkapasitörlerin aynı anda kullanıldığı sistemlerde bulanık mantık ile güç kontrolü yaygın olarak çalışılmıştır. Örneğin böyle bir sistemde bataryanın şarj durumuna göre çıkış gücünün bulanık mantık ile tüm sistemin ise çoklu etmen sistemine dayalı kontrolü 2008 yılında Lagorse ve diğerleri tarafından çalışılmıştır [33]. Bu gibi uygulamaların yanında tüm mikro şebeke elemanlarının bulanık mantık ile kontrolünü ele alan çalışmalar da yapılmıştır [63] [64] [65] [66]. Şebekeye bağlı uygulamalarda ise genellikle şebekedeki akım ve gerilim dalgalanmalarının önüne geçilmesi, bunun yanında enerji depolama ünitelerinin şarj durumlarının belirli sınırlar içerisinde kalması amaçlanır [35] [67] [68]. Ek olarak yalnızca şebekeye bağlı bir depolama ünitesinin kontrolünün bulanık mantık ile sağlanması üzerine de çalışmalar bulunmaktadır [69] [70] [71] [72] [73].

Gemilerde de yakıt emisyonlarının azaltılması ve daha verimli hibrit bir güç aktarım organının etkin kontrolü için bulanık mantığa dayalı algoritma kullanılmıştır. Sadece elektrik gücüyle tahrik edilen gemilerin ele alındığı çalışmalarda genellikle güç kaynağı olarak yakıt hücresi, ultrakapasitör ve bataryalar bir arada kullanılmıştır. Böyle bir gemide talep gücü paylaşımının kaynaklar arasında optimum dağıtılabilmesi için bulanık mantık kullanılmıştır [74] [75]. Hibrit gemilerde ise enerji depolama üniteleri ile dizel generatör arasında yükün depolama ünitelerinin şarj durumuna göre paylaştırılabilmesi için bulanık mantığa başvuran çalışmalarda bulunmaktadır [76] [77].

Mühendislik uygulamalarında oldukça kullanılan bulanık mantık, hava araçları ve raylı sistemlerin güç yönetimi konusunda da tercih edilmiştir. Örneğin, 2008 yılında Karunarathne ve diğer yazarlar tarafından hazırlanan çalışmada tahrik gücü batarya ve yakıt hücresi tarafından karşılanan bir insansız hava aracında uçuş profiline bağlı olarak değişen talep gücünün iki kaynak arasında dağıtılması incelenmiştir [78]. 2019 yılında Xin ve diğer yazarlar tarafından kaleme alınan çalışmada ise; raylı sistemlerde

enerji depolama ünitesinin şarj ve deşarjını kontrol edebilmek ve rejeneratif frenlemeden maksimum enerji kazanımı sağlamak adına bulanık mantık kullanılmıştır [79].





5. HİBRİT UÇAKLARIN BULANIK MANTIK İLE ENERJİ YÖNETİMİ

Havacılık sektöründe fosil yakıt kullanımının ve yayılan emisyonların azaltılabilmesi için ilgi odağı haline gelen konulardan biri tezin önceki kısımlarında bahsedildiği gibi hibrit tahrik mimarileri olmuştur. Bu uçakların çevresel konularda büyük avantajlar sağlamasına rağmen güç sistemleri tasarımlarının karmaşıklık seviyesi artmıştır. Bu nedenle hibrit taşıtlar birtakım kısıtlara uygun tasarlanmış enerji yönetim algoritmalarına ihtiyaç duymaktadır.

Tezin bu bölümünde yakıt hücreleri, batarya ve içten yanmalı motor tarafından tahrik edilen generatöre sahip hibrit güç aktarım organının enerji yönetim algoritmasının bulanık mantık kullanılarak nasıl tasarlanabileceği incelenecektir. Hava taşıtının enerji yönetim algoritmasını oluşturmak için bulanık mantığın seçilmesinin nedenleri aşağıda verilmiştir.

- Uçuş anında gerçekleşebilecek anlık ve karmaşık nonlineer değişimlere hızlı cevap verebilmeye uygun olması ve bunu gerçekleştirebilmek için zorlu denklemler çözmeye ihtiyaç duymaması,
- Hava taşıtının acil durum senaryosu kapsamında güvenli inişini sağlayabilmek için enerji depolama ünitelerinin doluluk oranlarının belirli bir oranın altına inmesinin bulanık mantık sayesinde kolayca engellenebilir olması,
- Bulanık mantığın uçağın güç sisteminde oluşabilecek belirsizliklere karşı güçlü cevap verebilmesi,
- Sezgisel kontrol yaklaşımına dayanarak tasarımcının bilgi ve deneyiminin aktarılmasının mümkün olması,
- Kolay uygulanabilir olması,
- Uçuş parametrelerinin gerçek zamanlı izlenmesi sonucu sisteme anlık sonuçlar üretebilen kontrol sistemi olması,
- Kontrol sistemi kurgusunun sözel değişkenler ile ifade edilebilmesi,

- Deterministik kurallar yerine uçuş esnasında karar verme mekanizmasına bağlı olması.

5.1. Uçak Enerji Yönetim Sisteminin Amaçları

Enerji yönetim algoritmaları belirli bir veya birden fazla amacı gerçekleştirmeye yönelik olarak tasarlanabilirler. Bu amaçlar çalışmanın türüne göre doğrudan ve dolaylı amaçlar olarak iki grupta toplanabilirler.

5.1.1. Doğrudan amaçlar

Havacılık uygulamalarında hibrit güç aktarım organlarına yoğunlaşılmasının ana nedeni emisyon azaltımı olduğu için enerji yönetim sisteminin temel amacı da doğal olarak uçuş sırasında üretilen zararlı gazların minimum seviyeye indirilmesidir. Bu hedefin de temel olarak yakıt tüketiminin azaltılmasıyla sağlanması amaçlanılmaktadır. J toplam yakıt tüketim miktarı, $\dot{m}$ ise içten yanmalı motorun yakıt tüketim değişimi olarak tanımlandığı takdirde

$$J = \int_{t_0}^{t_f} \dot{m} dt \quad (5.1)$$

olarak bulunur. Bu eşitlikte t_f uçuş bitiş süresini t_0 ise uçuş görevinin başlangıç anını tanımlamaktadır. Birim yakıtın yakılması üzerine salınan CO₂ gazı miktarı (a), kullanılarak toplam salınan CO₂ gazı ise aşağıdaki formülle hesaplanabilir.

$$T_{CO_2} = J \times a \quad (5.2)$$

Bu tez kapsamında çalışılan enerji yönetim algoritmasının doğrudan amacı yakıt tüketiminin azaltılarak doğaya salınan zararlı gazlarının miktarının düşürülmesidir. Bu amaç doğrultusunda bulanık mantık kullanılarak kontrol edilen güç kaynaklarının çıkışlarının düzenlenmesi hedeflenmiştir.

5.1.2. Dolaylı amaçlar

Hibrit uçaklarda itki gücü olarak elektrik enerjisinden de yararlanılması sistem içerisinde elektriksel ekipmanların daha yoğun kullanımına yol açmıştır. Bu gelişme doğrudan amaç olan emisyon salınımının engellenmesin yanında tasarım sırasında bazı dolaylı amaçlara da odaklanılmasını gerektirmiştir. Bunlardan ilki elektriksel

ekipmanların getirdiği toplam ağırlığın azaltılmasıdır. Sistemde kullanılan toplam elektriksel ekipmanların ağırlığı aşağıdaki gibi tanımlanabilir.

n elektriksel bileşen sayısı olmak üzere:

$$W_{el,ağırlık} = \sum_{i=1}^n W_n \quad (5.3)$$

Verilen denklemde birçok farklı amaçla kullanılan tüm elektriksel ekipmanlar yer almaktadır. Ekipmanın tipine göre ağırlık azaltılması için farklı çözümler ele alınıp buradan hareketle uygulanacak çözümün tüm sistemde neden olacağı ağırlık değişimi göz önüne alınmalıdır. Örneğin yüksek güce bağımlılık yüzünden artan kablolama ağırlığının azaltılması için daha yüksek gerilimde taşıma düşünülebileceği gibi arttırılan gerilimin atlama, ekipman izolasyon seviyelerinde gerektirdiği değişim gibi kritik sonuçlarla birlikte değerlendirilmesi gerekir. Aynı şekilde değişken frekans çıkışlı generatörlerin kullanımı düşünülürken, sabit frekansla çalışan aviyonik ekipmanların gücü ve sayısı göz önüne alınarak tasarım uygulanmalıdır.

Bunun yanında bataryaların şarj-deşarj çevrimi sayısının azaltılarak ömürlerinin arttırılması da tasarım esnasında hedeflenebilecek dolaylı bir amaç olarak ele alınabilir. Bataryaların uçuşun belirli bir bölümünde itki gücü sağladığı hibrit uçaklarda çıkış güçleri oldukça artmaktadır. Bu da günümüz teknolojisinde pahalı olan bataryaların uzun ömürlü kullanımının önemini ortaya koymaktadır.

Ayrıca daha güvenilir bir uçak tasarımı gerçekleştirebilmek adına enerji depolama ünitelerinin sayısını arttırmak da sistem tasarımının dolaylı amaçları arasında olabilecektir. Tek bir enerji depolama ünitesinden beslenen (örneğin; elektrokimyasal bataryalar) uçağın ilgili depolama ünitesinde meydana gelebilecek kısa devre gibi ciddi bir arızada devre dışı kalması durumunda uçağın kaza kırma uğrayabilmesine kadar giden sonuçlar doğabilir. Yakıt hücresi, volan ve süperkapasitör gibi farklı tipte depolama çözümlerinin kullanılması durumunda arıza esnasında yedeklilik sağlanılabileceği için daha güvenli uçaklar üretilebilir. Fakat farklı depolama ünitelerinin aynı anda sistemde yer alması sistem karmaşıklığını arttıracığından akıllı enerji yönetim algoritmalarına ihtiyaç duyulmaktadır.

Bahsedilen dolaylı amaçların yanında ürün geliştirme sürecinde proje gereksinimleri ve sistem tasarımcının tecrübesine bağlı olarak bu tip örnekler çoğaltılabilir. Örneğin süperkapasitörleri anlık ve yüksek güç değişimi sırasında kullanarak sistemin geçici

akım ve gerilim değişimleri sırasında bataryaların korunması, buna bağlı olarak da sistem güvenilirliğin ve verimliliğin artırılması bu örneklerden biridir. Fakat bu tez kapsamında doğrudan amaç olan emisyonların azaltılmasına odaklanıldığı için bu tip dolaylı etkiler göz önüne alınmamıştır.

5.2. Uçak Enerji Yönetim Algoritmasının Uyması Gereken Kısıtlar

Verimli bir şekilde çalışan enerji yönetim mekanizmasının bazı kısıtlara uygun çalışması gerekmektedir. Güç çıkışı takip edilen ve çıkış gücünde artış ya da azalış gibi değişimlere karar verilen bileşen sadece batarya gibi tek bir ekipman olabileceği gibi buna ek olarak generatör ve/veya yakıt hücrelerinin de kontrol edildiği çoklu bir enerji yönetim algoritması tasarlanabilir.

$$\begin{cases} u = P_{kaynak} , & \text{Tekli Kontrol Sistemi Parametresi} \\ u_1 = P_1, u_2 = P_2, \dots, u_i = P_i, & \text{Çoklu Kontrol Sistemi Parametresi} \end{cases} \quad (5.4)$$

5.2.1. Kısıt-1: anlık güç eşitliğinin sağlanması

Kontrol sistemi parametresi olarak tek ya da birden çok kaynağı kontrol eden enerji yönetimi algoritmalarının her ikisinde de sağlanması gereken ana eşitlik talep edilen güç ile tüketilen gücün kayıplar da gözetilerek anlık olarak birbirine eşit olmasını sağlamaktadır.

$$P_{\text{üretilen}} = P_{\text{talep}} + P_{\text{kayıp}} \quad (5.5)$$

Hibrit hava araçlarında güç talebini mekanik dönme gücü üreten tahrik fanları oluşturmaktadır. Bu sebeple toplam talep uçak üzerindeki fanların anlık çalışmada tükettikleri elektrik gücüne eşittir.

$$P_{\text{talep}} = \sum_{i=1}^n P_n, \quad n = \text{tahrik sağlayan motor sayısı} \quad (5.6)$$

Üretilmesi gereken güç miktarı ise motorların talep ettiği güce ek olarak güç aktarım organının enerji iletim verimliliğine bağlı kayıpların da eklenmesiyle bulunabilir.

$$P_{\text{üretilen}} = \frac{P_{\text{talep}}}{n}, \quad n = \text{toplam güç aktarma verimliliği} \quad (5.7)$$

Yani yakıt hücresi, batarya ve generatörden beslenen bir hibrit aracının anlık sağlaması gereken güç denklemi aşağıdaki gibidir.

$$P_{bat} * n_{bat,mot} + P_{gen} * n_{gen,mot} + P_{yh} * n_{yh,mot} = \sum_{i=1}^k P_{mi,k} \quad (5.8)$$

$n_{bat,mot}$: bataryadan motorlara kadar olan toplam hattın güç aktarım verimliliği

$n_{gen,mot}$: generatörden motorlara kadar olan toplam hattın güç aktarım verimliliği

$n_{yh,mot}$: yakıt hücresinden motorlara kadar olan toplam hattın güç aktarım verimliliği

k : tahrik sağlayan fan sayısı

P_{mi} : tahrik sağlayan fan sayısı

5.2.2. Kısıt-2: bataryanın en düşük ve en yüksek doluluk oranının gözetilmesi

Anlık güç eşitliğinin sağlanmasını gerektiren temel kısıtının yanında özellikle havacılık standartlarınca bir gereksinim haline gelmiş olan; acil durum senaryosunda güvenli iniş için bataryaların gerekli enerji miktarını ve güç talebini sağlayabilmesi gereklidir. Bu kısıtın bir diğer sebebi de bataryaları belirli bir oranın altında deşarj etmenin bataryaları derin deşarja sürüklemeye yani uçuş esnasında kullanılamaz hale getirme riskidir. Ayrıca bataryaların patlama ve yanma riski göz önüne alınarak maksimum şarj oranları da genellikle kısıtlanmıştır [80]. Belirtilen nedenlere bağlı olarak bataryaların şarj oranları minimum ve maksimum sınır değerler arasında tutulmalıdır.

$$SoC_{bat,min} < SoC_{bat} < SoC_{bat,maks} \quad (5.9)$$

$SoC_{bat,min}$: bataryanın deşarj edilmesine izin verilen en düşük doluluk oranı

$SoC_{bat,maks}$: bataryanın şarj edilmesine izin verilen maksimum doluluk oranı

5.2.3. Kısıt-3: hidrojen depolama tankı doluluk oranı

Batarya doluluk oranı kısıtının yanında hidrojen tankının doluluk oranının da acil durumlarda tekrar kullanabilmek için tasarlanan minimum değer altına düşmesi istenmeyebilir.

$$SoC_{tank,min} < SoC_{tank} \quad (5.10)$$

$SoC_{tank,min}$: hidrojen tankının boşaltılmasına izin verilen en düşük doluluk oranı

5.2.4. Kısıt-4: generatör ve motor gibi bileşenlerin verimli çalışma noktalarının takibi

Generatör ve yanma motorlarının optimum verimlilikte çalışabilmesi için güçlerinin belirli oranlarının altında çalıştırılmasının önlenmesi yakıt ekonomisi ve emisyon salınımının düşürülmesi için gereklidir. Tasarım kısıtlamalarına göre P_{min} generatör ve motorun belirlenen en düşük çalışma gücü miktarı olarak kabul edilirse, generatör ve motor çalışması için aşağıdaki kısıt belirlenebilecektir.

$$P_{gen,min} < P_{gen} < P_{gen,max} \quad (5.11)$$

Generatörden ve yanma motorundan çekilmesi gereken güç miktarının belirlenen en düşük çalışma noktasının altında olması durumunda; generatör ve motor en düşük izin verilen çalışma gücünde çalıştırılarak, üretilen artık güç miktarı bataryayı şarj etmek veya bataryadan ve yakıt hücresinden çekilen gücü azaltmak için kullanılabilir. Bahsedilen kısıtlara ek olarak güç aktarma organında kullanılan tüm bileşenlerin kabiliyetleri göz önüne alındığı takdirde bu gibi kısıtlamalar arttırılabilecektir. Tez kapsamında geçici olaylar ve güç kararlılığı gibi konular göz önüne alınmadığı, sürekli hal çalışma koşullarına odaklanıldığı için sınırlı sayıda kısıtlama göz önüne alınmıştır.

5.2.5. Kısıt-5: yakıt hücresinin anlık güç değişim oranı limiti

Yakıt hücrelerinin çıkış gücünde gerçekleşen hızlı güç değişimi hücrelerde erken bozulmalara yol açabilir. Bu yüzden anlık güç değişiminin belirli bir oran ile sınırlandırılması gerekmektedir. Erken bozulmalar hücrenin iç yapısına bağlı olduğundan bunu engellemek için gerekli sınırlandırma hakkında literatürde kullanılan kesin bir değer yoktur. Saniyede %2 değişim limitiyle beraber %5, %15, %20 ve %40 gibi değerler de mevcuttur [81]. Farklı benzetimlerde kısıt değeri değiştirilerek korumacı ve korumacı olmayan yaklaşımların uçuş profiline olan etkisi incelenebilir. Bu tez kapsamında yakıt hücresinin güç değişim oranı limiti %15 olarak kabul edilmiştir.

$$\Delta P_{FC}(k) = \frac{P_{FC}(k) - P_{FC}(k-1)}{t} \quad (5.12)$$

$$\Delta P_{FC}(k) < \text{limit}_{\text{yakıt,güç}} \quad (5.13)$$

$\Delta P_{FC}(k)$: yakıt hücresinin t zaman aralığında değiştirebileceği güç miktarı

$\text{limit}_{\text{yakıt,güç}}$: yakıt hücresinin anlık güç alıp atabilme limiti

5.3. Bulanık Mantık Çalışma Prensibi

Bulanık mantık kontrol kuralları tasarımcının konu hakkındaki bilgi ve birikimi sayesinde belirlenmektedir. Çoklu giriş ve çıkış parametlerine sahip bulanık mantık kararları aşağıdaki gibi verilebilir.

$$R = \{R_{MGM C}^1, R_{MGM C}^2, \dots, R_{MGM C}^n\} \quad (5.14)$$

Bu denklemde her bir R ile simgelendirilen kararlar aşağıda verildiği gibi “eğer...öyleyse” kurallarından oluşmaktadır.

$$R_{MGM C}^i : \text{eğer } (x = A_i \text{ ve } \dots \text{ ve } y = B_i) \text{ ise } (z_1 = C_1, \dots, z_q = D_i) \text{’ dir.}$$

Burada n. kararın öncülleri aşağıdaki verilen bulanık setlerden oluşmaktadır.

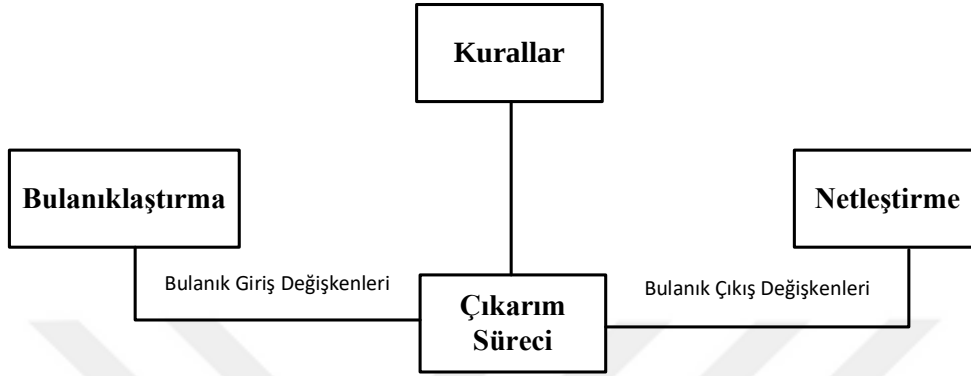
$X \times \dots \times Y$ vektör çarpım uzayında $A_i \times \dots \times B_i$ sonuçları q setlerinin birleşimini verir. Bu sonuçlar birbirinden tamamen bağımsız olup i. kural aşağıdaki gibi verilen bulanık formül ile tanımlanır.

$$R_{MGM C}^i : (A_i \times \dots \times B_i) \Rightarrow (C_i + \dots + D_i) \quad (5.15)$$

Buradan yola çıkarak R kararının genel matematiksel tanımı aşağıdaki gibi yapılır.

$$\begin{aligned} R &= \{\cup_{i=1}^n R_{MGM C}^i\} = \{[(A_i \times \dots \times B_i) \Rightarrow (C_i \times \dots \times D_i)]\} \\ &= \{\cup_{i=1}^n [(A_i \times \dots \times B_i) \Rightarrow (C_i)], \dots, \cup_{i=1}^n [(A_i \times \dots \times B_i) \Rightarrow (D_i)]\} \\ &= \{R_{MGM C}^1, \dots, R_{MGM C}^q\} \end{aligned} \quad (5.16)$$

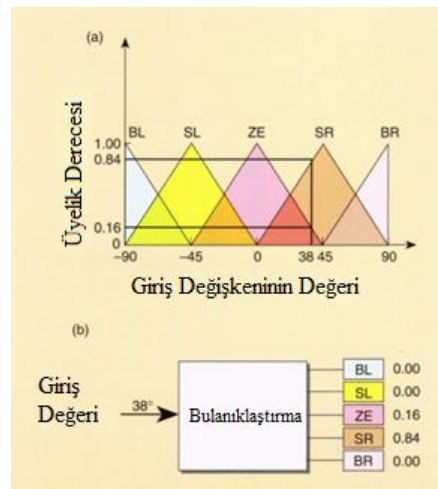
Böylece R kararı n adet çoklu girişe ve tekli çıkışa sahip q adet alt karardan oluşan bir matematiksel ifadedir. Bulanık mantığın giriş değerlerinden anlamlı çıkış değerleri elde etmek için bulanıklaştırma, kurallar kullanarak çıkarım yapma ve netleştirme olarak adlandırılan temel işlemler uygulanmaktadır. Bu işlemler blok şeması halinde Şekil 5.1’ de verilmiştir.



Şekil 5.1: Bulanıklaştırma, çıkarım ve netleştirme işlemleri blok şeması.

5.3.1. Bulanıklaştırma ve yöntemleri

Bulanık mantık kuralları giriş parametreleri olarak sözel terimleri kullandığı için sistemin girişinde yer alan ölçüm ve benzeri nümerik kontrol değişkenlerin sözel terimlere dönüştürülmesi gereklidir. Bulanık mantık sistemlerinde bahsi geçen bu nümerik değerlerin sözel terimlere dönüştürüldüğü adıma bulanıklaştırma adı verilir. Örneğin 38 derece referans değer ile rotasını tamamlamak isteyen gemi dümen kontrol sisteminde referans açının bulanıklaştırıldığı bir örnek Şekil 5.2’ de verilmiştir [82]. Buna göre referans açısı ölçümü beş farklı bulanık mantık değişkenine; BL(Büyük Sol), SL (Küçük Sol), Sıfır (S), SR (Küçük Sağ) ve BR (Büyük Sağ) bulanıklaştırılmıştır.



Şekil 5.2: Örnek bulanıklaştırma işlemi [82].

Burada referans açının 0.16 oranında sıfır değişkenine 0.84 oranında küçük sağ değişkenine ait olduğu ve diğer sözel değişkenlerle herhangi bir ilişkisinin olmadığı görülmektedir. Bulanık setlerdeki 0.16 ve 0.84 üyelik dereceleri Şekil 5.2’ de gösterildiği gibi bulanık girişler haline getirilmiştir.

5.3.2. Bulanık mantıkta kural

Bulanık mantık sisteminde karar süreci sözel değişkenlerin “eğer...öyleyse” kuralı kapsamında değerlendirip yine sözel çıkışların üretildiği aşamadır. Temel olarak iki tip kontrol kuralları bulunmaktadır.

Bulanık kontrol kurallarının durum değerlendirmesi: Bu türde durum değişkenleri kuralların öncül kısmı olup kontrol değişkenleri sonuç kısmında yer almaktadır. Yani durum değişkenlerine bağlı olarak sonuçlar oluşturulur.

$$R_i : \text{eğer } x = A_i, \dots \text{ve } y = B_i \text{ ise } z = f_i(x, \dots, y) \quad (5.17)$$

Bulanık kontrol kurallarının amaca yönelik değerlendirmesi: Bu yöntem tahmine dayalı bulanık kontrol olarak da adlandırılmaktadır. Anlık ve gelecekteki kontrol aksiyonları tahmin eder ve kontrol amaçlarını değerlendirirler.

$$R_i : \text{eğer } (z = C_i \Rightarrow (x = A_i \text{ ve } y = B_i)) \text{ ise } z = C'_i \text{ dir.} \quad (5.18)$$

Kontrol çıkışları istenilen amacı elde edebilmek için gerekli durumları inceleyerek o amaç doğrultusunda üretilir.

5.3.3. Bulanık mantıkta çıkarım yöntemleri

Bulanık mantıkta çıkarım süreci karar verici işlemlerin gerçekleştirildiği kısımdır. Güç uygulamalarında literatürde genellikle Mamdani ve Sugeno olmak üzere iki tip çıkarım yöntemi kullanılmıştır.

5.3.3.1. Mamdani yöntemi

1975 yılında Mamdani tarafından buhar türbini ve kazanını kontrol etmek amacıyla ilk bulanık mantık sistemlerinden biri tasarlanmıştır [83]. Mamdani yönteminde sonuçlar uzman görüşüne göre oluşturulan birtakım kurallar bütünüdür. T formatı $\wedge$ (minimum) aşağıdaki denklemde de verildiği gibi “ve” mantığının kurulması için uyarlanmıştır.

$$\mu_A(x) \text{ ve } \mu_B(x) = \text{MİN} \{ \mu_A(x), \mu_B(x) \} \quad (5.19)$$

“Veya” mantığı için ise s formatı adapte edilmiştir V (maksimum).

$$\mu_A(x) \text{ veya } \mu_B(x) = \text{MAKS} \{ \mu_A(x), \mu_B(x) \} \quad (5.20)$$

Etkinleştirilen her kural için algoritma sonuç ile bulanık sayı arasında bir R çıkarım ilişkisi uygular. Bu çıkarım ilişkisi için genellikle kullanılan minimum, minimum-maksimum ve çarpım işlemleri aşağıda sırasıyla verilen eşitlikler sayesinde kurulur.

$$\mu_R(x, y) = \text{MİN} \{ \mu_A(x), \mu_B(x) \} \quad (5.21)$$

$$\mu_R(x, y) = \text{MAKS} \{ 1 - \mu_A(x), \text{MİN} \{ \mu_A(x), \mu_B(x) \} \} \quad (5.22)$$

$$\mu_R(x, y) = \{ \mu_A(x) \times \mu_B(x) \} \quad (5.23)$$

Her bir kuralın çıktısındaki bulanık sayı, bulanık tekil arasındaki çıkarım ilişkisi ile elde edilir. Bu çıkarım ilişkisinde kullanılan yaygın işlemler genellikle maksimum-minimum, maksimum-prod, ve maksimum-medya sırasıyla aşağıdaki eşitliklerde sunulmuştur.

$$SoR(x, y) = \text{MAKS} \{ \text{MİN} (\mu_S(x, y), \mu_R(y, z)) \} \quad (5.24)$$

$$S.R(x, y) = \text{MAKS} \{ (\mu_S(x, y) \times \mu_R(y, z)) \} \quad (5.25)$$

$$S \oplus R(x, z) = \text{MAKS} \{ 1/2 (\mu_S(x, y) + \mu_R(y, z)) \} \quad (5.26)$$

Çıkarımın elde edilmesi için uygulanması gereken son aşama ise her kuraldan elde edilen sonuçların bir araya getirilmesidir. Bir araya getirilip anlamlı bir sonuca dönüştürülme işlemi ise aritmetik, geometrik ve harmonik ortalama ya da minimum ve maksimum alma gibi yöntemlerle gerçekleştirilebilir. Mamdani sistemleri daha sezgisel ve anlaşılması daha kolay kurallara sahip olduğundan uzman sistem kontrol yaklaşımlarına yani tasarımcı uzmanın tecrübesinin yansıtılması için çok uygundur [84]. Bu avantajı sebebiyle bu tez kapsamında Mamdani yöntemi kullanılmıştır.

5.3.3.2. Sugeno yöntemi

Sugeno veya Takagi-Sugeno-Kang yöntemi olarak da bilenen bu yöntem 1985 yılında ortaya atılmıştır. Birçok yönüyle Mamdani yöntemiyle benzemesine rağmen Sugeno

yönteminin temel farkı çıkış üyelik fonksiyonlarının giriş parametrelerine bağlı bir fonksiyon olmasıdır. Sugeno yönteminin tipik kuralı aşağıdaki gibidir.

$$\text{Eğer } x = A \text{ ve } y = B \text{ ise } z = f(x, y)$$

Sıfır dereceli Sugeno modelinde a ve b katsayıları 0 olup z değeri sabit sayıdır. Her kuralın çıkış değerine w_i ile adlandırılan ağırlık hesaplanır. Bu ağırlıklı değerler de göz önüne alınarak tüm sistemin çıkışı Denklem 5.27' de verilen formüle göre elde edilir.

$$\text{Çıkış Değeri} = \frac{\sum_{i=1}^N w_i z_i}{\sum_{i=1}^N w_i} \quad (5.27)$$

5.3.4. Bulanık mantıkta netleştirme ve yöntemleri

Netleştirme; çıkarım işleminin sonucunda elde edilen bulanık verilerin tekrar net rakamlarla ifade edildiği aşamadır. Literatürde birçok farklı netleştirme yöntemi bulunurken bunlardan ağırlık merkezi ve toplamların merkezi olarak adlandırılan iki yöntem aşağıda verilmiştir.

5.3.4.1. Ağırlık merkezi yöntemi

Bu yöntem Sugeno tarafından 1985 yılında geliştirilmiş olup en çok kullanılan netleştirme yöntemidir [85]. Üyelik fonksiyon dağılımının toplam alanı birçok alt alanlara bölünür ve her alanın ağırlık merkezi hesaplanır. Ardından tüm bu değerler toplanarak bulanık kümenin netleştirilmiş değeri bulunur. Netleştirilmiş değer X^* olarak gösterilecek olursa Denklem 5.28 ile hesaplanabilir.

$$x^* = \frac{\int x \mu_A(x) dx}{\int \mu_A(x) dx} \quad (5.28)$$

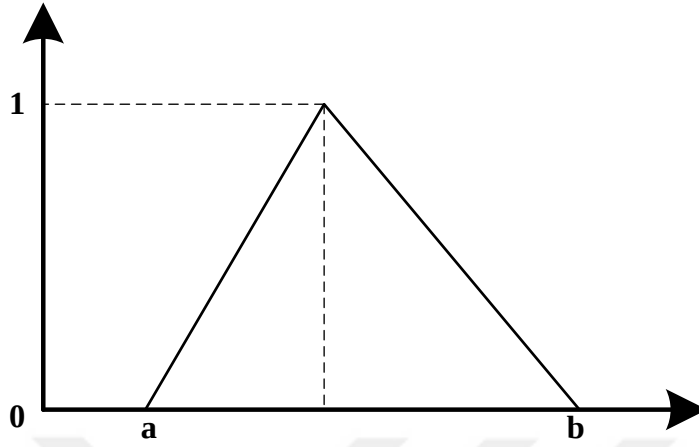
5.3.4.2. Toplamların merkezi yöntemi

Alanların ayrı ayrı toplanıp ardından merkezinin bulunduğu yöntemdir.

$$x^* = \frac{\sum_{i=1}^N x_i \cdot \sum_{k=1}^N x_i \mu_{A_k}(x_i)}{\sum_{i=1}^N \sum_{k=1}^N \mu_{A_k}(x_i)} \quad (5.29)$$

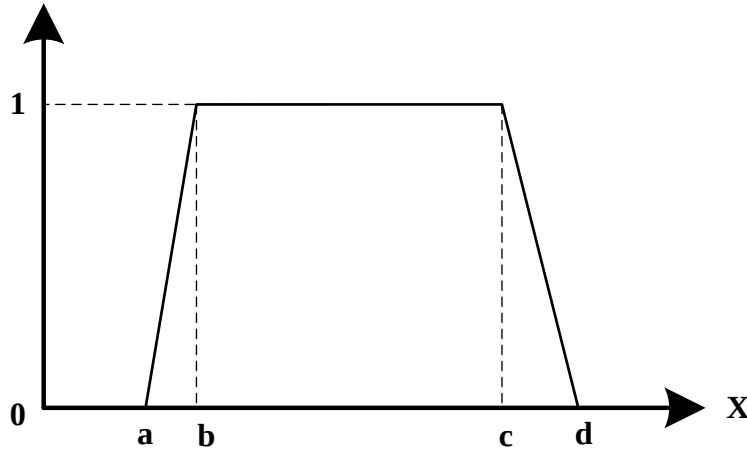
Hem bulanıklaştırma hem de netleştirme işlemlerinde üyelik fonksiyonları kullanıldığı için üyelik fonksiyonlarının türü de bulanık mantık sisteminde sonuca etki etmektedir. Bu yüzden elektrikli araçların kontrolü gibi güç uygulamalarında belli başlı kullanılan

üyelik fonksiyonları olan üçgen, yamuk ve gaussian tipteki üyelik fonksiyonları Şekil 5.3’ de verilmiştir.



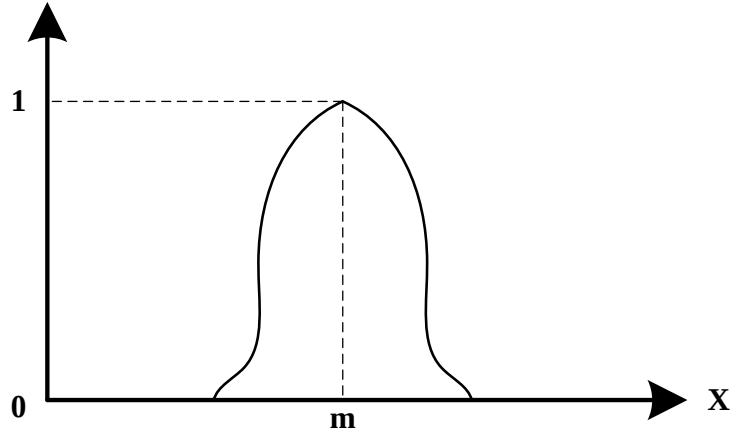
Şekil 5.3: Üçgen üyelik fonksiyonu.

$$A(x) = \begin{cases} 0 & \text{eğer } x \leq a \\ (x - a)/(m - a) & \text{eğer } x \in (a, m] \\ (b - x)/(b - m) & \text{eğer } x \in (m, b) \\ 0 & \text{eğer } x \geq b \end{cases} \quad (5.30)$$



Şekil 5.4: Yamuk üyelik fonksiyonu.

$$T(x) = \begin{cases} 0 & \text{eğer } x \leq a \text{ ve } x \geq d \\ (x - a)/(b - a) & \text{eğer } x \in (a, b] \\ 1 & \text{eğer } x \in (b, c) \\ (d - x)/(d - c) & \text{eğer } x \in (c, d) \end{cases} \quad (5.31)$$



Şekil 5.5: Gaussian üyelik fonksiyonu.

$$G(x) = \exp \left[\frac{-(x-m)^2}{2\sigma^2} \right] \quad (5.32)$$

Bu bilgiler ışığında seri hibrit bir uçağın bulanık mantık yaklaşımı kullanılarak enerji yönetiminin ve kaynaklar arası güç paylaşımının MATLAB/Simulink ortamında gerçekleştirilmesi tez kapsamında incelenmiştir.

5.4. Uçak Enerji Yönetim Algoritmasının Belirlenmesi ve Akış Şeması

Bu bölümde bulanık mantık yardımıyla seri hibrit uçakların itki gücü talebinin uçaktaki güç kaynakları arasında hangi aşamalar takip edilerek paylaştırılabileceği aktarılacaktır. Şekil 5.6’ de önerilen yöntemin akış şeması verilmiştir.

Aşama 1: Uçuş Senaryosunu ve Ekipmanların Teknik Özelliklerini Yansıtabilecek Benzetimin Kurulması

İlk aşamada; gerçekleşmesi planlanan uçuş senaryosu ve uçakta yer alan güç ekipmanlarının teknik özellikleri ile yeterlilikleri matematiksel olarak en az hata payı içerecek şekilde benzetim ortamında kurulmalıdır. Benzetim ve uçuş senaryoları oluşturulurken kalkış ve diğer uçuş senaryolarını göz önüne alan farklı yaklaşımlar göz önüne alınmalıdır. Bunun sebebi uçaklarda en çok güç tüketimi uçağın kalkışında gerektiği için kullanılacak olan generatörün ve yakıt hücresinin bu noktalarda maksimum çalışma güçlerinde çalıştırılması gereklidir. Aksi takdirde en yüksek güç isteyen kalkış fazında bataryalardan çok daha yüksek akımlar çekilecek ve bataryanın ömründe azalmaya neden olacaktır. Bunun yanında benzetim kurulurken ekipmanların

teknik yeterliliklerinin de modele yansıtılması doğru sonuçlar alanabilmesi için önem arz etmektedir. Örneğin; bu fazda yakıt hücresinin saniyede ne kadar yük alıp ya da atabildiğinin, bataryanın en fazla ne kadar akım ile desarj olabildiğinin modelde tanımlanması gerekmektedir. Bu modeller ilgili ekipmanların üreticilerinden de elde edilebileceği gibi teknik verilerinden yola çıkılarak çeşitli yazılımlar sayesinde de yansıtılabilir. Bu aşamanın da tamamlanmasının ardından modele kalkış ve sonrası için iki farklı enerji yönetim stratejisinin yansıtılması gerekmektedir. Daha önce de açıklandığı üzere; kalkış senaryosunda yakıt hücresi ve generatörün yüksek güçte çalıştırılması, bataryanın ise bu fazda destek güç sağlayıcı olarak kullanılması gerekmektedir. Diğer uçuş fazlarında güç paylaşımının ise bulanık mantık arayüzleri kullanılarak belirlenmesi gerekmektedir. Bu durumlara ait kaynakların anlık çıkış güçleri kayıplar ihmal edildiği takdirde aşağıdaki gibi yansıtılabilir.

Kalkış Senaryosu İçin:

$$P_{Talep} = P_{Gen_{maks}} + P_{Fuel_{maks}} + P_{Batarya} \quad (5.33)$$

Diğer Senaryolar İçin:

$$P_{Talep} = P_{Gen_{bulanık}} + P_{Fuel_{bulanık}} + P_{Batarya_{bulanık}} \quad (5.34)$$

Kalkış senaryosu benzetiminin gerçekleştirilebilmesi için sistem tasarımcısı tarafından ilk olarak generatör gücü tahmini yapılması ve modele yansıtılması gerekmektedir. Yapılan tahminin doğruluğu veya yeniden güç tahminin yapılması gerekliliği diğer aşamaların takip edilmesi sayesinde anlaşılabilecektir.

Aşama 2: BMA-1' de Giriş Parametrelerinin Bulanıklaştırılarak Batarya ve Yakıt Hücresinin Çıkış Güçlerinin Kestirimi

İkinci aşamada; anlık olarak takip edilen ve enerji yönetim sisteminin ana kontrol giriş parametreleri olan batarya şarj durumu, hidrojen tankının doluluk oranı ve toplam güç talebi BMA-1 (Bulanık Mantık Arayüzü 1) tarafından bulanıklaştırılır. İlgili kontrol verileri çeşitli cihazlarla ölçme yoluyla elde edilebileceği gibi enerji yönetim sisteminin haberleşebildiği özelleşmiş akıllı sistemlerden de (örneğin: batarya yönetim sistemi gibi) direkt olarak alınabilir. Bulanık mantığın enerji yönetim algoritmasında ilk defa uygulandığı bu aşamada bulanıklaştırma işlemi sözel değişkenler yardımıyla gerçekleştirilir. Bu işlem sistem tasarımcısının tecrübesi ve uzmanlığına göre üyelik

fonksiyonları yardımıyla gerçekleştirilir (örneğin hidrojen tankı doluluk oranı için %0-%10 arası düşük, %10-%50 arası normal ve %50-%100 arası yüksek gibi). Bulanıklaştırmanın amacı; matematiksel yöntemlerle ifadesi oldukça karmaşık olan nonlinear sistemlere ait kontrol parametrelerinin kolayca sisteme tanımlanması ve bunların kullanılarak bulanık mantık kurallarının oluşturulabilmesidir. Bulanık değişkenleri tanımlamak için kullanılan üyelik fonksiyonların sınır değerleri kaynakların çıkış gücünün belirlenmesinde doğrudan rol oynar. Bu nedenle bulanıklaştırma işleminin ve üyelik fonksiyonlarının sınır değerlerinin enerji yönetim algoritmasının temel amacı olan emisyon azaltılmasında önemli etkisi bulunmaktadır. Ayrıca uçağın acil durum senaryosunda güvenli noktaya inişini sağlayabilecek ekipmanların enerji ihtiyacı kadar depolama ünitelerinde enerji yedeklenmesi önem arz etmektedir. Belirlenen üyelik fonksiyonları ve bulanık mantık kuralları sayesinde bu durumun sağlanması uçuş güvenliği açısından enerji yönetim algoritmasının en önemli gereksinimidir. Tüm bu işlemler yapılırken ekipmanların teknik kısıtlarının da göz önüne alınması (örneğin: bataryanın deşarj oranı) enerji yönetim algoritmasının doğruluğu açısından önemlidir.

Bu aşamanın son adımında batarya ve yakıt hücresinin çıkış güçlerinin kestiriminde kullanılacak olan çıkış parametrelerinin de üyelik fonksiyonları yardımıyla bulanıklaştırılması gerekmektedir (örneğin: bataryadan çekilecek güç için 0-20 kW arası düşük, 20-60 kW arası normal, 60-70 kW arası yüksek ve 70-100 kW arası çok yüksek gibi). Belirlenen giriş ve çıkış üyelik fonksiyonları arasındaki ilişki, tasarımcı tarafından belirlenen kuralların sisteme entegre edilmesiyle kurulur. Bu tez kapsamında da tüm senaryolarda batarya ve hidrojen tankı doluluk oranı ile anlık toplam itki gücü talebi gözetilerek batarya ile yakıt hücresinin çıkış gücü kestiriminde kullanılan ve 80 adet kuraldan oluşan kural çizelgesi Çizelge 5.1' de verilmiştir.

ÇY: Çok Yüksek

Y: Yüksek

O: Optimum

D: Düşük

ÇD: Çok Düşük

SOC_Bat: Batarya Doluluk Oranı

SOC_Hid: Hidrojen Tankı Doluluk Oranı

Pbat: Batarya Çıkış Gücü

Pyakıt: Yakıt Hücresi Çıkış Gücü

Ptalep: Talep Edilen Anlık Güç

Çizelge 5.1: BMA-1’ de kullanılan kural tablosu.

SoC		Ptalep				P
		D	O	Y	ÇY	
SOC_Bat	ÇY	D	O	ÇY	ÇY	Pbat
SOC_Hid	ÇY	D	ÇY	S	ÇY	Pyakıt
SOC_Bat	ÇY	D	O	ÇY	ÇY	Pbat
SOC_Hid	Y	D	Y	S	Y	Pyakıt
SOC_Bat	ÇY	D	O	ÇY	ÇY	Pbat
SOC_Hid	O	D	O	S	O	Pyakıt
SOC_Bat	ÇY	O	Y	ÇY	ÇY	Pbat
SOC_Hid	D	D	D	S	D	Pyakıt
SOC_Bat	Y	D	O	ÇY	ÇY	Pbat
SOC_Hid	ÇY	D	ÇY	S	ÇY	Pyakıt
SOC_Bat	Y	D	O	ÇY	Y	Pbat
SOC_Hid	Y	D	Y	S	Y	Pyakıt
SOC_Bat	Y	D	O	ÇY	Y	Pbat
SOC_Hid	O	D	O	S	O	Pyakıt
SOC_Bat	Y	O	Y	ÇY	Y	Pbat
SOC_Hid	D	D	D	S	D	Pyakıt
SOC_Bat	O	D	O	Y	Y	Pbat
SOC_Hid	ÇY	D	ÇY	ÇY	ÇY	Pyakıt
SOC_Bat	O	D	O	Y	O	Pbat
SOC_Hid	Y	D	Y	Y	Y	Pyakıt
SOC_Bat	O	D	O	O	O	Pbat
SOC_Hid	O	D	O	O	O	Pyakıt
SOC_Bat	O	O	Y	O	O	Pbat
SOC_Hid	D	D	D	D	D	Pyakıt
SOC_Bat	D	S	D	D	D	Pbat
SOC_Hid	ÇY	Y	ÇY	ÇY	ÇY	Pyakıt
SOC_Bat	D	S	D	D	D	Pbat
SOC_Hid	Y	Y	Y	ÇY	Y	Pyakıt
SOC_Bat	D	S	D	D	D	Pbat
SOC_Hid	O	O	O	O	O	Pyakıt
SOC_Bat	D	D	D	D	D	Pbat
SOC_Hid	D	D	D	D	D	Pyakıt
SOC_Bat	ÇD	S	S	S	S	Pbat
SOC_Hid	ÇY	Y	ÇY	ÇY	ÇY	Pyakıt
SOC_Bat	ÇD	S	S	S	S	Pbat
SOC_Hid	Y	Y	Y	Y	ÇY	Pyakıt
SOC_Bat	ÇD	S	S	S	S	Pbat
SOC_Hid	O	Y	O	O	O	Pyakıt
SOC_Bat	ÇD	S	S	S	S	Pbat
SOC_Hid	D	D	D	D	D	Pyakıt

Üyelik fonksiyonlarınca bulanıklaştırılan giriş ve çıkış parametreleri arasında ilişki kurulmasını sağlayan bulanık mantık kuralları ve Bölüm 5.3’ de belirtilen bulanıklaştırma, çıkarım ve netleştirme yöntemlerinden uygun olanlar seçilerek batarya ve yakıt hücresinin çıkış güçleri kestirilmiş olunur.

Aşama 3: Kaynakların Kestirim Çıkış Gücü ile Talep Güç Arasındaki Sapmanın Belirlenmesi

Toplam talep gücü ile batarya ve yakıt hücresinin kestirilen toplam güçleri arasındaki sapma Denklem 5.35 kullanılarak hesaplanır. Bu sapma bir sonraki aşamada BMA-2 (Bulanık Mantık Arayüzü 2) tarafından gerçekleştirilecek olan batarya ve yakıt hücresinin çıkış gücünün düzeltilmesi ve generatör çıkış gücünün bulanık mantık tarafından belirlenmesi için önemlidir.

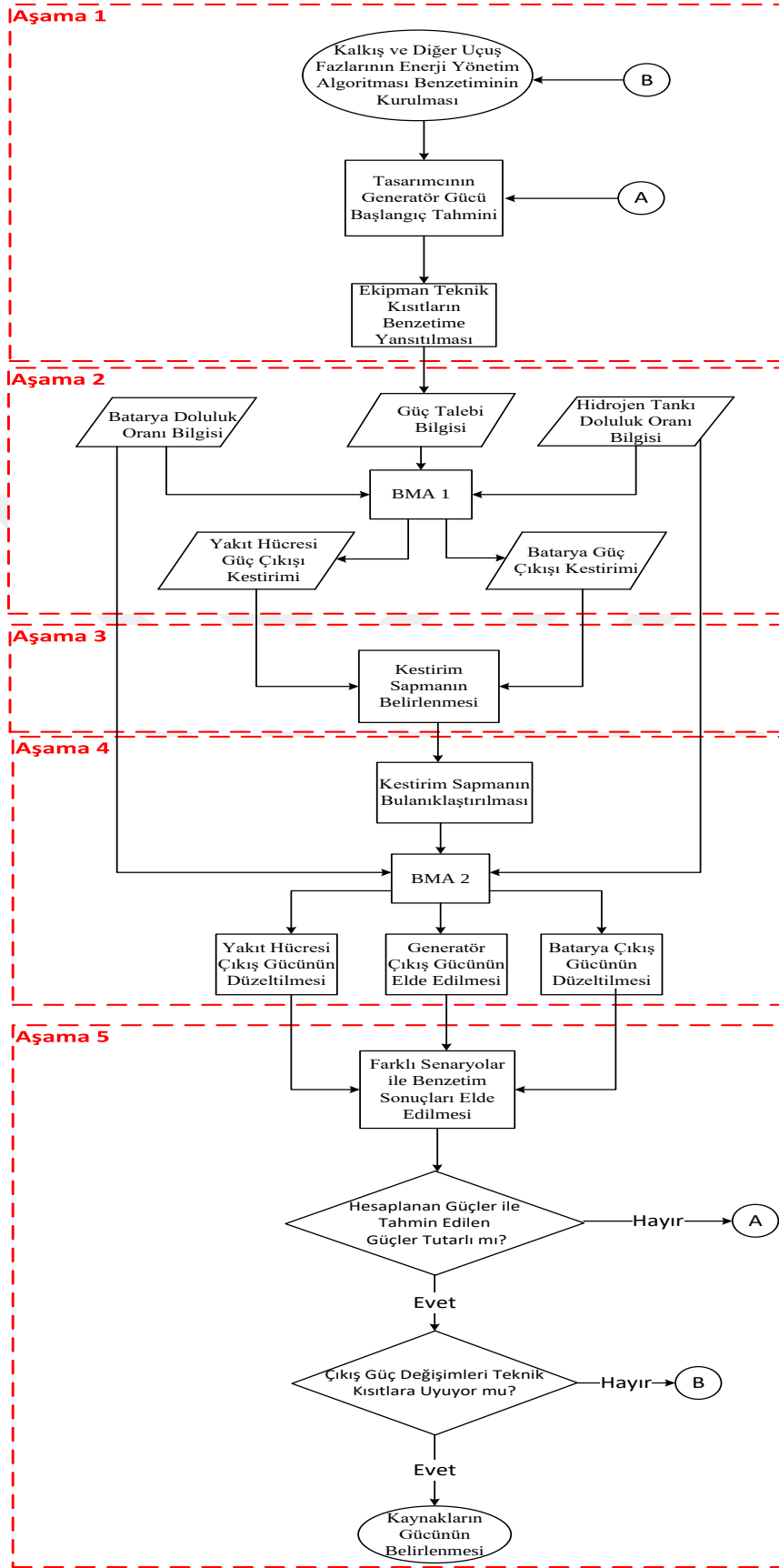
$$\sigma = P_{Talep} - P_{Fuel_{bulanık}} - P_{Batarya_{bulanık}} \quad (5.35)$$

σ : Güç kestiriminde sapma

Aşama 4: Güç Kestirim Sapmasının ve Batarya ile Hidrojen Tankı Doluluk Oranlarının Değerlendirilerek BMA-2 Yardımıyla Kaynakların Çıkış Güçlerinin Belirlenmesi

Bu aşamada, bir önceki adımda bulunan güç kestirim farkı, farkın büyüklüğü ve kutbiyetine göre bulanıklaştırılır (örneğin: talep güç daha düşük ise negatif, talep güç yüksek ve arasındaki fark 300 kW’ dan fazla ise büyük pozitif az ise küçük pozitif gibi). Daha önce bulanıklaştırılan hidrojen tankı ve batarya doluluk oranlarının da tekrar kullanılmasıyla birlikte BMA-2’ de (Bulanık Mantık Arayüzü 2) tanımlanan kurallar sayesinde generatör çıkış gücünün hesaplanması ile batarya ve yakıt hücresi çıkış gücünün düzeltilmesi gerçekleştirilir.

Bu tez kapsamında da kullanılan ilgili aşamaya ait örnek bir kural çizelgesi Çizelge 5.2’ de verilmiştir. Buradan da görülebileceği gibi talep güç, kaynakların ürettiğinden çok daha fazlaysa generatörün devreye alınması, talep güç daha fazla ama fark küçükse batarya ve hidrojen tankı doluluk oranlarına göre çıkış güçlerinin artırılması, talep güç daha küçükse yine ilgili depolama ünitlerinin çıkış güçlerinin azaltılması amaçlanmıştır.



Şekil 5.6: Enerji Yönetim Sisteminin Belirlenmesinde Akış Şeması

Çizelge 5.2: BMA 2' de Kullanılan Kural Tablosu

Fark	SoC_Bat	SoC_H	Pbat_art	Pgen	Pyakıt_art	Pbat_az	Pyakıt_az
N	ÇY	ÇY	0	0	0	0	1
N	ÇY	O	0	0	0	0	1
N	ÇY	Y	0	0	0	0	1
N	ÇY	D	0	0	0	0	1
N	Y	ÇY	0	0	0	0	1
N	Y	O	0	0	0	0	1
N	Y	Y	0	0	0	0	1
N	Y	D	0	0	0	0	1
N	O	ÇY	0	0	0	1	0
N	O	Y	0	0	0	1	0
N	O	O	0	0	0	0	1
N	O	D	0	0	0	0	1
N	D	ÇY	0	0	0	1	0
N	D	Y	0	0	0	1	0
N	D	O	0	0	0	1	0
N	D	D	0	0	0	0	1
N	ÇD	ÇY	0	0	0	1	0
N	ÇD	Y	0	0	0	1	0
N	ÇD	O	0	0	0	1	0
N	ÇD	D	0	0	0	1	0
KP	ÇY	ÇY	1	0	0	0	0
KP	ÇY	Y	1	0	0	0	0
KP	ÇY	O	1	0	0	0	0
KP	ÇY	D	1	0	0	0	0
KP	Y	ÇY	1	0	0	0	0
KP	Y	O	1	0	0	0	0
KP	Y	Y	1	0	0	0	0
KP	Y	D	1	0	0	0	0
KP	O	ÇY	0	0	1	0	0
KP	O	Y	0	0	1	0	0
KP	O	O	1	0	0	0	0
KP	O	D	1	0	0	0	0
KP	D	ÇY	0	0	1	0	0
KP	D	Y	0	0	1	0	0
KP	D	O	0	0	1	0	0
KP	D	D	1	0	0	0	0
KP	ÇD	ÇY	0	0	1	0	0
KP	ÇD	Y	0	0	1	0	0
KP	ÇD	O	0	0	1	0	0
KP	ÇD	D	0	1	1	0	0
BP	ÇY	ÇY	0	1	0	0	0
BP	ÇY	O	0	1	0	0	0
BP	ÇY	Y	0	1	0	0	0

Çizelge 5.2 (devam): BMA 2’ de Kullanılan Kural Tablosu

Fark	SoC_Bat	SoC_H	Pbat_art	Pgen	Pyakıt_art	Pbat_az	Pyakıt_az
BP	ÇY	D	0	1	0	0	0
BP	Y	ÇY	0	1	0	0	0
BP	Y	O	0	1	0	0	0
BP	Y	Y	0	1	0	0	0
BP	Y	D	0	1	0	0	0
BP	O	ÇY	0	1	0	0	0
BP	O	O	0	1	0	0	0
BP	O	Y	0	1	0	0	0
BP	O	D	0	1	0	0	0
BP	D	ÇY	0	1	0	0	0
BP	D	O	0	1	0	0	0
BP	D	Y	0	1	0	0	0
BP	D	D	0	1	0	0	0
BP	ÇD	ÇY	0	1	0	0	0
BP	ÇD	O	0	1	0	0	0
BP	ÇD	Y	0	1	0	0	0
BP	ÇD	D	0	1	0	0	0

BP: Büyük Pozitif

ÇD: Çok Düşük

ÇY: Çok Yüksek

KP: Küçük Pozitif

ÇD: Çok Düşük

D: Düşük

Y: Yüksek

O: Orta

N: Negatif

SoC_Bat: Bataryanın Doluluk Durumu

SoC_H: Hidrojen Tankı Doluluk Durumu

Pbat_art: Batarya Çıkış Gücünün Arttırılması

Pgen: Generatörün Devreye Alınması

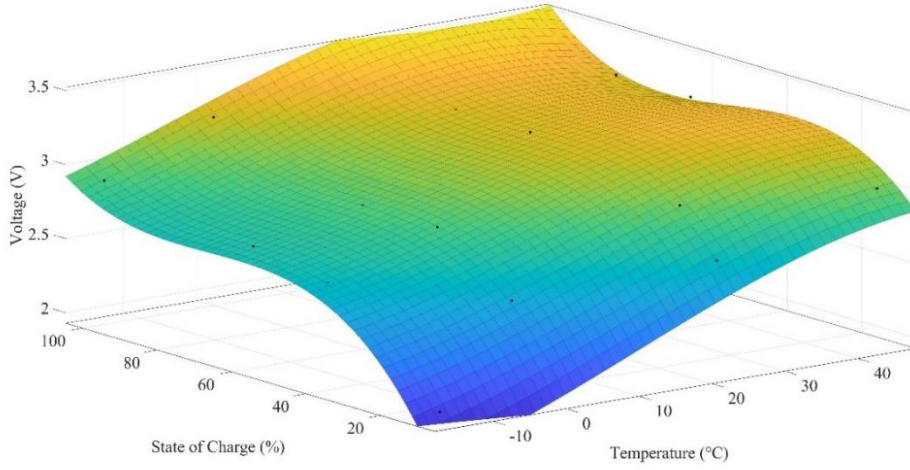
Pyakıt_art: Yakıt Hücresinin Gücünün Arttırılması

Pbat_az: Batarya Çıkış Gücünün Azaltılması

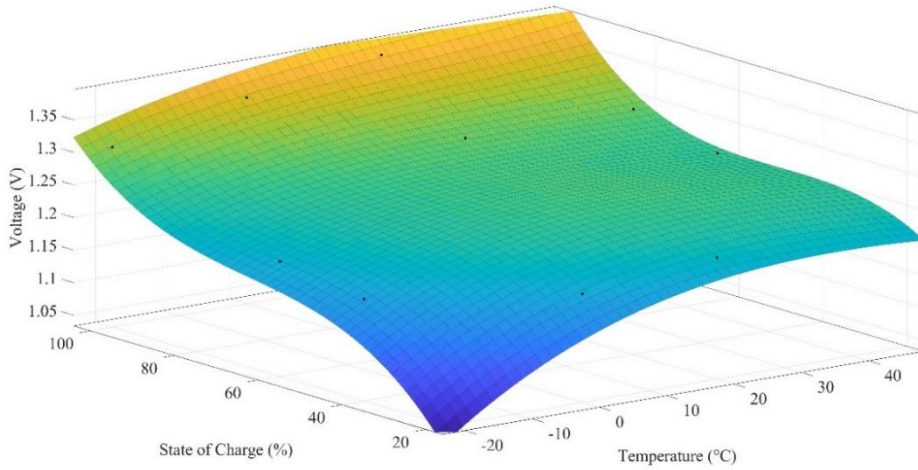
Aşama 5: Elde Edilen Çıkış Güçlerinin Teknik Kısıtlar Çerçevesinde Değerlendirilmesi ve Benzetimin İncelenmesi

Enerji yönetim algoritmasının son aşaması olan bu adımda, tüm uçuş profili için benzetimde elde edilen çıkış güçleri teknik kısıtlar ve tasarım kriterleri çerçevesinde değerlendirilir. Kalkış için belirlenen senaryodaki generatör gücünün uçuşun geri kalan süresinde bulanık mantık tarafından hesaplanan generatör gücü ile tutarlı olması gerekmektedir. Eğer kalkış için uzman tarafından tahmin edilen güç çok yüksek ise uçakta fazla güçte generatör kullanımı yani ağırlık artışı, daha düşük ise yetersiz generatör gücü anlamına gelecektir. Generatör gücünün uygunluğunun değerlendirilmesinin ardından tüm profil boyunca kaynakların teknik kısıtlara uyup uymadığının incelenmesi ve uymayan bir nokta varsa enerji yönetim algoritmasının bu noktaları giderecek şekilde yeniden kurgulanması gerekecektir. Bu koşulun uygunluğunun elde edilmesinin ardından ise generatör, batarya ve yakıt hücresinin anlık güç ve enerji yönetimini gerçekleştiren algoritma tasarlanmış olunur. Tüm bu koşulların MATLAB gibi çeşitli programlar sayesinde gerçekleşmesiyle beraber güç kaynaklarının çıkış güçleri bulanık mantık ile elde edilebilir.

Geliştirilen enerji yönetim algoritmasında ekipmanların çalışma koşullarında çevresel etkilerin meydana getirdiği değişimleri de ele almak gereklidir. Örneğin çalışması sırasında önemli derecede ısı enerjisi üretecek olan güç dönüşüm elemanlarının bulunduğu ortamın sıcaklık değeri ekipmanların maksimum çalışma sıcaklık değerini aşmamalıdır. Ayrıca bataryaların çalışması ve çıkış gerilimleri ortam sıcaklığından önemli derecede etkilendiği için kurulan batarya modeline ortam sıcaklığının etkisini yansıtmak önemlidir. Bu etkinin gözlemlenebilmesi için havacılıkta en fazla kullanılan batarya türleri olan nikel-kadmiyum ve lityum-iyon bataryaların ortam sıcaklığından nasıl etkilendiği ve bu etkinin acil durum uçuş senaryosunda yarattığı değişim için benzetim çalışması yapılmış ve uçuş süresinde %20 değerlerine varan kısaltmaların meydana geldiği gözlemlenmiştir [86]. Bu gözlem için her iki tip batarya için hücre verileri edinilmiş ve hücrelerin çıkış gerilimlerinin farklı sıcaklık ve doluluk oranı ile değişimi modellenmiştir. Bu modeller Lityum-İyon için Şekil 5.3 ve Nikel-Kadmiyum için Şekil 5.4’ de verilmiştir.



Şekil 5.3: Lityum-iyon batarya çıkış geriliminin sıcaklık ve doluluk oranına göre değişimi.



Şekil 5.4: Nikel-kadmiyum batarya çıkış geriliminin sıcaklık ve doluluk oranına göre değişimi.

İlgili hücreler kullanılarak tasarlandığı düşünülen batarya ile acil durum uçuşu gerçekleştiren bir uçakta, yük atma anının toplam uçuş süresine olan etkisi incelenmiştir. Bu senaryoda bataryanın bitiş noktası gerilimi 18 V olarak düşünülmüş ve batarya kapasitesi lityum için 100 Ah nikel-kadmiyum için 102.4 Ah olarak belirlenmiştir. Acil durum senaryosunda yüklerin 7 kVA güç talebinin olduğu ve yük atma anında bu gücün yarıya indiği varsayılmıştır. Yük atma zamanı da 5. dakika, 10. dakika, 15. dakika ve 20. dakika olarak belirlenmiş, bu senaryolara ek olarak hiç yük atılmadığı durumda nasıl bir değişim olacağı da gözlemlenmeye çalışılmıştır. Ortam sıcaklığı senaryolarında ise tüm uçuş boyunca sabit 20°C, 0°C ve -15°C durumları ile kalkış anında -17°C ile başlayıp inişte 15°C ile biten dört farklı senaryo incelenmiştir.

Tüm koşullar SIEMENS/AMESIM yazılımı kullanılarak benzetime yansıtılmış ve Çizelge 5.3’ de sunulan sonuçlar elde edilmiştir.

Çizelge 5.3: Farklı tip batarya, ortam sıcaklığı ve yük atma zamanlarında acil durum uçuş süreleri.

Batarya Bitiş Noktası Gerilimi		Yük Atma Anı				
Batarya Türü	Sıcaklık	5. dk	10. dk	15. dk	20. dk	Yük Atma Yok
Lityum İyon	20°C	35,98	30,91	25,86	20,78	20,30
	0°C	29,05	24,01	18,9	-	16,83
	-15°C	24,42	19,33	-	-	14,50
	-17°C to 15°C	28,63	22,35	16,36	-	15,50
Nikel Kadmiyum	20°C	39,75	34,70	29,66	24,63	22,23
	0°C	36,75	31,71	26,68	21,63	20,73
	-15°C	32,68	27,73	22,70	-	18,75
	-17°C to 15°C	37,95	32,20	26,46	20,76	20,28

Bu sonuçlar doğrultusunda ortam sıcaklığının bataryaya etkisinin ihmal edilemeyeceği göz önüne alınarak batarya modelleri kurulmuştur.



6. SERİ HİBRİT UÇAKLARIN BULANIK MANTIK İLE ENERJİ YÖNETİMİ

Tezin bu bölümünde uçuş profili edinilen seri hibrit bir uçağa konsept olarak bulanık mantık ile enerji yönetim stratejisi uygulanmış ve farklı üyelik fonksiyonlarına göre enerji kaynakları arasındaki güç paylaşımı incelenmiştir. Bunlara bağlı olarak değişen emisyon salınım oranı, ağırlık ve hibritleştirme oranı farklı durumlar için karşılaştırılmıştır.

Oksijen ve hidrojen tüketim miktarının hesaplanmasında kullanılan denklemler Bölüm 2.5.1.' de verilen Denklem 2.7 ve Denklem 2.8' dir. Denklemlerde yer alan toplam hücre sayısı için Şekil 7.4' de verilen yakıt hücresi verisinden yararlanılarak 694 adet hücre kullanıldığı düşünülmüştür.

CO₂ salınım miktarında hesabında ise Denklem 6.1 kullanılmıştır. Bu denklemde ilk olarak CO₂ salınımına neden olan içten yanmalı uçak motorunun tükettiği enerjinin bulunması ve buradan yola çıkarak ne kadarlık bir yakıt tüketiminin gerçekleşeceğini tahmin edilmesi amaçlanmıştır. Bu tahmin sayesinde uçaklarda genellikle yakıt olarak kullanılan kerosenin birim kilogramının yakılması sonucunda ortaya çıkan CO₂ miktarından yola çıkılarak toplam emisyon miktarı yine kilogram olarak hesaplanabilir.

$$CO_2 \text{ salınımı} = \left(\frac{E_{gen}}{n_{gen} \times n_{motor}} \right) \times A_{kerosen} \times B_{kerosen} \quad (6.1)$$

$A_{kerosen}$: birim kWh başına gereken kerosen miktarı oranı $\left(\frac{1}{33} \frac{kg}{kWh} \right)$ [87]

$B_{kerosen}$: kerosenin birim kg başına yakılmasından ortaya çıkan CO₂ miktarı oranı
(3.15 kg) [88]

E_{gen} : uçuş profili boyunca generatörden elde edilen enerji (kWh)

n_{gen} : generatör verimlilik oranı (%)

n_{motor} : içten yanmalı motor verimlilik oranı (%)

Enerji bakımından hibritizasyon oranı toplam uçuş boyunca enerjinin ne kadarının emisyon salınımı yapılmadan karşılanabildiğinin belirtildiği orandır ve Denlem 6.2 yardımıyla hesaplanabilir.

$$HO_{enerji} = \left(\frac{E_{toplamlam} - E_{gen}}{E_{toplamlam}} \right) \quad (6.2)$$

HO_{enerji} : enerji bakımından hibritizasyon oranı

$E_{toplamlam}$: uçuş profili boyunca üretilen toplam enerji (kWh)

E_{gen} : uçuş profili boyunca generatörden elde edilen enerji (kWh)

6.1. Örnek Hibrit Uçak

Konsept bir analiz için hali hazırda tasarımı devam eden ve teknik detayları Şekil 6.1’ de verilmiş olan seri hibrit bir uçağın verileri kullanılmıştır.

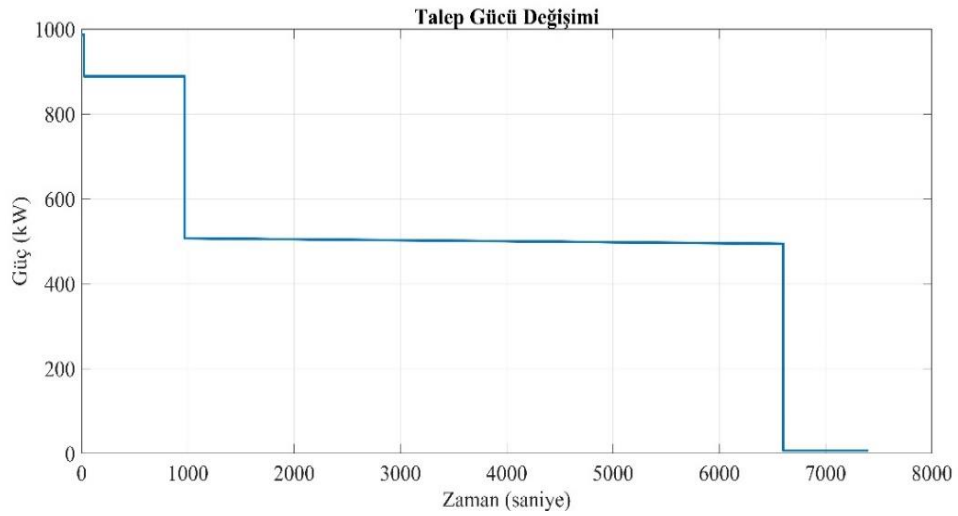


Şekil 6.1: Konsept tasarımı yapılan uçağın ölçüleri.

Çizelge 6.1: Konsept tasarımı yapılan uçağın performans verileri.

Uçak Bilgileri	
Maksimum Seyir Hızı	340 mph
Maksimum Mesafe	700+ mil
Maksimum İrtifa	25000 feet
Tırmanma Oranı	Dakikada 1600 feet
Kapasite	27 kişi
Maksimum Kalkış Ağırlığı	11500 libre
Kullanılabilir Yakıt	800 libre
Hibrit Mimarisi	Seri
Maksimum Kurulu Güç	1MW
Turbogeneratör	500 kW

İlgili uçağa ait kısa ve uzun uçuş senaryolarına göre iki farklı uçuş güç profili edinilmiştir. İlgili güç değişim profilleri her iki tip uçuş içinde Şekil 6.2 ve 6.3’ de verilmiştir.

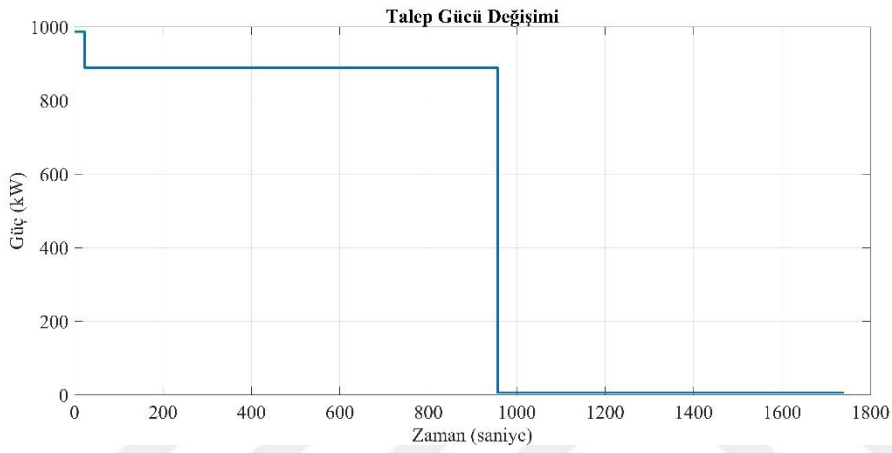


Şekil 6.2: Uzun uçuş esnasında uçağın güç talebinin değişimi.

Şekil 6.2’ de verilen uzun uçuş senaryosu uçağın 16 dakika boyunca kalkış ve tırmanma, 100. dakikaya kadar 445.3 km/h hız ile 21000 feet yükseklikte seyir ve 123. dakikaya kadar da süzülerek indiği uçuş süresi boyunca talep ettiği güç profilini yansıtmaktadır. CO₂ miktarı Denklem 6.1 kullanılarak hesaplanan bu uçuş hakkındaki temel bilgiler Çizelge 6.2’ de verilmiştir.

Çizelge 6.2: Uzun uçuş verileri.

Uçuş Verileri - Uzun Uçuş	Değer	Birim
Generatörden Alınan Maks Güç	471.8	kW
Generatörden Elde Edilen Enerji	749.35	kWh
Bataryadan Kullanılan Enerji	273.67	kWh
CO ₂ Gazı Salınımı Miktarı	522.44	kg
Toplam Kullanılan Yakıt	525	lb
Enerji Bakımından Hibritizasyon Oranı	0.2683	-



Şekil 6.3: Kısa uçuş esnasında uçağın güç talebinin değişimi.

Şekil 6.3' de verilen kısa uçuş senaryosu uçağın 16 dakika boyunca kalkış ve tırmanmasının ardından 21000 feet yüksekliğe ulaşmasının hemen ardından süzülüp yarım saatin bitiminde inişini gerçekleştirdiği uçuş profili boyunca talep ettiği güç değişimini yansıtmaktadır. CO₂ miktarı Denklem 6.1 kullanılarak hesaplanan bu uçuş hakkındaki temel bilgiler Çizelge 6.3' de verilmiştir.

Çizelge 6.3: Kısa uçuş verileri.

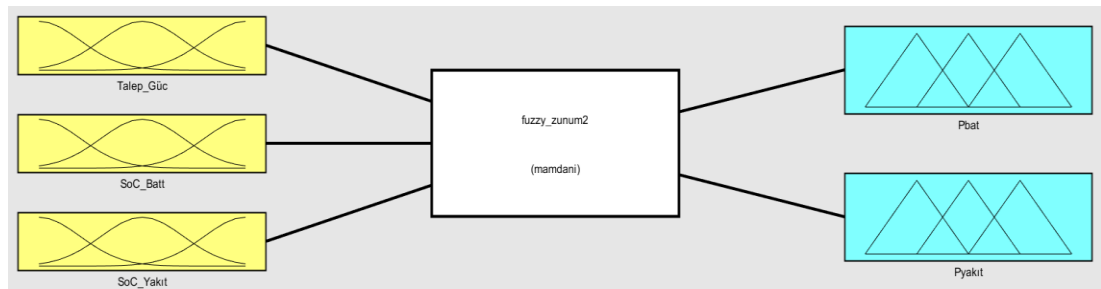
Uçuş Verileri - Kısa Uçuş	Değer	Birim
Generatörden Alınan Maks Güç	471.8	kW
Generatörden Elde Edilen Enerji	125.52	kWh
Bataryadan Kullanılan Enerji	115.63	kWh
CO ₂ Gazı Salınımı Miktarı	87.07	Kg
Toplam Kullanılan Yakıt	94	lb
Enerji Bakımından Hibritizasyon Oranı	0.47	-

6.2. Geliştirilen Enerji Yönetim Algoritmasının Seri Hibrit Uçağa Uygulanması

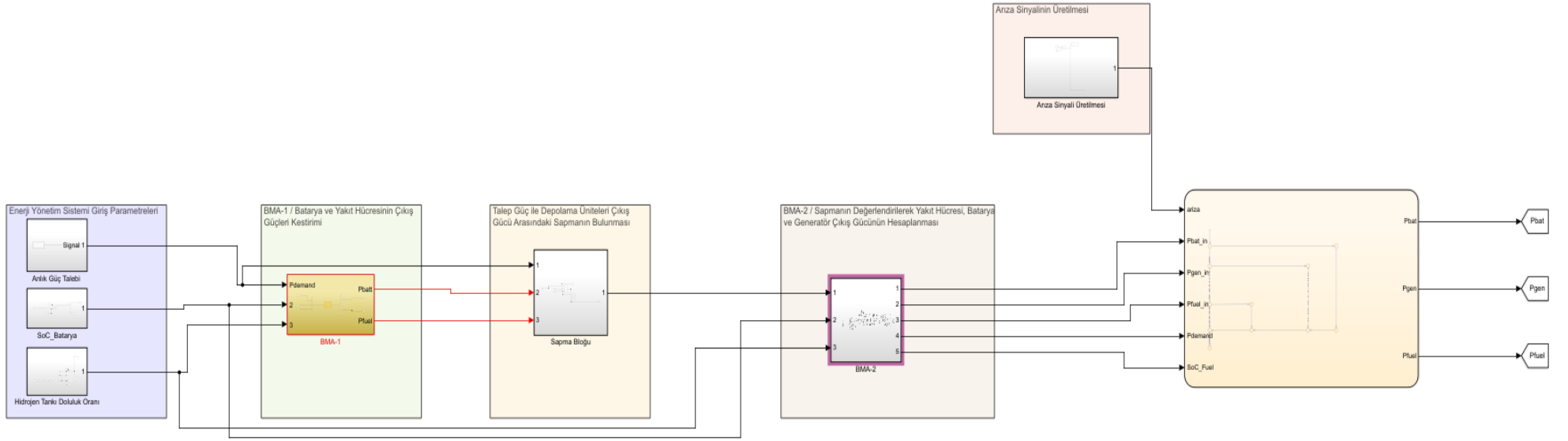
Çizelge 6.2 ve 6.3’ den de görülebildiği gibi; üzerine konsept tasarım yapılan uçakta güç kaynakları olarak sadece batarya ve generatör bulunmaktadır. Hem yakıt ekonomisi sağlamak hem de doğaya yayılan emisyon miktarını azaltmak için bu tasarıma bir de 200 kW gücünde yakıt hücrelerinin eklenmesi durumunun olası etkileri incelenmiştir. Bu durumda uçağın ana tahrik gücünü sağlayan kaynaklar generatör, batarya ve yakıt hücreleri olmuştur. Fakat uçuş boyunca güç talebinin ve bataryalar ile hidrojen deposundaki doluluk oranının uçuş süresi boyunca değişecek olması bu kaynaklar arasındaki güç dağılımının aktif olarak takip edilen bir algoritma sayesinde kontrol edilebilmesini gerektirmektedir. Bu sebeple yapılan konsept tasarımda bulanık mantık ile anlık güç yönetimi uygulanmış ve bu yöntemin uygulanması için MATLAB yazılımı ve yazılımın içinde yer alan “Fuzzy Logic Toolbox” kullanılmıştır.

6.2.1. Bulanık mantık ile enerji yönetimi

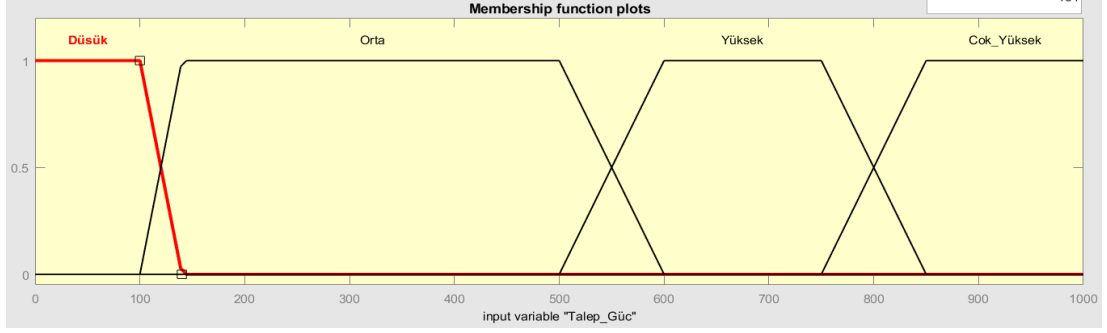
Bu tez kapsamında yapılan çalışmada enerji yönetimi için Şekil 6.4’ de verilen Matlab Simulink modeli kurulmuştur. İlgili şekilden de görüldüğü gibi enerji yönetimi iki adet bulanık mantık arayüzü ile sağlanmaktadır. İlk arayüzde güç talebi ile batarya ve hidrojen tankının doluluk oranları giriş üyelik fonksiyonlarını oluşturmakta çıkışında ise bu değerlere göre batarya, generatör ve yakıt hücresi güç değerleri bulanık mantıkla kestirilmektedir. Bu kestirimlerde talep edilen güç; çok yüksek, yüksek, orta ve düşük olarak dört ayrı sınıfta incelenirken bataryanın doluluk oranı çok düşük, düşük, orta, yüksek ve çok yüksek olarak beş, hidrojen tankının doluluk oranı ise düşük, orta, yüksek ve çok yüksek olarak dört ayrı sınıfta incelenmektedir. Bu değerler kullanılarak “eğer... öyleyse...” kuralları oluşturulmuş ve batarya ile yakıt hücresinin çıkış güçleri giriş üyelik fonksiyonlarına bağlı olarak sırasıyla sıfır, düşük, orta, yüksek ve çok yüksek olarak belirlenen değerler ile irtibatlandırılmıştır.



Şekil 6.4: Bulanık mantık arayüzü-1.

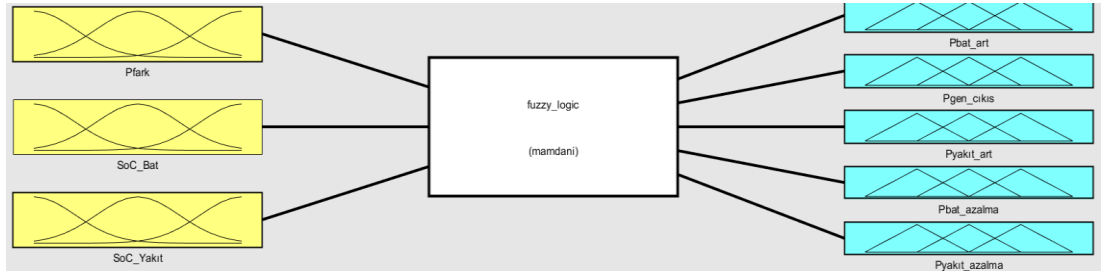


Şekil 6.5: Enerji yönetimi için kurulan simulink modeli.



Şekil 6.6: Talep güç için belirlenen üyelik fonksiyonu.

İkinci bulanık mantık arayüzünde ise batarya ile yakıt hücresi için ilk arayüz tarafından kestirilen değerler ile güç talebi arasındaki fark hesaplanarak, farkın durumuna göre generatörün çıkış gücünün belirlenmesi ve ek olarak batarya ile yakıt hücrelerinin çıkış güçlerinin ilk hesaplanan değerlere göre arttırılıp azaltılması hedeflenmiştir. Yani ikinci bulanık mantık arayüzünün giriş üyelik fonksiyonları; talep güç ile yakıt hücresi ve bataryanın kestirilen güç miktarları arasındaki fark ve tekrar batarya ve yakıt hücresinin doluluk oranıdır. İlk giriş üyelik fonksiyonu olan fark güç miktarı negatif, pozitif küçük ve pozitif büyük olmak üzere üçe ayrılmıştır. Ayrıca batarya ve yakıt hücresi için doluluk oranını simgeleyen üyelik fonksiyonları ilk arayüzde kullanılan fonksiyonlar ile aynıdır. Bu fonksiyonlar kullanılarak “eğer...öyleyse...” kural seti ile batarya artış, batarya azalış, yakıt hücresi artış, yakıt hücresi azalış ve generatör çıkış güç miktarları belirlenmiştir.



Şekil 6.7: Bulanık mantık arayüzü-2.

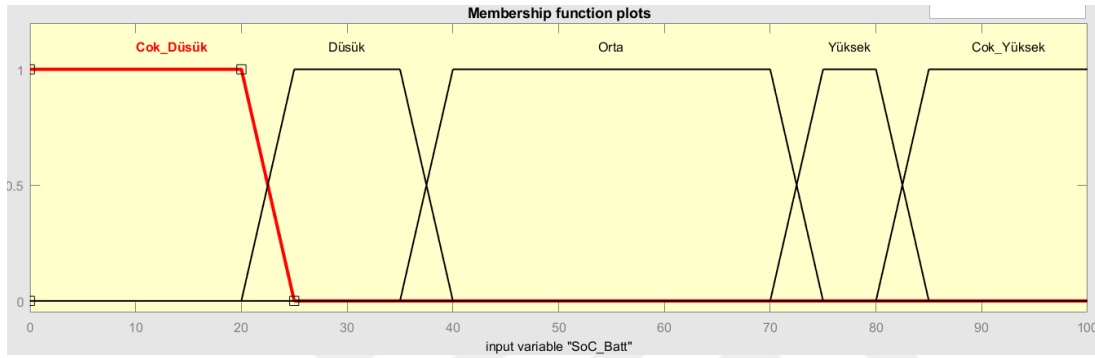
Her iki arayüz içinde kullanılan üyelik fonksiyonunun tipinin (gauss tipi, üçgen tip vb.) ve fonksiyonların sınır değerlerinin çıkış güç değerlerinin hesaplanmasında direkt olarak etkisi bulunmaktadır. Bu değişimlerin görülebilmesi için farklı tipte üyelik fonksiyonları ve farklı sınır değerleri kullanılmış ve bunlara bağlı hesaplanan çıkış güçleri ayrı ayrı hesaplanmıştır. Bunlara bağlı olarak da sağlanabilecek emisyon gazı salınım miktarı azalması, ağırlık değişim etkisi gibi durumlar farklı senaryolar için incelenmiştir.

6.3. Örnek Durum İncelemeleri

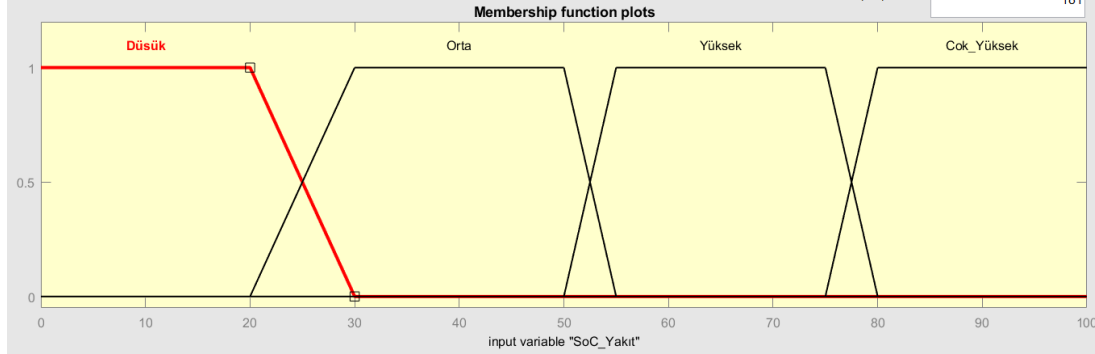
6.3.1. Kısa ve uzun süreli uçuş profillerine ait incelemeler

Senaryo 1:

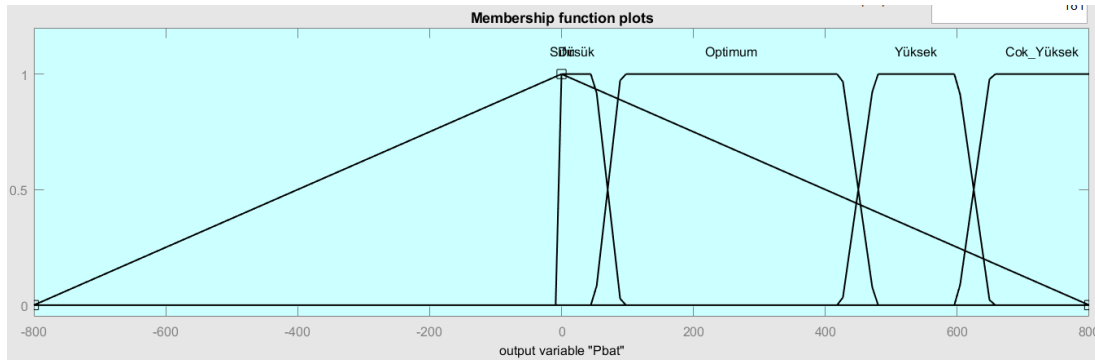
İlk senaryoda bulanık mantık arayüzünün hem giriş hem de çıkış bileşenleri için yamuk şeklinde üyelik fonksiyonları kullanılmıştır. İlgili fonksiyonlar ve sınır değerleri aşağıdaki gibi belirlenmiştir.



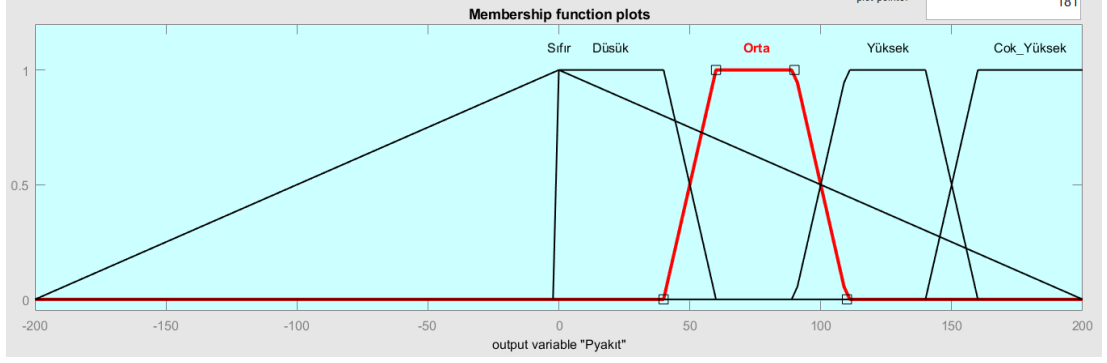
Şekil 6.8: Senaryo 1’de batarya şarj durumu için belirlenen üyelik fonksiyonu.



Şekil 6.9: Senaryo 1’de yakıt hücresi şarj durumu için belirlenen üyelik fonksiyonu.

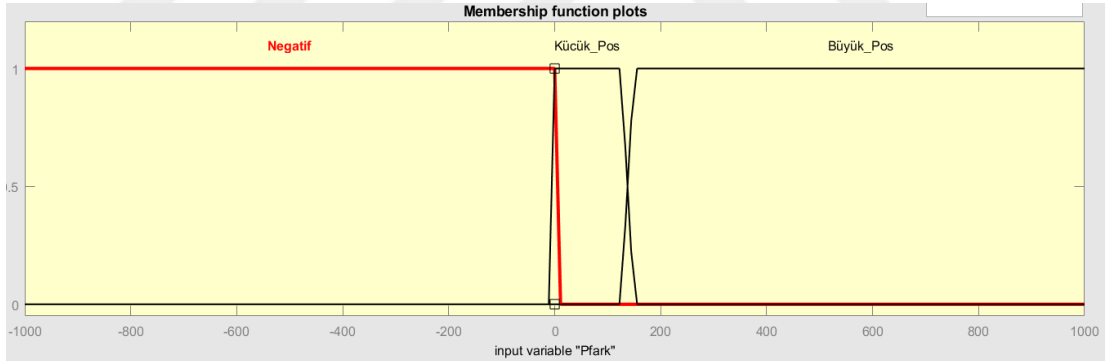


Şekil 6.10: Senaryo 1’de batarya çıkış gücü için belirlenen üyelik fonksiyonu.

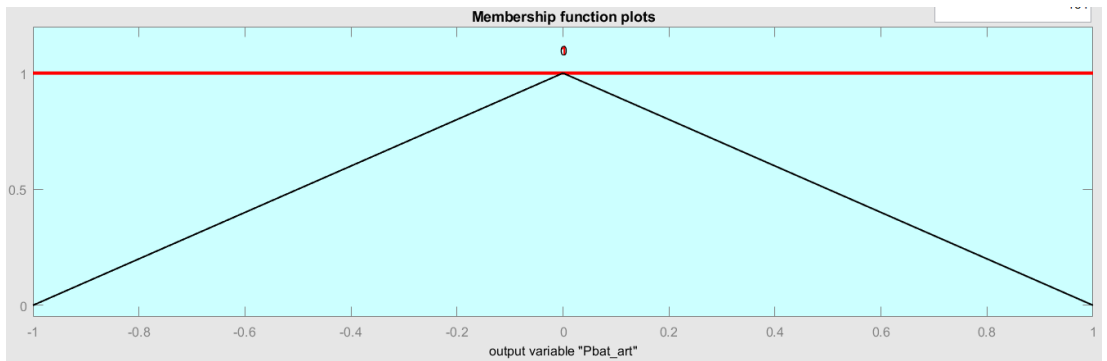


Şekil 6.11: Senaryo 1’de yakıt hücresi çıkış gücü için belirlenen üyelik fonksiyonu.

Talep güç ile kestirim güçleri arasındaki farkın değerlendirilerek batarya ve yakıt hücrelerinin çıkış güçlerinin artırılması veya düşürülmesi ya da generatörün devreye alınması için kurulan bulanık mantık algoritmasının giriş ve çıkış üyelik fonksiyonları da Şekil 6.12’ de verilmiştir. Burada tekrar giriş parametleri olarak kullanılan batarya ve hidrojen tankının doluluk oranlarının üyelik fonksiyonları ilk bulanık mantık arayüzünde kullanılanlar ile aynı olduğu için tekrar verilmemiştir. Ayrıca bu arayüzde çıkış parametleri 1 veya 0 çalıştığı için tüm çıkış parametreleri için aynı üyelik fonksiyonları kullanılmıştır.

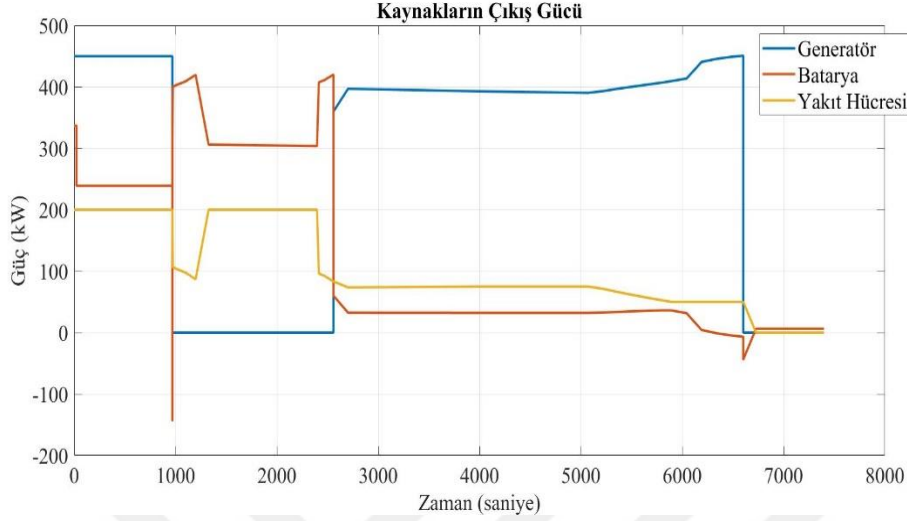


Şekil 6.12: Senaryo 1’de fark gücü için belirlenen üyelik fonksiyonu.



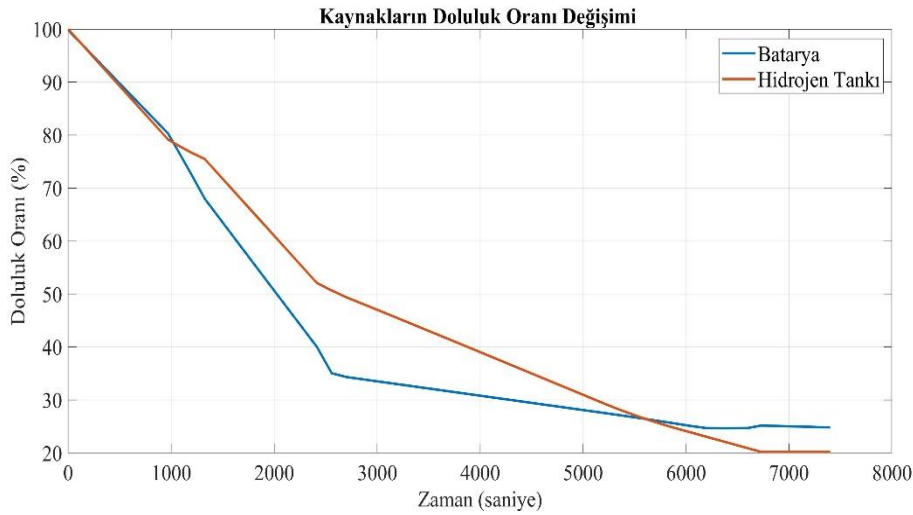
Şekil 6.13: Çıkış parametreleri olan batarya artış, yakıt hücresi artış, batarya azalış, yakıt hücreleri azalış ve generatör kontrolü için belirlenen üyelik fonksiyonu.

Verilen üyelik fonksiyonları, Çizelge 5.1 ile Çizelge 5.2’ de verilen kurallar ve daha önce aktarılan enerji yönetimi belirleme aşamaları kullanılarak uzun uçuş senaryosu için hesaplanan çıkış gücü eğrileri Şekil 6.14’ de verilmiştir.



Şekil 6.14: Senaryo 1 ve uzun uçuş için kaynaklardan çekilen güç değişimi.

Aynı koşullar kullanılarak uzun uçuş senaryosu için hesaplanan batarya ve hidrojen tankı doluluk oranları değişimi Şekil 6.15’ de verilmiştir.



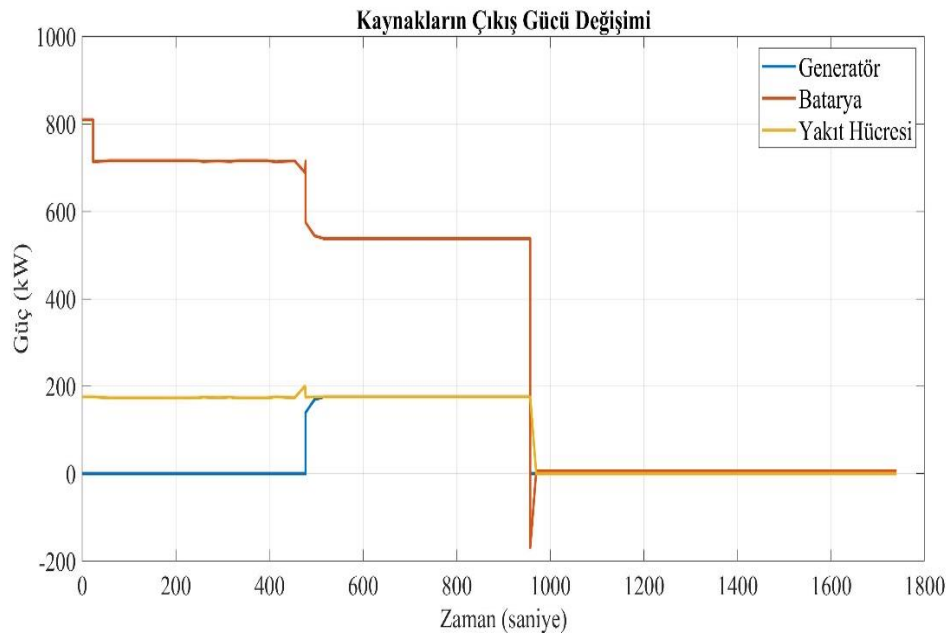
Şekil 6.15: Senaryo 1 ve uzun uçuş için batarya ve hidrojen tankı doluluk oranı değişimi.

Böyle bir uçuş senaryosu için generatörden alınan maksimum güç ve toplam enerji, tüketilen yakıt miktarı, tüketilen hidrojen gazı, yayılan emisyon miktarı ve bu miktarın gerçek tasarıma göre farkı, bataryadan ve yakıt hücresinden kullanılan enerji bilgilerinin yer aldığı özet bilgiler Çizelge 6.4’ de verilmiştir.

Çizelge 6.4: Uzun uçuş senaryo 1 için edinilen özet bilgi.

Uçuş Simülasyon Sonuçları - Senaryo 1 Uzun Uçuş	Değer	Birim	Gerçek Tasarıma Göre Fark
Generatörden Gücü	450	kW	-50
Generatörden Elde Edilen Enerji	570.3219	kWh	-179.0281
Bataryadan Kullanılan Enerji	248.6838	kWh	-24.9862
Yakıt Hücresinden Kullanılan Enerji	206.3790	kWh	+206.3790
Kullanılan Hidrojen Miktarı	11.97	kg	+11.97
Kullanılan Oksijen Miktarı	90.1570	kg	+90.1570
CO ₂ Gazı Salınımı Miktarı	243.7530	kg	-76.5158
Enerji Bakımından Hibritizasyon Oranı	0.4432	-	+0.1749

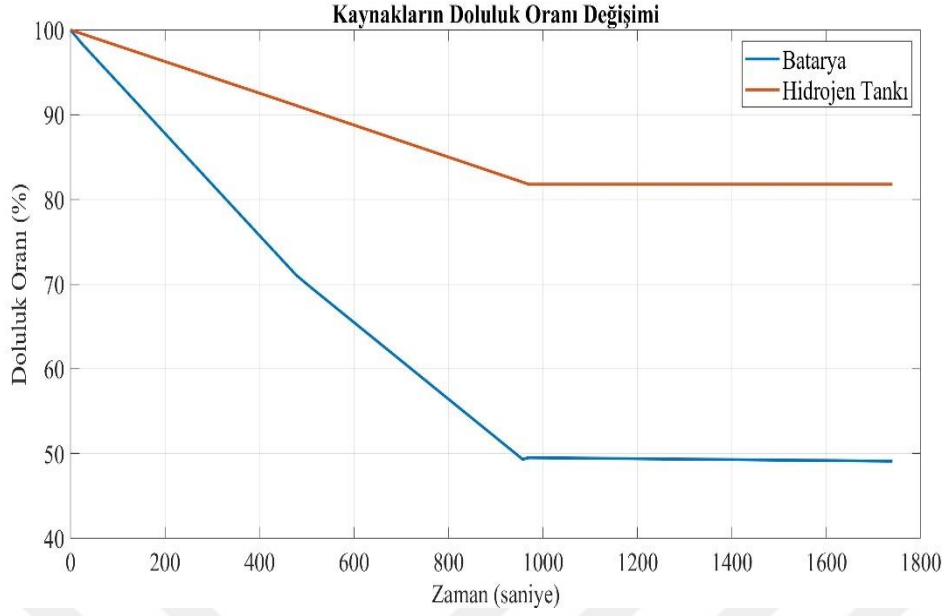
Aynı üyelik fonksiyonu ve “eğer...öyleyse...” kuralları kullanılarak analiz edilen kısa uçuş ve bu durumda kaynaklardan çekilen güçler Şekil 6.16’ da verilmiştir.



Şekil 6.16: Senaryo 1 ve kısa uçuş için kaynaklardan çekilen güç değişimi.

Kısa uçuş senaryoları kalkış ve süzülmeden oluştuğundan kalkış senaryosu için varsayılan generatörün ve yakıt hücresinin maksimum güçte çalışması durumu kısa uçuş benzetimlerinde kullanılmamıştır.

İlgili koşullar göz önüne alınarak kısa uçuş için belirlenen batarya ve hidrojen tankı doluluk oranları değişimi Şekil 6.17’ de verilmiştir.



Şekil 6.17: Senaryo 1 ve kısa uçuş için batarya ve hidrojen tankı doluluk oranı değişimi.

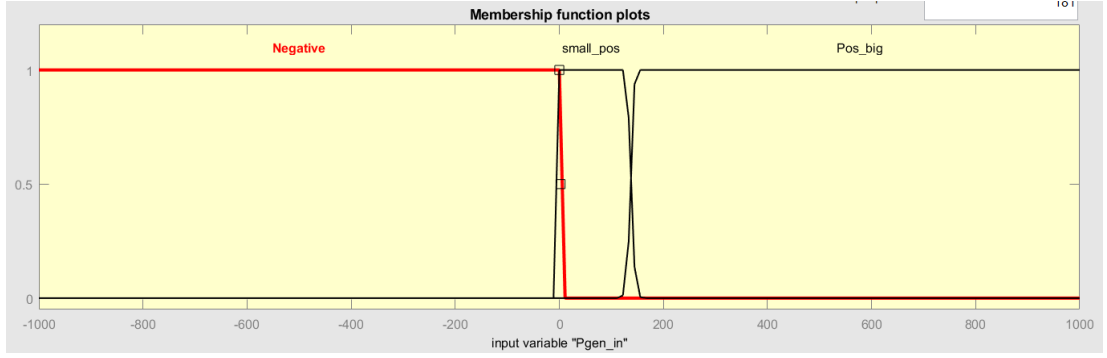
Böyle bir uçuş senaryosunda kısa uçuş için elde edilen özet bilgiler Çizelge 6.4’ de verilmiştir.

Çizelge 6.5: Kısa uçuş ve senaryo 1 için edinilen özet bilgi.

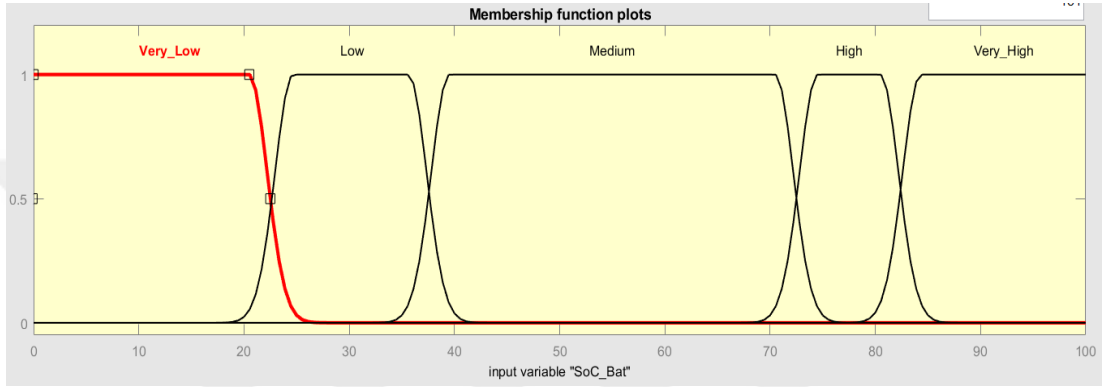
Uçuş Simülasyon Sonuçları - Durum 1 Kısa Uçuş	Değer	Birim	Gerçek Tasarıma Göre Fark
Generatörden Alınan Maks Güç	175	kW	-325
Generatörden Elde Edilen Enerji	23.2622	kWh	-102.2578
Bataryadan Kullanılan Enerji	167.9507	kWh	+52.3207
Yakıt Hücresinden Kullanılan Enerji	47.1031	kWh	47.1031
Kullanılan Hidrojen Gazı Miktarı	2.732	kg	2.732
Kullanılan Oksijen Miktarı	20.5771	kg	20.5771
Emisyon Salınımı Miktarı	9.9422	kg	-43.7045
Enerji Bakımından Hibritizasyon Oranı	0.9024	-	+ 0.4324

Senaryo 2:

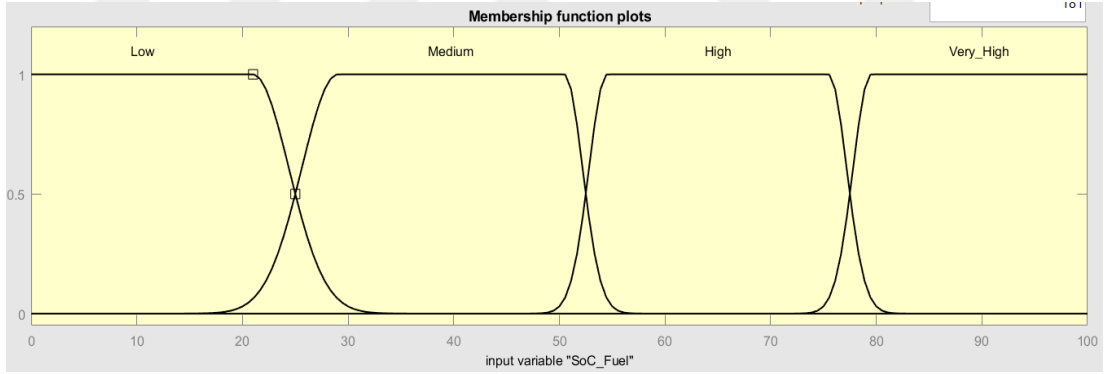
İkinci senaryo da batarya, yakıt hücresi ve talep gücü için belirlenen aralıkların sınır değerleri değiştirilmeden üyelik fonksiyonu tipi gauss fonksiyonu olarak değiştirilmiş ve bu değişimin hem uzun hem de kısa uçuş sonuçlarına olan etkileri analiz edilmiştir.



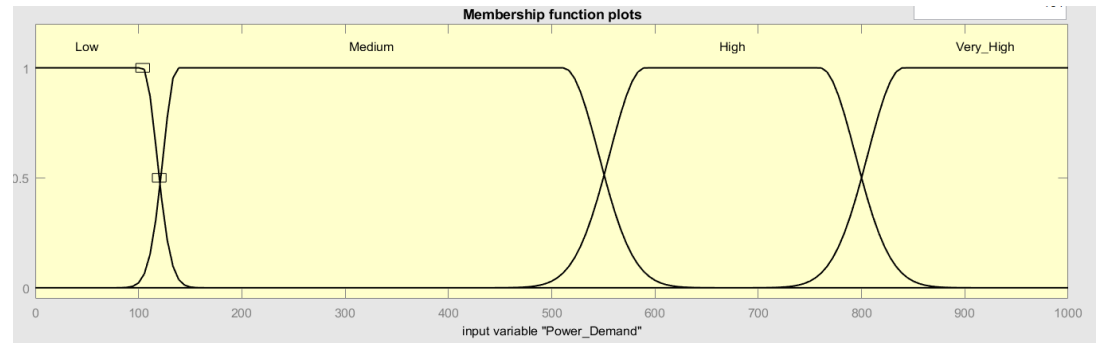
Şekil 6.18: Senaryo 2’de fark gücü için belirlenen üyelik fonksiyonu.



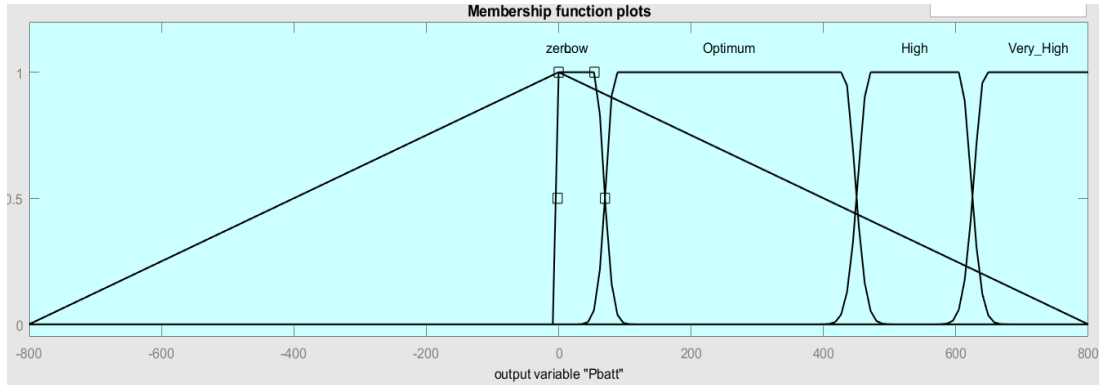
Şekil 6.19: Senaryo 2’de batarya şarj durumu için belirlenen üyelik fonksiyonu.



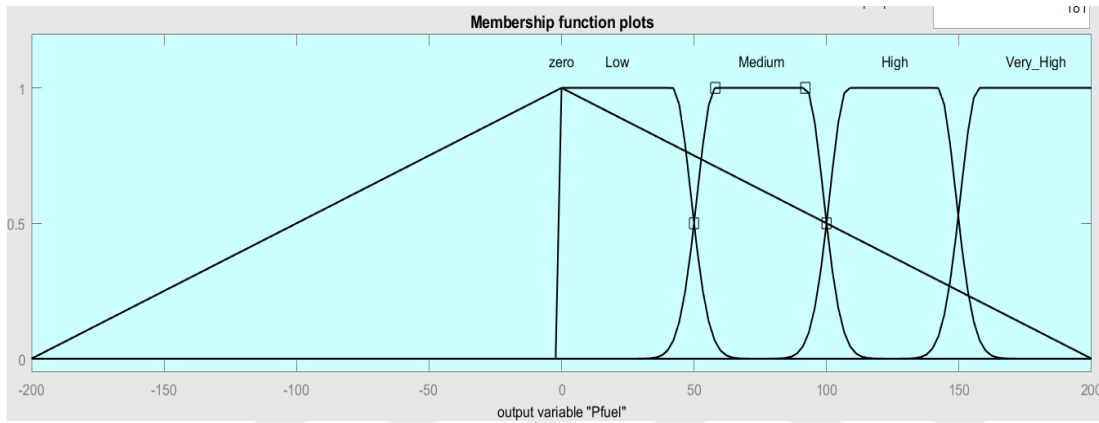
Şekil 6.20: Senaryo 2’de hidrojen tankı doluluk oranı için belirlenen üyelik fonksiyonu.



Şekil 6.21: Senaryo 2’de uzun uçuş talep güç için belirlenen üyelik fonksiyonu.

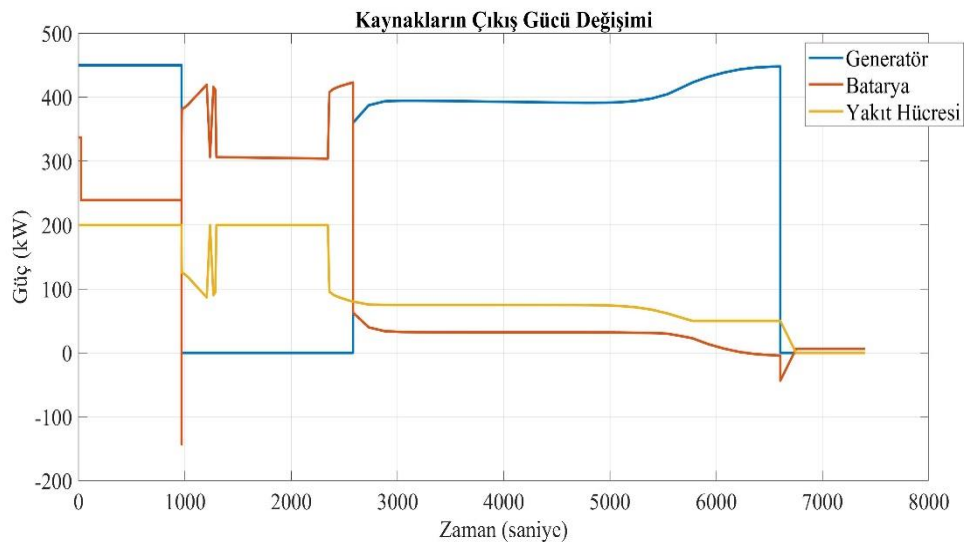


Şekil 6.22: Senaryo 2’de batarya çıkış gücü için belirlenen üyelik fonksiyonu.

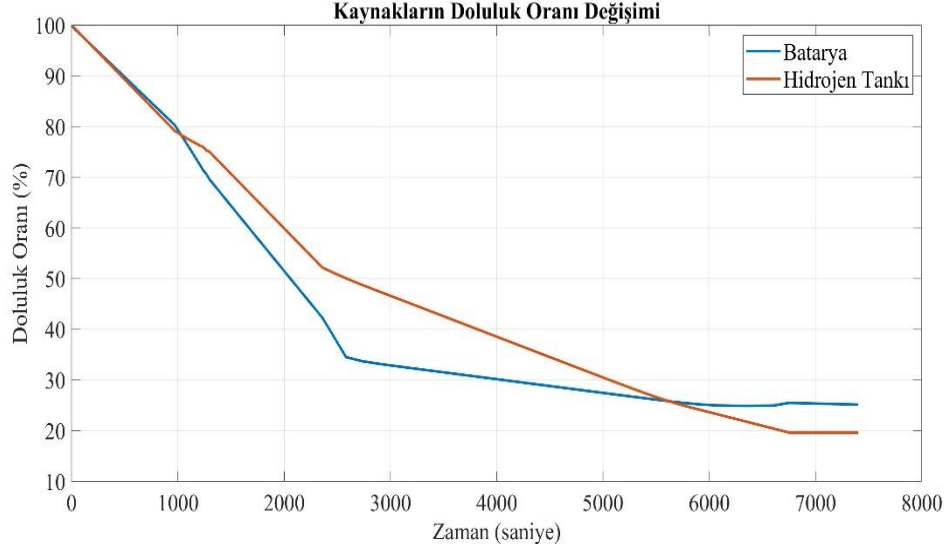


Şekil 6.23: Senaryo 2’de yakıt hücresi çıkış gücü için belirlenen üyelik fonksiyonu.

İkinci bulanık mantık arayüzünün çıkışları 0, 1 veya -1 çıkışları almak için kullanıldığından bu üyelik fonksiyonlarının tipi değiştirilmemiştir. Bu bilgiler ışığında ikinci senaryo için uçuş koşulmuş ve kaynakların güç değişimi Şekil 6.24’ de verilmiştir.



Şekil 6.24: Senaryo 2 ve uzun uçuş için kaynaklardan çekilen güç değişimi.



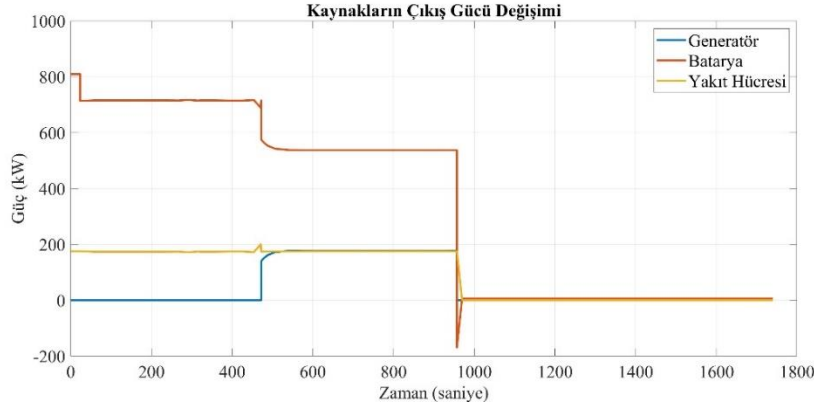
Şekil 6.25: Senaryo 2 ve uzun uçuş için batarya ve hidrojen tankı doluluk oranı değişimi.

Üyelik fonksiyonları değişen böyle bir uçuş için generatörden alınan maksimum güç ve toplam enerji, tüketilen yakıt miktarı, tüketilen hidrojen gazı, yayılan emisyon miktarı ve bu miktarın gerçek tasarıma göre farkı, bataryadan alınan enerji ve yakıt hücresinden kullanılan enerji bilgilerinin yer aldığı uçuş özeti Çizelge 6.5’ de verilmiştir.

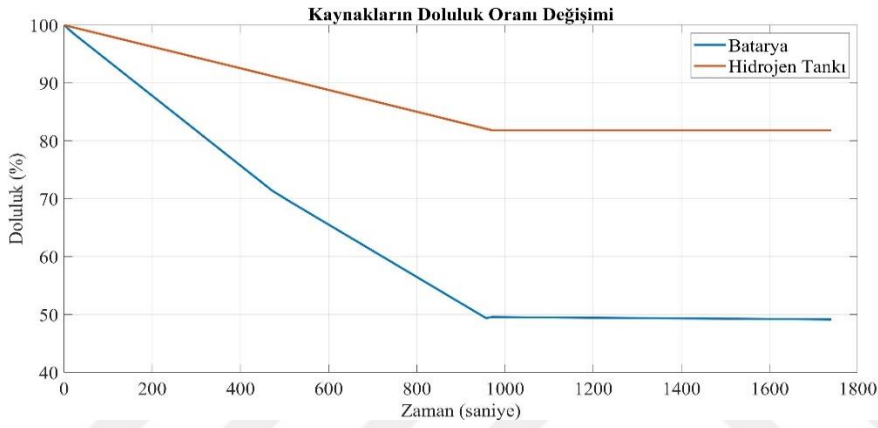
Çizelge 6.6: Uzun uçuş ve senaryo 2 için edinilen özet bilgi

Uçuş Simülasyon Sonuçları - Durum 2 Uzun Uçuş	Değer	Birim	Gerçek Tasarıma Göre Fark
Generatör Gücü	450	kW	-50
Generatörden Elde Edilen Enerji	570.0101	kWh	-179.3399
Bataryadan Kullanılan Enerji	247.8053	kWh	-25.8647
Yakıt Hücresinden Kullanılan Enerji	207.8439	kWh	+207.8439
Kullanılan Hidrojen Gazı Miktarı	12.0550	kg	+12.0550
Kullanılan Oksijen Miktarı	90.797	kg	+90.797
Emisyon Salınımı Miktarı	243.6198	kg	-76.6491
Enerji Bakımından Hibritizasyon Oranı	0.4435	-	+0.1752

Aynı üyelik fonksiyonlarının kısa uçuşa da uygulanmış ve kaynakların çıkış güçleri ile enerji depolama ünitelerinin doluluk oranı değişimi sırasıyla Şekil 6.26 ve Şekil 6.27’ de verilmiştir.



Şekil 6.26: Senaryo 2 ve kısa uçuş için kaynaklardan çekilen güç değişimi.



Şekil 6.27: Senaryo 2 ve kısa uçuş için batarya ve hidrojen tankı doluluk oranı değişimi.

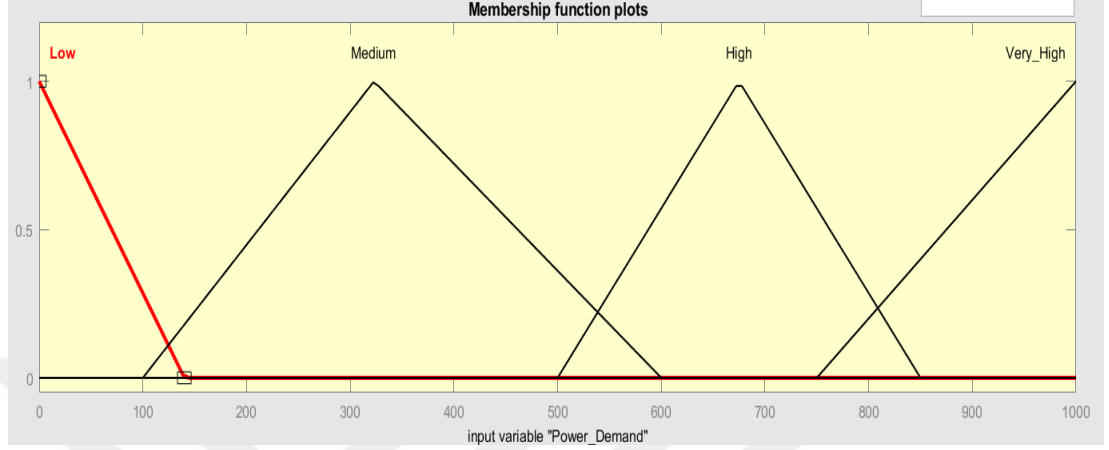
Bulanık mantık algoritmasının ikinci senaryosu kullanılarak kısa uçuş için koşulan simülasyon sonucunu içeren bilgiler Çizelge 6.6’ da verilmiştir.

Çizelge 6.7: Kısa uçuş ve senaryo 2 için edinilen özet bilgi.

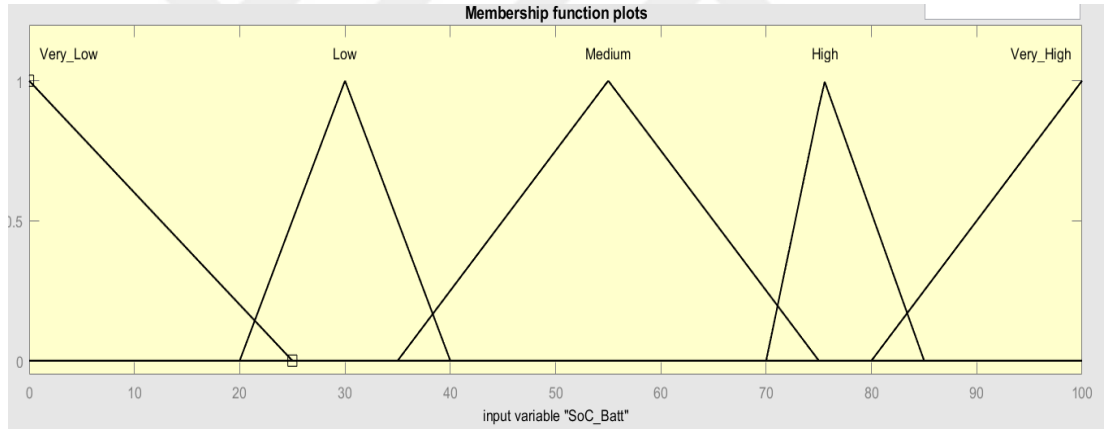
Uçuş Simülasyon Sonuçları - Durum 2 Kısa Uçuş	Değer	Birim	Gerçek Tasarıma Göre Fark
Generatörden Alınan Maks Güç	175	kW	-325
Generatörden Elde Edilen Enerji	23.5147	kWh	-102.0053
Bataryadan Kullanılan Enerji	167.7986	kWh	+52.1686
Yakıt Hücresinden Kullanılan Enerji	47.0027	kWh	+47.0027
Kullanılan Hidrojen Gazı Miktarı	2.7262	kg	+2.7262
Kullanılan Oksijen Miktarı	20.5332	kg	+20.5332
Emisyon Salınımı Miktarı	10.0501	kg	-43.5966
Enerji Bakımından Hibritizasyon Oranı	0.9013	-	+0.4313

Senaryo 3:

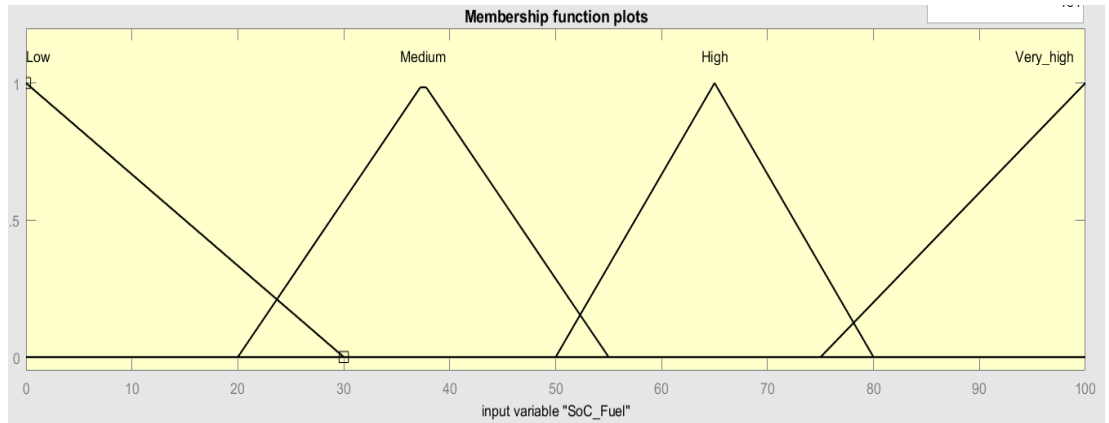
Üçüncü senaryoda ise üçgen tipte üyelik fonksiyonları kullanılarak uzun ve kısa uçuşlar analiz edilmiştir. Bu senaryoyu uygulamak için değiştirilen üyelik fonksiyonları aşağıdaki gibidir.



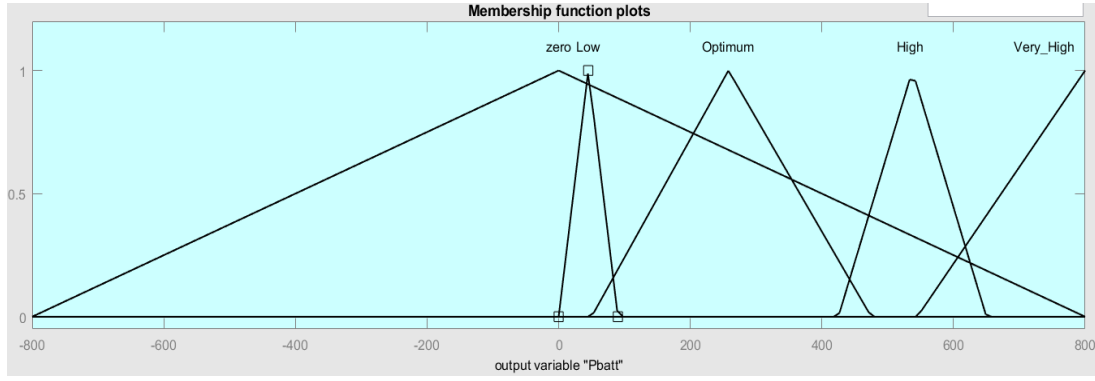
Şekil 6.28: Senaryo 3’de talep güç için belirlenen üyelik fonksiyonu.



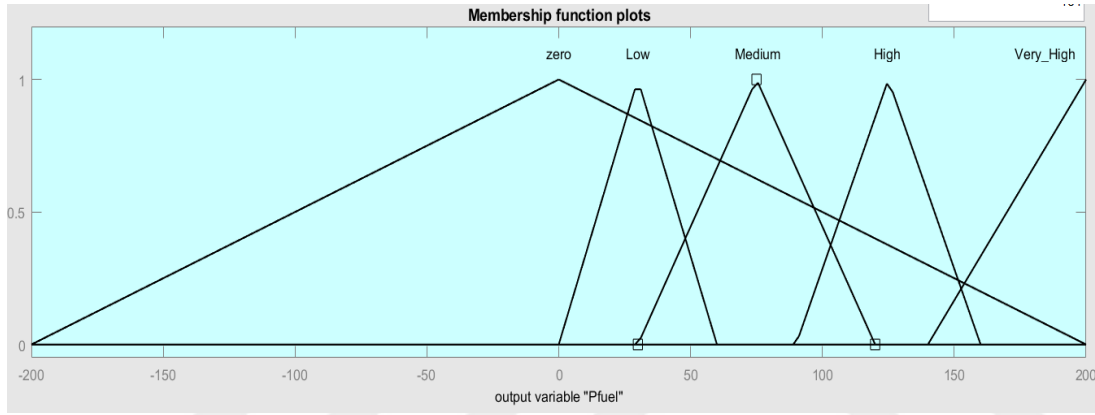
Şekil 6.29: Senaryo 3’de batarya doluluk oranı için belirlenen üyelik fonksiyonu.



Şekil 6.30: Senaryo 3’de hidrojen tankı doluluk oranı için belirlenen üyelik fonksiyonu.

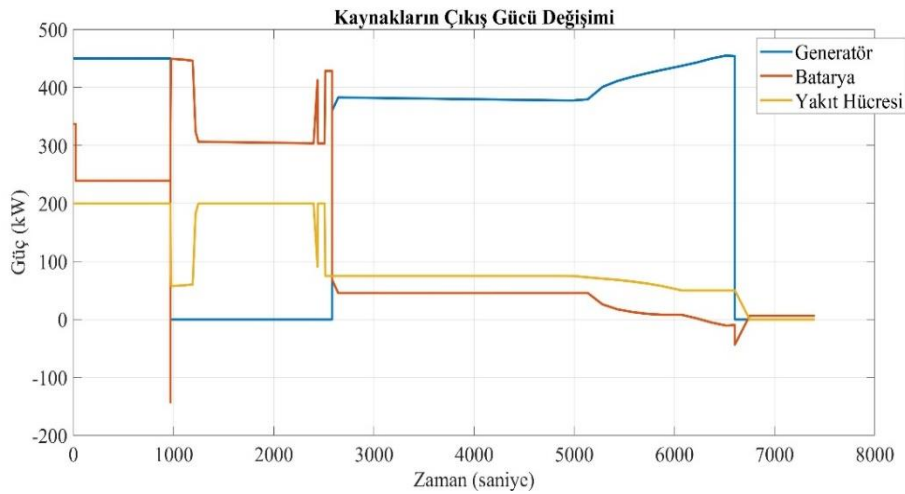


Şekil 6.31: Senaryo 3’de batarya çıkış gücü için belirlenen üyelik fonksiyonu.

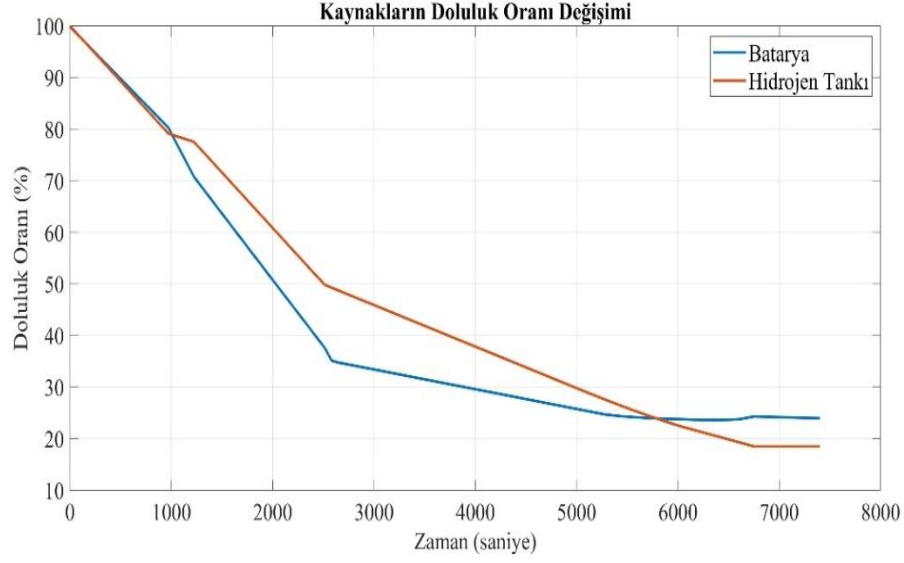


Şekil 6.32: Senaryo 3’de yakıt hücresi çıkış gücü için belirlenen üyelik fonksiyonu.

İkinci senaryoda olduğu gibi bu senaryo için de 0, 1 ve -1 kararı veren ikinci bulanık mantık giriş ve çıkış üyelik fonksiyonları batarya şarj ve hidrojen tankı doluluk oranı dışında değiştirilmemiştir. Bu senaryo için alınan sonuçlara göre kaynakların güç değişim grafiği aşağıdaki gibidir.



Şekil 6.33: Senaryo 3 ve uzun uçuş için kaynakların çıkış gücü değişimi.



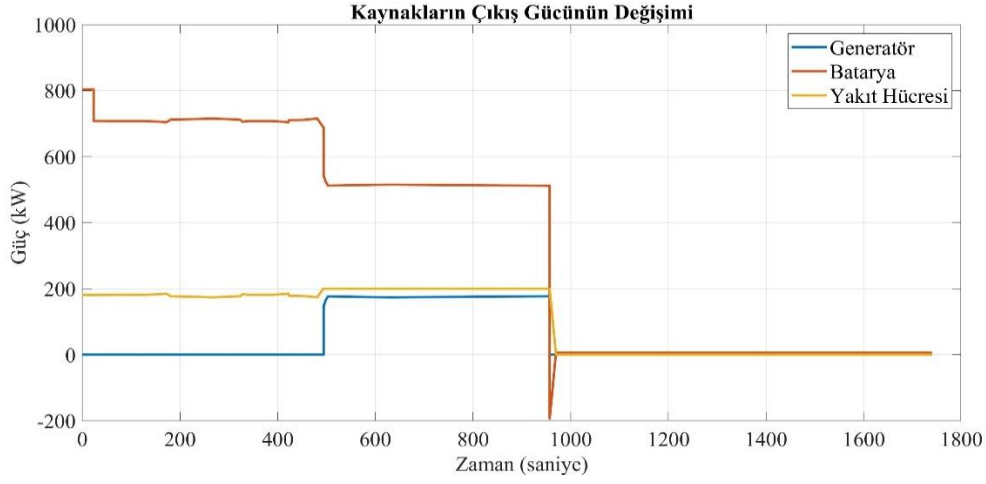
Şekil 6.34: Senaryo 3 ve uzun uçuş için batarya ve hidrojen tankı doluluk oranı değişimi.

Bulanık mantık algoritmasının üçüncü senaryosu kullanılarak koşulan uzun uçuş simülasyon sonucunu içeren bilgiler Çizelge 6.7’ de verilmiştir.

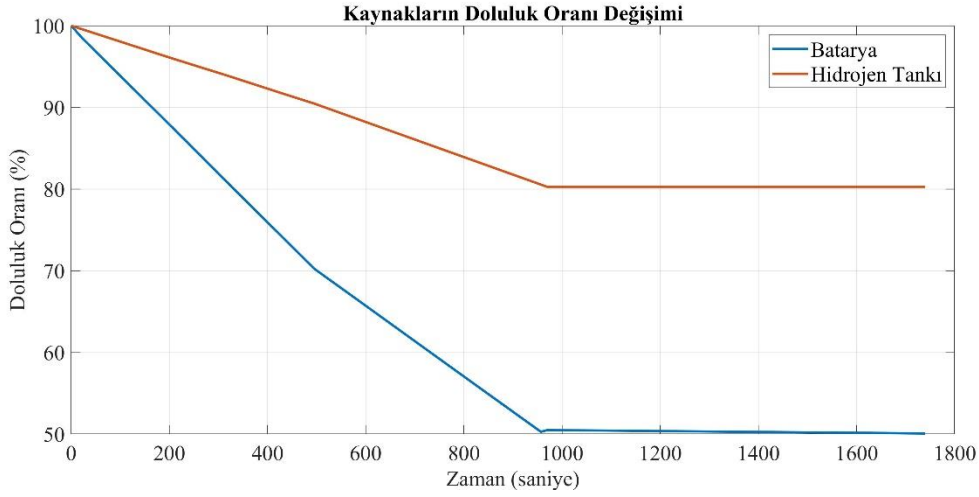
Çizelge 6.8: Uzun uçuş ve senaryo 3 için edinilen özet bilgi.

Uçuş Simülasyon Sonuçları - Senaryo 3 Uzun Uçuş	Değer	Birim	Gerçek Tasarıma Göre Fark
Generatörden Alınan Maks Güç	450	kW	-50
Generatörden Elde Edilen Enerji	563.1580	kWh	-186.1920
Bataryadan Kullanılan Enerji	252.0699	kWh	-21.6001
Yakıt Hücresinden Kullanılan Enerji	210.7430	kWh	+210.7430
Kullanılan Hidrojen Gazı Miktarı	12.2231	kg	+12.2231
Kullanılan Oksijen Miktarı	92.0634	Kg	+92.0634
Emisyon Salınımı Miktarı	240.6912	kg	-79.5776
Enerji Bakımından Hibritizasyon Oranı	0.4502	-	0.1819

Algoritmasının üçüncü senaryosu kullanılarak koşulan kısa uçuş simülasyonda elde edilen kaynakların çıkış gücü değişimi Şekil 6.35’ de, batarya ve hidrojen tankı doluluk oranı değişimi ise Şekil 6.36’ da verilmiştir.



Şekil 6.35: Senaryo 3 ve kısa uçuş için kaynakların çıkış gücü değişimi.



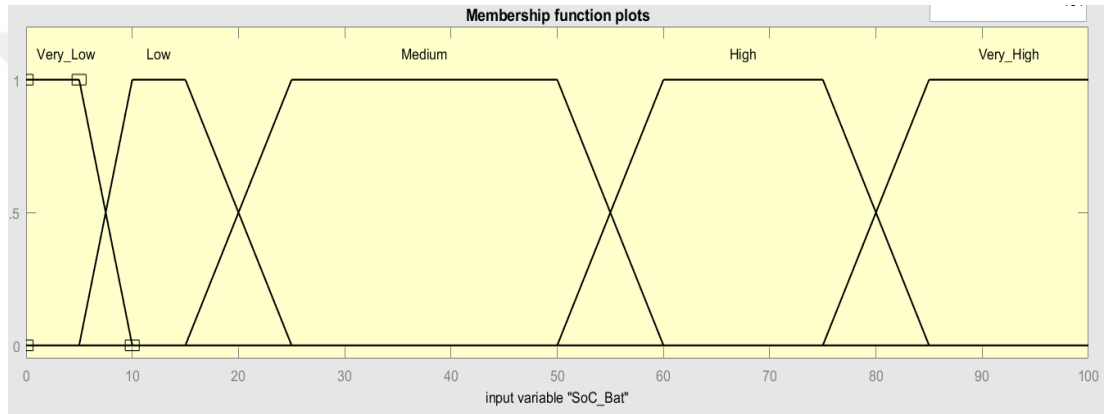
Şekil 6.36: Senaryo 3 ve kısa uçuş için batarya ve hidrojen tankı doluluk oranı değişimi.

Çizelge 6.9: Kısa uçuş ve senaryo 3 için edinilen özet bilgi.

Uçuş Simülasyon Sonuçları - Senaryo 3 Kısa Uçuş	Değer	Birim	Gerçek Tasarıma Göre Fark
Generatörden Alınan Maks Güç	175	kW	-325
Generatörden Elde Edilen Enerji	22.51	kWh	-103.0100
Bataryadan Kullanılan Enerji	164.7602	kWh	49.1302
Yakıt Hücresinden Kullanılan Enerji	51.0457	kWh	51.0457
Kullanılan Hidrojen Gazı Miktarı	2.9607	kg	+2.9607
Kullanılan Oksijen Miktarı	22.2994	kg	+22.0905
Emisyon Salınımı Miktarı	9.6207	kg	-44.0260
Enerji Bakımından Hibritizasyon Oranı	0.9055	-	0.4355

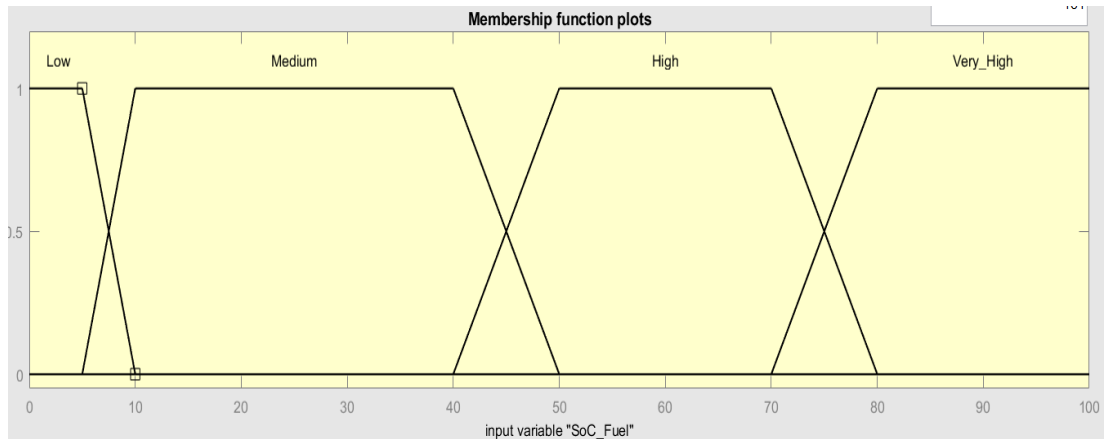
Senaryo 4:

Dört, beş ve altıncı senaryolar batarya ve hidrojen tankının doluluk oranlarına ait üyelik fonksiyonlarının sınır değerlerinin değişmesi durumunda uçuşa olan etkilerini gözlemlemek amacıyla kurgulanmıştır. Buna göre dördüncü senaryo birinci senaryoda verilen tüm üyelik fonksiyonlarının aynı fakat batarya ve hidrojen tankı doluluk oranlarının farklı olduğu, beşinci senaryo ise ikinciye göre farklı olduğu, altıncı senaryo ise üçüncü senaryo baz alınarak oluşturulan senaryolardır. Bu sebeple diğer üyelik fonksiyonları bu bölümde tekrar verilmeyecek olup, dört, beş ve altıncı senaryoda kullanılan batarya oranını sergileyen üyelik fonksiyonları Şekil 6.37’ de verilmiştir.



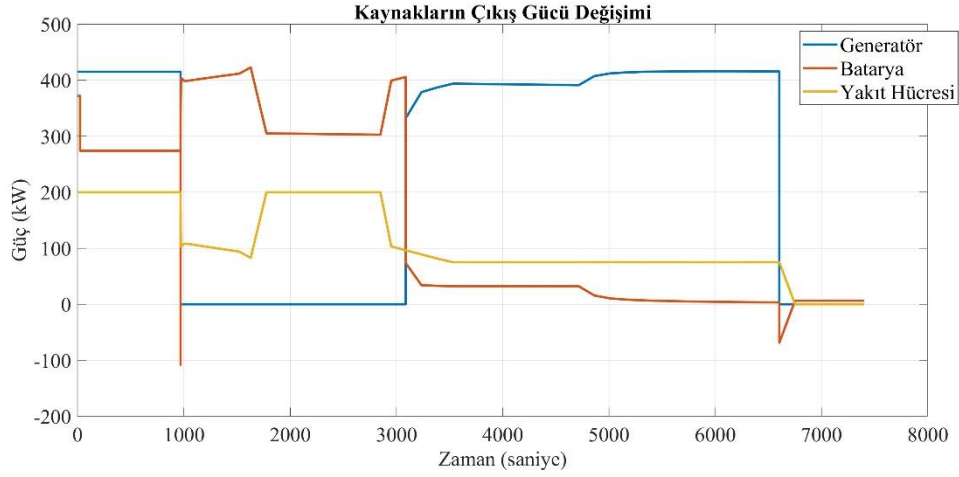
Şekil 6.37: 4. senaryo batarya doluluk oranı üyelik fonksiyonu.

Hidrojen tankı doluluk oranını gösteren üyelik fonksiyonları ise Şekil 6.38’ de verilmiştir.

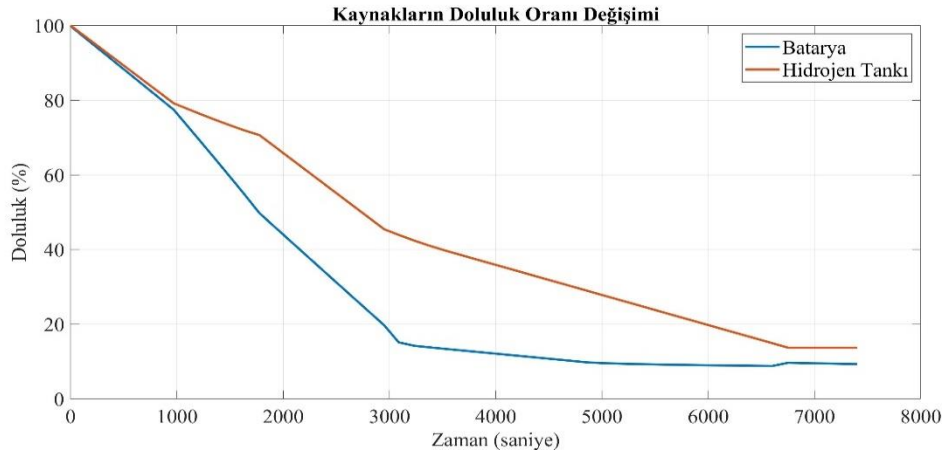


Şekil 6.38: 4. senaryo hidrojen tankı doluluk oranı üyelik fonksiyonu.

Bu üyelik fonksiyonlarına göre analiz edilen dördüncü senaryo sonuçları aşağıdaki gibidir.



Şekil 6.39: Senaryo 4 ve uzun uçuş için kaynakların çıkış gücü değişimi.

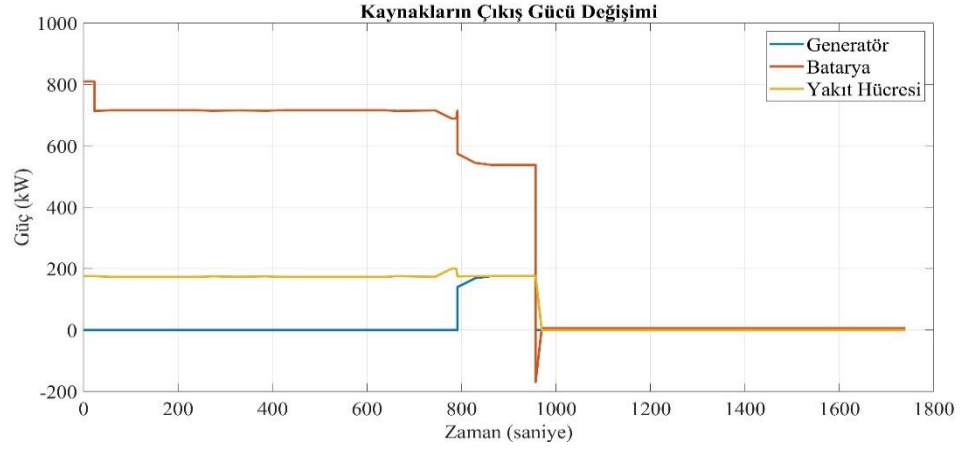


Şekil 6.40: Senaryo 4 ve uzun uçuş için batarya ve hidrojen tankı doluluk oranı değişimi.

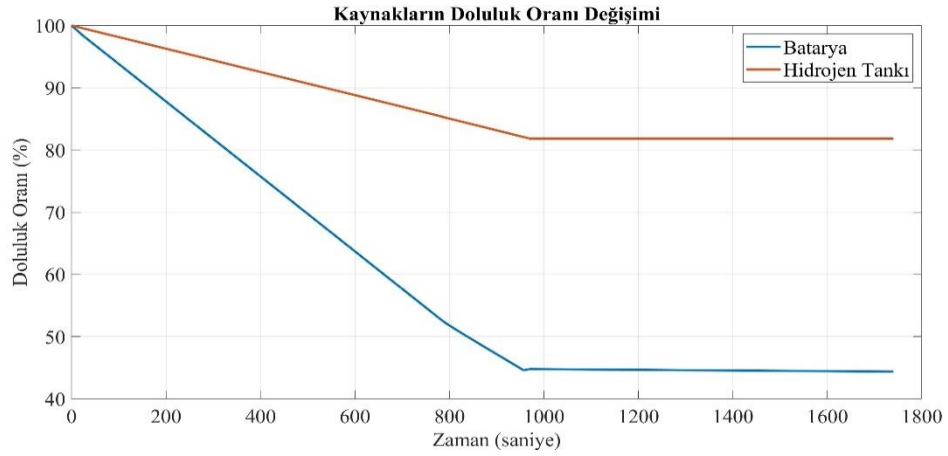
Çizelge 6.10: Uzun uçuş ve senaryo 4 için edinilen özet bilgi.

Uçuş Simülasyon Sonuçları - Senaryo 4 Uzun Uçuş	Değer	Birim	Gerçek Tasarıma Göre Fark
Generatörden Alınan Maks Güç	415	kW	-85
Generatörden Elde Edilen Enerji	502.4057	kWh	-246.9443
Bataryadan Kullanılan Enerji	300.9516	kWh	+27.2816
Yakıt Hücresinden Kullanılan Enerji	223.1802	kWh	+223.1802
Kullanılan Hidrojen Gazı Miktarı	12.9445	kg	+12.9445
Kullanılan Oksijen Miktarı	97.4966	kg	+97.4966
Emisyon Salınımı Miktarı	214.7259	kg	-105.5429
Enerji Bakımından Hibritizasyon Oranı	0.5095	-	+0.2412

Senaryo dördün kısa uçuşa uygulanmasıyla elde edilen sonuçlar aşağıdaki gibidir.



Şekil 6.41: Senaryo 4 ve kısa uçuş için kaynakların çıkış gücü değişimi.

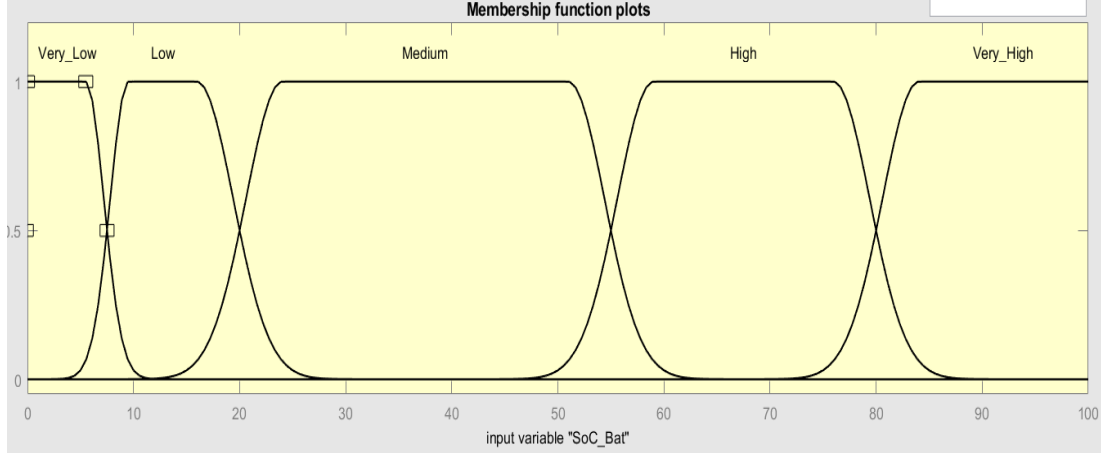


Şekil 6.42: Senaryo 4 ve kısa uçuş için batarya ve hidrojen tankı doluluk oranı değişimi.

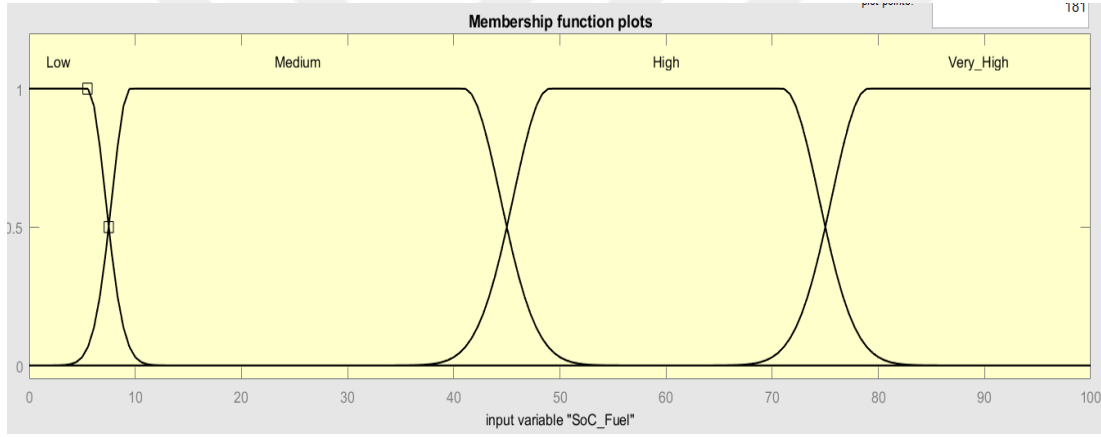
Çizelge 6.11: Kısa uçuş ve senaryo 4 için edinilen özet bilgi.

Uçuş Simülasyon Sonuçları - Senaryo 4 Kısa Uçuş	Değer	Birim	Gerçek Tasarıma Göre Fark
Generatörden Alınan Maks Güç	175	kW	-325
Generatörden Elde Edilen Enerji	7.7359	kWh	-117.7841
Bataryadan Kullanılan Enerji	183.5750	kWh	+67.9450
Yakıt Hücresinden Kullanılan Enerji	47.005	kWh	+47.005
Kullanılan Hidrojen Gazı Miktarı	2.7263	kg	+2.7263
Kullanılan Oksijen Miktarı	20.5342	Kg	+20.5342
Emisyon Salınımı Miktarı	3.3063	kg	-50.3404
Enerji Bakımından Hibritizasyon Oranı	0.9675	-	+0.4975

İkinci senaryoda yeni batarya ve hidrojen tankı doluluk oranlarını simgeleyen üyelik fonksiyonları kullanılarak elde edilen beşinci senaryo sonuçları aşağıdaki gibidir.



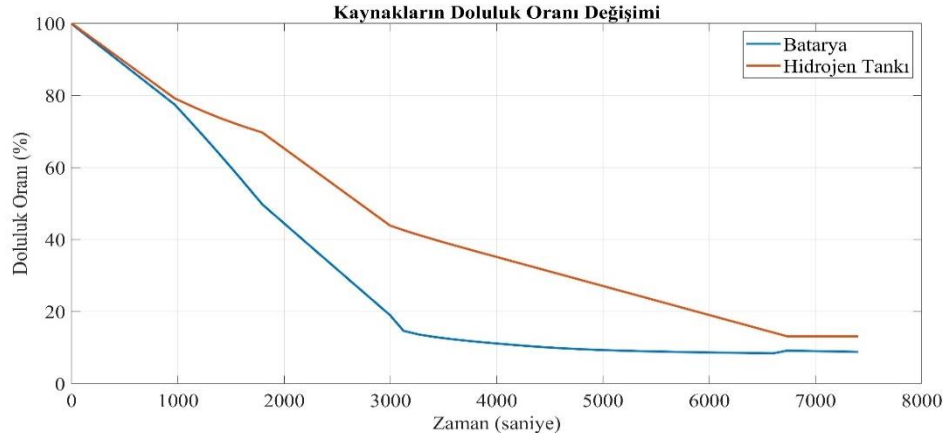
Şekil 6.43: 5. senaryo batarya doluluk oranı üyelik fonksiyonu.



Şekil 6.44: 5. senaryo hidrojen tankı doluluk oranı üyelik fonksiyonu.



Şekil 6.45: Senaryo 5 ve uzun uçuş için kaynakların çıkış gücü değişimi.

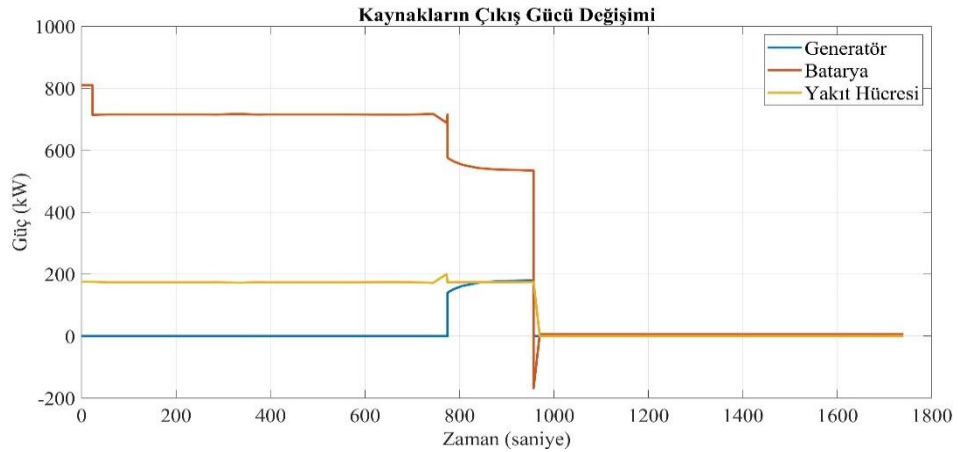


Şekil 6.46: Senaryo 5 ve uzun uçuş için batarya ve hidrojen tankı doluluk oranı değişimi.

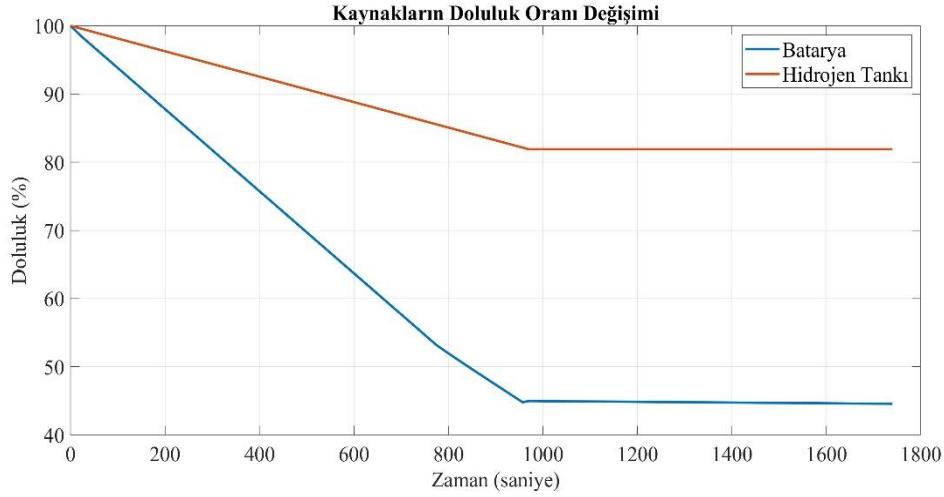
Çizelge 6.12: Uzun uçuş ve senaryo 5 için edinilen özet bilgi.

Uçuş Simülasyon Sonuçları - Senaryo 5 Uzun Uçuş	Değer	Birim	Gerçek Tasarıma Göre Fark
Generatörden Alınan Maks Güç	415	kW	-85
Generatörden Elde Edilen Enerji	499.2062	kWh	-250.1438
Bataryadan Kullanılan Enerji	302.2726	kWh	+28.6026
Yakıt Hücresinden Kullanılan Enerji	224.6902	kWh	+224.6902
Kullanılan Hidrojen Gazı Miktarı	13.0321	kg	+13.0321
Kullanılan Oksijen Miktarı	98.1563	kg	+98.1563
Emisyon Salınımı Miktarı	213.3585	kg	-106.9104
Enerji Bakımından Hibritizasyon Oranı	0.5127	-	+0.2444

İlgili senaryonun kısa uçuşa ait sonuçları Çizelge 6.12’ de verilmiştir.



Şekil 6.47: Senaryo 5 ve kısa uçuş için kaynakların çıkış gücü değişimi.

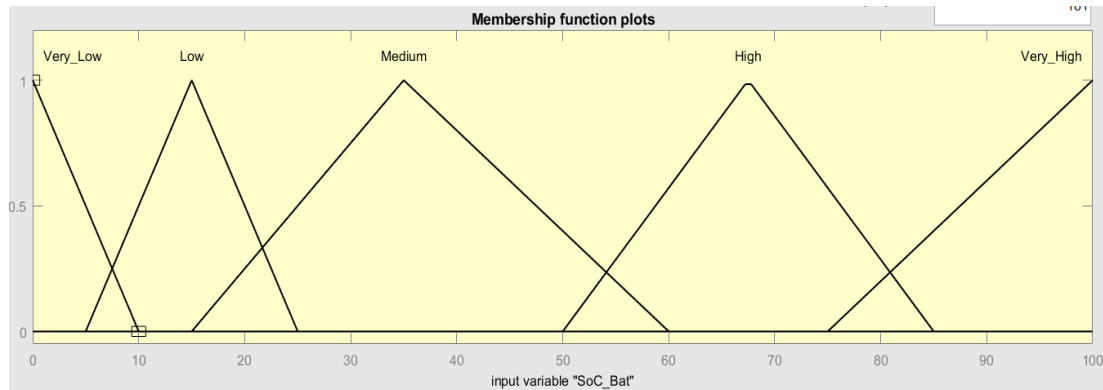


Şekil 6.48: Senaryo 5 ve kısa uçuş için batarya ve hidrojen tankı doluluk oranı değişimi.

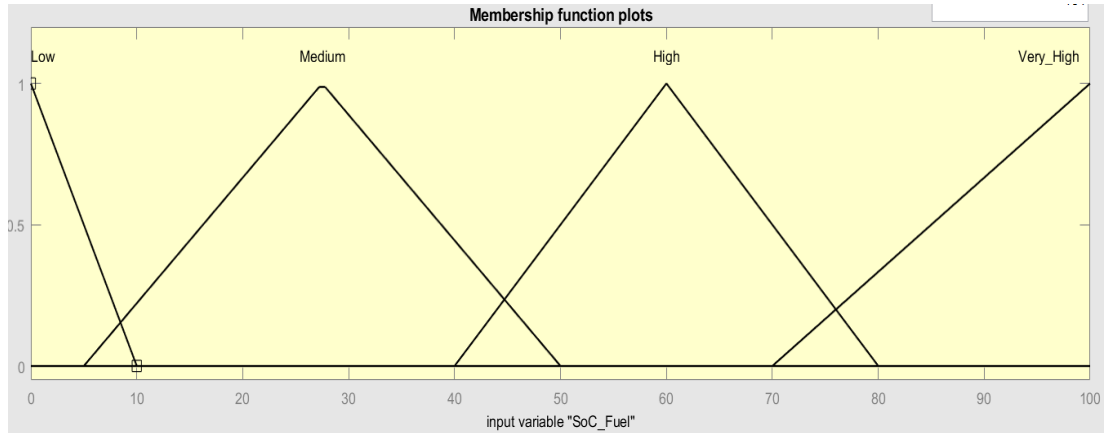
Çizelge 6.13: Kısa uçuş ve senaryo 5 için edinilen özet bilgi.

Uçuş Simülasyon Sonuçları - Senaryo 5 Kısa Uçuş	Değer	Birim	Gerçek Tasarıma Göre Fark
Generatörden Alınan Maks Güç	175	kW	-325
Generatörden Elde Edilen Enerji	8.5407	kWh	-116.9793
Bataryadan Kullanılan Enerji	182.9325	kWh	+67.3025
Yakıt Hücresinden Kullanılan Enerji	46.8427	kWh	+46.8427
Kullanılan Hidrojen Gazı Miktarı	2.7169	Kg	+2.7169
Kullanılan Oksijen Miktarı	20.4633	kg	+20.4633
Emisyon Salınımı Miktarı	3.6503	kg	-49.9964
Enerji Bakımından Hibritizasyon Oranı	0.9642	-	+0.4942

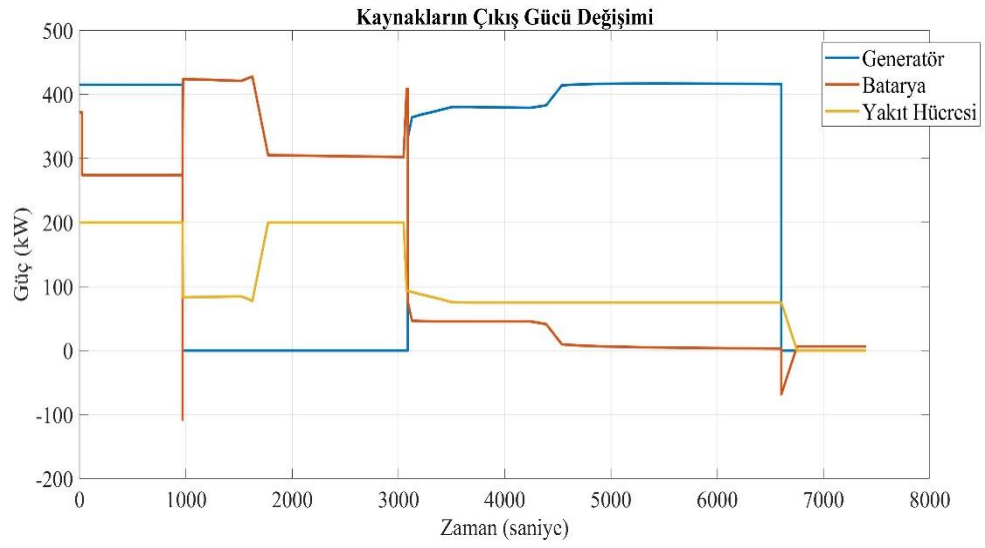
Aynı yöntem kullanılarak üçüncü senaryodan türetilen altıncı senaryo sonuçları da Çizelge 6.13’ de verilmiştir.



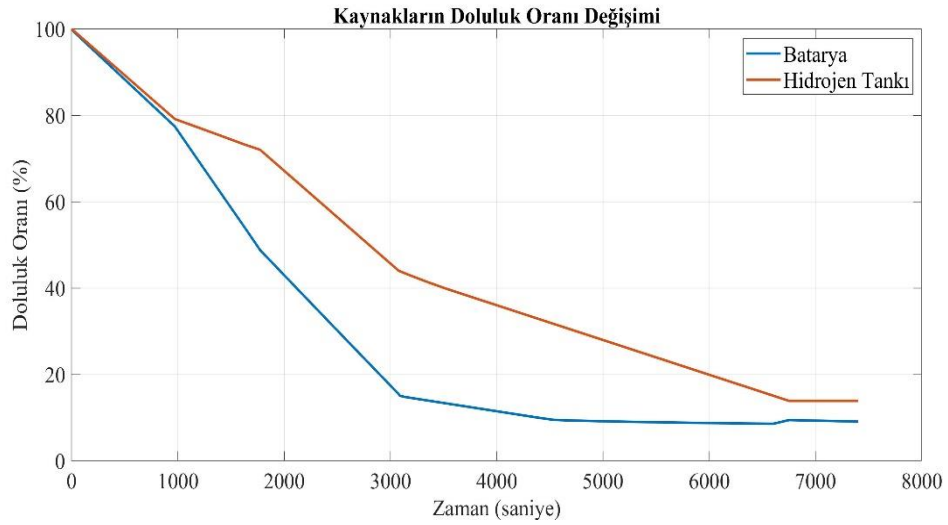
Şekil 6.49: Senaryo 6 için batarya şarj durumunu gösteren üyelik fonksiyonları.



Şekil 6.50: Senaryo 6 için hidrojen tankı doluluk oranını gösteren üyelik fonksiyonları.



Şekil 6.51: Senaryo 6 uzun uçuş için kaynakların çıkış gücü değişimi.

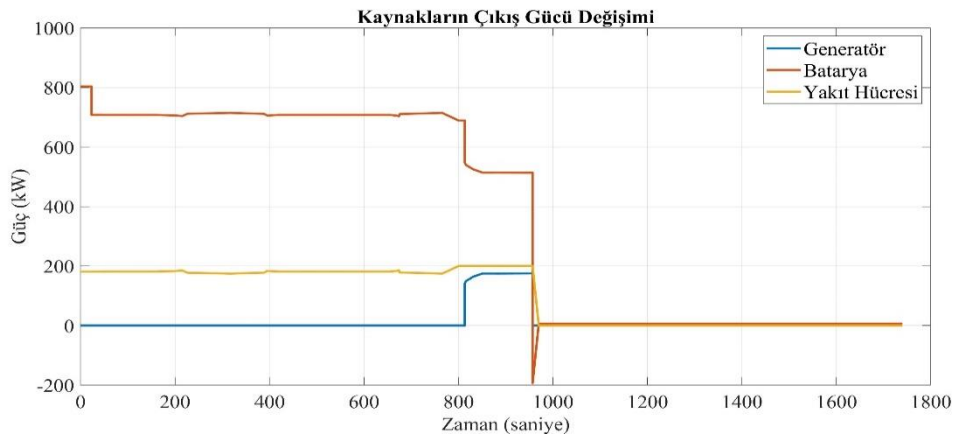


Şekil 6.52: Senaryo 6 ve uzun uçuş için batarya ve hidrojen tankı doluluk oranı değişimi.

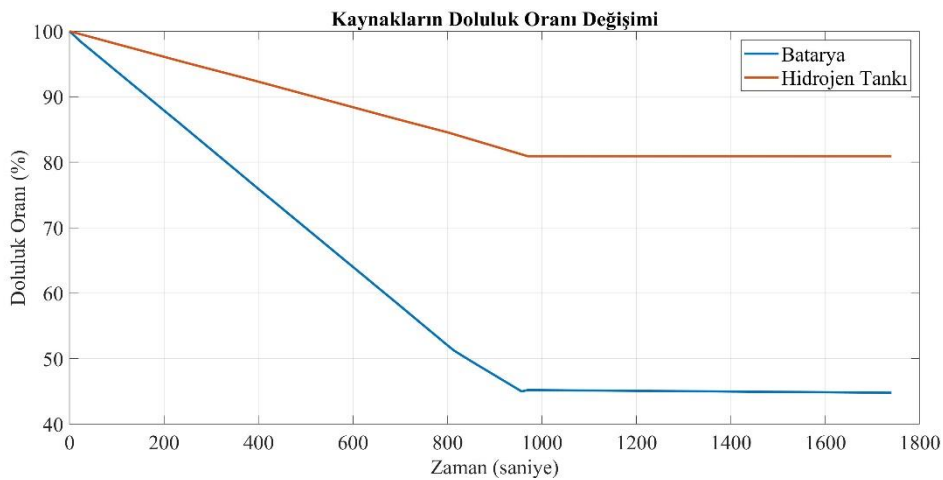
Çizelge 6.14: Uzun uçuş ve senaryo 6 için edinilen özet bilgi.

Uçuş Simülasyon Sonuçları - Senaryo 6 Uzun Uçuş	Değer	Birim	Gerçek Tasarıma Göre Fark
Generatörden Alınan Maks Güç	415	kW	-85
Generatörden Elde Edilen Enerji	502.0962	kWh	-247.2538
Bataryadan Kullanılan Enerji	301.6906	kWh	+28.0206
Yakıt Hücresinden Kullanılan Enerji	222.7389	kWh	+222.7389
Kullanılan Hidrojen Gazı Miktarı	12.9189	kg	+12.9189
Kullanılan Oksijen Miktarı	97.3039	kg	+97.3039
Emisyon Salınımı Miktarı	214.5937	kg	-105.6751
Enerji Bakımından Hibritizasyon Oranı	0.5098	-	+0.2415

Bu senaryonun kısa uçuşa göre uyarlanmış haline ait sonuçlar aşağıdaki gibidir.



Şekil 6.53: Senaryo 6 kısa uçuş için kaynakların çıkış gücü değişimi.



Şekil 6.54: Senaryo 6 ve kısa uçuş için batarya ve hidrojen tankı doluluk oranı değişimi.

Çizelge 6.15: Kısa uçuş ve senaryo 6 için edinilen özet bilgi.

Uçuş Simülasyon Sonuçları - Senaryo 6 Kısa Uçuş	Değer	Birim	Gerçek Tasarıma Göre Fark
Generatörden Alınan Maks Güç	175	kW	-325
Generatörden Elde Edilen Enerji	6.7987	kWh	-118.7213
Bataryadan Kullanılan Enerji	182.169	kWh	+66.5390
Yakıt Hücresinden Kullanılan Enerji	49.3482	kWh	+49.3482
Kullanılan Hidrojen Gazı Miktarı	2.8622	kg	+2.8622
Kullanılan Oksijen Miktarı	21.5578	kg	+21.5578
Emisyon Salınımı Miktarı	2.9058	kg	-50.7409
Enerji Bakımından Hibritizasyon Oranı	0.9715	-	+0.5015

6.3.2. Benzetim sonuçlarının ağırlık bakımından incelenmesi

İncelenen uçağa 200 kW gücünde yakıt hücresi eklenmesi farklı senaryolar yardımıyla incelenmiş ve her bir durum için kaynakların çıkış gücünün nasıl değiştiği gözlemlenmiştir.

Belirlenen kısıtlar çerçevesinde Senaryo 5 referans alındığında uçağın yeni güç kaynakları 200 kW yakıt hücresi, 330 kWh batarya ve 415 kW gücünde generatördür. Ayrıca 15 kg H₂ depolama ünitesi ve 110 kg O₂ depolama ünitesine ihtiyaç bulunmaktadır. Fakat uçağın artık daha az yakıtla ihtiyacı olduğundan daha az yakıtle kalkış yapması sağlanılabilir ve daha küçük bir yakıt tankı kullanılabilir. Tüm bu durumların uçağın ağırlığına yaptıkları etki ayrı ayrı ele alınmıştır.

6.3.2.1. Yakıt hücresi sisteminin ağırlığa etkisi

Önceki kısımlarda da bahsedildiği üzere bir yakıt hücresi sisteminin enerji kaynağı olarak kullanılabilmesi için yakıt hücreleri kümesinin yanında yakıt depolama üniteleri ve soğutucu gibi ekipmanlara ihtiyaç bulunmaktadır. Tasarım yapılırken ilgili tüm ekipmanların uçakta yaratacağı ağırlık etkisinin incelenmesi gerekmektedir.

Yakıt hücreleri kümesi için mevcut teknolojide üretim yapan firmaların verileri ve güncel akademik çalışmalar incelenmiş ve Çizelge 6.15’ de bilgileri verilen yakıt hücrelerinin kullanıldığı varsayılmış, bu durumda 200 kW’ lık yakıt hücresi kümesinin 70 kg ağırlık artışına neden olacağı saptanmıştır [89].

Çizelge 6.16: Kullanılan yakıt hücresi kümesi bilgisi [89].

Standart Güçlerdeki Yakıt Hücresi Özellikleri					
Maksimum Güç (kw)	49	63	81	98	120
Hücre Sayısı	167	215	275	335	419
Boyutlar (mm)	419x271x156	419x321x156	419x383x156	419x444x156	419x531x156
Ağırlık (kg)	21	25	29	34	41

$$\Delta W_{y_hücre_{kümesi}} = +70 \text{ kg}$$

Yapılan analizlerde 15 kg hidrojen ve 110 kg O₂ depolayabilecek tanka ihtiyaç olduğu görülmüştür. Bu değer yakıtın sıvı ve basınçlandırılmış bir şekilde depolandığı varsayılarak Şekil 2.14 yardımıyla hesaplanmış ve uçahta toplamda 220 kg ağırlık artışına neden olacağı bulunmuştur.

$$\Delta W_{hidrojen_{tankı}} = +95 \text{ kg}$$

$$\Delta W_{oksijen_{tankı}} = +125 \text{ kg}$$

Yakıt hücrelerinden gerekli çıkış gücünün alınabilmesi için sistemde kullanılması gereken soğutma sisteminin ağırlığı, Thirkell ve diğer yazarların günümüz havacılık teknolojisinde yakıt hücrelerinin kullanımını inceleyen çalışması göz önüne alınarak 11.9 kg olarak hesaplanmıştır [12].

$$\Delta W_{y_hücre_{soğutma}} = +11.9 \text{ kg}$$

Ayrıca yakıt hücresinin uçak şebekesine bağlantısı için gerekli olan güç elektroniği dönüşüm ekipmanının özgül güç oranı 6.49 kW/kg olarak alınmış ve 30.81 kg ağırlık artışına neden olacağı hesaplanmıştır [90].

$$\Delta W_{y_hücre_{elektronik}} = +30.81 \text{ kg}$$

6.3.2.2. Uçak yakıt sisteminde meydana gelmesi beklenen ağırlık değişimi

Yakıt hücrelerinin de güç kaynağı olarak kullanılmasından dolayı içten yanmalı motordan üretilen enerji azalmıştır. Bu nedenle hem kalkış yakıt miktarında hem de tüm yakıt sisteminde ağırlık azalması olması beklenmektedir. Bir yolcu uçağının yakıt sisteminin ağırlığı libre cinsinden NASA tarafından önerilen Denklem 6.3 kullanılarak hesaplanabilir [91].

$$WFSYS = 1.07 \times FMXTOT^{0.58} \times FNENG^{0.43} \quad (6.3)$$

WFSYS : yakıt sistemi ağırlığı (libre)

FMXTOT : uçağın maksimum yakıt kapasitesi (libre)

FNENG : uçağın motor sayısı

Çizelge 6.2' de verildiği üzere referans alınan uçakta 750 kWh generatör enerjisi için uygun bulunan toplam yakıt kapasitesi 800 libredir (362.8 kg). Senaryo 5 uzun uçuşta generatörden üretilen enerji 500 kWh civarında olduğu için lineer bir yaklaşımla yeni yakıt deposu miktarı 533 libre(241.7 kg) olacaktır. Uçağın tek yanma motoru tarafından tahrik edildiği düşünüldüğünde Denklem 6.3 kullanılarak hesaplanan ağırlık farkı -10.84 kg' dır. Bu hesap yapılırken toplam yakıt ağırlığı yerine maksimum kullanılabilen yakıt ağırlığı kullanılmıştır. Ayrıca 267 libre daha az yakıt depolanacağından kerosenin yoğunluğu dikkate alınarak -121.1 kg ağırlık kazancı beklenmektedir. Bu durumda yakıt sisteminde oluşacak toplam ağırlık düşüşü 131.94 kg' dır.

$$\Delta W_{\text{yakıt_sistemi}} = -131.94 \text{ kg}$$

6.3.2.3. Uçak motoru ve generatöründe beklenen ağırlık değişimi

Uçağın mevcut durumunda 500 kW içten yanmalı motor ve generatör takımı bulunmaktadır. 415 kW generatör kullanılması durumunda hem içten yanmalı motor hem de generatörde ağırlık azalmasına neden olur. Generatörün özgül güç oranı 2.2 kW/kg [92] ve içten yanmalı motorun özgül güç oranı 4 kW/kg [93] alınarak toplamda 59.88 kg ağırlık düşüşü beklenmektedir.

$$\Delta W_{\text{motor_gen}} = -59.88 \text{ kg}$$

Bahsedilen tüm ağırlık senaryoları çerçevesinde uçakta toplam ağırlık değişimi aşağıdaki gibi hesaplanmıştır:

$$\begin{aligned} \Delta W = & \Delta W_{\text{hücre}_{\text{kümesi}}} + \Delta W_{\text{hidrojen}_{\text{tankı}}} + \Delta W_{\text{oksijen}_{\text{tankı}}} \\ & + \Delta W_{\text{hücre}_{\text{soğutma}}} + \Delta W_{\text{hücre}_{\text{elektronik}}} + \Delta W_{\text{yakıt_sistemi}} \\ & + \Delta W_{\text{motor_gen}} \end{aligned}$$

$$\Delta W = 70 + 95 + 125 + 11.9 + 30.81 - 131.94 - 59.88$$

$$\Delta W = +140.89 \text{ kg}$$

Yapılan varsayımlara göre uçağın maksimum kalkış ağırlığında %3' e yakın artış meydana geleceği hesaplanmıştır. Fakat bu hesaplamalar ana ağırlık kaynaklarından olan hidrojen ve oksijenin Şekil 2.14' de verilen en hafif yöntemle depolandığı senaryoya göre yapılmıştır. Ayrıca farklı üreticilerinin ürettiği yakıt hücreleri arasında ciddi oranda özgül güç oranı farkı bulunmaktadır. Çizelge 6.16 da üç farklı üreticinin ürettiği yakıt hücrelerinin bilgileri sunulmuştur.

Çizelge 6.17: Farklı yakıt hücrelerinin özellikleri.

Yakıt Hücresi Kodu (Üretici İsimlendirmesi)	Hacim (m ³)	Ağırlık (kg)	Güç (kW)	Güç Yoğunluğu (kW m ⁻³)	Özgül Güç (kW kg ⁻¹)
FCveloCity – HD	0.528	285	100	189.5	0.4
HD90	0.594	360	99	166.7	0.3
HD180	1.184	720	198	167.2	0.3
S2-250C	0.033	34.5	22.5	676.8	0.7
S3-335C	0.029	32.3	100	3437.5	3.1
S3-445C	0.029	41.6	125	4296.9	3.0

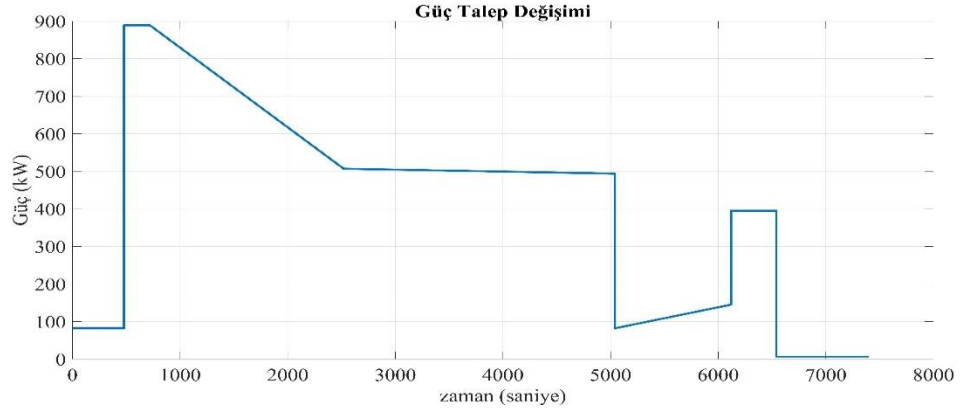
Çizelge 6.16' da verilen en düşük özgül güç oranına sahip hücre ve en ağır hidrojen ile oksijen depolama yöntemleri kullanılarak hesaplanmış olsaydı ağırlıktaki toplam artış 1093.3 kg olarak ortaya çıkar.

$$\Delta W = 666 + 250 + 225 + 113.2 + 30.81 - 131.94 - 59.88$$

$$\Delta W = 1093.3 \text{ kg}$$

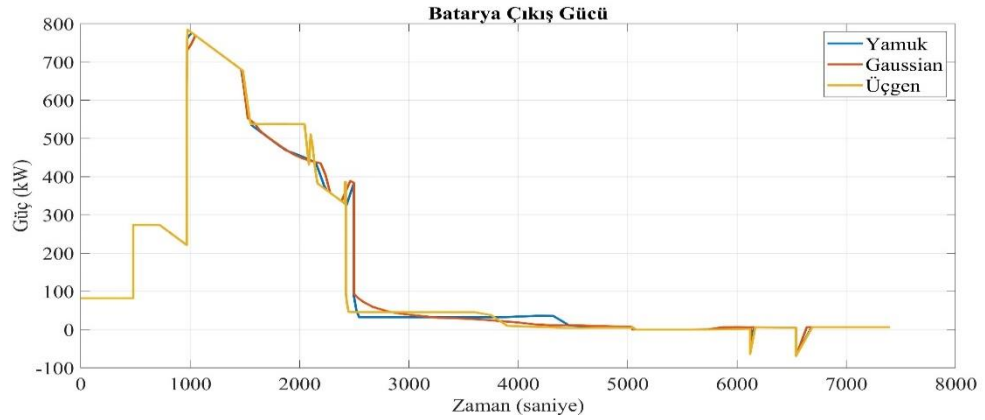
6.3.3. Sentetik uçuş profiline ait incelemeler

Tezin bu bölümünde belirlenen enerji yönetim algoritmasının uçak üzerinde daha önce oluşmamış sentetik bir yük profilinde nasıl çalışacağı incelenecektir. Thauvin ve diğer yazarların yaptığı çalışmadan yola çıkılarak tez kapsamında çalışılan hibrit uçağın uzun uçuştaki yük talep eğrisi Şekil 6.55' de verildiği gibi belirlenmiştir [94].

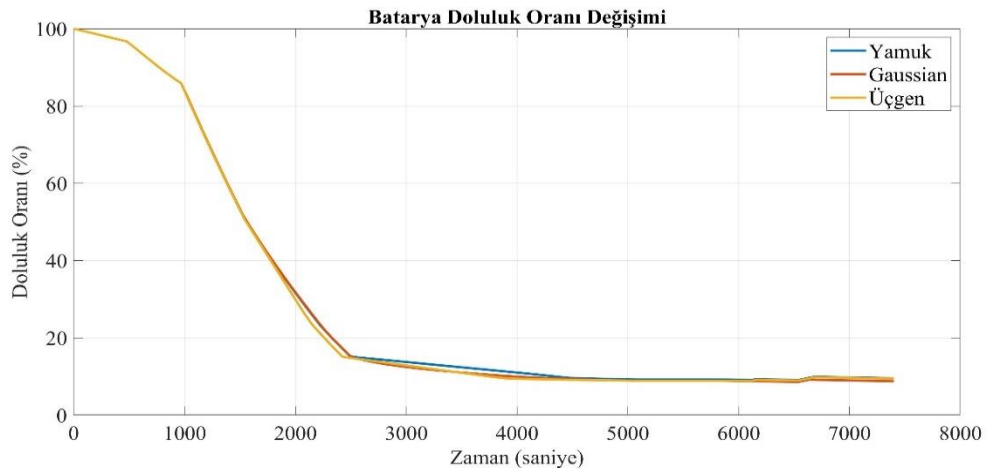


Şekil 6.55: Yeni belirlenen güç talep profili.

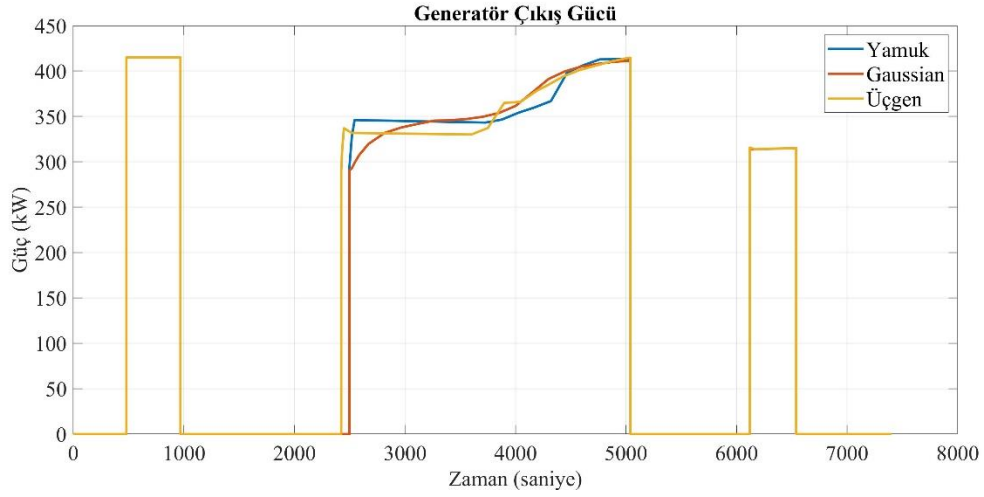
Senaryo 5' de uygulanan üyelik fonksiyonları sınır değerleri kullanılarak; bu güç profilinde bataryanın, generatörün ve yakıt hücresinin güç değişimleri, batarya ve hidrojen tankının doluluk oranları aşağıdaki gibidir.



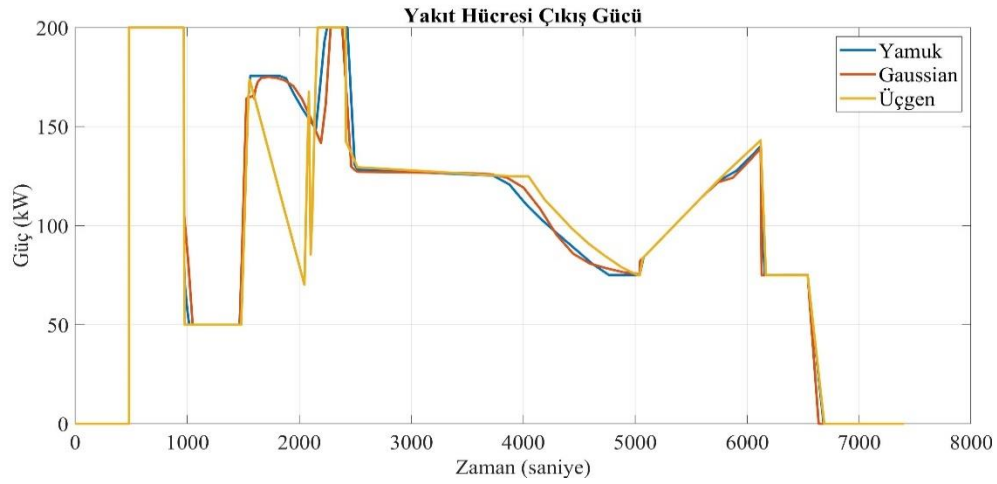
Şekil 6.56: Farklı üyelik fonksiyonları kullanılarak belirlenen batarya çıkış gücü değişimleri.



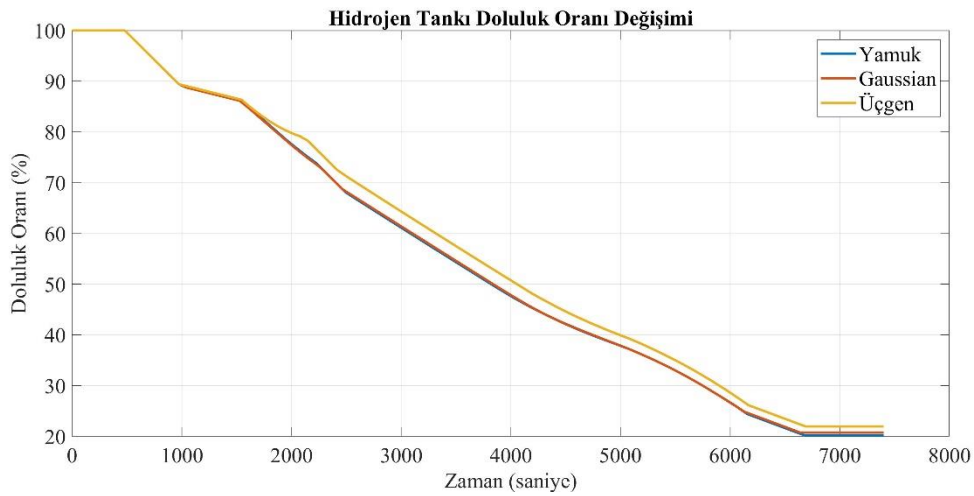
Şekil 6.57: Farklı üyelik fonksiyonları kullanılarak belirlenen batarya şarj durumu değişimleri.



Şekil 6.58: Farklı üyelik fonksiyonları kullanılarak belirlenen generatör çıkış gücü değişimleri.



Şekil 6.59: Farklı üyelik fonksiyonları kullanılarak belirlenen yakıt hücresi çıkış gücü değişimleri.



Şekil 6.60: Farklı üyelik fonksiyonları kullanılarak belirlenen hidrojen tankı doluluk oranı değişimleri.

Farklı üyelik fonksiyonlarının kullanıldığı senaryolara ait uçuş özet bilgileri Çizelge 6.17, Çizelge 6.18 ve Çizelge 6.19’ de verilmiştir.

Çizelge 6.18: Yeni yük için edinilen özet bilgi çizelgesi – yamuk tip üyelik fonksiyonu.

Uçuş Simülasyon Sonuçları – Yeni Yük	Değer	Birim
Toplam Enerji Talebi	851.2675	kWh
Generatör Gücü	415	kW
Generatörden Elde Edilen Enerji	348.1534	kWh
Bataryadan Kullanılan Enerji	300.0412	kWh
Yakıt Hücresinden Kullanılan Enerji	206.4576	kWh
Kullanılan Hidrojen Gazı Miktarı	11.9746	kg
Kullanılan Oksijen Miktarı	90.1914	kg
Emisyon Salınımı Miktarı	148.7992	kg
Enerji Bakımından Hibritizasyon Oranı	0.5899	-

Çizelge 6.19: Yeni yük için edinilen özet bilgi çizelgesi – gaussian tip üyelik fonksiyonu.

Uçuş Simülasyon Sonuçları – Yeni Yük	Değer	Birim
Toplam Enerji Talebi	851.2675	kWh
Generatör Gücü	415	kW
Generatörden Elde Edilen Enerji	347.0588	kWh
Bataryadan Kullanılan Enerji	301.6499	kWh
Yakıt Hücresinden Kullanılan Enerji	204.9520	kWh
Kullanılan Hidrojen Gazı Miktarı	11.8872	kg
Kullanılan Oksijen Miktarı	89.5336	kg
Emisyon Salınımı Miktarı	148.3314	kg
Enerji Bakımından Hibritizasyon Oranı	0.5912	-

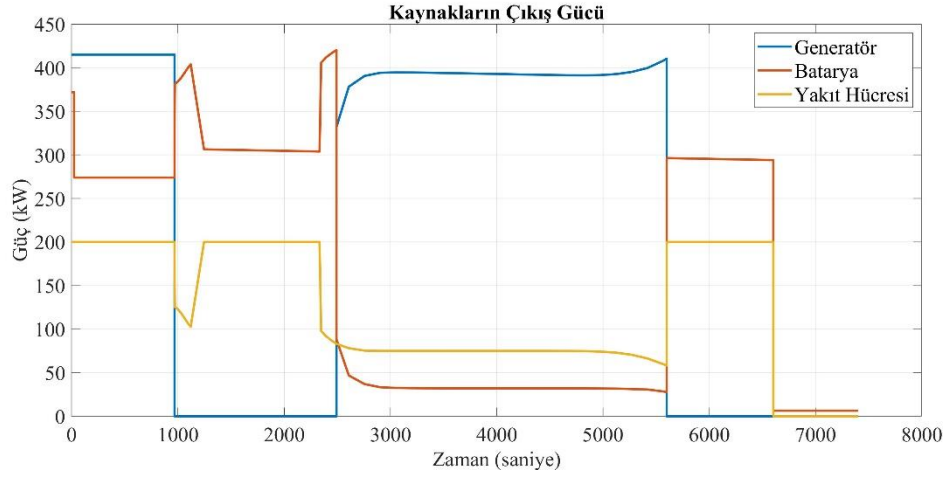
Çizelge 6.20: Yeni yük için edinilen özet bilgi çizelgesi – üçgen tip üyelik fonksiyonu.

Uçuş Simülasyon Sonuçları – Yeni Yük	Değer	Birim
Toplam Enerji Talebi	851.0884	kWh
Generatör Gücü	415	kW
Generatörden Elde Edilen Enerji	352.1718	kWh
Bataryadan Kullanılan Enerji	300.7293	kWh
Yakıt Hücresinden Kullanılan Enerji	201.8432	kWh
Kullanılan Hidrojen Gazı Miktarı	11.7069	kg
Kullanılan Oksijen Miktarı	88.1756	kg
Emisyon Salınımı Miktarı	150.5166	kg
Enerji Bakımından Hibritizasyon Oranı	0.5852	-

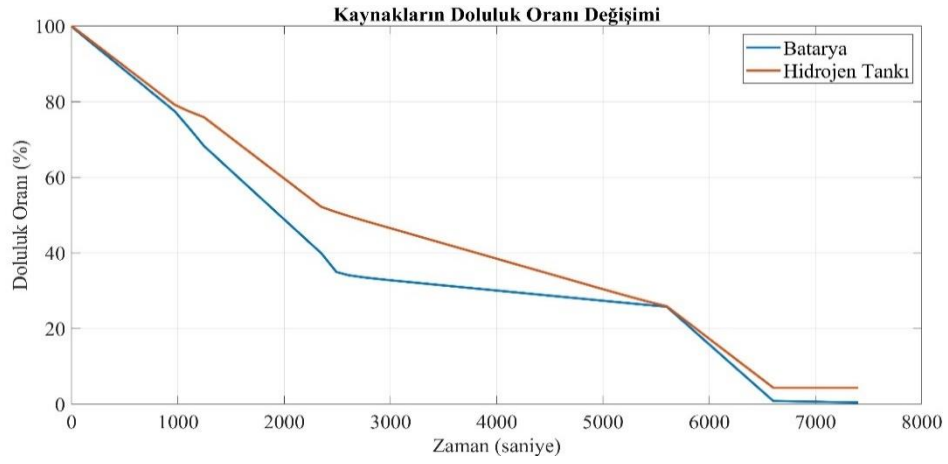
6.3.4.Arıza senaryosu

Uçaklarda generatörün arızalanarak acil durum senaryosuna geçişi durumunda bataryaların toplam enerji ihtiyacını karşılaması beklenir. Amerikan Havacılık Kurumu “FAA (Federal Aviation Administration)” tarafından belirlenen gereksinime göre; generatör arızası durumunda 25000 feet ve altında uçmak üzere sertifikalandırılmış uçakların en az 30 dk, 25000 feet ve üzeri için sertifikalandırılmış uçakların en az 60 dk kritik yüklerinin beslenmeye devam edilmesi gerekmektedir [95]. Kullanılan enerji yönetim algoritmasının bu kuralı sağladığının gösterilebilmesi için uçuşun bitmesinden yarım saat önce generatörün devre dışı kaldığı durum göz önüne alınmış ve batarya ile yakıt hücresinin gerekli enerjiyi paylaştıkları gösterilmiştir. Senaryoya göre generatörün beklenmedik arızası durumunda yakıt hücresi süzülmeden önce maksimum gücü olan 200 kW değerinde, batarya ise tüm uçuş boyunca kalan gücü sağlamak üzere programlanmıştır.

Bu bilgiler ışığında, enerji depolama ünitlerinin acil durum senaryosunda uçağın ihtiyaç duyduğu enerjiyi karşılayıp karşılayamayacağını görmek adına; generatörün uçuşun 93. dakikasında arızalanarak devreden çıkması senaryosu incelenmiştir. Uçuş boyunca hesaplanan kaynakların çıkış gücü Şekil 6.61, batarya ile hidrojen tankı doluluk oranı değişimi Şekil 6.62 ve uçuş özet bilgileri Çizelge 6.20’ de sunulmuştur.



Şekil 6.61: Arıza senaryosunda kaynakların çıkış gücü değişimi.



Şekil 6.62: Arıza senaryosunda kaynakların doluluk oranı değişimi.

Çizelge 6.20: Arıza durumu için edinilen özet bilgi çizelgesi – gaussian tip üyelik fonksiyonu.

Uçuş Simülasyon Sonuçları – Arıza Durumu	Değer	Birim
Toplam Enerji Talebi	1024	kWh
Generatör Gücü	415	kW
Generatörden Elde Edilen Enerji	448.7899	kWh
Bataryadan Kullanılan Enerji	328.6444	kWh
Yakıt Hücresinden Kullanılan Enerji	247.4073	kWh
Kullanılan Hidrojen Gazı Miktarı	14.3496	kg
Kullanılan Oksijen Miktarı	108.0803	kg
Emisyon Salınımı Miktarı	191.8108	kg
Enerji Bakımından Hibritizasyon Oranı	0.5619	-

Şekil 6.61’ den de görüldüğü gibi uçuşun son yarım saatinde generatör arızalanmış ve güç üretememiştir. Bu durumda enerji yönetim algoritması tarafından yakıt hücresinin çıkış gücü uçuşun süzülme fazına kadar 200 kW ve bataryanın gücü ise talep güç ile yakıt hücresi gücü arasındaki fark olacak şekilde ayarlanmıştır. Ayrıca süzülme evresinde de gerekli olan tüm güç batarya tarafından karşılanmıştır. Bu sayede uçak batarya ve hidrojen tankındaki enerjiyi kullanarak inişini gerçekleştirebilmiştir. Uçuş sonunda batarya da neredeyse enerji kalmamış olmasına rağmen hidrojen tankında %4.4 oranında hidrojen miktarı bulunmaktadır.



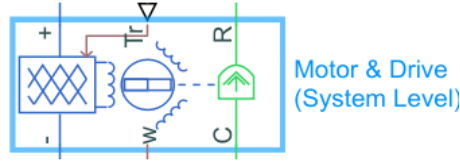
7. MATLAB/SİMULİNK ORTAMINDA EKİPMANLARIN MODELLENMESİ VE GELİŞTİRİLEN YÖNTEM İLE SİSTEM DAVRANIŞININ İNCELENMESİ

Güç sistemlerinde meydana gelebilecek anlık değişimler frekans ve gerilim gibi sistemin çalışması için kritik öneme sahip parametrelerin sınır değerleri dışına çıkmasına neden olabilecektir [96]. Bu gibi durumlarda anlık geçişlerin MIL-STD-704 gibi standartlarca belirtilen limitler içerisinde kalması gereklidir. Bu bölümde enerji yönetim uygulaması gerçekleştirilen hibrit uçakta meydana gelen anlık güç değişimlerine sistemin elektrik cevabı incelenecektir. Her güç elemanının çalışma karakteristiği ayrı olduğundan ve uçak üzerindeki gerçek ekipmanların bilgileri edinilemediğinden bu ekipmanların davranışlarını yansıtabilecek başka bileşenler kullanılmış ve aşağıda verilen birtakım varsayımlar yapılmıştır.

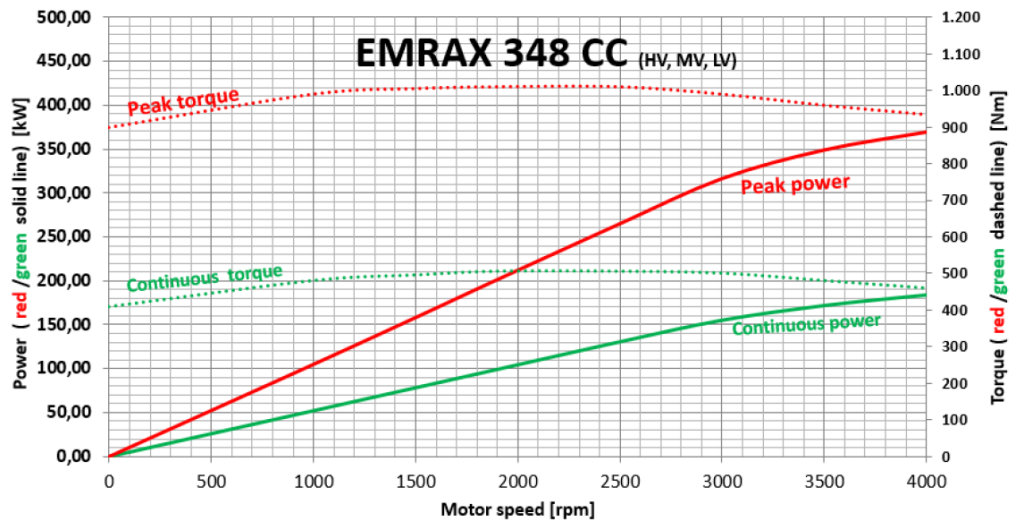
- Anlık geçiş senaryosunun uygulanması için 5. Senaryonun 969. saniyesinde generatörün gücünün yarıya indiği senaryo benzetimi gerçekleştirilmiştir.
- Enerji dağıtımı için 2.4 kV gerilim değeri belirlenmiştir.
- Uçak üzerinde yer alan bataryayı modellemek için; Matlab/Simscape kütüphanesinde kullanıcıların seçebildiği A123 ANR26650m1B lityum hücre seçilmiştir ve hücre çıkış gerilimi Şekil 7.3’ de sunulmuştur. (197 seri X 221 paralel = toplamda 330 kWh)
- Generatör ve motor modelleri için Emrax marka aviyonik kullanıma uygun Şekil 7.2’ de çalışma karakteristiği verilen motorlar seçilmiştir.
- Uçak firmasından elde edilen veriler direkt olarak talep gücü olduğu için motor verimliliği %99 varsayılmıştır (aksi takdirde mevcut durumdan daha fazla güç çekildiği durum göz önüne alınırdı).
- Yakıt hücresi modeli için Şekil 7.4’ de verilen Power Cell marka hücrenin 694 adet seri bağlı olduğu düşünülmüştür (200 kW).
- Generatör ve motorların sistem içerisindeki değişimlere cevabını inceleyebilmek adına Şekil 7.1’ de verilen “Simscape Electrical”

kütüphanesinde yer alan ve sistem seviyesinde davranış modellemek için kullanılan “Motor and Drive (System Level)” bileşeninden yararlanılmıştır. Burada modellenen generatör ve motorun kendisi değil davranışdır.

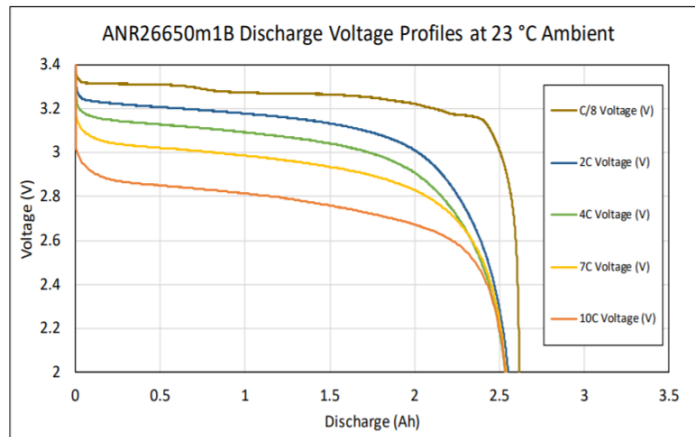
- Batarya, yakıt hücresi ve generatörün çıkış güçleri geliştirilen enerji yöntemi kullanılarak kontrol edilmiştir (Senaryo 5).



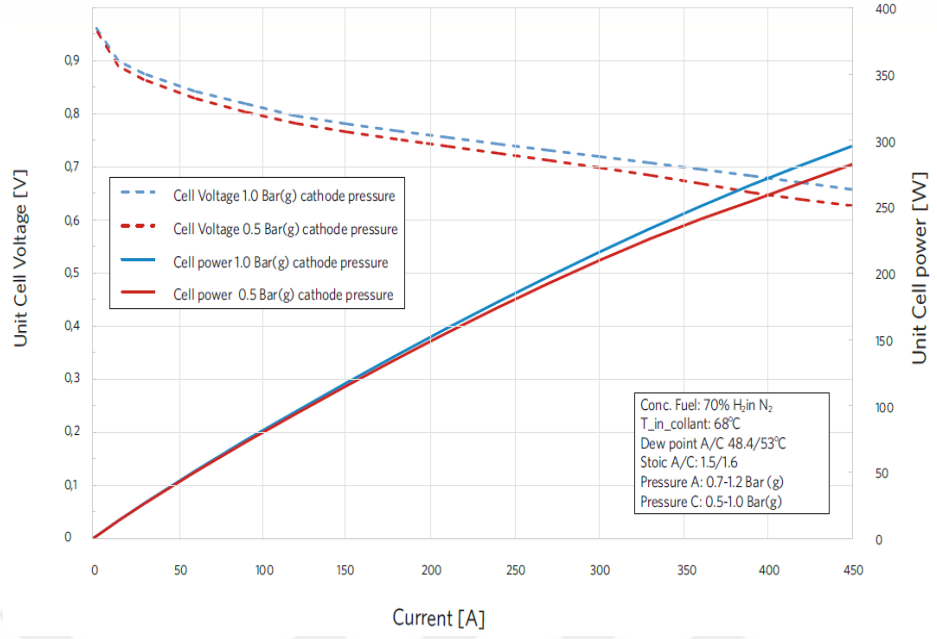
Şekil 7.1: Generatör ve motor davranışlarını modellemek için kullanılan bileşen.



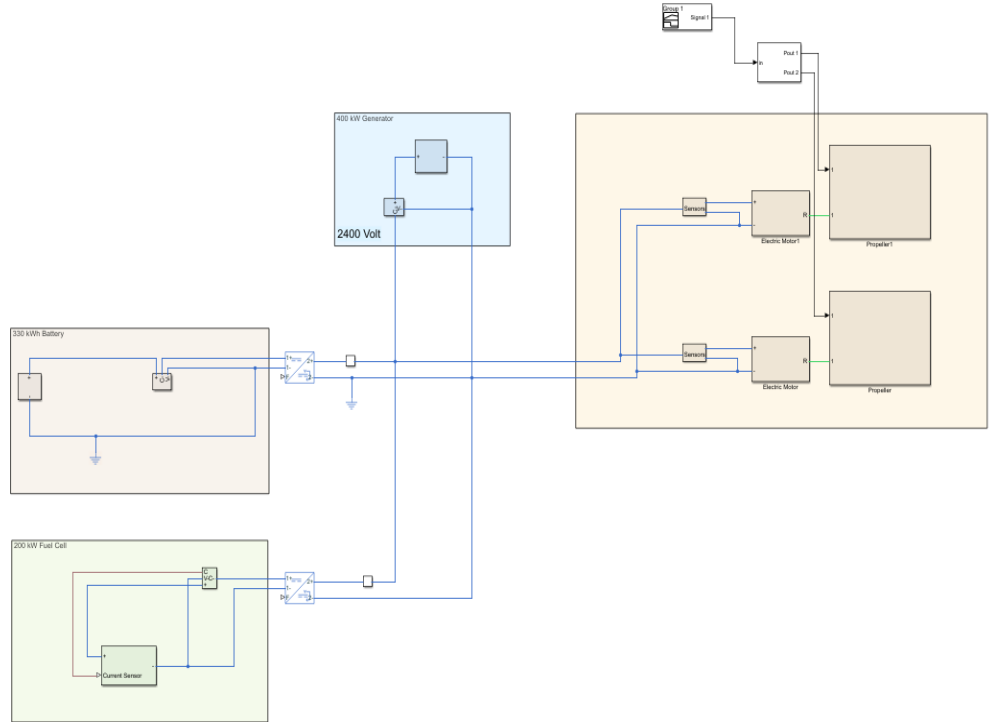
Şekil 7.2: Generatör ve motor davranış modeli için kullanılan emrax 348 CC motor/generatörü.



Şekil 7.3: Bataryanın davranışını modellemek için kullanılan A123 ANR26650m1B lityum hücresi.

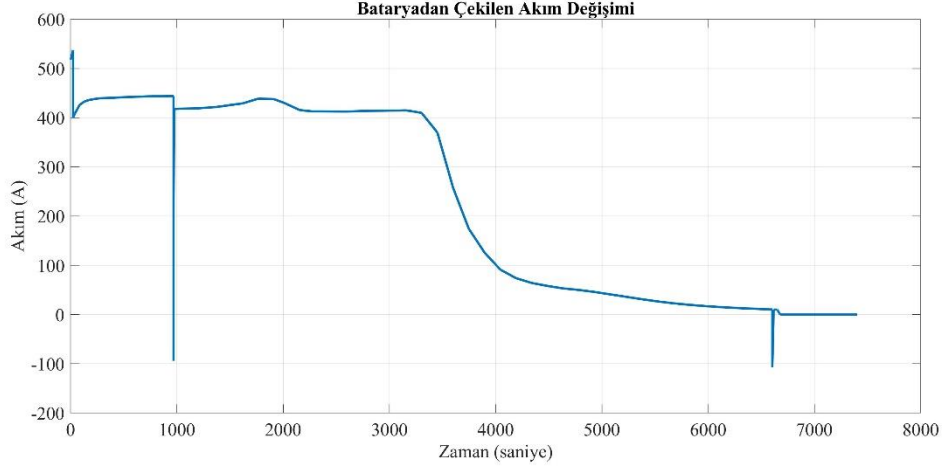


Şekil 7.4: Yakıt hücresinin davranışını modellemek için kullanılan PowerCell S3 hücresi.

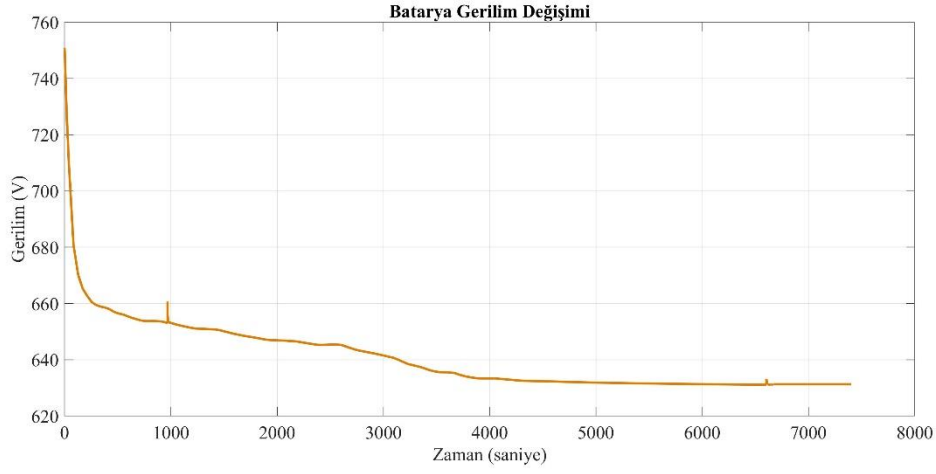


Şekil 7.5: Tüm sistemin davranışını modellemek için kurulan Matlab/Simulink modeli.

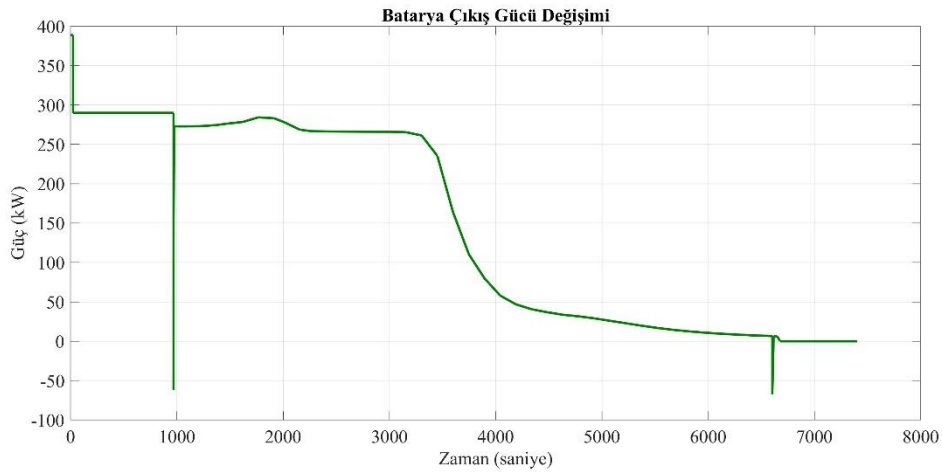
Senaryo 5' de verilen benzetim koşulları bu modele de uygulanmış ve batarya çıkış akımı, çıkış gerilimi gibi ekipman çıkış parametreleri değişimi aşağıdaki şekillerde verildiği gibi gözlemlenmiştir.



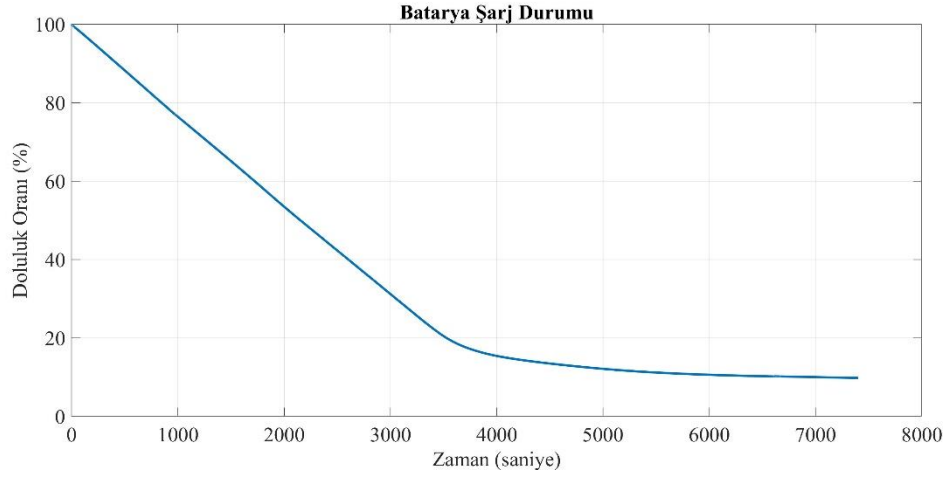
Şekil 7.6: Bataryanın çıkış akımı değişimi.



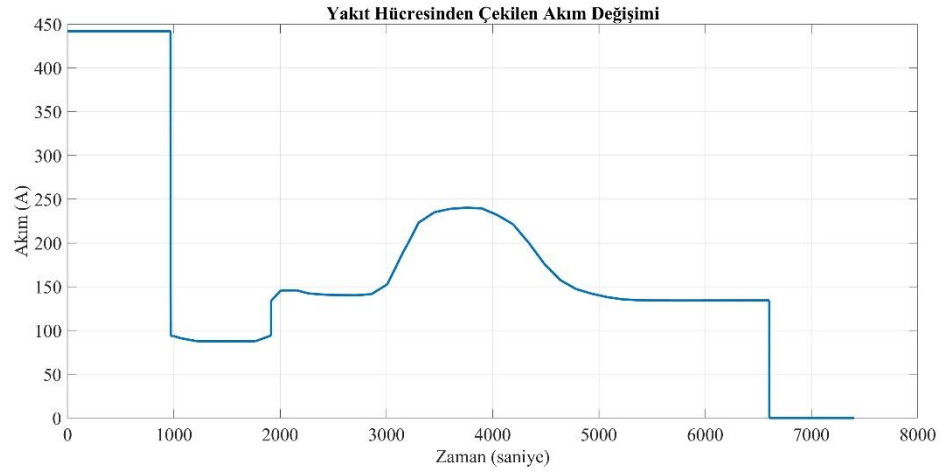
Şekil 7.7: Bataryanın çıkış gerilimi değişimi.



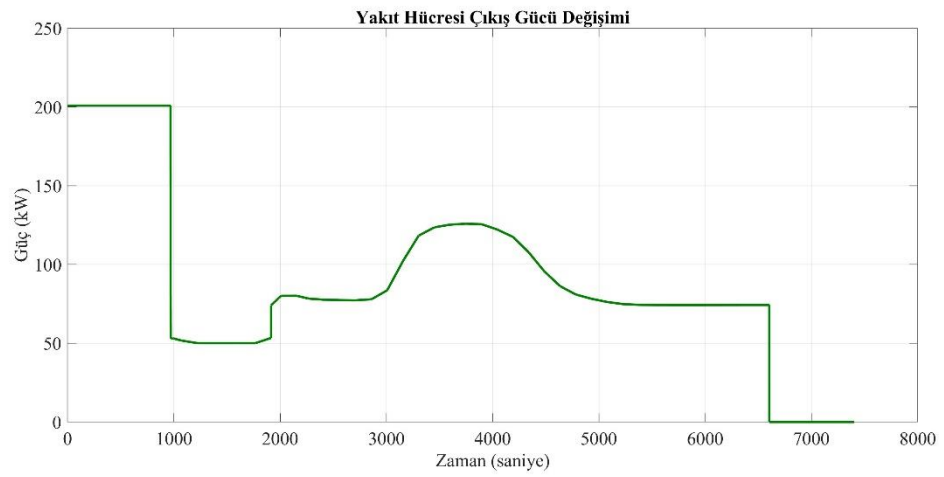
Şekil 7.8: Bataryanın çıkış gücü değişimi.



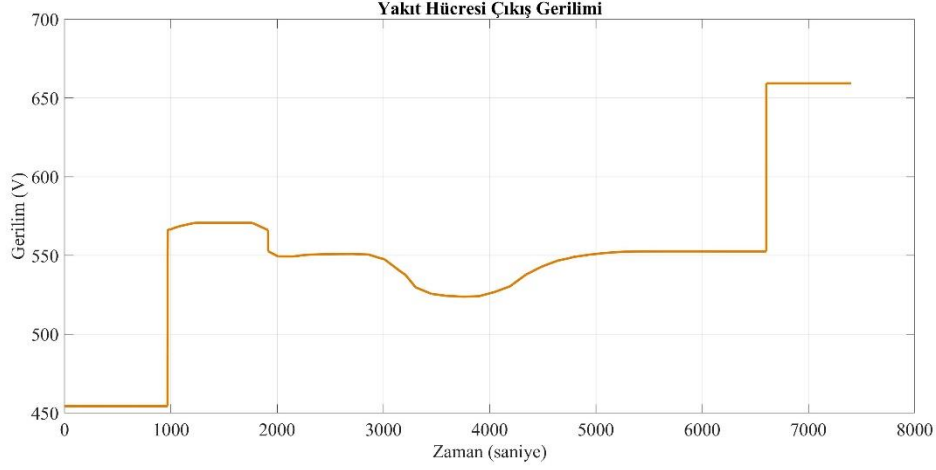
Şekil 7.9: Batarya şarj durumu değişimi.



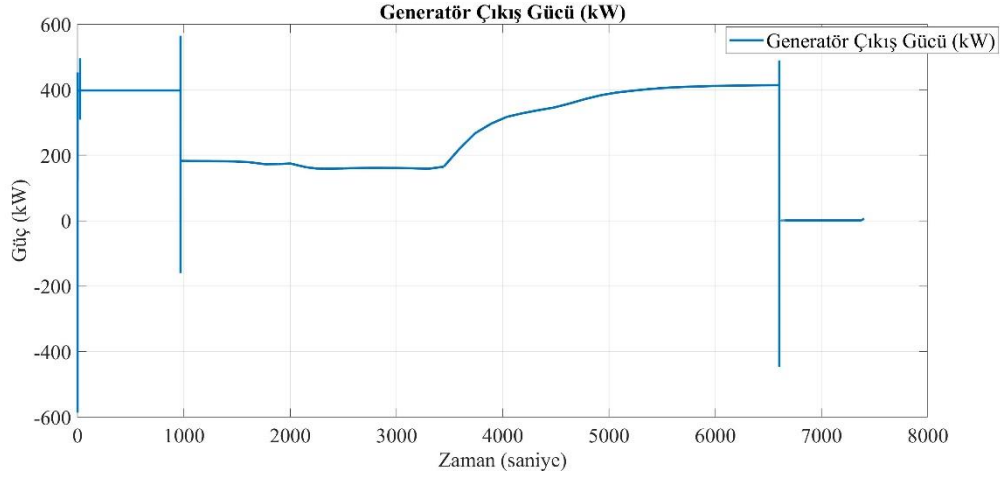
Şekil 7.10: Yakıt hücresinin çıkış akımının değişimi.



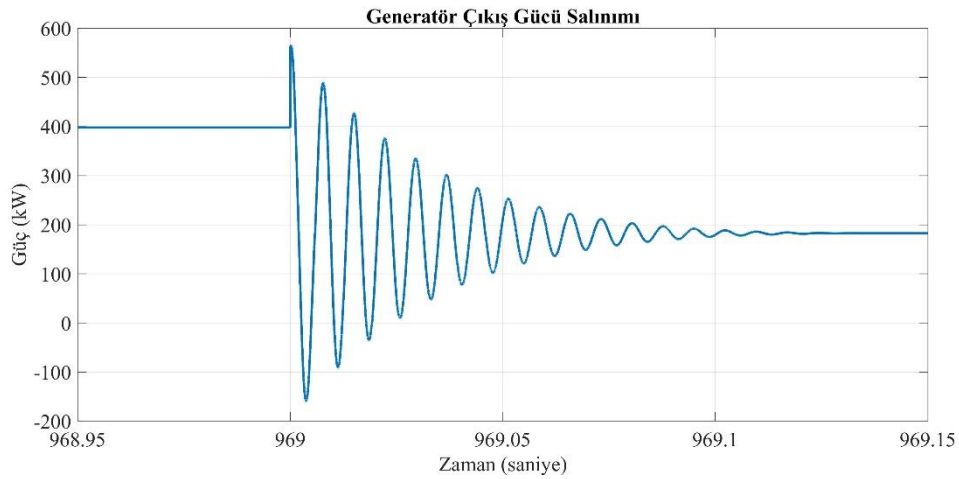
Şekil 7.11: Yakıt hücresi çıkış gücü değişimi.



Şekil 7.12: Yakıt hücresi çıkış gerilimi değişimi.



Şekil 7.13: Generatör çıkış gücü değişimi.



Şekil 7.14: 969. saniyede generatörün çıkış gücü değişimine verdiği cevap.

Şekil 7.9’ da görülebileceği gibi sistemde meydana gelen anlık güç değişimi talebi generatörün çıkış gücünde salınımlara yol açmaktadır. Şekil 7.10’ da daha net

görülebilmesi adına 969. saniyede enerji yönetim algoritması tarafından 400 kW' dan 200 kW civarına düşürölmek istenen çıkış gücünün neden olduğu salınım sunulmuştur. Bu ani değışim generatörün çıkış gücünde anlık salınımlara neden olmuş ve gücün tekrar kararlı hale gelmesi yaklaşık 0,15 saniye sürmüştür.

Hibrit uçaklar için geliştirilen güç yönetim uygulamalarında sistemlerin kurulan algoritmaya olan cevabının incelenmesi (özellikle de elektromekanik elemanların bu algoritmaya nasıl cevap verdiğinin incelenmesi) uçuş güvenliği için önem arz etmektedir. Tez kapsamında generatör kontrolü ve güç kararlılığı gibi konular çalışılmadığı için bu ünitelerin tasarımı gerçekleştirilmemiştir. Fakat enerji yönetim algoritmasının bir uçak üzerinde uygulanması durumunda bu konuların dikkate alınmasının önemi tez kapsamında vurgulanmıştır. Ayrıca geliştirilen yöntemin batarya, yakıt hücresi ve generatörün gücünü anlık değışimlerde de kontrol edebilme yeteneğine sahip olduğu gözlemlenmiştir.



8. SONUÇ

Bu tez kapsamında hibrit uçakların enerji yönetimi için bulanık mantık tabanlı bir yöntem geliştirilmiş ve bu yöntem farklı senaryolar ile ele alınarak sonuçlar karşılaştırılmıştır. Bu yöntemin uygulanabilmesi için elektrik güç kaynağı olarak batarya ve generatör içeren seri hibrit bir uçağın gerçek uçuş bilgileri üretici firmadan temin edilmiştir. Temin edilen verilere dayalı olarak uçakta, hem emisyon azalmasını sağlamak hem de kontrol sistemini daha karmaşık hale getirmek için yakıt hücrelerinin olası kullanım durumu ele alınmıştır.

Gerekli tahrik gücünü belirlenen amaçlar ve kısıtlar çerçevesinde sağlayabilmesi için generatör, yakıt hücresi ve bataryanın çıkış güçleri bulanık mantık tabanlı enerji yönetimi sayesinde anlık olarak kontrol edilmiştir. Bulanık mantığın enerji yönetim methodu olarak seçilmesinin sebebi karmaşık ve lineer olmayan sistemlerin kontrol değişkenlerini insan diline uygun sözel değişkenler ile ifade edebilme yeteneği ve sistem tasarımcısının tecrübesinin kolayca algoritmaya aktarılabilmesidir. Ayrıca kesin olmayan sınırlarda yüksek doğrulukla karar verebilme yeteneğine sahiptirler. Buna ek olarak; çalışmada güç uygulamaları için gaussian tipte üyelik fonksiyonların kullanımının daha uygun olduğu gözlemlenmiştir. Bunun en önemli sebebi ise farklı üyelik fonksiyonlarındaki kesişim bölgelerinden net bölgelere geçerken daha kararlı çıkış üretmesidir. Örneğin, üçgen tip üyelik fonksiyonunda sınır geçişleri çok hızlı ve büyük genlikte gerçekleştiği için ekipman çıkış güçlerinde daha yüksek genlikte değişimler olabilmektedir.

Bu sayede uçağın mevcut durumuna göre generatörden elde edilen enerji azaltılarak en iyi senaryoya göre %15 oranına varan emisyon düşüşü sağlanabileceği gözlemlenmiştir. Fakat henüz gelişmekte olan yakıt hücresi teknolojisinin toplam ağırlığı hakkında üretici belgelerinde ve literatürde çok farklı bilgiler mevcuttur. Bu sebeple en iyi senaryoya göre uçağın mevcut maksimum kalkış ağırlığına yalnızca %3 ağırlık eklenirken en kötü senaryoya göre bu oran uçağın tahrik gücü aktarım sisteminin tamamen yeniden tasarlanmasına neden olacak %20'lere kadar çıkmaktadır. Her iki durum arasındaki yüksek fark sebebiyle bu sistemlerin günümüz

teknolojisinde her durum için ayrı ayrı ele alınması ve uçağa özel tasarım yapılması gerektiği sonucuna varılmıştır. Ayrıca uçuş süresince meydana gelebilecek anlık durum geçişlerinin kaynakların çıkış gücüne olan etkisinin incelenmesi için ekipmanların davranışları MATLAB/SİMULİNK ortamında modellenmiş ve anlık yük değişiminin etkileri incelenmiştir. Özellikle generatör gibi elektromekanik ekipmanların çıkış gücünde kararlı halden sapmaya neden olan ve yüksek genlikli salınımlar olduğu görülmüştür. Hem elektrik sisteminin kararlı bir şekilde çalışması hem de güvenli uçuş koşulunun sağlanması için bu salınım sürelerinin ve genliklerin standartlarca belirlenen sınırlar içerisinde kalması sağlanmalıdır.

Seri hibrit uçaklar için önerilen bulanık mantık tabanlı enerji yönteminin ilave kısıtlar ve amaçlar ile geliştirilerek, geçici olaylar ve kararlılık incelemelerinin de dahil olduğu farklı senaryoları da göz önüne alan incelemeler ile geliştirilmesi ise geleceğe dönük çalışmalar olarak sayılabilir.

KAYNAKLAR

- [1] **IATA.** (t.y.). Aircraft Technology Roadmap to 2050, from: <https://www.iata.org/contentassets/8d19e716636a47c184e7221c77563c93/technology20roadmap20to20205020no20foreword.pdf>.
- [2] **V. Madonna, P. Giangrande, and M. Galea.** (2018). Electrical Power Generation in Aircraft: Review, Challenges, and Opportunities, *IEEE Trans. Transp. Electrifi.*, doi: 10.1109/TTE.2018.2834142.
- [3] **J. W. Pratt, L. E. Klebanoff, K. Munoz-Ramos, A. A. Akhil, D. B. Curgus, and B. L. Schenkman.** (2012). Proton exchange membrane fuel cells for electrical power generation on-board commercial airplanes, *Appl. Energy*, doi: 10.1016/j.apenergy.2012.08.003.
- [4] **R. Abdel-Fadil, A. Eid, and M. Abdel-Salam.** (2013). Electrical Distribution Power Systems of Modern Civil Aircrafts, *2nd Int. Conf. Energy Syst. Technol.*, 2013.
- [5] **EHJ Pallett.** (1987). *Aircraft Electrical Systems*, Third Edit.
- [6] **F. R. Ismagilov, V. E. Vavilov, and D. V. Gusakov.** (2018). Experimental Study of a Transformer-Rectifier Unit with a Hybrid Magnetic Core, doi: 10.1109/APEIE.2018.8546322.
- [7] **T. Yang, S. Bozhko, and G. Asher.** (2015). Functional modeling of symmetrical multipulse autotransformer rectifier units for aerospace applications, *IEEE Trans. Power Electron.*, doi: 10.1109/TPEL.2014.2364682.
- [8] **L. Roginskaya, D. Gusakov, and D. Masalimov.** (2019). Multi-phase Auto-and Transformer Rectifier System for Aircraft, doi: 10.1109/ICOECS46375.2019.8949957.
- [9] **L. Mihalache.** (2002). DSP control of 400 Hz inverters for aircraft applications, *Conf. Rec. - IAS Annu. Meet. (IEEE Ind. Appl. Soc.)*, doi: 10.1109/IAS.2002.1043743.
- [10] **Modular Approach to Hybrid Electric Propulsion Architecture (MAHEPA),** (2017). *DI . 1 : Concept of Modular Architecture for Hybrid Electric Propulsion of Aircraft*.
- [11] **EUROCONTROL.** (2006). *GAES project: Potential Benefits of Fuel Cell Usage in the Aviation Context*.

- [12] **J. Bell.** (2016). Design and Control of a Hydrogen Fuel Cell Vehicle, UNIVERSITY OF CALIFORNIA, 2016.
- [13] **Y. Wang, D. F. Ruiz Diaz, K. S. Chen, Z. Wang, and X. C. Adroher.** (2020). Materials, technological status, and fundamentals of PEM fuel cells – A review, *Materials Today*. doi: 10.1016/j.mattod.2019.06.005.
- [14] **F. Barbir.** (2013). *PEM fuel cells : theory and practice*.
- [15] **G. D’Elia.** (2015). *CHARACTERIZATION OF VOLTAGE LOSS FOR PROTON EXCHANGE MEMBRANE FUEL CELL* (Bachelor’s thesis). Universitat Politècnica de Catalunya, Barcelona, Spain.
- [16] **A. A. Kulikovsky, T. Wüster, A. Egmen, and D. Stolten.** (2005). Analytical and Numerical Analysis of PEM Fuel Cell Performance Curves, *J. Electrochem. Soc.*, doi: 10.1149/1.1914746.
- [17] **A. Thirkell, R. Chen, and I. Harrington.** (2017). A Fuel Cell System Sizing Tool Based on Current Production Aircraft, doi: 10.4271/2017-01-2135.
- [18] **D. Trawick, K. Milios, J. C. Gladin, and D. N. Mavris.** (2019). A method for determining optimal power management schedules for hybrid electric airplanes, doi: 10.2514/6.2019-4500.
- [19] **S. Njoya Motapon, L. A. Dessaint, and K. Al-Haddad.** (2014). A comparative study of energy management schemes for a fuel-cell hybrid emergency power system of more-electric aircraft, *IEEE Trans. Ind. Electron.*, doi: 10.1109/TIE.2013.2257152.
- [20] **S. N. Motapon, L. A. Dessaint, and K. Al-Haddad.** (2014). A robust H₂-consumption-minimization-based energy management strategy for a fuel cell hybrid emergency power system of more electric aircraft, *IEEE Trans. Ind. Electron.*, doi: 10.1109/TIE.2014.2308148.
- [21] **Y. Che, J. Xu, K. Shi, H. Liu, W. Chen, and D. Yu.** (2017). Stability analysis of aircraft power systems based on a unified large signal model, *Energies*, doi: 10.3390/en10111739.
- [22] **Y. Wang, F. Xu, S. Mao, S. Yang, and Y. Shen.** (2020). Adaptive Online Power Management for More Electric Aircraft with Hybrid Energy Storage Systems, *IEEE Trans. Transp. Electrif.*, doi: 10.1109/TTE.2020.2988153.
- [23] **B. Lee, S. Kwon, P. Park, and K. Kim.** (2014). Active power management system for an unmanned aerial vehicle powered by solar cells, a fuel cell, and batteries, *IEEE Trans. Aerosp. Electron. Syst.*, doi: 10.1109/TAES.2014.130468.
- [24] **H. Zhang, F. Mollet, S. Breban, C. Saudemont, and B. Robyns.** (2010). Power

flow management strategies for a local DC distribution system of More Electric Aircraft, doi: 10.1109/VPPC.2010.5729007.

- [25] **C. Spagnolo, S. Sumsurooah, C. I. Hill, and S. Bozhko.** (2019). Generator overload reduction using smart power management, doi: 10.1109/ESARS-ITEC.2018.8607289.
- [26] **A. Cavallo and B. Guida.** (2015). Power management of DC aeronautical electrical networks including supercapacitors, doi: 10.1109/ICIT.2015.7125392.
- [27] **Y. Xie, A. Savvaris, and A. Tsourdos.** (2019). Fuzzy logic based equivalent consumption optimization of a hybrid electric propulsion system for unmanned aerial vehicles, *Aerosp. Sci. Technol.*, doi: 10.1016/j.ast.2018.12.001.
- [28] **J. I. Corcau, L. Dinca, T. L. Grigorie, and A. N. Tudosie.** (2017). Fuzzy energy management for hybrid fuel cell/battery systems for more electric aircraft, doi: 10.1063/1.4981996.
- [29] **D. Dehesa, S. Menon, and M. Monju.** (2020). Modeling and testing of control logic approaches for series hybrid-electric powertrain for unmanned aerial systems, *AIAA Propuls. Energy 2020 Forum*, pp. 1–11, doi: 10.2514/6.2020-3961.
- [30] **R. Abdel-Fadil, A. Eid, and M. Abdel-Salam.** (2014). Fuzzy logic control of modern aircraft electrical power system during transient and steady-state operating conditions, doi: 10.1109/PEDES.2014.7042125.
- [31] **J. E. Bester, A. M. Mabwe, and A. El Hajjaji.** (2019). Energy Management of Microgrid Using Sliding Mode and Fuzzy Logic Control Techniques, doi: 10.1109/IECON.2019.8926615.
- [32] **Tareq, Z. & Sulaiman, N. & Hannan, M. A. & Mohamed, Azah & Majlan, Edy Herianto & Wan Daud, Wan.** (2015). Fuzzy Logic Based Energy Management System for Hybrid Electric Vehicle. *Review of Energy Technologies and Policy Research*. 2. 29-36. 10.18488/journal.
- [33] **J. Lagorse, M. G. Simoes, and A. Miraoui.** (2009). A multiagent fuzzy-logic-based energy management of hybrid systems, *IEEE Trans. Ind. Appl.*, doi: 10.1109/TIA.2009.2031786.
- [34] **Y. Yuan, T. Zhang, B. Shen, X. Yan, and T. Long.** (2018). A fuzzy logic energy management strategy for a photovoltaic/diesel/battery hybrid ship based on experimental database, *Energies*, doi: 10.3390/en11092211.
- [35] **D. Arcos-Aviles, J. Pascual, L. Marroyo, P. Sanchis, and F. Guinjoan.** (2018). Fuzzy logic-based energy management system design for residential grid-connected microgrids, *IEEE Trans. Smart Grid*, doi: 10.1109/TSG.2016.2555245.

- [36] **Y. Huang et al.** (2018). A review of power management strategies and component sizing methods for hybrid vehicles, *Renewable and Sustainable Energy Reviews*. doi: 10.1016/j.rser.2018.07.020.
- [37] **M. Essoufi, B. Hajji, and A. Rabhi.** (2020). Fuzzy Logic based Energy Management Strategy for Fuel Cell Hybrid Electric Vehicle, doi: 10.1109/ICEIT48248.2020.9113162.
- [38] **S. D. Farrall and R. P. Jones.** (1993). Energy management in an automotive electric/heat engine hybrid powertrain using fuzzy decision making, *Proceedings of 8th IEEE International Symposium on Intelligent Control*, Chicago, IL, USA, 1993, pp. 463-468, doi: 10.11.
- [39] **E. Cerruto, A. Consoli, A. Raciti and A. Testa.** (1994). Fuzzy logic based efficiency improvement of an urban electric vehicle, *Proceedings of IECON'94 - 20th Annual Conference of IEEE Industrial Electronics*, Bologna, Italy, 1994, pp. 1304-1309 vol.2, doi: 10.11.
- [40] **H. Hannoun, D. Diallo and C. Marchand.** (2006). Energy management strategy for a parallel hybrid electric vehicle using fuzzy logic, *International Symposium on Power Electronics, Electrical Drives, Automation and Motion*, SPEEDAM 2006., Taormina, 2006, pp.
- [41] **B. J. Zhang, Y. W. Deng and D. J. Yu.** (2008). An investigation on energy management system of CJY6470 parallel hybrid electric off-road vehicle with fuzzy logic, *2008 IEEE Vehicle Power and Propulsion Conference*, Harbin, pp. 1-9, doi: 10.1109/VPPC.2008.46.
- [42] **J. Su, X. Ma, Q. Liu and J. Wang.** (2012). Fuzzy Control of Energy Management System for Electric Drive Armored Vehicle, *2012 Asia-Pacific Power and Energy Engineering Conference*, Shanghai, pp. 1-4, doi: 10.1109/APPEEC.2012.6307405.”
- [43] **V. Navale and T. C. Havens.** (2014). Fuzzy logic controller for energy management of power split hybrid electrical vehicle transmission, *IEEE International Conference on Fuzzy Systems (FUZZ-IEEE)*, Beijing, pp. 940-947, doi: 10.1109/FUZZ-IEEE.2014.6891.”
- [44] **P. K. Gujarathi, V. Shah and M. Lokhande.** (2017). Fuzzy logic based energy management strategy for converted parallel plug-in hybrid electric vehicle, *2017 IEEE 8th Control and System Graduate Research Colloquium (ICSGRC)*, Shah Alam, pp. 185-190, doi: 10.”
- [45] **S. H. Mahyiddin et al.** (2016). Fuzzy logic energy management system of series hybrid electric vehicle, *4th IET Clean Energy and Technology Conference (CEAT 2016)*, Kuala Lumpur, pp. 1-6, doi: 10.1049/cp.2016.1267.
- [46] **H. Sölek, K. Müderrisoğlu, C. Armutlu and M. Yılmaz.** (2019). Development of Fuzzy Logic Based Energy Management Control Algorithm for a

Plug-In HEV with Fixed Routed, *2019 International Aegean Conference on Electrical Machines and Power Electronics (ACEMP) & 20*.

- [47] **S. G. Li, S. M. Sharkh, F. C. Walsh and C. N. Zhang.** (2011). Energy and Battery Management of a Plug-In Series Hybrid Electric Vehicle Using Fuzzy Logic, *IEEE Transactions on Vehicular Technology*, vol. 60, no. 8, pp. 3571-3585, doi: 10.1109/TVT.20.
- [48] **D. Zhang, Y. Zhou, K. Liu and Q. Chen.** (2009). A Study on Fuzzy Control of Energy Management System in Hybrid Electric Vehicle, *2009 Asia-Pacific Power and Energy Engineering Conference*, Wuhan, pp. 1-4, doi: 10.1109/APPEEC.2009.4918119.
- [49] **Z. Wei, J. Xu and D. Halim.** (2015). HEV Energy Management Fuzzy Logic Control Based on Dynamic Programming, *2015 IEEE Vehicle Power and Propulsion Conference (VPPC)*, Montreal, QC, pp. 1-5, doi: 10.1109/VPPC.2015.7352960.
- [50] **Y. Xiao, H. Liao, Y. Zhou, R. Wang, K. Gao and Z. Huang.** (2018). A wavelet-fuzzy based energy management for fuel cell hybrid power train, *2018 13th World Congress on Intelligent Control and Automation (WCICA)*, Changsha, China, pp. 1184-1189, doi: 10.1109.
- [51] **Y. Lv, H. Yuan, Y. Liu and Q. Wang.** (2010). Fuzzy Logic Based Energy Management Strategy of Battery-Ultracapacitor Composite Power Supply for HEV, *2010 First International Conference on Pervasive Computing, Signal Processing and Applications*, Harbin, pp.
- [52] **L. Yang, E. Markert and U. Heinkel.** (2014). Fuzzy logic based energy management algorithm of a hybrid electric vehicle with range-extender, *2014 IEEE 11th International Multi-Conference on Systems, Signals & Devices (SSD14)*, Barcelona, pp. 1-5, doi: 10.11.
- [53] **S. Saib, Z. Hamouda and K. Marouani.** (2017). Energy management in a fuel cell hybrid electric vehicle using a fuzzy logic approach, *2017 5th International Conference on Electrical Engineering - Boumerdes (ICEE-B)*, Boumerdes, pp. 1-4, doi: 10.1109/ICEE-B.2.
- [54] **Y. Zhang and X. Zhang.** (2018). An Optimized Power-Split Method Based on Fuzzy Logic Control for Fuel Cell-Battery FCHEV Powertrain, *2018 IEEE 4th Southern Power Electronics Conference (SPEC)*, Singapore, Singapore, pp. 1-5, doi: 10.1109/SPEC.2018.8635961.
- [55] **P. Cui, A. Ding, Y. Shen and Y. Wang.** (2019). Hybrid Fuel Cell/Battery Power System Energy Management by Using Fuzzy Logic Control for Vehicle Application, *2019 IEEE 3rd International Conference on Green Energy and Applications (ICGEA)*, Taiyuan, China, pp.
- [56] **A. A. Ferreira, J. A. Pomilio, G. Spiazzi and L. de Araujo Silva.** (2008).

Energy Management Fuzzy Logic Supervisory for Electric Vehicle Power Supplies System, *IEEE Transactions on Power Electronics*, vol. 23, no. 1, pp. 107-115, doi: 10.1109/TPEL.

- [57] **M. C. Kisacikoglua, M. Uzunoglua, and M. S. Alama.** (2007). Fuzzy logic control of a fuel cell/battery/ultra-capacitor hybrid vehicular power system, doi: 10.1109/VPPC.2007.4544192.
- [58] **A. Melero-Perez, W. Gao and J. J. Fernandez-Lozano.** (2009). Fuzzy Logic energy management strategy for Fuel Cell/Ultracapacitor/Battery hybrid vehicle with Multiple-Input DC/DC converter, *2009 IEEE Vehicle Power and Propulsion Conference*, Dearborn, MI
- [59] **W. Yanzi, X. Changle, and W. Wang.** (2014). Energy management strategy based on fuzzy logic for a new hybrid battery-ultracapacitor energy storage system, doi: 10.1109/ITEC-AP.2014.6940850.
- [60] **X. Wang, J. Tao and R. Zhang.** (2016). Fuzzy energy management control for battery/ultra-capacitor hybrid electric vehicles, *2016 Chinese Control and Decision Conference (CCDC)*, Yinchuan, 6207-6211, doi: 10.1109/CCDC.2016.7532114.”
- [61] **J. Chen, C. Xu, C. Wu, and W. Xu.** (2018). Adaptive Fuzzy Logic Control of Fuel-Cell-Battery Hybrid Systems for Electric Vehicles, *IEEE Trans. Ind. Informatics*, doi: 10.1109/TII.2016.2618886.
- [62] **J. A. Momoh and A. R. Ofoli.** (2001). Load management and control of the photovoltaic (PV) system using fuzzy logic, *LESCOPE 01. 2001 Large Engineering Systems Conference on Power Engineering*. Conference Proceedings. Theme: Powering Beyond (Cat. No.01ex490).
- [63] **L. Roine, K. Therani, Y. Sahraei Manjili, and M. Jamshidi.** (2014). Microgrid energy management system using fuzzy logic control, doi: 10.1109/WAC.2014.6936001.
- [64] **S. Dey, R. Dash, and S. C. Swain.** (2016). Fuzzy based optimal load management in standalone hybrid solar PV/Wind/Fuel Cell generation system, doi: 10.1109/CCIntelS.2015.7437965.
- [65] **Z. Lv, Y. Zhang, M. Yu, Y. Xia and W. Wei.** (2020). Decentralised coordinated energy management for hybrid AC/DC microgrid by using fuzzy control strategy, *IET Renewable Power Generation*, vol. 14, no. 14, pp. 2649-2656, doi: 10.1049/iet-rpg.2019.1.
- [66] **J. C. Peña-Aguirre, A. Barranco-Gutiérrez, J. A. Padilla-Medina, A. Espinosa-Calderon and F. J. Pérez-Pinal.** (2020). Fuzzy Logic Power Management Strategy for a Residential DC-Microgrid, *IEEE Access*, vol. 8, pp. 116733-116743, doi: 10.1109/ACCESS.2020.
- [67] **T. T. Teo, T. Logenthiran, W. L. Woo and K. Abidi.** (2016). Fuzzy logic

- control of energy storage system in microgrid operation, *2016 IEEE Innovative Smart Grid Technologies - Asia (ISGT-Asia)*, Melbourne, VIC, pp. 65-70, doi: 10.1109/ISGT-Asia.2016.7796362.
- [68] **M. Althubaiti, M. Bernard, and P. Musilek.** (2017). Fuzzy logic controller for hybrid renewable energy system with multiple types of storage, doi: 10.1109/CCECE.2017.7946738.
- [69] **Z. Cabrane, M. Ouassaid, and M. Maaroufi.** (2017). Battery and supercapacitor for photovoltaic energy storage: A fuzzy logic management, *IET Renew. Power Gener.*, doi: 10.1049/iet-rpg.2016.0455.
- [70] **N. Hashmi and S. A. Khan.** (2015). Power Energy Management for a Grid-Connected PV System Using Rule-Base Fuzzy Logic, *2015 3rd International Conference on Artificial Intelligence, Modelling and Simulation (AIMS)*, Kota Kinabalu, pp. 31-36, doi: 10.1109/AIM.”
- [71] **C. Lebron and F. Andrade.** (2017). An intelligent battery management system based on fuzzy controller for home microgrid working in grid-connected and island mode, doi: 10.1109/ANDESCON.2016.7836235.
- [72] **M. A. Mathews and T. Rajeev.** (2020). Fuzzy Based Management of Hybrid Energy Storage System for Improved Dynamic Response of DC Microgrid, *2020 IEEE International Conference on Power Electronics, Smart Grid and Renewable Energy (PESGRE2020)*, Cochin, India.
- [73] **Y. KRIM, D. ABBES, S. KRIM and M. F. MIMOUNI.** (2018). Control and Fuzzy Logic Supervision of a Wind Power System With Battery/Supercapacitor Hybrid Energy Storage, *2018 7th International Conference on Systems and Control (ICSC)*, Valencia, pp. 180-187, doi.”
- [74] **L. Zhu, J. Han, D. Peng, T. Wang, T. Tang, and J. F. Charpentier.** (2014). Fuzzy logic based energy management strategy for a fuel cell/battery/ultra-capacitor hybrid ship, doi: 10.1109/ICGE.2014.6835406.
- [75] **M. M. S. Khan, M. O. Faruque, and A. Newaz.** (2017). Fuzzy Logic Based Energy Storage Management System for MVDC Power System of All Electric Ship, *IEEE Trans. Energy Convers.*, doi: 10.1109/TEC.2017.2657327.
- [76] **G. Diyu, P. Kangkai, C. Jianxin, S. Aidi and S. Yanyan.** (2017). Control strategy of hybrid electric ship based on improved fuzzy logic threshold, *2017 29th Chinese Control And Decision Conference (CCDC)*, Chongqing, pp. 6995-7000, doi: 10.1109/CCDC.2017.79.
- [77] **W. Obaid, A. K. Hamid, and C. Ghenai.** (2018). Hybrid PEM fuel-cell-diesel-solar power system design with fuzzy battery management system and

weather forecasting for electric boats, doi: 10.1109/IRSEC.2018.8702862.

- [78] **L. Karunarathne, J. T. Economou and K. Knowles.** (2008). Fuzzy Logic control strategy for Fuel Cell/Battery aerospace propulsion system, *2008 IEEE Vehicle Power and Propulsion Conference*, Harbin, pp. 1-5, doi: 10.1109/VPPC.2008.4677772.
- [79] **Y. Xin, Z. Yang, F. Lin, and F. Zhu.** (2019). Research on energy management strategy of supercapacitor energy storage system in urban rail transit based on fuzzy logic control, doi: 10.1109/ITEC-AP.2019.8903702.
- [80] **G. Chen and T. J. Richardson.** (2010). Overcharge Protection for 4 V Lithium Batteries at High Rates and Low Temperatures, *J. Electrochem. Soc.*, doi: 10.1149/1.3392370.
- [81] **M. Carignano, V. Roda, R. Costa-Castelló, L. Valiño, A. Lozano and F. Barreras.** (2019). Assessment of Energy Management in a Fuel Cell/Battery Hybrid Vehicle, *IEEE Access*, vol. 7, pp. 16110-16122, doi: 10.1109/ACCESS.2018.2889738.
- [82] **T. F. Quaranta.** (1995). Fuzzy Systems for Simulating Human, Like Reasoning and Control, *JOHNS HOPKINS APL Tech. Dig.*, vol. 16, no. 1.
- [83] **E. Pourjavad and R. V. Mayorga.** (2019). A comparative study and measuring performance of manufacturing systems with Mamdani fuzzy inference system, *J. Intell. Manuf.*, doi: 10.1007/s10845-017-1307-5.
- [84] **The MathWorks Inc.** (t.y.). Mamdani and Sugeno Fuzzy Inference Systems. <https://www.mathworks.com/help/fuzzy/types-of-fuzzy-inference-systems.html#:~:text=Mamdani Fuzzy Inference Systems,-Mamdani fuzzy inference&text=In a Mamdani system%2C the,knowledge%2C such as medical diagnostics>.
- [85] **Naaz, Sameena & Alam, Afshar & Biswas, Ranjit.** (2011). Effect of Different Defuzzification Methods in a Fuzzy Based Load Balancing Application. *International Journal of Computer Science Issues*. 8.
- [86] **M. Keskin, O. K. Keleş and M. Bağrıyanık.** (2020). A Model Based Approach to Analyze the Impact of Different Ambient Temperatures on Emergency Flight Time, *2020 AIAA/IEEE Electric Aircraft Technologies Symposium (EATS)*, New Orleans, LA, USA, pp. 1-11.
- [87] **R. Berger.** (2020). *Hydrogen: A future fuel for aviation?*
- [88] **McKinsey & Company,** (2020). *Hydrogen-powered aviation.*
- [89] **Url-1**<<https://www.powercell.se/wordpress/wp-content/uploads/2018/12/powercell-s3-datasheet-pdf-190129.pdf>>.
data received 01.01.2021

- [90] **A. Nawawi et al.** (2017). Design and Demonstration of High Power Density Inverter for Aircraft Applications, *IEEE Trans. Ind. Appl.*, doi: 10.1109/TIA.2016.2623282.
- [91] **D. P. Wells, B. L. Horvath, and L. A. McCullers.** (2017). The Flight Optimization System Weight Estimation Method.
- [92] **National Academies of Sciences, Engineering, and Medicine.** (2016). Commercial Aircraft Propulsion and Energy Systems Research: Reducing Global Carbon Emissions. Washington, DC: *The National Academies Press*. <https://doi.org/10.17226/23490>.
- [93] **I. Geiß and R. Voit-Nitschmann.** (2017). Sizing of fuel-based energy systems for electric aircrafts, *Proc. Inst. Mech. Eng. Part G J. Aerosp. Eng.*, doi: 10.1177/0954410017721254.
- [94] **J. Thauvin, G. Barraud, M. Budinger, D. Leray, X. Roboam, and B. Sareni.** (2016). Hybrid regional aircraft: A comparative review of new potentials enabled by electric power, doi: 10.2514/6.2016-4612.
- [95] **Federal Aviation Administration** (2016). 14CFR23, *Standard Airworthiness Certification Regulations*.
- [96] **M. Keskin, O. K. Keleş, and M. Bağrıyanık.** (2019). Uçak Elektrik Güç Üretim Sistemlerinin Modellenmesi ve Benzetimi, *Elektrik Elektronik Mühendisliği Kongresi 2019*, İstanbul.



ÖZGEÇMİŞ

Ad-Soyad : Murat KESKİN

ÖĞRENİM DURUMU:

- **Lisans** : 2016, İstanbul Teknik Üniversitesi, Elektrik-Elektronik Fakültesi, Elektrik Mühendisliği Bölümü
- **Yükseklisans** : 2021, İstanbul Teknik Üniversitesi, Elektrik Mühendisliği Anabilim Dalı, Elektrik Mühendisliği Programı

MESLEKİ DENEYİM VE ÖDÜLLER:

- 2016-2019 yılları arasında fotovoltaiik güneş enerjisi santralleri tasarımı ve kurulumu üzerinde çalıştı.
- 2019 yılından itibaren Türk Havacılık ve Uzay Sanayii A. Ş.'de elektrik tasarım ve analiz mühendisi olarak çalışmaktadır.

DİĞER YAYINLAR, SUNUMLAR VE PATENTLER:

- **Keskin M., Keleş O., Bağrıyanık M.** Uçak Elektrik Güç Üretim Sistemlerinin Modellenmesi ve Benzetimi. *Elektrik Elektronik Mühendisleri Kongresi* 2019 İstanbul, Türkiye
- **Keskin M., Keleş O., Bağrıyanık M.** A Model Based Approach to Analyze the Impact of Different Ambient Temperatures on Emergency Flight. 2020 *AIAA/IEEE Electric Aircraft Technologies Symposium (EATS)* 2020 New Orleans, LA, USA