



**UÇAK İTKİ VE GÜÇ SİSTEMLERİ İÇİN BİR GAZ TÜRBİNLİ MOTOR
İLE ÇEŞİTLİ YAKIT HÜCRESİ
TİPLERİNİN HİBRİTLENMESİ VE MODELLENMESİ**

Enes GÜNALTILI

**DOKTORA TEZİ
MAKİNA MÜHENDİSLİĞİ ANA BİLİM DALI**

**GAZİ ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ**

TEMMUZ 2024

ETİK BEYAN

Gazi Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Tez Yazım Kurallarına uygun olarak hazırladığım bu tez çalışmada;

- Tez içinde sunduğum verileri, bilgileri ve dokümanları akademik ve etik kurallar çerçevesinde elde ettiğimi,
- Tüm bilgi, belge, değerlendirme ve sonuçları bilimsel etik ve ahlak kurallarına uygun olarak sunduğumu,
- Tez çalışmada yararlandığım eserlerin tümüne uygun atıfta bulunarak kaynak gösterdiğimi,
- Kullanılan verilerde herhangi bir değişiklik yapmadığımı,
- Bu tezde sunduğum çalışmanın özgün olduğunu,

bildirir, aksi bir durumda aleyhime doğabilecek tüm hak kayıplarını kabullendiğimi beyan ederim.

Enes GÜNALTILI

02/07/2024

UÇAK İTKİ VE GÜÇ SİSTEMLERİ İÇİN BİR GAZ TÜRBİNLİ MOTOR İLE ÇEŞİTLİ YAKIT HÜCRESİ TİPLERİNİN HİBRİTLENMESİ VE MODELLENMESİ

(Doktora Tezi)

Enes GÜNALTILI

GAZİ ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

Temmuz 2024

ÖZET

Bu çalışmada havacılıkta yoğun olarak kullanılan bir gaz türbinli motorun çeşitli yakıt pili tipleri ile farklı yazılımlar vasıtasıyla performans, ekonomik ve çevresel açıdan hibrit modelleri oluşturularak ve farklı kriterler bağlamında en çevresel, en ekonomik ve en verimli sistemlerin modellenmesi ve optimizasyonu gerçekleştirilmiştir. Öncelikle oldukça kapsamlı bir literatür taraması yapılarak sistemlere dair şimdiye kadarki tüm çalışmalar gözden geçirilip kapsamlı ve özgün bir listeleme gerçekleştirilmiştir. Sonrasında oldukça kapsamlı bir akış şeması yapılarak hangi tipte motorun neden seçildiği, hangi irtifalarla hangi özelliklere göre modelleme yapılması gerektiği, yakıt pillerinin havacılık sektöründe kullanılmaya elverişli olup olmadığı, bu yakıt pillerinin artıları ve eksileri ve hibrit sistemde modellemelerde kullanılacak olan kabuller ile gerekçeleri detaylı şekilde çıkarılmıştır. Bu kapsamda modelleme için seçilen gaz türbin motoru, kompresör, yanma odası ve türbinin çeşitli geometrik şekillerine bağlı olarak çeşitli atmosferik koşullar altında iki farklı yazılımla iki ayrı şekilde modellenmiştir. Bu yöntem sonucunda gaz türbinli motorun performans parametreleri, çevresel metrikleri ve sürdürülebilirlik göstergeleri farklı irtifalarda ve belirlenen farklı aralıklarda elde edilmiştir. Sonrasında ise çeşitli mühendislik yazılımları kullanılarak havacılık literatüründe deneysel olarak da kullanılmış olan yakıt pillerinin modellemeleri gerçekleştirilmiştir. Son olarak hibrit sistem mimarisi ile ilgili yakıt reformu ile yakıt pili besleme ve harici hidrojen tankı ile yakıt pili besleme olmak üzere iki farklı yöntem ele alınmıştır. Hibridizasyon aşamasında kullanılacak her iki yöntem uçağın uçuş fazları içerisinde performans hesaplamaları gerçekleştirilerek incelenmiştir. Bu analizlerin performans, çevresel ve ekonomik optimizasyon açısından elde edilen çıktılar doğrultusunda her bir uçuş fazı için yakıt pilinin kullanım şekli planlaması (kabin içi enerji ihtiyacı ve itki sistemine destek) yapılarak yakıt tasarrufu miktarları ayrı senaryolarda elde edilmiştir. Sonuç olarak sivil havacılıkta yaygın olarak kullanılan gaz türbinli motor için hangi tip yakıt pilinin hangi hibritleme yöntemi ve yüzdesel olarak kullanım şekline göre çevresel, ekonomik ve performans açısından daha verimli olduğu belirlenmiştir.

Bilim Kodu : 91408
Anahtar Kelimeler : Yakıt pili, gaz türbini motoru, hibrit sistemler, sürdürülebilirlik
Sayfa Adedi : 249
Danışman : Prof. Dr. Mustafa Zeki YILMAZOĞLU
İkinci Danışman : Prof. Dr. Tahir Hikmet KARAKOÇ

HYBRIDIZATION AND MODELING OF A GAS TURBINE ENGINE WITH
VARIOUS FUEL CELL TYPES FOR AIRCRAFT PROPULSION AND POWER
SYSTEMS

(Ph. D. Thesis)

Enes GÜNALTILI

GAZİ UNIVERSITY

GRADUATE SCHOOL OF NATURAL AND APPLIED SCIENCES

July 2024

ABSTRACT

In this study, hybrid models of a gas turbine engine, which is widely used in aviation, with various fuel cell types in terms of performance, economic, and environmental aspects have been created by means of different software, and the most environmentally, economically, and efficiently modeled and optimized in the context of different criteria. First of all, a comprehensive literature review was conducted to review all previous studies on the systems, and a comprehensive and unique listing was made. Afterward, a very comprehensive flowchart was made and a detailed flowchart was made to determine which type of engine was chosen and why, which altitudes and which characteristics should be modeled, whether fuel cells are suitable for use in the aviation sector, the pros and cons of these fuel cells, and the assumptions and justifications to be used in the modeling of the hybrid system. In this context, the gas turbine engine selected for modeling was modeled in two different ways with two different software under various atmospheric conditions, depending on the various geometric shapes of the compressor, combustion chamber, and turbine. As a result of this method, the performance parameters, environmental metrics, and sustainability indicators of the gas turbine engine were obtained at different altitudes and at different specified ranges. Afterward, fuel cells, which have been used experimentally in the aviation literature, were modeled using various engineering software. Finally, two different methods of hybrid system architecture are discussed: fuel cell feeding with fuel reforming and fuel cell feeding with an external hydrogen tank. Both methods to be used in the hybridization phase are examined by performing performance calculations during the flight phases of the aircraft. In line with the outputs of these analyses in terms of performance, environmental, and economic optimization, fuel savings were obtained in separate scenarios by planning the use of the fuel cell for each flight phase (in-cabin energy requirement and propulsion system support). As a result, it has been determined which type of fuel cell is more efficient in terms of environmental, economic, and performance for the gas turbine engine, which is widely used in civil aviation, according to the hybridization method and percentage usage.

Science Code : 91408

Key Words : Fuel cell, gas turbine engine, hybrid systems, sustainability

Page Number : 249

Supervisor : Prof. Dr. Mustafa Zeki YILMAZOĞLU

Co-Supervisor : Prof. Dr. Tahir Hikmet KARAKOÇ

TEŞEKKÜR

Doktora sürecim boyunca yüksek bilgi ve deneyimleriyle danışmanlık yaparak çalışmamda bana her zaman yardımcı olan ve desteklerini hiç esirgemeyen değerli danışman hocalarım Prof. Dr. Mustafa Zeki YILMAZOĞLU ve Prof. Dr. Tahir Hikmet KARAKOÇ'a saygılarımla teşekkür ederim. Çalışmamın yürütülmesinde bilgi ve deneyimlerinden sıklıkla yaralandığım, çalışmanın her aşamasında fikirleri ve önerileri ile beni yönlendirerek birçok konuda bana yardımcı olan değerli hocam Doç. Dr. Selçuk EKİCİ'ye de saygılarımla teşekkür ederim. Tez izleme komitesi süreçlerinde önerileriyle çalışmamın gelişmesine katkıda bulunan değerli hocam Doç. Dr. Nureddin DİNLER'e de saygılarımla teşekkür ederim.

Çalışma sürem boyunca çeşitli konularda imkanlar sağlayan görev yaptığım kurum olan Necmettin Erbakan Üniversitesi Havacılık ve Uzay Bilimleri Fakültesi Dekanlığına da desteklerinden dolayı teşekkür ederim.

6 aylık doktora sırası araştırmam kapsamında bulunduğum Kanada Montreal'de bulunan ETS Montreal Üniversitesi, Aviyonik, Aktif Kontroller ve AeroServoElastisite Uygulamalı Araştırma Laboratuvar çalışanlarına (LARCASE) ve yürütücüsü olan Profesör Ruxandra Mihaela BOTEZ'e tez çalışmama sağladıkları imkanlardan ve katkılardan dolayı teşekkür ederim.

Çalışmam boyunca bana manevi destek olan annem Meral GÜNALTILI'ya , babam Prof. Dr. İbrahim GÜNALTILI'ya ve kardeşim Emir GÜNALTILI'ya da teşekkür ederim.

İÇİNDEKİLER

	Sayfa
ÖZET	iv
ABSTRACT.....	v
TEŞEKKÜR.....	vi
İÇİNDEKİLER	vii
ÇİZELGELERİN LİSTESİ.....	ix
ŞEKİLLERİN LİSTESİ.....	x
SİMGELER VE KISALTMALAR.....	xiii
1. GİRİŞ.....	1
2. LİTERATÜR TARAMASI.....	9
2.1. Gaz Türbinli Sistem Sınıflandırması	9
2.2. Yakıt Pili Sistem Sınıflandırması.....	11
2.2.1. Yakıt pili teknolojilerine genel bakış.....	11
2.2.2. Yakıt pili türü karşılaştırmaları ve geliştirmeler.....	12
2.3. FC-GT Hibrit Sistemleri	16
2.4. FC-GT Düzenleri Sınıflandırması.....	23
2.4.1. Çevrim basıncına göre hibrit sistemler	26
2.4.2. Reformer tipine göre çevrimler	31
2.4.3. Devirdaimli hibrit sistemler	36
2.5. Havacılık Sektöründeki FC-GT Hibrit Sistemler	39
2.5.1. Yardımcı güç ünitesi (APU) FC-GT hibrit sistemleri	46
2.5.2. İnsansız hava araçlarındaki (UAV) FC-GT hibrit sistemler	58
2.5.3. FC-GT hibrit sistem modelleme ve simülasyon teknikleri.....	63
3. METODOLOJİ.....	71
4. MATEMATİKSEL MODELLEME	85
4.1. Gaz Türbini Matematiksel Modelleme	85
4.2. Yakıt Pili Matematiksel Modelleme	102
4.2.1. Modelleme sistemi ve kabuller	102
4.2.2. Model 1 – SOFC	104
4.2.3. Model 2 – SOFC	107
4.2.4. Model 3 – SOFC	108

	Sayfa
4.2.5. Model 4 – SOFC	110
4.2.6. Model 5 – SOFC	115
4.3. Hibrit Sistem Matematiksel Modelleme	119
4.3.1. PEMFC-GT hibrit sistem.....	119
4.3.2. SOFC-GT hibrit sistem.....	122
4.3.3. MCFC-GT hibrit sistem.....	124
4.3.4. DMFC-GT hibrit sistem.....	127
5. GAZ TÜRBİNİ MODELLEME	131
5.1. Gasturb Yazılım Modellemesi	131
5.2. MATLAB Built-in Model.....	148
5.3. MATLAB Yakıt Pili Modellemeleri.....	159
6. HİBRİT SİSTEM MODELLEMESİ.....	171
6.1. Sistem Ağırlığı Etkisi.....	179
6.2. Özgül Güç Etkisi.....	184
6.2.1. Senaryo 1: Ayrı bir yakıt kaynağı kullanılan hibrit sistem mimarisi.....	187
6.2.2. Senaryo 2: Gaz türbininden yakıt sağlanan hibrit sistem mimarisi	189
6.2.3. Senaryo 3: Uçak içi APU yerine FC-APU kullanım senaryosu	192
6.2.4. Senaryo 4: Reformerlı Delphi Gen 4 SOFC modellemesi.....	198
6.2.5. Senaryo 5 : Yeni konsept yakıt pili sistemi (1,0 kW / kg) modellemesi	200
6.2.6. Senaryo 6: Desülfürizasyon işleminin uçakta gerçekleştirilmesi	200
6.2.7. Senaryo 7: Hidrojen tankı ile besleme - Delphi Gen 4 uyarlaması.....	201
6.2.8. Senaryo 8: Hidrojen tankı ile besleme – PEMFC-1 yakıt pili	202
6.2.9. Senaryo 9: Hidrojen tankı ile besleme – PEMFC-2 yakıt pili	203
6.2.10. Senaryo 10: Hidrojen tankı ile besleme – PEMFC-3 yakıt pili	203
6.2.11. Senaryo 11: Uçuş fazı aşamalarındaki yakıt pili kullanımı	205
7. SONUÇ VE ÖNERİLER	213
KAYNAKLAR	225
ÖZGEÇMİŞ	248

ÇİZELGELERİN LİSTESİ

Çizelge	Sayfa
Çizelge 2.1. Literatür taraması sistem verileri karşılaştırma tablosu.....	43
Çizelge 4.1. Dizayn parametreleri, koşulları ve tasarım hedefleri.....	90
Çizelge 4.2. C_p hesaplaması için sabit değerler	93
Çizelge 4.3. SOFC'nin elektrokimyasal modeli için kullanılan veriler	112
Çizelge 5.1. 2 spool turbofan CFM-56-5A1 motor istasyon bölümleri.....	135
Çizelge 5.2. AGCM bileşenleri.....	150
Çizelge 5.3. Üst düzey performans değişkenleri	151
Çizelge 5.4. Termodinamik değişkenler	152
Çizelge 5.5. Matlab modelinin - performans çıktıları.....	158
Çizelge 5.6. Matlab modeli - Gasturb ve deneysel verilerin karşılaştırılması	159
Çizelge 6.1. Yakıt pili basınç-voltaj değişim grafiği	182
Çizelge 6.2. Yakıt pili sistemleri komponent ağırlıkları (821 kW'lık sistem).....	184
Çizelge 6.3. Yakıt pili türlerine göre performans değerleri	185
Çizelge 6.4. FC-GT hibrit sistem parametre değerleri.....	191
Çizelge 6.5. Yakıt pili tasarımları ağırlık karşılaştırılması çizelgesi	204
Çizelge 6.6. Yakıt pili tasarımları ağırlık ve performans karşılaştırılması çizelgesi	204

ŞEKİLLERİN LİSTESİ

Şekil	Sayfa
Şekil 1.1. Tez kapsamında incelenen senaryolar	7
Şekil 2.1. Basınçlı SOFC / MGT hibrit sistem	27
Şekil 2.2. Atmosferik SOFC / GT hibrit sistem.....	29
Şekil 2.3. Chan'ın çalışmasında dahili entegrasyon sistemi.....	32
Şekil 2.4. Ji'nin çalışmasındaki hibrit sistem şeması.....	33
Şekil 2.5. SOFC-GT hibrit sistemleri: dahili reforma karşı harici reform.....	35
Şekil 2.6. Anot devirdaimli SOFC-GT hibrit sistem şematığı.....	36
Şekil 2.7. Katot devirdaimli SOFC-GT hibrit sistem şematığı.....	38
Şekil 2.8. Uçak uygulaması için bir SOFC-GT hibrit sisteminin önceki versiyonu.....	41
Şekil 2.9. Havacılık alanında APU-SOFC-GT şeması	45
Şekil 2.10. Freeh'in çalışmasındaki hibrit sistem şeması	48
Şekil 2.11. Rajashekara'nın çalışmasındaki hibrit sistem şeması.....	49
Şekil 2.12. Dollmayer'in çalışmasındaki hibrit sistem şeması	50
Şekil 2.13. Eelman'ın çalışmasındaki hibrit sistem şeması	51
Şekil 2.14. Hasanzadeh'in çalışmasındaki hibrit sistem şemaları	69
Şekil 3.1. FC-GT hibrit sistem karşılaştırma parametreleri.....	72
Şekil 3.2. FC-GT hibrit sistem kapsamlı akış şeması	73
Şekil 3.3. FC-GT hibrit sistem kapsamlı akış şeması motor kullanım amacı seçimi	74
Şekil 3.4. FC-GT hibrit sistem kapsamlı akış şeması motor tipi seçimi.....	75
Şekil 3.5. FC-GT hibrit sistem kapsamlı akış şeması turbofan motor türü seçimi	76
Şekil 3.6. FC-GT hibrit sistem kapsamlı akış şeması analiz parametreleri	77
Şekil 3.7. FC-GT hibrit sistem kapsamlı akış şeması kabuller ve gereklilikler.....	78
Şekil 3.8. FC-GT hibrit sistem kapsamlı akış şeması SOFC yakıt pili.....	79
Şekil 3.9. FC-GT hibrit sistem kapsamlı akış şeması PEMFC yakıt pili.....	79
Şekil 3.10. FC-GT hibrit sistem kapsamlı akış şeması AFC yakıt pili.....	80
Şekil 3.11. FC-GT hibrit sistem kapsamlı akış şeması PAFC yakıt pili.....	81
Şekil 3.12. FC-GT hibrit sistem kapsamlı akış şeması MCFC yakıt pili.....	81
Şekil 3.13. FC-GT hibrit sistem kapsamlı akış şeması DMFC yakıt pili	82
Şekil 5.1. CFM56 motor türleri ve çizimleri.....	131
Şekil 5.2. CFM56 motorunun spesifikasyonları	132

Şekil	Sayfa
Şekil 5.3. CFM56-5A1 motorunun spesifikasyonları	133
Şekil 5.4. CFM56 motorunun teknik çizimi	133
Şekil 5.5. 2 Spool turbofan CFM-56-5A1 motor şeması	134
Şekil 5.6. 2 spool turbofan CFM-56-5A1 motor genel özellikleri.....	136
Şekil 5.7. 2 spool turbofan CFM-56-5A1 motor türbinlerin kademe özellikleri	136
Şekil 5.8. CFM56-5A1 motorunun test sonucu her istasyona göre verileri.....	137
Şekil 5.9. CFM56-5A1 motorunun test sonucu performans çıktıları.....	137
Şekil 5.10. SFC ve itkinin kompresör basınç oranıyla değişimi grafikleri.....	138
Şekil 5.11. SFC ve itkinin kompresör basınç oranı ve TIT ile değişimi grafikleri.....	139
Şekil 5.12. SFC ve itki değerlerinin hava debisi ile değişimi grafikleri	141
Şekil 5.13. İtki değerinin dış fan basınç oranı ile değişimi grafikleri.....	142
Şekil 5.14. SFC değerinin dış fan basınç oranı ile değişimi grafiği	143
Şekil 5.15. HPC ve LPC için hava debisi ve kompresör basınç oranı haritaları.....	144
Şekil 5.16. İrtifaya göre HPC çıkış sıcaklığı, SFC ve itki değeri değişim grafiği	145
Şekil 5.17. CFM56-5A1 kalkış fazı 20 ft aralıkla farklı irtifalardaki verileri.....	146
Şekil 5.18. CFM56-5A1 yükselme fazı 100 ft aralıkla farklı irtifalardaki verileri.....	147
Şekil 5.19. CFM56-5A1 yükselme fazı 1000 ft aralıkla farklı irtifalardaki verileri.....	147
Şekil 5.20. Matlab built-in model sistem görselleri.....	149
Şekil 5.21. Komut penceresi	155
Şekil 5.22. Matlab model – kullanıcı değişkenleri	156
Şekil 5.23. Matlab model – dizayn parametrelerinden örnek	157
Şekil 5.24. Matlab model – sonuçlar kısmından örnek.....	157
Şekil 5.25. Model 1 – PEMFC çıktıları	160
Şekil 5.26. Model 1 – PEMFC çıktıları	161
Şekil 5.27. Model 2 – SOFC çıktıları	162
Şekil 5.28. Model 2 – SOFC çıktıları	163
Şekil 5.29. Model 3 – SOFC çıktıları	164
Şekil 5.30. Model 3 – SOFC Çıktıları	165
Şekil 5.31. Model 4 – PEMFC çıktıları	166
Şekil 5.32. Model 4 – PEMFC çıktıları	166
Şekil 5.33. Model 4 – PEMFC çıktıları	167

Şekil	Sayfa
Şekil 5.34. Model 4 – PEMFC çıktıları	168
Şekil 5.35. Model 4 – PEMFC çıktıları	169
Şekil 5.36. Model 4 – PEMFC çıktıları	170
Şekil 6.1. Hibrit sistem analiz parametreleri.....	171
Şekil 6.2. FC-GT hibrit system şematığı	172
Şekil 6.3. Hibrit sistem mimarisi ve sistem dataları	173
Şekil 6.4. Hibrit sistem karar verme mimarisi	174
Şekil 6.5. Yakıt pili yapısı.....	178
Şekil 6.6. Yakıt pili sistemleri ağırlık ve mesafe çıkarımları	179
Şekil 6.7. Yakıt pili sistemleri ağırlık kestirim grafiği	180
Şekil 6.8. Hidrojen tankı tasarım görseli	183
Şekil 6.9. Yakıt pili türlerine göre 2050 hedefleri doğrultusunda performans değerleri	185
Şekil 6.10. Hidrojen tankı sıcaklık ve basınca göre yoğunluk değişimi grafiği	188
Şekil 6.11. Airbus A320 uçağının uçak içi APU kullanım miktarları	193
Şekil 6.12. Boeing 787 uçağının uçak içi APU kullanım miktarları	194
Şekil 6.13. Piano-X yazılımı sonuç ekranı -1	196
Şekil 6.14. Piano-X yazılımı sonuç ekranı -2	197
Şekil 6.15. EEA'nın Aviation Annex 5 yazılımı sonuç ekranı	199
Şekil 6.16. Hidrojen tankı tasarımı çizim görselleri	201
Şekil 6.17. Uçuş fazlarına göre motordan istenen itki değerleri.....	206
Şekil 6.18. Uçuş fazlarına göre motordan istenen itki değerleri ve yüzdeleri	207
Şekil 6.19. Uçuş fazlarına göre CFM56-5A1 yakıt harcama miktarları ve süreleri	207
Şekil 6.20. Taksi-in ve taksi-out aşamaları yakıt pili kullanımı ve yakıt tasarrufu	208
Şekil 6.21. Landing ve final approach aşamaları yakıt pili kullanımı ve yakıt tasarrufu	210
Şekil 6.22. Uçuş aşamalarında yakıt pili kullanım oranları ve yakıt tasarrufu miktarları	211

SİMGELER VE KISALTMALAR

Bu çalışmada kullanılmış simgeler ve kısaltmalar, açıklamaları ile birlikte aşağıda sunulmuştur.

Simgeler

Açıklamalar

B	Bypass Oranı
°C	Celcius
C_p	Sabit Basınçta Özgül Isı
C_v	Sabit Hacimdeki Özgül Isı
h	Entalpi
η	Verimlilik
P	Basınç
T	Sıcaklık
γ	Özgül Isı Oranı

Kısaltmalar

Açıklamalar

AA-CAES	Adyabatik Basınçlı Hava Enerji Depolama Sistemi
ACRHS	Anot ve Katot Egzoz Devridaim Hibrit Sistemi
AFC	Alkali (Bazik) Yakıt Hücreleri
AGCM	Aerotermodinamik Jenerik Çevrim Modeli
AIC	Havacılık Kaynaklı Bulutluluk
APS	Havacılık İtki Sistemleri
APU	Yedek Güç Ünitesi
ARHS	Anot Egzoz Devridaim Hibrit Sistemi
BHS	Egzoz Devridaimi Olmayan Temel Hibrit Sistem
C₃H₈	Propan
CCS	Karbon Yakalama ve Tutma
CHP	Birleşik Isı ve Güç Sistemleri
CO	Karbon Monoksit
CO₂	Karbondioksit

Kısaltmalar**Açıklamalar**

CO₃	Karbonat
CPOX	Katalitik Kısmi Oksidasyon Reaktörleri
CTE	Termal Genleşme Katsayısı
DBFC	Doğrudan Bor Hidrür Yakıt Hücresi
DEFC	Doğrudan Etanol Yakıt Hücreleri
DER	Doğrudan Harici Reform
DFAFC	Doğrudan Formik Asit Yakıt Hücreleri
DIR	Doğrudan Dahili Reform
DMFC	Doğrudan Metanol Yakıt Hücreleri
DP	Tasarım Noktaları
EASA	Avrupa Havacılık Emniyeti Ajansı
FAR	Yakıt Hava Oranı
FC	Yakıt Pili
FCPS	Yakıt Hücresi Güç Sistemi
FDM	Sonlu Farklar Yöntemi
FEM	Sonlu Elemanlar Yöntemi
FVM	Sonlu Hacimler Yöntemi
FFC	Alev Destekli Yakıt Hücreleri
GA	Genetik Algoritma
GE	General Electric
GT	Gaz Türbini
GTC	Gaz Türbini Çevrimi
H₂	Hidrojen
H₂O	Su
H₂S	Hidrojen Sülfür
HDS	Hidrodiesülfürizasyon Katalizör
HALE	Yüksek İrtifa Hava Araçları
HPC	Yüksek Basınç Kompresörü
HPT	Yüksek Basınç Türbini
HSR	Isı ve Buhar Geri Kazanımlı Sistem
HR	Isı Geri Kazanımlı Sistem
HRSG	Isı Geri Kazanımlı Buhar Jeneratörü

Kısaltmalar**Açıklamalar**

ICAO	Uluslararası Sivil Havacılık Teşkilatı
IER	Dolaylı Harici Reform
IFPR	İç Fan Basınç Oranı
IIR	Doğrudan Dahili Reform
IP-SOFC	Düzlemsel Katı Oksit Yakıt Hücresi
İHA	İnsansız Hava Aracı
LHV	Düşük Isıtma Değeri
LPT	Düşük Basınç Türbini
LPC	Düşük Basınç Kompresörü
LTO	İniş ve Kalkış Döngüsü
MCFC	Eriyik Karbonat Yakıt Hücreleri
MEA	Membran Sistemi
MGT	Mikro Gaz Türbini
MTG	Mikro Türbin Jeneratörü
MSOFC	Monolitik Katı Oksit Yakıt Hücreleri
MW	Megawatt
N₂	Nitrojen
NH₃BH₃	Amonyak Boran
O₂	Oksijen
OFPR	Dış Fan Basınç Oranı
ORC	Organik Rankine Çevrimi
PA	Fosforik Asit
PAFC	Fosforik Asit Yakıt Hücreleri
PEMFC	Proton Geçirgen Membranlı Yakıt Hücreleri
PR	Basınç Oranı
PSO	Parçacık Sürü Optimizasyonu
PSOFC	Basınçlı Katı Oksit Yakıt Hücresi
R	Direnç
RC	Rankine Çevrimi
SAF	Sivil Havacılık Yakıtları
SCR	Buhar-Karbon Oranı
SDG	Sürdürülebilir Kalkınma Hedefleri

Kısaltmalar**Açıklamalar****SMR**

Metan Buhar Reformasyonu

SR

Buhar Reformu

SS

Kararlı Durum

ST

Buhar Türbini

SOFC

Katı Oksit Yakıt Hücreleri

SUGAR

Ses Altı Ultra Yeşil Uçak Araştırması

TIT

Türbin Giriş Sıcaklığı

TPB

Üçlü Faz Sınırı

TRL

Teknoloji Hazırlık Seviyeleri

TSFC

Özgül Yakıt Tüketimi

 U_f

Yakıt Kullanım Faktörü

UEET

Ultra Verimli Motor Teknolojisi

URFC

Rejeneratif PEM Yakıt Hücreleri

WGS

Su Gaz Akışı

ZnO

Çinko Oksit

1. GİRİŞ

Gaz türbinleri sistemlerinde geleneksel enerji kaynaklarının (fosil yakıtlar) kullanımı hem küresel hem de yerel atmosfere çeşitli etkilerde bulunmaktadır. Bu etkiler sera gazı emisyonlarının tetiklediği yerel ölçekte hava kirliliği, küresel manada ise iklim değişikliği ve küresel ısınma olmaktadır [1]. Bu bağlamda, yenilenebilir ve alternatif enerji kaynaklarının (örneğin biyoyakıtlar, güneş enerjisi, rüzgar enerjisi ve yakıt pilleri) özellikle yüksek kütleli debilerde yakıt tüketen gaz türbinli motorlarda kullanılmasının önemi hem atmosfer hem de insan sağlığı açısından gün geçtikçe artmaktadır [2]. Günümüzde gaz türbini ve yakıt pili hibrit sistemlerinin hibritleme yolları ve teknikleriyle alakalı birçok sayıda çalışma yapılarak yöntemler geliştirilmiştir ve halen daha geliştirilmeye devam edilmektedir [3]. Özellikle sanayi tipi hibrit sistemlerde kullanılan hibritleme yöntemlerinin havacılık alanındaki gaz türbinli motor-yakıt pili hibrit sistemlerine uyarlanmasıyla ilgili yapılan çalışmalar oldukça yeni olduğundan literatürde bu alanda bir çalışma yapma ihtiyacı bulunmaktadır [4]. Bu bağlamda 2050 yılına kadar havacılık sektörlerinin yeşil havacılığa geçiş için gereken teknolojilerin hazırlık seviyelerini (TRL) yakalaması hususunda şimdiye kadar yapılan çalışmaların ve bilgi birikimlerinin detaylı şekilde incelenmesi, değerlendirilmesi ve yorumlanması oldukça önemli olmaktadır. Havacılığı daha sürdürülebilir bir oluşuma dönüştürme arayışında, gaz türbini ve yakıt hücresi hibrit sistemlerinin araştırılması, havacılıkta daha yeşil bir geleceğin kilidi olarak ortaya çıkmaktadır. Tez kapsamında yapılmış olan gaz türbini ve yakıt pili hibrit sistemlerinin kapsamlı incelemesi de bu amaç doğrultusunda gerçekleştirilmiştir. Ticari havacılıkta 2050 yılına kadar net sıfır karbon emisyonu arayışı, yenilikçi tahrik sistemlerinin ve yakıt kaynaklarının oldukça önemli bir rol oynadığı çok yönlü bir yaklaşım gerektirmektedir. Ficca ve ark. [5] yaptıkları çalışmada ticari havacılıkta 2050 yılına kadar net sıfır karbon emisyonu arayışı için sürdürülebilir havacılık yakıtlarına (SAF), tahrik sistemlerinde elektrik gücüne, hidrojen yanmasına, hidrojen yakıt hücrelerine ve hibrit sistem çözümlerine odaklanılması gerektiğinden bahsetmişlerdir. Analizleri, mevcut uçak motorlarıyla uyumluluğun ve üretimin artırılmasına duyulan acil ihtiyaç göz önüne alındığında, SAF'ın karbon emisyonlarını önemli ölçüde azaltmak için yakın vadeli bir çözüm olarak potansiyelinin altını çizmektedir. Aynı zamanda, yeni nesil hidrojen yakıt hücresi teknolojilerinin ortaya çıkışının havacılık sektörünün karbondan arındırılması için umut verici bir yol sunduğuna da değinilmiştir. Bununla birlikte, bu teknolojilerin ticari havacılığı

önemli ölçüde etkileyecek ölçekte hayata geçirilmesinin, teknolojik olgunluk için test görevi gören daha küçük uçak segmentlerindeki ilk uygulamalarla aşamalı olarak gerçekleşeceği öngörülmektedir. Ficca ve ark. [5] elektrikli ve hidrojen yakıt hücreli banliyö uçaklarının on yıl içinde hizmete gireceğini, hidrojen yanmalı dar gövdeli uçakların ise 2040 yılı civarında hizmete gireceğini öngörmektedir. 2050 yılına kadar havacılıkta net sıfır karbon emisyonuna ulaşmak, elektrikli ve hidrojen tahrik teknolojilerinin olgunlaşması ve yaygınlaştırılmasının yanı sıra SAF'ın hızlı bir şekilde geliştirilmesi ve uygulanmasına bağlı olarak zorlu ancak ulaşılabilir bir hedef olarak görülmektedir. Mevcut zorlukların üstesinden gelmek ve bu yeşil havacılık teknolojilerinin tam potansiyelini kullanmak için tüm paydaşların (üreticiler, havayolları, düzenleyici kurumlar ve hükümetler) ortak çabaları zorunlu olmaktadır. Ansell'in çalışmasında [6] ise havacılıktan kaynaklanan karbondioksit (CO_2) emisyonlarının kritik analizi ele alınarak, sektörün 2018'den bu yana yıllık bir milyar metrik ton CO_2 emisyonunu aştığını vurgulanmıştır. Araştırma havacılığı küresel iklim anomalilerine katkıda bulunan faaliyetlerin daha geniş bir yelpazesi içinde bağlamsallaştırarak, yalnızca CO_2 'nin değil, aynı zamanda nitrojen oksitlerin (NO_x) ve havacılık kaynaklı bulutluluğun (AIC) bileşik çevresel etkilerinin altını çizmektedir. Çalışma kapsamında havacılık sektörünün net çevresel ayak izini karmaşıklaştıran kritik bir faktör olan CO_2 dışı emisyonların orantısız radyatif zorlama (ERF) etkisine ışık tutulmuştur. Teknolojik ilerlemelere ve havacılık filosundaki yakıt verimliliğinin artmasına rağmen, sektörün istikrarlı büyümeyle beslenen emisyon yörüngesinin, sürdürülebilir müdahalelerle hafifletilmediği takdirde daha da kötüleşme eğiliminde olduğu sonucuna net bir şekilde ulaşılmıştır. Böylelikle havacılık endüstrisinin sürdürülebilirlik sorunu çok yönlü bir mesele olarak ifade edilerek teknolojik yenilik, politika takviyesi ve sürdürülebilir enerji taşıyıcılarına endüstri çapında bağlılığın önemi açıkça vurgulanmıştır. Delbecq ve ark. çalışmalarında [7] havacılık ve çevresel etkileri arasındaki karmaşık ilişkiyi, özellikle Paris Anlaşması'nın hedefleri çerçevesinde eleştirel bir şekilde incelemiştir. Bu kapsamlı incelemede CO_2 ve CO_2 dışı etkiler üzerinden havacılığın iklim değişikliğine katkısı her ikisinin de detaylı bir analizi yapılarak değerlendirilmiştir. Çalışma kapsamında CO_2 ve CO_2 dışı emisyonların etkilerinin CO_2 azaltım stratejilerinin araştırılması ve titizlikle karşılaştırılmasıyla azaltılacağını ve böylece havacılığın tüm iklimsel ayak izinin bu durumdan etkileneyeğinden bahsedilmektedir. Afonso ve ark.'ın yaptığı çalışmada [8] ise havacılık sektörünün çevresel etkilerini azaltmaya yönelik stratejilerin kapsamlı bir değerlendirmesi sunulmaktadır. Bu çalışma, sektörün sera gazı emisyonlarına önemli katkılarının yanı sıra beklenen büyümesi ışığında, havacılığın sürdürülebilirliğini artırma

abalarını ele alır. Yazarlar, operasyonel iyileştirmelerden enerji kaynaklarına, itki sistemlerinden aerodinamik, yapısal ve malzeme ve üretim süreçlerine kadar çeşitli alanlardaki müdahale potansiyellerini sınıflandırmıştır. Afonso ve ark.'ın analizi [8] havacılık sektörünün sürdürülebilirliğini ilerletme yönünde karşılaşılan karmaşıklığı ve disiplinlerarası doğasını ortaya çıkarmaktadır. Özellikle, alternatif enerji kaynaklarına geçişin, sürdürülebilir havacılık yakıtları (SAFs), hidrojen ve batarya teknolojilerine odaklanarak sektörün karbon ayak izini azaltmada kritik öneme sahip olduğunu belirtilmiştir. Bu doğrultuda bu alternatiflerin geniş çapta benimsenmesini engelleyen teknolojik, ekonomik ve çevresel zorluklara da dikkat çekilmiştir. Buna ek olarak, yazarlar, yeni uçak tasarımlarının ve itki sistemlerinin entegrasyonunu, operasyonel verimlilikteki iyileştirmelerle birlikte, havacılığın çevresel ayak izini azaltmada temel stratejiler olarak savunurlar. Aerodinamik geliştirmelerin, yapısal optimizasyonların ve yeşil üretim süreçlerinin benimsenmesinin, sürdürülebilir havacılığı teşvik etme yönünde bütüncül bir yaklaşım sunabileceğini de belirtmişlerdir. Adler ve Martins tarafından [9] yürütölen ufuk açıcı incelemede hidrojenle çalışan hava taşıtlarının kullanımına özgü teknolojik gelişmeleri ve çevresel sonuçları titizlikle değerlendirilmektedir. Bu bilimsel çalışma, havacılık sektörünün karbon ayak izini önemli ölçüde azaltmada çok önemli bir unsur olarak hidrojenin temel niteliklerini açıklamakta ve böylece sektörün iddialı karbonsuzlaştırma hedefleriyle uyumlu hale gelmektedir. Adler ve Martins'in hidrojen havacılığı alanındaki araştırması [9], tasarım, operasyonel fizibilite ve mevzuata uygunluk perspektiflerinden sistemsel zorlukların ve fırsatların kapsamlı bir analizini kapsamaktadır. Hidrojen yakıt sistemlerinin uçak mimarisine entegre edilmesine yönelik önkoşulları derinlemesine inceleyen araştırmacılar, hafif sıvı hidrojen depolama özömleri alanındaki yeniliklerin ve bunların uçak gövdesi tasarımlarına sorunsuz bir şekilde dahil edilmesinin büyük önem taşıdığını vurgulamışlardır. Çalışmada hidrojen yakıt hücreleri ile geleneksel turbofan motorlar arasındaki karşılaştırmalı analiz daha da irdelenerek, güç çıkışlarını, uzun ömürlölüklerini ve ağırlık verimliliklerini artırmada önemli ilerlemeler gerekli olsa da emisyonssuz uçuşu kolaylaştırma potansiyelinin önemine değinilmiştir. Ayrıca, inceleme, çeşitli hidrojen üretim metodolojileriyle ilişkili çevresel etkilerin spektrumunu tanımlayarak, üretimden kullanıma kadar hidrojenin yaşam döngüsünün eleştirel incelemesini vurgulamaktadır. Adler ve Martins'in kapsamlı genel değerlendirmesi [9], hidrojen yakıtlı havacılığın ekonomik uygulanabilirliğini, güvenlik protokollerini ve iklimsel etkilerini ele alarak, sıfır emisyonlu bir havacılık ekosistemini gerçekleştirmenin karmaşıklıklarını aşmak için çok disiplinli bir yaklaşım önermektedir. Abu Salem ve ark. tarafından yapılan

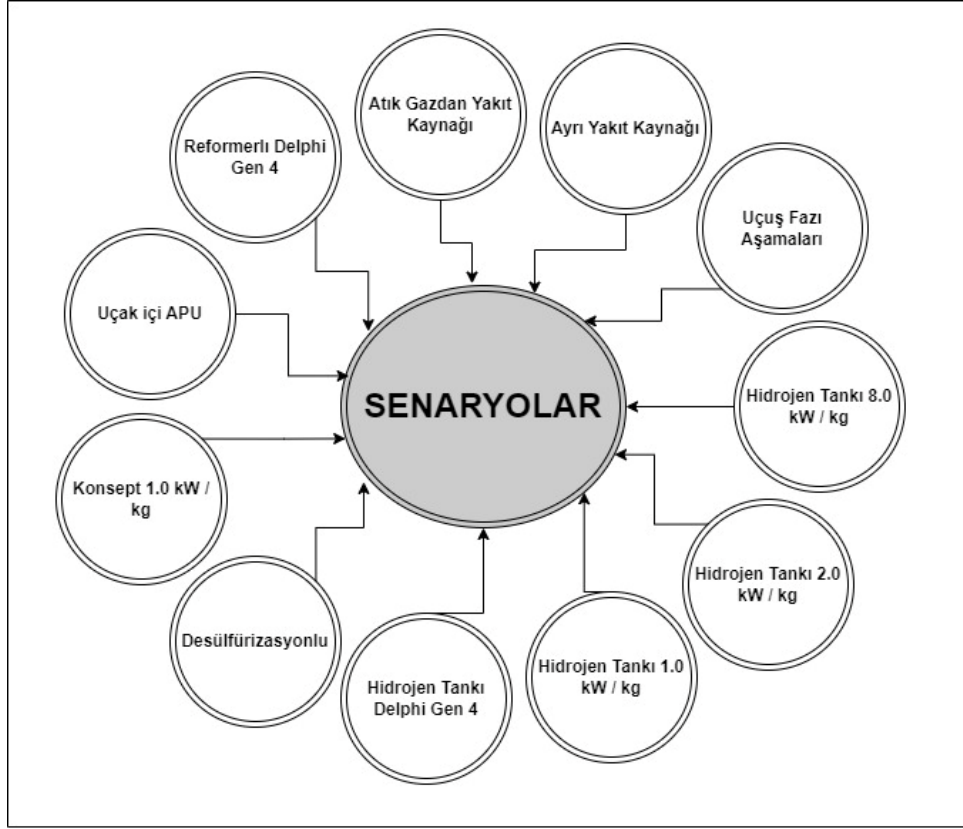
çalışmada [10] ise havacılığın sera gazı emisyonlarını azaltmaya yönelik geçişinde elektrikli tahrik sisteminin rolü ve önemi derinlemesine incelenmiştir. Bu çalışma kapsamında havacılık uygulamaları için en son elektrik teknolojisi olanaklarının kapsamlı bir incelemesi ve kısa-orta menzilli ve bölgesel uçaklar için kavramsal tasarımların araştırılması olmak üzere iki ana başlığa odaklanılmıştır. Bu eleştirel inceleme, yeni bir hibrit-elektrikli hava aracının kavramsallaştırılması için gerekli teknik çerçevenin tanımlanmasına yönelik yolu aydınlatmaktadır. Bulgular, bölgesel hava taşıtı kategorisinin hibrit-elektrikli tahrik sistemi için en uygun kategori olduğunu göstererek bu alanda çalışmalar yapılması gerekliliğini ön plana çıkarmaktadır. Jensen ve ark. çalışmalarında [11], havacılık sektörünün karbondioksit emisyonlarıyla ilgili süregelen sorunların ve küresel iklim hedefleriyle uyumlu olarak bu emisyonların azaltılması için kapsamlı stratejilere duyulan acil ihtiyacın öneminden bahsedilmiştir. Yazarlar CO₂, nitrojen oksitler (NO_x) ve havacılık kaynaklı bulutluluk (AIC) dahil olmak üzere havacılık emisyonlarının hem doğrudan hem de yan etkilerinin ayrıntılı bir analizini sunarak, bunların iklim üzerindeki önemli ve çeşitli etkilerini vurgulamaktadır. İnceleme, havacılık emisyonlarının dengelenmesi için hayati önem taşıyan sürdürülebilir havacılık yakıtları (SAFs) ve karbon yakalama ve tutma (CCS) teknolojilerini titizlikle araştırmaktadır. Bu tartışmalar, havacılık endüstrisini sürdürülebilirliğe doğru yönlendirmek için gerekli olan teknolojik ilerleme ve düzenleyici çerçeveler arasındaki karmaşık etkileşimi ortaya koymaktadır. Değirmenci ve ark. yaptığı çalışmada [12] ise havalimanı operasyonlarında karbon nötrlüğüne sağlanması için bir mihenk taşı olarak hidrojenin gelişen rolüne odaklanılmıştır. Bu araştırma, Birleşmiş Milletler Sürdürülebilir Kalkınma Hedefleri (SDG'ler) ve Covid-19 salgınının küresel havacılık faaliyetleri üzerindeki benzeri görülmemiş etkisi zemininde, özellikle 2020 sonrası havacılık sektöründe hidrojen entegrasyonunun gelişimini titizlikle incelemektedir. Çalışmada, Cranfield, Incheon ve Gatwick gibi çeşitli havalimanlarında yenilenebilir enerji destekli hidrojen istasyonlarının kurulması incelenerek sürdürülebilir havalimanı ekosistemlerine geçiş yapmanın önemi üzerinde durulmuştur. Bu kapsamlı inceleme, hidrojen enerji sistemlerini havacılık altyapısına entegre etmek için gereken çok yönlü yaklaşıma ışık tutmakta ve teknolojik ve altyapısal zorlukların üstesinden gelmek için sektör genelinde iş birliğine dayalı çabalara duyulan kritik ihtiyacı vurgulamaktadır.

Bu detaylı incelemeler ve araştırmalar havacılık için yakıt hücresi ve gaz türbini hibrit sistemlerine yönelik tez kapsamında yapılan araştırma için bir köşe taşı niteliğinde olup, sektörün sürdürülebilirliğe geçişteki zorlukları ve fırsatları hakkında derin bir anlayış

sunmaktadır. Bu çalışmalarla birlikte havacılık ve iklim değişikliği arasındaki karmaşık dinamiklerin kavranmasının yanısıra aynı zamanda daha sürdürülebilir havayolu vizyonuna ulaşmada teknolojik yeniliklerin ve politika çerçevelerinin belirlenmesinin kritik rolünün öneminin de altı çizilmektedir. Tez kapsamında yapılan literatür taraması kapsamında FC-GT hibrit sistemlerinin sanayi tipi hibritleme yöntemleri özel olarak kategorize edilerek detaylı bir şekilde incelenmiştir. Buna ek olarak havacılık alanındaki FC-GT hibrit sistemleri ile alakalı yapılan çalışmalar da detaylı olarak incelenerek gelecekte yapılacak yeni sistem düzenlemeleri açısından bir derleme yapılmıştır. Hibrit sistem için olabilecek düzenlemeler ele alınmadan önce bu sistemler olan gaz türbini ve yakıt pili sistemleri ayrı ayrı ele anlatıldıktan sonra bu sistemlerle ilgili son zamanda yapılan geliştirmeler incelenmiştir. Sonrasında özel olarak kategorize edilen hibritleme sistemleri [13], yakıt pili türü, çevrim türü, çevrim çalışma basıncı, reformer [14] türü, buhar reformu türü ve devirdaim türü gibi özelliklerine göre sınıflandırılmıştır. Havacılıkta kullanılan gaz türbinli motor-yakıt pili hibrit sistemlerinin ise büyük ölçekli uçaklarda yardımcı güç ünitesi olarak [15] veya insansız hava araçlarında [16] temel güç ünitesi değerlendirildiği görüldüğünden son dönemde yapılan çalışmalar bu iki başlık altında ayrı ayrı incelenmiştir. Bu sebeple son dönemde oldukça popüler olan modelleme ve simülasyon teknikleriyle bu tarz hibrit sistem çalışmalarının matematiksel modellemeleri ve optimizasyonları üzerine yapılan bütün çalışmalar göz önüne alınarak tespit edilmiştir [17].

Literatür taraması kapsamında havacılık harici yapılan hibritleme yöntemleri ele alınarak kapsamlı ve özgün bir listeleme gerçekleştirilmiştir. Şimdiye kadarki havacılık ya da sanayi tipi hibritlenen tüm sistemler önemli parametreleri üzerinden detaylı şekilde karşılaştırılarak bu hibrit sistemlerde kullanılan yazılım türü ve hibrit sistemin özellikleri detaylı tablolarla belirlenmiştir. Sonrasında oldukça kapsamlı ve özgün bir akış şeması yapılmıştır. Bu akış şemasında aşama aşama hangi tipte motorun neden seçildiği, hangi irtifalarla hangi özelliklere göre modelleme yapılması gerektiği, yakıt pillerinin havacılık sektöründe kullanılmaya elverişli olup olmadığı, bu yakıt pillerinin artıları ve eksileri ve hibrit sistemde modellemelerde kullanılacak olan kabuller ile gerekçeleri detaylı şekilde çıkarılmıştır. Sonrasında modellemesi yapılacak olan gaz türbini ve yakıt pili sistemlerinin matematiksel modellemeleri sistem çalışma prensipleriyle farklı kaynaklardan ele alınarak çıkarılmıştır. Literatür taraması ve kapsamlı akış şemasının ardından modelleme için seçilen gaz türbin motoru, kompresör, yanma odası ve türbinin çeşitli geometrik şekillerine bağlı olarak çeşitli atmosferik koşullar altında (basınç, sıcaklık, nem ve irtifa) tasarlanmıştır. Bu yöntem

sonucunda gaz türbinli motorun performans parametreleri, çevresel metrikleri ve sürdürülebilirlik göstergeleri farklı irtifalarda ve belirlenen farklı aralıklarda elde edilmiştir. Hibritlemede kullanılacak olan yakıt pilleri kapsamlı akış şemasında da belirtildiği üzere SOFC ve PEMFC olarak belirlenmiştir. Sonrasında ise yakıt pili tasarımı için çeşitli mühendislik yazılımları kullanılarak modellemeler yapıldıktan sonra havacılık literatüründe deneysel olarak da kullanılmış olan yakıt pillerinin modellemeleri yapılarak sistemde kullanılmıştır. Bu bölümün sonunda yakıt pili sisteminin gaz türbin motoruna adapte edilebilecek güç kapasitesine göre ekonomik, performans ve çevresel göstergeleri elde edilmiştir. Son olarak hibrit sistem mimarisi ile ilgili yakıt reformu ile yakıt pili besleme ve harici hidrojen tankı ile yakıt pili besleme olmak üzere iki farklı yöntem ele alınmıştır. Hibridizasyon aşamasında kullanılacak her iki yöntem uçağın uçuş fazları (6 parametreden oluşan LTO çevrimi) içerisinde hibridizasyonun performans hesaplamaları gerçekleştirilerek incelenmiştir. Bu analizlerin performans, çevresel ve ekonomik optimizasyon açısından elde edilen çıktılar doğrultusunda her bir uçuş fazı için yakıt pilinin kullanım şekli planlaması (kabin içi enerji ihtiyacı ve itki sistemine destek) yapılarak yakıt tasarrufu miktarları elde edilmiştir. Sonuç olarak sivil havacılıkta yaygın olarak kullanılan gaz türbinli motor için hangi tip yakıt pilinin hangi hibritleme yöntemi ve yüzdesel olarak kullanım şekline göre çevresel, ekonomik ve performans açısından daha verimli olduğu belirlenmiştir. Çalışma çeşitli yakıt hücreleri ile hibritlenecek olan bir gaz türbini motorunun tasarım, modelleme ve analizinden elde edilen birçok performansa dayalı, çevresel ve ekonomik göstergelyi sunabilecek olması nedeniyle literatürdeki çalışmalardan farklı bir bakış açısı da sağlamıştır.



Şekil 1.1. Tez kapsamında incelenen senaryolar

2. LİTERATÜR TARAMASI

2.1. Gaz Türbinli Sistem Sınıflandırması

Gaz türbinli motorlar itki ve güç sistemlerinin gerektiği birçok temel alanda kullanılmaktadırlar. Genel olarak gaz türbinli motorlar kullanım amaçlarına, havanın kanallanma yöntemi ve itkinin üretilme şekillerine göre motor akış yolları üzerinden turbojet, turbofan, turboshaft ve turboprop olarak sınıflandırılmaktadır [18]. Bir turbojet motorda, motor çekirdeğinden (kompresör, yanma odası, türbin) geçip hızlandırarak itki üretilmesini sağlayan tek bir akış yolu vardır [2]. Turbojet motorlar kompresör, yanma odası, türbin ve egzoz olmak üzere dört ayrı bölüme ayrılır. Kompresör kısmı, gelen havayı sıkıştırarak motorun yanma odasına gönderir. Yakıt girişi ve ateşleme sistemi yanma odasında bulunur. Kompresöre bir şaftla bağlı olan ve genişleyen hava tarafından tahrik edilen türbin ile motor için gerekli güç çıktısı elde edilir. Motordan çıkan egzoz gazları hızlanır ve itki oluşturur [19]. Havanın sıkıştırılması, yakıt-hava kombinasyonunun ateşlenmesi, motorun kendi başına çalışmasını sağlayacak kadar güç üretilmesi ve ardından ortaya çıkan egzozun bir nesneyi hareket ettirmek için kullanılması, içten yanmalı motorun çok basit bir örneğidir. Turbojet türü motorlar gürültülü çalışma, kısa menzile sahip olma, yüksek yakıt tüketimi ve düşük hızlarda verimsiz çalışma gibi sorunlarının yanı sıra yüksek itki üretme kapasiteleri ve yüksek hızlara ulaşabilme gibi avantajları sebebiyle günümüzde çoğunlukla askeri tip uçaklarda kullanılmaktadır [20]. En temel haliyle turbopropeller ise bir gaz türbini motoru, bir redüksiyon dişli kutusu ve bir pervane olmak üzere üç bileşenden oluşmaktadır. Turboprop motorlar bir kompresör, bir veya daha fazla yanma odası, bir türbin ve bir egzoz nozulundan oluşur ve bunların hepsi geleneksel gaz motorlarında bulunanlarla aynı şekilde çalışır. Ancak aradaki fark, turboprop motorda bulunan türbininin genellikle pervaneye güç sağlamak için enerji çıkaran ek aşamalardan oluşmasıdır. Turboprop motor türbini, kompresöre ve diğer yardımcı bileşenlere güç sağlamanın yanı sıra pervaneyi çalıştırmaktan da sorumludur [21]. Bu durum daha fazla gücün bir şaft ve bir dişli takımı aracılığıyla ileriye doğru iletilmesiyle gerçekleştirilir. Daha yüksek güç elde etmek için ise egzoz gazlarının türbinin ekstra aşamalarından geçmesi gerekir. Turboprop motorlar düşük emisyonları, çok çeşitli hızlarda çalışabilme ve irtifalarda yüksek verimliliğe sahip olma gibi avantajlarının yanı sıra, yüksek yakıt tüketimi ve kısa menzil gibi dezavantajlara sahip olmaları sebebiyle çoğunlukla ağır kargo uçaklarında tercih edilmektedirler [22]. Hem

turbojetin hem de turbopropun güçlü yönlerini geliştirmek için turbofanlar üretilmiştir [19]. Turbofan motorlar yanma odasının etrafındaki ikincil bir hava akışını yeniden yönlendirerek, daha büyük bir itki gücü üretebilmektedir. Motorda bulunan devasa bir fan birincil itki jeneratör sistemi olarak tasarlanmıştır [23]. Çoğu olmasa da birçok turbofan motorda iki şaft bulunmaktadır bu da iki set kompresör ve türbin tarafından tahrik edildiği anlamına gelmektedir [24]. Bypass oranı, motorun merkez bölgesi etrafında yönlendirilen hava hacmine göre belirlenir ve motorun performansı üzerinde önemli bir etkiye sahiptir. Turbofan motorlar düşük yakıt tüketimi, sessiz çalışma ve uzun menzil gibi avantajlarından dolayı genellikle ticari havayolu hizmeti için tasarlanmış yolcu uçaklarında yaygın olarak kullanılmaktadır [25]. Bir diğer gaz türbinli motor tipi olan turboşaft motorlar ise en popüler dördüncü jet motoru türüdür. Bir pervaneyi döndürmek yerine, gücü başka bir mekanizmayı döndüren bir mile gönderir. Turboşaft motorda genişleyen gazların yarattığı enerjinin büyük çoğunluğu itki gücü üretmek için kullanılmak yerine bir türbini döndürmek için kullanılır [24]. Turboşaft gaz türbinleri genellikle helikopterlerde kullanılır. Turboşaft motorlar bir başka deyişle helikopter dişli kutusunu döndüren bir şafta ek güç sağlamak veya beygir gücü iletmek için tasarlanmış bir gaz türbini motorudur [21]. Türbinle çalışan uçaklar için ise bir yardımcı güç ünitesi (APU) yedek jeneratör kaynağı olarak kullanılmaktadır. Turboşaft motorlar boyut, biçim ve çıkış açısından büyük farklılıklar gösterebilir. Turboşaft motorlar gürültülü çalışma ve karmaşık bir yapıya sahip olma gibi özelliklerinden ötürü genellikle helikopterlerde tercih edilmektedirler [26].

Uçak motoru tasarımlarının ortak bir özelliği, türbin ve kompresör bölümünün bir alçak basınç ve bir de yüksek basınç bölümüne ayrılmasıdır [19]. Bu alt sistemler ayrı dönen üniteler (ayrı şaftlar) olarak yapılandırılmıştır ve mekanik gücü ilgili türbin bölümünden ilgili kompresör bölümüne doğrudan bağlantı yoluyla aktarır. Düşük basınçlı türbin bölümünden çıktıktan sonra hala sıcak egzoz gazında bulunan yakıtın yanmasıyla ortaya çıkan fazla enerji ya çıkış nozulundaki akışın hızlandırılması yoluyla doğrudan itki gücüne dönüştürülür ya da başka bir türbin bölümünde mekanik şaft gücüne dönüştürülür. Bu son türbin bölümünün şaftı, motor çekirdeği tarafından üretilen tüm faydalı gücü ya doğrudan hava bypass fanına (turbofan) ya da bir dişli kutusu aracılığıyla bir pervaneye (turboprop, turboşaft) aktarır [27]. Büyük bir bypass hava oranına sahip turbofan tasarımları en güçlü hava motorlarıdır. GE90, 127 900 libre ile bir test standında elde edilen en yüksek itiş gücü rekorunu çok uzun bir süre elinde tutmuştur (GE Aviation, 2001). Bir diğer örnek olan, Boeing B787 ve 777 ile Airbus A380 ve A350 gibi modern büyük ve geniş gövdeli uçaklarda

kullanılan Rolls Royce'un XWB türbini ise 97 000 libreye kadar itki gücü üretebilmektedir (Rolls - Royce, 2011). CFM56 (CFM, 2011) en sık kullanılan motordur ve orta büyüklükteki yolcuları taşımaya uygunluğu nedeniyle B737 ürün ailesine ve tüm Airbus sınıflarına monte edilmiştir. Aşırı hızlanmaya (Mach 2'den daha yüksek uçuş hızları) ihtiyaç duyan askeri uçaklar ise genellikle turbojet motorları (veya düşük bypass hava oranına sahip süpersonik turbofan tasarımları) kullanır (ABD Hava Kuvvetleri, 2012). Bu motorlar istenirse itiş gücünde bir artış için art yakma ile donatılabilir.

2.2. Yakıt Pili Sistem Sınıflandırması

2.2.1. Yakıt pili teknolojilerine genel bakış

Yenilenebilir enerji kaynaklarına olan talebin arttığı günümüzde, yakıt pilleri yüksek verimli, temiz ve sürdürülebilir enerji kaynakları olmalarından dolayı oldukça önemli bir güç kaynağı olmaktadır. Genel olarak yakıt hücresi, kullanılan elektrolit ve yakıt türlerine göre çok sayıda farklı kategoriye ayrılabilir [28]. Her bir yakıt hücresi tipinin kendine özgü avantaj ve dezavantajları bulunmaktadır. Bir yakıt pili yığınının ana tasarımı, üretim maliyeti, üretim amacı ve üretim süreçleri gibi çeşitli faktörlerin bir fonksiyonu olarak farklılaştırılabilir [29]. Yakın zamandaki yeni çalışmalar ve projelerle birlikte yakıt pilleri çevresel, ticari ve endüstriyel açıdan hem güç sistemleri hem de taşımacılığa dayalı sistemlerde kullanılmaya başlanmıştır [30].

Yakıt pilleri geometrik şekillerine göre literatürde bahsedilenlerin başında gelen düzlemsel tasarım ve borsal tasarım olarak iki ana tipte sınıflandırılabilir [31]. Düzlemsel tasarımda iki gözenekli elektrolit anot ve katot elektrotları arasına sıkıştırılır ve bu tasarım çoğu yakıt hücresi türü tarafından kullanılan tipik geometridir. Böylelikle düzlemsel bir yakıt pili hücresi, pozitif hava elektrotu, elektrolit ve negatif yakıt elektrotundan oluşur. Düzlemsel tip geometri, üretim sürecinin borsal sisteme göre basitliği, yüksek güç yoğunlukları ve potansiyel olarak düşük üretim maliyetine sahip olması gibi özellikleriyle çoğu yakıt hücresi sisteminde tercih edilmektedir [28]. Düzlemsel SOFC yığınları, çıkış voltajı pratik uygulamalar düzeyinde olacak şekilde seri olarak bağlanmış bir dizi hücreden oluşmaktadır [32]. Sıcaklık düşüşü, düzlemsel yakıt pillerinin maliyetinin azalmasını önemli ölçüde artırdığından ara bağlantı plakası ve gaz manifoldu için daha iyi mekanik özelliklere ve termal iletkenliğe sahip metalik malzemelerin kullanılmasını gerektirmektedir [33].

Düzlemsel modellerinin boyutluluğu ve çözüm yöntemi uygulamaya bağlı olarak farklılık göstermektedir. Yığın düzeyinde değerlendirme için, hücreler içindeki türler ve yük taşınımı için basitleştirilmiş modeller, yakıt kanallarındaki ısı transferi ve kütle taşınımı için 3D modellerle çalışmalar yapılması gerekmektedir [34]. Son dönemde sürdürülebilirlik ve çevrecilik gibi faktörlerden dolayı yaygın olarak kullanılmaya başlanan yakıt pilleri türlerine göre çeşitli avantajlar ve dezavantajlar sunmaktadır. Düzlemsel tasarımların aksine, boru şeklindeki yakıt hücreleri paralel olarak birçok elektrolitik tüpten yapılmıştır [35]. Genellikle bazı düzenlemelerde, anotlar her tüpün içinde, katotlar ise dışta olsa da bazı alternatif düzenlemelerde, anot tüpün dış kısmı iken katot ise iç kısım olarak tasarlanmıştır [36]. Literatür makalelerine göre, boru şeklindeki hücrelerin ve yığınların (düzlemsel geometrilere kıyasla) başlıca avantajları daha basit yakıt ve hava dağıtım imkanı, daha yüksek termal streslerle başa çıkma yeteneği ve yük değişimine hızlı tepki ve yakıt besleme değişimine tolerans olmaktadır [37]. Öte yandan, boru şeklindeki bir hücrede akım toplama, özellikle borunun iç kısmındaki anot akımı toplama için çok daha zordur. Tübüler hücre ve sistemlerin performansını simülasyon modelleri aracılığıyla araştırmak için çok sayıda yeni çalışma da geliştirilmiştir [38]. Bu tür bir konfigürasyon nedeniyle, boru şeklindeki tasarımda, boruların içinden veya dışından akan yakıttan havayı yalıtımak çok daha kolaydır. Mikro boru şeklindeki yakıt pillerinin ise çapları birkaç milimetreden milimetre altı ölçeğe kadar değişmektedir [38]. Bu konfigürasyon, yüksek hacimsel güç yoğunluğu, termal döngüye karşı iyi dayanıklılık, yüksek sıcaklıkta yakıt ve oksitleyici akışları arasında daha az sızdırmazlık ve düşük sermaye maliyetleri gibi diğer birçok yakıt hücresine göre birçok avantaja sahiptir. Buna ek olarak mikro boru şeklindeki yakıt pili tasarım geometrileri, düzlemsel geometriye sahip yakıt pillerinin gerektirdiği süreye kıyasla çok daha hızlı başlatma süreleri vaat etmektedir [35]. Bu açıdan bakıldığında, düzlemsel ve boru şeklindeki yakıt pillerine kıyasla termal döngüye daha fazla toleransları, daha hızlı başlatma kabiliyeti, daha yüksek çıktı yoğunluğu ve daha iyi taşınabilir olma özellikleri nedeniyle son zamanlarda bilimsel çalışmalarda ön plana çıkmaktadır. Ayrıca küçük boyutları nedeniyle MT-FC yardımcı güç üniteleri, otomotiv güç kaynakları, mobil elektrik, jeneratörler ve akü şarj cihazları gibi cihazlarda kullanılabileceğinden bahsedilmiştir [39].

2.2.2. Yakıt pili türü karşılaştırmaları ve geliştirmeler

Son dönemde sürdürülebilirlik ve çevrecilik gibi faktörlerden dolayı yaygın olarak kullanılmaya başlanan yakıt pilleri, türlerine göre çeşitli avantajlar ve dezavantajlar

sunmaktadır [40]. Proton Geçirgen Membranlı Yakıt Hücreleri (PEMFC) [41], Alkali (Bazik) Yakıt Hücreleri (AFC) [42], Fosforik Asit Yakıt Hücreleri (PAFC) [43], Eriyik Karbonat Yakıt Hücreleri (MCFC) [44], Katı Oksit Yakıt Hücreleri (SOFC) [45], Doğrudan Alkol (Metanol, Etanol, Formik Asit) Yakıt Hücreleri (DMFC, DEFC, DFAFC) [46], Doğrudan Bor Hidrür Yakıt Hücresi (DBFC) [47] gibi çeşitli yakıt pili türleri bulunmaktadır. Burada kullanılacak sisteme ve amaca göre yapılacak olan matematiksel modeller, yakıt hücresi sistemlerini tasarlamak ve optimize etmek için oldukça önemli olmaktadır [38]. Son dönemde özellikle Proton Değişim Membran Yakıt Hücrelerinin (PEMFC), Katı Oksit Yakıt Hücreleri, (SOFC), Erimiş Karbonat Yakıt Hücreleri (MCFC) modellenmesi ve simülasyonu için farklı tipte yakıt hücrelerinin modellenmesi üzerine incelemeler yapılmaya başlanmıştır [48]. Hibrit bir sistemin modellenmesine başlamadan önce, istenilen modelin amacının ne olduğunu belirlemek ve ardından modelin temel özelliklerini belirlemek oldukça önemli olmaktadır. Polimer elektrolit membranlı yakıt hücresi olarak da bilinen proton değişim membranı (PEM) yakıt hücresi, yüksek saflıkta hidrojen yakıtı gerektiren 30 °C ile 100 °C arasında değişen düşük sıcaklıklarda çalışan bir yakıt pili türüdür [41]. PEMFC’de saf hidrojen kullanımını değiştirmenin alternatif çözümlerinden biri, yakıt hücresini doğrudan sıvı mentol ile beslemektir. Bu şekilde tasarlanan yakıt pilleri doğrudan mentol yakıt hücresi (DMFC) olarak adlandırılmaktadır. Alkalın yakıt hücreleri (AFC) ise yaklaşık 200 °C’lik yüksek basınç ve sıcaklıklarda çalışma kabiliyetine sahip saf oksijen ve hidrojen gerektirerek yavaş reaksiyon hızı sorununu önleyen bir yapıya sahiptirler [42]. Fosforik asit yakıt hücreleri (PAFC) ise, 220 °C gibi oldukça yüksek sıcaklıkta çalıştıklarından yüksek reaksiyon hızına sahiptirler [43]. PAFC, birleşik ısı ve güç (CHP) sistemlerine entegre olma fırsatı ile çok az bakım ve yüksek güvenilirlik ile uzun süreler boyunca çalışabilmektedir [43]. Erimiş karbonat yakıt hücreleri (MCFC) ise karbondioksit ihtiyacı duyarak yaklaşık 650 °C sıcaklıklarda çalışmaktadır. Eriyik karbonat yakıt hücrelerinde (MCFC), 650 °C sıcaklığa kadar ısıtılarak karbonat iyonlarının (CO_3) eriyip anottan katoda iletilmesini sağlayan karbonat tuzları elektrolit olarak kullanılmaktadır [44]. Bunlar arasında katı oksit yakıt hücresi, yüksek verimliliği, maliyet etkinliği ve hidrojen dışında hidrokarbonlar, kömür gazı gibi çeşitli yakıtları kullanma imkanı nedeniyle önemli ölçüde dikkat çekmektedir [49]. Katı oksit yakıt hücreleri 500-1000 °C sıcaklık seviyelerinde çalışırken düşük saflıkta hidrojen ile tedarik edilebilir. Bu yüksek sıcaklıklar, pahalı bir katalizör kullanmaya gerek kalmadan yüksek reaksiyon hızları sunar. Fakat, çok yüksek sıcaklıklarda çalıştıkları için, ısıya dayanıklı malzemelerin maliyetleri ve buna bağlı soğutma sistemi maliyetleri, sistemi çok pahalı ve karmaşık hale getirmektedir [45].

PEMFC'ler ve SOFC'ler şu anda en büyük ilgiyi görmektedirler. SOFC'ler, PEMFC'lere kıyasla daha yüksek genel sistem verimliliği, ancak daha düşük güç yoğunluğu ve daha düşük yük dinamik tepkileri sunmaktadırlar [50]. SOFC'lerin yüksek çalışma sıcaklıklarına ulaşması daha uzun sürer, bu da bunları sabit güç üretim uygulamaları için daha uygun hale getirmektedir [45]. Diğer yakıt pili türleri ile karşılaştırıldığında, PEMFC'lerin ise yüksek güç yoğunluğu, yüksek dönüşüm verimliliği, uzun çalışma ömrü, düşük korozyon, düşük ağırlık ve kompakt boyut, düşük çalışma sıcaklığı ve daha hızlı geçici tepki gibi birçok özelliği bulunmaktadır [51]. Buna ek olarak SOFC'lerin PEMFC'ler ve AFC'lere göre yüksek çalışma sıcaklıklarına ve iyon iletim hızlarına sahip oldukları yapılan çeşitli çalışmalarla gösterilmektedir. SOFC'ler, karbon monoksiti (CO) elektrokimyasal reaksiyon yoluyla elektriğe dönüştürme yeteneğine sahipken, PEMFC gibi diğer yakıt hücresi türleri CO zehirlenmesine karşı daha hassas olmaktadır [52]. Yüksek sıcaklık koşullarına dayanabilecek daha maliyetli malzeme yapımına ve yalıtıma ihtiyaç duyulması ise sistemin önemli bir dezavantajı olarak öne çıkmaktadır. Yakıt pili tasarım amaçlarında emisyon kısıtlamaları, elektrik üretim kapasiteleri ve ısı üretim miktarları önemli faktörler olarak dikkate alınmaktadır [53]. SOFC'ler elektrik gücü ve yüksek dereceli ısı üreten elektrokimyasal reaksiyonlar yoluyla genellikle bir hidrokarbon yakıtın yeniden şekillendirilmesiyle üretilen dönüştürülmüş hidrojen ve diğer gazlı yakıt türlerini dönüştürmektedir. Bu yakıt türleri genel olarak karbon monoksit (CO), doğal gaz, hidrojen (H_2), propan (C_3H_8), dizel ve jet yakıtı gibi çeşitli yakıt türleri olmaktadır. SOFC-GT hibrit sistemleri genellikle 1 kW-20 MW aralığında her türlü uygulamada sabit bir güç sistemi olarak çalışmaktadır [3].

Bove'a [54] göre simülasyon ve matematiksel modeller, çeşitli enerji üretim teknolojilerinin geliştirilmesi için kesinlikle faydalıdır. Bu modeller yakıt hücresi gelişimi için de oldukça önemli olmaktadır. Bunun nedeni, yakıt hücrelerinin ve bunlara dayalı sistemlerin karmaşıklığı ve dahili operasyonlarını deneysel olarak karakterize etmenin zorluğudur. Bu karmaşıklıktan kaynaklı zorluk, yakıt pili içinde sıkı bir şekilde bağlanmış elektrokimyasal reaksiyonlar olması, yakıt pili parametrelerinin bağımsız kontrolünün zorluğu, elektriksel iletim, iyonik iletim ve ısı transferinin aynı anda gerçekleşmesi gerçeğiyle açıklanabilir. Barbir ve ark. [55] ise yakıt pilinin verimliliğinin boyutuyla ilişkili olduğunu bildirmiştir. Daha büyük bir aktif alan, akım yoğunluğunun düşmesine yol açarak yakıt hücresi verimliliği ile doğru orantılı olan hücre potansiyelini artırır. Fakat bu durumda maksimum yığın verimliliği elde edilse de havacılık için önemli bir sorun olan ağır bir yığın sistemi elde

edilmektedir. Guo ve ark. [56] yüksek sıcaklık proton değişim membranlı yakıt hücrelerinin (HT-PEMFC'ler) yüksek verimliğe sahip enerji dönüşüm cihazları olduğundan bahsetmişlerdir. HT-PEMFC'lerin fosforik asit (PA) bazlı proton değişim membranının (PEM) tasarlanması ve geliştirilmesi alanında büyük çabalar sarf edilmesi gerektiğine de değinilmiştir. Bu tip yakıt hücrelerinin üretimindeki geliştirmelerden bahsedilmiştir. Pukrushpan ve ark. [57] bir yakıt hücresi kontrol sisteminin hava ve hidrojen tedarikinin düzenlenmesi, üretilen suyun ve ısıнын yönetimi unsurlarına odaklanması gerektiğini belirtmiştir. Wu ve ark. [58] dayanıklılığın, PEMFC'lerin uygulanabilir bir ürün olarak kabul edilmesi için en gerekli özelliklerden biri olduğundan bahsetmiştir. Bu çalışmada çeşitli koşullarda çalıştırılan PEMFC'lerin ömrünün birleşik bir tanımını elde etmek amacıyla literatüre dayalı bir analiz gerçekleştirilmiştir. Larminie ve Dicks [59], doğrudan veya dolaylı olarak yakıt hücresi çalışmasının performansını iyileştirmeye yol açabilecek platin gibi katalizörler kullanmak, reaksiyon sıcaklığını yükseltmek, reaktantlarla elektrot temas alanının arttırmak ve yakıtın ve reaktantın akış hızının veya basıncının ayarlanması gibi yöntemler önermiştir. Yakıt hücrelerinin operasyonel değişkenlerinin sabit koşullar altında yönetimi, yakıt hücrelerinin çıkış gücünün ve çalışmasının yönetimi ve kontrolü, hava taşıtları için birincil veya yardımcı güç kaynakları olarak yakıt hücrelerinin konuşlandırılması gibi hususlara dikkat edilmesi gerekmektedir. Pathapati ve ark. [60], hücre voltajlarının, akış hızlarının geçici tepkisini simüle etmek ve tahmin etmek için, bir elektrokimyasal yakıt pili modeline hücrenin sıcaklığını, anot ve katot kanallarının sıcaklıklarını ve basıncını dahil eden yeni bir dinamik model tasarlamıştır. Seyezhai ve Mathur [61], yakıt hücrelerinin kararlı hal ve geçici koşullar altındaki davranışını tahmin etmek için 750 W PEMFC için bir matematiksel model geliştirmiştir. Yüklü çift katmanlı kapasitansın dinamiği ve anot ve katot dinamiği kanalın tümü tek bir modele entegre edilmiştir. PEMFC'nin geçici yanıtları yakıt hücresi modeli dirençli yük altındayken ve kısa-uzun çalışma süreleri için analiz edilmiştir. Yuan ve ark. [62], yakıt hücresinin çalışma basıncı ve sıcaklığı, reaktan gazların bağıl nemi ve hava stokiometrik oranı gibi çalışma parametrelerinin PEMFC çalışma performansı üzerindeki etkilerini tahmin etmek için üç boyutlu çok fazlı bir yakıt hücresi modeli geliştirmiştir. Son dönemde yapılan araştırmalara göre çoğu makalede tübüler tip yakıt pili kullanılmıştır. Bununla birlikte, son zamanlarda, düzlemsel tipin maliyet düşürme için daha fazla potansiyele sahip olduğu kanıtlanmıştır. Bu nedenle, gelecekteki çalışmalar farklı yakıt hücresi tiplerine odaklanması gerektiğinden bahsedilmiştir. Sistemin genel performansı üzerindeki etkisini değerlendirmek için hibrit sistemler üzerine daha fazla çalışmaya ihtiyaç olduğu, literatür taraması sonuçlarına göre

açıkça görülmektedir. Matematiksel modeller, yakıt hücresi sistemlerini tasarlamak ve optimize etmek için oldukça önemli olmaktadır. Bu nedenle, özellikle PEMFC, SOFC, MCFC modellenmesi ve simülasyonu için farklı tipte yakıt hücrelerinin modellenmesi üzerine özellikle son dönemde incelemeler yapılmaya başlanmıştır. Hibrit bir sistemin modellenmesine başlamadan önce, istenilen modelin amacının ne olduğunu belirlemek ve ardından modelin temel özelliklerini belirlemek oldukça önemli olmaktadır [63].

2.3. FC-GT Hibrit Sistemleri

İklim değişikliği, sera gazı emisyonları ve fosil enerji yakıt kaynaklarının azalması gaz türbini sistemlerini daha düşük emisyonlarla çalışmaya zamanla itmektedir. Bu arayış sonucu yakıt pili ve gaz türbini sistem hibritlerinin birlikte hem verimli hem de düşük emisyonla çalıştıkları çeşitli simülasyon ve deneylerle kanıtlanmıştır [64]. Yapılan birçok çalışmada FC-GT hibrit sistemin karşılaştırdıkları bütün fosil yakıtlı güç sistemlerinden daha yüksek verimlilikte ve daha düşük emisyonda çalıştığı ve sistemlerin hibrit çalışmasının ayrı ayrı çalışmalarından çok daha verimli olduğu sonucuna ulaşılmıştır [65]. Calise ve ark. [66] yaptığı çalışmada FC-GT hibrit sistemlerin genel verimliliklerinin bu çalışmaya göre de %70 - %85 arasında olduğundan, sistemin elektriksel veriminin ise tam kapasite çalışma koşulları altında 10 MW'lık sistemde %65-75 arasında olduğundan ve daha büyük sistemler içinse %75'ten fazla olabileceğinden bahsetmiştir. Çalışmada gelecekteki yakıt hücrelerindeki gelişmeler sonucu daha yüksek basınçlarda ve türbin giriş sıcaklıklarında sistemler tasarlanarak bu oranın daha da yükseltilebileceğinden bahsedilmiştir. Aynı çalışmada Hibrit SOFC sistem modellemesinin önemli bir amacının, farklı konfigürasyonlar için sistem performansını belirlemek olduğundan bahsedilmiştir. Açık literatürde, yakıt pili yığınlarını ısı eşanjörleri, kompresörler, GT'ler, ön reformerler, karıştırıcılar, ısı geri kazanımlı buhar jeneratörleri (HRSG'ler), yakıcılar vb. ile birleştirilerek çalışma önerisi olarak sunulan hibrit sistemler bulunmaktadır [67]. Ancak, henüz evrensel olarak kabul edilmiş konfigürasyon bulunmadığından bilim insanları hala SOFC-GT hibrit sistemleri için yenilikçi hibrit sistemler önermeye çalışmaktadırlar [3]. Yakıt pillerinin gaz türbinleri gibi diğer güç üreten teknolojilerle başarılı bir şekilde entegrasyonu için, farklı konfigürasyonlara sahip sistemlerin kararlı durum ve dinamik davranışlarını doğru bir şekilde ele alabilen modeller ve optimizasyonlar yapılmasının gerekli olduğundan bahsedilmiştir [68]. Hibrit sistemlerin modellenmesindeki literatürün hızlı bir araştırması, bu sistemlerin optimizasyonu için çok az şey yapıldığını göstermektedir. Çalışmaların çoğunda, optimal bir hibrit güç üretim

sistemi geliştirmek için çeşitli parametrelerin analizi yapılmıştır [69]. Calise ve ark. [70] çalışmalarında SOFC-GT Brayton dsnn basitleştirilmiş düzenini tasarlamışlardır. Dış hava yaklaşık olarak SOFC alışma basıncına kadar sıkıştırıldıktan sonra reküperatif ısı eşanjörü tarafından önceden ısıtılır ve elektrokimyasal reaksiyona katıldığı SOFC yığının katot bölmesine girer. Diğer taraftan yakıt, yakıt kompresörü tarafından SOFC alışma basıncına kadar sıkıştırıldıktan ve n ısıtmadan sonra yakıt hücresinin anot bölmesine girer. Reaksiyona girmemiş yakıt ve katot egzoz havası, ortaya çıkan akımın çıkış sıcaklığını arttırarak yakıcıda yakılır. Basit bir hibrit Brayton dğs bu şekilde zetlenebilecektir. Giap ve ark. [71] SOFC-GT hibrit elektrikli tahrik sistemini incelemiştir. Sonuçlar, 5-MW SOFC sistemi ve 4,7-MW gaz motorlarıyla elde edilen hibrit sistemin CO₂ emisyonunu maksimum %9 oranında azalttığını göstermiştir. Ezzat ve Dincer [72] çalışmasında yakıt olarak sadece amonyak ve destekleyici olarak hidrojen kullanan bir gaz türbini evrimi (GTC) ve amonyakla beslenen SOFC hibrit sistemini ele almıştır. Sistemde gaz türbini egzoz gazlarından gelen atık ısı, ek elektrik gücü üretmek için Rankine evrimi (RC) kullanılarak geri kazanılırken RC'nin kondansatöründen gelen atık ısı, başka sistemlere ek ısıtma sistemi olarak kullanılmaktadır. Sisteminin enerji ve ekserji verimlilikleri %58,78 ve %50,66 olarak bulunmuştur.

Yakıt pilinin tasarım çalışma sıcaklığı hem FC hem de GT alt sistemlerinin verimliliğini önemli ölçüde etkilediğinden FC-GT hibrit çevriminin tasarımı ve verimliliği, bir dizi termodinamik parametreden etkilenmektedir. Bu parametrelerden en önemlileri, turbo makinelerin basınç oranı, türbini giriş sıcaklığı (TIT) değeri, turbomakine geometrisi, reformerin geometrisi, ısı eşanjörlerinin geometrisi, FC yığının geometrisi, malzemeleri ve birleştirilmesi olmaktadır [3]. Yapılan en eski çalışmaların göz önüne alınması gerekirse Dunbar ve ark. [73], SOFC modellemesi ve Rankine dğs üzerine yazdıkları makalede SOFC ünitelerini geleneksel bir Rankine buhar çevrimli elektrik santraline entegre etmeyi önerdiler. Bu alışma, o günlerdeki yaklaşık %42'lik maksimum geleneksel tesis verimliliğine kıyasla %62'ye varan önemli bir verimlilik artışı ortaya çıkararak bu alanda büyük bir ses getirmiştir. Ayrıca sonuçlar, hibrit çevrimde özgül yakıt tüketiminin %32'ye kadar azaltılabileceğini göstermiştir. Bu çalışmadan kısa süre sonra Harvey ve ark. [74] Aspen Plus'ta ara soğutmalı GT ile birleştirilmiş monolitik SOFC'yi (MSOFC) simüle etmek için bir model ve Argonne Ulusal Laboratuvarı tarafından da geliştirilen bir yazılımsal yakıt hücresi simülatörü geliştirmişlerdir. Net elektrik retimi 100 MW olan bir elektrik santrali için, SOFC tarafından %77,7 termal verimle yaklaşık 61 MW üretildiğini bulmuşlardır.

Takip eden çalışmalarında [75] çevrime dahili reformer ekleyerek ve tüm ana çevrim potansiyellerini hesaba katarak yeni bir modeli geliştirmişlerdir. Bu sefer çevrim verimliliğini %68 olarak bularak sistem veriminin çevrim basıncı ile arttığını belirtmişlerdir. Norouzi [76] çalışmasında hibrit MCFC-GT hibrit sisteminin akım yoğunluğunun artırılmasının hücre voltajı ve toplam ekserji yıkımı üzerindeki etkisinin dikkate alındığı ekserji analizini sunmuştur. Sonuçlar, önerilen sistemin 1125 kW net enerjiye ulaşabileceğini ve bu sistem için toplam ekserji verimliliğinin (elektrik ve ısı dahil) %68'den fazla olduğunu göstermiştir. Suther ve ark. [77] sistem basıncı, SOFC çalışma sıcaklığı, türbin giriş sıcaklığı (TIT), buhar-karbon oranı (SCR), SOFC yakıt kullanım faktörü ve GT izentropik verimliliğinin hibrit çevrimin özgül iş çıkışı ve verimliliği üzerindeki etkilerini incelemişlerdir. Van Biert ve ark. [78] SOFC sisteminin bir gaz türbini veya buhar türbini ile birleştirilmiş konfigürasyonlarını karşılaştırılmıştır. Basıncı SOFC-gaz türbini kombine çevriminin, orta hücre gerilimlerinde ve yüksek sıcaklıklarda yakıt pili yığını için en yüksek elektrik verimliliğine ulaştığı, buhar türbini kombine çevriminin ise yüksek hücre gerilimlerinde ve düşük yığın sıcaklıklarında daha verimli olduğu sonucuna ulaşılmıştır. Palsson ve ark. [79], kullanıcı tanımlı bir birim olarak SOFC modelini ve standart birim operasyon modelleri olarak modellenen diğer bileşenleri kullanarak Apsen Plus'ta anot gazlarının harici ön-reform ve devridaimini içeren birleşik bir SOFC-GT sistemi için bir sabit durum modeli geliştirmiştir. Bölgesel ısıtma sistemine ısı sağlamak için ekledikleri soğutucunun, egzoz sıcaklığını belirli bir değerle (80 °C) sınırladığından mantıklı olmadığını ve sonuç olarak türbin giriş sıcaklığını (TIT), gereğinden fazla artırmanın sistem verimliliğini ve spesifik çalışmayı iyileştirmediğini bulmuşlardır. Jia ve ark. [80] metan ile beslenen basit SOFC sistemi, hibrit SOFC -gaz türbini (GT) güç sistemi ve SOFC -GT-buhar türbini (ST) güç sistemini karşılaştırarak enerji analizi detaylı termodinamik model ile gerçekleştirilmiştir. Hava oranı ve basıncın sistemlerinin performansı üzerindeki etkileri incelenmiştir. Bu güç sistemlerinin net sistem elektrik verimliliği ve kojenerasyon verimliliği hesaplama modeli ile verilmiştir. Dahili reformasyonlu SOFC-GT sistemi için elektrik verimliliği ve kojenerasyon verimliliği sırasıyla %61 ve %80 olarak elde edilmiştir. Loreti ve ark. [81] ise Mikro GT-FC sistemleri (5-400 kW) için %39 ile %65 arasında bir verimlilik değerleri elde edildiğinden bahsetmiştir. En iyi performans gösteren yakıt pili sistemlerinin ise %53 ila %55 arasında bir elektrik verimliliğine sahip olduğuna değinilmiştir. Nam ve ark. [82] yeni nesil havacılık itki sistemlerinin (APS) geliştirilmesi için süper iletken motorların ve hidrojen yakıt hücrelerinin elektrikli havacılık itki sistemlerine uygulanmasını ele almıştır. Geleneksel fosil yakıt tabanlı güç üretim sistemi

yerine, hidrojen yakıt hücreleri ve süper iletken motorlar kullanan APS kavramsal olarak tasarlanmıştır. Önerilen APS, bir süper iletken motor, bir hidrojen yakıt hücresi, bir sıvı hidrojen tankı ve bir bataryadan oluşmaktadır. 5 MW süper iletken motor, manyetik alan dağılımı, termal yük, mekanik stres, verimlilik, ağırlık ve özgül güce odaklanılarak tasarlanmış ve analiz edilmiştir. Song ve ark. [83] sistem parametrelerinin hibrit borulu SOFC-mikro gaz türbini (MGT) sisteminin performansı üzerindeki etkilerini değerlendirmek için bir model geliştirmiştir. Modellerinde kullandıkları iki boyutlu yaklaşım gereği iki boyutlu bir model elde etmek için yakıt pili tek boyutlu bölümlere ayrılmış ve dinamik olarak bağlanmıştır. Jia ve ark. [84] hızlı ve güvenli yük takip gereksinimlerini karşılamak amacıyla, sabit yüklemeli bir SOFC'nin temel gücü sağladığı ve GT jeneratörünün hızlı dinamik yük takibi için kullanıldığı bir sprinter-SOFC-GT sistem konsepti önermiştir. Sistem tasarımı ve kontrol çalışmaları, deneysel olarak doğrulanmış bileşen modellerinden oluşan bir SOFC-GT sistem modeli kullanılarak gerçekleştirilmiştir. Özellikle, tüm yük aralığı boyunca SOFC gücünü ve sıcaklığını (kararlı durum değerleri) oldukça sabit tutmak için bir SOFC çalışma stratejisi önerilmiştir. Bu çalışmada gelecekte bu tarz kontrol stratejilerin geliştirilmesinin öneminden bahsedilmiştir. Stiller ve ark. [85], SOFC-GT hibrit döngüsünü simüle etmek için 2-D düzlemsel ve 1-D boru şeklinde SOFC modelleri geliştirmiştir. İki çevrimin performansını karşılaştırmak için basınç oranı, hava giriş sıcaklığı gibi farklı parametrelerin etkilerini araştırarak hibrit sistemlerde hem düzlemsel hem de boru şeklindeki SOFC ile %65'in üzerinde verim elde edilebildiği gösterilmiştir. Yan ve ark. [86] yüksek verimliliğe sahip SOFC ve PEMFC hibrit enerji üretim sistemi çalışması gerçekleştirmişlerdir. Bu çalışmada Doğu Çin'in sübvansiyon politikası altında ekonomik fizibiliteyi değerlendirmek için farklı yakıtlar kullanan MWe ölçekli sistemlerin termoeconomik modellemesi yapılmıştır. Doğal gaz ve biyogaz beslemeli sistemlerin enerji verimliliğinin sırasıyla %64 ve %63,5'e kadar ulaşabileceği sonucuna ulaşılmıştır. Granovskii ve ark. [87] SOFC-GT sisteminin simülasyonlarının sonuçlarını anot egzoz devirdaimli konfigürasyon için GT'nin altına bir Rankine buhar döngüsü ekleyerek elde etmişlerdir. Anot çıkış gazı geri dönüşümü ile konfigürasyonun daha yüksek ekserji ve enerji verimliliğine sahip olduğu sonucuna ulaşmışlardır. Pirkandi ve ark. [88] buhar türbini (ST), gaz türbini (GT) ve SOFC'den oluşan hibrit bir sistemin termodinamik performansını analiz etmiştir. Bu hibrit sistemi diğer mevcut çevrimlerden ayıran şeyin, üç modern teknolojinin tek bir enerji üretim çevriminde eşzamanlı olarak kullanılması olduğu belirtilmiştir. Bu çalışmada öncelikle 9 farklı buhar çevrimi konfigürasyonu incelenmiş ve termodinamik performans açısından en iyi çevrim seçilmiştir. Sonuçlar ayrıca üçlü hibrit

sistemin (%52 verimlilikle) gaz türbini-yakıt hücresi hibrit sisteminden (%45,21 verimlilikle) ve basit gaz türbini çevriminden (%25 verimlilikle) daha iyi bir performansa sahip olduğunu göstermiştir. Cunnell ve ark. [89] yanma odası, reküperatör, ara soğutucu ve yeniden ısıtma SOFC yığını dahil olmak üzere her sistemdeki çeşitli özellikleri dikkate alarak hibrit SOFC-GT sistemlerinin farklı konfigürasyonlarını modellemiş ve karşılaştırmıştır. Verimlilik açısından en uygun konfigürasyonun, ara soğutucu ve reküperatörlü GT, birincil SOFC'ye (yanma odasının önünde) entegre edildiğinde ve SOFC'yi (yüksek ve düşük basınçlı GT arasında) %76 verimlilikle yeniden ısıttığında elde edilebileceğini bulmuşlardır. Choi ve ark. [90] SOFC ve karbon yakalama teknolojilerine sahip gaz türbini kombine çevrimi (GTCC) kullanan üçlü kombine çevrimlerin performans hesaplamalarını gerçekleştirmişlerdir. Türbin giriş sıcaklığının en aza indirilerek yakıcıya fazladan yakıt verilmemesinin çevrim verimliliğini %70'e kadar artırdığından bahsedilmiştir. Jienkulsawad ve ark. [91] enerji üretimi için bir gaz türbini (GT) ile entegre edilmiş bir katı oksit ve erimiş karbonat yakıt pili sistemini incelemiştir. Tasarlanan sistemde gelişmiş adyabatik basınçlı hava enerji depolama (AA-CAES) sistemi, sistem esnekliğini artırmak için tasarlanmıştır. Önerilen güç sisteminin simülasyonları, kararlı durum koşulları altında normal ve pik çalışma modları sırasında yüklere sağlayabileceği güç miktarını göstermek için gerçekleştirilmiştir. Sonuçlar, gaz türbinine küçük bir ek hava beslemesinin kesinlikle faydalı ve gerekli olduğunu göstermiştir. Kuchonthara ve ark. [92], SOFC için bir Fortran kodu yazıp bunu Aspen Plus'ta çalıştırarak hibrit SOFC modellerini geliştirmişlerdir. Bu sistem konfigürasyonları ısı geri kazanımlı (HR) sistemli hibrit SOFC-GT ve ısı ve buhar geri kazanımlı (HSR) sistemli hibrit SOFC-GT olmaktadır. İlkinde, GT egzozundan gelen ısı bir hava ön ısıtma sistemi ile geri kazanılırken, ikincisinde bu amaç için bir hava ön ısıtma sistemi ve bir HRSG (ısı geri kazanımlı buhar jeneratörü) kullanılmıştır. HSR sisteminde, GT'nin net kütle akışını ve güç çıkışını artırmak için üretilen buhar doğrudan yakıcıya enjekte edilmiştir. Bu konfigürasyondaki daha yüksek enerji geri kazanım oranı nedeniyle GT güç çıkışının ve sistem genel termal verimliliğinin HSR konfigürasyonunda daha yüksek olduğunu bulmuşlardır.

SOFC hibrit sistem geliştirmedeki zorluklardan biri de hibrit çevrim gereksinimlerine uygun bir gaz türbini bulmaktır. Lundberg [93], bir Mercury 50 gaz türbini ile basınçlı bir SOFC'yi entegre eden 20 MW-sınıfı hibrit sistem olasılığını incelemiştir. Mercury 50, yüksek termal verimlilik, güç derecesi, modüler tasarım, güvenilirlik ve düşük bakım maliyeti gibi benzersiz özellikleri nedeniyle seçilmiştir. Sieros ve Papailiou [94], hem tasarım noktası hem

de kısmi yük çalışma koşulları için küçük bir GT'nin hibrit bir SOFC-GT'ye optimal uyumunu incelemiştir. Kompresör dalgalanmasını önlemek ve kısmi yük verimliliğini artırmak için değişken değişken geometrili bileşenler önermişlerdir. Rao ve Samuelsen [95] termodinamik modellemeleri için referans güç üretim sistemi olarak intercooled-reheat GT ile birleştirilmiş SOFC döngüsünü tanıtarak alternatif konfigürasyonlar oluşturmuşlardır. Möller ve ark. [96], CO₂ ayırma tesisi olan ve olmayan SOFC-GT konfigürasyonunu optimize etmek için yazılım ve modelleme yapmışlardır. Optimizasyonlarında amaç fonksiyonu olarak elektriksel verim seçilmiştir. Optimizasyon prosedürü, doğru uygulandığında %60'ın üzerinde verimliliğe sahip bir SOFC-GT sistemi ile sonuçlanmıştır. Sonuçlar, sistem verimliliğinin SOFC sıcaklığından büyük ölçüde etkilendiğini göstermiştir. Bu optimizasyon çalışmalarının sonucunda bu tarz sistemlerin bilgisayar destekli yazılımlar ile optimizasyon ve eniyilemelerinin yapılmasının önemi açıkça görülmüştür. Lv ve ark. [97] üç çalışma modunu yürüterek SOFC gaz türbini hibrit sisteminin kısmi yük performansını ve güvenli karakteristiğini araştırmıştır. Hibrit sistemin yük ayar aralığının sadece yakıt ayarlayarak %20 ile %134 arasında değişebileceğini çalışmada göstermiştir. Chan ve ark. [98] anot ve katot ejektörlü hibrit sistem için dört farklı çalışma modu tasarlamıştır. Hibrit sistem çalışmasında, SOFC'lerin yakıt akış hızını, dönüş hızını, yardımcı yakıt akış hızını, kompresör/türbin baypas akış hızını ayarlayan mod yürütülerek sistemin güvenli bir şekilde çalıştırılabileceği ve üzerine çalışılmasının gerekliliği sonuçlarına ulaşılmıştır. Roy ve ark. [99] biyokütle gazlaştırma teknolojisinin erimiş karbonat yakıt hücresi, harici olarak ateşlenen bir gaz türbini ve süper kritik karbondioksit çevrimi ile entegre edildiği yenilikçi bir hibrit güç sistemi önermiştir. Önerilen sistemin termodinamik, ekonomik ve çevresel performansları, ana operasyonel ve tasarım parametrelerinin etkisini göstermek için kapsamlı bir şekilde incelendiğinde sistem verimliliğinin %40,88 olduğu sonucuna ulaşılmıştır. Yang ve ark. [100] hava baypas valflerini kullanarak kısmi yük çalışma modlarını önermiştir. Hava baypas modlarının, hava/yakıt çalışma modlarında kısmi yük çalışma karakteristiklerinin sınırlarının üstesinden gelmeye yardımcı olduğu bulunmuştur. Kim ve ark. [101] yeni bir SOFC tabanlı hibrit güç üretimi konsepti olan 5 kW SOFC-GT hibriti sistemi üzerine bir çalışma gerçekleştirmiştir. Çalışmadaki SOFC-GT hibrit sistemi, bir SOFC yığını, bir reformer, bir hava üfleyici, bir yakıt besleme sistemi, bir su pompası, bir hava ön ısıtma eşanjörü, bir buhar jeneratörü ve bir içten yanmalı motordan oluşmaktadır. Hibrit sistem %70 yakıt kullanımında sırasıyla 4,4 kW ve 731 W güç üretirken verimliliğinin %7,9 oranında arttığı sonucuna ulaşılmıştır. Chan [98], dahili bir reforming sürecine sahip SOFC gaz türbini hibrit sisteminin kısmi yük performansının, tam yük işletimi altındaki

performanstan daha zayıf olduğunu göstermiştir. Mohammadnia ve ark. [102] yeni bir SOFC-GT konfigürasyonunun fizibilite çalışmasını gerçekleştirmiştir. Bu yöntemde, bir ısı geri kazanımlı buhar jeneratörü tarafından üretilen buhar doğrudan bir katı oksit yakıt hücresinde kullanılmaktadır. Önerilen modelde, katı oksit yakıt hücresinin giriş sıcaklığı, çevrim basıncı, yakıt kullanım faktörü, buhar/metan oranı gibi bazı tasarım parametrelerinin sistemin elektrik gücü ve su üretimi üzerindeki etkileri teorik olarak incelenmiştir. Sonuçlar, hava ve yakıt kompresörlerinin basınç oranının artmasının damıtılmış suyun kütle debisinin azalmasına yol açarken, sistemin verimliliğinin arttığını göstermiştir. Costamagna ve ark. [103] SOFC gaz türbini hibrit sisteminin termal verimliliğinin, SOFC tasarım dışı davranışı ve gaz türbini değişken hız kontrolünün eşzamanlı olumlu etkisi nedeniyle kısmi yük durumunda çok yüksek olduğunu göstermiştir. Leto ve ark. [104] çalışmalarında MCFC-MGT hibrit sisteminin performansı, tasarım noktasında sayısal simülasyonlar, kısmi yükler ve ana parametreleri değiştiren duyarlılık analizi ile değerlendirmiştir. Verimliliğin %60'a hatta ısı geri kazanımıyla daha da üstüne çıkabileceği ve çalışma basıncı ve akım yoğunluğu artırılarak verimliliğin artacağı sonuçlarına ulaşılmıştır. Campanari [105], tesis elektrik çıkışında bile SOFC gaz türbini hibrit sistemleri için çok yüksek sistem elektrik verimliliği elde etme olasılığını göstermiştir. Chinda ve ark [106] ise yaptığı çalışmada 300 kişilik ticari uçağın elektrik güç ünitesini SOFC sistemi ile çalıştırarak hibrit bir sistem oluşturup sistem performansını etkileyen en önemli parametrelerin ise SOFC sıcaklığı ve türbin giriş çıkış sıcaklıklarının olduğundan bahsetmiştir. Bu çalışmanın sonuçlarına göre en iyi seçilen şekildeki bu konfigürasyonda, yakıcıdan gelen sıkıştırılmış yüksek sıcaklık egzozu türbinde genişlemektedir ve yakıtı SOFC'ye girmeden önce ısıtmak için düşük kütle akış hızı akışı kullanılmaktadır. Son dönemde SOFC hibrit jet motorlarına ilişkin gerekli araştırmalar ve sistem geliştirmeleri yakıt akışının ayarlanması ve hava baypas valflerinin kullanılması gibi SOFC gaz türbini hibrit sistemlerindeki çalışma modları yapılarak uygulanabilir olduğu belirtilmiştir. Roushenas ve ark. [107] trijenerasyon SOFC-GT sisteminin termodinamik verimliliği artırarak fazla gücü depolamak ve atık ısı geri kazanımı sağlamak için basınçlı hava enerji deposu ve termal enerji deposu kullanılan bir sistem geliştirmiştir. Önerilen sistemin, tasarım koşulu altında %76,8 enerji verimliliği ile çalıştığı sonucuna ulaşılmıştır.

2.4. FC-GT Düzenleri Sınıflandırması

Yakıt pili - gaz türbinli motor hibrit döngüsü, en basit şekliyle basınçlı Brayton çevriminde, yakıcının türbinde genişletilen karışıma ısı sağlayan ve elektrik üreten bir yakıt pili yığını ile değiştirilmesiyle oluşturulabilir [108]. Bunun yanısıra yakıt pillerinin sisteme yardımcı bir ünite olarak eklenmesiyle sistem verimliliğinin artırılarak emisyon miktarının azaltılması şeklinde bir sistem planı da kullanılabilir. Bu veya benzer sistem yapılarının hibritleme teknikleriyle oluşturulması üzerine yakıt pili - gaz türbinli motor hibrit sistemlerinin birçok alternatif konfigürasyonu oluşturulabilmektedir [109]. Günümüzde düşük emisyon ve sürdürülebilirlik isterlerinin özellikle havacılıktaki öneminin artışı ve bununla alakalı çok sayıda düzenlemeler yapılması bu tarz hibrit sistemler üzerine çalışmalar yapılması gereğini ortaya çıkarmıştır. Bu nedenle, son birkaç yılda araştırmacılar, elektriksel verimliliğini artırmayı ve sistem maliyetlerini düşürmeyi amaçlayan çok sayıda hibrit sistem konfigürasyonu geliştirmişlerdir [3].

Günümüzde yakıt pili - gaz türbinli motor hibrit sistemleri havacılık alanında yardımcı güç üniteleri ve insansız hava araçlarında temel güç üniteleri olmak üzere iki farklı şekilde kullanılabilmektedir [110]. Havacılık teknolojilerinin gelişmesiyle ihtiyaç duyulan enerji miktarı son dönemde önemli ölçüde artış göstermiştir. Yakıt hücresi tabanlı yedek güç sistemleri tasarlanırken yakıt hücresi yığınının çalışma sisteminin ve verimliliklerinin ayarlanması amacıyla sistemde pompalar, sensörler, üfleyiciler, reformatörler, kontrolörler gibi yardımcı elemanların hibrit sistemde kullanılmasına ihtiyaç duyulmaktadır [111]. Yakıt pillerinin, yüksek özgül enerji, gürültüsüz çalışma, yüksek verim, düşük ağırlık, çevrecilik ve sürdürülebilirlik gibi avantajları bu sistemlerin havacılık sektörü için önemli hale gelmesini sağlamaktadır [112]. Bu avantajlar insansız hava araçlarında yakıt pili yığınlarının kullanımını artırmaktadır. Fakat yakıt pillerinin sınırlı güç yoğunluğuna sahip olmaları ve yavaş dinamik tepkiye sahip olmaları gibi dezavantajlarının sistem tasarımlarında doğru modelleme ve planlamayla üstesinden gelinmesi gerekmektedir [113]. Buna ek olarak insansız hava araçlarının ortam sıcaklığının ve basıncının değişken olduğu çeşitli uçuş koşullarının olması, yakıt pillerinin sabit olan çalışma şartlarında sıkıntıya yol açmaktadır [114]. Bu nedenle yakıt pillerinin performansını korumak için de özel önlem ve prosedürlerin alınması gerekmektedir. Uçaklarda ek güç sistemi olarak tercih edildikleri hibrit sistem tasarımlarında ise güç/ağırlık oranı önemli bir parametre olmaktadır [115]. Bu oranın iyileştirilmesi için düşük ağırlıklı gövde ya da kanat yapısı ve yüksek verimli sistem

tasarımlarına odaklanılması gerekmektedir [116]. Bu hususta yakıt pillerinin hibrit çalışma şartlarının oluşturulması ve verimlilik artışlarının sağlanması amacıyla sistemde kullanılması gereken ek yapıların sistem ağırlığını artırdığı ve karmaşıklık kattığı göz önünde bulundurulmalıdır. Ayrıca, teknolojinin gerekli performans seviyelerine ulaşılması için düşük özgül güç, havacılık yakıtlarının reforme edilmesi gerekliliği, dayanıklılık, güvenlik ve maliyet gibi hususlara dikkat edilmesi gerekmektedir [39].

Yakıt pili - gaz türbinli motor hibrit sisteminin performansı, gaz türbinlerinin ve yakıt hücrelerinin performans parametreleri ile ilişkili olmaktadır. Gaz türbinleri için ana parametreler kompresör basınç oranı, gaz kütle akışı ve türbin giriş sıcaklığı, yakıt kütle akışı, shaft hızı, ve verimlilik iken [117] yakıt hücresinin çalışmasıyla ilgili ana parametreler ise basınç, sıcaklık, güç, verimlilik, voltaj akım ve yakıt kullanımı olmaktadır [118]. Yakıt hücresi ile sistemin geri kalanının etkileşiminin ve yakıt hücresinin sistemin genel performansını nasıl etkileyebileceğinin vurgulandığı hibrit sistem simülasyonu oldukça önemli olmaktadır [119]. Yakıt pili - gaz türbinli motor hibrit sistemlerinin karmaşık yapısı gereği sistem modellemesinde, çeşitli varsayımlar ve basitleştirmeler yapılması gerekmektedir. Bu amaçla kurulan modeller, yakıt pili kısmında hücre tasarımı ve performanslarını optimize etmek amacıyla elektrokimya, kimya, kütle aktarımı ve termal transfer arasındaki etkileşimi hesaba katmaktadır [120]. Gaz türbinli motor tasarımı kısmındaki modelleme ise motorların performans hesaplarındaki ana parametreler üzerinden verimliliklerini ve itki gücünü artırarak özgül yakıt tüketimini düşürmeyi amaçlamaktadır [121]. Abbasi ve Jiang [122] yaptıkları çalışmada FC-GT hibrit güç sistemi verimliliğini artırmak için egzoz yakıtını ve yakıt hücrelerinden gelen atık ısıyı kullanılabileceğinden bahsetmiştir. Yakıtın geri kalanını içeren anot egzozunun katot egzozunun yanı sıra ek bir yakıt ve basınçlı hava kaynağı ile karıştırıldığı ve daha sonra bir katalitik oksitleyicide yakıldığı, bir FC-GT hibrit sistemi incelenmiştir. Bu makalede, FC-GT hibrit güç sisteminin çok disiplinli modelleme ve simülasyonu yapılmıştır. Yakıt pili - gaz türbinli motor hibrit sistemlerinin araştırma fırsatları ve endişeleri genel olarak daha verimli ve daha çevreci güç sistemleri üretmek üzerine olmaktadır [123]. Özellikle sanayi tipi hibrit güç sistemleri için tasarlanan hibrit sistemlerin havacılık sektöründeki geliştirmelere büyük bir potansiyel oluşturduğundan bahsedilebilir. Burada dikkat edilmesi gereken hususlar insansız hava araçları sistemleri için çalışma koşullarına ve sistem dinamik tepkilerine uygun bir modelleme yapılması ve büyük ölçekli uçaklar için yardımcı güç ünitesi olarak tasarlanan hibrit sistemlerde kullanılan parçaların havacılığa ağırlık olarak yansımalarının güç getirisine

göre planlanması olmaktadır. Gelecek çalışmalarda yeni nesil hibritleme teknikleriyle tasarlanacak olan sistemlerin güç/ağırlık oranına dikkat edilerek geliştirilmesi gerekmektedir. Bu alandaki çalışmalara odaklanılması oldukça büyük bir pazar payına sahip havacılık sektörünün itki sistemlerinin geliştirilmesini sağlayacaktır. Bu sebeple yakıt pili - gaz türbinli motor hibrit sistemleri üzerinde daha fazla araştırma ve geliştirme yapılması gerektiği açıkça görülmektedir.

FC-GT hibrit düzenleri planlamasında daha önce de bahsedildiği üzere çok sayıda farklı düzende tasarımlar yapılabilecektir. Hibrit sistem düzenlemesinde uygun termodinamik çevrim (Brayton, Cheng, vb.) ve reform süreci de mutlaka planlanarak seçilmelidir. Dahili Reform (Doğrudan, DIR veya Dolaylı, IIR), Isı Geri Kazanımlı Buhar Jeneratörü tarafından buhara dönüştürülebilen veya dönüştürülemeyen egzoz ısısının kullanımı, reform süreci planlamaları, ejektör kullanılarak elde edilen bir anot devridaim düzenlemeleri gibi sistem düzenlemeleri uygulanabilecektir.

FC-GT hibrit düzenleri sınıflandırması

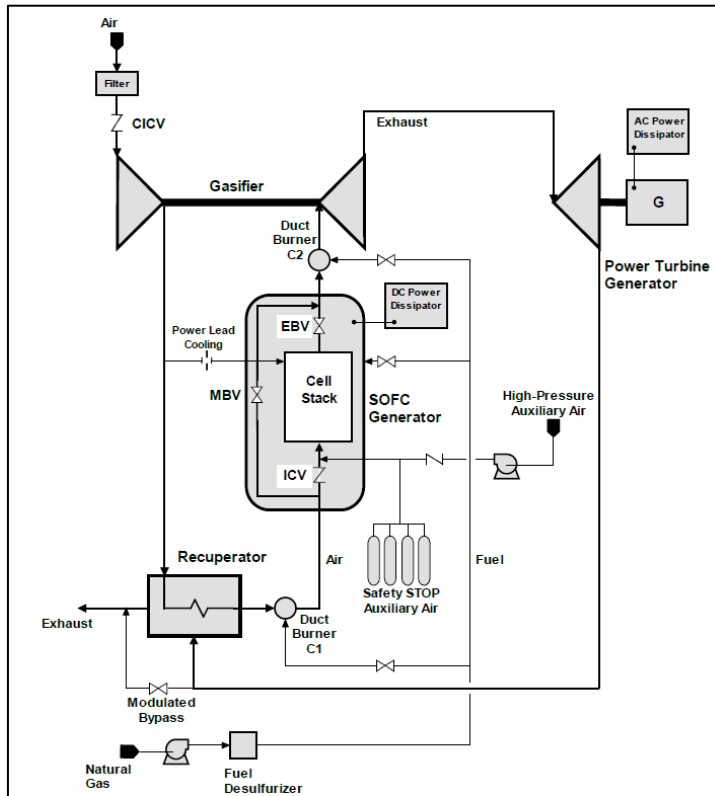
- 1) FC-GT basınçlı çevrimler – FC-GT atmosferik çevrimler
 - a. Rankine Çevrimi (RC) – Organik Rankine Çevrimi (ORC)
 - b. Brayton Çevrimi
 - i. Temel
 - ii. Ara Soğutmalı
 - iii. Yeniden Isıtmalı
- 2) Buhar Reformuna Göre Hibrit Sistemler
 - a. Dahili olarak yenilenmiş FC-GT döngüleri (Internally reformed) (IR)
 - i. Doğrudan Dahili Reform (DIR)
 - ii. Dolaylı Dahili Reform (IIR)
 - b. Harici olarak yenilenmiş FC-GT döngüleri (Externally Reformed) (ER)
 - i. Doğrudan Harici Reform (DER)
 - ii. Dolaylı Harici Reform (IER)
 - c. Kısmi Oksidasyon Sistemli SOFC-GT döngüleri
 - d. Ototermal Reform FC-GT döngüleri
- 3) Reform Süreci İçin Gerekli Olan Buhar Üretimi Yönünden
 - a. Isı Geri Kazanımlı Buhar Jeneratöründe (HRSG)
 - b. Anot Devridaimli Hibrit Sistem (Anode recirculation)

- 4) Dahili olarak yenilenmiş ve Anot Devirdaimli Hibrit Sistem
 - a. Doğrudan Dahili Reform (DIR) ve Anot Devirdaimli Hibrit Sistem
 - b. Dolaylı Dahili Reform (IIR) ve Anot Devirdaimli Hibrit Sistem
- 5) Çeşitli Hibrit Sistem Denemeleri
- 6) Yakıt Pili türüne ya da tasarımına bağlı farklı hibrit sistemler

2.4.1. Çevrim basıncına göre hibrit sistemler

Bir katı oksit yakıt pilinin çalışmasında daha önce de bahsedildiği gibi hava katoda beslenir ve yakıt, yakıt pilinin anoduna beslenir. Katot üzerinde oksijen atomları, elektrik akımından gelen elektronlarla reaksiyona girerek elektrolitten geçen oksijen iyonlarını oluşturur. Anotta oksijen iyonları hidrojen ve karbon monoksit ile reaksiyona girer ve elektronları akıma bırakarak su buharı ve karbondioksit üretir [124]. Üretilen elektrik potansiyeli, reaktiflerin kısmi basıncıyla orantılı ve ürünlerin kısmi basıncıyla ters orantılı olduğundan çalışma basıncının artması gaz çözünürlüğünü ve kütle aktarım oranlarını da artırır. Yüksek sıcaklıklar, tersinir potansiyel üzerinde olumsuz bir etkiye sahiptir, ancak bu etki, elektrotlar üzerinde daha yüksek bir reaksiyon hızı ve elektrolitte daha yüksek bir iyonik iletkenlik ile bağlantılı kayıpların azaltılmasıyla (normal çalışma aralığında) üstesinden gelinir. Yakıt hücresinin çalışma basıncına bağlı olarak hibrit sistem düzeni olarak atmosferik veya basınçlı olmak üzere iki farklı alternatif vardır [125]. Aslında yakıt pilinin çalışması, bir ısı eşanjörü ile ayrılmış bu tür alt sistemler olduğundan, gaz türbininden tamamen bağımsızdır. Yakıt hücresi çalışma basıncının seçimi, sistem verimliliğini ve güvenilirliğini önemli ölçüde etkiler. Aslında tasarımcı, sistem basitliği ve güvenilirliği peşindeyse, yakıt pilinin atmosfer basıncı altında çalışması tercih edilmelidir [126]. Bu durum hem yakıt hücresi hem de GT için güvenli ve sağlam bir çalışma elde edilmesini sağlar. Öte yandan, FC egzozu ile türbine giren hava arasındaki ısı değişimi, FC egzozunun doğrudan gaz türbininde genişlediği basınçlı konfigürasyona göre daha düşük bir TIT'ye sebep olduğundan (basınçlı olana göre) daha düşük elektriksel verimler elde edilmesi beklenmektedir [127]. Bu nedenle, elektrik verimliliği için basınçlı konfigürasyon en iyi seçimdir. Böyle bir konfigürasyonda, FC yığını bir Brayton çevriminin yakıcısı olarak hareket ederek ek miktarda elektrik üretmektedir [128]. Pahalı bir ısı eşanjörüne ihtiyaç duyulmadığından, bu konfigürasyonun atmosferik olandan daha ucuz olması da beklenmektedir.

Şekil 2.1.'de gösterilen basınçlı FC-GT kombine çevriminin düzeni, yanmanın bir kısmının yakıt pili yığımında gerçekleştiği, geri kazanılmış bir gaz türbinine benzeyen ve sıklıkla tercih edilen şemayı yansıtmaktadır [129]. Bu proje, entegre bir yakıt pili-mikrotürbin hibrit güç sisteminin türünün ilk örneğidir. Bu hibrit güç sisteminde, basınçlı katı oksit yakıt hücresi (PSOFC) mikro türbin jeneratörünün (MTG) yakıcısının yerini alırken, MTG, PSOFC için basınçlı proses havası sağlamaktadır. Bu iki teknolojinin entegre bir hibrit güç sistemi olarak birleştirilmesi, PSOFC hava kompresörünün çalışma basıncında artış ve genel çevrim verimliliğinde iyileşme sağlamıştır. Daha yüksek çalışma basıncı, tersinir voltajı artırır ve polarizasyon direncini azaltır. Basınçlı FC-GT kombine çevriminde ortam basıncı eşdeğerine benzer şekilde, türbinden çıkan gazın sıcaklığı, ısıyı geri kazanıcıya aktarmak için yeterli olmalıdır ve bunu başarmak için gereken TIT'yi elde etmek için yakıcıya ilave yakıt veya hava sağlanabilir [127].

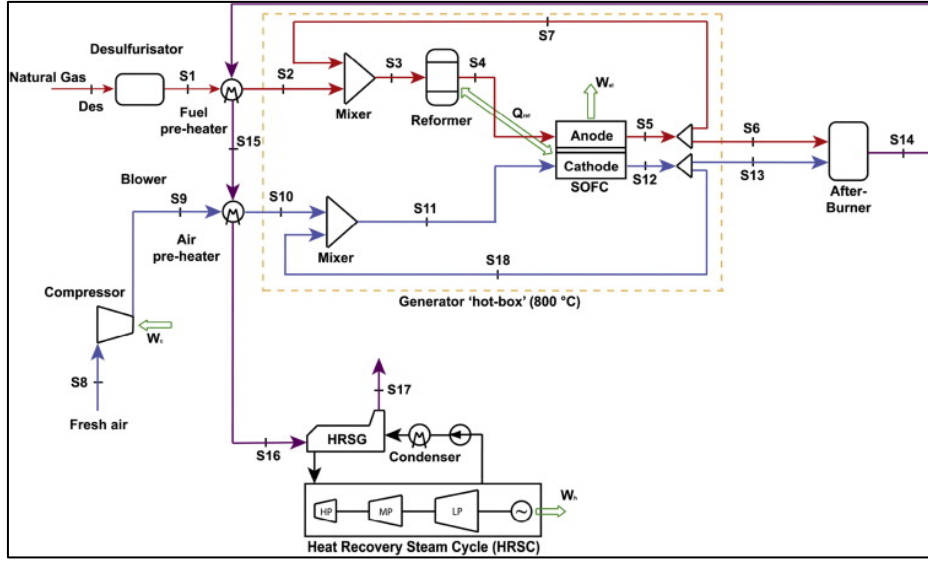


Şekil 2.1. Basınçlı SOFC / MGT hibrit sistem [129]

Ancak basınçlı konfigürasyonda kompresör ve türbin arasındaki büyük hacim, kontrolü daha zor hale getirir. Bir hibrit sistemin anodik tarafında, reform ve kaydırma reaksiyonları için buhar gerekebilir [130]. Hidrojen ve oksijenin elektrokimyasal reaksiyonu, yakıt pili anodu üzerinde su oluşturduğundan, hücre çıkış akışı yeniden sirküle edilebilir ve çevrim, şekilde

gösterildiği gibi harici su kaynağından bağımsız hale gelir. Basınçlı FC-GT hibrit sistemleri ile ilgili başka bir çalışma, Meratizaman ve diğerleri tarafından [131] sunulmuştur. Bu çalışmada konut uygulamaları için hibrit bir SOFC-GT enerji santralini değerlendirme yapılmıştır. Yazarlar Siemens Westinghouse SOFC modülüne dayalı basit bir sistem düzeni önermişlerdir. Sistemde SOFC, anot devridaim düzenlemesi ve dahili reform ile çalıştırılmıştır. GT egzozları, giriş havasını ve yakıtı önceden ısıtır ve daha sonra sıcak su üretmek için kullanılır. Simülasyonların sonuçları, sınırlayıcı akım yoğunluğu için SOFC-GT güç sisteminin maksimum gücüne yaklaşılabileceğini göstermiştir. Buna ek olarak Veyo ve ark. [132] PSOFC-GT'nin dünyadaki ilk kavram kanıtlama testini yaptıklarını belirttikleri çalışmalarında basınçlı SOFC-GT hibrit çevrim güç sistemi tasarımının, atmosferik basınç sistemlerine göre %10 daha fazla elektrik verimliliği avantajı sergilediği belirtmiştir.

Atmosferik yerleşim konseptinde gaz türbininin egzozu yakıt hücresine verilirken anot ve katot egzozları ile karıştırılarak yakılır. Sıcak yanma gazları, yüksek sıcaklıklı bir ısı eşanjörü kullanarak gaz türbinine ısı sağlar. Hava, gaz türbini kompresörü aracılığıyla basınçlandırılır ve daha sonra yakıt pilinin katot tarafına beslenir. Yakıt, anot tarafında sağlanır ve elektrik gücü üreten elektrokimyasal reaksiyonlara yol açar. Yüksek sıcaklık ve basınçtaki çıktılar, kompresörü çalıştırmak ve daha fazla elektrik gücü üretmek için güç üreten türbinde genişletilir [17]. Sistemler düşük basınç oranında çalışacak şekilde tasarlandığından, türbinin egzoz gazlarından ısı geri kazanarak yakıt pile girmeden önce kompresör egzozlarına ön ısıtma yapması gerekir. Isı eşanjörlerinin yakıt pili sistemlerinde yakıt reformu, yakıt ve hava sıcaklıklarını yakıt hücresi sıcaklıklarına getirme ve egzoz gazlarından atık ısı geri kazanımı gibi farklı uygulamaları vardır [133]. Atmosferik yerleşimler için, ısı eşanjörü temel bir bileşendir, çünkü gaz sıcaklığını kompresör egzoz seviyesinden türbin giriş seviyesine getirmesi gerekir. Atmosferik sistemlerin yerleşimi daha basittir ancak yüksek sıcaklıklar ve yüksek verimlilik için tasarlanmış pahalı ve ağır bir ısı eşanjörü gerektirir [125]. Sistem yapısı gereği yakıt pili ortam basıncında çalıştığında, bir ısı eşanjörü ile basınçlı bir Brayton döngüsüne bağlanmalıdır. Öte yandan, atmosferik SOFC sistemleri ve Brayton döngüleri arasındaki dolaylı bağlantı, basınçlı SOFC yığını ile meydana gelen doğrudan bağlantıya göre çok daha basittir.



Şekil 2.2. Atmosferik SOFC / GT hibrit sistem [125]

Literatürdeki çalışmaların sonuçları basınçlı düzenlemenin daha karmaşık bir yapı olmasına rağmen her zaman daha yüksek bir verimliliğe yol açtığını göstermektedir [127]. Ek olarak, katodun bir kısmının devridaimi, kompresörden çıkan havanın sıcaklığını artırır. Atmosferik tesiste, çevrimin verimlilik açısından en kötü bileşeni, düşük ekserji verimliliği sunan hava ısı eşanjörü ve ardından brülördür [134]. Tek bileşenlerin ekserji verimleri, iki konfigürasyonda oldukça benzer olsa da basınçlı sistemde yakıt pili ve reformerin toplam ekserjetik verimliliğinde sadece küçük bir artış olmaktadır. Çalışma prensibi olarak atmosferik bir FC-GT hibrit sisteminde türbin, geleneksel Brayton çevrimlerinde olduğu gibi yanma sürecinin egzoz gazları ile değil, hava ile çalışmaktadır. Bu fikre dayanarak, yazarlar Roberts ve ark. [135] Brayton çevriminin atmosferik SOFC tarafından sağlanan ısıdan güç aldığı ısı eşanjöründen çıkan akımın daha sonra yakıt hücresine girerek yakıtı önceden ısıtmak için kullanıldığı bir sistem geliştirmişlerdir. Bu durumda katot hava ön ısıtması için kullanılan ısı eşanjörüne gerek yoktur çünkü katot akışı doğrudan GT çıkışından geldiğinden yeterince sıcak olduğundan daha fazla ön ısıtmaya gerek olmamaktadır. Sistemin dinamik termal yönetimi, yüksek basınçlı yardımcı yanma odası veya bir katot baypası ile gerçekleştirilebilir. 750 °C civarında çalışırken sistemin toplam gücü 350 kW ve maksimum verim %66 olarak hesaplanmıştır [135]. Bu değer, diğer benzer atmosferik FC-GT sistemleri için derecelendirilen değerlerden önemli ölçüde yüksektir. Bu değer, basınçlı FC-GT hibrit sistemleriyle elde edilenlerle karşılaştırılabilir. Bir diğer çalışmada basınçlı ve atmosferik FC-GT döngüleri Park ve Kim tarafından karşılaştırıldığında [134] buhar/karbon oranını ve yakıt kullanımını sırasıyla 3,0 ve 0,7 olarak elde edilmiştir. Yazarlar, ortamdaki FC-GT

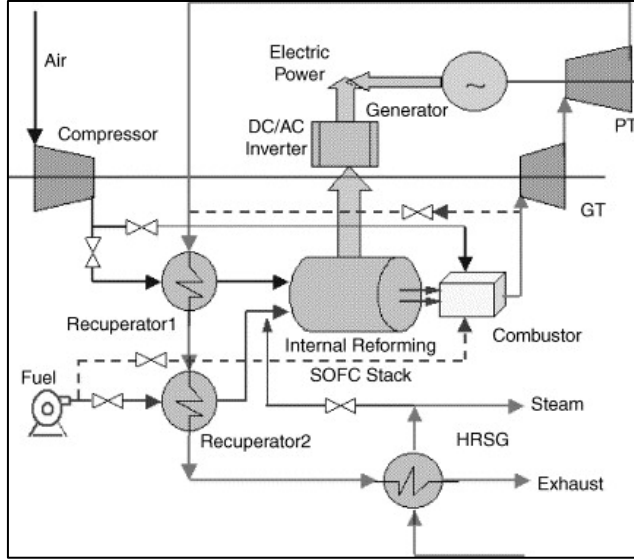
sisteminin verimliliğinin, ilgili basınçlı sistem tarafından elde edilenden %5–10 daha düşük olduğu sonucuna varmışlardır. Ayrıca, özellikle atmosferik sistemler söz konusu olduğunda, daha yüksek basınç oranları için TIT'de önemli bir düşüş tespit etmişlerdir. Aslında, karşılık gelen TIT çok düşük olduğu için yüksek basınç oranları düşünüldüğünde atmosferik sistem mümkün olmamaktadır. Bu durumda, hava baypası ve ek yakıt beslemesi gibi özel düzenlemeler yapılması gerektiğinden bahsetmişlerdir [134]. Gandiglio ve ark. [125] tarafından atmosferik basınçta çalışan iki büyük SOFC'ye dayalı enerji santralinin karşılaştırılması yapılmıştır. Her iki sistem de anot devridaim düzenlemesi ile donatılmış, dahili olarak yenilenmiş bir FC-GT düzenlemesinden oluşmaktadır. Atmosferik düzende, yakıt pili egzoz gazları, giriş akışlarını önceden ısıtmak ve bir dip çevrim oluşturmak için kullanılır. Basınçlı düzendeki yakıt pili egzozu ise, HRSG'ye girmeden önce bir gaz türbininde de genişletilir. Yazarların gerçekleştirdiği iki düzen üzerinde karşılaştırmalı bir çalışma sonucu hesaplanan elektriksel verimler, atmosferik ve basınçlı sistemler için sırasıyla %64,6 ve %71,9 olarak belirlenmiştir [125]. Facchinetti ve ark. [136] küçük ölçekli uygulama için yeni bir FC-GT enerji santralini tasarımı ve optimizasyonunu sunmuştur. Özellikle, harici olarak reforme edilmiş bir atmosferik 5 kW düzlemsel yakıt pili modülü düşünülmüştür. Bu yakıt hücresi, ters çevrilmiş bir Brayton çevrim modunda çalıştırılan iki mikro gaz türbini ile entegre edilmiştir. Sistemde kompresörü çalıştıran anodik veya katodik türbin ile iki hibrit çevrim düzeni tanımlanır. Her durumda, mevcut düşük sıcaklıktaki ısıyı geri kazanmak, yanma odasını soğutmak ve anodik türbinde genişleyen kütle akışını artırmak için yanma odasına ek buhar enjekte edilir. Bahsedilen sistemler, iyi kurulmuş algoritmalar kullanılarak simüle edilerek hazır deneysel veriler kullanılarak doğrulanmıştır. Optimum sistem konfigürasyonu, TIT'yi 1173 K'da sınırlandırırken %64'e yakın ekserji verimliliğine ve TIT sınırını 1573 K'ya yükseltirken %66'ya yakın ekserji verimliliğine ulaşmaktadır [136]. Zhang ve ark. [137] rejeneratif bir FC-GT enerji santrali ile birleştirilmiş atmosferik bir FC sistemi sunmuştur. Gazlaştırılmış biyokütle olan yakıt ve hava, yakıt pili egzoz gazları tarafından önceden ısıtılır. Eşzamanlı olarak, elektrokimyasal reaksiyon ve yakıcı tarafından salınan ısı, Brayton çevrimini oluşturmak için kullanılır. Sistem, geleneksel elektrokimyasal denklemler ve iyi kurulmuş ısı transfer modelleri ile simüle edilmiştir [137]. Özetle atmosferik FC-GT döngüsü, tipik olarak basınçlı olandan daha az verimli, daha pahalı ama daha basit bir sistem olmaktadır ve verimlilik ve düşük sıcaklık faktörlerinin telafisi için sistemde çeşitli ek yardımcıları bulunması gerekmektedir [135].

2.4.2. Reformier tipine göre çevrimler

Literatürde temelde dolaylı ve doğrudan ısıtmalı olmak üzere iki FC-GT sistemi konfigürasyonu kullanılmıştır. Dolaylı ısıtmalı sistemde, atmosferik basıncında çalışan bir yakıt pilinden gelen atık ısı, yüksek basınçlı hale getirilir. Gaz türbini ve katottaki hava akışı sistem verimliliğini artırmak için birleştikten, türbin çıkış sıcaklığı yakıt pili giriş sıcaklığına uygun olmalıdır [138]. Bu nedenle türbin giriş sıcaklığı (TIT), yakıt pili giriş sıcaklığı ve gaz türbini basınç oranı ile belirlenir. Örneğin yüksek yakıt kullanımında TIT çok düşük veya çok yüksek olursa, yakıcıya ilave yakıt veya hava sağlanabilir [139]. Pirkandi ve ark. [140] doğrudan ve dolaylı hibrit sistemlerin ekserji ve ekonomik performanslarını karşılaştırmıştır. Analiz sonunda basınçlı yakıt hücreli doğrudan hibrit sistemin diğer iki hibrit sistem türünden daha iyi performansa sahip olduğunu gösterdiği sonucuna ulaşılmıştır. Bu tür hibrit sistemin özellikleri olarak yüksek elektrik verimliliği, düşük tersinmezlik ve kirlilik oranı ve düşük elektrik üretim maliyetinden bahsedilmiştir. Bu çalışmanın analiz sonuçları, doğrudan atmosferik yakıt pili sistemlerinin tek olumlu özelliğinin yüksek üretim kapasitesi olduğunu ve dolaylı hibrit sistemlerin doğrudan sistemlere göre daha az verimli olduğunu göstermiştir.

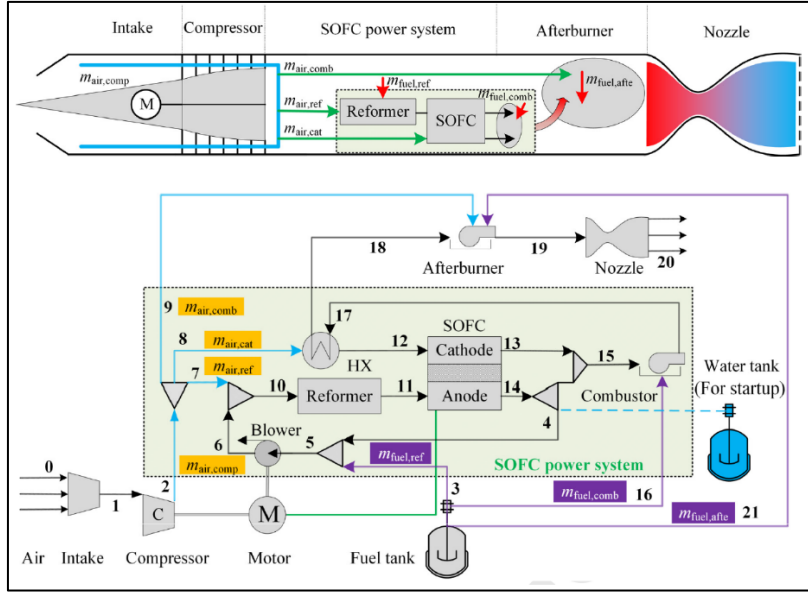
Genellikle, araştırılan FC-GT hibrit çevrimleri, yakıt pili yığını içinde dahili olarak yeniden şekillendirilen doğalgazla beslenir. Dahili Reform (IR) düzenlemesi, hidrokarbonları hidrojene dönüştürmek için herhangi bir harici yakıt işleme alt sistemine gerek olmadığından, sistem sermaye maliyetini önemli ölçüde düşürülmesine olanak tanır [141]. Bazı durumlarda, doğal gazın içerdiği yüksek hidrokarbonları parçalamak ve yakıt, yakıt hücrelerine girmeden önce az miktarda hidrojen üretmek için bir ön reformer da kullanılır. Tersine, hiçbir harici dönüştürücü kullanılmadığında, yakıt pilinin giriş bölümleri tipik olarak metanı hidrojene dönüştürürken, hidrojenin düşük miktarı nedeniyle elektrokimyasal reaksiyon hızı çok azdır [142]. Dahili Reform düzenlemesinde, iki olası konfigürasyon kullanılır. Bunlardan ilki yakıtın doğrudan yakıt hücresinin anot bölmesi içinde hidrojen açısından zengin bir karışıma dönüştürüldüğü Doğrudan Dahili Reform (DIR) olmaktadır [143]. Bu konfigürasyon, daha fazla sistem basitliği ve daha düşük sermaye maliyetleri elde edilmesini sağlar. Öte yandan, DIR konfigürasyonunda anot bölmesinin Metan Buhar Reformasyonu (SMR) reaksiyonu için uygun bir katalizör ile donatılması gerekmektedir [144]. Ayrıca SMR reaksiyonu (endotermik) çok hızlı olduğundan ve yakıt hücresinin ilk bölümlerini önemli ölçüde soğuttuğundan, yakıt hücresinin termal dengesi daha karmaşıktır

[145]. Tüm bu sorunlar, SMR reaksiyonlarının, yakıt hücresinden endotermik SMR reaksiyonunu desteklemek için gereken ısıyı alan yakıt hücresinin anot tarafı ile ayrılmış bir bölgede meydana geldiği Dolaylı Dahili Reform (IIR) düzenlemesi kullanılarak hafifletilebilir [146].



Şekil 2.3. Chan'ın çalışmasında dahili entegrasyon sistemi [146]

Dahili entegrasyon ile yakıtın yeniden kullanımı, enerji verimliliği daha da artırılacak şekilde gerçekleştirilebilir. Dahili entegrasyon için başka bir şema, SOFC-jet motoru hibrit sistemidir. SOFC-jet motoru hibrit sistemi ilk olarak Ji tarafından [147] önerilmiştir ve bu sistem halen daha geliştirmeye açık olmaktadır. Bu çalışmada yakıt pili, kompresörü çalıştırmak için jet motorunun içindeki bir motorla entegre edilmiştir. Bu dahili entegrasyonda, türbinin yerini yakıt pili sisteminin motoru alır. Bu arada, yakıt pilinin egzozları çok yüksek bir sıcaklıktadır, böylece sıkıştırılmış hava, yakıt pili katot devridaim egzozu tarafından önceden ısıtılabilir.



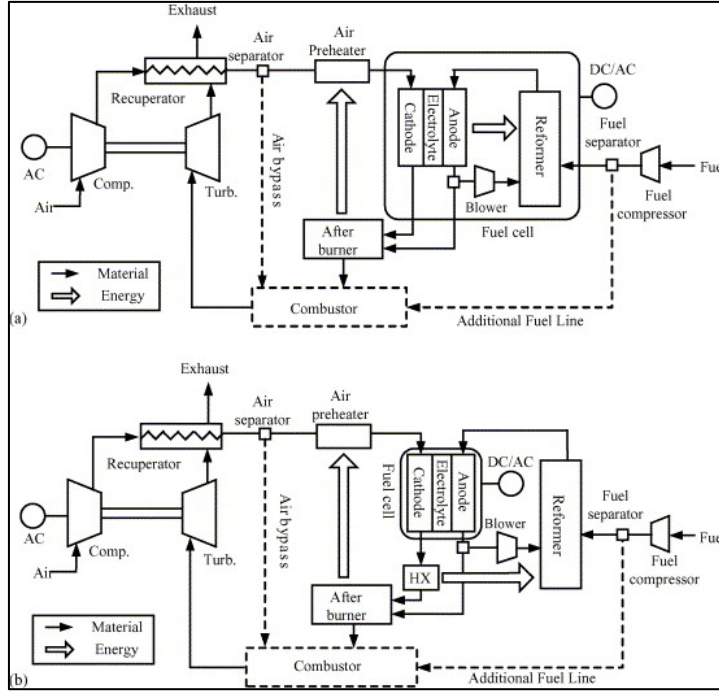
Şekil 2.4. Ji'nin çalışmasındaki hibrit sistem şeması [147]

Hibrit motordaki yakıt pili güç sisteminin ayrıntılı şematik diyagramı, Şekil 2.4.'deki yeşil alanda gösterilmektedir [148]. FC güç sistemine giren hava, sırasıyla reformer ve FC katodu için sağlanan iki kısma ayrılır. Ayrıca reformere taze yakıt püskürtülürken ototermal reform reaksiyonu, anot kısmı öncesi reformerde meydana gelir. Katot havası, katoda girmeden ısıtılır ve sırayla reform (internal reforming) reaksiyonu ve bir elektrokimyasal reaksiyon meydana gelir. Yakıt pilinden çıkan egzoz gazı ise bir yanma odasında yanar. Yanma odası egzozu ilk önce katoda giren havayı önceden ısıtır sonrasında art yakıcıdaki kompresörden gelen hava ile karıştırılır. Ek olarak, bir nozul çıkışının sıcaklığını iyileştirmek için art yakıcıya başka bir yakıt enjekte edilir ve sonrasında yanma egzozu genişler ve nozula tahrik gücü verir. Başlatma sırasında veya yakıt pilinin reformer için yeterli buhar sağlayamadığı herhangi bir koşulda, FC-hibrit jet motoru, şekilde gösterildiği gibi tanktaki suyu kullanabilir. Sistemde türbin olmadığı için hibrit jet motorunun yanma sıcaklığı literatürdeki sınırların üzerine çıkabilecektir. Son olarak, yanma egzozu genişler ve nozulda tahrik gücü verir. Art yakıcı düzenlenmemiş olsa da yakıt pili egzozu katot havası için yeterli ısıyı sağlayabilecek olsa da art yakıcının amacı, nozulun giriş sıcaklığını iyileştirmektir. Böylelikle motorun özgül itiş gücü artırılabilecektir. Leal ve ark. [149] doğrudan dahili reformasyonlu katı oksit yakıt pili (DIR-SOFC) ve gaz türbini (GT) sisteminin incelenmesini gerçekleştirmiştir. Teknik analiz, metan buhar reformasyon prosesi için Gibbs fonksiyon minimizasyon tekniği kullanılarak hibrit çevrimin enerji ve ekserji analizini içermektedir. Sonuçlar, yakıt pilinin tasarım noktasında ana güç üretici sistem olduğunu göstermiştir. Yakıt hücresi verimliliği (yaklaşık %40) ve GT (yaklaşık %38) ile karşılaştırıldığında hibrit

çevrim tarafından yüksek enerji verimliliği (yaklaşık %62) ve ekserji verimliliği (yaklaşık %58) elde edilmiştir.

Dahili entegrasyon şemaları için yüksek sıcaklıklı yakıt pilleri önerildiğinden, FC-GT sistemleri veya FC-jet hibrit motor sistemleri, GT'lerde veya jet motorlarında dahili mekanik ve kimyasal uyumluluğu dikkate almalıdır. Dahili entegrasyon teknolojisi hala teorik aşamada ve maliyetli olduğundan araştırma çalışmasına ihtiyaç olduğu makalelerde bahsedilmiştir.

Dolaylı bir entegrasyonda, gaz türbininin yakıcısı, kompresörden gelen havanın yakıt hücresi egzozu tarafından ısıtıldığı ve yakıt pilinin atmosferik koşullar altında çalışabildiği bir ısı eşanjörü ile değiştirilir [40]. Yakıt pili yığınındaki ısı eşanjörü çok yüksek sıcaklık ve basınç farklarında çalışmak zorundadır. Bu sistemde gaz türbinli motorun yanma odası, bir yakıt pili ve bir art yakıcı ile değiştirilmiştir. Bu durumda, yakıt pili, performansını daha da artıran yüksek basınçta çalıştırılmış olur. Ayrıca, atık ısıyı yakıt pili yığınına giren akışların ön ısıtmasında daha fazla kullanmak için türbin egzozundan sonra ısı eşanjörleri eklenir. Literatür, çalışmaların çoğunun, beklenen daha yüksek verimlilik ve düşük sermaye maliyetleri nedeniyle dahili olarak reforme edilmiş FC-GT hibrit çevrimlerine odaklanıldığını göstermiştir [150]. Harici dönüştürücülerle donatılmış sistemlerin çoğu, tipik olarak, doğrudan yakıt pili yığınına güvenli bir şekilde sağlanamayan biyogaz, sentez gazı, sıvılar, vb. gibi yakıtlar ile beslenir [40]. Dahili ve harici FC-GT hibrit sistemleri arasında ilginç bir karşılaştırma Yang ve diğerleri [100] tarafından sunulmuştur. Yazarlar, anot devridaim düzenlemeleri ile donatılmış iki enerji santralini araştırmıştır. İlk durumda yakıt pili ve dönüştürücüyü termal olarak birleştiren bir IIR düzenlemesi, ikinci durumda reformer yakıt pili yığını ile ayrılarak katot egzoz gazları tarafından ısıtılan bir ısı eşanjörü sistem düzenlemesi incelemiştir. Bu çalışmanın sonuçları, dahili olarak reforme edilen FC-GT santralini harici olarak reforme edilenden daha iyi bir performans gösterdiğini göstermiştir. Yazarlar, harici reform düzenlemesinde, TIT sıcaklıklarına ulaşmak ve yakıt pili sıcaklık farkını kabul edilebilir aralıkta tutmak için daha karmaşık bir termal yönetim gerektirdiği sonucuna varmışlardır.



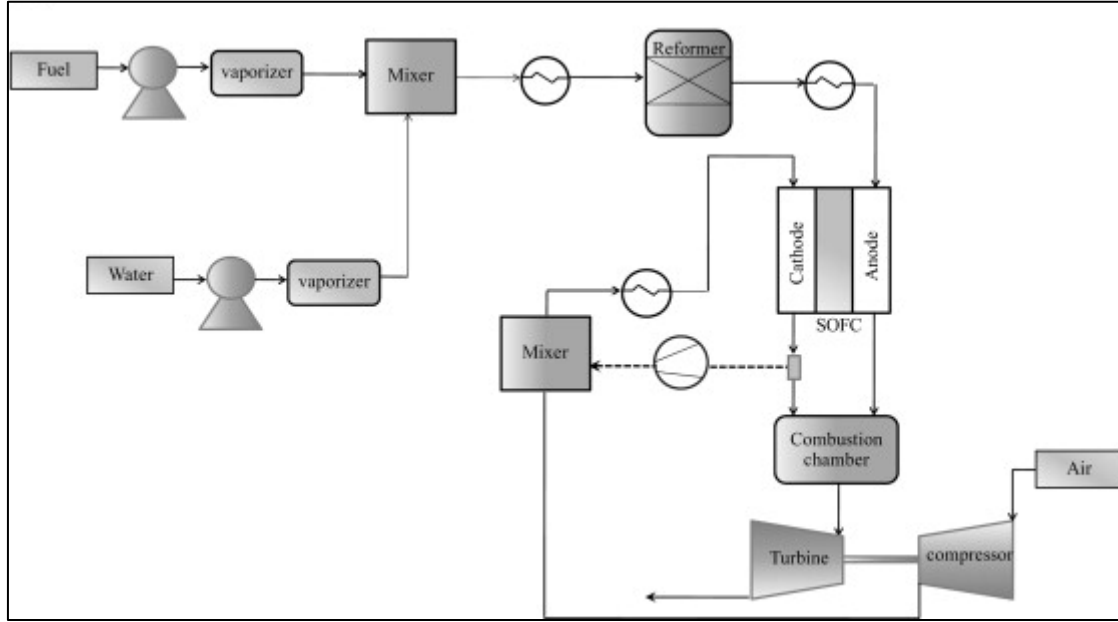
Şekil 2.5. SOFC-GT hibrit sistemleri: dahili reforma karşı harici reform [100]

Zhou ve ark. [151] yakıt pili, mikro gaz türbini ve bir karbondioksit alt sistemini birleştiren birleşik sistemin parametrik bir analizini sunmuştur. Sistem, bir gaz türbini, bir CO₂ yakalayan alt sistem ve harici olarak reforme edilmiş basınçlı bir yakıt pili yığımından oluşmaktadır. Ayrıca incelenen düzende buhar metan reform reaksiyonunu sürdürmek için gereken buharın anot devridaimi ile elde edildiğini belirtilmiştir. Yazarlar tarafından yapılan analizler hem ekonomi hem de karbon emisyonu dikkate alındığında sistemin kabul edilebilir bir değer olan %59 verimlilikle çalıştığını göstermiştir. Saebea ve ark. [152] standart bir harici olarak reforme edilmiş basınçlı FC-GT enerji santralinde bir katot devridaim düzenlemesini tanıtmaya olasılığını analiz etmeyi amaçlayan simülasyon çalışması sunmuştur. Basınçlı FC-GT hibrit sistemi, bir su buharlaştırıcı ile birleştirilmiş buhar metan dönüştürücü tarafından harici olarak dönüştürülen etanol ile beslenir. Konvansiyonel FC-GT sistemleri durumunda katot devridaimi olmadan, yazarlar, yakıt pili çalışma basıncı 6 bar olduğunda yaklaşık %78 civarında bir maksimum sistem elektrik verimliliği bulmuşlardır. Bu durumda yakıt pili verimliliği yaklaşık %52,5 olarak bulunmuştur. Elektrik gücü ile mekanik gücü birleştirmek için tasarlanan dahili entegrasyon şemaları çok karmaşık olmaktadır. Harici güç entegrasyon şemasının avantajı, bu entegrasyon şemasının FC-GT arasındaki dahili mekanik ve kimyasal uyumluluğu dikkate alması gerekmemesidir. Ayrıca, harici güç entegrasyon şemalarında, PEMFC'ler ve DMFC'ler gibi düşük sıcaklıklı yakıt pilleri ile entegre edilebilmektedir.

güç 220 kW olmuştur. Genel elektriksel verimlilik %60,2 olarak hesaplanmıştır. Chan ve diğerleri [146] tarafından anot devridaimi ve Doğrudan Dahili Reform ile dahili olarak reforme edilmiş bir FC-GT sistemi sunulmuştur. Bu çalışmada 9 civarında bir basınç oranı olarak kabul edilerek sistemin net gücü 381 kW olarak belirlenmiştir. Yığın sıcaklığı ve TIT sırasıyla 1166 K ve 1466 K olarak hesaplanırken %62,2'lik bir elektriksel verim elde edilmiştir. Yazarlar basıncın artırılmasının, yakıt pili sıcaklığında ve TIT'de bir artışa sebep olduğunu ve bunun da sistemin elektriksel verimliliğinin artmasıyla sonuçlandığını keşfetmişlerdir [156]. McLarty ve diğerleri [157] tarafından IIR düzenlemesinde bir FC-GT sistemi araştırılmıştır. Bu çalışmada yazarlar, Siemens tarafından 220 kW hibrit prototiplerinde benimsenen aynı düzeni araştırmıştır. Çalışma kapsamında Siemens prototipinin bir kontrol stratejisini tasarlamak için bir simülasyon aracı geliştirilmiştir. Siemens prototipini yeniden üreten bir başka sistem düzeni de Bao ve diğerleri tarafından da sunulmuştur [158]. Bu çalışmanın yazarları, modellerinin Siemens tarafından sağlanan deneysel verilere çok iyi bir uyumla uyduğu sonucuna varmıştır. Bakalis ve Stamatis [159] dahili reform ve anot devridaim düzenlemeleri ile donatılmış basınçlı bir FC-GT sistemini araştırmıştır. Sistem, bir santrifüj kompresör ve bir radyal türbin kullanan 220 kW Siemens–Westinghouse prototipine dayanmaktadır. Yazarlar, bir hibrit SOFC-GT sistemi için turbomakine bileşenlerinin geometrik parametrelerini tahmin etmek için kompresör ve türbin çalışma hatlarının araştırılmasına dayalı bir metodoloji önermişlerdir. Yazarlar ayrıca, yakıt hücresi boyutu değişikçe optimum kompresör çalışma hattında önemli bir fark olmadığını da bulmuşlardır.

Katot tarafında, anot tarafına benzer bir devridaim döngüsü yerleştirilebilir. Anodik olandan farklı olarak, bu döngünün amacı, hücreye girmeden önce havayı ısıtmak ve bir reküperatör kullanımından kaçınmak olmalıdır. Yığından çıktıktan sonra, hücre içindeki sürtünme kayıpları nedeniyle basınç daha düşüktür. Devridaim döngüsü, bu etkiyi telafi etmek için çevrime bir üfleyici yerleştirilerek bir basınç artışı sağlayabilir. Daha basit bir seçenek, akışları karıştırmak için bir ejektör yerleştirmektir. Bu durumda sürtünmeyi yenmek için gereken enerji doğrudan ana akıştan gelir. Saebea ve ark. [160] çalışmalarında ısının çoğunluğunun hava ön ısıtıcısı için gerekli olduğunu bulmuşlardır. Bu nedenle, sistem performansını iyileştirmek için yazarlar katot devridaim düzenlemesi yapmışlardır. Simülasyonların sonuçlarına dayanarak, yazarlar, yakıt pili sisteminde katot egzoz gazının devridaiminin, hava ön ısıtıcısının harici ısı ihtiyacını azaltabileceği sonucuna varmışlardır. Ancak, katot gazı geri dönüşümlü yakıt pili sisteminin elektriksel verimliliği, geleneksel

yakıt pili sisteminden daha düşük olarak hesaplanmıştır. Ek olarak, katot gazı geri dönüşümlü yakıt pili sisteminin kendi kendine sürdürülebilir bir durumda çalıştırılabileceği bulunmuştur.



Şekil 2.7. Katot devirdaimli SOFC-GT hibrit sistem şematiği [130]

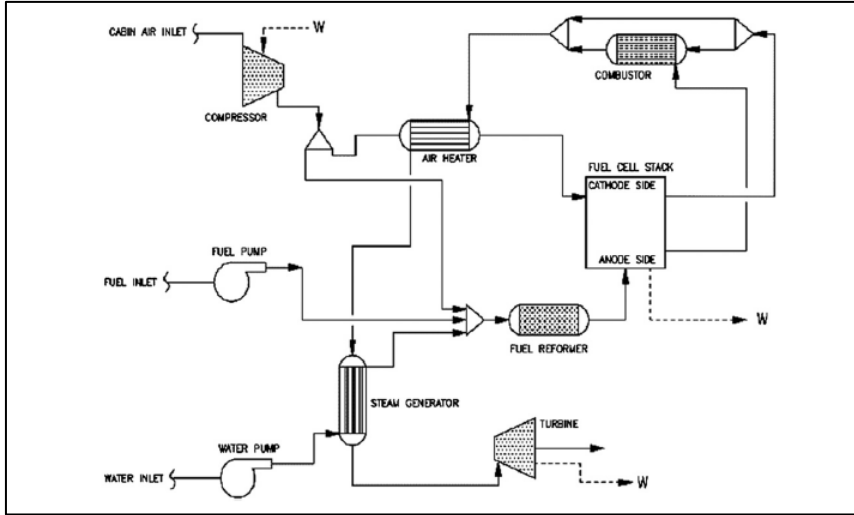
Liu ve ark. [109] FC egzoz devridaimi olmayan veya olan üç hibrit sistem konfigürasyonunun performansı karşılaştırılmış ve değerlendirilmiştir. Bu üç sistem temel haliyle, egzoz devridaimi olmayan temel bir hibrit sistem (BHS), bir anot egzoz devridaim hibrit sistemi (ARHS) ve bir anot ve katot egzoz devridaim hibrit sistemidir (ACRHS). Sonuçlar, BHS'nin enerji üretim verimliliğinin %59,3 olduğunu, egzoz devridaimine sahip iki hibrit sistemin kullanımıyla ise verimliliğin yaklaşık %70'e yükseldiğini göstermektedir. Gholamian ve ark. [161] yaptıkları çalışmada metan yakıtlı, anot ve katot devirdaimli bir SOFC/Sterling motoru sistemi incelemiştir. Sonuçlar, Stirling motorunun anot ve katot devirdaimli SOFC'ye entegrasyonu ile ekserji verimliliğinin yaklaşık %13,66 arttığını göstermiştir. Sonuçlar ayrıca sırasıyla hava ısı eşanjörü, SOFC ve art yakıcının en yüksek ekserji yıkımına sahip olduğunu göstermektedir.

2.5. Havacılık Sektöründeki FC-GT Hibrit Sistemler

Günümüzde FC-GT hibrit sistemleri havacılık sektöründe günden güne daha fazla kullanılmaya başlanılmıştır. Bunun başlıca sebepleri emisyon kontrolü, yakıt tüketiminin azaltılması ve daha verimli sistem konfigürasyonlarının elde edilmesi olmaktadır [162]. Buna ek olarak hidrolik sistemlerin elektrikli olanlarla değiştirilmesi, artan sensör ve telemetri yükleri ve uçak içi eğlence sistemleri gibi yeni teknolojik gelişmeler de hava araçlarının güç ve enerji sistemlerine yönelik elektrik taleplerini önemli ölçüde artırmıştır [163]. FC-GT hibrit sistemleri havacılık alanında yardımcı güç üniteleri ve İHA'larda temel güç üniteleri olmak üzere iki farklı şekilde kullanılabilir. Yakıt hücresi tabanlı APU'lar çalışırken yakıt hücresi yığınının uygun çalışma sıcaklıklarını korumak ve yönetmek için sistemde pompalar, üfleyiciler, sensörler, kontrolörler ve genellikle yakıt işlemcileri/reformatörleri kullanılması oldukça önemli olmaktadır [109]. Bu ek bileşenler karmaşıklık, maliyet eklerken kimyasal itki sistemine göre elektrokimyasal yaklaşımın verimlilik avantajının çoğunu tüketerek özgül gücü önemli ölçüde düşürmeleri gibi dezavantajlara sebep olabileceklerdir [3]. Öte yandan, yakıt hücreli güç sistemleri, örneğin gürültünün ve zararlı emisyonların azaltılması, daha az yer desteği ve bakımı, su üretimi ve potansiyel ağırlık azalması gibi uçak uygulamaları için çeşitli avantajlar da sunmaktadır [162]. Havacılık uygulamalarında yakıt hücrelerinden istenen özellikler yüksek özgül enerji, yüksek verim, düşük gürültü, düşük maliyet ve ağırlık, düşük termal radyasyon ve çevre dostu bir çalışma sistemi sağlama olmaktadır [162]. Güç/ağırlık oranı, uçak performansının önemli bir göstergesidir; örneğin, gücü yetersiz olan yüksek ağırlığa sahip bir uçağın performansında ciddi sınırlamalar olacağı açıkça tahmin edilebilecektir. Bu nedenle, yakıt hücreli uçakların performansını iyileştirmek için, düşük ağırlıklı gövde yapısı, yüksek verimlilik ve düşük güç yükleri gibi çeşitli tasarım önlemlerinin benimsenmesi gerekmektedir [164]. Uçak uygulamaları için genellikle deniz seviyesinden tam güç alınmaktadır, bu durum deniz seviyesindeki egzoz basıncının seyir irtifasındakinden daha yüksek olduğu gerçeğine dayanmaktadır. Daha yüksek yığın gücü, daha yüksek ısı ve daha yüksek harici soğutma ve dolayısıyla yığına daha yüksek hava akış hızı anlamına gelmektedir. Daha yüksek hava akış oranları, daha yüksek kompresör gücü ve daha yüksek türbin çalışması gerektirmesi de deniz seviyesinin tam güç tasarım noktası olarak değerlendirilmesini gerektirmektedir [112]. Bir uçağın tahrik sistemi, farklı uçuş aşamalarının gereksinimlerini karşılamak ve yük talebindeki değişiklikleri dengelemek için hızlı tepkiye ek olarak büyük bir özgül güçte yakıt gerektirmektedir. Yakıt hücreleri,

özellikle İHA uygulamaları için performanslarını sınırlayan güç talebindeki ani değişiklikler nedeniyle sınırlı güç yoğunluğu ve yavaş dinamik tepkilerden muzdariptir [165]. Ayrıca ortam sıcaklığının ve basıncının çok düşük olduğu yüksek irtifa uçuşlarının zorlu operasyonel koşulları, yakıt pillerinin çalışmasında sıkıntıya yol açmaktadır, bu nedenle yakıt pillerinin performansını korumak için özel önlem ve prosedürlerin alınması gerekmektedir. Mevcut ticari pillerin yakıt pillerine kıyasla düşük enerji yoğunluğu seviyesi, İHA'nın dayanıklılığını sınırlarken, bu pillerin yüksek güç yoğunlukları kısa süreli yüksek güç talebi için idealdir. Ayrıca, bir yakıt hücresinin yüksek enerji yoğunluğu, uçuş dayanıklılığının uzatılmasında önemli bir rol oynamasını sağlar [64]. Bu nedenle, karmaşık bir kontrol sistemi ile bağlantılı yeniden şarj edilebilir pillerle bir yakıt hücresi yığınının birleştirildiği bir hibrit sistem, insansız bir hava taşıtı sisteminin işletilmesinde ve dayanıklılığının artırılmasında avantaj sunabilir. Yakıt pillerine olan yeni ilgiden dolayı, yakıt hücrelerinin havacılık sistemlerine dahil edilmesi hakkında makaleler son dönemde artarak yayınlanmaya başlamıştır.

Şekil 2.8. FC sisteminin egzozundan kalan yakıtın ek ısı enerjisi üretmek için küçük bir yakıcıda yakıldığı bir çevrimi ifade etmektedir. Türbin hem yakıt hücresi hem de reformer için havayı sıkıştıran bir kompresörü çalıştırır. Kalan türbin gücü, bir jeneratör kullanılarak elektrik gücüne dönüştürülür. Hem kompresör hem de türbinin tek kademeli radyal tasarımlar olduğu varsayılmaktadır. Yakıt ve su pompaları basit, düşük basınçlı, düşük debili, sıvı pompalarıdır ve gaz kompresörüne kıyasla gerekli çalışmaları ihmal edilebilir. Hava ısı eşanjörü, kompakt bir gaz-gaz çapraz akışlı ısı eşanjörüdür ve buhar jeneratörü, çok geçişli bir gaz-sıvı tasarımıdır. Modeli basitleştirmek için anot veya katot akışlarının hiçbir geri dönüşümü düşünülmemiştir. Yakıt LHV'sine göre hibrit sistemin önceki bir versiyonunun net termal verimliliği, deniz seviyesinde tam güçte %42,4 olarak hesaplanmıştır [166].



Şekil 2.8. Uçak uygulaması için bir SOFC-GT hibrit sisteminin önceki versiyonu [166]

Sistemin verimliliğini artırmak ve bir uçağa uyarlamak için bazı parametreler düşünülebilir. Yakıt olarak hidrojenin kullanımı sistemin verimliliğine faydalı olabilir, ancak bu ihtimal depolama sorunlarına neden olacaktır. Buna ek olarak gazın düşük enerji yoğunluğuna sahip olması nedeniyle büyük bir rezervuara ihtiyacı vardır. Diğer bir engel ise havacılıkta kullanımı için altyapının oluşturulması gerekliliğidir. Hidrojen haricinde çeşitli yakıtlar kullanılabilecekse de bu yakıtlar ancak yakıt pilinin çalışması için gerekli hidrojeni sağlayacak şekilde yeniden düzenlenmelidir [167]. Genellikle, reformasyon işlemi, reforme gazı üretmek için bir katalizör üzerinde hidrokarbonlar, türevleri veya diğer petrol bazlı yakıtların bir karışımı kullanılarak gerçekleştirilir [168]. Diğer yakıt türevlerinin kullanımında yakıt pilleri için ise kükürt giderici kullanılmalıdır. Bu tür bir sistem havacılık uygulamaları için ağır olabilir olsa da FC-APU sistemi için halihazırda kükürten arındırılmış yakıt bulunduran özel bir tank içeren bazı konfigürasyonlar ve verimlilik kazancına değecek bir tasarım yapılmalıdır. Yığın verimliliğini artırmak için hem anot hem de katot için egzoz gazları devirdaimi kullanılabilir [169]. Egzozun bir kısmı yakıt pili yığınınına yönlendirilir ve üretilen ısı, giriş gazlarını ısıtmak ve ön ısıtma için ısı eşanjörlerinin kullanılmasını önlemek için kullanılabilir. Hibrit sistemde su üretimi de sağlanabilecektir fakat yakıt pillerinde, üretilen su genellikle yakıt ve karbon bileşikler tarafından kirleneceğinden bir filtrasyon sistemi gerektirmektedir [170]. Sıcaklıktaki önemli bir düşüşe duyulan ihtiyaç ve bileşenlerin sayısının ve dolayısıyla sistemin kütlesinin artmasından kaynaklanan rahatsızlık nedeniyle, FC-APU sistemleri için su geri kazanımı dikkatli bir şekilde analiz edilmelidir. SOFC sistemi ile birlikte bir gaz türbininin kullanılmasının aynı anda alternatif ve sürekli akımlar ürettiğini ve bunun da güç sistemi tarafından dikkatli bir

şekilde tasarım yapılmasını gerektirdiğini belirtmek gerekmektedir. Havacılıkta FC-APU sistemlerinin kullanımıyla ilgili incelenen makalelerde, uçak FC-APU sistemlerinin mimarileri planlanırken ısı eşanjörleri ve reformerların kullanıldığından sıklıkla belirtilmiştir. Eşanjörler, yüksekte daha düşük sıcaklıklara akan sıvının ısısından yararlanarak sistemin toplam termal verimliliğini arttırmaktadır. Hibrit sistemlerin kullanılmasının gerekçesi esas olarak daha yüksek verimli enerjiye dayanmaktadır. İncelenen çalışmaların çoğunda bu durumu doğrulayan veriler elde edilmiştir. Hibrit olmayan APU'ların verimliliği %10-40 arasında değişirken, hibrit sistemler 0,4-0,75 arasında verimlilik elde etmektedir. Önerilen mimarilerin çoğunda belirtilen bir diğer bileşen, hava kaynağının akışını APU sistemine itmek veya hava akışının geri dönüşümünü teşvik etmek için kullanılan üfleyicidir. Makalelerde belirtilen bir diğer önemli bileşen olan brülör, kompresör-türbin torkunun kullanımında ve kullanılmayan yakıtların kontrollü yanmasında da kullanılır.

Çizelge 2.1'deki literatür taraması verilerinde de açıkça görüldüğü üzere Boeing (737, 777 ve 787), Airbus (A320 ve A330) ve Irkut MC-21 gibi bazı büyük uçaklarda hibrit APU'ların gücünden 50 ila 1400 kW arasında bahsedilmiştir. Yayınların çoğu, genellikle 400 kW'ın üzerindeki gücü ve dolayısıyla uzun menzilli görevleri hedefleyen büyük uçaklara uygulama için SOFC hibrit sistemini incelemektedir. Bazıları ise 400 kW'a kadar güce ihtiyaç duyan kısa menzilli görevleri yerine getiren uçakları incelerken, diğerleri FC hibrit sisteminin bölgesel nakliye uçaklarına uygulanmasını veya 50 kW ile 300 kW arasında güce ihtiyaç duyan tamamen elektrikli insansız hava araçlarına enerji sağlamak için olan tasarımlara odaklanmıştır. Buna ek olarak hibrit sistem kullanımının verimliliği önemli ölçüde artırdığından bahsedilerek verimliliğin genellikle 0,5-0,8 arasında elde edildiği görülmüştür. FC-GT hibrit sistemlerin uçaklarda yardımcı güç üniteleri (APU'lar) olarak kullanılmasının fizibilitesini belirlemek oldukça önemli olmaktadır. Bu amaca ulaşmak için havacılığa özel tasarlanmış bir FC-GT tasarım modelinin optimal konfigürasyonunu belirlemek ve geliştirmek oldukça önemlidir. Buna ek olarak, uçak yüklerini ve koşullarını simüle etmek için dinamik bir FC-GT modeli kullanmak ve fayda/zarar fizibilitesini belirlemek oldukça önemli olmaktadır.

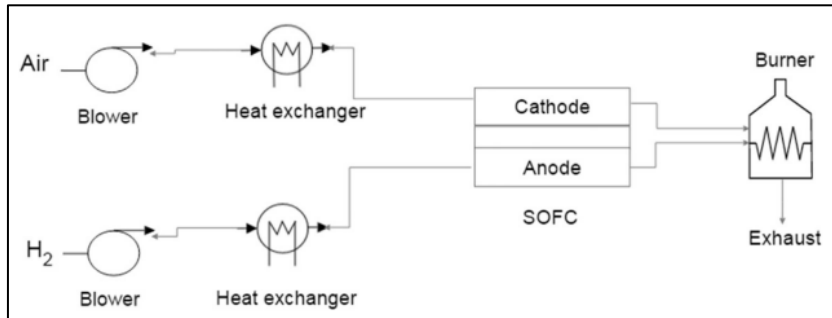
Çizelge 2.1. Literatür taraması sistem verileri karşılaştırma tablosu

İlk Yazar	Yıl	Alan	Sistem Türü	Yakıt	FC Gücü	GT Gücü	Toplam Güç	Verim
Palsson	2000	Genel	SOFC + GT	Metan			500 kW	0,60
Campanari	2000	Genel	SOFC + GT	Doğal Gaz	204,5 kW	55,5 kW	260 kW	0,65
Costamagna	2001	Genel	SOFC + MGT	Doğal Gaz			300 kW	0,60
Veyo	2002	Genel	SOFC + GT	Doğal Gaz			300 kW	0,59
Chan	2003	Genel	SOFC + GT		1084 kW	262 kW	1347 kW	0,86
Freeh	2004	Havacılık	SOFC + GT	Jet Yakıtı	186 kW	14 kW	200 kW	0,41
Steffen	2005	Genel	SOFC + GT		289 kW	151 kW	440 kW	0,63
Calise	2006	Genel	SOFC + GT				1.5 MW	0,6
Himansu	2006	Havacılık	SOFC + GT				50 kW	0,85
Milewski	2007	Genel	SOFC + GT	Kerosen				0,57; 0,62
Agnew	2007	Havacılık	SOFC + GT		250 kW	750 kW	1 MW	0,53
Aguiar	2008	Havacılık	SOFC + GT	Sıvı Hidrojen ; Kerosen			140 kW	0,54
Rajashekara	2008	Havacılık	SOFC + GT	Jet Yakıtı			440 kW	0,61;0, 74
Karvountzi	2008	Havacılık	MCFC + GT				5 MW;50 MW	0,505; 0,495
Nichols	2008	Havacılık	SOFC + GT		240 kW	760 kW	1 MW	0,58
Braun	2009	Havacılık	SOFC + GT	Jet Yakıtı			300 kW	0,53;0, 64
Leto	2011	Havacılık	MCFC + MGT	Doğal Gaz			140 kW	0,60
Zhao	2011	Havacılık	SOFC + GT	Syngas				0,50 – 0,60
Yanovski	2012	Havacılık	SOFC + GT	Kerosen	270 kW	80 kW	350 kW	0,47
Yanovski	2012	Havacılık	MCFC + GT	Kerosen	280 kW	70 kW	350 kW	0,51
Bakalis	2012	Genel	SOFC + MGT	Doğal Gaz			181 kW	0,63
Jia	2013	Genel	SOFC + GT + ST	Doğal Gaz	3.5 MW	2.1 MW		0,60
Dang	2015	Genel	SOFC + MGT	Doğal Gaz	187 kW	45 kW	221 kW	0,59
Fernandes	2015	Havacılık	SOFC + GT	Sıvı Hidrojen	41 kW	200 kW	241 kW	0,60
Saisirirat	2015	Genel	SOFC + GT	Hidrojen	359 kW;319 kW		463 kW;427 kW	0,58;0, 54
Waters	2015	Havacılık	SOFC + GT	Jet Yakıtı	50 kW		150 kW	0,6
Campanari	2016	Sanayi Tipi	SOFC + GT	Doğal Gaz			150 MW	0,79
Guida	2016	Genel	PEMFC + GT		24 kW	220 kW	244 kW	0,49
Yi	2016	Genel	SOFC + GT	Doğal Gaz			185 MW	0,73
Bao	2018	Genel	SOFC + GT	Biyoyakıt			220 kW	0,60- 0,80
Ghomian	2018	Havacılık	SOFC + Stirling	Metan	365 kW	80 kW	485 kW	0,55

Çizelge 2.1. (devam) Literatür taraması sistem verileri karşılaştırma tablosu

İlk Yazar	Yıl	Alan	Sistem Türü	Yakıt	FC Gücü	GT Gücü	Toplam Güç	Verim
Damo	2019	Genel	SOFC + MGT	Doğal Gaz	180 kW;204 kW	40 kW;41kW	220 kW;245 kW	0,53;0,52
Papagianni	2019	Havacılık	SOFC + GT	Doğal Gaz			600 kW-1400 kW	0,8
Ji	2019	Havacılık	SOFC + GT	Propan				0,69
Ji	2019	Havacılık	SOFC + GT	Sıvılaştırılmış Doğal Gaz ya da Hidrojen			388 kW	0,43;0,57
Collins	2020	Havacılık	SOFC + GT	Doğal Gaz			972 kW	0,65
Safari	2020	Genel	SOFC + GT	Metan			410 kW; 420 kW	0,59;0,64
Ghotkar	2020	Havacılık	FFC + GT	Jet Yakıtı	73 kW;86 kW			0,58-0,69
Evrin	2020	Havacılık	SOFC + GT	Hidrojen			820 kW	0,62
Leal	2020	Genel	SOFC + GT	Metan			7000 kW	0,62
Rostami	2020	Havacılık	SOFC + JT	Hidrojen ; Metan			240 kW;320 kW	0,49;0,68
Norouzi	2020	Genel	MCFC + GT	Doğal Gaz			1125 kW	0,68
Mclarty	2020	Havacılık	FC + GT + Pil	Jet Yakıtı			28,7 MW	0,51;0,49;0,24;0,29
Guo	2021	Havacılık	SOFC + GT	Hidrojen			156,45 kW; 205,07 kW; 258,66 kW	0,58; 0,43; 0,29
Liu	2021	Havacılık	SOFC + GT	Kerosen			133 kW; 249,8 kW; 235,9 kW	0,41; 0,49; 0,50
Nam	2021	Havacılık	HFC + Motor				260 kW	0,62
Gainey	2021	Havacılık	PEMFC + GT		911 kW	1215 kW	2126 kW	0,58
Qin	2021	Havacılık	SOFC + GT	Kerosen			133 kW; 250 kW; 236 kW	0,41;0,49;0,49
Loreti	2022	Genel	PEMFC + MGT	Syngas			500 kW	0,49
Seitz	2022	Havacılık	SOFC + GT; PEM + GT	Sıvılaştırılmış Hidrojen				0,58;0,74
Wilson	2022	Havacılık	SOFC + GT	Jet Yakıtı	185 kW	14 kW	198 kW	0,64; 0,41
Hasanzadeh	2022	Havacılık	SOFC + GT	Metan	7,98 MW	2,2 MW	10 MW	0,69
Perez-Trujillo	2023	Sanayi Tipi	SOFC + GT; MCFC + GT	Metan			500 kW;314 kW	0,65; 0,43

Hibrit sistemde kullanılacak olan yakıt pillerinin seçimine de dikkat edilmesi gerekmektedir. PEMFC'ler daha önce de bahsedildiği üzere yapısı gereği nispeten düşük sıcaklıklarda çalışır ve hızlı başlama süreleri gibi çeşitli avantajlara sahip olmaktadır [171]. Fakat CO zehirlenmesine duyarlı olma dezavantajı olduğundan, yakıtın saf hidrojen olması gerekmektedir [41]. Öte yandan SOFC yapısının da CO zehirlenmesine çok daha az duyarlı olma, yüksek sıcaklıkta çalışma gibi çeşitli avantajları bulunmaktadır. Fakat genellikle saat olarak ölçülen çok uzun başlatma sürelerine sahip olma gibi dezavantajları da sistem gereksinimleri açısından değerlendirilmelidir [45]. SOFC'ler kükürt zehirlenmesine karşı hassas olsalar da çok az harici reformasyonla dizel yakıtı ile çalışabilmelerinden dolayı doğrudan jet yakıtı ile kullanılabilmektedirler [172]. Ayrıca SOFC'lerin elde ettikleri yüksek sıcaklıklar nedeniyle atık ısılarının gaz türbinleri ile kullanılması sistem verimini daha da arttırdığından avantaj elde edilmektedir. Bu nedenle çalışmalarda SOFC-APU sistemleri yakıt pilleri arasında SOFC'ler, kükürt giderme ve reformla havacılık yakıtının reaktan olarak kullanılmasına izin verebilecek yakıt esnekliği nedeniyle öne çıkmakta olsa da diğer yakıt pili hücre sistemlerinin günden güne geliştirilmesi bu alanda yeni alternatifler çıkmasına önayak olmaktadır [127]. Bir SOFC sistemi APU fonksiyonlarının yerini alabilmesi için yakıt hazırlama, hava ve yakıt ısıtması, bir soğutma sisteminin kurulması ve reaktiflerin pompalanması dahil olmak üzere bazı uyarlamalara ihtiyaç duyulduğundan diğer bileşenlerin yanı sıra ısı eşanjörleri, pompalar, üfleyiciler, bir reformer ve bir kükürt giderici gerekebilir. Şekil 2.9. minimum mimari için basitleştirilmiş bir diyagram göstermektedir. Bu konfigürasyonda, yakıtı yığına taşıyan iki üfleyici vardır ve reaktifleri hücrenin çalışma sıcaklığına ısıtmak için ısı eşanjörleri gereklidir. Bu ısı eşanjörlerinin yakıt pilinin çıkışından sıcak havayı kullanması en yaygın tercih edilen planlama olmaktadır, böylece sistemin de soğutulması sağlanmış olur.



Şekil 2.9. Havacılık alanında APU-SOFC-GT şeması [4]

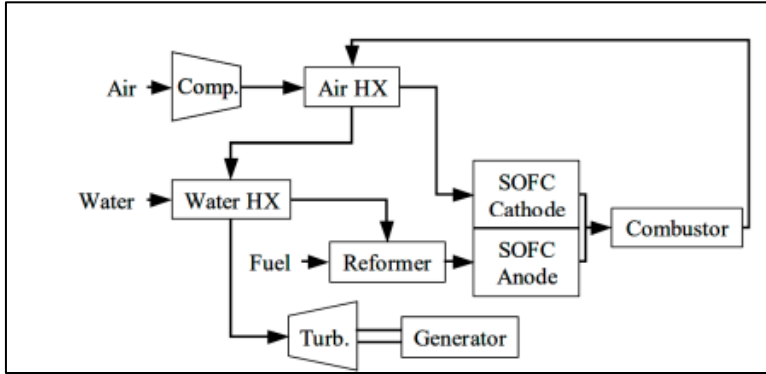
FC-GT hibrit sistem geliştirmesi olarak doğrudan trbn yerine yakıt pillerinin konulduğu sistemler üzerine de literatürde çalışmalar yapılmaktadır. Trbnlerin yakıt pili sistemleriyle değiştirilmesiyle jet motorları için özgül itki gücünün büyük ölçüde iyileştirilmiş olacağından bahsedilmiştir. Daha önce de bahsedilen Ji'nin çalışmasında [147] SOFC g sistemleri ve trbnsiz jet motorlarından oluşan yeni bir düzen önerilmiş ve motorun (SOFC hibrit jet motorları) yaklaşık %50 - %100 itki değişimi elde etmesi için farklı çalışma modları tasarlanmıştır. Oluşturulan matematiksel modellere göre motorun farklı çalışma modları altındaki performansı ve termodinamik parametreleri incelenmiş ve karşılaştırılmıştır [147]. Sistemde kompresör, trbnler yerine SOFC'ler tarafından çalıştırıldığından yanma sıcaklığı trbnler tarafından sınırlandırılmak yerine statik nozullar tarafından sınırlandırılmış olur. Ek olarak, bir yakıt hücresinin verimliliği son derece yüksek ve g aralığının geniş oluşundan SOFC hibrit jet motorunun yüksek basınç oranlarında ve sıcaklık oranlarında çalışması mümkün olmaktadır. Yi ve ark. [173] tarafından SOFC, GT ve ST'yi yüksek verimlilik için birleştirmeyi hedefleyen l hibrit sistem çalışmaları da gerçekleştirilmiştir. Karşılaştırılan ve değerlendirilen birleştirme seçenekleri sonucunda l kombine çevrimin genellikle ikili kombine çevrimden daha verimli (%3) olduğuna ulaşılmıştır. Buna ek olarak rekperasyonlu ve rekperasyonsuz sistemlerin optimum verimlilikleri neredeyse aynı olduğu sonucu elde edilmiştir.

2.5.1. Yardımcı güç nitesi (APU) FC-GT hibrit sistemleri

Havadaki uygulamalar için daha önce de bahsedildiği üzere FC-GT sistemlerinin araştırmaları genellikle yüksek irtifa için yardımcı güç nitesi (APU) uygulamaları ve çok uzun operasyon sürelerine dayanıklı İHA'lar olmak üzere iki kategoriye ayrılır. Genellikle APU uygulaması, uçağın ana tahrikinden ayrıdır ve mevcut APU teknolojisinin doğrudan yerine geçecek şekilde tasarlanmıştır. Yüksek irtifa uygulaması, sistem verimliliğine olanak sağlayan bu tür bir görevin benzersiz düşük güç ve çok uzun dayanıklılık doğasından yararlanmaktadır. Daggett ve ark. [174] uçaklar için yakıt hücresi ve hibrit yakıt hücresi APU'larının potansiyeli ile ilgili çok çeşitli konuları gözden geçirmiştir. Yazarlar, sistemin ana faydalarını uçakların ana motorlarından yükü kaldırmak ve elektrik üretim verimliliğini büyük ölçüde artırmak olarak tanımlamaktadır. Ayrıca, teknolojinin gerekli performans seviyelerine ulaşması için üstesinden gelinmesi gereken düşük teknoloji hazırlık seviyesi, düşük özgül güç, jet yakıtının reform ve kükürt içeriği, dayanıklılık, güvenlik ve maliyet gibi teknoloji zorluklarına da dikkat çekmişlerdir.

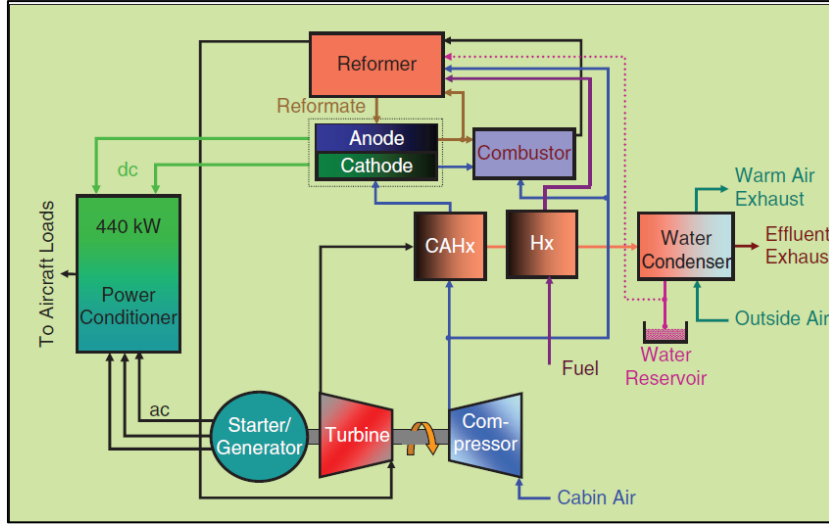
Literatürde genellikle iki tip yakıt hücreli APU sistemi araştırılmaktadır. Biri yakıt için saf hidrojen kullanırken, diğeri uçakta yeniden şekillendirilen jet yakıtı kullanmaktadır. Saf hidrojen sistemleri uçaklarda yakıt iyileştirme ekipmanına sahip olmak zorunda olmadığından avantajlıdır ve bu durum yakıt hücresi APU sisteminin ağırlığını önemli ölçüde azaltmaktadır. Ancak bu uçaklar, normal jet yakıt tanklarına ek olarak büyük hidrojen tankları taşımak zorunda kalmaktadır. Ayrıca, bu tip bir sistem hidrojen ekonomisini veya en azından havaalanlarında büyük miktarlarda saf hidrojenin mevcudiyetini gerektirmektedir. Sehra ve Whitlow [175], çalışmalarında NASA'nın 21. yüzyıl havacılığı için tahrik ve güç konusundaki bakış açısını bildirerek yorumlamışlardır. NASA'da geliştirilmekte olan gelecekteki tahrik ve güç kavramlarını gözden geçiren bu makalede yazarlar, NASA'nın güç yoğunluğu, ölçek büyütme hususları ve yüksek sıcaklıktaki yakıt pilleri ile hidrokarbon reformu arasındaki uyumluluk nedeniyle havacılık uygulamaları için yakıt pillerine odaklandığını açıklamışlardır. Freeh ve ark. [176], çıkış özelliklerine dayanarak tüm yakıt hücresi için elektrokimyası hesaplayan SOFC modelini detaylandırmıştır. Reformcu, denge kimyası varsayılarak modellenmiştir, kompresörler ve türbinler ise tasarım dışı analiz için performans haritalarıyla modellenmiştir. Bu modelle yapılan ilk çalışmalarda, tahminen %40 termal verimlilik ve %65 elektrik verimliliği ile 200 kW'lık bir sistemi (SOFC'den 186 kW, şaftla çalışan jeneratörden 14 kW) simüle etmiştir. Tornabene ve ark. [177] SOFC-GT hibrit sistemi için kompresör, pompalar, türbin, ısı eşanjörleri, reformer, yanma odası, yakıt hücresi ve diğer ilgili parçalar ve borular için tahminler de dahil olmak üzere ayrıntılı bir kütle tahmin yöntemi ortaya koymuştur. NASA'nın Freeh ve ark. [176] ile başlattığı SOFC hibrit sistem APU çalışmasıyla o yıl üç çalışma daha yayınlanmıştır. İlk makalede, SOFC ve reformer modelleri verilerle sunularak bir hibrit sistem örneği performansı hesaplanmıştır. Freeh ve ark. [176] diğer çalışmada bir FC-APU sistem performansını üç çalışma noktasında analiz ederek (deniz seviyesinde tam güç, seyir irtifasında tam güç ve seyir irtifasında kısmi güç) tasarım noktasının seçimini tartışmışlardır. Sistemin deniz seviyesinde tam güçte boyutlandırılmasının gerekli olduğu ve deniz seviyesi ile seyir durumu arasındaki basınç oranının büyük değişkenliği nedeniyle türbin tasarımının kritik olduğu gösterilmiştir. Bu yayınlarda analiz edilen yerleşim aşağıdaki şekilde sunulmuştur. GT çevrim dışı tasarım performansı, kompresör ve türbin performans haritaları kullanılarak tahmin edilmiştir. Deniz seviyesindeki tam güç koşullarında, tahmini kütle %37 oranında artmıştır. Bunun sebebi SOFC yığın boyutunun, şaft gücünden gelen elektriğin seyrüsefer tam gücünde %36 iken deniz seviyesinde %2,5'e düşmesi nedeniyle artmasıdır. Sistemin termal verimliliği deniz seviyesinde %42 ve seyir

halinde %73 olarak hesaplanmıştır.



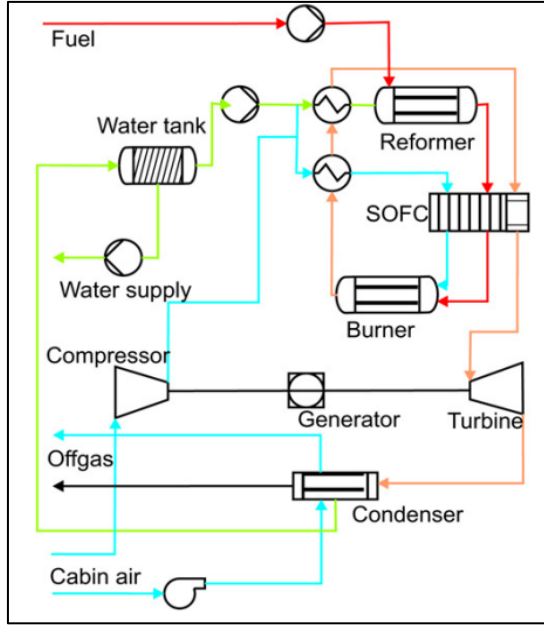
Şekil 2.10. Freeh'in çalışmasındaki hibrit sistem şeması [176]

Steffen ve ark. [166] 300 yolculu ticari uçak için bir APU sistemini simüle etmiştir. Simüle edilen sistem, tahminen %62 termal verimlilik ile 440 kW (SOFC'den 289 kW, şaftla çalışan jeneratörden 151 kW) sağlamaktadır. Çalışma, hücre geometrisinin sistemde yüksek özgül güç elde etmedeki önemini göstermektedir. Metalik ara bağlantı tabakası tarafından oluşturulan gaz kanallarına sahip bir ilk konfigürasyonun sistem kütlesi 1396 kg'dır. Kütle, gaz kanallarını oluşturan oluklu bir destek anotu kullanılarak 720 kg'a düşürülmüştür. APU hibrit sisteminin tasarımını ve performansını sunarak performans ve ağırlığın SOFC teknolojisine, yakıt kullanımına ve görev süresine duyarlılığını değerlendirmişlerdir. Rajashekara ve ark. [178] buhar reforme edici bir SOFC-GT APU sistemini modellemiştir. Sistem, ticari jet yakıtı ile 440 kW çalışma sağlamaktadır. Kütle tahmin yönteminin detayları verilmemiştir, ancak modellenen sistem 880 kg'lık hedef kütleyi biraz aşmıştır. Sistem verimliliğinin deniz seviyesinde %61 ve yükseklikte %74 olduğu belirtilmiştir. Braun ve ark. [179] Jet-A yakıtı kullanarak ototermal reforme edilen bir SOFC-GT APU sistemi modellemiştir. Sistem 300 kW üretecek büyüklüktedir. Konfigürasyonun sırasıyla yerde ve seyir sırasında %53 ve %70 verimliliğe sahip olduğu tahmin edilmektedir. Çalışma, SOFC APU sistemleri sistemlerin daha düşük özgül gücüne rağmen önemli yakıt tasarrufları (%5 ila %7) ve emisyon azaltımları (%70'e kadar) yapabildiğini göstermektedir. Yazarlar, kabin havasının bu sisteme güç sağlamak için daha uygun olduğunu ve kompresör maliyetlerini en aza indirdiğini belirterek su geri kazanımı önermişlerdir. Çalışmada sistem yakıt verimliliğinin deniz seviyesi ve irtifa koşulları için tahmin edilerek bu tür bir sistemin yakıt tüketiminde, işletme maliyetlerinde ve emisyon salınımında büyük tasarruflar sağlayabileceği ve FC'nin yüksek basınç ve sıcaklık altında daha iyi çalıştığı sonuçları elde edilmiştir.



Şekil 2.11. Rajashekara'nın çalışmasındaki hibrit sistem şeması [178]

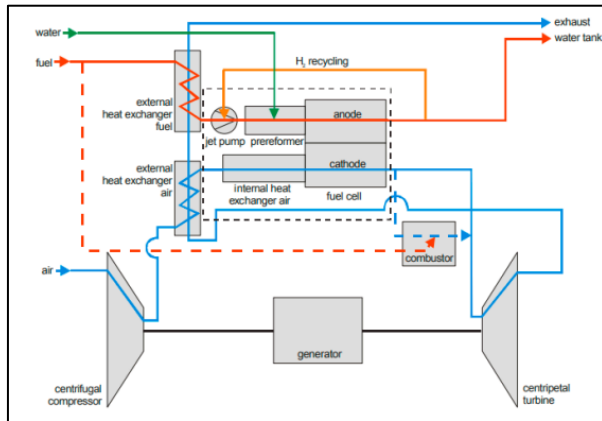
Dollmayer ve ark. [180] ise ram havası veya kabin egzoz havası kullanan farklı yakıt hücreli uçak mimarilerini ve farklı enerji geri kazanım seçeneklerini karşılaştırmıştır. Bu çalışmada soğutma ve işleme için ram havası yerine kabin havası kullanılmasıyla yakıt tüketimini azaltmanın mümkün olduğu görülmüştür. En umut verici sonuçlar, tam su kullanımı ve kısmi itki geri kazanımı ile elde edilmiştir. Bu çalışmada simülasyon aracı SYSFUEL kullanılarak geleneksel uçak jeneratörleri, geleneksel APU'lar ve SOFC-APU'ların enerji ve su üretimi için kullanımı açısından uçağın yakıt tüketimini ne kadar etkiledikleri belirlenmiştir [180]. Analiz edilen mimariler, kabin ve dış hava kullanılarak hibritten ortak olana kadar çeşitlendirilmiştir. Simülasyon sonuçlarına dayanarak, bu yazarlar kabin havasının uçağın yakıt tüketimini azaltmak için daha avantajlı olduğu sonucuna varmışlardır. Buna ek olarak sistem, suyun yeniden kullanımı ve ana motor gücünün kısmi yeniden kullanımı ile daha iyi verimlilik sergilemiştir.



Şekil 2.12. Dollmayer'in çalışmasındaki hibrit sistem şeması [180]

Nehter ve Winkler [181], PEM ve SOFC sistemlerinin uçak APU'ları olarak uygulanmasını incelemiştir. Sistem yerleşimleri ve fiziksel modeller sunularak tasarımı optimize etmek için kullanılmıştır. Bu bağlamda 800 kW'lık bir sistem boyutu için reformer, yakıt pili yığını (PEMFC ve SOFC), kütle akışı, performans, hava beslemesi ve soğutma dahil olmak üzere komple yakıt pili sisteminin operasyonel davranışı, teknik fizibiliteyi kanıtlamak için dikkate alınmıştır. Bir SOFC-GT hibritinin izin verilen sistem ağırlığının, aynı kalkış ağırlığına sahip bir PEMFC sisteminin ağırlığının yaklaşık iki katı olabileceğini göstermişlerdir. Nehter [182] verimliliği artırmak için iki SOFC yığını arasında su yoğunlaşması yoluyla yüksek yakıt tüketimiyle çalışan havacılık hibrit sistemlerine ilişkin bir tasarım çalışması sunmuştur. FC sistemi ağırlaştırırsa da daha düşük yakıt kütlesi nedeniyle toplam sistem ağırlığının azaldığından bahsedilmiştir. Simülasyon modeli, gazların termodinamik özelliklerini, reaksiyon hızlarını ve yakıt pilinin kayıp mekanizmalarını belirlemek için harici dinamik bağlantı kütüphaneleri ile birleştirilmiş MATLAB Simulink'e dayandırılmıştır. SOFC gaz türbini, PEMFC sistemininkinden neredeyse iki kat daha yüksek bir verimlilik göstermiştir. Eelman ve ark. [183] ticari uçak gücü için PEMFC ve SOFC hibrit kavramlarını modellemiştir. Sistemler buhar reformerleri kullanırken mimarilerin bileşenleri, olası su geri kazanımı ve bazı entegrasyon şemaları ile detaylandırılmıştır. Çalışma her iki yakıt hücresi tipi için 370 kW sistemlere odaklanıldığında SOFC sisteminin %70 ila %75 verimlilik sağladığı sonucuna ulaşılmıştır. PEMFC sisteminin ise uçak entegrasyon yaklaşımları (uçak merkezi ve kuyruk konisi konumları) da dikkate alınınca

%35 ila %45 verimlilik sağladığından bahsedilmiştir. Çalışma, kerosen kullanan sistemler için SOFC'lerin sağlamlıkları ve yüksek verimlilikleri nedeniyle daha avantajlı olduğu, PEMFC'lerin ise doğrudan hidrojen ile beslenen sistemlerde daha avantajlı olduğu sonucuna varmıştır. Yazarlar, SOFC kavramlarının daha yüksek verimlilik nedeniyle daha fazla potansiyel gösterdiği, ancak PEMFC'lerin uzun vadede teknolojik olarak daha da hazır olacağı sonucuna varmışlardır. Bu modele ek bir çalışma Wilson ve ark. [184] tarafından yapılmıştır. Bu çalışmada Eelman modelinden farklı olarak anot egzoz geri dönüşümü, başlangıçtan sonra su girişini ortadan kaldırarak CO₂ ve buharla karıştırılmış oksitlenmemiş sentez gazı içerir. Buna ek olarak yakıt, yakıt deposundan pompalanmış ve atomizerler aracılığıyla ısı kayıplarını en aza indirerek harici reformere püskürtülmüştür. Bu çalışmada ayrıca çevreye atılmadan önce egzoz gazından suyu geri kazanmak için bir kondansatör kullanılmıştır. Çalışmada NPSS simülasyon programından ve ProMax'tan faydalanılmıştır.



Şekil 2.13. Eelman'ın çalışmasındaki hibrit sistem şeması [183]

Tornabene ve ark. [177] uçak yardımcı güç ünitesi için uçak yakıt pili güç sisteminde gerekli olan çeşitli bileşenlerin ön kütle ve performans tahminlerini sağlamak için parametrik bir kütle ve hacim modeli geliştirmiştir. Modellenen sistem bileşenleri radyal bir kompresör, yakıt pompası, su pompası, yakıt katalitik kısmi oksidasyon (CPOX) reformer, ısı eşanjörü, buhar jeneratörü, marş, jeneratör, radyal çıkış ve türbinden oluşmaktadır. Geometrik hususları ve durum değişkenlerini (ve bunların tek tek bileşen performansı üzerindeki etkilerini) ve bunların her bir bileşenin kütlesi ve hacmi üzerindeki etkilerini içeren ayrı bir bileşen analizi yapılmıştır. Wu ve Li [185] MEA için yakıt pili hibrit sistem kavramlarının bir tanıtımını sunarak bu tür bir sistemin kısa bir incelemesini sağlamışlardır. Ticari uçak endüstrisinin SOFC uygulamalarına daha fazla önem verdiğini, çünkü çeşitli çalışmaların SOFC-APU hibrit sistemlerinin MEA için en büyük potansiyel uygulamaya sahip olduğunu

gösterdiğini belirtmişlerdir. Srinivasan ve ark. [186], uzun mesafeli bir uçaktaki geleneksel APU'ların yerini almak üzere dört mimarinin yakıt ekonomisini ve kirlilik azaltımını analiz etmiştir. Düşünülen temel uçak, daha fazla elektrik alt sistemine sahip Boeing 777-200ER uçak gövdesi, ultra verimli motor teknolojisi (UEET) motorları ve verimliliği artırmak için seramikli gelişmiş bir APU'dan oluşmaktadır. Mimari A, geleneksel APU'yu görevin tüm aşamalarında çalışan 450 kW'lık SOFC-gaz türbini (GT) hibrit sistemi ile değiştirmiştir. Mimari B ise ATIK sistemi ve uçak çevresel kontrol sistemi arasında daha fazla entegrasyon oluşturacak şekilde tasarlanmıştır. C mimarisinde ise SOFC sisteminin faydalarını ve uygulamalarını iyileştirmek için SOFC'nin uçağın alt sistemleri ve ileri teknolojileriyle daha fazla entegrasyonunu kullanılmıştır. Mimari D'de, mimari C'nin SOFC sistemini 1 atm basınçta çalıştırılarak basınçlandırma nedeniyle parazit güç kayıplarını azaltma potansiyelini araştırılmıştır. Simülasyonlar, A'dan D'ye mimarilerden yakıt tüketiminde, emisyonlarda ve gürültü seviyelerinde bir düşüş olduğunu göstermektedir. Sistem entegrasyonunu en üst düzeye çıkarmak için SOFC sisteminin kanat köklerine (veya motora) yakın yerleştirilmesi önerilmiştir. Deniz seviyesinde tam güçte 400 kW giriş elektrik yüküne sahip binek ticari uçaklar için iki tip SOFC-APU modeli Chinda ve Brault [106] tarafından geliştirilmiş ve analiz edilmiştir. FC performansının çalışma sıcaklığının güçlü bir fonksiyonu olduğu bulunmuştur ve bu nedenle, ısı eşanjörünün özellikleri hava kütlesi akış hızı ile değiştiğinde, çevrim performansının iyileştirildiği görülmüştür. Çevrim performansını sınırlayan parametreler SOFC sıcaklığı, türbin giriş sıcaklığı ve egzoz sıcaklığı olarak belirtilmiştir. Whyatt ve Chick [187], Boeing 787'nin geleneksel APU elektrik yüklerinin değiştirilmesi için hibrit SOFC-APU mimarisinin derinlemesine analizini gerçekleştirmiştir. Eski sistemin yeni sistemle değiştirilmesi durumunda sistemin daha iyi çalışması için ideal basınç ve elektriksel gerilim değerlerinin tercih edilmesinden dolayı ağırlık artışı olmuştur. Bu nedenle, sistemde yer alan tüm bileşenlerin (yığın, kompresör, türbin, ısı eşanjörü, brülör, üfleyici, yalıtım, reformer) ağırlık değerlerini tahmin etmek gerekli hale gelmiştir. Analiz, SOFC tarafından eklenen ve sağladığı verimlilik artışını dengeleyen, denge ağırlığı olarak adlandırılan bir ağırlık değerini göstermiştir. Gummalla ve ark. [188], gelecekteki kısa menzilli uçaklar için yüksek özgül güce sahip uçak SOFC-APU sistem konseptlerini oluşturmayı hedefleyerek sistem konseptlerinin tahrik ve güç sistemi faydalarını değerlendirmeyi amaçlayan bir patent geliştirmiştir. Uçak sistemlerine entegrasyon için iki SOFC sistem mimarisi (A ve B) incelenmiştir. Mimari A'da, spesifik olarak, ikiz 150 kW hibrit SOFC sistemleri, gaz türbini APU'su yerine APU görevi görmektedir. Tasarlanan SOFC-APU, dört temel alt sistemden oluşan basınçlı bir sistem olmaktadır. Bu alt sistemler

ise yakıt işleme alt sistemi, hücre yığını modülü ve sıcak gaz geri dönüşüm bileşenleri, türbin alt çevrimi ve güç koşullandırma alt sistemi olmaktadır. Mimari B, Mimari A sisteminin tüm özellikleri ve üç ek mimari konsept dahil olmak üzere SOFC ve uçak sistemleri arasında daha fazla entegrasyondan oluşmaktadır. Bu entegrasyonlar ağırlığı azaltmak için aynı shaft üzerindeki SOFC-gaz türbini ve elektrikli çevre kontrol sistemi turbo şarjı güç elektroniği ekipmanı olmaktadır. Analiz, A ve B mimarilerinin görev yakıt yakma tasarruflarının sırasıyla %4,7 ve %6,7 olduğunu göstermiştir. Toplam emisyon azaltımının, çalışma günü başına %2 NO_x ila %33 yanmamış hidrokarbon arasında değişmekte olduğundan bahsedilmiştir. Yanovski [189], MS-21 tipi orta menzilli bir uçak için bir SOFC-APU uçağının optimal tasarımını sunmuştur. Bu APU'nun gerekli elektrik gücü, tüm uçuş irtifa aralıkları için 350 kW olarak belirlenmiştir. Çalışma, çeşitli APU türlerini karşılaştırmaktadır. Bu türler geleneksel APU, kerosen ototermal reforming ile hibrit düzlemsel SOFC-APU, kerosen ototermal reform ile hibrit borulu SOFC-APU ve etanol buhar dönüşümlü hibrit borulu SOFC-APU olmaktadır. Çalışmanın temel amacı, hangi APU tasarımının uçuş irtifaları aralığında elektrik gücü açısından yerleşik tüketicilerin tüm taleplerini karşıladığını belirlemek olmuştur. Yazar, önemli miktarda havaya ihtiyaç duyan geleneksel APU'nun aksine, FC-APU'ların düşük hava tüketimine sahip olduğunu ve APU'yu beslemek için uçak kabinindeki atık havanın kullanılmasını mümkün kılarak, menzil boyunca nominal elektrik gücü sağladığını kaydetmiştir. FC-APU'ların yakıt tüketimini azalttığı da gözlemlenmiştir. Ek olarak, etanol üzerinde çalışan hibrit boru şeklindeki SOFC-APU'nun ağırlık etkisi, dikkate alınan tüm APU'lar (473 kg) arasında oldukça düşük düzeyde olmaktadır. Santarelli ve ark. [190], üç tip küçük uçağın görev profilleri sırasında bir SOFC-APU'nun elektrik sistemine entegrasyonunu simüle etmiştir. Bu üç uçak sistemi bölgesel jetler (32 yolcu), küçük taşıtlar (9 yolcu) ve hava taksileri (5 yolcu) olmaktadır. Simülasyonlar, SOFC parametrelerini (akım, potansiyel vb.) ve tesislerin dengesini (kompresör, eşanjör, verimlilik vb.) dikkate almıştır. Yazarlar, daha düşük omik aşırı potansiyeli, daha yüksek yoğunluğu ve daha düşük ağırlığı nedeniyle, düzlemsel geometrinin daha iyi performans gösterdiği sonucuna varmışlardır. Yazarlar, SOFC teknolojisinin uçaklarda kullanılmadan önce iyileştirilmesi gerektiğine ve bu alanda çalışmalar olması gerektiğine dikkat çekmiştir. Teknolojinin havacılık güvenliği ve güvenilirlik gereksinimlerini karşılamasını sağlamak için verimlilik, yakıt depolama, dayanıklılık testleri, irtifa değişikliğinin etkileri, yakıt hücresi çalışması sırasında açığa çıkan ısıнын yeniden kullanımı, başlatma sürelerinin hesaplanması vb. konular üzerine araştırmaların gerekli olacağından bahsedilmiştir. Bir başka çalışmada Santarelli ve Cabrera

[191] bölgesel bir jette APU olarak kullanılmak üzere doğal gaz veya biyoetanol ile beslenen hibrit bir SOFC-GT enerji sisteminin tasarımını ve simülasyonunu geliştirmiştir. Geleneksel APU yerine hibrit sistemin kullanılması, verimlilikte bir kazanç sağladığından ve doğal gaz veya biyoetanol gibi yakıtların daha düşük çevresel etkiye yol açtığından bahsedilmiştir. Araştırmanın ana sonuçları, bölgesel jet durumunda, uçak SOFC-APU çözümünün, özellikle verimlilik açısından iyi bir seçim gibi görüldüğünü, ancak genel sistemin kütlesi açısından bile ilginç hale gelebileceğini göstermiştir. Yazarlar, yakıt pilleri alanında yeni olan havacılık uygulamalarının koşulları nedeniyle birçok yönün hala analiz edilmesi gerektiğine ve yakıt pilleri ve yakıt depolama sistemlerinde iyileştirmelerin henüz yapılmadığına dikkat çekmişlerdir. Pratt ve ark. [171] yaptıkları çalışmada PEMFC sistemlerinin ticari uçaklarda kullanılmasının mümkün olduğunu göstermiş ve yerleşik PEMFC sisteminin konumu, elektrik yükleri ve gelecekteki teknoloji gelişmelerinin uçağın genel performansını nasıl etkilediğini ortaya koymuştur. Bu çalışmada dikkate alınmayan dağıtılmış güç üretimi, sistem yedekliliği, sermaye maliyeti ve hidrojen bulunabilirliği gibi performansı olumsuz etkileyen başka faktörler de olabileceğinden bahsedilmiştir. Van Wensveen ve ark. [192] geleneksel yardımcı güç ünitesinin yerini alan PEMFC ile sistem mimarisine güç sağlayan bir araştırma projesinin alt sistem tasarımı ve analizini gerçekleştirmiştir. Sistemlerin güç yükü hesaplamaları ve yakıt pili sisteminin bileşen boyutlandırması, eFLOWpy aracı içinde istatistiksel, yarı ampirik ve yarı analitik yöntemlerin bir karışımı ile gerçekleştirilmiştir. Çalışma sonucunda sistemin yakıt tüketimini büyük ölçüde azalttığından bahsedilmiştir. Waters ve Cadou [193], Northrop Grumman'ın RQ-4 Global Hawk, General Atomics'in MQ-9 gibi daha büyük gaz türbinli insansız hava araçları için uygun ölçeklerde hibrit SOFC-APU ve tahrik sistemlerinin yakıt tüketimini ve özgül gücünü tahmin etmek için bir model geliştirmiştir. Çalışmada Numerical Propulsion System Simulation adlı NASA tarafından geliştirilen modelleme çerçevesi kullanılmıştır. Sistem, motora entegre katalitik kısmi oksidasyon (CPOx) reaktörleri ve SOFC'lerden oluşmaktadır. Bir duyarlılık analizi, sistemin performansını etkileyen en önemli parametrelerin çalışma voltajı ve yüzde yakıt oksidasyonu olduğunu göstermiştir. Okai ve ark. [194], elektrikle çalışan, ana hattan ayrılmış bir uçak tahrik sisteminin birincil konfigürasyonlarını sunmuştur. Bu ayrımın güçlü bir noktası, çok sayıda fanın, bir veya birkaç çekirdek jeneratör tarafından çalıştırılacak şekilde düzenlenebilmesidir. Önerilen sistemin maksimum verimliliği %70'e ulaşsa da ağırlık azaltma ve çalışabilirliğin, hibrit konfigürasyonunun havacılık için kullanılmasına yönelik temel teknolojik engeller olduğu belirtilmiştir. Fernandes ve ark. tarafından [4], biyokütle gazlaştırma tesisi, hidrojen sıvılaştırma ünitesi ve hava taşıtı için tahrik sistemi olarak bir

SOFC-GT APU sisteminden oluşan üç alt sistem simüle edilmiştir. Hibrit APU sistemi, maksimum tahrik gücü (120 kW) gerektiren kalkış operasyonu için tasarlanmış ve boyutlandırılmıştır. Çalışma, hibrit sistemin rakip tahrik sistemlerine kıyasla önemli ölçüde daha yüksek ekserji verimliliği sağladığını göstermiştir. Barbir ve ark. [195], havacılık uygulamaları için oksijen ve saf hidrojen kullanan birleştirilmiş rejeneratif URFC sisteminin kullanımını önermiştir. URFC, güç üretmek için yakıt hücresine alternatif olarak veya hidrojen ve oksijen üretilip depolama tanklarına sıkıştırmak için bir elektrolizör olarak çalıştırılmıştır. Hem elektrolizörün hem de yakıt pilinin performansı ve verimliliği, polarizasyon eğrilerine göre belirlenmiştir. Birleştirilmiş rejeneratif yakıt hücresi sistemi için maksimum verimlilik, parazitik kayıpların etkisi göz önüne alındığında yaklaşık %34 ve ideal bir durum için %43 olarak hesaplanmıştır. Lucken ve ark. [196], uçağın güç sisteminin güç kullanılabilirliğini artırmak için birkaç yakıt hücresi yığınının paralel bağlanmasını önermiştir. Bu sistem, kontrolörün yük talebini yakıt hücresi yığınları arasında eşit olarak dağıtmasını ve aralarındaki arızayı tespit edip yeniden yapılandırmasını sağlayacak şekilde planlanmıştır. Papagianni ve ark. [197] sivil havacılık uygulamaları için hibrit bir SOFC-GT sisteminin kavramsal tasarımı programlama ortamında simüle edildiği bir konfigürasyon ile sunmuştur. Sistem, uçağın itiş gücü için yakıt olarak sıvılaştırılmış doğal gazdaki metanın reformasyonu ile üretilen hidrojen kullanarak çalışırken aynı zamanda yakıt hücresinde elektrik enerjisi üretmektedir. Yakıt hücresi, uçak tırmanma zirvesine ulaştığında yedek güç sistemi olarak devreye girmektedir. Çalışma sırasında, sıvılaştırılmış doğal gaz yakıt hücresinde hidrojene dönüştürülür ve bir kısmı elektrik enerjisi üretmek için kullanılırken geri kalanı yanma için kullanılmaktadır. Sonuçlar karşılaştırıldığında, uzun mesafeli uçuşlar için hibrit sistem yakıt tüketiminde azalma (%12) ve termal verimlilikte artış (%35) sağlamaktadır. Kısa menzilli uçuşlar için, yakıt hücresi girişindeki mevcut koşulların çalışması için engelleyici olduğu ve hibrit sistemin kullanımının etkisiz olduğu bulunmuştur. Mackay ve ark. [198] daha genel bir duruma bakmışlardır ve PEMFC APU'yu uçakta güç üretim sistemi olarak faydalı hale getirecek sistem özelliklerinin sınırlarını belirlemeye çalışmışlardır. Bu çalışmada küçük yakıt pili APU'ları için yakıt tasarrufunun daha büyük APU'lara göre daha düşük güç yoğunluklarında sağlandığı sonucuna ulaşılmıştır. Ancak güç yoğunluğu 123 W/kg'ın üzerindeyse, daha büyük yakıt hücresi APU'larının, küçük olanlardan daha fazla yakıt tasarrufu sağladığı sonucuna ulaşılmıştır. Braun ve ark. [179], geleneksel uçak APU'sunun yerini alabilecek bir SOFC-GT hibrit sisteminin olası bir sistem mimarisi üzerine çalışmışlardır. Sistemin faydaları, geleneksel sistemlere kıyasla çok daha yüksek verimlilik (yaklaşık %70) ve çok

daha düşük emisyon olarak belirtilmiştir (NO_x emisyonlarında %1-3 tasarruf, CO emisyonlarında %17-18 tasarruf). Draper ve ark. [199], hücrelerin güç yoğunluğunu artıran yeni SOFC hücre modellemeleri gerçekleştirmiştir. Bu tasarımlar genel olarak hücrenin birim hacmi başına aktif alanı artırarak omik direncin azaltılması yoluyla yapılmıştır. Sorrentino ve Pianese [200] SOFC-GT hibrit sistemlerinin kontrollerine bakarak SOFC ve GT sistemleri arasında hibrit sistemin yüklere hızlı başlatılmasını ve tepki vermesini sağlayacak bir kontrol stratejisi geliştirmiştir. Dinamik model, geleneksel APU sistemlerine kıyasla %43 yakıt tasarrufunu ortaya koymuştur. Seyam ve ark. [201] buhar reformeri, su gazı kaydırma reaktörü ve katalitik brülörden oluşan yeni bir hibrit turbofan ve MCFC sistemi konfigürasyonu üzerinde çalışmıştır. Beş yakıt karışımı olarak farklı kütle oranlarına sahip etanol, metan, hidrojen, dimetil eter ve metanol dahil olmak üzere beş potansiyel yakıt kullanılmıştır. Önerilen hibrit MCFC-GT performansını incelemek için termodinamik analizler yapılmış ve sonuçlar gazyağı bazlı bir turbofan ile karşılaştırıldığında verimliliğin %59 dan %65'e yükseldiğini göstermiştir. Bradley ve ark. [202] İHA'nın güç kaynağı sistemini yakıt hücresi santrali ve yakıt hücresi alt sistemi olarak sınıflandırmıştır. Bir yakıt hücreli enerji santrali, yakıt pili yığını, hava ve hidrojen beslemesi, düzenleme sistemleri ve soğutma sisteminden oluşmaktadır. Correa ve ark. [203] ultra hafif bir uçak için 20 kW PEMFC güç sisteminin analitik modelini sunmuştur. Model, ortam hava sıcaklığının fonksiyonu olarak sistemin sıcaklık dinamiklerini ve elektrik gücü talebinin bir fonksiyonu olan yığın tarafından üretilen ısıyı tahmin etmektedir. Evrin ve Dincer [204] tarafından yapılan çalışmada, orta ölçekli bir uçak için SOFC tabanlı entegre bir güç sistemi için enerji ve ekserji yaklaşımları ile termodinamik analiz yapılarak verimlilikler elde edilmiştir. Hibrit SOFC-GT sisteminin genel ekserji verimliliği sadece gaz türbini durumuna kıyasla %28'den %52'ye yükselirken, genel enerji verimliliğinin %32'den %62'ye yükseldiği sonucuna ulaşılmıştır. Çalışmada buna ek olarak sistemin performansının, verimliliği ve güç üretimini doğrudan etkileyen türbin giriş sıcaklığı ve basınç oranı gibi çalışma koşullarına büyük ölçüde bağlı olduğundan da bahsedilmiştir. Radmanesh ve ark. [205], 240 W PEMFC yığını, DC-DC ve DC-AC dönüştürücüler, ultra kapasitör, elektrolizör ve hidrojen tankı ve çoklu kontrolörlerden oluşan bir hibrit enerji santrali sistemi önermiştir. Önerilen hibrit güç sisteminin, yüksek maliyet, bakım sorunları ve yüksek arıza oranı gibi çeşitli dezavantajları olan bir C-130 Hercules uçağı için yardımcı güç kaynağı jeneratörünün yerini alması amaçlanmıştır. Sonuçlar, yakıt hücrelerinin bir elektrik yedekleme sistemi olarak kullanılmasının, elektrik sisteminin güvenilirliğini ve uçağın uçuş performansını iyileştirdiğini göstermiştir. Duan ve ark. [120], sodyum borohidrit (NaBH_4) bazlı bir

hidrojen jeneratörü ile entegre edilmiş 300 W'lık bir PEMFC yığını içeren bir tasarım geliştirmiştir. Her biri 140 cm² aktif reaksiyon alanına sahip 15 hücreden oluşan yığın, hava beslemesi ve yığın soğutması sağlamak için katot çıkışlarında iki hava fanı ile birleştirilmiş katot girişlerinden oluşan bir konfigürasyonda inşa edilmiştir. Geuther ve Capristan'ın [206] çalışmasında, hibrit-elektrikli bölgesel uçaklar için SOFC kullanan Fostering Ultra-Efficient, Low Emitting Aviation Power (FUELEAP) güç sistemi mimarisinin kullanımı araştırılmıştır. FUELEAP güç sisteminin, en son hibrit-elektrik SOFC mimarilerine kıyasla karbon ve NO_x emisyonlarında bir azalma ile daha yüksek verimlilik ve özgül güç sağladığı sonucuna ulaşılmıştır. Çalışma, iki bölgesel yolcu uçağı konsepti için hibrit-elektrik güç mimarilerinin karşılaştırılmasını ve FUELEAP güç sisteminin entegrasyonunu içermektedir. Sonuçlar, FUELEAP güç sisteminin hibrit-elektrikli bir uçakta yerleşik bataryaların yerine kullanılmasının, tipik bir bölgesel uçak görevi için elektrik gücü ve enerji sisteminin ağırlığında %50'ye varan bir azalma sağlayabileceğini göstermiştir. Collins ve McLarty [207] çalışmalarında FC-GT-Batarya hibritinin kütlesi ve performansını Fokker F70, Boeing 787-8 ve Airbus A300 ve A380 olmak üzere dört farklı uçak için analiz etmiştir. Bu analiz, her bir uçağın aerodinamik özelliklerini ve kütlesini sabit tutarak tahrik sistemleri arasında doğrudan karşılaştırma yapılarak gerçekleştirilmiştir. Çalışma sonucunda mevcut Jet yakıtlı türbinler %30 ile %50 arasında verimlilikle çalışmaktayken değiştirilen FC-GT-Batarya hibrit verimliliği %65'in üzerinde bulunmuştur. Buna ek olarak en verimli sonuçlar Boeing 787-8 en verimsiz performans sonuçları ise Fokker F70 üzerinden elde edilmiştir. Hedgeberg ve ark. [126] yaptıkları çalışmada dip çevriminde yüksek sıcaklıklı ısı eşanjörü olmadan tepe çevriminin yüksek verimli termal entegrasyonunu koruyan alternatif bir ayrıştırılmış yakıt hücresi-gaz türbini hibrit düzenlemesini tanıtmaktadır. Elektrik ve yüksek saflıkta hidrojenin birlikte üretiminin, %75'lik sistem verimliliği sağladığından bahsedilmiştir. Abu Kasim ve ark.'ın [208] çalışmasında sıvı hidrojen ile çalışan turboşarjlı bir Yakıt Hücresi Güç Sistemi (FCPS), yenilenmiş Cessna 208 uçağında birincil güç kaynağı olmak üzere tasarlanmış ve Matlab vasıtasıyla modellenmiştir. Önerilen FCPS, yığınlar halinde monte edilmiş çok sayıda PEMFC, ortam basıncının irtifa ile değişimini azaltmak için iki adet tek kademeli turboşarj, iki adet ön ısıtıcı, iki adet nemlendirici ve iki adet yakıcıdan oluşmaktadır. Çalışma sonuç çıktısı olarak verimlilik %43 hidrojen tüketim miktarı ise 28 kg/s olarak elde edilmiştir. Gainey ve Lawyer [209] çalışmalarında yüksek verimli, yüke göre esnek güç üretimi sağlamak için bir FC-FPGT hibrit mimarisi önermişlerdir. FC-FPGT sistemini incelemek için MATLAB termodinamik sistem düzeyinde bir model geliştirilmiştir. Bu model kullanılarak, FPGT'nin alt sistem ve toplam sıkıştırma oranlarının genel hibrit sistem

verimliliği üzerindeki etkisi incelenmiştir. Yakıt pili elektrik verimliliği %65 olduğunda, en yüksek genel FC-FPGT verimliliği egzoz ısı geri kazanım sistemi kullanılmadan %59,4 olarak bulunmuştur. Liu ve ark. [109] daha önce de bahsedilen çalışmalarında kerosen ile çalışan gelişmiş SOFC-GT hibrit güç üretim sistemi incelenmiştir. Egzoz devridaimi olmayan temel hibrit sistem (BHS), anot egzoz devridaimi hibrit sistemi (ARHS) ve anot ve katot egzoz devridaimi hibrit sistemi (ACRHS) olmak üzere üç farklı hibrit sistem konfigürasyonunun performansı karşılaştırılmış ve değerlendirilmiştir. Sonuçlar, BHS'nin güç üretim verimliliğinin %59,3 olduğunu, egzoz devridaimine sahip iki hibrit sistemin ise yaklaşık %70'e yükseldiğini göstermiştir. Ghotkar ve Milcarek'in [210] çalışmasında alev destekli yakıt hücrelerinin (FFC) bir APU'nun gaz türbini ile entegrasyonu için bir analitik model ile yeni bir konsept sunulmuştur. FFC gaz türbini hibrit sisteminin, standart gaz türbini çevrimine kıyasla deniz seviyesinde %30'a kadar daha verimli ve seyir irtifalarında %16 daha verimli olduğu sonucuna ulaşılmıştır.

2.5.2. İnsansız hava araçlarındaki (UAV) FC-GT hibrit sistemler

Yüksek irtifalarda uzun (birden fazla gün) süre dayanıklılık kabiliyetine sahip İHA'lar FC-GT kullanımı için oldukça önemli bir hedef olmaktadır. Düşük tahrik gücü ile uzun süre dayanıklılık gerektiren benzersiz görev gereksinimleri, FC'lerin verimli kullanılmasına olanak sağlamaktadır [211]. Enerji sisteminin özgül gücü bu görevlerde nispeten daha az önemli hale gelmektedir. Uzun süreli dayanıklılığa sahip İHA'lar hem ticari hem de askeri uygulamalar için gözetleme, keşif, hedefleme ve uzaktan algılama gibi çeşitli görevleri yerine getirme kabiliyeti nedeniyle havacılık topluluğu arasında günden güne daha fazla ilgi çekmektedir. Özellikle çevresel uzaktan algılama için kullanılacak olan küçük ölçekli İHA'larda yapısal zorluklar, düşük ağırlık ve dar ağırlık merkezi konumlandırma olanakları, güç kaynaklarının sınırlı enerji ve güç yoğunluğu, zorlu uçuş ortamı ve uçuş güvenliği sağlanması gibi çeşitli kısıtlamalar ve zorluklar mevcuttur [212]. Yüksek irtifa uzun süreli (HALE) insansız hava araçları sistemleri, tipik olarak, 15 ila 20 km arasındaki irtifalarda uçmak, düşük hızlarda seyir yapmak ve görev alanı çevresinde dolaşmak üzere tasarlanmıştır [213]. Bir HALE İHA'nın görev dayanıklılığını artırmak için düşük ağırlıklı, yüksek kaldırma-düşük sürtünme kuvvetine sahip, düşük güç tüketimi olan ve yüksek verimli tahrik ve güç sistemine sahip olunması gerekmektedir. Tahrik sistemi ile güç üretim sistemi arasındaki mekanik bağlantıların ortadan kaldırılması, turbojet ve içten yanmalı motorlara kıyasla bir yakıt hücreli güç sisteminin kullanılması ayrıcalığı olarak sistemin genel

verimliliğinin artmasına ve dolayısıyla dayanıklılığının artmasına yol açacaktır. Uçuş dayanıklılığı, görev performansının iyileştirilmesinde önemli bir faktördür. Buna ek olarak güç kaynağı sisteminin daha yüksek enerji yoğunluğu ve verimliliği, İHA'nın uçuş dayanıklılığının arttırılmasında çok önemlidir [214]. Semiz ve ark. [215] bir insansız hava aracı sistemi uygulaması için 150 W üreten imal edilmiş bir hava ile çalışan PEMFC için önerilen performans optimizasyonunu gerçekleştirmiştir. Hava fanları, katoda hava sağlarken, sodyum borohidrit ve katalizör arasındaki reaksiyondan hidrojen gazı üretilmiştir. Yığının, performansında gözle görülür bir düşüş olmaksızın dört saat boyunca sürekli olarak 165 W sağlayabildiği gözlemlenmiştir. Seo ve ark. [216] bir 200W PEMFC yığını kullanarak insansız bir uçak sistemini sürekli olarak kullanmak için gelişmiş bir amonyak boran bazlı (NH_3BH_3) oto-termal hidrojen akış hızına sahip saf hidrojen üreten güç sistemi tasarlamıştır. Kalkış sırasında, hibrit güç sistemi, yakıt hücresi yığını, yardımcı lityum-iyon pil ve maksimum toplam ağırlığı 7,5 kg olan İHA'yı başlatmak için 500 W'lık tam gücü sağlamak için kullanılan bir kontrolörden oluşmaktadır. Yakıt hücresi yığını, gerekli gücün 180-200 W'ını sağlarken önerilen İHA, 60 km/saat seyir hızı ile 200 m irtifaya kadar uçuş gerçekleştirmiştir. Yığın kontrolörü, yığın sıcaklığını yönetmek ve anotta hidrojen basıncını oluşturmak için hava fanlarının ve hidrojen tahliye vanasının dönüş hızını kontrol etmek için planlanmıştır. Wang ve ark. [217] İHA uygulamaları için FC hibrit tahrik sistemlerinin mevcut teknolojileri üzerine bir çalışma gerçekleştirmiştir. İHA'larda kullanılan üç tipik yakıt pili PEMFC, SOFC ve DMFC olarak belirlenerek karşılaştırılmıştır. Çalışmada PEMFC'in küçük ticari İHA'lar için en iyi itici güç adayı olacağı sonucuna ulaşılmıştır. Aguiar ve ark. [170], yüksek irtifa (50 ila 65 kft), düşük hız (Mach 0,25 ila 0,35) ve uzun süreli görevler (1 hafta) gerçekleştiren İHA'lar için sıvılaştırılmış hidrojen üzerinde çalışan birleşik bir 140 kW SOFC-GT sistemini değerlendirmiştir. Çalışmaları, bir haftalık dayanıklılık hedefini gerçekleştirmek için verimlilik artışı ve buna bağlı olarak yakıt tüketiminde azalma sağlayan alternatif güç sistemi mimarilerini araştırmayı amaçlamaktadır. Yakıt hücresi yığına gaz formunda hidrojen sağlamak için bir sıvı hidrojen tankı kullanılmıştır. Bir haftalık operasyonel dayanıklılık hedefine ulaşmak için verimliliği artırmak ve yakıt tüketimini azaltmak için farklı sistem konfigürasyon modelleri araştırılmıştır. Sistem %54,4'lük bir verimliliğe sahip olsa da uygulama için çok büyük bir kompresör gerektiğinden bahsedilmektedir. Bununla birlikte, hava ara soğutucuları ile çok yığınlı bir SOFC sistemi kullanıldığından, genel sistem verimliliğinde sonuç olarak iyi oranda bir iyileşme (üç yığınlı bir sistem için %66,3) ile birlikte kompresörün boyutunda önemli bir azalma gerçekleştirilmiştir. Yazarlar, sistemin pratik uygulamasını doğrulamak

için daha fazla araştırma yapılması gerektiğini bildirmiştir. Lapena-Rey [218] 200 V, 24 kW üretmek için elektriksel olarak seri bağlanmış iki PEMFC yığını ile çalışan küçük bir insansız hava aracı geliştirmiştir. Gerekli yakıtı sağlamak için 350 bar basınçlı hidrojen tankı ve gerekli oksitleyiciyi sağlamak için hava kompresörü kullanılmaktadır. Seyir aşamasında, PEMFC'ler tek güç kaynağı olarak hareket ederken, kalkış ve tırmanış sırasında şarj edilebilir Li-ion piller, PEMFC'lerden üretilen gücü artırmak için yardımcı bir güç kaynağı görevi görmektedir. Bradley ve ark. [202], 0,192 m² depolama hacmi kapasitesi sağlayan 310 bar sıkıştırılmış hidrojen tankına sahip insansız bir hava aracı için ana ve tek güç kaynağı olarak 500 W, 32 hücreli kendinden nemlendirmeli bir PEMFC önermiştir. Uçağın güç santrali, yakıt hücresi yığını, termal yönetim sistemi, hava ve hidrojen yönetim sistemi, hidrojen depolama ünitesi ve kontrol ünitelerinden oluşmaktadır. Tahrik sistemi ise elektrik motoru, motor kontrolörü ve pervaneden oluşmaktadır. Yakıt hücreli hava taşıtı için çok düşük olan güç-ağırlık oranı sorununun üstesinden gelmek için, geleneksel olarak güç verilen küçük hava taşıtı ile karşılaştırıldığında, önerilen yakıt hücreli hava taşıtının tamamı, düşük hızda, sabit irtifa uçuş seviyesinde çalıştırılmak üzere tasarlanmıştır. Furrutter ve Meyer [219], Horizon Fuel Cell Technologies tarafından geliştirilen 100 W'lık PEMFC kullanarak, küçük ölçekli sabit kanatlı bir İHA için ana güç kaynağı olarak bir enerji santrali sistemi tasarımı önermiştir. Gösterilen uçağın toplam ağırlığı 5,3 kg , maksimum uçuş hızı 13 m/s olmaktadır. Verstraet ve ark. [220] Horizon Energy Systems tarafından geliştirilen gelişmiş bir hibrit AeroStack güç sistemi önermiştir. Elektrikle çalışan İHA için daha yüksek dayanıklılık sağlamak için 200 W'lık bir PEMFC yığını ve onun kontrolörü, lityum-polimer pili ve güç yönetim kartından oluşmaktadır. Sonuçlar, yakıt pili güç sisteminin dinamik ve kararlı durum performansları arasında önemli bir fark olduğunu göstermiştir. Sistemde kullanılan pil, yüksek güç talebinde ve yığının dinamik yük değişikliklerine tepkisinde hayati bir rol oynayarak talep edilen yükün önemli bir bölümünü sağlayıp yakıt hücrelerini yakıt açlığından ve membran dehidrasyonundan korumaktadır. Kontrolör, yığını yüksek konsantrasyon kayıpları seviyelerinde çalışmaktan korumasının yanında, yük 50 W ile 200 W arasında değiştiğinde yığının yakıt kullanımı %90'ın üzerine ayarlanmıştır. Cooley ve ark. [221], elektrikle tahrik edilen İHA için bir hibrit SOFC yığını için bir dönüştürücünün doğrusallaştırılmasını ve geri besleme kontrol tasarımlarını araştırmıştır. Güç kaynaklarını birleştirme tekniği, tek bir güç kaynağıyla ilişkili düşük güç yoğunluğunun veya yavaş dinamik tepki gücü özelliklerinin üstesinden gelmek için benimsenmiştir. Farajollahi ve ark. [222] PEM destekli İHA itki sistemi çalışmalarında, PEMFC'de üretilen atık ısıнын geri kazanımı için karbondioksit-doğal gaz çevriminden oluşan önerilen bir hibrit sistemin

performansı değerlendirmiştir. Farklı parametrelerin önerilen çevrim performansı üzerindeki etkileri termodinamik olarak incelenmiştir. Sonuçlar, hücrenin gücünün yaklaşık %52 oranında artırılmasının genel verimlilikte bir artışa yol açtığını göstermektedir. Ayrıca, sabit bir yakıt hücresi gücünde, daha yüksek karbondioksit kütle akış hızının, türbinin çıkış gücünü düşürerek çevriminin verimliliğini azalttığından bahsedilmiştir. Örneğin, incelenen en düşük yakıt hücresi gücünde (790 kW), CO₂ kütle akış hızındaki yaklaşık %26'lık artışın, çevrim verimliliğinde yaklaşık %6,35'lik bir düşüşe neden olduğundan bahsedilmiştir. Omar [223], küçük bir İHA olan PiperCub J3 uçağının düşük uçuş irtifası için hibrit güç sisteminin performansını araştırmak için bir çalışma sunmuştur. Sistem bir elektrikli DC motorunu çalıştırmak için ana güç kaynağı olarak, birleşik 1,2 kW Nexa PEMFC yığını ve 12 voltluk şarj edilebilir pillerden oluşan güç sisteminden oluşmaktadır. Uçuş senaryosu, uçağın 10 m irtifaya çıkabilmesi ve iniş öncesinde 30 m radyal tur görevi yapabilmesi ve toplam 5 dakikalık uçuş süresi için tasarlanmıştır. Simülasyon sonuçları, hibrit güç sisteminin, %38 yakıt hücresi yığın verimliliği ve toplam hidrojen tüketimi ile farklı uçuş aşamaları (kalkış, tırmanma, seyir, alçalma ve iniş) için güç talebi ihtiyacını karşılayabileceğini ortaya koymuştur. Himansu ve ark. [224] tarafından yapılan bir NASA çalışması, yüksek irtifa (50 ila 70 kft), çok uzun süreli (10 gün veya daha fazla) görevler gerçekleştiren tamamen elektrikli bir İHA için 20 kW ve 50 kW hidrojen yakıtlı SOFC-GT sistemlerini modellemiştir. Pan ve ark. [225] büyük uçakların insansız hava araçlarından çok daha karmaşık olduğundan büyük hava araçlarının insansız hava araçlarına dönüştürülmesinde zorluklar yaşadığından bahsetmiştir. Bununla birlikte, insansız hava araçlarının büyük uçaklarla benzer düzeyde görevleri yerine getirmesi için yakıt hücrelerinin etkinleştirilmesinde hızlı başlatma özelliğinin bir gereklilik olduğundan bahsedilmiştir. Ayrıca, farklı atmosferik değişkenlerin yakıt hücresi performansı üzerindeki etkisi kapsamlı bir şekilde araştırılarak insansız hava araçları için istikrarlı güç çıkışı garanti edilmelidir. Buna ek olarak, hidrojen tüketiminin güç dağılımı ve yerine getirilmesi üzerindeki etkileri en aza indirilmelidir. Yakıt pili ile çalışan insansız hava araçlarının yaygın uygulamalarında hava aracı gereksinimlerini karşılamak için yakıt pili bileşenlerinin ağırlığının azaltılması ve güvenilirliğinin artırılması gerekliliği, hidrojen üretim oranının optimize edilerek katalizör dayanıklılığının ve reaktör tasarımının iyileştirilmesi zorunluluğu, yakıt hücresi sisteminin hızlı başlatılması ve hızlı şarjının sağlanması gibi konuların gelecekte ele alınması gerekliliğinden bahsedilmiştir. Romeo ve ark. [226], uçağın elektrik motorlarını çalıştırmak için gereken gücü üretmek üzere gün boyunca kullanılan bir güneş dizisinden oluşan entegre bir kapalı döngü güç sistemi kullanarak birkaç ay boyunca sürekli uçuşun mümkün olduğunu

bildirmiştir. Fazla güç, yeterli miktarda oksijen ve hidrojen üreten elektroliz ünitesini çalıştırmak, basınçlı halde depolamak ve gece boyunca yakıt hücresi yığını aracılığıyla yeniden kullanmak için kullanılır. Yakıt pillerinden üretilen suyun gün içinde elektrolizör tarafından depolanıp tekrar kullanılması planlanmıştır. Toghyani ve ark. [227] insansız hava araçlarının uçuş dayanıklılığını arttırılması üzerine bir çalışma gerçekleştirmiştir. Çalışmada PEMFC'lerin üstün özellikleri nedeniyle, daha uzun uçuş süresine ve daha yüksek faydalı yüke ulaşma potansiyeline sahip olduğundan bahsedilerek İHA sistemleri için hava soğutmalı PEMFC'nin sayısal değerlendirmesi, üç boyutlu (3-B), çok fazlı ve izotermal olmayan bir model kullanılarak gerçekleştirilmiştir. Ardından, tek hücreli modelleme sonuçları, bir UAV için 2,5 kW güç sağlamak üzere PEMFC yığını tasarımı üzerinden elde edilmiştir. Renau ve ark. [228], belirli aerodinamik özellikler altında, bir elektrik motoru ve 650 W güç kapasitesine ve 36,58 A akıma sahip hafif PEMFC yığını ile çalışan küçük bir İHA'nın kapasitesini belirlemek için bir çalışma sunmuştur. Çalışmada 16 kg'a kadar maksimum İHA kütlesi sunan küçük ve hafif bir İHA kullanılmıştır. Barroso ve ark. [229], düşük atmosferik sıcaklığın üstesinden gelmek için 10 km yüksekliğe çıkabilen küçük ve hafif İHA için 140 °C'nin üzerindeki çalışma sıcaklıklarında yüksek sıcaklık PEMFC yığını kullanılmasını önermiştir. Yakıt pilini üreticisinin tavsiye ettiği sıcaklığa kadar soğutmak için en uygun soğutma sistemi tasarımını belirlemek için ısı transfer katsayıları belirlenmiştir. Ancak önerilen soğutma sisteminin, tüm sisteme ekstra ağırlık ve karmaşıklık katacağı ve yakıt hücresi santralinden daha fazla güç tüketiceği sonucuna ulaşılmıştır. Bahari ve ark. [230] çalışmalarında uzun süreli görevde kullanılacak insansız hava araçları için PEMFC ve tek kademeli turboşarjlı motorlu hibrit tahrik sistemi geliştirerek optimizasyon yapmıştır. Önerilen hibrit tahrik sisteminin performansını incelemek için kapsamlı bir termodinamik analiz gerçekleştirilmiştir. Sistem için en iyi çalışma koşulunu bulmak amacıyla, çeşitli tasarım parametrelerinin sistem performansı üzerindeki etkisi analiz edilmiştir. Hibrit sistemin NSGA-II algoritması kullanılarak yapılan çok amaçlı optimizasyonu, yakıt tüketim oranını en aza indirirken tahrik sisteminde üretilen itki gücünü en üst düzeye çıkarmak için gerçekleştirilmiştir. Sonuçlar, optimize edilmiş noktada yakıt tüketim oranının ve üretilen itki gücünün sırasıyla 34,58 (mg/s) ve 69,56 (N)'a eşit olduğunu ortaya koymuştur. Önerilen yeni itki sistemi için %62,41 termal verimlilik elde edilmiştir. Hücre sayısının artırılması, üretilen itki gücünü ve sistemin verimliliğini artırırken, uçuş süresinin azalmasına ve yakıt tüketim oranını artmasına yol açmıştır. Sistemin farklı irtifalardaki performansı da incelendiğinde irtifa arttıkça, genel verimliliğinin düştüğü ve yakıt tüketim oranının arttığı sonucuna ulaşılmıştır.

Gaz türbinlerinin ve pistonlu motorların düşük verimliliği nedeniyle, özellikle küçük ölçekli İHA'lar için yakıt pillerinin, ikincil bir güç kaynağı olarak kullanılması önemli bir gelişme olarak gözükmemektedir. Mevcut pillerin enerji yoğunluğu (yani birim hacim veya ağırlık başına enerji kapasitesi), küçük bir İHA'yı uzun süre dayanacak şekilde çalıştırmak için çok düşüktür. Bir lityum polimer pil, küçük bir İHA için 60-90 dakikalık bir dayanıklılık sunabilen (200 W-saat/kg) enerji sağlayabilir. İHA'lar, kalkış ve tırmanış sırasında seyir moduna göre daha fazla güç tüketir. Yakıt hücrelerinin ve şarj edilebilir pillerin bir hibrit tahrik sistemi konfigürasyonunda birleştirilmesi, yakıt pilinin normalde seyir uçuşu için kullanıldığı İHA dayanıklılığında önemli bir artış sağlarken, yardımcı piller kalkış, tırmanma ve tırmanma için gereken ek gücü sağlar [231]. Kalkış aşaması, seyir aşamasından önemli ölçüde daha kısadır. Bu yüzden piller maksimum güç sağladıktan sonra seyir sırasında yakıt hücresi pilleri şarj edebilecektir.

2.5.3. FC-GT hibrit sistem modelleme ve simülasyon teknikleri

Daha önce de bahsedildiği üzere bir FC-GT hibrit sistemin performansı, gaz türbinlerinin ve yakıt hücrelerinin performans parametreleri ile ilgilidir. Gaz türbinleri için ana parametreler kompresör basınç oranı, gaz kütle akışı, türbin giriş sıcaklığı, yakıt kütle akışı, shaft hızı, güç ve verimlilik olmaktadır. Bir yakıt hücresinin çalışmasıyla ilgili ana parametreler ise basınç, sıcaklık, güç, verimlilik, voltaj, akım ve yakıt-oksijen kullanımı olarak belirlenebilmektedir. GT'ler ve SOFC-GT'ler gibi karmaşık termodinamik sistemleri modellemek için, sistemin çalışmasını tanımlayan bir dizi denklem tanımlanmalıdır. Kararlı çalışma noktalarını çözmek için, ek olarak birkaç (bağımsız) değişkenden oluşan bir dizi türevlenebilir fonksiyon (bağımlı koşullar) tanımlanmalıdır. Doğrusal olmayan denklem sistemlerini çözmek için sayısız çeşitlilikte birçok yöntem mevcuttur. Bu tarz matematiksel modellemelerin ve denklemlerin çözümünde bilgisayar destekli yazılımlardan ya da programlardan faydalanılması gerekmektedir. Gaz türbinleri ve yakıt hücreleri gibi karmaşık sistemlerin modelleri için, birbiriyle güçlü bir şekilde ilişkili olan ve temeldeki karmaşık hesaplamalara bağlı olan sistem düzeyindeki denklemlerin çözümlerini açıkça hesaplamak genellikle mümkün olmayacaktır [232]. Bu nedenle, bir ilk tahminle başlayan ve fonksiyon türevlerini veya bunların yaklaşımlarını kullanarak bir çözüm bulunana kadar art arda daha iyi yaklaşımları hesaplayan yöntemler gereklidir. Problemin boyutu ve dolayısıyla denklem sayısı ve fonksiyonların ve türevlerinin değerlendirilmesinin hesaplama maliyeti, çözücü seçimini etkileyen birincil faktörlerdir. Düşük fonksiyon hesaplama maliyeti olan nispeten

az denklemlili sistemler için, sonlu farklar yoluyla kısmi türev matrisi hesaplayarak güncellenen sonlu farklar Newton yöntemi gibi yöntemler tercih edilir, çünkü yineleme başına denklem başına nispeten fazla sayıda hesaplama kabul edilebilir hale getirilir [233]. Buna karşılık, yeterince büyük fonksiyon hesaplamasının çok pahalı olduğu problemler için, her yinelemede türevlerin hesaplanması istenmez. Türevleri hesaplamadan veya yaklaştırmadan güncellenen 'kesin olmayan Newton yöntemleri olarak adlandırılan yöntemler vardır [234]. Yakıt hücresi simülasyonu üç boyutlu ve zamana bağlı bir problem olmasına rağmen, uygun varsayımlarla farklı uygulamalar ve hedefler için kararlı durum, 2-D, 1-D veya 0-D problemine basitleştirilebilir. Yakıt hücresi ile sistemin geri kalanının etkileşiminin sistemin genel performansını nasıl etkileyebileceğinin vurgulandığı hibrit SOFC sistem simülasyonu oldukça önemli olmaktadır. Yakıt hücresi sistem modellemesinde, çeşitli varsayımlar ve basitleştirmeler yapılması gerekmektedir. Genel olarak sistemin yönetim denklemlerini çözmek için çeşitli programlama dillerinde veya yazılımlarında modeller geliştirilebilecektir. Yakıt pilleri söz konusu olduğunda, fiziksel gerçeklikler son derece karmaşık olduğundan temel denklemleri çıkarmak için, nihai sonuçlara yanlışlık getiren yüksek düzeyde varsayımlar ve basitleştirmeler dikkate alınmalıdır [235]. Genel olarak, bu tür modeller, hücre tasarımını ve performanslarını optimize etmek amacıyla elektrokimyasal, kimyasal, kütle aktarımına dayanan ve termal etkileşimi hesaba katmaktadır. Karmaşık ve doğrusal olmayan sistemleri çözmek için sayısal zorluklar olsa da çeşitli yazılımlarla düzenli olarak binlerce hatta milyonlarca değişkeni aynı anda ele alınarak çözüm kolaylığı elde edilebilmektedir. Karmaşık matematiksel denklem hesaplamalarını yapmak amacıyla birçok modelleme ve simülasyon yazılımı geliştirilmiştir. Yapılan literatür taraması sonucunda bunların başlıcalarından ASPEN PLUS, NPSS, Gproms (Pro Max), FORTRAN, MATLAB, NASA CEA, HYSYS, APSS, IPSE Pro, Cantera, Gasturb ve GSP olarak bahsedilebilecektir. Çizelge 2.2’de görüldüğü üzere literatürdeki birçok makaledeki çalışmada bu tarz modelleme yazılımları ve programları kullanılmıştır.

Çizelge 2.2. Hibrit sistem modellemelerinde kullanılan programlar

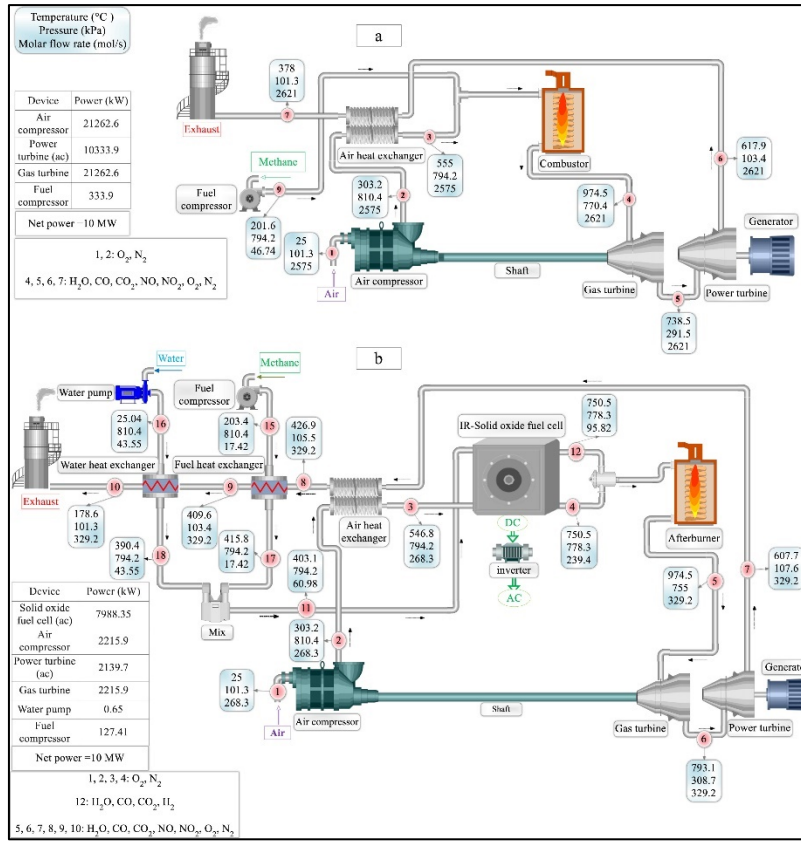
#	ASPEN PLUS	NPSS	gPROMS / Pro Max	FORT RAN	MATLAB	NASA CEA	HYSYS	Cantera	Gasturb	GSP
1	Campanari	Waters	Braun	Damo	Damo	Ghotkar	Yi	Himansu	Mehrpoo ya	Mehrpoo ya
2	Fernandes	Freeh	Aguiar	Zhang	Himansu	Freeh	Milewski	Ji	Luo	Maclay
3	Loreti	Wilson	Wilson	Bakalis	Ji	Ji	Ahmadi	Henke	Calise	Luo
4	Palsson		Barckholtz	Suther	Bao		Mehrpoo ya	Perez-Trujillo		
5	Guida				Liu		Liu			
6	Bakalis				Rotami		Ghorbani			
7					Costamagna		Choi			
8					Zhao					
9					Saisirirat					
10					Calise					

NASA'nın bir yazılımı olan NPSS kimyasal denge hesaplamaları yoluyla akış durumlarının belirlenmesini ve hesaplanmasını içeren bir yazılım olmaktadır. Modellemelerde sabit sıcaklık ve basınç, sabit entalpi ve basınç, sabit entropi ve basınç olmak üzere çok sayıda denge hesaplaması yapan Uygulamalarla Kimyasal Denge (CEA) termodinamik paketi kullanılmaktadır. Uygulamanın diğer termodinamik paket seçenekleri arasında sınırlı bir kimyasal denge hesaplaması ('JANAF' paketi) ve basit gaz özelliği araması ('GasTable' paketi) bulunmaktadır. Gasturb ve GSP ise termodinamik döngülerin gerçekçi kararlı durum simülasyonu için kullanılabilen bilgisayarlı bir süreç simülasyon yazılımı olmaktadır. Bu yazılımlarda, yerleşik ve kullanıcı tanımlı modeller, gerçek bir sistemin modelini oluşturmak için malzeme, iş ve ısı akışları ile bağlanabilir. Genellikle yapılan yayın çalışmalarında daha eski yazılımlar olan Aspen Plus, Fortran ve Matlab üzerine yoğunlaşıldığı fakat trendin yeni nesil uygulamalar olan Gasturb ve GSP gibi yeni yazılımlara doğru yöneldiği görülmektedir.

Yakıt pilinin karmaşık doğasını çözme üzerine yapılan modelleme çalışmalarına örnek olarak Mounir ve ark. [236] prototipik bir entegre düzlemsel katı oksit yakıt hücresi (IP-SOFC) yığın tasarımına (üst ve alt yüzeylere basılmış 20 entegre düzlemsel hücreden oluşan tam boyutlu bir modül) dayanan güvenilir birçok hücreli model geliştirmiştir. Model, sıcaklık ve akım yoğunluğu dağılımının, tür konsantrasyonunun ve kanalların akış özelliklerinin hesaplanmasını sağlamaktadır. Geliştirilen modelle, yazarlar termal stres analizleri gerçekleştirmiştir ve yığının hayatta kalma olasılığının yanı sıra IP-SOFC anot, elektrolit ve katotta kullanılan malzemelerin CTE (termal genleşme katsayısı) etkisini araştırmıştır. Severson ve Assadi [237] anot ve elektrolit destekli düzlemsel SOFC'ler için artık gerilimlerin analizi için yapısal bir model geliştirmiştir. İncelenebilecek sistem türleri arasında PEMFC'ler, MCFC'ler, AFC'ler ve SOFC'ler ile bunlara karşılık gelen su elektrolizör sistemleri yer almaktadır. Andersson ve ark. [238] çalışmasında gaz akışlarını (yakıt ve hava), ısı transfer mekanizmalarını, türlerin taşınmasını, elektrokimyasal kinetiği ve reform kinetiğini (hidrokarbonların kullanılması durumunda) birleştiren çok ölçekli modeller için yaklaşımlar geliştirme ihtiyacının altını çizmiştir. Dang ve ark. [239] doğal gaz ön beslemeli SOFC/MGT hibrit sistemlerinin performans analizi için sayısal bir model geliştirilmiştir. Bu modelde, boru şeklindeki SOFC içindeki hücre elektrokimyasal reaksiyonunu, ısı ve kütle transferini simüle etmek için iki boyutlu bir model oluşturulmuştur. Geliştirilen modelde SOFC ünitesi içindeki homojen olmayan sıcaklık dağılımı ve TIT ve PR'nin hibrit sistemin performansına etkileri ortaya çıkarmıştır. Daha küçük TIT veya PR değerinin seçilmesinin göreceli olarak daha yüksek sistem verimliliğine

ve daha düşük CO₂ emisyon oranına yol açacağı bulunmuştur. Buna ek olarak, SOFC/MGT hibrit sisteminin performans tahmininde kullanılan kara kutu modeli veya sıfır boyut modeli gibi geleneksel modellerin oldukça yetersiz olduğu da belirtilmiştir. Bove [54] makalesinde modelleme için 0-D yaklaşımını kullanmanın ana problemini, yakıt hücresi boyunca yakıt, hava ve egzoz gazı bileşimlerindeki değişimin ihmal olarak tanımlamıştır. Bununla birlikte, Magistri ve ark. [128] basitleştirilmiş ve ayrıntılı SOFC modellerini ve bunun hibrit sistemlerin tasarım noktası performansının tahminlerini nasıl etkilediğini incelemiştir. Hibrit sistem tasarımı ve tasarım dışı analiz için basitleştirilmiş modelin kullanılabilirliğini ve SOFC dahili davranışının tam açıklaması için ayrıntılı modelin önemini vurgulamışlardır. Safari ve ark. [240] mevcut tüm faktörleri göz önünde bulundurarak SOFC-GT'nin optimum tasarımına yaklaşmak için Çok Amaçlı Optimizasyon (MOO) sistemi kullanılan bir çalışma gerçekleştirmiştir. Çok amaçlı ve doğrusal olmayan optimizasyon problemlerini elektriksel verimlilik ve sistemin toplam çıkış gücü üzerinden çözmek için iki etkili yaklaşım olarak Parçacık Sürü Optimizasyonu (PSO) ve Genetik Algoritma (GA) denendiğinde PSO'nun hesaplama çabası açısından daha hızlı ve daha verimli olduğu sonucuna ulaşılmıştır. GA optimizasyon yöntemi kullanılarak 410 kW'lık maksimum güce %64'lük bir verimlilikle ulaşılırken, PSO yönteminde maksimum 58,9 verimlilikte 419,19 kW'lık güce ve %59'luk bir verimlilik değerine ulaşılmıştır. Saisirirat [241] yapmış olduğu çalışmada MATLAB kodları aracılığıyla hibrit SOFC-GT güç sistemi modelleri geliştirilmiştir. Yakıt hücresi performansının, giriş akışlarının ön ısıtmasına bağlı olan çalışma sıcaklığının güçlü bir fonksiyonu olduğu ve dolayısıyla ısı eşanjörü özellikleri hava kütle akış hızıyla değiştirildiğinde, çevrim performansının arttığı sonucuna ulaşılmıştır. Buna ek olarak çevrim performansını sınırlayan parametreler SOFC sıcaklığı, türbin giriş sıcaklığı ve egzoz sıcaklığı olarak belirtilmiştir. Suther ve ark. [77] ticari bir süreç simülasyon yazılımı Aspen Plus kullanarak bir hibrit SOFC-GT döngüsünün kararlı durum termodinamik modelini geliştirmiştir. Hibrit çevrim modelleri, 0-D makro seviyesi SOFC modelini içerdiğinden bu yazılımda yerleşik bir SOFC modeli bulunmamaktadır. Bu nedenle, ilk olarak Aspen Plus'ta kullanıcı tanımlı model olarak Fortran programlama dilini kullanarak bir SOFC yığınının 0-D modelini geliştirmişlerdir. Ghorbani ve ark. [242] IRSOFC-GT Organik Rankine Çevrimi (ORC) sisteminin optimum tasarımını ve analizini incelemiştir. Bu entegre sistemin analizi MATLAB'da bilgisayar kodu kullanılarak gerçekleştirilmiştir. Önerilen sistem için optimum tasarım değişkenlerini bulmak amacıyla toplam ekserji verimliliğinin maksimizasyonuna ve toplam ekserjetik maliyet oranı ile toplam ekserjetik çevresel etkilerin minimizasyonuna dayanan Çok Amaçlı Su Çevrimi Algoritması uygulanmıştır. Sonuçlar,

R407C'nin en iyi termodinamik performansa sahip olduğunu ve bu organik akışkanla önerilen optimum sistem için toplam enerji ve ekserji verimliliklerinin sırasıyla %49,42 ve %46,83 olduğunu göstermiştir. Zhao ve ark.'ın [243] makalesinde ortam basınçlı SOFC-GT hibrit enerji santralinde yakıt hücresi, gaz türbini ve diğer bileşenlerin optimum entegrasyonunun kapsamlı bir şekilde anlaşılması için MATLAB kullanılarak geliştirilen bir optimizasyon algoritması ile sentez gazı beslemeli SOFC modelinin termodinamik modelleme ve optimizasyonu gerçekleştirilmiştir. Yakıt hücresinin akım yoğunluğu, çalışma sıcaklığı, yakıt kullanımı ve sıcaklık gradyanının yanı sıra gaz türbini çevriminin izentropik verimleri ve sıcaklık oranı ile alt sistemler arasındaki ısı transferiyle ilgili üç parametrenin tümü kontrol edilebilir değişkenler olarak ayarlanmıştır. Potansiyel olarak 2000 ila 2500 W arasında boyutlandırılan hibrit sistemlerin performans verimlerinin %50 ila %60 arasında değişen verimlilikleri olduğundan bahsedilmiştir. Perez-Trujillo ve ark.'nın [244] çalışmasında, bir mikro gaz türbini (MGT) ile hibritlenen MCFC ve SOFC yığınlarının karşılaştırması yapılmıştır. Analiz için, yığınlara yapılan yakıt beslemesinin analiz edilen tüm koşullarda sabit olduğu varsayılmıştır. Sistemin bileşenleri, yakıt pili yığınının çalışmasını sürdürmek için gereken termal koşulları karşılamak üzere termodinamiğin birinci yasası kullanılarak boyutlandırılırken, bileşenleri tersinmezlikler açısından değerlendirmek için bir ekserjetik analiz uygulanmıştır. Bu analiz ve optimizasyon çalışmasında Cantera programından ve yazılım kütüphanesinden yararlanıldığından ve bilgisayar destekli modellemenin öneminden bahsedilmiştir. Hasanzadeh ve ark. [245] simülasyon çalışmasında 10 MW SOFC-GT hibrit sistemi üzerinde enerji, ekserji, eksergo-ekonomik ve çevresel kriterlere dayalı kapsamlı bir karşılaştırma analizi yapılmıştır. Karşılaştırma analizi için parametrik davranış ve optimum koşulları kapsayan üç farklı senaryo dikkate alınmıştır. Sistemleri modellemek için uygun bir yapay sinir ağı (YSA) kullanılmış ve daha sonra elde edilen YSA'lar Grey Wolf Optimizerine tanıtılmıştır. Grey Wolf Optimizeri kullanılarak, ekserji verimliliği, CO₂ emisyonu ve birim ürün maliyeti hedefler olarak dikkate alınarak çok amaçlı bir optimizasyon problemi çözülmüştür. Optimizasyon sonrasında, SOFC-GT ekserji verimliliği ve CO₂ emisyonu sırasıyla %68,5 ve 277,7 kg/MWh ve olarak elde edilirken, GT için bu değerler sırasıyla %32,38 ve 588,4 kg/MWh olmuştur.



Şekil 2.14. Hasanzadeh'in çalışmasındaki hibrit sistem şemaları [245]

3. METODOLOJİ

Yakıt Pili sistemlerinin çeşitleri (Borusal, Tübüler, Düzlemsel), türleri (SOFC, PEMFC, MCFC...), modellemeleri, üzerinde yapılan geliştirmeler ve tasarım zorlukları literatürde kapsamlı şekilde araştırılmıştır. Birçok yakıt piliyle sistem hibritlemesi yapılacağından genel olarak bütün türlerle ilgili bilgi sahibi olunması amaçlanmıştır. Modelleme yöntemleri literatürdeki makalelerden incelenerek konuda bilgi sahibi olunmuştur. Genellikle yayınlanan makalelerin çoğunda Katı Oksit Yakıt Pili (SOFC) ve Proton Değişim Membranlı Yakıt Pili (PEMFC) kullanıldığı tespit edilmiştir. İki yakıt pili tipinin de avantajları ve dezavantajları detaylı bir şekilde anlatılmıştır. İncelenen birçok makalede SOFC yakıt pilinin daha çok tercih edildiği görülmüştür. Bu sistemlerde yakıt piline yakıttan hidrojen sağlamak amacıyla reformer kullanıldığı ya da su üretiminin yapıldığı çeşitli düzen önermeleri detaylıca incelenmiştir. Sonrasında literatürdeki şimdiye kadarki tüm sanayi tipi ve havacılık sektöründeki Yakıt Pili – Gaz Türbini hibrit sistemlerinin literatür araştırılması yapılmıştır. FC-GT hibrit sistemleri ile alakalı makalelerin çoğunlukla sanayi tipi çevrimli santrallerde olduğu görülmüştür. Havacılık sektöründeki makaleler ve çalışmalar henüz yeni bir teknoloji olduğundan sanayi tipine göre oldukça azdır. Bundan yola çıkılarak sanayi tipi hibrit FC-GT sistemleri üzerindeki yapılan hibritleme çalışmaları kapsamlı şekilde kategorize edilmiştir. Bu çalışmalardaki hibritleme yöntemlerinin havacılık sektöründeki çalışmada kullanılması mümkün olabileceğinden bu kapsamda bir çalışma ele alınmıştır.

Genel olarak FC-GT Hibrit sistemlerinin sınıflandırılması hibritleme sistemlerine göre araştırılarak bir sınıflandırma şeması oluşturulmuştur. Hibritleme yöntemleri ve çeşitleri literatürdeki çok sayıda makale incelenerek derlenmiştir. Buna ek olarak kontrol stratejileri ve son dönemdeki geliştirme açısından yapılan Ar-Ge çalışmalarının araştırması da yapılmıştır. Genel olarak detaylıca her aşamasındaki makalelerin incelendiği bu sınıflama şeması şu şekilde olmaktadır.

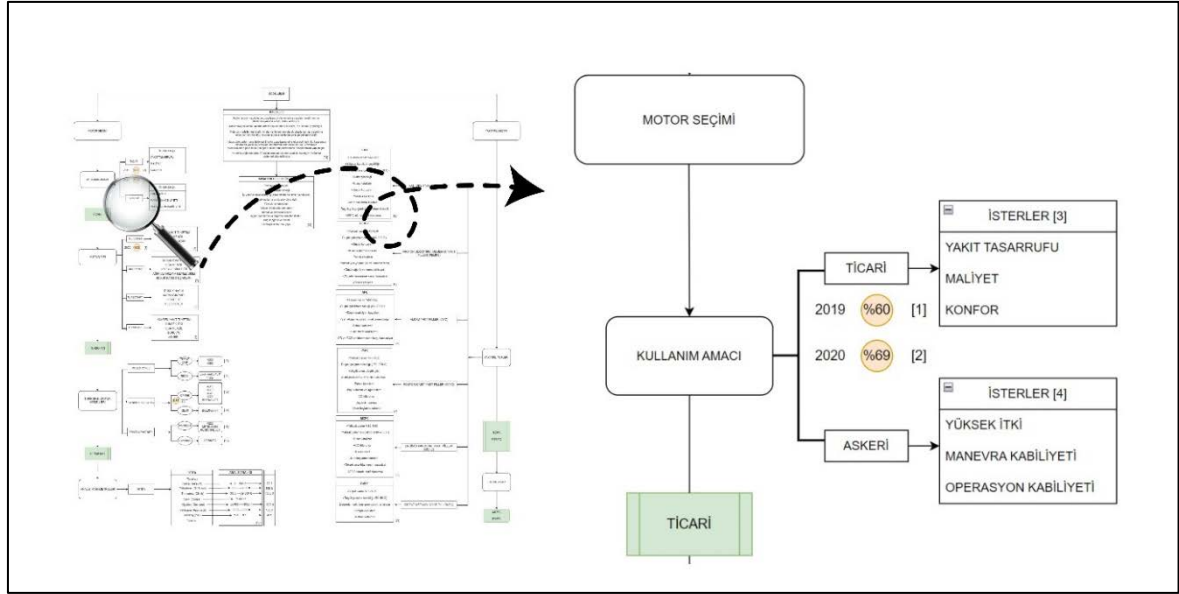
Havacılık sektöründeki FC-GT hibritlemeleri genel olarak yüksek güç isterli uçaklar için yardımcı güç (APU), İnsansız Hava Araçlarında yardımcı güç ya da roket itki sistemlerinde ana yardımcı güç olarak yapılmıştır. Bu alanlardaki çalışmalar da kapsamlı şekilde incelenmiştir. Araştırmalar, modellemeler, modelleme çözüm yöntemleri, hedef-yaklaşımlar, tasarım ve hibritleme zorlukları, hibrit sistem karakterizasyonu ve kontrolü, hibrit sistemlerde itki ve itkide entegrasyon çeşitleri kapsamlı şekilde çok sayıda makale

incelenerek araştırılmıştır. Bu araştırmalar sonucunda makaleleri karşılaştırmalı olarak sunacak bir kategorize etme çalışması yapılmıştır. Excel’de hazırlanan bu karşılaştırma şeması oldukça kapsamlı olduğundan tezde literatür taraması kısmında bölünmüş tablolar şeklinde kullanılmıştır. Burada detaylı karşılaştırma parametreleri olarak aşağıdaki parametreler kullanılmıştır.

Yazar Adı	Kullanılan Alan	Hibrit Tipi	Simulasyon Aracı	Gaz Türbini Türü
Yakıt Pili Türü	Yakıt Türü	APU Gücü	Türbin Gücü	Toplam Güç
APU Ağırlığı	Türbin Ağırlığı	Toplam Ağırlığı	APU'suz Verim	APU'lu Verim

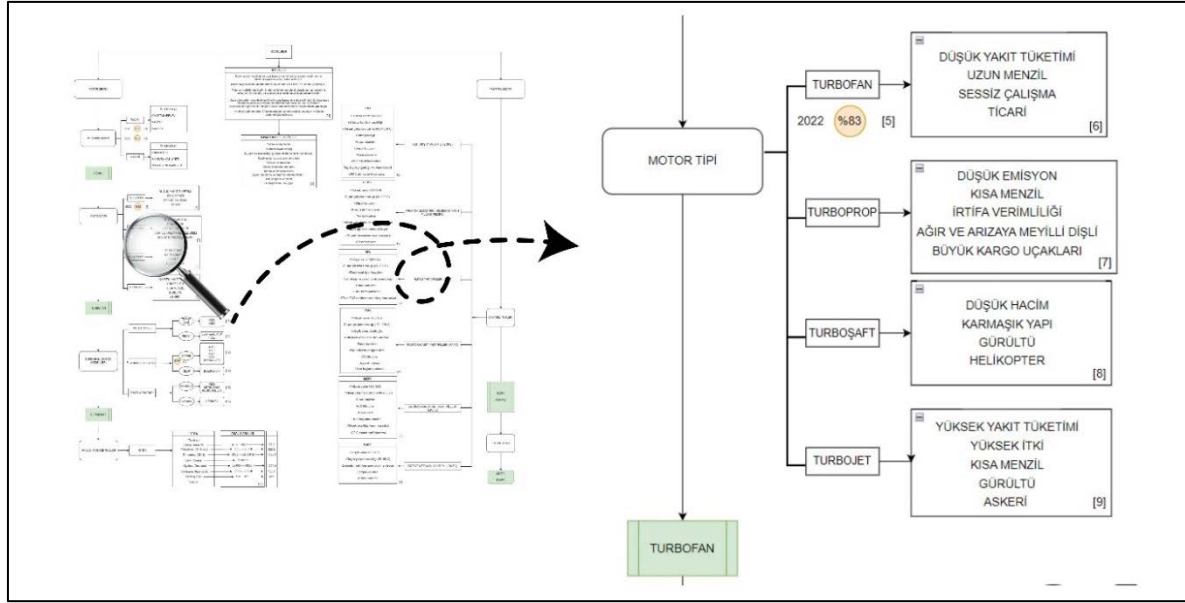
Şekil 3.1. FC-GT hibrit sistem karşılaştırma parametreleri

Yer tipi hibrit sistemlerinin havacılık sektöründe yapılacak olan çalışmaya entegre edilebileceği birkaç ortak makale vasıtasıyla görülmüştür. Burada yer tipi hibrit FC-GT sistem modellemeleriyle, havacılıktaki modelleme sistemleri arasındaki temel fark ağırlık unsuru olmaktadır. Havacılık sektöründe yakıt tüketimi açısından her ağırlık bir dezavantaj olsa da yakıt pilinden sağlanan enerji sayesinde bu durumun avantaja çevrilmesi gerekmektedir. Literatürdeki makalelere bakıldığında verimlilik açısından mantıklı olduğu açıkça görülmektedir fakat buradaki yakıt pili hibritlemesinde ağırlığın ve itki gücünün belirlenmesinin tasarımda önemli olduğu görülmüştür. Hibritleme yöntemleri değerlendirilirken bu iki unsur öncelikli olarak göz önüne alınmıştır. Modelleme ve optimizasyon çalışmasında tercih edilecek olan motorun türünün, yakıt pillerinin, havacılık kabullerinin, modelleme parametrelerinin ve yöntemlerinin belirlenmesi amacıyla kapsamlı ve detaylı bir akış şeması oluşturulmuştur.



Şekil 3.3. FC-GT hibrit sistem kapsamlı akış şeması motor kullanım amacı seçimi

Ticari tip havacılık uygulamaları incelendiğinde ise ticari tip uçaklar için genellikle %83 oranında turbofan motorunun kullanıldığı sonucuna ulaşılmıştır [247]. Turbofan motorların düşük yakıt tüketimine, uzun menzil ve görece sessiz çalışma şartlarına sahip olması gibi kilit özellikleri ticari uçaklarda yaygın olarak kullanılmalarını sağlamıştır [19]. Turboprop motorlar ise düşük emisyon ve irtifa verimliliği gibi avantajlara sahip olmasının yanı sıra kısa menzile sahip olma ve gürültülü çalışma şartları sebebiyle genel olarak büyük kargo uçaklarında tercih edilmektedirler [22]. Turboşaft motorlar ise düşük hacme sahip olsalar da karmaşık bir tasarıma ve gürültülü çalışma şartlarına sahip olduklarından genellikle helikopter itki sistemleri olarak kullanılmaktadırlar [24]. Bir diğer motor tipi olan Turbojet motorlar ise yüksek itki, yüksek yakıt tüketimi gibi avantajlar sağlasalar da gürültülü çalışma ve kısa menzile sahip olma gibi dezavantajları sebebiyle askeri uçaklarda tercih edilmektedirler [2]. Çalışma kapsamında ticari uçaklarda yaygın kullanımı ve sunduğu özellikler göz önüne alınarak Turbofan motor üzerinde çalışılmıştır.

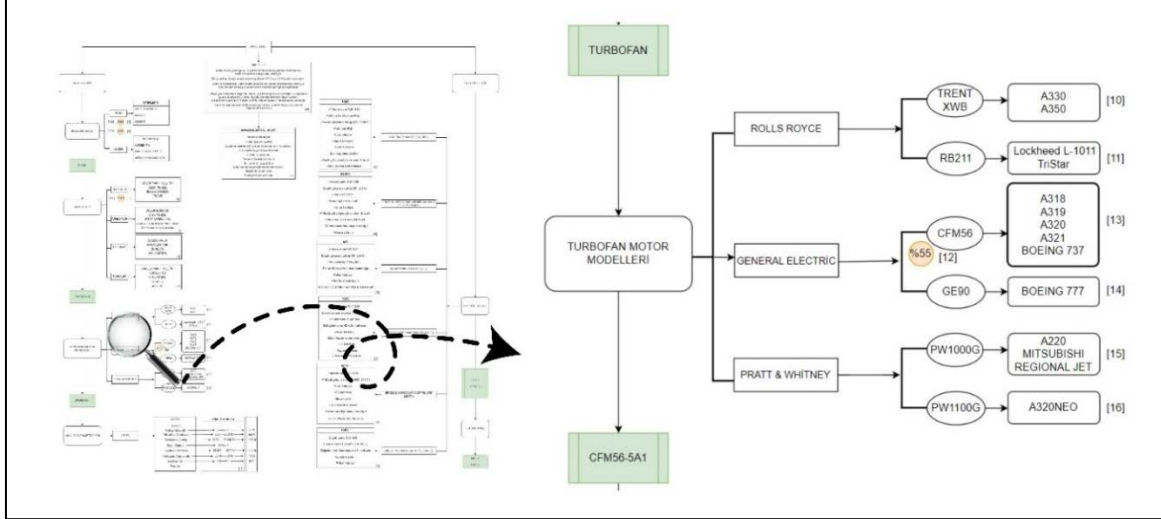


Şekil 3.4. FC-GT hibrit sistem kapsamlı akış şeması motor tipi seçimi

Genellikle çalışmalarda yaygın olarak kullanılan Boeing (737, 777 ve 787) ve Airbus (A320 ve A330) gibi bazı büyük uçaklarda hibrit APU'ların gücü 50 ila 972 kW arasında bahsedilmiştir. Makaleler genel olarak hibrit APU'nun ağırlığından, 250 kg ile 5000 kg arasında bahsetmiştir. Yayınların çoğu, genellikle 400 kW'ın üzerindeki gücü ve dolayısıyla uzun menzilli görevleri hedefleyen büyük uçaklara uygulama için FC-GT hibrit sistemini incelemektedir. Bazıları 400 kW'a kadar güce ihtiyaç duyan kısa menzilli görevleri yerine getiren uçakları incelerken, diğerleri SOFC hibrit sisteminin bölgesel nakliye uçaklarına uygulanmasını veya 30 kW ile 250 kW arasında güce ihtiyaç duyan tamamen elektrikli insansız hava araçlarına (İHA) enerji sağlamak için olan tasarımlara odaklanmıştır. Motor seçimi konusunda araştırılan makaleler doğrultusunda makalelerin genel olarak uçaklarda yüksek itki gücüne sahip Turbofan motorlara odaklandığı görülmektedir [248].

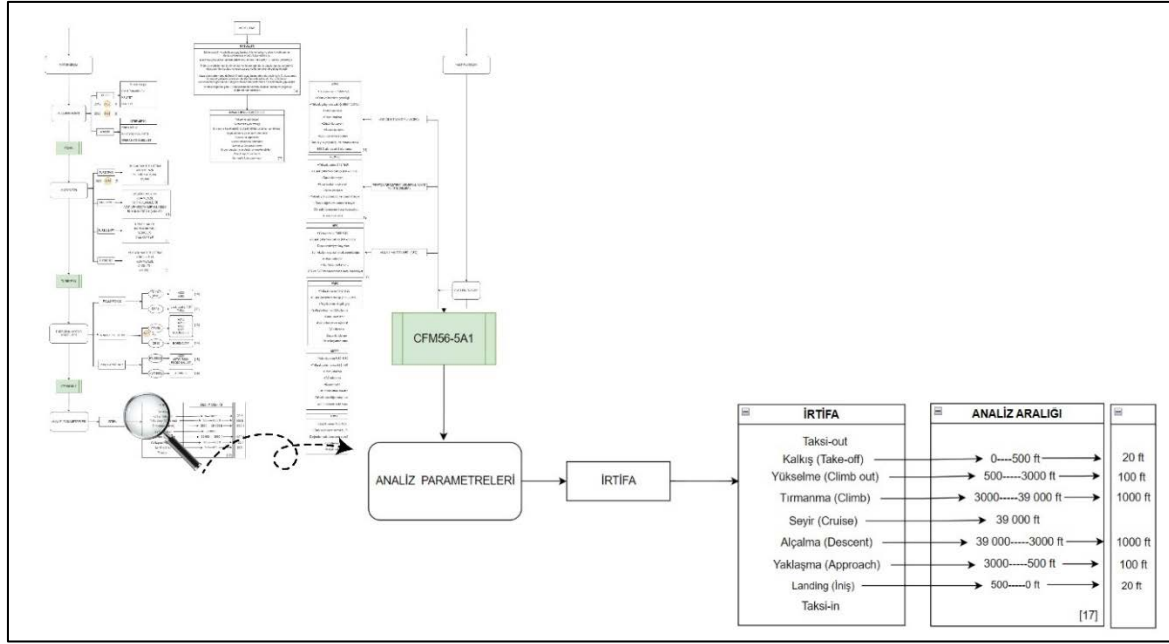
Genellikle Airbus ve Boeing firmalarının uçakları incelendiğinde en çok kullanılan motorun CFM-56 olduğu görülmektedir [249]. CFM-56 motorunun 30'dan fazla türde üretimi ve tasarımı yapıldığından havacılık sektörüne önemli bir opsiyon sunmaktadır. Hibrit sistem üzerine yapılacak olan çalışmada bütün özellikleri ve deneysel verileri ICAO tarafından paylaşılan General Elektrik motoru olan turbofan tipi CFM56 motorunun kullanılmasına karar verilmiştir. Bunun arkasındaki ana sebeplerden ilki bu motorun farklı tasarımlarının ticari uçakların tamamının %55'i gibi yüksek bir yüzdesinde kullanılması olmaktadır. Tez kapsamında ticari havacılıkta yaygın olarak tercih edilen Airbus'a ait

A318,A319,A320,A321 ve Boeing firmasına ait Boeing 737 uçaklarında kullanılmakta olan CFM56 motoru modellenmiştir [250]. Bu motora çeşit olması için üretilmiş olan 20’den fazla türde motor arasından teknik verileri Luftansa Havayolları tarafından paylaşılan CFM56-5A1 motoru üzerinde modelleme ve performans hesapları yapılması planlanmıştır.



Şekil 3.5. FC-GT hibrit sistem kapsamlı akış şeması turbofan motor türü seçimi

2 spool (unmixed flow with booster) turbofan özelliklerine sahip olan bu motora ait olan ölçülendirme verileri ve test anındaki deneysel elde edilen özgül yakıt tüketimi ve itki gibi değerler, Gasturb programı üzerinden yapılan ölçek modelleme ile yapılan test sonucunda elde edilmiştir. Gasturb’deki modelleme sonucunda deneysel olarak verilen özgül yakıt tüketimi ve itki değerlerine ulaşılmıştır. ICAO tarafından bu motorlara ait bypass oranı, basınç oranı, güç çıkışı gibi değerler paylaşılmaktadır [251]. Test verileri belirli olan ve havacılıkta yaygın olarak kullanılan bu motorun da her bir irtifaya ve uçuş fazına göre performans modellemesi ve optimizasyonu yapılmasına da karar verilmiştir.

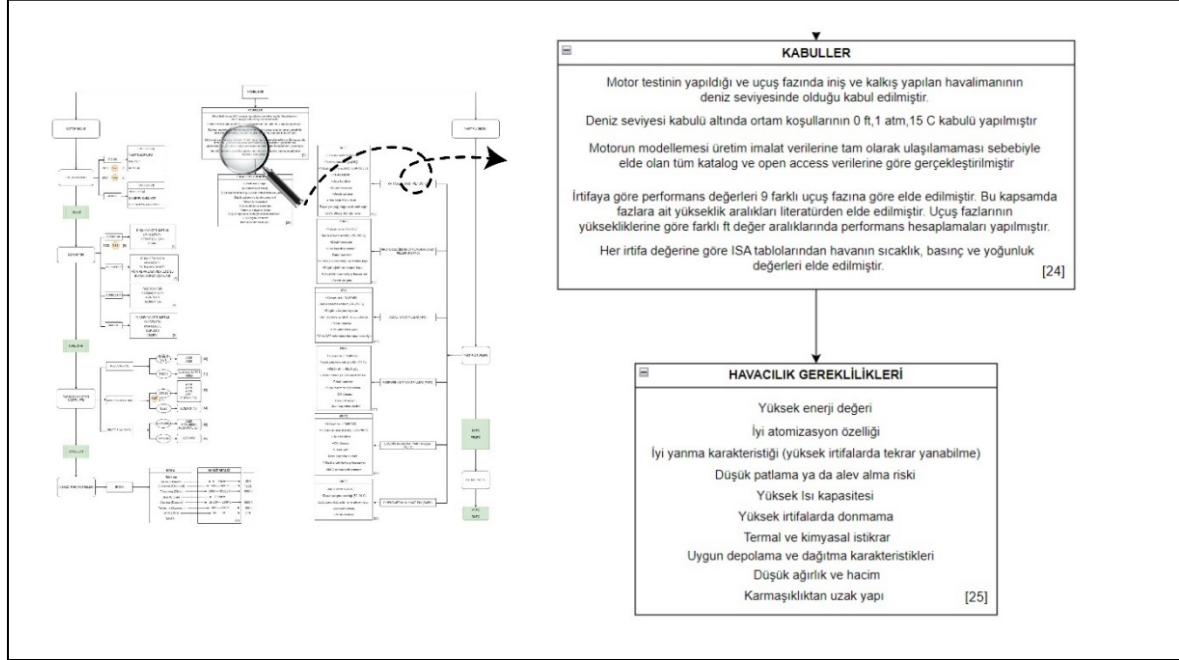


Şekil 3.6. FC-GT hibrit sistem kapsamlı akış şeması analiz parametreleri

FC-GT hibrit sistemlerin uçaklarda yardımcı güç üniteleri (APU'lar) olarak kullanılmasının fizibilitesini belirlemek oldukça önemli olmaktadır. Bu amaca ulaşmak için havacılığa özel tasarlanmış bir FC-GT tasarım modelinin optimal konfigürasyonunu belirlemek ve geliştirmek oldukça önemlidir. Buna ek olarak, uçak yüklerini ve koşullarını simüle etmek için dinamik bir FC-GT modeli kullanmak ve fayda/zarar fizibilitesini belirlemek oldukça önemli olmaktadır [112]. Literatürdeki makalelere bakıldığında yakıt pili hibrit sisteminin verimlilik açısından mantıklı olduğu açıkça görülmektedir. Fakat buradaki yakıt pili hibritlemesinde ağırlığın, özgül yakıt tüketiminin ve itki gücünün belirlenmesinin tasarımda önemli olduğu görülmüştür [3].

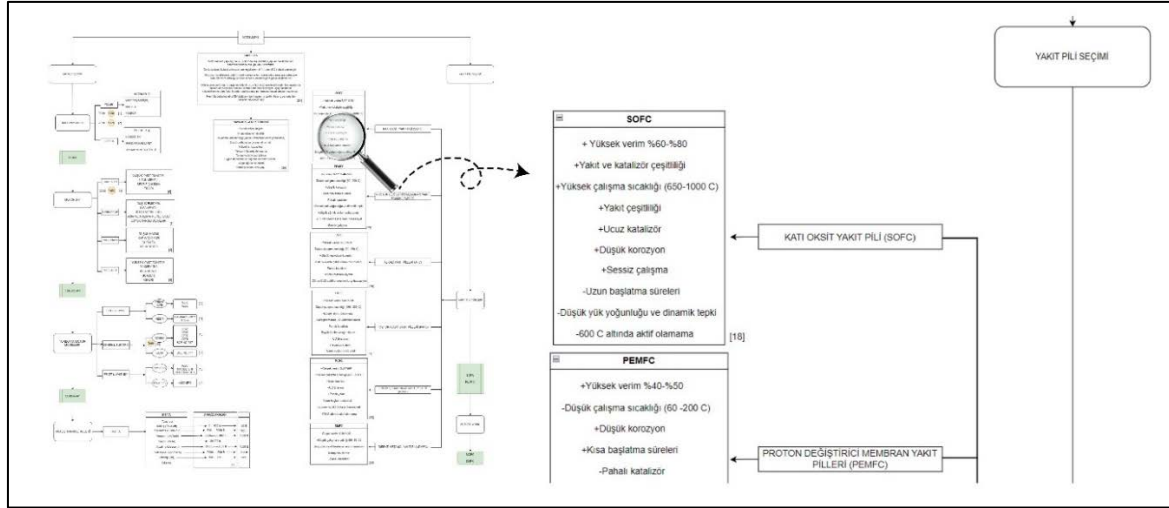
Literatürdeki çalışmalara benzer şekilde çeşitli sistem modelleme kabulleri gerçekleştirilmiştir. Şekil 3.7.'de de görüldüğü üzere bu kabuller, motor testinin yapıldığı havalimanının deniz seviyesinde kabulü, deniz seviyesi kabulü altında ortam koşul kabulleri, motor modellemesinde katalog değerleri kullanılması, 9 uçuş fazı feet aralıklarının literatüre göre kabulü ve her irtifa değerine göre hava özellik değerlerinin kabulü olmaktadır. Yakıt pili seçim kriterleri olarak literatürdeki havacılıkta kullanılan alet, makine ya da parçalar için belirlenmiş olan havacılık gereklilikleri göz önünde bulundurulmuştur. Şekil 3.7.'de de görülen bu havacılık gereklilikleri [252] yüksek enerji değeri, iyi atomizasyon özelliği, iyi yanma karakteristiği (yüksek irtifalarda tekrar yanabilme), düşük patlama ya da alev alma

riski, yüksek ısı kapasitesi, yüksek irtifalarda donmama, termal ve kimyasal istikrar, uygun depolama ve dağıtma karakteristikleri, düşük ağırlık ve hacim ve karmaşıklıktan uzak yapı olmaktadır.



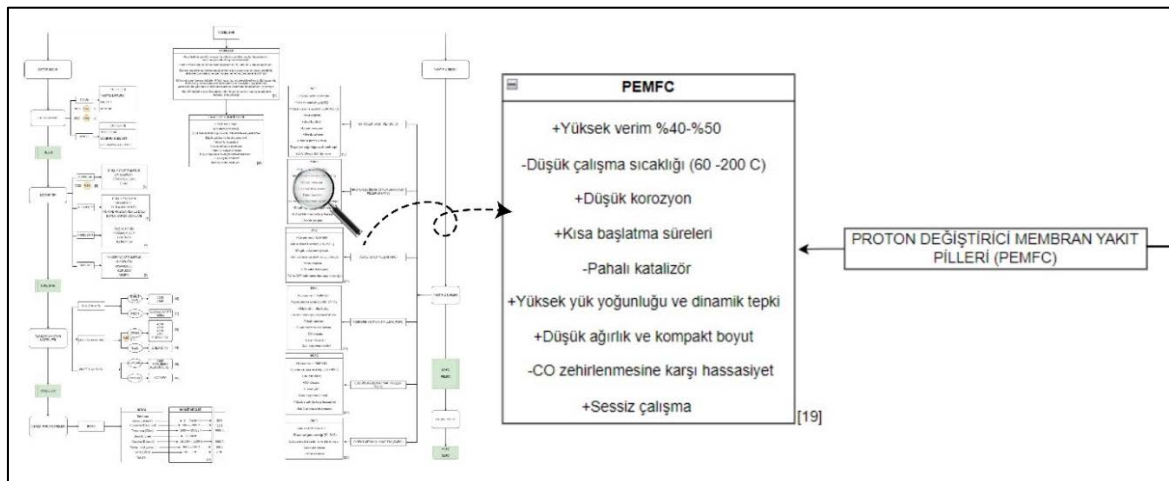
Şekil 3.7. FC-GT hibrit sistem kapsamlı akış şeması kabuller ve gereklilikler

Yapılan araştırmalara göre havacılık uygulamalarında APU olarak kullanılabilecek yakıt pilleri incelendiğinde Proton Geçirgen Membranlı Yakıt Hücreleri (PEMFC) [86], Katı Oksit Yakıt Hücreleri (SOFC) [17], Eriyik Karbonat Yakıt Hücreleri (MCFC) [29], Doğrudan Metanol Yakıt Hücresi (DMFC) [253] yakıt pillerinin havacılık uygulamalarına elverişli oldukları bulunmuştur. SOFC'ler havacılık hibrit sistemleri için %60-80'e varan yüksek verimliliğe sahip olma, yakıt ve katalizör çeşitliliği sunma, yüksek çalışma sıcaklıklarında (650 – 1000 °C) çalışabilme, ucuz katalizör imkanı sunma, düşük korozyon değerlerine sahip olma, sessiz çalışabilme gibi avantajlar sağlamaktadır. Buna karşı uzun başlatma süreleri, düşük güç yoğunluğu ve düşük dinamik tepki ve belirli sıcaklıkların altında aktif olamama gibi dezavantajlarının da havacılık sistemi modellemesinde göz önüne alınması gerekmektedir. Fakat dezavantaj ve avantajlar göz önüne alındığında havacılık hibrit sisteminde kullanılmasının uygun olduğu görülmektedir.



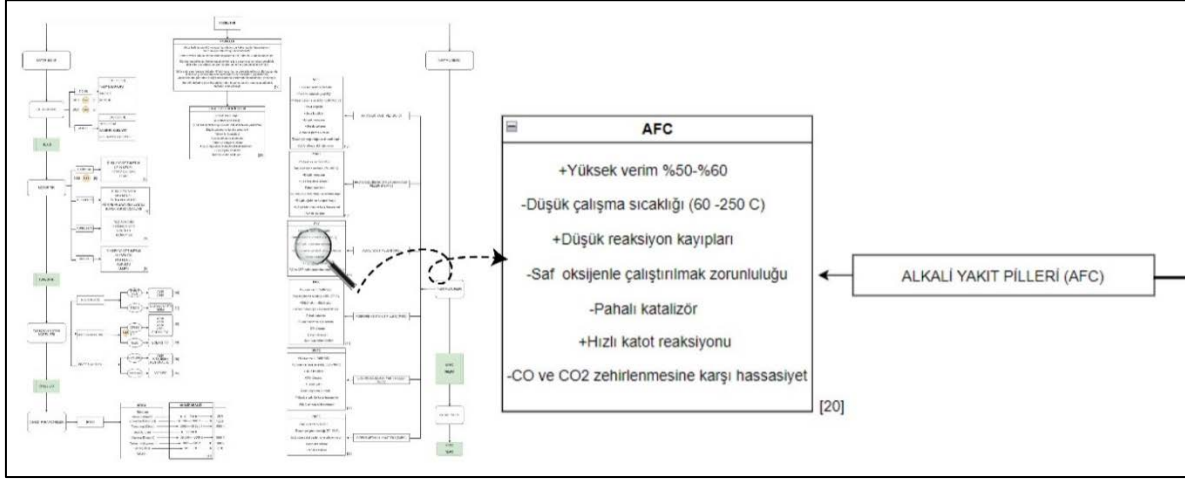
Şekil 3.8. FC-GT hibrit sistem kapsamlı akış şeması SOFC yakıt pili

PEMFC'ler ise havacılık hibrit sistemleri için %50'ye varan yüksek verimlilik, düşük korozyon imkanı sunma, kısa başlatma sürelerine sahip olma, yüksek yük yoğunluğu ve dinamik tepki, düşük ağırlık ve kompakt boyuta sahip olma, sessiz çalışma gibi avantajlar sunmaktadır [211]. Fakat bunların yanısıra pahalı katalizöre sahip olma, düşük sıcaklıklarda çalışabilme ve CO zehirlenmesine karşı hassasiyet gibi havacılık sektörü için önemli sayılabilecek dezavantajlarının da modellemede dikkate alınması gerekmektedir. Dezavantajlar ve avantajlar göz önüne alındığında PEMFC'lerin havacılık hibrit sisteminde kullanılmasının uygun olduğu görülmektedir.



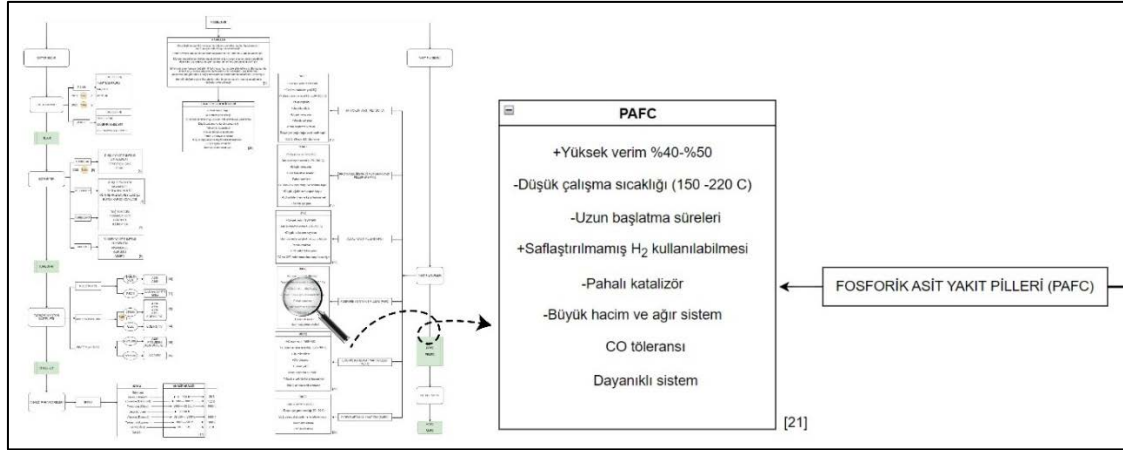
Şekil 3.9. FC-GT hibrit sistem kapsamlı akış şeması PEMFC yakıt pili

AFC'ler ise yüksek verimde çalışabilme, düşük reaksiyon kayıpları, hızlı katot reaksiyonu gibi avantajlara sahipken, düşük çalışma sıcaklıklarında çalışabilme, saf oksijenle çalıştırılma zorunluluğu, pahalı katalizör, CO ve CO₂ zehirlenmesine karşı hassasiyet gibi dezavantajlara sahip olmaktadır [30]. Bu bağlamda AFC'lerin havacılık hibrit sisteminde kullanılmasının uygun olmadığı görülmektedir.



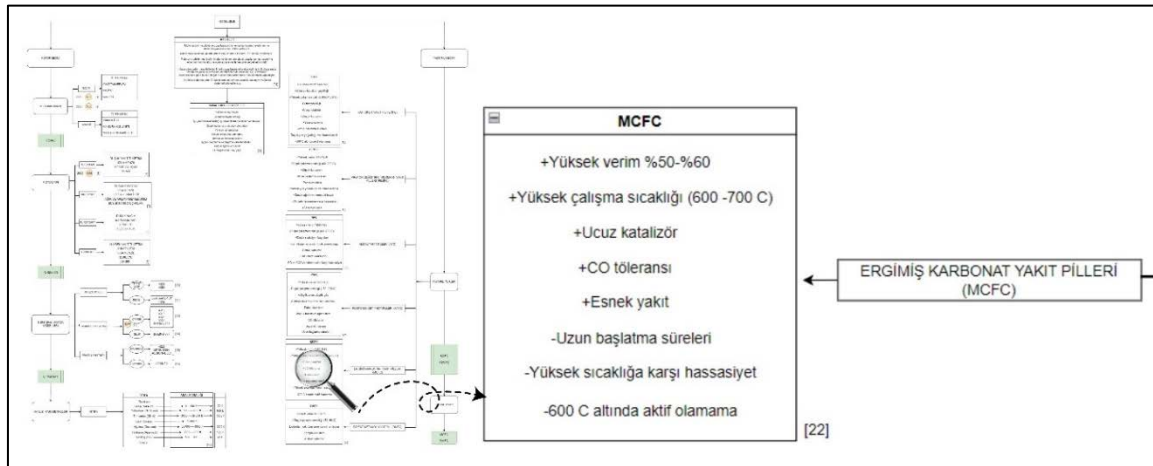
Şekil 3.10. FC-GT hibrit sistem kapsamlı akış şeması AFC yakıt pili

PAFC'ler ise yüksek verimde çalışabilme, saflaştırılmamış H₂ kullanabilme, CO toleransı sağlama ve dayanıklı sistem imkanı sunma gibi avantajlara sahipken, düşük çalışma sıcaklıklarında çalışabilme, pahalı katalizör, uzun başlatma süresine sahip olma ve büyük hacim ve ağırlığa sahip olma gibi dezavantajlara sahip olmaktadır [254]. Bu bağlamda özellikle ağırlık ve hacim faktörü düşünüldüğünde PAFC'lerin havacılık hibrit sisteminde kullanılmasının uygun olmadığı görülmektedir.



Şekil 3.11. FC-GT hibrit sistem kapsamlı akış şeması PAFC yakıt pili

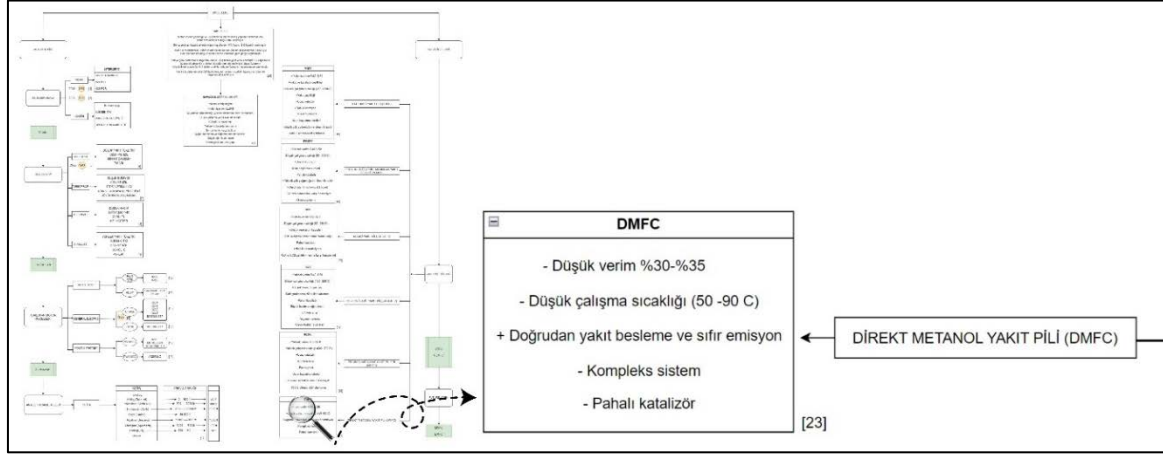
MCFC'ler ise yüksek verimde çalışabilme, yüksek çalışma sıcaklıklarında çalışabilme, ucuz katalizör, esnek yakıt imkanı, CO toleransı sağlama gibi avantajlara sahipken uzun başlatma süresine sahip olma, aşırı yüksek sıcaklıklara hassasiyet ve belirli sıcaklıkların altında aktif olamama gibi dezavantajlara sahip olmaktadır [44]. Dezavantajlar ve avantajlar göz önüne alındığında MCFC'lerin havacılık hibrit sisteminde kullanılmasının uygun olduğu görülmektedir.



Şekil 3.12. FC-GT hibrit sistem kapsamlı akış şeması MCFC yakıt pili

DMFC'ler ise düşük verim değerlerine sahip olma, düşük çalışma sıcaklıklarında çalışma, kompleks sistem ve pahalı katalizör gibi dezavantajlarına rağmen doğrudan yakıt besleme ve sıfır emisyon sunma gibi havacılık ve sürdürülebilir bir gelecek açısından önemli bir avantaja sahiptir [253]. Şu aşamada havacılık sistemlerinde hibrit olarak kullanılması avantajlı ve uygun gözükme de sunabileceği sıfır emisyon ve doğrudan yakıt besleme

avantajları nedeniyle ilerleyen süreçte ve gelişen teknolojiyle birlikte bu sistemin de ilerleyen çalışmalarda kullanılmasına karar verilmiştir.



Şekil 3.13. FC-GT hibrit sistem kapsamlı akış şeması DMFC yakıt pili

Literatür taramasına göre de her çalışmada genel olarak sadece bir uçuş fazına odaklanıldığı ve tüm uçuş fazları üzerinden farklı yakıt pilleri ile bir optimizasyon çalışması yapılmadığı görülmektedir. Bu durum literatürde bu alanda önemli bir boşluk olduğunu açıkça belirtmektedir. Genellikle yayınlanan makalelerin çoğunda SOFC ve PEMFC kullanıldığı tespit edilmiştir. Buna ek olarak havacılıkta kullanılabilecek olan MCFC, DMFC yakıt pilleriyle de bir hibritleme yapılacağı görülmektedir. Hibritleme daha önceden de bahsedildiği üzere MATLAB üzerinden ve literatürden alınan deneysel verileri hazır olan yakıt pili ve yardımcı sistemlerinin tekrardan ölçeklendirilip modellenmesiyle yapılması planlanmıştır.

Kapsamlı literatür taraması sonucu oluşturulan akış şemasıyla karar verilmiş olan turbofan motoru (CFM56-5A1) Gasturb programında modellenerek performans çıktıları elde edilmiştir. Bu aşamadan sonra genel havacılık literatüründe maksimum uçuş yüksekliği 39.000 feet [255] olduğundan 0 – 39.000 ft arasındaki irtifa değerlerine göre motor modellemesi yapılarak çeşitli iterasyonlarla irtifa koşullarına göre motorun performans optimizasyonu çalışması yapılması planlanmıştır. Uçuş performans ölçümleri 9 aşamadan oluşan uçuş fazlarına [256] bölünmüştür. Bu fazlar taksi-out, kalkış, yükselme, tırmanma, seyir, alçalma, yaklaşma, iniş ve taksi-in olmaktadır. Fazlar için irtifa aralıkları akış şemasında da gösterildiği gibi literatürdeki makaleler incelenerek belirlenmiştir. Modellenen turbofan motorunun performans parametrelerinin çıkarılması sonrasında belirlenen yakıt

pilleri üzerinden hibritleme çalışması gerçekleştirilerek, benzer şekilde uçuş fazlarına göre belirli yükseklik değer aralıklarında her bir uçuş fazı için hibritleme yapılarak optimizasyon yapılmıştır. Bu hibritleme ve performans hesaplarında yakıt pilinden elde edilen gücün hangi fazda (LTO döngüsüne göre) kullanılacağı çeşitli senaryolarla denenerek modellemede bir optimizasyon işlemi gerçekleştirilmiştir. İncelenen makalelerde farklı kullanım senaryoları gözükmüş olsa da özellikle seyir aşamasında motor gücünün kesilerek iklimlendirme, ısıtma ya da uçak içi servisler gibi gerekli yerlerde yakıt pilinin kullanıldığı senaryo ön plana çıkmaktadır. Normalde sabit değerler olan LTO çevrimi için motorun itki değerleri, modellenen motor için yakıt pili çeşitleriyle hibritlenerek ve tasarlanan motor tasarımında performans hesaplamaları yapılarak hesaplanmıştır. Modellemesi yapılan bir gaz türbinli motorda uçak seyir halindeyken her irtifada tüm güç isterleri, yakıt debisi, yakıt akışı, irtifa, emisyon değerleri, APU olarak yakıt pili kullanım yüzdeleri gibi değerler hesaplanmıştır.

4. MATEMATİKSEL MODELLEME

Daha önce de belirtildiği gibi hibrit sistem mimarisinde modelleme için sivil havacılıkta yaygın olarak kullanılan bir turbofan motor olan CFM56-5A1 seçilmiştir. Modeldenmiş olan CFM56-5A1 turbofan motoru ile hibritlenmeye uygun yakıt pilleri ise detaylı bir tarama ve akış şeması oluşturulması sonucunda PEMFC ve SOFC olarak seçilmiştir. İlerleyen süreçte MCFC ve DMFC ile de yeni çalışmalar yapılması planlanmıştır. Öncelikle turbofan motor matematiksel modellemesi yapıldıktan sonra her bir yakıt pili için ayrı ayrı matematiksel modeller farklı kaynaklar üzerinden çıkarılmıştır. Sonrasında ise FC-GT hibrit sistem modellemesinde izlenmesi gereken metotlar ve dikkat edilmesi gerekenler detaylıca planlanmıştır.

4.1. Gaz Türbini Matematiksel Modelleme

Gaz türbinli motor türlerinden olan turbofan motorun hava girişi, sıkıştırma, yanma ve egzoz olmak üzere dört ana aşaması bulunmaktadır. Sisteme hava pallerden girer ve bir kısmı kompresöre bir kısmı da kanallara gidecek şekilde ilerler. Kompresör, sabit kanatlar (stator) ve döner kanatlar (rotor) sayesinde havanın yüksek basıncını çok yüksek değerlere çıkarmada kullanılır [19]. Yanma odasına geçen yüksek basınçlı hava ile yakıtın yakılmasıyla hava türbin kısmına doğru hızla genişler. Türbin kısmına geçen bu yüksek enerjili hava yakıt karışımı gaz türbinini dönmeye zorlar. Böylece egzoz gazları motorun arkasından yüksek hızda çıkarak itkiyi oluşturur. Yüksek özgül itki/düşük baypas oranlı bir turbofan normalde çok kademeli bir fana sahip olduğundan yüksek bir basınç oranı sağlayarak daha yüksek egzoz gazı hızlarının elde edilmesini sağlamaktadır. Bu tarz tasarlanan motorlarda dikkat edilmesi gerek en önemli husus çekirdek hava akışının, fanı çalıştırmak için yeterli çekirdek gücü sağlayacak kadar büyük olması gerektiğidir [2]. Tasarım amaçlarına ulaşabilmek için motor içerisindeki türbin girişi, kompresör çıkışı, türbin çıkışı gibi her bir istasyonda elde edilmesi istenen toplam sıcaklık, toplam basınç, Mach Sayısı gibi parametre değerleri belirlendikten sonra gaz akışının bu özelliklere sahip olabilmesi için modellenecek olan kompresör, türbin veya lüle gibi komponentlerin parametrik özelliklerine ulaşılmaktadır. Kompresör boyutları, kademe sayısı gibi komponent parametre değerlerinin ayarlanması ile Türbin Giriş Sıcaklığı, Kompresör Basınç Oranı, Bypass oranı, Fan Basınç oranı ve Hava Debisi gibi değerler

belirlenebilmektedir. Fan, kompresör ve türbin komponentlerinin geliştirilen modele bağlı olarak genel özellikleri basınç oranı, giriş toplam sıcaklığı, çıkış toplam sıcaklığı, giriş toplam basıncı, çıkış toplam basıncı üzerinden belirlenmelidir. Türbin tasarımı ve modellenmesinde ise kademe sayısına ve şaft sayısının planlanmasına dikkat edilmelidir, bu bağlamda modelleme yapılırken katalog verilerine uygun değerler seçilmiştir.

Yanma odası tasarımındaki temel hedef en yüksek yanma verimliliğini en az basınç kaybıyla gerçekleştirmektir [18]. Yanma veriminin artırılması ile ihtiyaç duyulan itki için gerekli yakıt debisi düşürülebilir. Buna ek olarak lüle girişinde daha yüksek basınca sahip hava akışı oluşturulmak için yanma odası basınç kayıplarının düşürülmesi gerekmektedir. Böylelikle motor sistemindeki itki artırılarak sürdürülebilir ve verimli sistemler elde etmek için gerekli olan maksimum itki-ağırlık oranı ve minimum özgül yakıt tüketimi tasarım amaçlarına ulaşılması hedeflenmektedir. Yanma odasından beklenen minimum basınç kaybı ve maksimum yanma verimliliği gibi tasarım gereksinimleri ise kazanç/kayıp ilkesi doğrultusunda birbiriyle çelişmektedir. Çünkü yanma verimliliğini artırmak için yakıt-hava karışımını iyileştirmek gerekmektedir. Bu iyileştirme günümüz teknolojisiyle yanma odasındaki hava akışında türbülans oluşturularak sağlanabileceğinden basınç kayıplarında artışa sebep olmaktadır. Bu nedenle sistem tasarımı konusunda kazanç/kayıp ilkesi doğrultusunda optimize seçimler yapılması gerekmektedir. Yanma odası tasarımı önemli bir diğer parametre olan yanma odası çıkışında elde edilebilecek maksimum sıcaklık değeri ise stokiyometrik yakıt-hava karışımı ve yakıtın ısıl değerine bağlı olarak belirlenmektedir. Fakat günümüzde bu sıcaklığı türbin malzeme ve üretim teknolojisi ile ilgili sınırlar belirlenmektedir. Gelecekte türbin malzeme yapısı geliştirmeleriyle bu sıcaklıkların daha yüksek değerlere çıkması beklenmektedir [257]. Şimdiki motor sistemlerinde motor iç akışındaki havanın içerdiği oksijenin bir kısmı yakıtı yakmak için kullanılarak türbin teknolojisinin izin verdiği türbin çıkış sıcaklığı elde edilmektedir. İtke değerinin kontrolü bu nedenle yanma odasındaki yakıt debisinin kontrolü ile gerçekleştirilebilmektedir. Yanma odası tasarımının farklı tasarım beklentilerine yönelik farklı performans değerleri elde edilmesi istenmektedir [20]. Örneğin sivil amaçlar için kullanılacak bir turbofan motorundan düşük emisyon performansı beklenirken askeri amaçlar için kullanılacak bir turbofan motorundan ise böyle bir beklenti olmamaktadır. Belirtilen amacı gerçekleştirebilmek için yanma odası girişindeki akış özelliklerinin (toplam hava debisi, birincil hava debisi, seyreltme hava debisi, soğutma hava debisi, yakıt debisi, giriş toplam sıcaklığı, giriş toplam basıncı ve yakıt sıcaklığı) belirlenmesi gerekmektedir. Yanma odası analizinde kullanılacak

yanma odası hava debilerini belirleme süreci aşamalarında N_b yanma odası sayısı, $\dot{m}$ her bir yanma odasına giren hava debisi, f yanma odası yakıt hava oranı, f_s literatürden elde edilen kerosen bazlı yakıtların tipik stokiyometrik eşdeğerlik oranı, λ yanma verimini maksimum elde edilmesini sağlayacak birincil bölgedeki lambda oranı gibi değerler üzerinden hesaplamalar yapılarak modelleme yapılması gerekmektedir. Yanma odası boyutlandırmaları CFM56'ya göre yapılarak giriş akışı özellikleri ve hava debileri tasarıma göre uyarlanmıştır.

Ticari Turbofan motor modellemesi dikkatli planlanması gereken tasarım parametreleri ve tasarım amaçları doğrultusunda yapılmıştır. Tasarım hedeflerine ulaşabilmek için tasarımcının elindeki tasarım parametrelerinin tasarım amaçları doğrultusunda belirlenmesi, motor tasarımı ve optimizasyonu konusunda öne çıkan en önemli unsur olmaktadır. Tasarım parametrelerinin belirlenmesinde mevcut teknoloji düzeyi de dikkate alınması gerekmektedir [257]. Bu teknoloji düzeyi türbin girişinde malzemenin dayanım sıcaklığı, soğutma teknolojisi, malzeme kaplama teknolojisi gibi teknolojik gelişmelerin seviyesi ile belirlenmektedir. Model tasarım parametreleri ana hatlarıyla yapılan literatür taraması sonucunda Türbin Giriş Sıcaklığı, Kompresör Basınç Oranı, Bypass oranı, Fan Basınç oranı ve Hava Debisi olarak belirlenmiştir. Tasarım amaçları ise özgül yakıt tüketimi (dolayısıyla maliyet), itki ve ağırlık olarak belirlenmiştir. Model tasarım parametreleri ile tasarım amaçlarını matematiksel olarak ifade edecek şekilde planlanmıştır. Tasarım amaçları fayda/zarar teorisi üzerinden birbiriyle zıt bir mantıkta olduğundan tam verimin elde edilebileceği bir optimizasyon geliştirmek oldukça önemli olmaktadır. Yapılan modellemede tasarım amaçlarının maksimum düzeyde sağlanarak sürdürülebilirlik, çevresellik ve maliyet açısından en önemli parametre olan özgül yakıt tüketiminin minimuma indirilmesi amaçlanmaktadır. Bu amaç doğrultusunda bir modelleme ve optimizasyon yapılırken itkinin ve ağırlığın belli başlı değerleri aşmaması doğrultusunda bir matematiksel modelleme ve çok disiplinli tasarım süreci gerçekleştirilmesi gerekmektedir. Yapılan modelleme ve optimizasyonlar tasarım parametreleri olan Türbin Giriş Sıcaklığı, Kompresör Basınç Oranı, Bypass oranı, Fan Basınç oranı ve Hava Debinin Özgül Yakıt Tüketimi ve İtki Değerleri için ayrı ayrı performans çıktıları elde edilerek gerçekleştirilmiştir. Ayrıca tasarım parametrelerinin de kendi aralarında grafiklerinin çıkarılmasıyla da ek performans çıktıları elde edilmiştir. Çevrim analizinde ilk amaç, istenen performans ihtiyacını karşılamada değişik motor bileşenleri için seçilecek parametrelerini ve değerlerini belirlemektir. Örneğin eğer bir kompresör, toplam basınç oran ve verim ile

tanımlanırsa, yapılacak analiz, bu parametrelerin verilen uçuş görev profiline göre iterasyonlar ile en iyi şekilde seçilmesini sağlayacaktır. Belirlenen optimum kompresör basınç oranını sağlayabilmek için ise türbin tam olarak istenilen gücü şaft aracılığıyla kompresöre aktarmalıdır. Daha fazla güç aktarımının olduğu durumda daha yüksek kompresör basınç oranı daha az güç aktarıldığı durumda ise daha düşük kompresör basınç oranına ulaşılacaktır. Böylece belirlenen optimum kompresör basınç oranı değerinden uzaklaşmış olacaktır. Bu sebeple türbin tasarımında ihtiyaç doğrultusunda hedeflenen gücü mümkün olan en az basınç düşüşünü sağlayarak gerçekleştirmek amaçlanmaktadır.

Çevrim analizi parametrik çevrim analizi (On-Design) ve tasarım dışı performans analizi (Off-design) olmak üzere iki türe ayrılabilir. Belirli koşullar altında özel spesifikasyonları karşılamak için seçimlerin yapıldığı tasarım noktası (On-Design) analizi, motor konsepti tasarım sürecinin temel taşıdır. Bireysel spesifikasyonlar arasında motor ve bileşen boyutları, termodinamik çevrim ve belirli koşullar altında performans analizi yer almaktadır. Tasarım noktası performansı, çalışma koşullarını belirlemenin ilk adımıdır. Bir tasarımı karakterize etmek için çevrim boyunca çalışma akışkanının durumunu yani basıncını, sıcaklığını, kütle akış hızını vb. ve sistemdeki enerji transferlerini belirttiğimiz bir model oluşturulmalıdır. Bileşenlerin verimlilikleri literatürdeki ya da katalogdaki değerleri ile kabul edilerek oluşturulan bu tür bir model, tasarım koşullarını gerçekleştirmek için çeşitli bileşenlerin (Isı eşanjörleri yüzey alanı gibi) geometrilerin türetilmesini sağlamaktadır. Yani bu model, tasarım kısıtlarına (azami türbin giriş sıcaklığı ve elde edilebilir bileşen verimleri vs.), uçuş şartlarına (ortam hava sıcaklığı ve basınç, uçuş Mach sayısı) ve tasarım seçimlerine (kompresör ve fan basınç oran, bypass oran vs.) göre performans parametrelerini (özellikle özgül itki ve özgül yakıt tüketimi) hesaplamaktadır. Tek tek giriş lülesi, kompresör, yanma odası, türbin, egzoz lülesi gibi bileşenlerin kendileriyle uğraşmak yerine bu bileşenler ürettikleri sonuçlarla karakterize ederek sonuca ulaşmaya dayanmaktadır. Bu tarz çevrim analizi belirli koşullar altında kompresör basınç oranı, çeşitli uçuş fazlarındaki itki değerleri, yanma odası çıkış-türbin giriş sıcaklığı ve diğer tasarım limitlerini belirlemeyi sağlamaktadır. Off-Design ise farklı bileşenlerin geometrilerini ve sistemin sınır koşullarını belirlediğimiz bir modeldir. Çalışma akışkanının basıncı ve sıcaklıkları, modelin girdileri değil çıktıları olduğundan çalışma akışkanının sonuçtaki durumunu hesaplamayı sağlamaktadır. Off-Design kısmında geometriye göre çalışma akışkanı belirlenir. Bu tür bir model, belirli bir tasarım noktası için boyutlandırılmış mevcut bir makinenin bu tasarım noktasından ayrıldığında nasıl davranacağını bilmemize izin vermektedir. Çevrim türü ise

modelleme sürecinde Off-Design veya Engine Performance Analysis olarak tanımlanan çevrim tipidir. Tasarım parametrelerinin sınırında gerçekleşen On-Design ile ilgili tüm koşullarda motor performansı belirlenir.

Bu çalışmada On-Design yöntemle çalışılmıştır, bu kapsamda çalışma akışı şartları irtifa gibi çeşitli durumlara göre değişecek böylelikle de hava basıncı, sıcaklık, yoğunluk değişimiyle modelleme ve optimizasyon yapılacaktır. Örneğin çevresellik faktörleri düşünüldüğünde yakıt tüketimi göz önüne alındığında aynı verimle yakıt debisinin nasıl düşürülerek benzer bir itki elde edileceğinin yolları aranacaktır. Modelleme yapılırken tasarım amaçları ve parametrelerinin belirlenmesi hayati bir öneme sahip olmaktadır. Havacılık sektöründeki bir motor modellemesi ve optimizasyonu için en önemli tasarım parametreleri maliyetle yakın olarak ilgili olan özgül yakıt tüketimi, güç isterlerini etkileyen motor itkisi ve yine maliyetle bağlantılı olan ağırlık olarak değerlendirilebilecektir. Özgül yakıt tüketiminin minimum olması gereken koşullar seyir irtifası ve seyir Mach Sayısı koşullarıdır. (Turbofan motor çeşitli tasarım noktalarına (uçuş irtifası ve uçuş Mach Sayısında) göre tasarlanacak (tasarım noktası) ve her uçuş fazındaki (örneğin kalkış koşullarında, seyir koşullarında vb.) performansı analiz edilecektir. Dolayısıyla kalkış koşullarında belirlenen itki değerinin üzerinde kalma koşuluyla seyir koşullarında yakıt debisinin minimum olduğu noktaya, dolayısıyla minimum yakıt tüketimine ulaşmak amaçlanmaktadır. Bu sebeple uçak tam kapasitede kalktıktan (maksimum türbin giriş sıcaklığında) sonra seyir irtifasında yakıt debisi düşürülerek türbin giriş sıcaklığı ve itki düşürülecektir. Dolayısıyla modelleme ve performans hesapları yapılırken tam güç modunda kalkış aşaması için bir modelleme yapılması gerekmektedir.

Çizelge 4.1. Dizayn parametreleri, koşulları ve tasarım hedefleri

Dizayn Parametreleri	Dizayn Koşulları	Tasarım Hedefleri
Kompresör Basınç Oranı	Uçuş Mach Sayısı	İtki
Fan Basınç Oranı	Ortam Koşulları	Özgül Yakıt Tüketimi
Türbin Giriş Sıcaklığı		Ağırlık
Hava Debisi		
Bypass Oranı		

Turbofan motor ağırlığına etki eden başlıca parametreler bypass oranı (BPR), kalkış itkisi gereksinimi ve hava debisi olmaktadır. Bypass oranının artışı özgül itkiyi düşürdüğünden bypass oranı arttıkça aynı itkiyi elde edebilmek için daha büyük boyutlarda motor gereksinimi ortaya çıktığından motor ağırlığı artmaktadır. Kalkış anındaki gerekli itkinin uçak kullanım amacına göre artırılması için ise motorun boyutlarını büyütmek gerekmektedir ve bu sebeple kalkış itkisi artışıyla birlikte motor ağırlığı artmaktadır. Bir diğer parametre olan hava debisini artırabilmek için de motor kesit alanını artırmak gerekmektedir. Kesit alanının artışıyla birlikte hacmin artması sonucu motorun ağırlığı artacaktır. Bu sebeple modellemede ihtiyaç duyulan gereksinimlere uygun şekilde modelleme ve optimizasyon yapmak oldukça önemlidir.

Bir gaz türbinindeki termodinamik akışkan özelliklerinin performans üzerinde çok büyük bir etkisi olduğundan, gaz özelliklerinin hesaplamalarda titizlikle hesaba katılması veya basitleştirici varsayımlardan kaynaklanan herhangi bir yanlışın ölçülmesi ve anlaşılması çok önemlidir. Literatür taraması sonucunda her bir irtifaya ve uçuş fazına göre performans modellemesi ve optimizasyonu yapılacak olan motor, literatürdeki taramaya göre test verileri belirli olan ve havacılıkta yaygın olarak kullanılan CFM 56-1A olarak seçilmiştir. Modelleme için dikkat edilmesi gereken tasarım parametreleri türbin giriş sıcaklığı, kompresör basınç oranı, bypass oranı, fan basınç oranı ve hava debisi olarak belirlenmiştir. Tasarım koşulları ise uçuş mach sayısı, irtifa ve irtifaya bağlı hava özellikler olarak belirlenmiştir. Tasarım hedefleri ise düşük özgül yakıt tüketimi ve maksimum itki olarak planlanmıştır. CFM 56-1A motorunun modellenmesinde ve çeşitli irtifa değerlerine göre

performans hesaplamalarının yapılmasında birtakım kabuller gerçekleştirilmiştir. Bu kabuller [41]:

- Motordan geçen hava akışı adyabatiktir.
- Motor kararlı durumdadır, yani sabit kütle akış hızı, yakıt akış hızı, itki gücü, giriş sıcaklığı, motor sıcaklık dağılımı ve motor hızı olduğu kabul edilmiştir.
- Hava ve yanma gazlarının mükemmel gazlar olduğu varsayılmıştır.
- Bileşen verimlilikleri sabittir.
- Gaz sabiti R , basınç ve sıcaklık değişimleri arasındaki ilişkiyi belirler ve sayısal olarak C_p ve C_v arasındaki farka eşit olmaktadır (basitleştirilmiş Mayer ilişkisi).
- Sabit basınçta özgül ısı C_p ve sabit hacimde özgül ısı C_v sabit basınç veya hacimde bir birim kütle gazın $1^\circ C$ sıcaklığını artırmak için gerekli enerji miktarı olarak tanımlanmıştır.
- Özgül ısıların oranı gama γ , sabit basınçta özgül ısı C_p sabit hacimde özgül ısına C_v oranı olarak tanımlanır.
- Motor testinin yapıldığı ve uçuş fazında iniş ve kalkış yapılan havalimanının deniz seviyesinde olduğu kabul edilmiştir.
- Deniz seviyesi kabulü altında ortam koşullarının $0\text{ ft}, 1\text{ atm}, 15^\circ C$ kabulü yapılmıştır.
- Motorun modellemesi üretim imalat verilerine tam olarak ulaşılabilmesi sebebiyle elde olan tüm katalog ve açık kaynak verilerine göre gerçekleştirilmiştir.
- İrtifaya göre performans değerleri 9 farklı uçuş fazına göre elde edilmiştir. Bu kapsamda fazlara ait yükseklik aralıkları literatürden elde edilmiştir. Uçuş fazlarının yüksekliklerine göre farklı ft değer aralıklarında performans hesaplamaları yapılmıştır.
- Her irtifa değerine göre ISA tablolarından havanın sıcaklık, basınç ve yoğunluk değerleri elde edilmiştir.

Bu özelliklerin hesaplanması için aşağıdaki formüller [264] dikkate alınmıştır:

- Yanmadan önce hava için sabit basınçta özgül ısı

$$C_p = A_0 + A_1 * TZ + A_2 * TZ^2 + A_3 * TZ^3 + A_4 * TZ^4 + A_5 * TZ^5 + A_6 * TZ^6 + A_7 * TZ^7 + A_8 * TZ^8 \quad (4.1)$$

Burada $TZ = \frac{TS}{1000}$ ve TS Statik Sıcaklık anlamına gelmektedir.

- Kerosenin kuru havada yanma ürünleri için sabit basınçta özgül ısı C_p :

$$C_p = A0 + A1 * TZ + A2 * TZ^2 + A3 * TZ^3 + A4 * TZ^4 + A5 * TZ^5 + A6 * TZ^6 + A7 * TZ^7 + A8 * TZ^8 + \left(\frac{FAR}{(1+FAR)} \right) * (B0 + B1 * TZ + B2 * TZ^2 + B3 * TZ^3 + B4 * TZ^4 + B5 * TZ^5 + B6 * TZ^6 + B7 * TZ^7) \quad (4.2)$$

- Kerosenin kuru havada yanma ürünleri için gaz sabiti R :

$$R = 287.05 - 0.00990 * FAR + 10^{-6} * FAR^2 \quad (4.3)$$

- Adyabatik indeks γ :

$$\gamma = \frac{C_p}{C_p - R} \quad (4.4)$$

- Yakıt-hava oran FAR :

$$\begin{aligned} FAR1 &= 0.10118 + 2.00376 - 10^{-6} * (700 - T3) \\ FAR2 &= 3.7078 * 10^{-3} - 5.2368 * 10^{-6} * (700 - T31) - 5.2632 * 10^{-6} * T4 \end{aligned} \quad (4.5)$$

$$\begin{aligned} FAR3 &= 8.889 * 10^{-8} * |(T4 - 950)| \\ FAR &= \left(FAR1 - \sqrt{(FAR1^2 + FAR2)} - FAR3 \right) / ETA34 \end{aligned} \quad (4.6)$$

Olarak hesaplanacaktır ve ETA34 yanma odası verimliliğini %99 olarak temsil etmektedir.

- C_p hesaplaması için sabit değerler Çizelge 4.2’de listelenmiştir.

Çizelge 4.2. C_p hesaplaması için sabit değerler [42]

	Kuru Hava
A0	0,99231
A1	0,23669
A2	-1,85215
A3	6,08315
A4	-8,89393
A5	7,09711
A6	-3,23473
A7	0,79457
A8	-0,08187
A9	0,42218
A10	0,00105

Daha önce belirtildiği gibi, Sabit basınçtaki Özgül ısı C_p , Gamma γ ve Gaz sabiti R , motor performansı hesaplamalarında yaygın olarak kullanılır. Walsh ve Fletcher'a [258] göre, her motor aşamasında bunların hesaplanması için çeşitli yöntemler bulunmaktadır. Sabit, standart değerler olan C_p , and γ değerleriyle yapılan hesaplamada %5'e kadar hata payıyla bileşen performansının kabaca tahmini yapılabilecektir. Burada soğuk çıkış gazı sıcaklıklarına göre $C_p = 1004,7 \text{ J/kgK}$, $\gamma = 1,4$, sıcak çıkış gazı sıcaklıklarına göre $C_p = 1156,9 \text{ J/kgK}$, $\gamma = 1,33$ değerlerinin kabulünün yapılabileceği belirtilmiştir. Ortalama sıcaklıklara dayalı değerlerle yapılan hesaplama ise daha doğru bir iteratif yöntem olmaktadır. Hesaplama bileşen boyunca ortalama sıcaklık değerlendirilerek C_p ve γ bu değerden elde edilir. Bu yöntem hem kuru hava hem de kerosenin yanma ürünleri için kullanılabilecektir. Özgül entalpi ve entropi üzerinden gerçekleştirilen yöntemde ise özgül entalpi ve entropi polinomları, özgül ısı için oluşturulan standart polinomlardan elde edilerek bileşenlerdeki entalpi ve entropi değerlendirilmektedir. Özgül entalpi ve entropi yöntemi en iyi doğruluğu sunmasına rağmen, mevcut verilere göre hesaplamaları yapmak karmaşıktır. Bu nedenle yüksek bir doğruluk seviyesine sahip ve uygulanabilir bir yöntem olduğundan ortalama sıcaklık yöntemi tercih edilmelidir. Termodinamik akışkan özellikleri olmamasına rağmen, izentropik ve politropik verimlilik parametrelerinin de dikkate alınması önemlidir. İzentropik verimlilik, bir cihazın gerçek performansı ile aynı giriş ve çıkış durumları için idealize edilmiş koşullar altında elde edilecek performans arasında bir karşılaştırma yapmaktadır. İzentropik hem adyabatik hem de tersinir anlamına gelir, yani ısı transferi ve sürtünme olmadan sürecin verimliliğini temsil etmektedir. Politropik verimlilik, sıkıştırma

sürecindeki sonsuz küçük adımın izentropik verimliliği olarak tanımlanmaktadır. Bu verimlilik hesabında kompresör veya türbinin aşamalarının giriş sıcaklığının sıkıştırma veya genleşme süreci boyunca sabit olmadığı varsayımı kabul edilmektedir [46]. Tasarım noktası hesaplamaları için, kompresörler ve türbinler için izentropik verimliliklerin aşağıdaki formüller kullanılarak hesaplanması gerekmektedir [46]:

Kompresör izentropik verimliliği:

$$\eta_{c, \text{isentropic}} = \frac{PR^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1}{PR^{\frac{\gamma-1}{\gamma} \eta_{\text{polytropic}}} - 1} \quad (4.7)$$

Türbin izentropik verimliliği:

$$\eta_{t, \text{isentropic}} = \frac{1 - ER^{\frac{1-\gamma}{\gamma} \eta_{\text{polytropic}}}}{1 - ER^{\frac{1-\gamma}{\gamma}}} \quad (4.8)$$

Tasarım noktası ve ortam koşulları göz önünde bulundurularak, motoru modellemek için bir matematiksel metodoloji oluşturulması gerekmektedir.

Emme:

Emme kısmında sıcaklık ve basınç değerlerinde bir artış söz konusudur. Kütleli hava akışı m motorun teknik özelliklerinden alınmıştır.

$$\begin{aligned} T_2 &= T_0 * \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} * M^2\right) \\ P_2 &= P_0 * \left(\frac{T_2}{T_0}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \\ \dot{m}_2 &= \dot{m} \end{aligned} \quad (4.9)$$

Fan:

Emmeden sonra fan sıkıştırma aşaması vardır. Hava fandan geçtikten sonra akış, iç fandan geçen çekirdek akış $\dot{m}_{21}$ ve dış fandan geçen baypas akış $\dot{m}_{13}$ olmak üzere ikiye ayrılır. Yüksek bypass oranı nedeniyle çekirdek akışı bypass akışından oldukça düşüktür. İç fan ve dış fan akışı aşağıdaki formüllerle hesaplanabilir:

$$\begin{aligned}\dot{m}_{21} &= \frac{\dot{m}_2}{BR+1} \\ \dot{m}_{13} &= \dot{m}_2 - \dot{m}_{21}\end{aligned}\quad (4.10)$$

Basınç artışı aşağıdaki formüllerle hesaplanmıştır:

$$P_{21} = P_2 * IFPR \quad (4.11)$$

$$P_{13} = P_{13} * OFPR \quad (4.12)$$

Bu aşamada, iç fan $\eta_{if, isentropic}$ ve dış fan $\eta_{of, isentropic}$ için izentropik verimlilikler şu şekilde hesaplanabilecektir:

$$\begin{aligned}\eta_{isentropic, if} &= \frac{IFPR^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1}{IFPR^{\frac{\gamma-1}{\gamma} \eta_{polytropic}} - 1} \\ \eta_{isentropic, of} &= \frac{OFPR^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1}{OFPR^{\frac{\gamma-1}{\gamma} \eta_{polytropic}} - 1}\end{aligned}\quad (4.13)$$

Ardından, iç fan T_{21} ve dış fan T_{13} sıcaklıkları şu şekilde hesaplanacaktır.

$$T_{21} = \frac{T_2}{\eta_{isentropic, if}} * \left(OFPR^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right) + T_2 \quad (4.14)$$

$$T_{13} = \frac{T_2}{\eta_{isentropic, of}} * \left(IFPR^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right) + T_2 \quad (4.15)$$

Bu adımda, daha önce açıklanan ortalama sıcaklık yönteminin uygulanması gerekmektedir:

$$\begin{aligned} T_m &= \frac{T_{21} + T_2}{2} \\ T_m &= \frac{T_{13} + T_2}{2} \end{aligned} \quad (4.16)$$

İlk T_m belirlendikten sonra C_p, γ ve izentropik verimlilik için yeni değerleri yeniden hesaplamak üzere iteratif bir süreç başlar. Aşağıdaki koşul sağlandığında süreç durur:

$$|T_{\text{mean}} - T_{\text{mean}}| \leq 0,00005 \quad (4.17)$$

Bu koşul doğru olduğunda, T_{21} ve T_{13} için iterasyonun son değerleri seçilir. Fan tarafından üretilen güç daha sonra aşağıdaki formülle hesaplanır:

$$\dot{W}_{\text{Fan}} = \dot{m}_{21} * C_{p21 \text{ mean}} * (T_{21} - T_2) + \dot{m}_{13} * C_{p13 \text{ mean}} * (T_{13} - T_2) \quad (4.18)$$

Bypass kanalı:

Bu aşamada sıcaklık ve hava akışı sabit kalır ancak genişleme nedeniyle az da olsa bir basınç düşüşü olur.

$$\begin{aligned} T_{18} &= T_{13} \\ P_{18} &= P_{13} * BDER \\ \dot{m}_{18} &= \dot{m}_{13} \end{aligned} \quad (4.19)$$

Düşük basınç kompresörü:

Bu bileşende ikinci sıkıştırma aşaması gerçekleşir. Bu nedenle, fan çıkışı ile LPC girişi arasındaki bağlantı kanalındaki sıcaklık, basınç veya hava akışındaki değişikliklerin ihmal edilmesi gerekmektedir.

$$\begin{aligned} T_{22} &= T_{21} \\ P_{22} &= P_{21} \\ \dot{m}_{22} &= \dot{m}_{21} \end{aligned} \quad (4.20)$$

Bu aşamada T_{24} değerini hesaplamak için daha önce bahsedilen ortalama sıcaklık iteratif yöntemi kullanılmıştır. Burada basınç artıp hava akışı sabit kalmaktadır.

$$\begin{aligned} T_{24} &= \frac{T_{22}}{\eta_{\text{isentropic}, LPC}} * \left(LPCPR^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right) + T_{22} \\ P_{24} &= P_{22} * LPCPR \\ \dot{m}_{24} &= \dot{m}_{22} \end{aligned} \quad (4.21)$$

LPC tarafından üretilen güç aşağıdaki formülle hesaplanır:

$$\dot{W}_{LPC} = \dot{m}_{24} * C_{P24} * (T_{24} - T_{22}) \quad (4.22)$$

Yüksek basınç kompresörü:

Bu bileşende üçüncü ve son sıkıştırma aşaması gerçekleşir. Bu nedenle sıcaklık ve basınç LPC çıkışı ile HPC girişi arasında sabit kalır:

$$\begin{aligned} T_{25} &= T_{24} \\ P_{25} &= P_{24} \\ \dot{m}_{25} &= \dot{m}_{24} \end{aligned} \quad (4.23)$$

Bu aşamada T_3 değerini hesaplamak için ortalama sıcaklık iteratif yöntemi kullanılmıştır. Sıcaklık ve basınç artarken hava akışı sabit kalmaktadır.

$$\begin{aligned} T_3 &= \frac{T_{25}}{\eta_{\text{isentropic}, HPC}} * \left(HPCPR^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right) + T_{25} \\ P_3 &= P_{25} * HPCPR \\ \dot{m}_3 &= \dot{m}_{25} \end{aligned} \quad (4.24)$$

HPC tarafından üretilen güç aşağıdaki formülle hesaplanır:

$$\dot{W}_{HPC} = \dot{m}_3 * C_{P3 \text{ mean}} * (T_3 - T_{25}) \quad (4.25)$$

Yanma odası:

Bu nedenle sıcaklık, basınç ve akış HPC çıkışı ile CC (yanma odası) girişi arasında sabit kalır:

$$\begin{aligned} T_{31} &= T_3 \\ P_{31} &= P_3 \\ \dot{m}_{31} &= \dot{m}_3 \end{aligned} \quad (4.26)$$

Bu bileşende, CC'ye yakıt enjeksiyonu ile yanma işlemi gerçekleşir. Yakıt akışı ve toplam kütle akışı aşağıdaki denklemlerle hesaplanır:

$$\begin{aligned} \dot{m}_{fuel} &= \dot{m}_{31} * FAR \\ \dot{m}_4 &= \dot{m}_{31} + \dot{m}_{fuel} \end{aligned} \quad (4.27)$$

Çıkış basıncı BDE kullanılarak hesaplanır:

$$P_4 = P_{31} * BDE \quad (4.28)$$

CC çıkış sıcaklığı T_4 değerinden elde edilmiştir.

Yüksek basınç türbini:

Bu nedenle sıcaklık, basınç ve akış CC çıkışı ile HPT girişi arasında sabit kalır:

$$\begin{aligned} T_{41} &= T_4 \\ P_{41} &= P_4 \\ \dot{m}_{41} &= \dot{m}_4 \end{aligned} \quad (4.29)$$

Bu bileşende ilk genişleme aşaması gerçekleşir. Genişleme aşamaları, hedef parametreleri hesaplamak için farklı bir yaklaşım gerektirir. İlk adım, HPC tarafından üretilen gücü hesaplamaktır. Bu nedenle aşağıdaki formül kullanılmıştır:

$$\dot{W}_{HPT} = \frac{\dot{W}_{HPC}}{\eta_{HPS}} \quad (4.30)$$

Sıcaklık aşağıdaki formülle hesaplanır:

$$T_{44} = T_{41} - \frac{\dot{W}_{HPT}}{\dot{W}_{41} * C_{P41}} \quad (4.31)$$

Basıncı hesaplamak için, genişleme oranı bilinmediğinden yeni bir iteratif yöntem oluşturulmuştur. İlk olarak, HPTER için kabul edilebilir bir değerin 4'e eşit olduğu varsayılarak izentropik verimlilik hesaplanır.

$$\eta_{t, \text{isentropic}} = \frac{1 - HPTER^{\frac{1-\gamma}{\gamma}} \eta_{\text{polytropic}}}{1 - HPTER^{\frac{1-\gamma}{\gamma}}} \quad (4.32)$$

İzentropik verimlilik, genişleme oranını elde etmek için kullanılır.

$$HPTER = \left(\frac{1}{1 - \frac{T_{41} - T_{44}}{\eta_{t, \text{isentropic}} * T_{41}}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \quad (4.33)$$

Yinelemeli süreç aşağıdaki koşul sağlanana kadar yeniden başlar:

$$|HPTER - HPTER_{\text{previous}}| \leq 0,00005 \quad (4.34)$$

Bu koşul doğru olduğunda, iterasyonun son değeri seçilir. Basınç ise aşağıdaki formülle hesaplanır:

$$P_{44} = \frac{P_{41}}{HPTER} \quad (4.35)$$

Bu aşamadaki hava akışı sabit kalır:

$$\dot{m}_{44} = \dot{m}_{41} \quad (4.36)$$

Düşük basınç türbini:

Bu nedenle sıcaklık, basınç ve akış HPT çıkışı ile LPT girişi arasında sabit kalır:

$$\begin{aligned} T_{45} &= T_{44} \\ P_{45} &= P_{44} \\ \dot{m}_{45} &= \dot{m}_{44} \end{aligned} \quad (4.37)$$

Bu bileşende ikinci genişleme aşaması gerçekleşir. Hedef parametreleri hesaplamak için HPC metodolojisinde belirtilen yöntem kullanılmıştır. Üretilen güç aşağıdaki gibi hesaplanacaktır:

$$\dot{W}_{LPT} = \frac{\dot{W}_{LPC} + \dot{W}_{Fan}}{\eta_{LPS}} \quad (4.38)$$

Sıcaklık ise aşağıdaki formülle hesaplanır:

$$T_5 = T_{45} - \frac{\dot{W}_{LPT}}{\dot{W}_{45} * C_{P45}} \quad (4.39)$$

Basıncı hesaplamak için daha önce bahsedildiği gibi aynı iteratif yöntem kullanılmıştır. LPTER için iterasyonda elde edilen sonuç değeri aşağıdaki formülde kullanılır:

$$P_5 = \frac{P_{45}}{LPTER} \quad (4.40)$$

Bu aşamadaki hava akışı sabit kalır:

$$\dot{m}_5 = \dot{m}_{45} \quad (4.41)$$

Egzoz nozulu:

Hafif bir basınç düşüşü olmasına rağmen hava akışı ve sıcaklık sabit kalır:

$$\begin{aligned} \dot{m}_8 &= \dot{m}_5 \\ T_8 &= T_5 \\ P_8 &= P_5 * NE \end{aligned} \quad (4.42)$$

İtki ve özgül yakıt tüketimi:

Bu parametreleri hesaplamak için sıcak nozul itki kuvvetini, Th_{hot} , ve soğuk nozul itki kuvvetini, Th_{cold} belirlemek gereklidir. Aşağıdaki yaklaşım dikkate alınmıştır:

$$M_8 = \sqrt{\frac{2}{\gamma-1} * \left(\frac{P_8^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}}{P_0} - 1 \right)}$$

$$T_{8s} = \frac{T_8}{1 + \frac{\gamma-1}{2} * M_8^2}$$
(4.43)

$$Q = 1000 * \sqrt{\frac{2 * \gamma}{(\gamma-1) * R} * \frac{P_8 - \frac{2}{P_0}}{P_0} * \left(1 - \frac{P_8}{P_0} - \frac{1-\gamma}{\gamma} \right)}$$

$$P_{8s} = \frac{P_8}{\frac{T_8}{T_{8s}} * \frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

$$A_{effect, hot} = \frac{\dot{m}_8 * \sqrt{T_8}}{Q^*}$$

$$a_8 = \sqrt{\gamma * R * T_{8s}}$$

$$v_8 = a_8 * M_8$$

$$Th_{hot} = \dot{m}_8 * v_8 + A_{effect, hot} * (P_{8s} - P_{amb})$$
(4.44)

Bu yöntem sıcak itki için geçerlidir. Soğuk itki için de aynı yöntem kullanılmıştır.

Net itki ve TSFC'yi hesaplamak için aşağıdaki formüller dikkate alınmıştır:

$$Th_{net} = Th_{hot} + Th_{cold}$$

$$TSFC = \frac{\dot{m}_{fuel}}{Th_{net}}$$
(4.45)

Matematiksel modelleme çok sayıda denklem ve iteratif çözüm içermesinden dolayı Gasturb Programından yararlanılarak daha önce de bahsedildiği şekilde yapılmıştır.

4.2. Yakıt Pili Matematiksel Modelleme

4.2.1. Modelleme sistemi ve kabuller

Yakıt pili sistemini modelleyen yönetim denklemleri, analitik olarak kesin çözümler elde etmeyi imkansız kılan doğrusal olmayan ve kendi kendine bağlı denklemlerdir. Bu nedenle, denklemler ayrıklaştırılarak çözülmeli ve böylece sayısal olarak çözülebilir cebirsel denklemler kümesine dönüştürülmelidir. Bir kısmi diferansiyel denklem sistemini çözmek için uygun çözüm algoritması, her bir terimin ve bunların kombinasyonlarının varlığına büyük ölçüde bağlıdır. Bir kısmi diferansiyel denklem sistemini ayrıklaştırmak için en yaygın kullanılan üç hesaplama tekniği şunlardır:

- Sonlu Farklar Yöntemi (FDM)
- Sonlu Hacimler Yöntemi (FVM)
- Sonlu Elemanlar Yöntemi (FEM)

Her bir yaklaşım, sürekli problemin sonlu sayıda serbestlik derecesine sahip ayrık bir probleme dönüştürülmesini sağlar. Yakıt pili modelleme sisteminin karmaşık doğası gereği çok sayıda bilim insanı tarafından farklı kabullerin yapıldığı çok sayıda matematiksel modelleme sistemi oluşturulmuştur. Oluşturulan tüm modellerde yakıt pili sisteminin kimyasal tepkimelerden oluşan karmaşık doğası gereği modelleme yapmanın oldukça zor olduğundan detaylı bir biçimde bahsedilmiştir.

Palsson ve ark. [79] tarafından çapraz akış tasarımı düzlemsel bir katı oksit yakıt hücresinin iki boyutlu sabit durum yığın modeli geliştirilmiştir. Yığın modeli hücre yığınının direnç kayıplarının ayrıntılı gösterimi, reformasyon reaksiyonu için reaksiyon kinetiğinin eklenmesi ve en önemlisi, hücre yığınının katı kısmı boyunca ısı iletimi ile geliştirilmiştir. Hücre geometrisi, sonlu hacim yöntemi uygulanarak ve katı kısımlar ve gaz fazı için kurucu yasalar formüle edilerek ayrıklaştırılmıştır. Bu şekilde, tek hücre plakalarının farklı çalışma koşullarındaki davranışları, yani gaz kullanımı, güç yoğunluğu, verimlilik ve ayrıca akım ve sıcaklık profilleri elde edilebilir.

Palsson ve ark.'ın [79] SOFC modeli ise aşağıdaki varsayımlara dayanmaktadır:

1. Hücrenin x, y eksenel koordinatlarına sahip iki boyutlu model olduğu kabul edilmiştir.
2. Kanallar boyunca basınç düşüşleri ihmal edilmiştir.
3. Besleme gazlarının yığının çeşitli kanalları ve hücreleri arasında eşit dağıldığı kabul edilmiştir.
4. Gaz akışı yönünde, sadece konvektif ısı taşınımı varsayılmıştır.
5. Akım toplayıcılar eş potansiyel plakalar olarak kabul edilmiştir.
6. Tek tip hücre gerilimi olduğu kabul edilmiştir.
7. Gazlar ve katı arasında radyasyonla ısı transferi yoktur.
8. Tüm dış duvarlar adyabatiktir.

Mehrypova ve ark. [259] geliştirdiği modelleme girdileri ve kabulleri ise aşağıdaki gibi olmaktadır.

Model girdileri:

- 1) Yakıt ve hava kanallarının sıcaklığı ve basıncı ile türlerin mol kesirleri,
- 2) Çalışma akımı yoğunluğu,
- 3) Yakıt pili ve gaz türbini yapıları için bir katman kalınlığı, yakıt ve hava kanallarının genişliği ve yüksekliği, hücrenin toplam uzunluğunu içeren hücre geometrisi parametreleri ve aktif hücre alanı.

Model çıktıları:

- 1) Yakıt ve hava kanalı ile yakıt pili ve gaz türbini yapısı çıkış sıcaklıkları,
- 2) Türlerin mol kesirlerinin çıktısı,
- 3) Çalışma gerilimi, elektrik gücü ve omik, konsantrasyon ve aktivasyon polarizasyonları.

Model varsayımları:

- 1) SOFC sistemi kararlı durumda modellenmiştir.
- 2) Yakıt H_2 ve H_2O içerirken hava O_2 ve N_2 içermektedir.
- 3) Her bir kontrol hacmindeki yakıt ve hava konsantrasyonları eşittir.

- 4) Kütle transfer ilişkisi yakıt ve havaya sadece bir yönde (x veya y yönünde) uygulanmaktadır.
- 5) Elektrokimyasal reaksiyonlar anot yüzeyinde gerçekleşir, çünkü reaksiyonların reaksiyon kinetiği yakıt pili yapı sıcaklığı tarafından belirlenir.
- 6) Peclet sayısının büyük değeri için makul olan difüzyon kütle transferi ihmal edilir.
- 7) Kanallardaki Nusselt sayısı sabit kabul edilmiştir.
- 8) Radyasyon ısı transferi katı yapılar ile bitişik yüzeyler arasında ve katı yapılar ile bitişik yüzeyler arasında ihmal edilmiştir.
- 9) Isı kapasitesi (C_p), konveksiyon ısı transfer katsayısı kanal (h) ve iletimle ısı transferi için kanallar ve katı yapılar için katsayı (k) değerleri sabit kabul edilmiştir.

4.2.2. Model 1 – SOFC

Dang ve ark [239] tarafından doğalgazın önceden biçimlendirildiği SOFC/MGT hibrit sistemlerinin performans analizi için ve hücre elektrokimyasal reaksiyonlarını simüle etmek için iki boyutlu bir model geliştirilmiştir. Geliştirilen model, yalnızca SOFC/MGT hibrit sisteminin genel performansını tahmin etmek için değil, aynı zamanda boru şeklindeki SOFC birimi içindeki üniform olmayan sıcaklık dağılımını ortaya çıkarmak için de kullanılabilecektir. Türbin giriş sıcaklığı (TIT) ve basınç oranının (PR) hibrit sistemin performansı üzerindeki etkileri incelenmiştir. Sonuçlar, daha küçük TIT veya PR değerinin seçilmesinin göreceli olarak daha yüksek sistem verimliliğine ve daha düşük CO₂ emisyon oranına yol açacağını göstermektedir. Bu durumun dezavantajı olarak ise elektrolitin sınır sıcaklığının ötesinde bir durumda SOFC'yi yok etme riskinin artışından bahsedilmiştir.

Çoğu çalışmada, yakıt hücresini SOFC içindeki üniform olmayan sıcaklık dağılımını tahmin edemeyen tekdüze bir eleman olarak ele almak için kara kutu modeli veya sıfır boyut (0-D) modeli kullanılmıştır. Bu tür sayısal modeller, SOFC'nin çalışması sırasında yerel termal nokta ve termal stresi tahmin edememektedir. Öte yandan, tasarım temelini ve kontrol stratejisini elde etmek için, konfigürasyon parametrelerinin SOFC/MGT sisteminin performansı üzerindeki etkilerinin araştırılması gerekmektedir. Modelleme kapsamında SOFC'nin matematiksel modelleri, kütle transferini açıklayan elektrokimyasal modeli, enerji değişimini yansıtan ısı transfer modunu ve çeşitli geri döndürülemez enerji kayıplarını temsil eden kayıp modelleri çıkarılmıştır.

SOFC geometrisi:

Boru şeklindeki bir SOFC'de önceden biçimlendirilmiş yakıt, yeniden biçimlendirme ve kaydırma reaksiyonlarının meydana geldiği kanala girmeden önce yakıt besleme kanalından akar ve ardından hava kanalındaki elektrokimyasal reaksiyona katılmadan önce kaydırma ve elektrokimyasal reaksiyonlar kanalında yer alan yakıt kanalına iletilir.

Elektrokimyasal model:

Metan ile beslenen SOFC'de meydana gelen kimyasal reaksiyonların karmaşık yapısından bu modellemede de detaylı şekilde bahsedilmiştir. Farklı kanallarda meydana gelen reaksiyonlar aşağıdaki şekilde gösterilmiştir:

Prereformer ve reforming kanalında



Ön biçimlendiricide, yeniden biçimlendirme kanalı ve yakıt kanalında



Yakıt dönüştürme reaksiyonu yavaş ve endotermikken, buhar kaydırma reaksiyonu hızlı ve ekzotermiktir. Ön dönüştürücü kanalının SOFC/MGT hibrit sistemi için yeterince uzun olduğu varsayılmıştır. Denklemlerin her ikisi de kimyasal denge koşulları altındadır. Buhar kaydırma reaksiyonu hızlı olduğu için dengede olduğu varsayılır. Düzeltme kanalında, aşağıdaki denklem, yakıt yeniden biçimlendirme reaksiyonunun reaksiyon hızını tarif etmek için kullanılır.

$$\dot{r}_{\text{CH}_4} = k_{\text{CH}_4} p_{\text{CH}_4} \exp(-E_{\text{CH}_4}/RT) \quad (4.48)$$

Burada k_{CH_4} reaksiyon hızı faktörü, E_{CH_4} aktivasyon enerjisi ve p_{CH_4} metanın kısmi basıncıdır. İhtiyaç duyulan buhar miktarı, RR devridaim oranı olarak ifade edilen SOFC'nin devridaim edilen egzoz gazından elde edilir.

$$RR = \frac{\dot{n}_{CH_4, in}}{\dot{n}_{H_2O, cell exit}} SCR \quad (4.49)$$

burada SCR, buhar-karbon oranıdır. Hacimsel iş çıkışı olmadığı varsayımı nedeniyle, SOFC'deki elektrokimyasal reaksiyon tarafından üretilen maksimum mevcut güç aşağıdaki gibi ifade edilebilir:

$$\begin{aligned} P_{fc, max} &= -\Delta G \\ &= -(\dot{z}_{CO} \cdot \Delta g_{CO+0.5O_2 \rightarrow CO_2} + \dot{z}_{H_2} \cdot \Delta g_{H_2+0.5O_2 \rightarrow H_2O}) \end{aligned} \quad (4.50)$$

Elektrokimyasal reaksiyonun elektromotor kuvveti şu şekilde yazılabilir:

$$E = -\frac{\Delta G}{2(\dot{z}_{CO} + \dot{z}_{H_2})F} \quad (4.51)$$

$\dot{z}_x$ elektrokimyasal reaksiyonda x için tüketilen molar akışı göstermektedir.

Isı transferi modeli:

Kontrol hacimlerinden birini örnek alarak, aşağıdaki enerji korunumu denklemi elde edilebilir:

$$Q_{CV} + Q_{rad} + \dot{m}_{x, in} h_{x, in} - \dot{m}_{x, out} h_{x, out} - W_{fc} = 0 \quad (4.52)$$

Q_{CV} konveksiyon ve iletim ısı transferini, Q_{rad} ışıınımsal ısı transferini, $\dot{m}_{x, in} h_{x, in}$ ve $\dot{m}_{x, out} h_{x, out}$ sırasıyla gazın giriş ve çıkış entalpisini ve W_{fc} kontrol hacmi tarafından verilen gücü göstermektedir. Reform duvarı ile anot arasındaki ve hava besleme plakası ile katot arasındaki i^{th} kontrol hacmindeki ışıınımsal ısı transferi aşağıdaki denklem ile açıklanabilir.

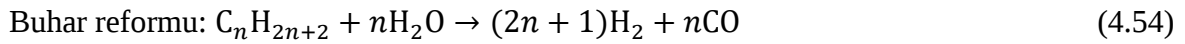
$$Q_{rad, ra} = \sum \frac{A_{rw, j} \sigma (T_{rw, j}^4 - T_{a, i}^4)}{\left(\frac{1 - \epsilon_{rw}}{\epsilon_{rw}} \right) + \frac{1}{X_{j, i}} + \frac{A_{rw, j}}{A_{ao, i}} \left(\frac{1 - \epsilon_a}{\epsilon_a} \right)} \quad (4.53)$$

Kayıp modeli:

SOFC modelinde polarizasyon kaybı, omik kayıp ve konsantrasyon kaybı olmak üzere üç tür kayıp bulunur. Akım yoğunluğu çok yüksek olmadığında polarizasyon ve omik kayıpla karşılaştırıldığında çok daha küçük olduğu için konsantrasyon kaybı bu modellemede ihmal edilmiştir.

4.2.3. Model 2 – SOFC

Yi ve ark. [173] yaptıkları SOFC modellemesinde ise standart ortam koşulları benimsenirken yakıt, daha düşük ısıtma değeri (LHV) olan doğal gazdır. Doğal gaz, bir buhar dönüştürücü tarafından hidrojen açısından zengin bir yakıt olarak dönüştürülür. Reformer'daki kimyasal reaksiyonlar hem buhar reforming hem de su-gaz kaydırma reaksiyonunu içermektedir:



Her iki reaksiyon için de denge reaksiyonları olduğu varsayılmıştır. Reformer'da hesaplanan çıkış bileşimlerini literatürdekilerle karşılaştırılarak hesaplama modelinin geçerliliği doğrulanmıştır.

Reformerden gelen hidrojen ve karbon monoksit, aşağıdaki hücre reaksiyonlarına göre doğru akım üretir:



Yakıt kullanım faktörü U_f , reaksiyona giren hidrojen ve karbon monoksit oranı ile tanımlanır ve modellemede 0,7 olarak kabul edilmiştir. Hesaplama, hücre reaksiyonuna dayalıdır, yani sağlanan yakıt, devridaim edilen yakıtı içermektedir.

$$U_f = \frac{(\dot{n}_{H_2} + \dot{n}_{CO})_{\text{reacted}}}{(\dot{n}_{H_2} + \dot{n}_{CO})_{\text{supplied}}} \quad (4.57)$$

Dahili reformer için gereken ısı, hücre yığını tarafından sağlanmaktadır. Anot devirdaim akış hızı, 3,0 olduğu varsayılan buhar-karbon oranı tarafından belirlenmiştir. Çalışma sıcaklığı 900 °C, katot giriş havası sıcaklığı 700 °C ve reformer sıcaklığı 800 °C olarak alınmıştır. Hücre ve reformer sıcaklıkları, hücre ve reformer içindeki çok boyutlu özellik dağılımlarını dikkate alınmadığı için ortalama sıcaklıklar olarak kabul edilebilecektir. Spesifik bir yakıt hücresinin dikkate alınmadığı için bu çalışmada, çalışma koşullarının hücre voltajı üzerindeki çeşitli etkileri hakkında ayrıntılı bilgi gerektiren kapsamlı bir hücre voltajı modeli uygulanmamıştır. Bunun yerine, yalnızca çalışma basıncının gerilim üzerindeki etkisini dikkate alan basitleştirilmiş bir hesaplama modeli benimsenmiştir. Ortam basıncında 0,7 V referans hücre gerilimi verilerek ve hücre çalışma basıncıyla gerilimdeki değişim Nernst denklemi [58] kullanılarak hesaplanmıştır.

$$E = E_{ref} + \frac{\bar{R}T}{4F} \cdot \ln \frac{P}{P_{ref}} \quad (4.58)$$

SOFC yığınının net alternatif akım güç çıkışı aşağıdaki gibi hesaplanmıştır:

$$\begin{aligned} \dot{W}_{SOFC} &= \dot{W}_{SOFC,DC} \cdot \eta_{inv} - \dot{W}_{aux,SOFC} \\ \dot{W}_{SOFC,DC} &= E \cdot (\dot{n}_{H_2} + \dot{n}_{CO}) \cdot 2F \end{aligned} \quad (4.59)$$

DC-AC çeviricinin dönüşüm veriminin, literatüre göre ortalama bir değer olan %95 olduğu varsayılmıştır. Anot devridaim üfleyici gücü ve yakıt sıkıştırma gücü, yardımcı güç tüketimine dahil edilmiştir. Ortam basıncında çalışan SOFC verimliliğinin %54,8 olduğu tahmin edilmiştir. Yakıt hücresi konfigürasyonuna bağlı olarak mevcut SOFC verimliliklerinin %45 ila %60 arasında olduğu literatürdeki deneylerden elde edilmiştir [173].

4.2.4. Model 3 – SOFC

Cheddie ve ark. [260] metan ile çalışan bir SOFC için bir matematiksel modelleme çalışması yapmışlardır. SOFC, elektrokimyasal işlemler yoluyla DC gücü üretir. Sistemde metan, anot bölmesi içinde yeniden biçimlendirilerek SOFC'de elektrolize edilen hidrojen üretilir. SOFC'nin %75 yakıt kullanım faktörü vardır, öyle ki aşağıdaki reformasyon, kayma ve yarı hücre reaksiyonları ilgili elektrotlarda gerçekleşir.



Bu çalışmada x metanın oksijene molar oranı olarak alınmıştır. Böylece tüm hesaplamalar molar oksijen bazında yapılır. Belirli bir yakıt kullanım faktörü için, x SOFC tarafından üretilen akım yoğunluğu ile doğru orantılıdır.

$$i = \frac{U_f \cdot 8x \cdot F \cdot N_{O_2}}{A_{SOFC}} \tag{4.61}$$

Çalışan hücre voltajı, verilen sıcaklık ve basınçta standart Nernst potansiyelinden tüm aşırı potansiyellerin (aktivasyon, omik ve konsantrasyon) çıkarılmasıyla belirlenir.

$$\begin{aligned}
E &= -\frac{G_0}{2F} + \frac{RT}{2F} \log \left(\frac{p_{H_2}}{p_{H_2O}} \sqrt{\frac{p_{O_2}}{p_{atm}}} \right) \\
V_{\text{cell}} &= E - (\eta_{\text{activation}} + \eta_{\text{ohmic}} + \eta_{\text{concentra}}) \\
i &= i_0 \left[\exp \left(\alpha \frac{nF}{RT} \eta_{act} \right) - \exp \left(-(1 - \alpha) \frac{nF}{RT} \eta_{act} \right) \right] \\
i_{0, \text{anode}} &= \gamma_{\text{anode}} \frac{p_{H_2}}{p_{\text{ref}}} \frac{p_{H_2O}}{p_{\text{ref}}} \exp \left(-\frac{E_{act, an}}{RT} \right) \\
i_{0, \text{cathode}} &= \gamma_{\text{cathod}} \left(\frac{p_{O_2}}{p_{\text{ref}}} \right)^{1/4} \exp \left(-\frac{E_{act, ca}}{RT} \right) \\
\eta_{\text{conc}} &= \frac{RT}{2F} \log \left(1 - \frac{i}{i_{\text{lim}}} \right)
\end{aligned} \tag{4.62}$$

SOFC'den gelen iş veya güç çıkışı, toplam akım ve hücre voltajının ürünüdür. SOFC, bir AC çıkışına çevrilmesi gereken DC gücü üretir. Bu çalışmada bir invertör verimliliği %98 varsayılmıştır. Reaksiyon ısısı, literatürde tipik olarak kullanılan bir denklemden belirlenebilir.

$$Q_{SOFC} = i \left(\eta_{\text{total}} - \frac{T\Delta S}{nF} \right) A_{SOFC} \tag{4.63}$$

Ancak bu ısı üretimi, yakıt hücresinin izotermal çalıştığı varsayılarak elde edilmiştir. Gerçekte SOFC'nin girişinden çıkışına kadar bir sıcaklık artışı vardır. Dolayısıyla, bu denklemde verilen entropi değişimi, yakıt hücresindeki gerçek entropi değişimi değildir.

Denklemleri kullanmak için, izotermal çalışma sıcaklığına dayalı hesaplanan ısı üretimi ile yakıt hücresinin izotermal olduğu düşünülmelidir. Üretilen bu ısı daha sonra reformasyon reaksiyonları ve yakıt hücresi reaksiyonu ürünlerinin sonradan ısıtılmasında kullanılır. Bununla birlikte, yakıt pili çıkış sıcaklığının, ısı üretiminin doğrudan hesaplanması olmadan belirlenebileceği açıktır. Termodinamiğin birinci yasasını tüm yakıt hücresi sistemine uygulanırsa,

$$W_{SOFC} = iV_{\text{cell}} A_{SOFC} = -\Delta H_{SOFC} \quad (4.64)$$

Denklemleri elde edilebilecektir. Modeldeki yakıt hücresi çalışma sıcaklığı, giriş gazı akışları yakıt içinde önceden ısıtıldığından, tipik olarak çıkış sıcaklığı olarak kabul edilmiştir. Bu kabul özellikle borusal tip SOFC'lerde yaygın şekilde yapılmaktadır. SOFC yığını tipik olarak sıcaklık gradyanlarını ve dolayısıyla termal şoku en aza indirecek şekilde tasarlanmıştır. Böylece, SOFC tasarımında oldukça düzgün bir sıcaklık dağılımı elde edilir. Sonuç olarak, çıkış sıcaklığı (hem anot hem de katot için ortak kabul edilir) çalışan hücre sıcaklığı olarak alınmıştır.

4.2.5. Model 4 – SOFC

Park ve ark [172] çalışmasında hem Nernst potansiyelini hem de geri döndürülemez voltaj kayıplarını açıklayan bir elektrokimyasal SOFC modeli geliştirilmiştir. SOFC yığını, ortam basıncında çalışan anot destekli düzlemsel tip yakıt hücrelerinden oluşmaktadır. Hücre bileşenleri için geometrik veriler, Çizelge 4.3.'deki değerler üzerinden kabul edilmiştir. Çalışan hücre voltajı (V_{cell}), aşağıdaki denklem kullanılarak hesaplanmıştır [63]. Hücre ve yığın boyunca sıcaklık dağılımları bu çalışmada dikkate alınmamıştır.

$$V_{\text{cell}} = V_{\text{Nernst}} - \eta_{\text{act}} - \eta_{\text{ohm}} - \eta_{\text{con}} \quad (4.65)$$

Nernst potansiyeli:

Açık devre ters çevrilebilir gerilimi veya Nernst potansiyeli (V_{Nernst}), aşağıdaki denklem kullanılarak hesaplanmıştır.

$$V_{\text{Nernst}} = E^0 + \frac{RT_s}{2F} \ln \left(\frac{p_{\text{H}_2} \cdot p_{\text{O}_2}}{p_{\text{H}_2\text{O}}} \right)^{0.5} \quad (4.66)$$

E^0 hidrojen oksidasyon reaksiyonunun Gibbs serbest enerji farkı tarafından tanımlanan tersinir açık devre voltajıdır. Denklemden de gösterildiği gibi E^0 sıcaklığın bir fonksiyonu olarak ifade edilebilir. Kısmi basınç için, H_2 ve H_2O anot giriş bileşimi için, O_2 ise katot giriş bileşimi için kullanılmıştır.

$$E^0 = 1.2723 - 2.7645 \times 10^{-4} T_s \quad (4.67)$$

Aktivasyon kaybı:

Aktivasyon kaybı, Butler-Volmer denklemi kullanılarak hesaplanmıştır.

$$i = i_0 \left\{ \exp \left(\beta \frac{n \cdot F \cdot \eta_{\text{act}}}{R \cdot T_s} \right) - \exp \left[-(1 - \beta) \frac{n \cdot F \cdot \eta_{\text{act}}}{R \cdot T_s} \right] \right\} \quad (4.68)$$

Burada β anot ve katot için yük transfer katsayısıdır. 0,5 değeri, SOFC'nin hem anodu hem de katodu için önemli bir hata olmadan kullanılabilir, bu yüzden β değeri 0,5 yazılarak basitleştirilmiştir.

$$\sinh \left(\frac{n \cdot F \cdot \eta_{\text{act}}}{RT_s} \right) = \frac{i}{2i_0} \quad (4.69)$$

i_0 denklemden bir değişim akımı yoğunluğudur ve elektrotların hem malzeme özelliklerine hem de çalışma koşullarına bağlıdır. Bu yazıda, deneysel belirlenmiş korelasyonlar anot ve katot için uygulanarak aşağıdaki denklemler elde edilmiştir.

$$i_{0,\text{an}} = \gamma_{\text{an}} \left(\frac{p_{\text{H}_2}}{p_{\text{ref}}} \right) \left(\frac{p_{\text{H}_2\text{O}}}{p_{\text{ref}}} \right)^{-0.5} \exp \left(-\frac{E_{\text{act,an}}}{RT_s} \right) \quad (4.70)$$

$$i_{0,\text{ca}} = \gamma_{\text{ca}} \left(\frac{p_{\text{O}_2}}{p_{\text{ref}}} \right)^{0.25} \exp \left(-\frac{E_{\text{act,ca}}}{RT_s} \right) \quad (4.71)$$

Ohmik kayıp:

Ohmik kaybı hesaplamak için, her bir hücre bileşeninin öz direnci ve kalınlığı kullanılmıştır.

Çizelge 4.3. SOFC'nin elektrokimyasal modeli için kullanılan veriler

Geometrik veriler	
A_s : Aktif hücre alanı (cm ²)	500
δ_a : Anot kalınlığı (m)	5×10^{-4}
δ_c : Katot kalınlığı (m)	5×10^{-5}
δ_{el} : Elektrolit kalınlığı (m)	1×10^{-5}
δ_{int} : Ara bağlantı kalınlığı (m)	1×10^{-5}
Aktivasyon kaybı	
γ_{an} : Anot için üstel katsayı (A/m ²)	7.0×10^9
γ_{ca} : Katot için üstel katsayı (A/m ²)	2.9×10^9
$E_{act,an}$: Anot için aktivasyon enerjisi (kJ/mol)	120
$E_{act,ca}$: Katot için aktivasyon enerjisi (kJ/mol)	120
Konsantrasyon kaybı	
r : Anot ve katot için gözenek çapı (m)	5×10^{-7}
ε_{an} : Anodun gözenekliliği (%)	0,5
ε_{ca} : Katodun gözenekliliği (%)	0,5
ξ : Anot ve katot için burulma	6,0

Anot, katot ve ara bağlantı her malzemesi için elektrik direnci aşağıdaki denklemler kullanılarak hesaplanmıştır.

$$\eta_{ohm} = \frac{\rho_{an}\delta_{an} + \rho_{ca}\delta_{ca} + \rho_{el}\delta_{el} + \rho_{int}\delta_{int}}{A_{cell}} i \quad (4.72)$$

$$\rho_{an} = 2.98 \times 10^{-5} \exp \left(-\frac{1392}{T_s} \right) \quad (4.73)$$

$$\rho_{ca} = 8.114 \times 10^{-5} \exp \left(\frac{600}{T_s} \right) \quad (4.74)$$

$$\rho_{el} = 2.94 \times 10^{-5} \exp \left(\frac{10,350}{T_s} \right) \quad (4.75)$$

$$\rho_{int} = 1.2568 \times 10^{-3} \exp \left(\frac{4690}{T_s} \right) \quad (4.76)$$

Konsantrasyon kaybı:

Gözenekli elektrot içindeki sınırlı kütle difüzyonu nedeniyle konsantrasyon kaybı meydana gelmektedir. Daha düşük akım yoğunluklu bölgelerde, konsantrasyon kaybının voltaj düşüşü üzerinde neredeyse hiçbir etkisi yoktur. Bununla birlikte, daha yüksek akım yoğunluklu bölgelerde, gözenekli elektrotlardan daha düşük gaz difüzyonu nedeniyle hücre voltajı hızla düşer. Bu matematiksel modelde anot ve katodun konsantrasyon kaybı aşağıdaki denklemler kullanılarak hesaplanmıştır.

$$V_{con, an} = -\frac{RT_s}{2F} \ln \left[\frac{1 - \left(\frac{RT_s}{2F} \right) \left(\frac{\delta_{an}}{D_{an(eff)} y_{H_2} Pr_{an}} \right) i}{1 + \left(\frac{RT_s}{2F} \right) \left(\frac{\delta_{an}}{D_{an(eff)} y_{H_2} O Pr_{an}} \right) i} \right] \quad (4.77)$$

$$V_{con, ca} = -\frac{RT_s}{4F} \ln \left[\frac{\left(\frac{Pr_{ca}}{\alpha_{O_2}} \right) - \left(\left(\frac{Pr_{ca}}{\alpha_{O_2}} \right) - y_{O_2} Pr_{ca} \right) \exp \left(\frac{RT_s}{4F} \right) \left(\frac{\alpha_{O_2} \delta_{ca}}{D_{ca(fff)} r_{ca}} \right) i}{y_{O_2} Pr_{ca}} \right] \quad (4.78)$$

$$\alpha_{O_2} = \frac{D_{K, O_2(eff)}}{(D_{K, O_2(eff)} - D_{O_2-N_2(eff)})} \quad (4.79)$$

Hem Ordinary hem de Knudsen difüzyonları aynı anda iki difüzyon katsayısının harmonik ortalaması ile hesaplanmıştır. Hesaplamada her bir gazın normal difüzyon katsayısı kullanılmıştır. Sonrasında elektrot gözeneklerinin gözenekliliğini ve kıvrımlılığını dikkate alarak etkin bir değere dönüştürülmüştür.

$$D_{O,ik} = \frac{1 \times 10^{-7} T_s^{1.25} \left(\frac{1}{M_i} + \frac{1}{M_k} \right)^{0.5}}{P \left(v_i^{1/3} + v_k^{1/3} \right)} \quad (4.80)$$

$$D_{0,i(\text{eff})} = D_{0,i} \left(\frac{\varepsilon}{\xi} \right) \quad (4.81)$$

Fuller hacmi için, H_2/H_2O anot için karışım, O_2/N_2 ise katot için karışım olarak kabul edilmiştir. Knudsen difüzyon katsayıları ise aşağıdaki denklemler kullanılarak hesaplanmıştır.

$$D_{K,i} = 97r \sqrt{\frac{T_s}{M_i}} \quad (4.82)$$

$$D_{K,i(\text{eff})} = D_{K,i} \left(\frac{\varepsilon}{\xi} \right) \quad (4.83)$$

Yukarıda açıklandığı gibi, genel difüzyon katsayısı, Knudsen etkin difüzyon katsayısı ve sıradan etkili difüzyon katsayısının harmonik olarak ortalaması alınarak hesaplanmıştır.

$$\frac{1}{D_{i(\text{eff})}} = \frac{1}{D_{k,i(\text{eff})}} + \frac{1}{D_{0,i(\text{eff})}} \quad (4.84)$$

Son olarak, anot ve katodun etkin difüzyon katsayısı aşağıdaki denklemler kullanılarak hesaplanmıştır.

$$D_{\text{an}(\text{eff})} = \left(\frac{p_{H_2O}}{p_{\text{an}}} \right) D_{H_2(\text{eff})} + \left(\frac{p_{H_2}}{p_{\text{an}}} \right) D_{H_2O(\text{eff})} \quad (4.85)$$

$$D_{\text{ca}(\text{eff})} = D_{O_2(\text{eff})} \quad (4.86)$$

$$\alpha_{O_2} = \frac{D_{K,O_2(\text{eff})}}{(D_{K,O_2(\text{eff})} - D_{O_2-N_2(\text{eff})})} \quad (4.87)$$

4.2.6. Model 5 – SOFC

Aguiar ve ark.'nın [291] çalışmasındaki matematiksel hücre modelinde birincil amaç, elektrokimyasal kayıplardan üretilen yan ürün ısısını hesaplayarak katottan çıkan havanın sıcaklığını hesaplamaktır. Üretilen ısı $\dot{Q}_{\text{cell, gen}}$, hücre ve yakıt akışı üzerindeki termodinamik dengenin birinci yasası ile bulunur:

$$\dot{Q}_{\text{cell, gen}} = \dot{H}_{\text{fuel, an, in.}} - \dot{H}_{\text{fuel, an, out}} - \dot{W}_{\text{cell}} \quad (4.88)$$

burada H yakıttaki entalpi değişimini temsil eder. $\dot{W}_{\text{cell}}$ ise hücre tarafından üretilen elektrik gücüdür:

$$\dot{W}_{\text{cell}} = V_{\text{cell}} I_{\text{cell}} \quad (4.89)$$

I_{cell} hücre modelinde birincil kullanıcı ayar noktası yığından çekilen amper cinsinden akımdır ve hücrenin çalıştığı akım yoğunluğunu (i ($\frac{\text{A}}{\text{m}^2}$)) ayarlar.

$$i = \frac{I_{\text{cell}}}{A_{\text{cell}}} \quad (4.90)$$

Akım yoğunluğu ile model, yakıt akışı ve sıcaklık gibi çalışma koşullarında hücrenin elektrokimyasal performansını değerlendirerek hücre çalışma voltajını tahmin etmektedir. Hesaplamanın temelindeki aşağıdaki formülde

$$V_{\text{cell}} = E_{\text{Nernst}} - \eta_{\text{conc}} - \eta_{\text{act, an}} - \eta_{\text{act, ca}} - \eta_{\text{ohmic}} \quad (4.91)$$

E_{Nernst} Nernst voltajı terimidir ve polarizasyon kayıpları kalan terimler olmaktadır. Nernst voltajı ise şu şekilde hesaplanmaktadır.

$$E_{\text{Nernst}} = E^o + \frac{R_u T_{\text{cell, bulk}}}{2F} \ln \left(\frac{p_{\text{H}_2, \text{an}} \sqrt{p_{\text{O}_2, \text{ca}}}}{p_{\text{H}_2\text{O}, \text{an}} \sqrt{P^o}} \right) \quad (4.92)$$

E° standart potansiyel olmaktadır. Model için, su reaksiyonunun oluşumu için Gibbs enerjisindeki standart değişime bir denklem yazıldığında sıcaklığın bir fonksiyonu olarak bir E° denklemi oluşturulmuştur. Standart potansiyel voltajın denklemi ise

$$E^\circ = 1,2877 - 0,0002904T_{\text{cell, bulk}} \quad (4.93)$$

Olmaktadır. Hücre sıcaklığı $T_{\text{cell, bulk}}$, toplu hücre değişkeni için modelin çözüm yaklaşımı ile bulunur. Bu oluşumdaki kısmi basınçların p_x yeri, anot yakıtı ve katot hava akımı kanallarındadır. Ayrıca, toplu model yaklaşımı için, reaktan akışı hücre boyunca hareket ettikçe bir türün kısmi basıncı uzamsal olarak değiştiğinden, genel bir değer oluşturulmalıdır. Bu modelde her bir tür için ortalama giriş ve çıkış kısmi basıncı kullanılır. Daha sonra termodinamik gerilimden çalışma gerilimini hesaplamak için reaksiyon gerilimleri belirlenir. Kayıp terimlerinin tümü, diğer parametrelerin yanı sıra hücre akım yoğunluğuna bağlıdır ve her biri ayrı ayrı hesaplanır.

Konsantrasyon polarizasyonu:

Bir yakıt hücresindeki elektrokimyasal reaksiyon, bir elektrotun elektrolit ve gaz halindeki reaksiyon girdilerini arayüzlediği üçlü faz sınırı (TPB) olarak adlandırılan yerde gerçekleşir. Reaktanların, reaksiyonun meydana gelmesi için gaz akışından elektrotlar yoluyla TPB'ye gitmesi gerekir. Anot destekli bir hücrede, anot elektrotu nispeten kalındır ve TPB'ye kütle taşınmasını engeller. Kütle taşıma kısıtlaması, TPB'de yakıt kanalındaki kütle konsantrasyonundan daha düşük bir hidrojen konsantrasyonuna yol açar. Tersine, TPB orada olduğu için su konsantrasyonu da yüksek olacaktır. Katot tabakası da oksijen akışını engeller ancak daha ince olduğu için etkisi daha azdır. Konsantrasyon kayıpları, esas olarak gaz kanallarındaki Nernst potansiyelindeki fark ve tür konsantrasyonundaki değişiklik nedeniyle TPB'deki tahmin edilen kayıptır. Böylece denklem

$$\eta_{\text{conc}} = \frac{R_u T_{\text{cell, bulk}}}{zF} \left[\ln \left(\frac{p_{H_2, \text{an}}}{p_{H_2, \text{TPB}}} \frac{p_{H_2O, \text{TPB}}}{p_{H_2O, \text{an}}} \right) + \frac{1}{2} \ln \left(\frac{p_{O_2, \text{ca}}}{p_{O_2, \text{TPB}}} \right) \right] \quad (4.94)$$

Şeklinde düzenlenmiş olur. Türlerin kısmi basınçları, reaktan akımları için değerlerin ortalamasıdır.

$$\begin{aligned}
p_{H_2,TPB} &= p_{H_2,an} - \frac{R_u T_{cell,bulk}}{2F} \frac{\tau_{an}}{D_{eff,an}} i \\
p_{H_2O,TPB} &= p_{H_2O,an} + \frac{R_u T_{cell,bulk}}{2F} \frac{\tau_{an}}{D_{eff,an}} i \\
p_{O_2,TPB} &= P - (P - p_{O_2,ca}) \exp \left(\frac{R_u T_{cell,bulk}}{4F} \frac{\tau_{ca}}{D_{eff,ca}} \frac{i}{P} \right)
\end{aligned} \tag{4.95}$$

Burada (i ($\frac{A}{m^2}$)) akım yoğunluğu, τ elektrot kalınlığı ve D_{eff} ise elektrotlardaki gazların etkili yayılma gücüdür. Difüzivite değerleri, hücre testinden deneysel olarak hesaplanmış verilerden uyarlanmıştır. Atmosferik basınç difüziviteleri, anotta %48 gözenekliliğe ve katotta %45 gözenekliliğe sahip hücrelerle elde edilmiştir. İlgili elektrot kalınlığına bölünen atmosferik yayılma değerleri D_{atm} çizelgede gösterilmektedir. Hücrenin basınçlandırılmasını hesaba katmak için, olağan gaz difüzyon davranışı varsayılır, bu durumda etkili yayılma, çalışma basıncıyla ters orantılı olmaktadır.

$$D_{eff} = D_{atm} \frac{P^o}{P} \tag{4.96}$$

Aktivasyon polarizasyonu:

Aktivasyon kaybı parametrelerinin oluşturulması zordur, çünkü bunlar malzeme tipine, bileşimine ve mikro yapı morfolojisine bağlıdır. Çoğu durumda, katot ve anot aktivasyon aşırı potansiyelleri, kayıp terimlerinin hesaplanmasında birlikte toplanır. Bu model için, anot performansını daha iyi açıklamak için anot ve katot aktivasyon aşırı potansiyelleri ayrı ayrı hesaplanmıştır. Anot tarafındaki kütle transferi etkileri, aktivasyon etkileriyle karşılaştırılabilir olduğu için bu yaklaşım gerekli olmaktadır. Anot aktivasyonu için Aguiar ve ark. [291], TPB'deki türlerin kısmi basıncı için düzeltmeler içeren değiştirilmiş bir Butler-Volmer denklemi kullanarak voltaj kaybı denklemini çıkarmıştır.

$$i = i_{o,an} \left[\frac{p_{H_2,TPB}}{p_{H_2,an}} \exp \left(\frac{\alpha z F \eta_{act,an}}{R_u T_{cell,bulk}} \right) - \frac{p_{H_2O,TPB}}{p_{H_2O,an}} \exp \left(\frac{-(1-\alpha) z F \eta_{act,an}}{R_u T_{cell,bulk}} \right) \right] \tag{4.97}$$

Bu denklem, bir ters hiperbolik sinüs kullanılarak anot aktivasyon aşırı potansiyelini açıkça hesaplamak için yeniden düzenlenebilir (bu durumda $\alpha = 0,5$, $z = 2$)

$$\eta_{act,an} = \frac{R_u T_{cell,bulk}}{F} \left[\sinh^{-1} \left(\frac{i}{2i_{o,an} \sqrt{\frac{p_{H_2,TPB} p_{H_2O,TPB}}{p_{H_2,an} p_{H_2O,an}}}} \right) - \frac{1}{2} \ln \left(\frac{p_{H_2,TPB} p_{H_2O,an}}{p_{H_2,an} p_{H_2O,TPB}} \right) \right] \quad (4.98)$$

Kısmi basınçlar, konsantrasyon kaybı hesaplamasındakiyle aynıdır. Değişim akımı yoğunluğu, $i_0 \left(\frac{A}{m^2} \right)$, Aguiar ve ark. [291] tarafından verilen verilere dayanmaktadır.

$$i_{o,an} = \frac{R_u T_{cell,bulk}}{zF} k_{an} \exp \left(\frac{-E_{a,an}}{R_u T_{cell,bulk}} \right) \quad (4.99)$$

Katotta, aktivasyon aşırı potansiyelini bulmada kütle transfer etkileri daha az önemlidir, bu nedenle daha basit bir yaklaşım kullanılabilir. Bu model için aşağıdaki formül kullanılmaktadır.

$$\eta_{act,ca} = \frac{R_u T_{cell,bulk}}{F} \sinh^{-1} \left(\frac{i}{2i_{o,ca}} \right) \quad (4.100)$$

Katot değişim akım yoğunluğu, anot için olduğu gibi benzer bir şekilde bulunur:

$$i_{o,ca} = \frac{R_u T_{cell,bulk}}{zF} k_{ca} \exp \left(\frac{-E_{a,ca}}{R_u T_{cell,bulk}} \right) \quad (4.101)$$

Ohmik polarizasyon:

Ohmik kayıplar, hücre malzemelerinde akımın akışına karşı direnç nedeniyle ortaya çıkar. Elektrolit boyunca iyonik akışa karşı direnç en önemlidir, ancak elektrotlardaki elektronik dirence, ara bağlantı ve aralarındaki temas direnci de katkıda bulunur. Modelin omik kayıp hesaplaması, Zhao [243] ve Aguiar'ın [291] deneysel ölçümleri birleştirilerek geliştirilmiştir. Zhao deneysel olarak tüm yakıt pili hücre yapısının direncini sıcaklık düzeltmesi olmadan ölçmüştür. Aguiar ise yalnızca elektrolit için sıcaklığa bağlı iyonik iletkenliğini belirlemiştir. Smith'in modelinde ise, Aguiar denklemi Zhao'nun [243] verileriyle eşleşecek şekilde ölçeklenmiştir.

Tüm hücre direnci elektrolitin sıcaklığına bağlıdır. Sıcaklığın olduğu yerde alana özgül direncin denklemi, $(\Omega \cdot m^2)$

$$r_{PEN} = 6.78E - 10 \exp \left(\frac{10.3E3}{T_{cell,bulk}} \right) \quad (4.102)$$

Şeklinde olmaktadır. Burada modellenen ara bağlantı, oksidasyona karşı korumak için katot tarafında seramik kaplamalı paslanmaz çelikten oluşur. Bu düzenlemede, ara bağlantı direncine seramik kaplama ve katot ile temas direnci hakim olmaktadır. Dekker [67], çeşitli çelik ve temas kaplama kombinasyonları için alana özgü direnci değerlendirmiştir. Smith tarafından, Dekker tarafından sunulan verilerden, ara bağlantı malzemelerinin iyi bir seti seçilerek alana özgü direnç için sıcaklığa bağlı bir denklem üretilmiştir [262].

$$r_{inter} = 0.23174 \exp (-0.0115 T_{cell, bulk}) \quad (4.103)$$

Daha sonra toplam omik aşırı potansiyel şu şekilde hesaplanmıştır:

$$\eta_{ohmic} = (r_{PEN} + r_{inter}) i \quad (4.104)$$

Ohmik direnç ile ilgili bir başka hesaplama da Campanari ve ark. [263] tarafından yapılmıştır. Hücre omik direncinin hesaplanması hücre elektrik modeline ve akımın hücre çevresel potansiyel farkı altında ara bağlantılar, anot, elektrolit ve katot boyunca yöneldiği yere dayanmaktadır. Hücre akım yolu, tekdüze aksenal voltaj (eşpotansiyel elektrotlar) hipotezi ile simüle edilmiştir. Hücre eşdeğer omik direnci, ikinci Ohm yasasına göre hesaplanan anot, katot ve elektrolit dirençlerine (R_{an} , R_{cat} , R_{el}) bağlıdır. Eşdeğer devrenin her bir payı omik direnç R_i , akımın yöneldiği bölümün ilgili alanı A_i , o bölgeye karşılık gelen akım akış uzunluğu δ_i ve sıcaklığa bağlı ilişkilerle hesaplanan karşılık gelen ρ_i malzeme öz direncini belirtmektedir.

4.3. Hibrit Sistem Matematiksel Modelleme

4.3.1. PEMFC-GT hibrit sistem

PEMFC ile turbofan motoru hibrit olarak birlikte çalıştığında sistemdeki PEMFC'in, hidrojen kullanarak ürettiği elektrik enerjisi uçağın elektrikli sistemlerini çalıştırmak için kullanılabilir. Ayrıca, yakıt hücresinin hidrojenin oksijenle reaksiyonuna bağlı olarak ürettiği su buharı turbofan motorun soğutulmasında ve havalandırma sistemlerinde

kullanılabilecektir. Aynı şekilde üretilen ısı ise enerji verimliliğini artırmak için bir ısı geri kazanım sistemi aracılığıyla kullanılabilir. PEMFC için gerekli olan oksijen ise bir yöntem olarak turbofan motorunun kompresörü tarafından emilen ve sıkıştırılan havanın yakıt hücresine gönderilmesiyle üretililecektir. Turbofan motorlarının işlemi sırasında çok fazla ısı üretilir. Bu ısı, gerekli olduğunda yakıt hücresinin performansını artırmak için kullanılabilir. Örneğin, yakıt hücrelerinin ihtiyaç duyduğu belirli bir çalışma sıcaklığına turbofan motorlarından gelen ısı ile ulaşılabilecektir.

PEMFC'ler, genellikle hidrojeni yakıt olarak kullandığından, PEMFC için gerekli olan hidrojen mecburen ayrı bir hidrojen tankından sisteme sağlanmalıdır. Daha önce de bahsedildiği üzere sistem mimarisi gereği hidrojen, elektronları ve protonları ile ayrıştırılarak bir elektrik akımı oluşturur. Bu süreçte, yakıt hücresinden çıkan tek yan ürün su olduğu için çevre dostu bir enerji çözüm elde edilmiş olur. Turbofan motorları ise genellikle kerosen bazlı jet yakıtı ile çalışır. Bu yakıt, PEMFC hidrojen ile çalıştığından jet yakıtı doğrudan kullanılamamaktadır. Turbofan motorundan çıkan atık gazlar ise genellikle yanmış gazlar olan CO_2 ve su buharı olduğundan bu gazlar bir yakıt hücresinde doğrudan enerjiye dönüştürülemez.

Kerosenin, PEMFC için yakıt olarak kullanılması için bir dizi ek adım ve ekipman gerekmektedir. Kerosen, bir reformer aracılığıyla PEMFC'nin ihtiyacı olan hidrojene dönüştürülebilir. Bu süreçte, kerosen, yüksek sıcaklıkta ve bir katalizör varlığında su buharı ile reaksiyona girer. Bu reaksiyon sonucunda hidrojen, karbon monoksit ve karbon dioksit oluşur. Böylelikle elde edilen hidrojen, yakıt hücresinde enerji üretmek için kullanılabilecektir. Ancak bu yaklaşımın ve metodun çeşitli zorlukları vardır. Öncelikle, reformerler genellikle büyük ve ağırdır, bu da hava taşıtlarında bir dezavantaj olarak göze çarpmaktadır. İkincisi, reformasyon süreci genellikle yüksek sıcaklıkta gerçekleşir ve zaman alır, bu da uçuş sırasında hızlı yanıt gereksinimleri ile uyumlu olmayabilir. Son olarak, reformasyon sürecinde oluşan karbon monoksit ve karbon dioksit, çevresel açıdan ideal olmayabilir ve ayrıca yakıt hücrelerine zarar verebilir. Bir de buna ek olarak PEMFC çalışma prensibinde yüksek saflık gerektiğinden hibrit bir yaklaşım olarak ayrı hidrojen depolama ve dağıtım sisteminin kullanılması daha mantıklı olacaktır. Bu yaklaşımda hidrojen, yakıt hücresi için ayrı bir yakıt kaynağı olarak sağlanırken, kerosen turbofan motorlar için kullanılmış olacaktır. Turbofan motorlar, genellikle jet yakıtı veya kerosen ile çalışacak şekilde tasarlanmıştır. Bu yakıtlar, belirli bir enerji yoğunluğuna, yanma özelliklerine ve

depolama ve taşıma uygunluğuna sahiptir. Hidrojenin enerji yoğunluğu jet yakıtından çok daha yüksektir, ancak hidrojenin hava taşıtlarında kullanılmasının önemli teknik zorlukları vardır. Hidrojenin düşük yoğunluğu nedeniyle, aynı enerji miktarını depolamak için çok daha büyük tanklara ihtiyaç vardır. Hidrojen ayrıca çok düşük sıcaklıklarda sıvı hale getirilebilir, ancak bu da ek enerji ve karmaşık donanımlar gerektirse de verimli sonuçlar sağlayabilecektir. Son dönemde gelişen teknoloji ile birlikte daha kompakt hidrojen tankı tasarımları gerçekleştirilmiştir. Ek olarak, hidrojenin yanma özellikleri de jet yakıtından farklıdır. Hidrojenin daha yüksek yanma hızı, motor içindeki yanma süreçlerini etkileyebilir ve motor tasarımını ve işlemlerini değiştirebilir. Özel olarak CFM56 motorlarından bahsetmek gerekirse, bu motorlar hidrojen ile çalışacak şekilde tasarlanmamıştır ve hidrojen ile çalışmak için önemli değişiklikler ve testler gerekebilir. Bu bağlamda tez kapsamında yapılan PEMFC-GT hibrit sistem modellemesinde ayrı bir yakıt tankından yakıt piline hidrojen sağlandığı model tercih edilmiştir.

PEMFC-GT hibrit sisteminde planlama aşağıdaki şekilde yapılmalıdır.

Enerji yönetim sistemi: İki enerji kaynağının (turbofan motor ve PEMFC) birlikte çalışmasını düzenlemek için bir enerji yönetim sistemi gereklidir. Bu sistem, uçuş durumlarına ve enerji ihtiyaçlarına göre hangi enerji kaynağının ne zaman ve ne kadar kullanılacağını belirler.

Yakıt kaynağı: CFM56 turbofan motorları genellikle kerosen tipi jet yakıtı ile çalışırken, PEMFC'ler genellikle hidrojen ile çalışır. Bu iki yakıt kaynağı genellikle ayrı ayrı sağlanır ve her enerji kaynağına uygun yakıt dağıtım sistemleri gereklidir.

Yakıt hücresi için hava kaynağı: Turbofan motorun hava kompresörü, hava emer ve sıkıştırır. Bu sıkıştırılmış havanın bir kısmı yanma odasında yakıtla yanmak üzere, bir kısmı da yakıt hücresinde oksijen kaynağı olarak kullanılmak üzere dağıtılır.

Enerji dağılımı: Yakıt hücresinden üretilen elektrik, uçağın çeşitli sistemlerini çalıştırmak için kullanılır. Bu, aviyonik sistemleri, aydınlatma, iklimlendirme ve diğer elektrikle çalışan uçuş sistemlerini içerebilir. Ayrıca, üretilen elektrik enerjisi turbofan motorun elektrikle çalışan komponentlerini, örneğin kontrol sistemleri veya yakıt pompaları gibi, güçlendirebilir.

Soğutma sistemi: Yakıt hücreleri ve turbofan motorları işlem sırasında ısı üretir. Bu ısı, çeşitli sistemlerin soğutulması veya ısı ihtiyaçlarının karşılanması için kullanılabilir. Buna ek olarak yakıt hücresinden üretilen su buharı da turbofan motorun soğutma ihtiyaçları için kullanılabilir. Bu hibrit sistemde, turbofan motorlar ve yakıt hücreleri genellikle birbirleriyle direk enerji alışverişi yapmasalar da bir enerji yönetim sistemi aracılığıyla birbirine bağlanmıştır. Sistemin tam verimliliği ve performansı, enerji yönetim stratejilerine, motor ve yakıt hücresi teknolojilerine ve uçağın spesifik operasyonel gerekliliklerine bağlıdır.

4.3.2. SOFC-GT hibrit sistem

SOFC'ler hibrit sistemde tipik olarak yüksek sıcaklıklarda (700-1000 °C) çalışır. Bu durum hem yakıt hücresinin elektrokimyasal reaksiyonları hem de bazı yakıtların reforme edilmesi için gerekli olan ısıyı sağlamaktadır. SOFC, anot (yakıt tarafı), katot (hava veya oksijen tarafı) ve elektrolit (iki elektrot arasında) olmak üzere üç ana bölümden oluşur. SOFC'de yakıt (genellikle hidrojen, ancak metan gibi diğer yakıtlar da kullanılabilir) anot tarafına girer. Anotta yakıt hidrojen iyonlarına (protonlar) ve elektronlara ayrışır. Elektronlar, bir dış devre üzerinden elektrik enerjisi üretmek için anottan katota doğru hareket eder. Elektrolit yapısı ise iyonik iletkenliğe izin verir ancak elektronların geçişini engelleyerek elektronların dış devre üzerinden akmasını ve elektrik enerjisi üretmesini sağlar. Ayrıca, anot ve katottaki reaksiyonları ayırarak, elektrokimyasal reaksiyonun verimli bir şekilde gerçekleşmesini sağlar.

Katot tarafına hava veya saf oksijen girerek elektronlarla birleşerek oksijen iyonlarına dönüşür. Bu oksijen iyonları, elektrolit üzerinden anota doğru hareket eder. Anotta ise oksijen iyonları ve hidrojen, su ve ısı üreten bir reaksiyon gerçekleştirir. Bu nedenle, SOFC'nin girdileri yakıt (genellikle hidrojen veya hidrojen içeren bir yakıt) ve oksijen (genellikle hava) olurken, çıktıları elektrik enerjisi, ısı ve su buharıdır. Ayrıca, hidrokarbon yakıtların kullanılması durumunda, karbondioksit de bir yan ürün olarak üretilir. SOFC'ler genellikle hidrojen tabanlı yakıtlarla çalışmak üzere tasarlanmış olsa da hidrokarbonlara dayalı yakıtları (metan, doğal gaz, kerosen vb.) doğrudan veya dolaylı olarak kullanabilirler. Hidrokarbon yakıtların kullanımı, öncelikle reforming işlemi ile mümkündür. Reforming işlemi, bir hidrokarbonu hidrojen ve karbon monoksit içeren bir gaz

karışımına dönüştürme sürecidir. Bu karışım, "yeniden biçimlenmiş gaz" olarak bilinir ve SOFC'de kullanılabilecek bir yakıt haline gelir.

Jet yakıtı veya kerosen tabanlı yakıtlar için, tipik bir reforming işlemi aşağıdaki adımları içerir:

Buharlaştırma: Yakıt, su buharı ile karıştırılır ve bu karışım, belirli bir sıcaklık ve basınç altında buharlaştırılır.

Reforming: Buharlaştırılan yakıt, bir reformer içerisinde yüksek sıcaklıklara maruz bırakılır. Bu süreçte, yakıt ve su buharı, hidrojen ve karbon monoksit içeren bir gaz karışımına dönüştürülür.

Katalitik dönüşüm: Reforming süreci genellikle bir katalizörün varlığında gerçekleştirilir. Katalizör, reforming sürecini hızlandırır ve daha verimli hale getirir.

Bu yeniden biçimlenmiş gaz, SOFC'nin anotuna girer ve normal bir şekilde çalışır. Yani, yeniden biçimlenmiş gazdaki hidrojen ve karbon monoksit, anotta oksijenle reaksiyona girer ve elektrik, ısı, su buharı ve karbondioksit üretir. Reforming süreci, bir dizi yan ürün üretebilir ve bu süreçteki bir dizi tepkime, bir dizi etken tarafından etkilenebilir, bu da bu sürecin genel karmaşıklığını artırır. Ayrıca, bu yakıtların kullanılması, karbon birikimi veya "koklaşma" gibi bazı zorlukları da beraberinde getirebilir. Bu durum, anot malzemesine zarar verebileceğinden bu tür bir yakıt hücresinin tasarımı ve işletilmesinde bu hususa dikkat edilmelidir. Bu nedenle, bu tür bir sistemde yakıtın etkin ve verimli bir şekilde kullanılması, reforming sürecini yönetmek ve bu tür zorlukları en aza indirmek için dikkatli bir şekilde tasarlanmalı ve düzenlenmelidir.

CFM56 turbofan motoru ile SOFC hibrit sisteminin tasarlanması ve çalıştırılması oldukça karmaşık bir işlemdir ve bu tür bir entegrasyon için çeşitli faktörler dikkate alınmalıdır. Öncelikle hem turbofan motorunun hem de SOFC'nin kullanacağı yakıtın seçimi önemlidir. Bu yakıt, genellikle kerosen tabanlı jet yakıtı olacaktır. Jet yakıtı, motoru beslemek için direkt olarak kullanılabilir, ancak SOFC için yakıtın bir reformer vasıtasıyla hidrojen ve karbon monoksit içeren bir gaz karışımına dönüştürülmesi gerekir. Reformer sistemi hem jet yakıtını hem de gerektiğinde su buharını girdi olarak kullanarak yeniden şekillendirilmiş

gazı (hidrojen ve karbon monoksit içerir) çıktı olarak verir. Sistemde, jet yakıtı hidrojen, karbon monoksit ve karbondioksit içeren bir gaz karışımına dönüştürülür. Reformerin verimli bir şekilde çalışmasını sağlamak ve istenmeyen karbon birikimini (koklaşma) önlemek için dikkatli şekilde tasarlanmalıdır. Hem turbofan motorunun hem de SOFC'nin çıkışlarından kaynaklanan atık ısıyı geri kazanmak için bir ısı eşanjörü düşünülebilir. Böylelikle SOFC'nin işletim sıcaklığına ulaşmasına yardımcı olunarak motorun genel verimliliğini artırılıp yakıtın reforming süreci hızlandırılabilir.

Elektrik enerjisi kullanımı: SOFC'den üretilen elektrik enerjisi, uçağın kabin ışıklandırması, iklimlendirme, navigasyon sistemleri ve elektronik kontrol sistemleri gibi elektrik ihtiyaçları için kullanılabilir. Böylelikle uçağın genel enerji verimliliğini artırılmış olur.

Enerji yönetimi ve kontrol: Bir turbofan motoru ve SOFC'yi hibrit bir sistem olarak entegre etmek, enerji akışlarını ve malzeme transferini dikkatlice kontrol etmeyi gerektirir. Bu kontrol mekanizmaları, her bileşenin verimliliğini optimize etmeye, emisyonları azaltmaya ve genel sistem güvenliğini sağlamaya yardımcı olmalıdır. Her bileşenin enerji ve malzeme girdilerinin ve çıktıların dikkatlice ayarlanması gerekmektedir.

Emisyon kontrolü: Hem turbofan motoru hem de SOFC, karbondioksit, azot oksitler ve kükürt oksitler gibi potansiyel olarak zararlı egzoz gazları üretir. Gazların çevresel etkilerini azaltmak, emisyonları kontrol etmek ve uluslararası hava kirliliği standartlarına uymak için çeşitli stratejiler uygulanabilecektir.

Tasarımda dikkate alınacak ana girdiler turbofan motoru için jet yakıtı ve hava SOFC için ise yeniden şekillendirilmiş gaz (hidrojen, karbon monoksit) ve hava olmaktadır. Ana çıktılar ise turbofan motoru için itki, atık ısı ve yanma gazları çıktılar ise elektrik enerjisi, atık ısı, su, karbonmonoksit olmaktadır.

4.3.3. MCFC-GT hibrit sistem

MCFC'ler, elektrik üretmek için bir yakıtın (genellikle hidrojen) ve bir oksitleyicinin (genellikle oksijen) elektrokimyasal reaksiyonunu kullanırlar. CFM56-5A1 turbofan motoru ve MCFC'nin entegrasyonu konusunda bir modelleme yapılırken, bir dizi karmaşık entegrasyon adımı ve kritik unsurlar dikkate alınmalıdır.

MCFC'nin anot girdisi: MCFC'nin anot tarafı genellikle hidrojen veya karbon monoksit kullanır. Bu yakıtlar, CFM56-5A1 turbofan motorunun egzoz gazlarından sağlanabilir. Ancak, bu gazlar genellikle azot oksitler gibi MCFC için zararlı olabilecek bileşenler içerir. Bu nedenle, egzoz gazları, motorun egzozundan MCFC'ye iletmeden önce arıtılmalıdır. Arıtma işlemi genellikle bir gaz arıtma ünitesi ile yapılır.

MCFC'nin katot girdisi: Katot tarafı, genellikle oksijen veya hava gerektirir. Bu genellikle sıkıştırılmış hava (turbofandan sağlanabilir) ile sağlanır. MCFC'nin işleyişinden dolayı, katotta genellikle hava (oksijen) ve su buharı bulunur.

MCFC'nin anot çıktısı: Anot tarafından, elektrik üretiminin bir yan ürünü olarak su buharı ve ısı çıkar. Bu ısı genellikle yeniden kullanılır veya atılır. Su buharı, enerji verimliliğini artırmak için sisteme geri döndürülebilir.

MCFC'nin katot çıktısı: Katot tarafından, genellikle egzoz gazları ve ısı çıkar. Bu egzoz gazları genellikle CO₂ ve su buharı içerir. Bu gazlar, çevreye salınabilir veya sistemde başka bir bölümde yeniden kullanılabilir.

Bir hibrit sistemde, her iki sistemin verimli bir şekilde çalışabilmesi için, bu girdi ve çıktı akışlarına dikkat etmek ve uygun şekilde yönetmek önemlidir. Her iki sistemin çalışma şartları, performansları ve talepleri göz önünde bulundurularak bir kontrol stratejisi oluşturulmalıdır. Özellikle, CFM56-5A1 turbofan motorunun ve MCFC'nin çalışma sıcaklıkları önemli bir faktördür. MCFC, genellikle yaklaşık 650°C'de çalışırken, turbofan motorunun egzoz gazları bu sıcaklıktan çok daha yüksek olabilir. Bu nedenle, uygun bir ısı yönetimi stratejisi, sistem performansını optimize etmek ve her iki sistemin zarar görmemesini sağlamak için çok önemlidir. Isı, bir ısı eşanjörü kullanılarak yönetilebilir. Bu durum, turbofan motorundan çıkan fazla ısıнын, MCFC'nin çalışma sıcaklığına uyacak şekilde düşürülmesine yardımcı olabilir. CFM56-5A1 turbofan motorunun egzoz gazlarının MCFC için yakıt olarak kullanılması karmaşık bir işlem olabilir. İki ana faktör olan egzoz gazlarının bileşimi ve sıcaklık bu durumu belirleyecektir.

Egzoz gazlarının bileşimi: CFM56-5A1, yanma sürecinde yüksek miktarda azot oksit (NO_x), karbondioksit (CO₂), su buharı (H₂O) ve az miktarda karbon monoksit (CO) ve hidrojen (H₂)

üretir. MCFC, elektrik üretmek için genellikle hidrojeni kullanır. Ayrıca karbon monoksit (CO) ve karbondioksit (CO_2) ile de çalışabilir. Bununla birlikte, azot oksitler ve diğer yanma ürünleri, MCFC'nin performansını ve ömrünü olumsuz etkileyebilir.

Bu nedenle, egzoz gazlarını MCFC'ye beslemeden önce, gazların arıtılması gerekebilir.

Egzoz gazlarının sıcaklığı: MCFC'ler, genellikle yaklaşık 650°C 'de çalışır. Turbofan motorun egzoz gazları genellikle bu sıcaklıktan çok daha yüksektir. Bu durum MCFC'nin termal hasara neden olabilir, bu yüzden egzoz gazları soğutulmalı ve ısı dönüşümü için bir mekanizma kullanılmalıdır.

Jet A1 yakıtının doğrudan MCFC'ye verilmesi ise genellikle pratik değildir. MCFC'ler, kimyasal enerjiyi doğrudan elektrik enerjisine dönüştürmek için tipik olarak hidrojen, karbon monoksit veya metan gibi daha basit moleküllerle çalışır. Jet A1 yakıtı, genellikle daha karmaşık hidrokarbonları içerir ve bu moleküller, MCFC'nin anot ve katot tarafında gereken elektrokimyasal reaksiyonları engelleyebilir. Bu nedenle, Jet A1 yakıtının MCFC'ye beslenmeden önce bir tür yakıt düzenleme işlemine tabi tutulması gerekir, bu genellikle bir reformer aracılığıyla yapılır.

CFM56-5A1 turbofan motorunun yanma ürünlerinin bir MCFC girdisi olarak kullanılması, genellikle bir "ısı değiştirici" ve "gaz arıtma" birimi içerir. İlk aşamada ısı değiştirici kullanılarak turbofan motorun egzoz gazlarının sıcaklığının düşürülmesi sağlanır. Bu ısı, MCFC'nin ısıtılmasına yardımcı olabilir ve böylece genel verimliliğin artırılmasını sağlar. Daha sonra, gaz arıtma birimi, azot oksit (NO_x) gibi potansiyel olarak zararlı maddeleri egzoz gazlarından ayırır. Sistemdeki NO_x , MCFC'nin elektrokimyasal reaksiyonunu bozabilir ve dolayısıyla pilin ömrünü ve performansını azaltabilir. Arıtma işlemi genellikle adsorpsiyon, absorpsiyon veya seçici katalitik indirgeme (SCR) gibi teknikleri içerir. Sonrasında, bu arıtılmış egzoz gazları, MCFC'nin anot tarafına beslenebilir. MCFC, hidrojeni, karbon monoksitini ve karbondioksiti elektrik enerjisine dönüştürebilir. MCFC'nin katot tarafında, oksijen ve su buharı, egzoz gazlarının içinde bulunan hidrojen ve karbon monoksit ile reaksiyona girerek elektrik üretir.

Havacılık hibrit sistemlerinde kullanılan MCFC-GT ve SOFC-GT hibrit sistemleri, çalışma sıcaklığı, elektrolit türü, yakıt esnekliği ve verimlilik gibi birçok açıdan farklılık gösterir. MCFC-GT sistemleri daha düşük sıcaklıklarda çalışır, daha az karmaşıktır ve daha hızlı

başlatılabilir, ancak daha düşük güç yoğunluğuna ve daha az dayanıklı elektrolite sahiptir ve karbonat çökmesi riski barındırmaktadır. SOFC-GT sistemleri ise daha yüksek verimlilik, daha düşük emisyon, daha geniş yakıt yelpazesi ve daha uzun ömür sunar, fakat daha karmaşık ve daha pahalıdır. Hangi sistemin daha uygun olduğu, uçuş tipi, güç ihtiyacı, maliyet ve çevresel etkenler gibi faktörlere bağlıdır. Teknolojinin gelişmesi, üretim maliyetlerinin düşmesi ve yeni nesil yapıların oluşturulması ile MCFC-GT hibrit sistemlerinin daha da yaygınlaşması beklenebilecektir.

4.3.4. DMFC-GT hibrit sistem

Direkt Metanol Yakıt Hücresi (DMFC) çalışma prensibi genel olarak şu şekildedir. Direkt Metanol Yakıt Hücresi (DMFC) genellikle 50-120 °C arasında düşük sıcaklıkta çalışır. İşletim basınçları genellikle atmosfer basıncında veya biraz daha yüksektir. DMFC'nin anotunda, metanol su ile reaksiyona girer ve karbondioksit, hidrojen ve elektronları oluşturur. Bu reaksiyon için bir katalizöre ihtiyaç duyulur ve genellikle bu katalizör olarak platin kullanılır. Elektronlar anottan, bir elektrik devresi yoluyla, katoda doğru hareket ederler. Bu reaksiyon şu şekilde temsil edilebilir:



Katotta ise, hava yoluyla sağlanan oksijen, elektronlar ve suyla birleşerek hidrojeni oluşturur. Bu reaksiyon şu şekilde ifade edilebilir:



Bu hidrojenin bir kısmı anoda geri döner ve döngü bu şekilde devam eder. Dolayısıyla, DMFC'nin anotuna metanol ve su, katoduna ise oksijen verilir. Bunlardan çeşitli kimyasal reaksiyonlarla elektrik enerjisi, su ve karbondioksit üretir. DMFC'nin anotuna metanol ve su, katoduna ise oksijen girdi olarak verilirken çıktılar elektrik enerjisi, ısı, su ve karbondioksit olmaktadır.



DMFC'lerin havacılıkta kullanımı potansiyel olarak mümkün olabilse de bazı önemli zorluklar ve mühendislik gereksinimleri bulunmaktadır. DMFC'lerin düşük enerji

yoğunluğuna sahip oluşları onları ağır ve hacimli hale getirebilir, bu da havacılıkta kullanımını sınırlandırabilir. DMFC yakıt hücresi ve turbofan motor entegrasyonu sunduğu yüksek verimlilik ve çevrecilik avantajları için dikkatli bir enerji yönetim sistemiyle tasarlanmalıdır. DMFC hücresinin anot tarafında oluşan karbondioksit, turbofanın emisyonlarının bir parçası olabilir, böylece enerji tasarrufu sağlayarak toplam karbondioksit emisyonlarını azaltır. Turbofan motorundan gelen atık ısı, yakıt hücresinin ısıtılmasında kullanılarak sistem verimliliğinin artırılmasını sağlayacaktır.

Burada önemli olan turbofan motorunun çıktılarını DMFC hücresinin girdilerine dönüştürmektir. Ancak, bu süreçte bir dizi mühendislik zorluğu vardır. Birincisi, DMFC'nin çalışma sıcaklığı, turbofan motorunun atık ısısından genellikle daha düşüktür. Bu durum, bir ısı eşanjörü veya benzer bir cihaz kullanılarak aşılabılır. İkincisi, turbofan motorunun çıkış gazları, DMFC hücresi tarafından kullanılacak olanlardan farklı olabilir. Bu durum ise, gazların uygun şekilde ayrılması ve işlenmesi gerektiği anlamına gelir. Bu durumda uygulanabilecek çözüm metanol yakıt deposu üzerinden metanol sağlanması olmaktadır. Üçüncüsü, DMFC hücrelerinin düşük enerji yoğunluğu, onları hava taşıtlarında kullanmayı zorlaştırabilir. Bu ve diğer zorlukları aşmak için, bir dizi mühendislik ve tasarım çözümü gereklidir. Örneğin, gaz işleme ve ayırma sistemleri, ısı eşanjörleri ve enerji yönetim sistemleri gibi bileşenlerin tasarlanması ve entegrasyonu sistemde gerekli olmaktadır. Bununla birlikte, bu tür bir hibrit sistem, özellikle uzun menzilli uçuşlarda yakıt verimliliğini artırabilir ve emisyonları azaltabilir. Bu nedenle, DMFC ve turbofan motor entegrasyonu üzerine daha fazla araştırma yapılması gerekmektedir.

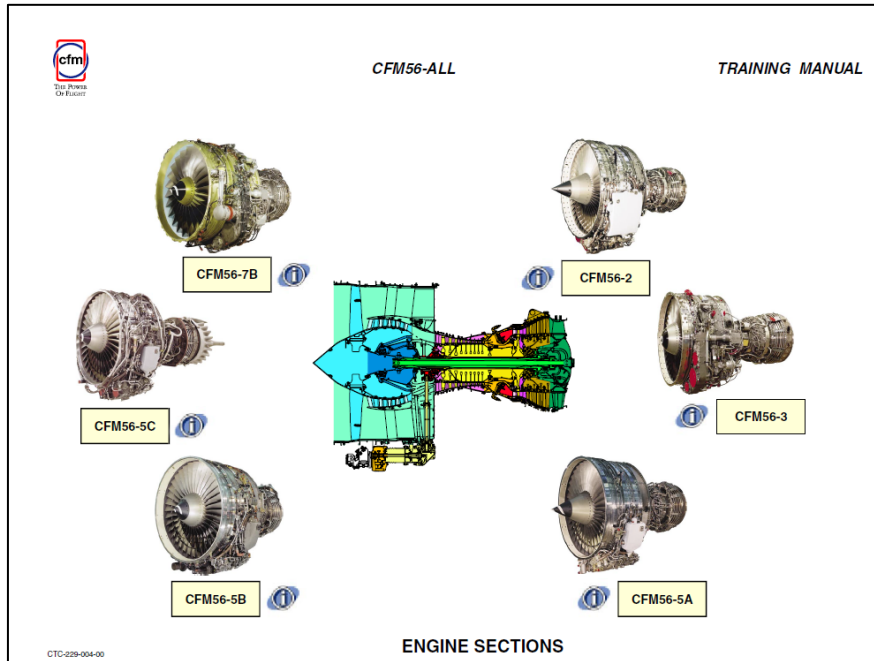
CFM56-5A1 turbofan motorunun atık gazları genellikle karbondioksit, su buharı ve nitrojen içerdiğinden bu gazlar DMFC'ye girdi olarak kullanılabilirler. Özellikle, karbondioksit ve su, anottaki reaksiyonlara yardımcı olabilecektir. Bu tür bir entegrasyon, her iki sistemin enerji ve madde dengelerini dikkatlice analiz ederek gerçekleştirilmelidir. Örneğin, motorun ürettiği karbondioksit ve su miktarı, DMFC'nin bu maddelere ne kadar ihtiyaç duyduğuyla eşleşmelidir. Ayrıca, DMFC'nin elektrik çıktısının, uçağın diğer elektrik ihtiyaçlarına yönlendirilmesi gerekmektedir. Bunun dışında, bu tür bir entegrasyon, ısı yönetimini de içermelidir. Motorun ürettiği atık ısı, DMFC'nin ısıtılması ve böylece verimliliğinin artırılması için kullanılabilir. Son olarak, bu tür bir entegrasyonun pratikte gerçekleştirilmesi için çeşitli parametrelerin - hava hızı, hava basıncı, motorun ve yakıt hücresinin çalışma sıcaklıkları ve basınçları vb. - dikkatlice izlenmesi ve düzenlenmesi gerekir.

PAFC'ler ise genellikle 150-200 °C'de çalışır ve yüksek enerji dönüşüm verimliliği, uzun ömür beklentisi ve düşük emisyonları nedeniyle genellikle endüstriyel uygulamalar için tercih edilir. Bununla birlikte, havacılık uygulamalarında kullanımları, bir dizi güvenlik ve pratiklik meselesi nedeniyle sınırlıdır. Fosforik asit, kuvvetli bir asit olup, hava araçları için kullanılan bir dizi malzeme üzerinde aşındırıcı etkisi olabilir. Bu durum, hava aracının bütünlüğünü ve dayanıklılığını tehlikeye atabilir ve ayrıca yakıt hücresi malzemelerinin ömrünü kısaltabilir. PAFC'lerin yüksek çalışma sıcaklıkları, hava araçları için uygun soğutma sistemlerinin tasarımını ve entegrasyonunu gerektirir, bu da sisteme ekstra ağırlık ve karmaşıklık ekleyecektir. AFC'ler ise, karbondioksit (CO_2) varlığında etkili bir şekilde çalışamazlar. CO_2 ile reaksiyona girerek, elektrolit içinde zararlı tuzları oluştururlar. Bu durum, hava taşıtlarının atmosferde uçarken karşılaştığı bir durum olduğundan, AFC'lerin hava taşıtlarında kullanılması bu yüzden sınırlıdır. Ayrıca AFC'ler genellikle saf oksijen ve hidrojen kullanır. Bu gazların saklanması ve taşınması, özellikle havacılık uygulamalarında, önemli güvenlik ve pratiklik sorunları oluşturabilir. Bu nedenler PAFC'ler ve AFC'ler modellemesi yapılmış olan CFM56-5A1 turbofan motoruyla hibritleme için tercih edilmemiştir.

5. GAZ TÜRBİNİ MODELLEME

5.1. Gasturb Yazılım Modellemesi

Modelleme için dikkat edilmesi gereken tasarım parametreleri türbin giriş sıcaklığı, kompresör basınç oranı, bypass oranı, fan basınç oranı ve hava debisi olarak belirlenmiştir. Tasarım koşulları ise uçuş mach sayısı, irtifa ve irtifaya bağlı hava özellikleri olarak belirlenmiştir. Tasarım hedefleri ise düşük özgül yakıt tüketimi ve maksimum itki olarak planlanmıştır. Literatür taraması sonucunda her bir irtifaya ve uçuş fazına göre performans modellemesi ve optimizasyonu yapılacak olan motor literatürdeki taramaya göre test verileri belirli olan ve havacılıkta yaygın olarak kullanılan CFM 56-1A olarak seçilmiştir. Motorun modellemesi Gasturb yazılımı üzerinden motorun ölçüleri, yüksek basınç kompresörü, yüksek basınç türbini ve alçak basınç türbini kademe sayıları, şaft sayıları, bypass oranı, türbin giriş sıcaklığı, fan basınç oranları, kompresör basınç oranı, hava debisi ve çeşitli bölümlerin verimlilik değerleri üzerinden hesaplanmıştır. Bu kapsamda motora ait deneysel veriler ise Lufthansa Havayolları tarafından paylaşılan [248] motora ait spesifik data dokümanlarından elde edilmiştir.



Şekil 5.1. CFM56 motor türleri ve çizimleri [248]

Şekil 5.1.'de de görüldüğü üzere kapsamlı akış şeması incelemesi sonucu karar verilmiş olan motor Modeli CFM56'nın çok sayıda türü bulunmaktadır. Bu türler modelleme ve kullanım amacı olarak az da olsa farklılık göstermektedir.

POWER PLANT
GENERAL

 **Lufthansa
Technical Training**

A319/A320
CFM 56-5A
71-00

CFM 56-5 FAMILY MODELS

Family Models	CFM 56-5A1	CFM 56-5A3	CFM 56-5A4	CFM 56-5A5	CFM 56-5B1	CFM 56-5B2	CFM 56-5B4	CFM 56-5B5	CFM 56-5B6
AIRCRAFT TYPE	A320	A320	A319	A319	A321	A321	A320	A319	A319
THRUST	25000 lb	26500 lb	22000 lb	23500 lb	30000 lb	31000 lb	27000 lb	22000 lb	23500 lb
FLAT RATED TEMPERATURE (DEG C / DEG F)	30°/86°	30°/86°	30°/86°	30°/86°	30°/86°	30°/86°	45°/113°	45°/113°	45°/113°
BYPASS RATIO	6 : 1	6 : 1	6.2 : 1	6.2 : 1	5.5 : 1	5.5 : 1	5.7 : 1	6 : 1	5.9 : 1
MASS FLOW	852lb/sec	876lb/sec	816lb/sec	842lb/sec	943lb/sec	956lb/sec	897lb/sec	818lb/sec	844lb/sec
OVERALL PRESS. RATIO	31.3	31.3	31.3	31.3	35.5	35.5	32.6	32.6	32.6
EGT (DEG C)	890°/915°	915°	890°/915°	890°/915°	950°	950°	950°	950°	950°
N1 (RPM)	5100	5100	5100	5100	5200	5200	5200	5200	5200
N2 (RPM)	15183	15183	15183	15183	15183	15183	15183	15183	15183

ENGINE CHARACTERISTICS

Family Models	CFM 56-5A1	CFM 56-5A3	CFM 56-5A4	CFM 56-5A5	CFM 56-5B1	CFM 56-5B2	CFM 56-5B4	CFM 56-5B5	CFM 56-5B6
LENGTH (INCH)	95,4	95,4	95,4	95,4	102,4	102,4	102,4	102,4	102,4
FAN DIAMETER (INCH)	68,3	68,3	68,3	68,3	68,3	68,3	68,3	68,3	68,3
BASIC DRY WEIGHT (lb)	4995	4995	4995	4995	5250	5250	5250	5250	5250
FAN / LP / HP STAGE NUMBERS	1+3+9	1+3+9	1+3+9	1+3+9	1+4+9	1+4+9	1+4+9	1+4+9	1+4+9
HP / LP TURBINE STAGE NUMBERS	1+4	1+4	1+4	1+4	1+4	1+4	1+4	1+4	1+4

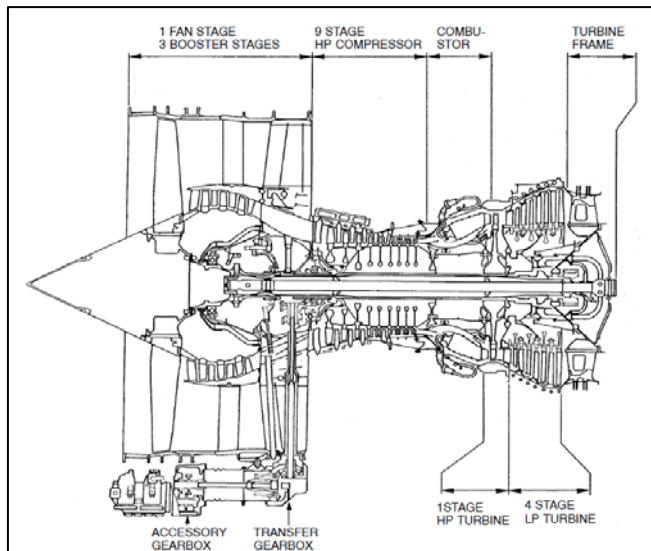
Şekil 5.2. CFM56 motorunun spesifikasyonları [248]

Üretilmiş olan her modelin ürettiği itki, sıcaklık limitleri, bypass oranı, yakıt ve hava debileri, basınç oranları, Rpm değerleri, uzunluk değerleri, çap değerleri, fan ve türbin istasyon sayıları gibi parametrik ve modellemeye dayanan sistemsel değerleri farklılık göstermektedir. Modellemede kullanılan CFM56-5A1 motor modellemesine Lufthansa dokümanındaki CFM56-5A1 motor parametrik değerleri ele alınmıştır.

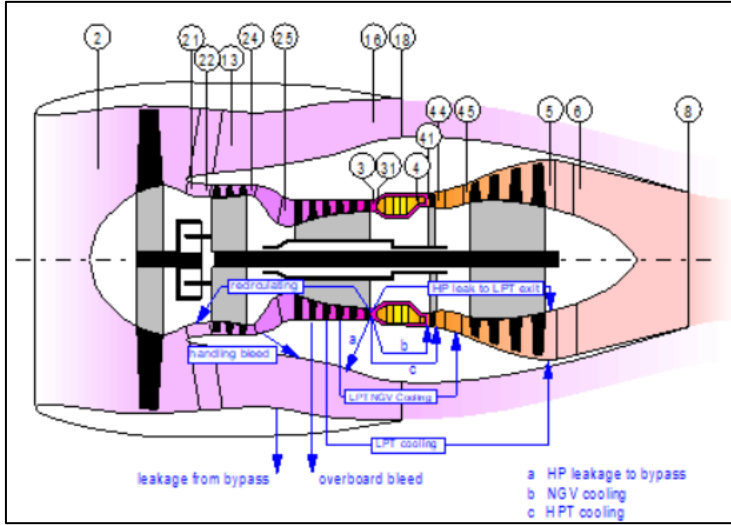
CFM 56-5A1 ENGINE DATA (LUFTHANSA CONFIG)	
Take Off Thrust (Sea Level Static) Time Limit 5 min: Flat Rated Ambient Temperature Max Continuous (Sea Level Static) Flat Rated Ambient Temperature	25000 lbs = 11120 daN 86° = 30° C 23700 lbs = 10500 daN 77° F = 25° C
Airflow (Take off)	852 lbs/sec = 426 kg/sec
Bypass Ratio	6 : 1
Compressor Pressure Ratio (overall,Take Off, SLS)	26,5 : 1
Fan Pressure Ratio (Take Off, SLS)	1,55 : 1
Fan Thrust / Core Thrust (At Take Off)	80% / 20%
Turbine Inlet Temperature (T41) (Take Off -Hot Day)	2311° F = 1265° C
EGT (T49,5) RED LINE MAX CONTINUOUS ENG. START	890° C 855° C 725° C
N1 & N2 Direction of Rotation	Clockwise (aft looking forward)
N1 Design Speed 100% N1 MAX. 102%	5000 min -1 5100 min -1
N2 Design Speed 100% N2 MAX. 105%	14460 min -1 15183 min -1
TSFC (Standart, Static) Take Off MAX. Continuous 75%	0,343 lbs/lbs x h 0,339 lbs/lbs x h 0,326 lbs/lbs x h
TSFC (MACH 0,8) Altitude 35000 ft, Std. Day	0,596 lbs/lbs x h
Engine Weight	4734 lbs = 2150 Kg

Şekil 5.3. CFM56-5A1 motorunun spesifikasyonları [248]

Dokümandan elde edilen verilere göre motorun verileri çeşitli koşullar altında değerlendirilerek ele alınmıştır. Hava debisi, bypass oranı, kompresör ve türbin basınç oranları, itki oranları, türbin giriş sıcaklığı değeri, Rpm değerleri, özgül yakıt tüketimi değerleri (çeşitli çalışma şartları altında) ve motor ağırlığı gibi deneysel sonuçlardan elde edilen parametreler modellemeye yerleştirilerek motora ait parametrelerin farklı şartlarda ve uçuş irtifalarında elde edilmesi sağlanmıştır.



Şekil 5.4. CFM56 motorunun teknik çizimi [248]



Şekil 5.5. 2 Spool turbofan CFM-56-5A1 motor şeması [264]

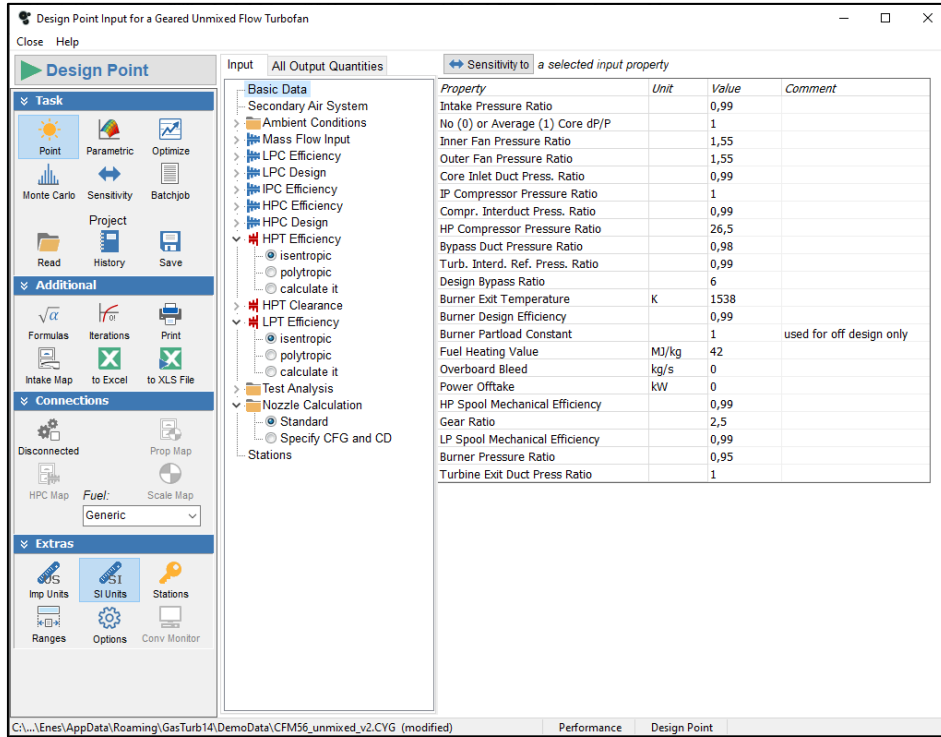
Motorun Gasturb yazılımı aracılığıyla yapılan modellemesinde motorun teknik çizimine bağlı kalınarak birebir oranlarda aynı parametrik değerlerle bir motor modeli oluşturulmuştur. CFM 56-1A motorunun çizim şematığına göre yüksek basınç kompresörü 9 aşamalı, yüksek basınç türbini 1 aşamalı ve alçak basınç türbini ise 4 aşamalı olacak şekilde ayarlanmıştır. Dinamik basıncı azalması ve statik basıncı artışına dayalı alıkta oluşan basınç kaybını ifade eden giriş basınç oranı (intake pressure ratio) 0,99 olarak değerlendirilmiştir. Basınç oranı, kompresör sıkıştırma, türbine genleşme oranı gibi tüm değerler mevcut motora göre motor katalogları üzerinden belirlenmiştir. Yakıcı çıkış sıcaklığı (Burner Exit Temperature) , türbin giriş sıcaklığı ya da yanma odası çıkış sıcaklığı, en verimli durumda ulaşacağı maksimum sıcaklık denklemi kullanılarak, gerçek hayatta ısı kaybı ve transferlerini hesaba katılarak belirlenmektedir. Bu sıcaklık test datalarında 1538 K olarak verilmiştir. Fuel Heating Value üst ısıl değer olarak yakıtın maksimum verebileceği enerji olduğundan dolayı modellemede alt ısıl değeri kullanılmıştır. Alt ısıl değer hesaplama formülü [265] yakıt kimyasal formülü üzerinden hesaplanır. Yine testte kullanılan yakıta ait FHV datalarda 42 MJ olarak verilmiştir. Overboard Bleed ise turbofan için besleme havasını belirtmektedir. Motorun kataloğunda 0 olarak belirtilmiştir. Dış fan basınç oranı (Outer fan pressure ratio) ve iç fan basınç oranı (inner fan pressure ratio) katalog değerine göre 1,55 olarak alınmıştır. Yüksek basınçlı kompresör basınç oranı ise 26,5 olarak alınmıştır. Bypass oranı ise yine katalogdaki değere uygun şekilde 6 olarak alınmıştır. Düşük basınç spool hızı 5100 RPM, yüksek basınç spool hızı ise 15183 Rpm olarak katalogdaki test verilerine uygun olarak alınmıştır. Ambient Conditions test yerde yapıldığı için yine test verileri üzerinden belirlenmiştir, irtifa ve hava Mach sayısı 0 olarak alınmıştır. Yakıt debisi ise yine katalog

değerlerine göre 386,461 kg/s olarak alınmıştır. Verim değerleri yine hem kataloğa hem de dizayn kitaplarına [264,265] bağlı alınarak sisteme işlenmiştir.

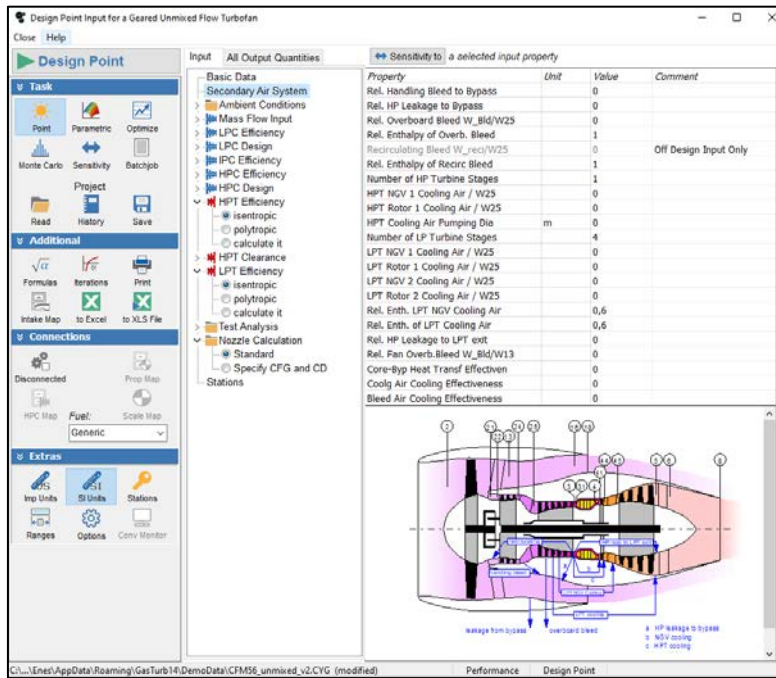
Çizelge 5.1. 2 spool turbofan CFM-56-5A1 motor istasyon bölümleri

Motor İstasyon Numarası	Motor Bölümleri
2	Fan Girişi
22	Güçlendirici Girişi
24	Güçlendirici Çıkışı
25	HP Kompresör Girişi
3	HP Kompresör Çıkışı
4	Brülör Çıkışı
44	HP Türbin Çıkışı
45	LP Türbin Girişi
5	LP Türbin Çıkışı
6	Çıkış Kılavuz Kanadı Çıkışı
8	Çekirdek Nozul Boğazı
13	Bypass Girişi
16	Bypass Çıkışı
18	Bypass Nozul Boğazı

CFM56-5A1 motorunun motor bölümleri ise Gasturb yazılımında her giriş çıkış için numaralandırılarak planlanmıştır. Her bir motor bölümündeki performans verilerinin elde edilerek değerlendirilmesi açısından mu etiketleme sistemi oldukça önemli olmaktadır. Tek tek tüm motor yapısal ve deneylerin sınır koşulu değerlerinin deney anındaki haliyle birebir sisteme girilmesiyle elde edilen çıktıların her bir motor bölümü için ayrı ayrı ve sayısız parametre ve ölçekte elde edilmesi farklı motor geliştirme ve performans ölçüm çalışmalarına ön ayak olmaktadır. 2 spool turbofan CFM-56-5A1 çalışma mekanizması ve süreç şeması Şekil 5.6.'da açıkça gösterildiği deneysel şekline birebir uygun olacak şekilde Gasturb yazılımında gerçekleştirilmiştir.



Şekil 5.6. 2 spool turbofan CFM-56-5A1 motor genel özellikleri

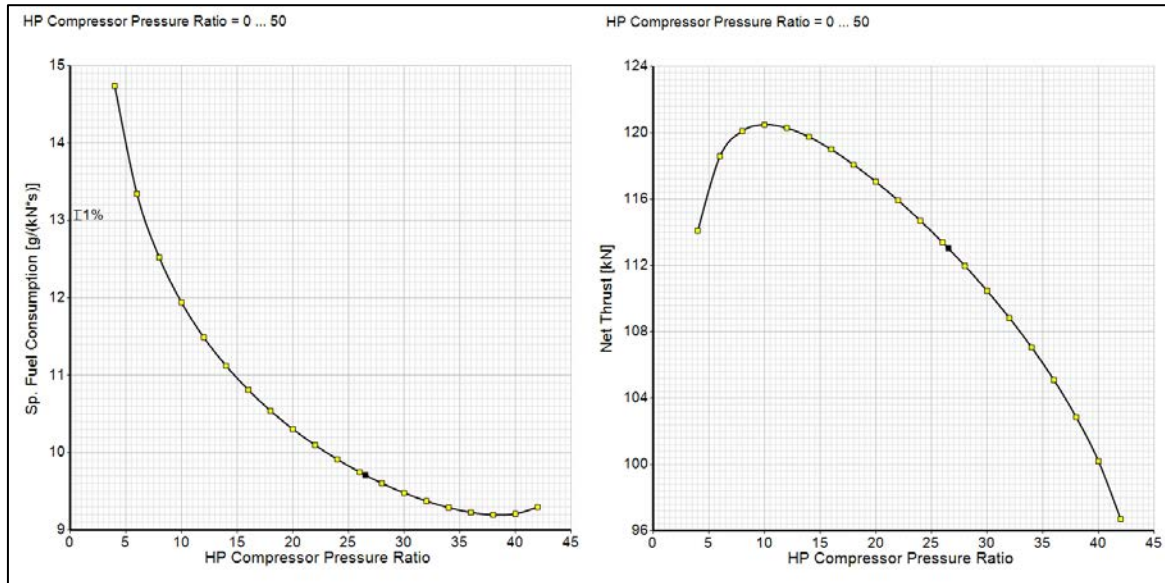


Şekil 5.7. 2 spool turbofan CFM-56-5A1 motor türbinlerin kademe özellikleri

Daha önce de belirtildiği ve Şekil 5.6. ve Şekil 5.7.'de de bir kısmı görüldüğü üzere CFM-56-5A1 motor genel özellikleri , kademe özellikleri ve ölçüleri birebir olarak modelleme sistemine eklenmiştir. Tüm tasarım verileri her bir motor bölümü için ayrı ayrı spesifik

yaptırılarak her türlü performans çıktısı elde edilebilmektedir. Bunlardan en önemlileri tez kapsamında da oldukça önem arz eden itki ve özgül yakıt tüketimi olmaktadır. Modelleme sonucunda özgül yakıt tüketimi $9,7105 \text{ g/(kN.s)}$, itki ise $113,04 \text{ kN}$ olarak elde edilmiştir. Katalogda bu deneysel çalışmaya bağlı değerler ise özgül yakıt tüketimi $9,7157 \text{ g/(kN.s)}$, itki ise $111,206 \text{ kN}$ olarak elde edilmiştir. Değerlerin yakın olması modellemenin doğruluğunu göstermektedir. Modelleme sonucunda özgül yakıt tüketimi ve itki değerleri deneysel veri kataloğuna düşük bir hata payıyla yakın olacak şekilde elde edilmiştir.

Tamamlanan çevrim sonrasında CFM56-5A1 Motorunun test sonucu istasyon dataları, CFM56-5A1 Motorunun test sonucu performans çıktıları, özgül yakıt tüketimi ve itki değerlerinin kompresör basınç oranıyla değişimi grafikleri, özgül yakıt tüketimi ve itki değerlerinin kompresör basınç oranıyla ve türbin giriş sıcaklığıyla değişimi grafikleri, özgül yakıt tüketimi ve itki değerlerinin hava debisi ile değişimi grafikleri, İtki değerinin dış fan basınç oranı ile değişimi grafikleri, Özgül yakıt tüketimi değerinin dış fan basınç oranı ile değişimi grafikleri, ve HPC ve LPC için hava debisi ve kompresör basınç oranı haritaları elde edilmiştir.

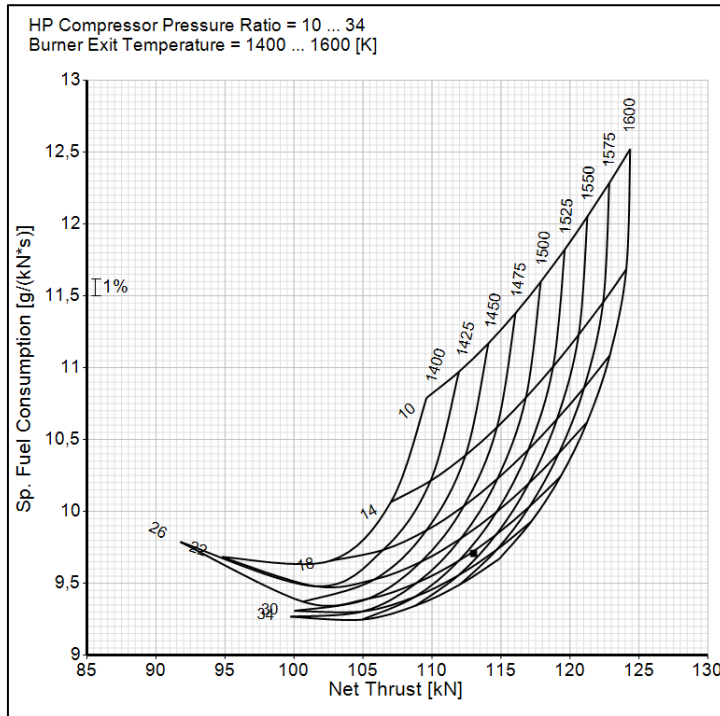


Şekil 5.10. SFC ve itkinin kompresör basınç oranıyla değişimi grafikleri

Özgül yakıt tüketimi değeri motorun ürettiği birim itki başına ne kadar yakıt tükettiğini ifade eder. Şekil 5.10.'deki grafiğin yatay eksenini yüksek basınç kompresörü basınç oranını temsil ederken, dikey eksenini özgül yakıt tüketimini temsil eder. Grafik, HP (Yüksek Basınç) Kompresör Basınç Oranı arttıkça SFC'nin nasıl değiştiğini göstermektedir. Basınç oranı, kompresörün emiş ve çıkış arasındaki basınç farkını ifade etmektedir. Burada, basınç oranı

arttıkça, SFC değerinin düştüğünü, yani motora sağlanan itki başına daha az yakıt tüketildiği çıkarımı yapılabilmektedir. Bu durum genellikle basınç oranının artmasının verimliliği artırdığı ve motora daha iyi bir termal verim sağladığı anlamına gelmektedir. Ancak, belirli bir noktadan sonra, fazla basınç oranı verimlilik kazanımlarını azaltabilir ve bu da SFC'nin tekrar artmasına yol açabilecektir.

Sağ taraftaki grafikte ise, motorun ürettiği itki kuvvetinin HP kompresör basınç oranı ile ilişkisi ele alınmaktadır. Grafik, itki kuvvetinin basınç oranının artışıyla öncelikle arttığını, belirli bir maksimum noktaya ulaştıktan sonra ise azaldığını göstermektedir. Bu durum, motorun belirli bir basınç oranı aralığında maksimum itki kuvvetine eriştiğini, ancak bu noktanın ötesinde itkinin azalmasıyla karşı karşıya kaldığını gösterir. Bu azalış, aerodinamik sınırlamalar, artan mekanik yükler ve termal limitler gibi faktörlerden kaynaklanmaktadır. Çok düşük basınç oranı, motorun tam potansiyelini kullanamamasına neden olurken, çok yüksek basınç oranı da motorun verimliliğini düşürerek yüksek sıcaklık gibi yan etkiler oluşturabilecektir. Her iki grafik de motorun operasyonel verimliliği ve performans optimizasyonu üzerine derinlemesine bir bilgi sunmakta ve motor tasarımı ile uçuş operasyonlarında karar verme süreçlerine katkıda bulunmaktadır.



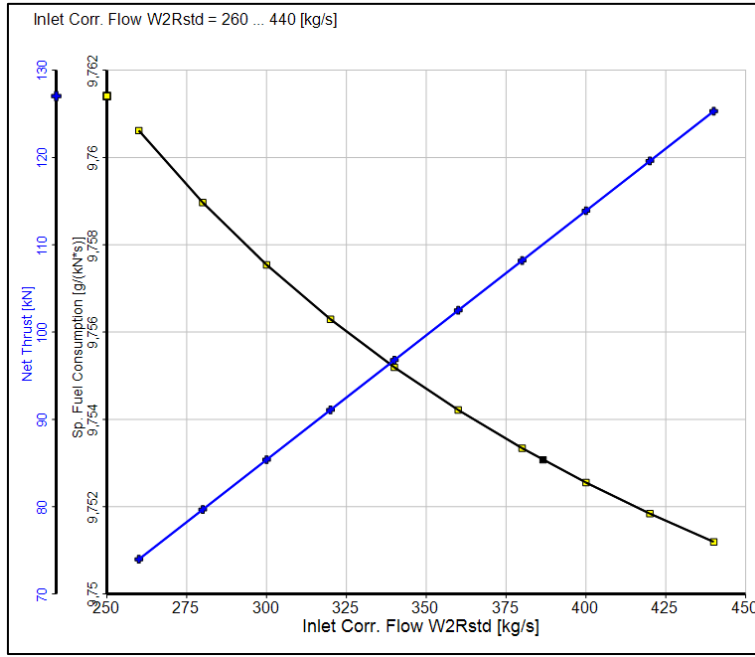
Şekil 5.11. SFC ve itkinin kompresör basınç oranı ve TIT ile değişimi grafikleri

Şekil 5.11.'de verilen grafik ise CFM56-5A1 model turbofan motorunun performans çıktılarından özgül yakıt tüketimi (SFC) ile net itki kuvvetinin (Thrust) yüksek basınç (HP) kompresör basınç oranı ve türbin çıkış sıcaklığı (TET) parametrelerine bağlı varyasyonlarını incelenmiştir. Elde edilen grafik, SFC ve itki kuvveti değerlerinin HP kompresör basınç oranının 10 ile 34 arasındaki değişimleriyle ve aynı zamanda türbin çıkış sıcaklığının 1400 K'dan 1600 K'ye kadar olan değişimleriyle etkileşimini sergilemektedir.

Analiz sonuçları, özgül yakıt tüketiminin (SFC) itki kuvvetine karşılık asimptotik bir davranış sergilediğini göstermektedir. Düşük itki kuvveti değerlerinde SFC minimuma yakın değerler sergilerken, itki kuvveti arttıkça SFC'nin artış gösterdiği ve bu artışın türbin çıkış sıcaklığı artışıyla daha belirgin hale geldiği gözlemlenmiştir. Bununla birlikte, HP kompresör basınç oranı arttıkça, SFC için minimum değerlere ulaşıldığı noktanın daha yüksek itki kuvveti değerlerine doğru kaydığı görülmüştür.

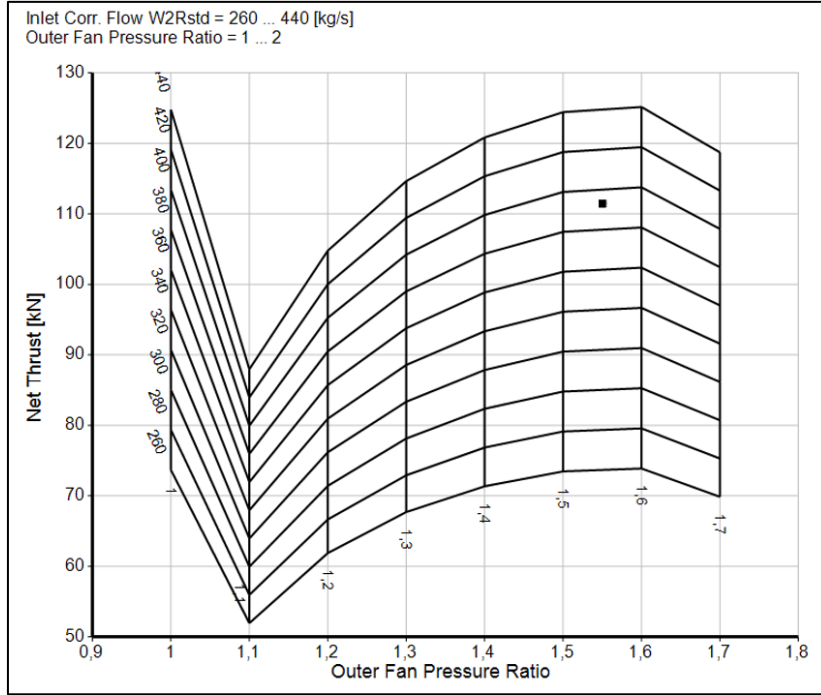
Türbin çıkış sıcaklığının artması, motorun termal yükünü artırarak verimliliği etkileyen önemli bir faktördür. Analizde tespit edilen yüksek TET değerlerinin, motorun SFC üzerindeki etkisini artırdığı, yani daha yüksek yakıt tüketimine yol açtığı belirlenmiştir. Bu durum, termal verimliliğin türbin sıcaklığının fonksiyonu olarak değerlendirildiğini ve bu sıcaklık değerlerinin ötesinde verimlilik kayıplarının arttığını göstermektedir.

HP kompresör basınç oranının ve TET'nin motorun termal döngüsünü ve aerodinamik performansını etkileyen temel parametreler olduğu sonucuna varılmıştır. Grafikte sergilenen eğrilerin ailesi, bu iki parametrenin optimum kombinasyonunun seçimi için kritik olduğunu ve bu kombinasyonun motorun operasyonel verimliliği ve yakıt ekonomisi üzerinde doğrudan bir etkiye sahip olduğunu ortaya koymaktadır.



Şekil 5.12. SFC ve itki değerlerinin hava debisi ile değişimi grafikleri

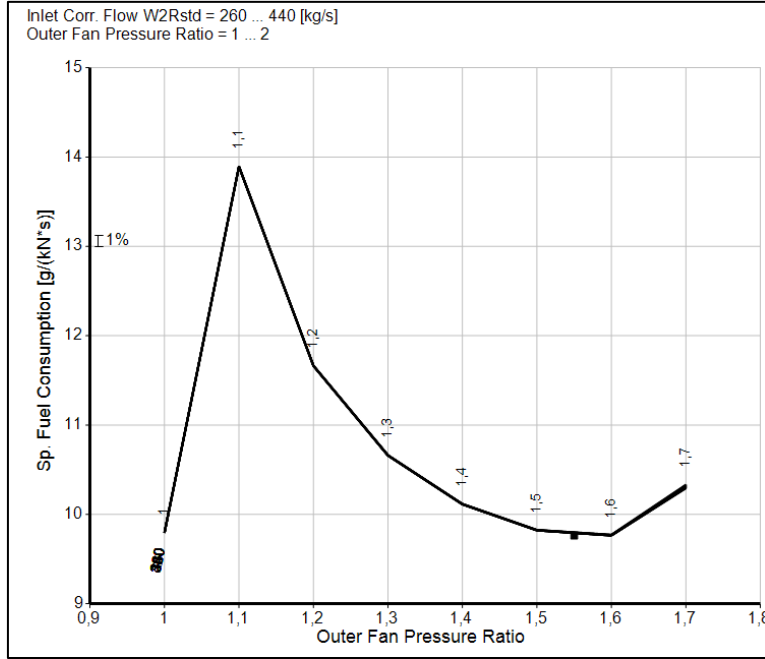
Şekil 5.12.'de verilen grafik ise CFM56-5A1 model turbofan motorunun performansını, giriş hava debisi ile özgül yakıt tüketimi (SFC) ve net itki arasındaki ilişki açısından değerlendirmektedir. Motor giriş hava akışının düzeltilmiş debisi (Inlet Corr. Flow W2Rstd) 260 kg/s ile 440 kg/s arasında değişirken, SFC ve net itki değerlerinin bu parametreye bağlı olarak nasıl değiştiği incelenmiştir. Analiz, özgül yakıt tüketiminin giriş hava debisi ile ters orantılı olduğunu göstermektedir; hava akış miktarı arttıkça, motorun birim itki başına tükettiği yakıt miktarı azalmaktadır. Bu eğilim, motorun giriş akışında artan hava miktarının yanma verimliliğini artırdığı ve bu sayede aynı itki kuvvetini sağlamak için daha az yakıt kullanıldığı sonucuna işaret etmektedir. Diğer yandan, net itki kuvvetinin giriş hava debisi ile doğru orantılı artış gösterdiği görülmektedir. Hava akışının artmasıyla motorun ürettiği itki miktarı da artmaktadır, bu durum gelişen motor hava hacmi ve dolayısıyla yanma odasında elde edilen daha yüksek enerji seviyesinin bir sonucudur. Grafikteki iki eğrinin kesiştiği nokta, belirli bir giriş hava akış değeri için SFC ve itki arasındaki dengeyi temsil etmektedir. Bu nokta, motorun belirli bir operasyonel noktasında yakıt ekonomisi ve itki kuvveti arasındaki en uygun dengeyi belirlenebilecek kritik bir operasyonel parametreyi ifade etmektedir.



Şekil 5.13. İtki değerinin dış fan basınç oranı ile değişimi grafikleri

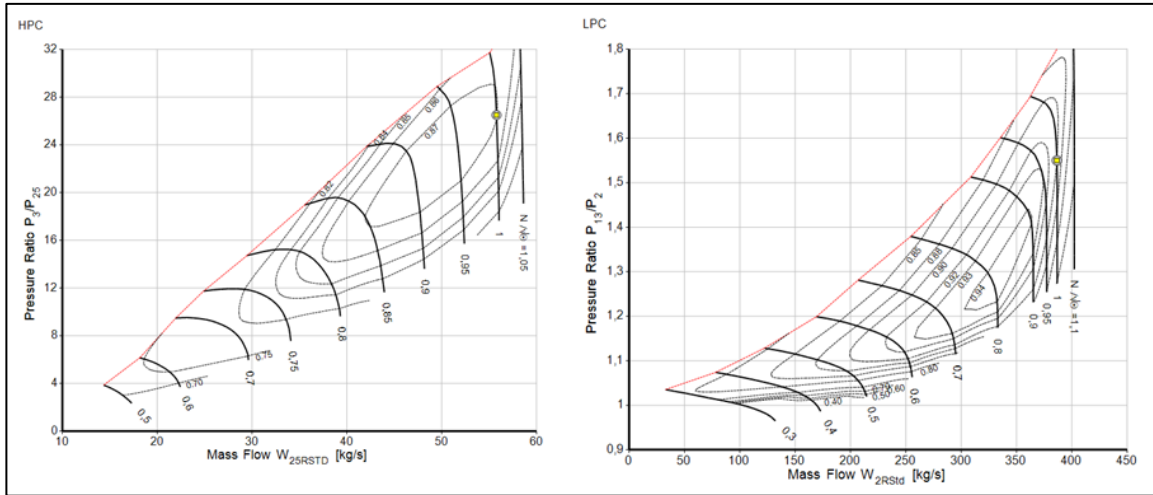
Şekil 5.13.'de verilen grafik CFM56-5A1 turbofan motorunun dış fan basınç oranının artmasıyla itki değerlerinin nasıl değiştiğini göstermektedir. İnceleme, motorun giriş hava debisi ile düzeltilmiş akışının (Inlet Corr. Flow W2Rstd) 260 kg/s'den 440 kg/s'ye çıkarılması durumunda itki değerlerinin varyasyonunu ele almakta olup, dış fan basınç oranı 1 ile 2 arasında değişkenlik göstermektedir.

Grafikten elde edilen bulgular, dış fan basınç oranının belirli bir değere kadar itki üzerinde pozitif bir etkiye sahip olduğunu göstermektedir. Dış fan basınç oranının artışı, motorun bypass oranının ve bunun sonucu olarak motorun genel performansının artışıyla ilişkilendirilebilir. Ancak, belirli bir basınç oranı noktasından sonra, itki değerlerinin maksimuma ulaştığı ve daha fazla artışın itkiyi iyileştirmediği gözlemlenmektedir. Ayrıca, giriş hava debisinin artmasıyla elde edilen itki değerlerindeki artış, motorun daha yüksek hava debisi ile daha fazla itki üretebileceğini işaret etmektedir. Bu, motorun hava debisi ve dış fan basınç oranı arasındaki etkileşimin, itki performansı üzerinde önemli bir rol oynadığını göstermektedir.



Şekil 5.14. SFC değerinin dış fan basınç oranı ile değişimi grafiği

Şekil 5.14.'de verilen grafik CFM56-5A1 turbofan motorunun özgül yakıt tüketimi (SFC) ile dış fan basınç oranının (Outer Fan Pressure Ratio) değişimi arasındaki ilişkiyi incelerken, giriş hava debisi değişkeninin (Inlet Corr. Flow W2Rstd) 260 kg/s'den 440 kg/s'ye kadar olan etkilerini değerlendirmektedir. Dış fan basınç oranının 1 ile 2 arasında nasıl bir eğilim sergilediğinin analizi, motor tasarımı ve operasyonel stratejilerin geliştirilmesi için önemli bilgiler sunmaktadır. Grafikte dış fan basınç oranı arttıkça özgül yakıt tüketiminin öncelikle arttığı, belli bir zirve noktasına ulaştıktan sonra ise düşüşe geçtiği gözlemlenmektedir. Dış fan basınç oranının düşük değerlerinde SFC'nin düşük olması, motorun verimli bir şekilde çalıştığını ve yakıtı ekonomik bir biçimde kullandığını gösterir. Oranın artışı ile SFC'nin artması, yanma odasında optimal bir yanma sürecini veya artan mekanik kayıpları işaret etmektedir. Bu zirve noktası, motorun termal ve aerodinamik sınırlamalarına ulaştığını ve bu nedenle yakıt verimliliğinin düşmeye başladığını göstermektedir. Oranın daha da arttığı ve SFC'nin tekrar düştüğü bölüm, motorun tekrar daha verimli bir yanma rejimine girdiğini ve aerodinamik kayıpların azaldığını belirtir. Ancak, bu düşüşün, belirli bir dış fan basınç oranından sonra itkinin azalması ile eş zamanlı olup olmadığı da dikkate alınmalıdır. Çünkü bu, artan oranların itkiyi artırmada getirdiği faydanın sınırlarına işaret etmektedir.



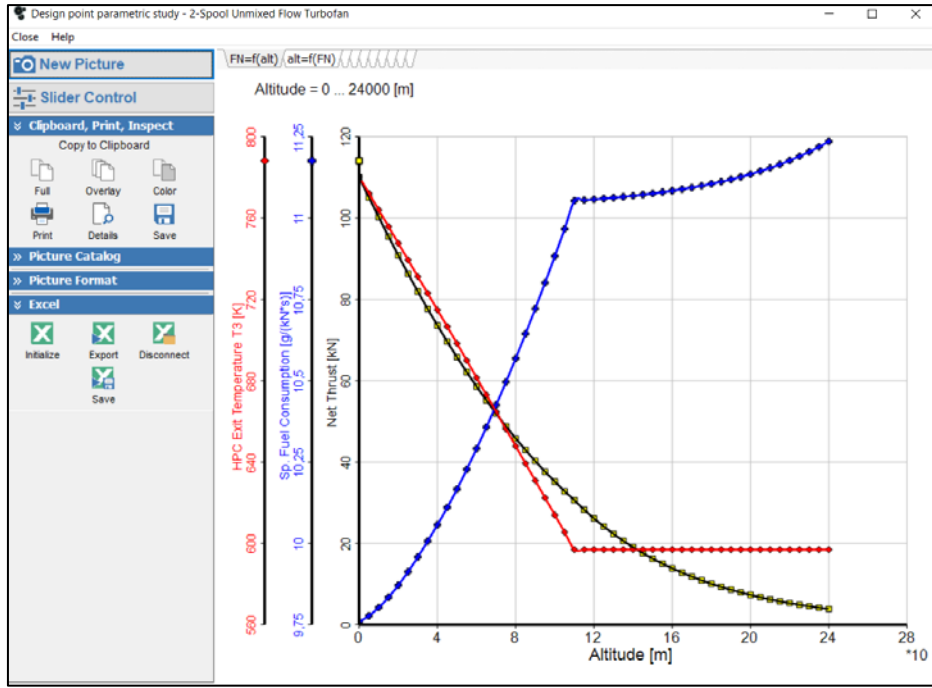
Şekil 5.15. HPC ve LPC için hava debisi ve kompresör basınç oranı haritaları

Grafikler, CFM56-5A1 model bir turbofan motorunun yüksek basınç kompresörü (High Pressure Compressor - HPC) ve düşük basınç kompresörü (Low Pressure Compressor - LPC) için hava debisi ve kompresör basınç oranı ilişkisini gösteren haritaları içermektedir. HPC haritası, yüksek basınç kompresörünün performansını, hava debisi (Mass Flow) ile basınç oranı (Pressure Ratio P_2/P_1) arasındaki ilişki üzerinden sergilemektedir. Grafik, belirli kompresör hava debisi değerlerinde, basınç oranının arttıkça nasıl değiştiğini gösterir. Basınç oranının yükselmesi, kompresörün hava moleküllerini daha fazla sıkıştırarak motorun yanma odasına daha yüksek enerji içeriğine sahip hava sağladığını ifade eder. Çalışma çizgileri (surge lines), kompresörün aerodinamik sınırlarını belirler ve bu çizgilerin ötesine geçilmesi, aerodinamik sapmaya ve kompresörün verimliliğinin bozulmasına neden olabilir.

LPC haritası, düşük basınç kompresörünün performansını, benzer şekilde hava debisi ile basınç oranı arasındaki ilişkiyi sergilemektedir. Düşük basınç kompresörü genellikle motorun ilk aşamasında bulunur ve hava akışını ilk kez sıkıştırır. LPC'nin basınç oranı genellikle HPC'ye göre daha düşüktür çünkü hava daha az sıkıştırılır. Ancak, LPC'nin hava debisi genellikle HPC'den daha fazladır çünkü motorun ön tarafında daha fazla hava alır ve bu hava, motorun geri kalanı için ön sıkıştırma görevi görür.

Her iki harita da kompresörün verimliliğini ve operasyonel sınırlarını gösteren çizgilerle doludur. Net itki, spesifik yakıt tüketimi (SFC), ve diğer performans parametreleri için izoterm çizgileri, kompresörün farklı çalışma noktalarındaki performansını gösterir.

Motorun farklı uçuş fazlarında (örneğin kalkış, tırmanma, seyir) ve çeşitli atmosferik koşullarda nasıl tepki verdiği bu grafikler üzerinden incelenebilir. Grafiklerde gösterilen sarı noktalar, kompresörlerin çalışma noktalarını temsil eder ve motorun belirli bir durumda nasıl performans gösterdiğini gösterir. Örneğin, bu noktaların konumu, motorun tasarım noktasına yakın mı yoksa sınırlarına yakın mı çalıştığını belirleyebilecektir.



Şekil 5.16. İrtifaya göre HPC çıkış sıcaklığı, SFC ve itki değeri değişim grafiği

Grafik, CFM56-5A1 turbofan motorunun yüksek basınç kompresörü (HPC) çıkış sıcaklığı, özgül yakıt tüketimi (SFC) ve itki değerlerinin irtifa ile nasıl değiştiğini göstermektedir. Her bir parametrenin irtifaya bağlı değişimi, motorun performansı hakkında önemli bilgiler sağlamaktadır. HPC çıkış sıcaklığı, yükselen irtifa ile düşüş göstermektedir. Bu, dış atmosferin sıcaklık ve basınç değerlerinin düşmesiyle ilişkilidir çünkü yüksek irtifalarda hava yoğunluğu azalır ve bu da kompresörün çalışma şartlarını etkiler. Kompresör çıkış sıcaklığının azalması, kompresör tarafından hava moleküllerinin sıkıştırılmasının irtifa arttıkça azalan hava yoğunluğu nedeniyle daha az enerji gerektirdiğini gösterir. SFC'nin irtifaya bağlı olarak başlangıçta azaldığı, ancak belli bir irtifadan sonra tekrar artışa geçtiği görülmektedir. SFC'nin düşük irtifalarda azalması, motorun havadan yararlanma verimliliğinin artmasıyla ilişkilendirilebilir. Ancak, belirli bir irtifadan sonra, motor verimliliğinin azalması ve/veya yanma verimliliğinin düşmesi SFC'nin artmasına yol açar. Bunun nedeni, yüksek irtifalarda düşük hava yoğunluğunun yanma odasındaki yanma

sürecini olumsuz etkilemesi ve motorun birim itki başına daha fazla yakıt tüketimi gerektirmesidir. İtke değerinin, irtifa arttıkça azaldığı görülmektedir. Bu, yüksek irtifalarda havanın yoğunluğunun ve basıncının düşmesiyle motorun üretebileceği itkinin azalmasından kaynaklanır. Atmosferin incilmesi, motordan geçen hava miktarını ve dolayısıyla üretilen itkiyi azaltır.

Oldukça düşük bir hata payıyla elde edilen tüm parametrelere yönelik yazılıma eklenti formüllerle yapılan bu iterasyon çalışmaları ile elde edilen grafiklerle motora dair farklı türde performans verileri ve karşılaştırmaları elde edilmiştir. Modelleme sonucunda elde edilen grafiklerden ortaya çıkan bulgular, gelecekteki motor tasarımlarında ve mevcut motorların operasyonel stratejilerinin geliştirilmesinde kullanılarak aynı zamanda simülasyon modellerinin doğruluğunun artırılması için referans noktası olarak değerlendirilebilecektir. Motor modellemesinde ve performans metriklerine yönelik önemli bulgular olan bu grafiklere ek olarak istenilen farklı parametrelerle yeni grafikler de çizdirilerek motorun performans hesaplarının farklı parametrelerin değişimleriyle gerçekleştirilebilmesi sağlanabilecektir.

Altitude	m	0	6	12	18	24	30	36	42	48	54	60	66	72	78	84	90	96	102
Net Thrust	lN	113.0415	112.9812	112.9208	112.8605	112.8002	112.7398	112.6795	112.6192	112.5589	112.4986	112.4383	112.378	112.3177	112.2574	112.1971	112.1369	112.0766	112.0164
Core Nozzle Gross Thrust	lN	24.3171	24.31984	24.32255	24.32523	24.32788	24.3305	24.3331	24.33566	24.33819	24.34069	24.34317	24.34561	24.34803	24.35041	24.35277	24.3551	24.3574	24.35967
Bypass Nozzle Gross Thrust	lN	88.72445	88.66135	88.59829	88.53527	88.47228	88.40932	88.34641	88.28353	88.22068	88.15787	88.0951	88.03237	87.96967	87.907	87.84438	87.78179	87.71923	87.65671
Gross Thrust	lN	113.0415	112.9812	112.9208	112.8605	112.8002	112.7398	112.6795	112.6192	112.5589	112.4986	112.4383	112.378	112.3177	112.2574	112.1971	112.1369	112.0766	112.0164
Sp. Fuel Consumption	g/(kN*s)	9.710539	9.711009	9.711481	9.711954	9.712428	9.712903	9.713379	9.713856	9.714335	9.714815	9.715295	9.715777	9.71626	9.716745	9.71723	9.717716	9.718204	9.718692
Specific Thrust	m/s	295.4591	295.4915	295.5239	295.5562	295.5885	295.6207	295.6529	295.6851	295.7172	295.7493	295.7814	295.8134	295.8454	295.8773	295.9092	295.9411	295.9729	296.0047
Handling Bleed Wb, hdd/W22		0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
Total Rel. Overb. Bld W, hdd/W25		0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
Core Nozzle Area	m²	0.269863	0.26966	0.269457	0.269255	0.269053	0.268852	0.268651	0.26845	0.26825	0.268051	0.267852	0.267653	0.267455	0.267258	0.26706	0.266864	0.266668	0.266472
Core Nozzle Discharge Coeff		0.969534	0.969579	0.969623	0.969667	0.969711	0.969755	0.969799	0.969843	0.969887	0.969931	0.969975	0.970018	0.970062	0.970106	0.970149	0.970192	0.970236	0.970279
Core Nozzle Petal Angle [deg]		10	10	10	10	10	10	10	10	10	10	10	10	10	10	10	10	10	10
Core Nozzle Exit Mach Number		0.82441	0.825042	0.825673	0.826304	0.826935	0.827565	0.828194	0.828823	0.829452	0.83008	0.830707	0.831334	0.831961	0.832587	0.833213	0.833838	0.834463	0.835087
Core Nozzle Vel, V8	m/s	436.1475	436.4761	436.8046	437.1328	437.4607	437.7883	438.1157	438.4429	438.7698	439.0964	439.4228	439.7489	440.0748	440.4004	440.7258	441.0509	441.3758	441.7004
Core Nozzle Pressure Ratio		1.542492	1.543463	1.544434	1.545406	1.546379	1.547352	1.548325	1.549299	1.550273	1.551248	1.552224	1.553199	1.554176	1.555152	1.556129	1.557107	1.558085	1.559064
Bypass Nozzle Area	m²	1.05231	1.05231	1.05231	1.05231	1.05231	1.05231	1.05231	1.05231	1.05231	1.05231	1.05231	1.05231	1.05231	1.05231	1.05231	1.05231	1.05231	1.05231
Bypass Nozzle Discharge Coeff		0.961228	0.961228	0.961228	0.961228	0.961228	0.961228	0.961228	0.961228	0.961228	0.961228	0.961228	0.961228	0.961228	0.961228	0.961228	0.961228	0.961228	0.961228
Bypass Nozzle Petal Angle [deg]		12	12	12	12	12	12	12	12	12	12	12	12	12	12	12	12	12	12
Bypass Nozzle Exit Mach Number		0.786354	0.786354	0.786353	0.786353	0.786353	0.786353	0.786353	0.786353	0.786352	0.786352	0.786352	0.786352	0.786352	0.786352	0.786351	0.786351	0.786351	0.786351
Bypass Nozzle Vel, V18	m/s	270.5512	270.5328	270.5145	270.4962	270.4779	270.4596	270.4413	270.4229	270.4046	270.3863	270.368	270.3497	270.3313	270.313	270.2947	270.2763	270.258	270.2397
Bypass Nozzle Pressure Ratio		1.50381	1.50381	1.50381	1.50381	1.50381	1.50381	1.50381	1.50381	1.50381	1.50381	1.50381	1.50381	1.50381	1.50381	1.50381	1.50381	1.50381	1.50381
Burner Loading [%]		100	100	100	100	100	100	100	100	100	100	100	100	100	100	100	100	100	100
Burner Efficiency		0.99	0.99	0.99	0.99	0.99	0.99	0.99	0.99	0.99	0.99	0.99	0.99	0.99	0.99	0.99	0.99	0.99	0.99
NOx Severity Index		1.745878	1.744407	1.742937	1.741468	1.740001	1.738535	1.737069	1.735605	1.734143	1.732681	1.73122	1.729761	1.728303	1.726846	1.72539	1.723935	1.722481	1.721029
Bypass/Core Press Ratio P16/P6		0.974923	0.974309	0.973696	0.973084	0.972472	0.971861	0.97125	0.970639	0.970029	0.969419	0.96881	0.968202	0.967593	0.966986	0.966379	0.965772	0.965165	0.964556
Ideal Jet Velocity Ratio V18/V8		0.62032	0.619811	0.619303	0.618796	0.618291	0.617786	0.617283	0.61678	0.616279	0.615779	0.615278	0.614782	0.614285	0.613789	0.613294	0.612801	0.612308	0.611817
Burner Pressure Loss [%]		5	5	5	5	5	5	5	5	5	5	5	5	5	5	5	5	5	5
Bypass Press Loss [%]		2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2

Şekil 5.17. CFM56-5A1 kalkış fazı 20 ft aralıkla farklı irtifalardaki verileri

Altitude	m	150	180	210	240	270	300	330	360	390	420	450	480	510	540	570	600	630	660
Net Thrust	kN	111.5347	111.2337	110.9331	110.6326	110.3324	110.0324	109.7326	109.4331	109.1338	108.8347	108.536	108.2374	107.9391	107.641	107.3432	107.0457	106.7485	106.4516
Core Nozzle Gross Thrust	kN	24.3768	24.38548	24.39556	24.40395	24.41166	24.4187	24.42508	24.4308	24.43587	24.4403	24.44419	24.44736	24.44991	24.45186	24.4532	24.45394	24.4541	24.45367
Bypass Nozzle Gross Thrust	kN	87.15786	86.84724	86.53752	86.22869	85.92076	85.61372	85.30756	85.00229	84.6979	84.3944	84.09178	83.79003	83.48917	83.18917	82.89005	82.5918	82.29442	81.9979
Gross Thrust	kN	111.5347	111.2337	110.9331	110.6326	110.3324	110.0324	109.7326	109.4331	109.1338	108.8347	108.536	108.2374	107.9391	107.641	107.3432	107.0457	106.7485	106.4516
Sp. Fuel Consumption	g/(kN*s)	9.722641	9.725153	9.727683	9.73024	9.732823	9.735432	9.738067	9.740727	9.743412	9.746122	9.748848	9.751607	9.75439	9.757196	9.760025	9.762878	9.765753	9.768651
Specific Thrust	m/s	296.2578	296.4144	296.5705	296.7256	296.8798	297.0332	297.1857	297.3374	297.4882	297.6381	297.7875	297.9358	298.0833	298.2299	298.3758	298.5209	298.6652	298.8087
Handling Bleed Wb_hdi/W22		0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
Total Rel. Overb. Bld W_bld/W25		0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
Core Nozzle Area	m²	0.264923	0.263971	0.263028	0.262097	0.261176	0.260265	0.259365	0.258476	0.257596	0.256725	0.255863	0.255012	0.254171	0.253338	0.252515	0.251701	0.250895	0.250098
Core Nozzle Discharge Coeff		0.970622	0.970833	0.971043	0.971251	0.971457	0.971661	0.971864	0.972064	0.972262	0.972458	0.972652	0.972844	0.973033	0.973221	0.973407	0.97359	0.973772	0.973951
Core Nozzle Petal Angle [deg]		10	10	10	10	10	10	10	10	10	10	10	10	10	10	10	10	10	10
Core Nozzle Exit Mach Number		0.840065	0.843158	0.846243	0.849317	0.852381	0.855433	0.858475	0.861507	0.864528	0.867539	0.870543	0.873534	0.876514	0.879484	0.882445	0.885396	0.888337	0.891269
Core Nozzle Vel. V8	m/s	444.2885	445.8963	447.4996	449.097	450.6885	452.2741	453.8539	455.428	456.9964	458.5592	460.1182	461.6699	463.2161	464.757	466.2925	467.8228	469.3478	470.8677
Core Nozzle Pressure Ratio		1.56691	1.571829	1.57676	1.581703	1.586658	1.591625	1.596604	1.601595	1.606597	1.611612	1.616639	1.621678	1.626729	1.631793	1.636868	1.641956	1.647056	1.652168
Bypass Nozzle Area	m²	1.052311	1.052311	1.052311	1.052311	1.052311	1.052311	1.052311	1.052311	1.052311	1.052311	1.052311	1.052311	1.052311	1.052311	1.052311	1.052311	1.052311	1.052311
Bypass Nozzle Discharge Coeff		0.961228	0.961228	0.961228	0.961228	0.961228	0.961228	0.961228	0.961228	0.961228	0.961228	0.961228	0.961228	0.961228	0.961228	0.961228	0.961228	0.961228	0.961228
Bypass Nozzle Petal Angle [deg]		12	12	12	12	12	12	12	12	12	12	12	12	12	12	12	12	12	12
Bypass Nozzle Exit Mach Number		0.78635	0.786349	0.786348	0.786347	0.786346	0.786345	0.786344	0.786343	0.786343	0.786342	0.786341	0.78634	0.786339	0.786338	0.786337	0.786336	0.786335	0.786334
Bypass Nozzle Vel. V18	m/s	270.093	270.012	269.9094	269.8176	269.7258	269.6339	269.542	269.45	269.3581	269.266	269.174	269.0819	268.9898	268.8978	268.8054	268.7132	268.621	268.5287
Bypass Nozzle Pressure Ratio		1.50381	1.50381	1.50381	1.50381	1.50381	1.50381	1.50381	1.50381	1.50381	1.50381	1.50381	1.50381	1.50381	1.50381	1.50381	1.50381	1.50381	1.50381
Burner Loading [%]		100	100	100	100	100	100	100	100	100	100	100	100	100	100	100	100	100	100
Burner Efficiency		0.99	0.99	0.99	0.99	0.99	0.99	0.99	0.99	0.99	0.99	0.99	0.99	0.99	0.99	0.99	0.99	0.99	0.99
NOx Severity Index		1.70945	1.70225	1.695079	1.687936	1.680821	1.673734	1.666675	1.659644	1.652641	1.645665	1.638717	1.631796	1.624903	1.618037	1.611198	1.604386	1.5976	1.590842
Bypass/Core Press Ratio P16/P6		0.95973	0.956726	0.953734	0.950754	0.947785	0.944827	0.941881	0.938946	0.936022	0.933109	0.930208	0.927317	0.924438	0.921569	0.918712	0.915865	0.913029	0.910204
Ideal Jet Velocity Ratio V18/V8		0.607922	0.605525	0.60315	0.6008	0.598475	0.596174	0.593896	0.591641	0.58941	0.5872	0.585011	0.582845	0.5807	0.578577	0.576474	0.574391	0.572328	0.570285
Burner Pressure Loss [%]		5	5	5	5	5	5	5	5	5	5	5	5	5	5	5	5	5	5
Bypass Press Loss [%]		2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2

Şekil 5.18. CFM56-5A1 yükselme fazı 100 ft aralıkla farklı irtifalardaki verileri

Altitude	m	930	1230	1530	1830	2130	2430	2730	3030	3330	3630	3930	4230	4530	4830	5130	5430	5730	6030
Net Thrust	kN	103.7927	100.8699	97.58414	95.13848	92.3455	89.59555	86.89049	84.23136	81.61934	79.05531	76.54013	74.07459	71.65951	69.29497	66.98167	64.7194	62.50817	60.34796
Core Nozzle Gross Thrust	kN	24.42476	24.34371	24.21666	24.04882	23.85436	23.62561	23.36615	23.07875	22.7663	22.43138	22.07652	21.70991	21.33553	20.95371	20.56707	20.17683	19.78466	19.39085
Bypass Nozzle Gross Thrust	kN	79.36795	76.52623	73.36748	71.08966	68.49114	65.96993	63.52434	61.15762	58.85304	56.62393	54.46361	52.37068	50.34398	48.38126	46.48097	44.54157	42.56156	41.13947
Gross Thrust	kN	103.7927	100.8699	97.58414	95.13848	92.3455	89.59555	86.89049	84.23136	81.61934	79.05531	76.54013	74.07459	71.65951	69.29497	66.98167	64.7194	62.50817	60.34796
Sp. Fuel Consumption	g/(kN*s)	9.795708	9.827685	9.861473	9.8969	9.932755	9.970116	10.00888	10.04903	10.0905	10.13325	10.17723	10.22239	10.26865	10.31607	10.36564	10.4162	10.46773	10.52022
Specific Thrust	m/s	300.0665	301.3971	302.6634	303.8704	305.0556	306.1859	307.2645	308.2924	309.2715	310.2031	311.0891	311.9316	312.7332	313.4941	314.2173	314.9025	315.5505	316.1621
Handling Bleed Wb_hdi/W22		0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
Total Rel. Overb. Bld W_bld/W25		0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
Core Nozzle Area	m²	0.243292	0.236434	0.230225	0.224584	0.219322	0.214299	0.209492	0.204839	0.200331	0.195996	0.191723	0.187615	0.183634	0.179772	0.176021	0.172378	0.168843	0.165413
Core Nozzle Discharge Coeff		0.975462	0.976916	0.978115	0.979039	0.979666	0.979972	0.98	0.98	0.98	0.98	0.98	0.98	0.98	0.98	0.98	0.98	0.98	0.98
Core Nozzle Petal Angle [deg]		10	10	10	10	10	10	10	10	10	10	10	10	10	10	10	10	10	10
Core Nozzle Exit Mach Number		0.917244	0.94529	0.972554	0.999111	0.999999	1	1.000001	1	1	1	1	1	1	1	1	1.000001	1.000001	1.000001
Core Nozzle Vel. V8	m/s	484.3217	498.8205	512.9041	526.5945	538.6164	550.2295	561.3371	571.9438	582.0533	591.6622	599.7819	607.4151	614.5517	621.1917	627.3371	633.0005	638.1815	642.8815
Core Nozzle Pressure Ratio		1.698728	1.751651	1.80585	1.861376	1.918228	1.976414	2.035977	2.096926	2.159291	2.223084	2.288337	2.355055	2.423226	2.492926	2.564253	2.637147	2.71163	2.78773
Bypass Nozzle Area	m²	1.052316	1.05232	1.052323	1.052329	1.052337	1.052346	1.052357	1.052368	1.052381	1.052395	1.052411	1.052424	1.052434	1.052442	1.052449	1.052454	1.052458	1.052462
Bypass Nozzle Discharge Coeff		0.961228	0.961228	0.961228	0.961228	0.961228	0.961228	0.961228	0.961228	0.961228	0.961228	0.961228	0.961228	0.961228	0.961228	0.961228	0.961228	0.961228	0.961228
Bypass Nozzle Petal Angle [deg]		12	12	12	12	12	12	12	12	12	12	12	12	12	12	12	12	12	12
Bypass Nozzle Exit Mach Number		0.786325	0.786314	0.786303	0.78629	0.786277	0.786262	0.786247	0.78623	0.786213	0.786194	0.786175	0.786157	0.78613	0.786114	0.786104	0.786118	0.786118	0.786111
Bypass Nozzle Vel. V18	m/s	267.6965	266.7684	265.8372	264.9021	263.9639	263.0217	262.0759	261.1264	260.1731	259.216	258.2551	257.2913	256.3271	255.3592	254.3877	253.4124	252.4334	251.4506
Bypass Nozzle Pressure Ratio		1.50381	1.50381	1.50381	1.50381	1.50381	1.50381	1.50381	1.50381	1.50381	1.50381	1.50381	1.50381	1.50381	1.50381	1.50381	1.50381	1.50381	1.50381
Burner Loading [%]		100	100	100	100	100	100	100	100	100	100	100	100	100	100	100	100	100	100
Burner Efficiency		0.99	0.99	0.99	0.99	0.99	0.99	0.99	0.99	0.99	0.99	0.99	0.99	0.99	0.99	0.99	0.99	0.99	0.99
NOx Severity Index		1.531208	1.467401	1.406082	1.347161	1.29055	1.236162	1.183916	1.133732	1.085533	1.039246	0.994798	0.952123	0.911152	0.871794	0.83353	0.796833	0.761643	0.727903
Bypass/Core Press Ratio P16/P6		0.885256	0.88561	0.882744	0.8807902	0.878958	0.876878	0.874619	0.87215	0.869437	0.866452	0.863163	0.859546	0.855582	0.851231	0.846451	0.841241	0.835578	0.829439
Ideal Jet Velocity Ratio V18/V8		0.552724	0.534792	0.518298	0.503048	0.488892	0.475703	0.463367	0.451795	0.440906	0.430633	0.420916	0.411707	0.402969	0.394651	0.38671	0.379124	0.371864	0.364909
Burner Pressure Loss [%]		5	5	5	5	5	5	5	5	5	5	5	5	5	5	5	5	5	5
Bypass Press Loss [%]		2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2

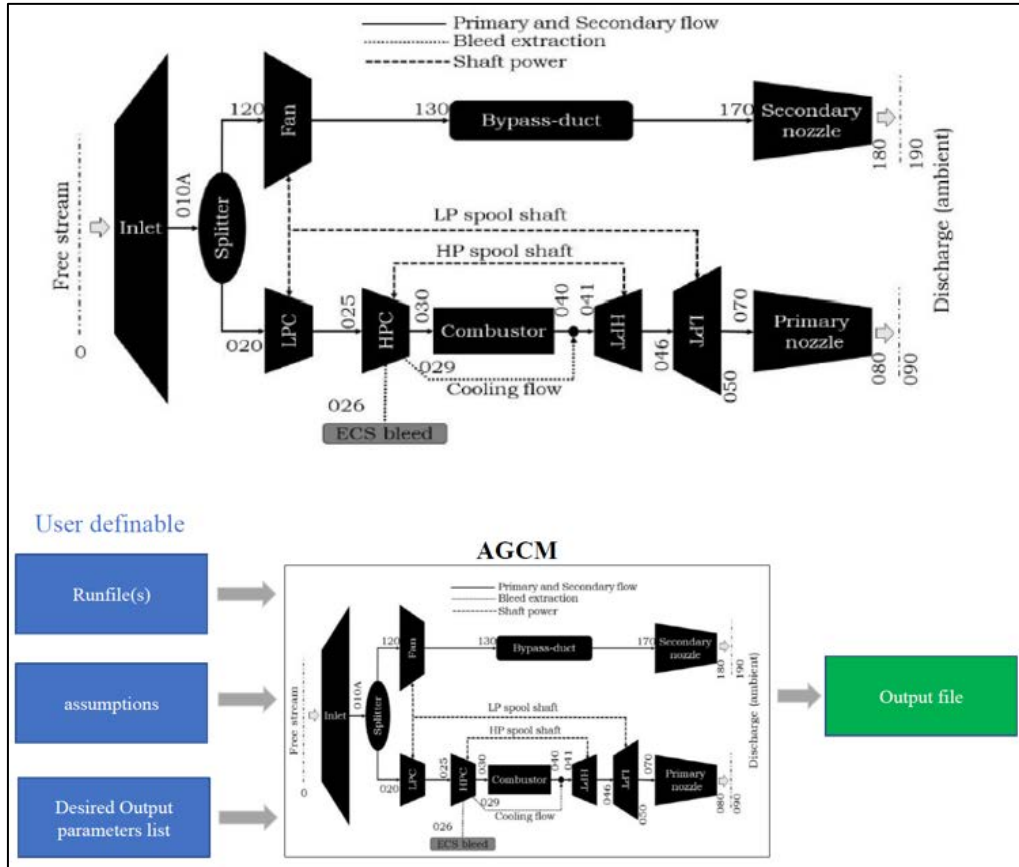
Ş

Karbonat Yakıt Hücreleri (MCFC), Doğrudan Metanol Yakıt Hücresi (DMFC) yakıt pilleri üzerine çalışılmasına karar verilmiştir. Modellemenin Gasturb yazılımı ile tamamlanmasının ardından matlab built-in modeli kullanılarak ikinci bir doğrulaması gerçekleştirilmiştir.

5.2. MATLAB Built-in Model

Kanada Montreal’de bulunan ETS Montreal Üniversitesi, Aviyonik, Aktif Kontroller ve AeroServoElastisite Uygulamalı Araştırma Laboratuvarında (LARCASE) gerçekleştirilen çalışma sonucu Matlab üzerinden modellemenin kodlama çalışması yapılarak ve türbin ve kompresör haritaları NASA’nın NPSS yazılımından elde edilerek motor modellemesinin doğrulaması yapılmıştır. Gaz Türbinli Motorların (GTE’ler) temelleri, modellemeleri ve teknik ayrıntıları çeşitli Matlab yazılım dosyalarından çağırılarak ve ana kodlama bloğunda yazılarak tamamlanmıştır. Çalışma kapsamında teze uygun olarak On-design ve Off-design olacak şekilde iki ayrı modda Aerotermodinamik Jenerik Çevrim Modeli (AGCM) geliştirilmiştir. Matlab’da çalıştırılan kodların Excel dosyasına aktarılması da sağlanarak performans değerlerinin hesaplanması sağlanmıştır.

- Bu modellemede de Kararlı Durum (SS) kabulü yapılmıştır, yani şekildeki her bir bileşenin giriş ve çıkışındaki aerotermodinamik özellikler hesaplanırken uzamsal veya zamana bağlı değişimler dikkate alınmamış, bunun yerine ortalama termodinamik özellik değerleri dikkate alınmıştır.
- Çalışma akışkanları: hava ve yanma ürünlerinin ideal gaz gibi davrandığı kabul edilmiştir.
- Tüm motor bileşenleri adyabatik olarak kabul edilmiştir, yani bileşenler ve çevreleri arasında ısı transferi olmadığı kabulü yapılmıştır.
- Termodinamik özelliklerin hesaplanması sıcaklık (T), basınç (P) ve bileşim (Yakıt-Hava oranı) değişimlerini dikkate alınmıştır.
- P ve T motor sınır koşullarını hesaplamak için ICAO standart atmosfer modeli kullanılmıştır.



Şekil 5.20. Matlab built-in model sistem görselleri

AGCM'nin On-Design ve Of-Design olmak üzere iki performans analizi modu vardır. Burada AGCM-DP olarak adlandırılan 'On Design' modu, farklı aerotermodinamik Tasarım Noktalarını (DP) değerlendirmek için kullanılır. AGCM-OD olarak adlandırılan 'Off Design' (OD) modu ise, halihazırda boyutlandırılmış bir turbofan motorun farklı kısmi güç koşullarındaki (kalkış, tırmanış, rölanti, vb.) performansını değerlendirmek için tasarlanmıştır. AGCM-DP, ön motor tasarım aşamalarında büyük önem taşıyan DP analizleri için kullanılabilir. Bununla birlikte, Şekil 5.20'de gösterilen konfigürasyonu karşılaması koşuluyla, halihazırda tasarlanmış ve üretilmiş belirli bir motorun performans verilerini yaklaşık olarak hesaplamak için de yararlı olabilecektir.

Çizelge 5.2. AGCM bileşenleri

Structure name	Description
amb	Ambient
D010	Subsonic inlet duct
Splt120	Flow splitter
Cmp120	Fan
D012	Bypass-duct
Noz170	Secondary nozzle
Cmp020	Low-Pressure Compressor (LPC)
Cmp025	High-Pressure Compressor (HPC)
Bnr036	Combustor
Trb041	High-Pressure Turbine (HPT)
Trb049	Low-Pressure Turbine (LPT)
Noz070	Primary Nozzle
Perf	Engine overall performance
DesignParams	Design parameters (user inputs)
PwrSet	Power Setting definition (user inputs)

AGCM-DP'de toplam motor akışı (m_0), baypas oranı (β), maksimum çevrim sıcaklığı ($T_{0,040}$), bileşen verimlilikleri (η), sıkıştırma basıncı oranları (PR'ler) vb. gibi girdileri serbestçe değiştirilebilmektedir. Her DP performans metriği farklı bir motor termodinamik çevrimini, yani farklı boyutta bir motoru ifade etmektedir.

Yazılımda daha önce bahsedilen girdi parametrelerinden herhangi biri değiştirildiğinde motor termodinamiği ve üst düzey performans parametrelerindeki etkinin ne olduğu analiz edilebilecektir. Bu simülasyonun sonucu, motor genelindeki termodinamiğin karakterizasyonudur; yani model, her bir bileşenin giriş ve çıkışındaki sıcaklık (T_0), basınç (P_0), entalpi (h_0), özgül ısı oranı (γ) vb. gibi termodinamik özellikler hakkında bilgi sağlar. Ayrıca, net itki gücü (F_n), Özgül Yakıt Tüketimi (SFC) gibi üst düzey performans parametreleri de hesaplanmaktadır. Son olarak, egzoz nozullarının boğaz akış alanları da hesaplanır, bu alanlar motor boyutunun tanımlanmasına yardımcı olur.

Çizelge 5.3. Üst düzey performans değişkenleri

Performance at component level	Description
Compressor	
theta	Dimensionless temperature
delta	Dimensionless pressure
PR	Pressure ratio
TR	Temperature Ratio
hR	Enthalpy ratio
mdot	Flow
mdot_corr	Corrected flow at compressor inlet conditions
N	Rotational speed (RPM)
Nc	Corrected rotational speed (RPM)
NcPct	Corrected rotational speed (% from design N)
Power	Power required for real compression
PowerIdeal	Power required for ideal compression
eff	Adiabatic efficiency
Turbine	
theta	Dimensionless temperature
delta	Dimensionless pressure
PR	Pressure ratio
TR	Temperature Ratio
hR	Enthalpy ratio
FF	Flow function
NP	Corrected speed
Power	Power produced by real expansion
PowerIdeal	Power produced by ideal expansion
eff	Adiabatic efficiency
Combustor	
mfuel	Fuel flow
mfuel_corr	Corrected fuel flow to SL
eta_comb	Efficiency
dPqP_comb	Pressure loss
fuelLHV	Fuel Lower Heating Value
fuel_h	Sensible enthalpy of the liquid fuel
Nozzle	
PR	Pressure ratio
TR	Temperature Ratio
hR	Enthalpy ratio
Fg	Gross thrust
CV	Velocity coefficient
Cd	Flow coefficient
Splitter	
BPR	Bypass ratio
Engine overall performance	
Fn	Net thrust
Fg	Primary and secondary stream gross thrust
RamDrag	Ram drag (due to flow inlet momentum)
SFC	Specific Fuel Consumption
eta_thermal	Thermal efficiency
eta_propulsive	Propulsive efficiency
eta_overall	Overall efficiency
Wf	Fuel flow
W2A	Total engine airflow

AGCM-OD, halihazırda boyutlandırılmış bir motorun (yani DP'si zaten bilinen ve sabit olan) farklı koşullarda (kalkış, tırmanış, rölanti) performansını analiz etmek için kullanılır. OD analizlerinde, egzoz alanları DP'ye göre değişmez ve her bir durum DP'den 'kapalı' bir güç rejiminde çalışan sabit geometrilili bir motorun SS noktasını temsil eder. DP'nin OD

analizinin özel bir durumu olduğunu belirtmek yeterlidir. OD performansını hesaplamak için, turbo makinelerin 'harita' olarak da bilinen karakteristik eğrilerini bilmek gerekir. Bir harita, belirli bir bileşenin (örneğin kompresör, türbin) termodinamik parametrelerini dönme hızıyla ilişkilendiren bir dizi korelasyondan oluşur.

Çizelge 5.4. Termodinamik değişkenler

Thermodynamic variable name	Description
A	Physical area
T/Ts	Total and static (subscript 's') temperature
P/Ps	Total and static (subscript 's') pressure
h/hs	Total and static (subscript 's') enthalpy
s	Entropy
Cp	Specific heat at constant pressure
Cv	Specific heat at constant volume
gamma	Specific heat ratio (Cp/Cv)
R	Gas constant
FAR	Fuel-to-Air ratio
mdot	Flow
MFP	Mass flow parameter
MN	Mach number
V	Flow velocity
SoS	Speed of sound

Bir haritadaki parametreler düzeltilmiş (veya yönlendirilmiş) parametrelere dayalı olarak sunulur. Bu düzeltilmiş parametreler, her bir bileşen için sıcaklık ve basınç sınır koşullarından bağımsız tek bir haritaya sahip olmayı sağlayan yararlı bir araçtır. Tipik bir kompresör haritasında ilişkilendirilen termodinamik parametreler sırasıyla düzeltilmiş akış ($micorr$), Basınç Oranı (PR) ve adyabatik verimlilik (ηComp). Bu parametrelerin korelasyonları, düzeltilmiş dönme hızının (Ncorr) ve R-çizgileri adı verilen yardımcı bir koordinatın bir fonksiyonudur. R-çizgileri ,fiziksel bir anlamı olmasa da kompresör haritasındaki çalışma noktasının benzersiz bir şekilde tanımlanmasına yardımcı olmaktadır. Yazılımda kullanılan tüm haritalar deneysel verilere uygun halde üretilmiş olan NPSS yazılımından temin edilmiştir.

$$micorr = \frac{m\sqrt{\theta}}{\delta} = f_1(Ncorr, R - line) \quad (5.1)$$

$$PR = \frac{P_{0,out}}{P_{0,in}} = f_2(Ncorr, R - line) \quad (5.2)$$

$$\eta_{Comp} = \frac{W_{ideal}}{W_{real}} = \frac{h_{0,in} - h_{0,out-ideal}}{h_{0,in} - h_{0,out-real}} = f_3(N_{corr}, R-line) \quad (5.3)$$

$$N_{corr} = \frac{N}{\sqrt{\theta_{in}}} \quad (5.4)$$

AGCM-OD, istenen bir turbomotorunkine yaklaşacak şekilde ölçeklendirilmiş bir dizi Bileşen Haritasını (CM) dikkate almaktadır. CM'lerin ölçeklendirme faktörleri, basınç oranı (PR), düzeltilmiş akış (*m_{corr}*) ve adyabatik verimlilik (η) gibi DP'den alınan bilgilere dayalı olarak hesaplanmaktadır.

OD performansını hesaplamak için AGCM-OD bir yarı-Newton sayısal yöntemi kullanır. Sayısal yöntem, $m = n$ doğrusal olmayan denklem sistemini sağlayan bir m vektörü (x^*) bulmak için n farklı bağımsız değişken (x) zerinde iterasyon yapar. m vektörü (x^*) değeri bulunduğunda, motor içinde kütle ve enerjinin korunumu gözlemlenecektir.

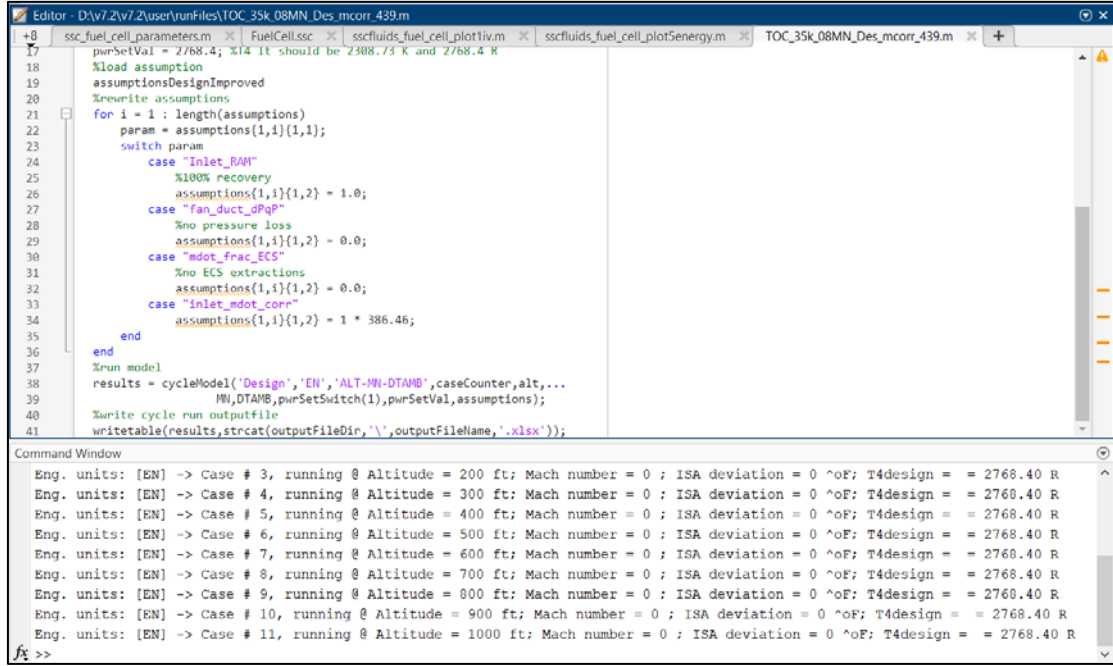
Düzenlenmiş olan kurulum paketi, modeli çalıştırmak için gerekli tüm dosyaları içerir. Kullanıcı tarafından değiştirilebilecek dosyalar '\user' adresinde bulunmaktadır. '\user\runFiles' içinde, ikisi AGCM-DP'yi çalıştırmak için ve ncs AGCM-OD'yi çalıştırmak için olmak üzere üç alıştırma dosyası üretilmiştir. Her bir çalışma dosyası için ilgili çıktı dosyaları da sağlanmıştır ('\user\output'). Son olarak, çıktı dosyalarında görüntülenen değişkenleri değiştirmek için kullanılan dosyalar 'users\variables' içinde yer almaktadır.

AGCM (-DP veya -OD) cycleModel() adlı bir MATLAB fonksiyonu aracılığıyla yürütülür. Fonksiyon için gerekli girdilerin açıklaması izelge 5.3.'de sunulmuştur. Pratik amaçlar için, cycleModel() işlevi, kullanıcıların gerekli tüm girdileri özelleştirdiği bir runfile dosyası aracılığıyla yürütülür. Kullanıcı farklı senaryoları simüle etmek için gerektiği kadar çok çalışma dosyası tanımlayabilir: uçuş koşulları, motor gücü ayarları, tasarım ve tasarım dışı modlar, vb. Bu durum gelecekte yapılacak olası projelere de ışık tutmaktadır.

CycleModel()'in çalıştırılmasının sonucu, stnların kullanıcı tarafından istenen parametrelere karşılık geldiği ve her satırın bir SS noktasına karşılık geldiği bir tablo dizisidir. Bu tablo dizisi daha sonra başka amaçlarla, çizim yapmak, depolamak vb. için kullanılabilir. Matlab içinde veya dışında daha fazla veri analizi için tablo dizisinin Excel dosyasına kaydının oluşturulması sağlanmıştır. İlk alışma dosyası: "\user\runFiles"

içinde sağlanan "CR_35k_08MN_cooling_Design.m", termodinamik çevrimin maksimum sıcaklığını (T0,040) değiştirerek tipik seyir irtifasında (35k, MN = 0,8) farklı DP'leri simüle etmek için tasarlanmıştır. İkinci çalışma dosyası: 'TOC_DP_35k_08MN.m' tipik olarak aerotermodinamik motor DP'si olarak kullanılan Top of Climb (TOC) adlı belirli bir DP'yi çalıştırmak için tasarlanmıştır. TOC, nozulun boğaz egzoz alanlarını tanımlamak için kullanılır, ayrıca TOC'den gelen bilgiler bileşen haritalarının ölçeklendirme faktörlerini hesaplamak için üçüncü çalışma dosyasında kullanılacaktır. Üçüncü çalışma dosyası: 'CR_35k_08MN_ECS_cooling_offDesign.m' -OD modunu çalıştırmak için tasarlanmıştır. Bu çalışma dosyası girdi olarak TOC sonuçlarını alır. Çevresel Kontrol Sistemi (ECS) için HPC taşıma ekstraksiyonuna karşılık gelen varsayımların OD çalıştırmasında yeniden tanımlandığını belirtmek gerekir. Varsayımlar, hem 'assumptionsDesign.m' hem de 'assumptionsOffDesign.m' dosyalarında bulunan 'assumptions' adlı bir hücre dizisi aracılığıyla tanımlanır. Bu dosyalar sonrasında projeye göre değiştirebilir ya da çalışma dosyasındaki varsayımların üzerine yazılabilir.

Çıktı dosyaları, Excel elektronik tablo dosyaları olarak elde edilebilecektir. Çıktı dosyalarında görüntülenen çıktı değişkenleri ve parametreleri sayıları değiştirilebilecek şekilde tasarlanmıştır. D veya -OD modunu çalıştırırken, kullanıcı her modelleme simülasyonu (veya SS noktası) yürütülürken Matlab komut penceresinde bilgilerin görüntülendiğini görecektir. Görüntülenen tipik komut penceresinin ekran görüntüleri Şekil 5.21.'de sunulmuştur.



Şekil 5.21. Komut penceresi

Yazılımda yer alan 'user\variables\userVariables.m' dosyası çıktı dosyalarında kullanılan parametrelerin bir listesini içermektedir. AGCM'de tanımlanan hemen hemen her parametre çıktı değişken listesine gönderilebilir, ancak toplam parametre sayısı önemli ölçüde fazladır. AGCM'nin yapı taşları Matlab yapı dizileri olmaktadır. Yapı adı, parametrenin ait olduğu bileşeni gösterir (örn. amb., Perf., vb.), bu adlar Çizelge 5.2.'de sunulmuştur. Termodinamik bir sürecin gerçekleştiği bileşenlerin çoğunda, örneğin fan: Cmp120. yapı dizisinin ilk alanı, örneğin basınç oranı (Cmp120.PR) veya şaft gücü (Cmp120.Power) gibi fanın genel performansına ilişkin bir değişkenler bulunmaktadır. Farklı bileşenler için genel performans değişkenleri Çizelge 5.3.'de sunulmuştur. Bununla birlikte, fanın giriş veya çıkışındaki termodinamik özellikleri sorgulamak için, ilk alan hangi istasyona (giriş veya çıkış) atıfta bulunulduğunu gösterir, örneğin, giriş: Cmp120.Fl_I.X, çıkış: İkinci alan, .X, basınç (P), sıcaklık (T) vb. gibi ilgilenilen herhangi bir termodinamik özelliği temsil edebilir. Örneğin, fanın giriş ve çıkışındaki P değerlerini elde etmek için sırasıyla Cmp120.Fl_I.P ve Cmp120.Fl_O.P değişkenlerine ihtiyaç vardır. Termodinamik değişkenlerin listesi Çizelge 5.4.'te verilmiştir. Bir değişken tanımlanmamışsa veya adı yanlış verilmişse bir Matlab hatası oluşacağı unutulmamalıdır. Ancak, değişken değeri -999 olarak görünürse, değişken ya hesaplanmamıştır ya da başlatılmamıştır.

```

1  %this file is intended to create the list of variables that will be stored
2  %in the output file.
3
4  %**define arrays to store the variables of each cycle module
5  %
6  %misc variables
7  miscVars = ["caseRunNumber", "cycleWarnings.warningCounter"];
8  %ambient
9  ambVars = ["amb.alt", "amb.MW", "amb.V", "amb.dTs", "amb.Ps", "amb.P", ...
10            "amb.Ts", "amb.T", "amb.Rhos", "amb.h", "amb.s", "amb.gamma", "amb.R"];
11  %splitter
12  spltVars = ["Splt120.BPR", "Splt120.Fl_OC.mdot", "Splt120.Fl_OH.mdot", ...
13            "Splt120.solverIndep.BPR"];
14  %inlet
15  inletVars = ["D010.Fl_O.P", "D010.Fl_O.Ps", "D010.Fl_O.T", "D010.Fl_O.Ts", ...
16            "D010.Fl_O.Rho", "D010.Fl_O.h", "D010.Fl_O.s", "D010.Fl_O.gamma", ...
17            "D010.Fl_O.R", "D010.Fl_O.MW", "D010.Fl_O.mdot", "D010.Fl_O.MFP", ...
18            "D010.Fl_I.MFP", "D010.solverIndep.mdot"];
19  %fan
20  fanVars = ["Cmp120.Fl_I.P", "Cmp120.Fl_I.T", ...
21            "Cmp120.Fl_O.P", "Cmp120.Fl_O.T", "Cmp120.Fl_O.Rho", ...
22            "Cmp120.Fl_O.h", "Cmp120.Fl_O.s", "Cmp120.Fl_O.gamma", ...
23            "Cmp120.Fl_O.R", "Cmp120.mdot", "Cmp120.mdot_corr", ...
24            "Cmp120.Power", "Cmp120.PowerIdeal", ...
25            "Cmp120.PR", "Cmp120.Rline", "Cmp120.NcDes", "Cmp120.N", ...
26            "Cmp120.NPct", "Cmp120.Nc", "Cmp120.NcPct", "Cmp120.eff", ...
27            "Cmp120.s_Nc", "Cmp120.s_flowCorr", "Cmp120.s_PR", "Cmp120.s_eff", ...
28            "Cmp120.solverDep.state.mdot_corr", "Cmp120.solverDep.demand.mdot_corr", ...
29            "Cmp120.solverIndep.Rline"];
29
30  %bypass duct
31  bypassDuctVars = ["D012.Fl_O.mdot", "D012.Fl_O.P", "D012.Fl_O.s"];
32  %secondary nozzle
33  secNozzVars = ["Noz170.Fl_O.P", "Noz170.Fl_O.T", "Noz170.Fl_O.Rho", ...
34            "Noz170.Fl_O.Ps", "Noz170.Fl_O.Ts", "Noz170.Fl_O.Rhos", ...
35            "Noz170.Fl_O.h", "Noz170.Fl_O.hs", "Noz170.Fl_O.s", "Noz170.Fl_O.gamma", ...
36            "Noz170.Fl_O.MW", "Noz170.Fl_O.V", "Noz170.Fl_O.A", "Noz170.Fl_O.Ae", ...
37            "Noz170.CV", "Noz170.Cd", ...
38            "Noz170.FgIdeal", "Noz170.Fg", "Noz170.Fl_O.mdot", "Noz170.PR", ...
39            "Noz170.Fl_I.mdot", ...
40            "Noz170.solverDep.state.A", "Noz170.solverDep.demand.A", ...
41            "Noz170.solverDep.state.Ae", "Noz170.solverDep.demand.Ae"];
42  %LPC
43  lpcVars = ["Cmp020.Fl_I.P", "Cmp020.Fl_I.T", ...
44            "Cmp020.Fl_O.P", "Cmp020.Fl_O.T", "Cmp020.Fl_O.Rho", ...
45            "Cmp020.Fl_O.h", "Cmp020.Fl_O.s", "Cmp020.Fl_O.gamma", ...
46            "Cmp020.Fl_O.R", "Cmp020.mdot", "Cmp020.mdot_corr", ...
47            "Cmp020.Power", ...
48            "Cmp020.PowerIdeal", "Cmp020.PR", ...
49            "Cmp020.Rline", "Cmp020.NcDes", "Cmp020.NcPct", ...
50            "Cmp020.N", "Cmp020.NPct", "Cmp020.eff", ...
51            "Cmp020.s_Nc", "Cmp020.s_flowCorr", "Cmp020.s_PR", "Cmp020.s_eff", ...
52            "Cmp020.solverIndep.Rline", ...
53            "Cmp020.solverDep.state.mdot_corr", "Cmp020.solverDep.demand.mdot_corr"];
54  %HPC
55  hpcVars = ["Cmp025.Fl_I.P", "Cmp025.Fl_I.T", ...
56            "Cmp025.Fl_O.P", "Cmp025.Fl_O.T", "Cmp025.Fl_O.Rho", ...

```

Şekil 5.22. Matlab model – kullanıcı değişkenleri

User Variable kısmında her bir motor istasyonu için değişkenler ve değişkenlere bağlı fonksiyonların ayrı MATLAB kodlarından çağırılması sağlanmış olacaktır. Hava için hesaplanacak değişkenler, Splitter, Inlet, Fan, Bypass Duct, Secondary Nozzle, LPC, HPC, Combustor, HPT, LPT, Primary Nozzle hesaplamaları, bunlara bağlı performans hesaplamaları ve tasarım parametrelerinin girdileri bu kısımda bu isimlerle kodlanmıştır.

```

1 %load assumptions for "Design" mode
2
3 %these assumptions account for improved turbomachinery adiabatic
4 %efficiencies and revised parasitic power extraction.
5
6 %assumptions cell vector
7 assumptions = {
8     ["thermoPackage","Gordon",...
9     "options":"default"/"Gordon", ""Pelton-Hannah","npssGasTb1","npssAllFuel""],...
10    ("amb_FAR", 0.0,"Fuel-to-Air ratio of atmospheric air"),...
11    ("inlet_RAM", 1 - 0.0034, "inlet RAM recovery"),...
12    ("inlet_CD", 1.0,"inlet flow coefficient"),...
13    ("inlet_mdot", 386.46,"Design Inlet physical flow"),... %177.11 to 386.46 kg/s
14    ("inlet_mdot_corr",-999,"Design Inlet corrected flow"),...
15    ("FPR", 1.55,"Fan pressure ratio"),...
16    ("LPC_PR", 1.55, "Booster pressure ratio"),...
17    ("HPC_PR", 26.5/1.55, "HPC pressure ratio"),...
18    ("OPR", -999,"OPR is dummy i.e., doesn't work as input"),...
19    ("eta_fan", 0.887,"adiabatic fan efficiency"),...
20    ("eta_LPC", 0.89,"adiabatic booster efficiency"),...
21    ("fan_duct_dpqp", 0.024, "fan duct pressure loss (")",...
22    ("eta_HPC", 0.87, "adiabatic HPC efficiency"),...
23    ("BPR", 6.0,"Bypass ratio CF56-5A1 specs"),...
24    ("dpqPH", 0.0,"pressure loss for splitter hot stream"),...
25    ("dpqPC", 0.0,"pressure loss for splitter cold stream"),...
26    ("fan_nozzle_Cv", 0.945, "Cv between PR: 1.3 - 1.9"),...
27    ("fan_nozzle_Cd", 1.0,"flow coefficient"),...
28    ("fan_nozzle_A", -999, "exit area (in^2)"),...
29    ("core_nozzle_Cv", 0.945, "Cv between PR: 1.3 - 1.9"),...

```

Şekil 5.23. Matlab model – dizayn parametrelerinden örnek

Motora dair her parametrik değer ayrı ayrı matematiksel modellemeye yansıyacak şekilde Design Parameters kısmında yazılıma işlenmiştir. Her bir değer Gasturb üzerinden yapılan modellemeye benzer olacak şekilde Lufthansa havayolundan elde edilen motor deneysel ve üretimsel verilerinden elde edilmiştir.

```

1 %run file
2 clear;
3 clc;
4 close all;
5
6 % load 'factors'
7 %
8 % ** user inputs
9 alt = 0:100:1000;
10 MNI = 0;
11 DTAMB = 0.0;
12 totalCases = length(alt) * length(MNI) * length(DTAMB);
13 outputFileDir = 'D:\v7.2\user\output\';
14 outputFileName = 'TOC_35k_MNI=0.0_DTAMB=0_Des_UnInst_mcorr_439';
15 caseCounter = 1;
16 parSetSwitch = {'T4design','Wfdesign','FARdesign','W2A','Hcl'};
17 parSetVal = 2768.4; %T4 It should be 2388.73 K and 2768.4 R
18 %load assumption
19 assumptionsDesignImproved
20 %rewrite assumptions
21 for i = 1 : length(assumptions)
22     param = assumptions{1,i}{1,1};
23     switch param
24     case "Inlet_RAM"
25         %100% recovery

```

Command Window

```

Eng. units: [EN] -> Case # 3, running @ Altitude = 200 ft: Mach number = 0 ; ISA deviation = 0 ^oF: T4design = 2768.40 R
Eng. units: [EN] -> Case # 4, running @ Altitude = 300 ft: Mach number = 0 ; ISA deviation = 0 ^oF: T4design = 2768.40 R
Eng. units: [EN] -> Case # 5, running @ Altitude = 400 ft: Mach number = 0 ; ISA deviation = 0 ^oF: T4design = 2768.40 R
Eng. units: [EN] -> Case # 6, running @ Altitude = 500 ft: Mach number = 0 ; ISA deviation = 0 ^oF: T4design = 2768.40 R
Eng. units: [EN] -> Case # 7, running @ Altitude = 600 ft: Mach number = 0 ; ISA deviation = 0 ^oF: T4design = 2768.40 R
Eng. units: [EN] -> Case # 8, running @ Altitude = 700 ft: Mach number = 0 ; ISA deviation = 0 ^oF: T4design = 2768.40 R
Eng. units: [EN] -> Case # 9, running @ Altitude = 800 ft: Mach number = 0 ; ISA deviation = 0 ^oF: T4design = 2768.40 R
Eng. units: [EN] -> Case # 10, running @ Altitude = 900 ft: Mach number = 0 ; ISA deviation = 0 ^oF: T4design = 2768.40 R
Eng. units: [EN] -> Case # 11, running @ Altitude = 1000 ft: Mach number = 0 ; ISA deviation = 0 ^oF: T4design = 2768.40 R
fx >>

```

Şekil 5.24. Matlab model – sonuçlar kısmından örnek

Yazılımın Result kısmında ise yapılacak performans sonuçlarını elde etmek amacıyla bir kodlama gerçekleştirilmiştir. Birçok yazılım kodundan verilerin ve verilerin çekilerek performans hesaplarının gerçekleştirilmesi sağlanmıştır. Bu bağlamda tez konusu

kapsamında farklı irtifalardaki uçuş değerleri için motora dair birçok parametrenin modelleme sonucunda elde edilmesi sağlanmıştır.

Çizelge 5.5. Matlab modelinin - performans çıktıları

Performans.Fn	Performans.Fg	Performans. Drag	Performans. W2A	Performans.Wf	Performans.SFC
9351,3811	9351,3811	0,0000	386,4600	3333,5298	0,3565
9354,8763	9354,8763	0,0000	385,1979	3324,6597	0,3559
9355,3845	9355,3845	0,0000	384,5981	3320,9665	0,3555
9353,4900	9353,4900	0,0000	382,6833	3311,0695	0,3544
9344,6932	9344,6932	0,0000	381,4804	3298,1389	0,3526
9337,3415	9337,3415	0,0000	378,9581	3280,5451	0,3513
9324,0087	9324,0087	0,0000	376,4733	3263,5528	0,3503
9303,1161	9303,1161	0,0000	376,4573	3258,1538	0,3490
9322,7419	9322,7419	0,0000	373,8494	3244,8190	0,3482
9304,7750	9304,7750	0,0000	371,3883	3245,8190	0,3484
8305,2030	8305,2030	0,0000	365,9427	3245,8190	0,3474
8305,2030	8305,2030	0,0000	359,5057	2795,7943	0,3377
8261,1188	8261,1188	0,0000	311,6767	2795,7943	0,3472
8235,2913	8235,2913	0,0000	310,4507	2783,7643	0,3370
8157,9458	8157,9458	0,0000	308,0343	2760,9679	0,3362
8159,4985	8159,4985	0,0000	308,0014	2754,9846	0,3358
8104,8563	8104,8563	0,0000	307,3186	2746,0647	0,3355
8128,6958	8128,6958	0,0000	307,1254	2744,2316	0,3355
8106,5616	8106,5616	0,0000	307,1044	2744,1187	0,3356
8084,7385	8084,7385	0,0000	307,1914	2734,9065	0,3352
8062,2085	8062,2085	0,0000	306,1904	2725,5919	0,3349
8039,0777	8039,0777	0,0000	306,0965	2720,9419	0,3346
8015,4779	8015,4779	0,0000	300,1207	2710,0170	0,3380
7991,8888	7991,8888	0,0000	299,0871	2702,2388	0,3381

Gasturb yazılımında yapılan modelleme sonucunda özgül yakıt tüketimi $9,7595 \text{ g/(kN*s)}$, itki ise $109,97 \text{ kN}$ olarak elde edilmiştir. Matlab Built-in Model’de yapılan modelleme sonucunda ise özgül yakıt tüketimi $10,081 \text{ g/(kN*s)}$, itki ise $93,51 \text{ kN}$ olarak elde edilmiştir. Katalogda bu deneysel çalışmaya bağlı değerler ise özgül yakıt tüketimi $9,7157 \text{ g/(kN*s)}$, itki ise $111,206 \text{ kN}$ olarak elde edilmiştir. Değerlerin yakın olması modellemenin doğruluğunu göstermektedir.

Çizelge 5.6. Matlab modeli - Gasturb ve deneysel verilerin karşılaştırılması

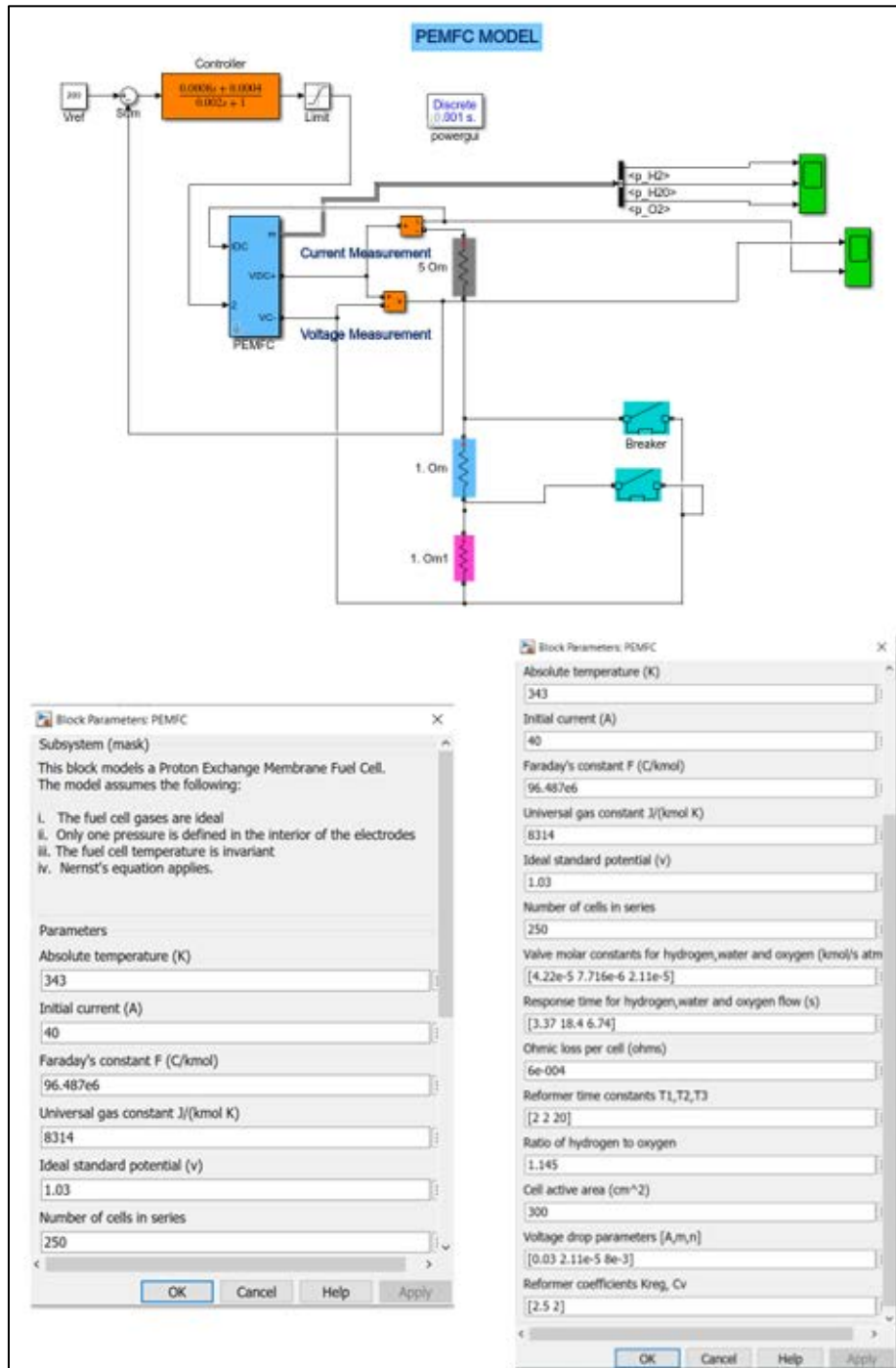
Özellik	Birim	Değer
Yüksek Basınç Türbini Spesifik İş	kW/(kg/s)	539,49
Yüksek Basınç Türbini Gücü	kW	28001,75
İzantropik Alçak Basınç Türbini Verimi		0,88
Politropik Alçak Basınç Türbini Verimi		0,87
Alçak Basınç Türbini Spesifik İş	kW/(kg/s)	262,86
Alçak Basınç Türbini Gücü	kW	14074,34

Matlab Built-in Model üzerinde yapılan modelleme sonucunda elde edilen değerlerin hata payının Gasturb yazılımında elde edilen modellemeye göre daha yüksek olduğu görülmüş olsa da yine de elde edilen değerlerin gerçeğe yakın şekilde elde edildiği görülmüştür.

5.3. MATLAB Yakıt Pili Modellemeleri

Yakıt pilleri, elektrokimyasal reaksiyonlar yoluyla kimyasal enerjiyi elektrik enerjisine dönüştüren karmaşık sistemlerdir. Yakıt pili matematiksel modellerinin ve sistemlerinin incelendiği bölümde de belirtildiği üzere yakıt pili tasarım mimarisi türlere göre değişkenlik gösteren çok sayıda kimyasal reaksiyon barındırdığından ötürü oldukça karmaşık bir yapıda olmaktadır. Bu karmaşıklık, pilin farklı bileşenleri (membran, katalizör, gaz difüzyon tabakaları, vb.) arasındaki etkileşimlerden ve çalışma koşullarının (sıcaklık, basınç, akış hızı, vb.) geniş bir parametre ve etken listesinden etkilenmesinden kaynaklanmaktadır. Yakıt pili modellemesinde kullanılması ve dikkate alınması gereken bu çok sayıda parametrenin değerleri yakıt pilinin çalışma koşullarına ve üretim sürecine bağlı olarak değişebilir olması modellemeyi oldukça zorlaştırmaktadır. Bu nedenle yakıt pili modellemelerinin çözümünün ve simülasyonunun oldukça zor olacağı gibi doğrulanması ve valide edilmesi de karmaşık bir hal almaktadır. Bu karmaşıklık yüksek boyutlu ve doğrusal olmayan modellerin geliştirmesine yol açmaktadır. Bu karmaşıklığın sonucu olarak yakıt pillerinin doğru ve güvenilir bir şekilde modellenmesi oldukça zorlaşmaktadır. Bu zorluklara rağmen, yakıt pili modelleme, pil tasarımı, optimizasyonu ve kontrolü için önemli bir husus olmaktadır. Modelleme çalışmaları, pil performansını ve ömrünü geliştirmeye ve daha verimli ve ekonomik yakıt pilleri üreterek daha çevreci enerji sistem çözümlerine ön ayak olmaktadır. Bu konuda yapılan çalışmalar özellikle son dönemde yoğunlaşarak konunun önemine uygun şekilde yaygınlaşmaktadır.

Tez kapsamında Matlab Simulink yazılımı kullanılarak temel anlamda yakıt pili modelleri incelenip geliştirilerek yakıt pili modelleri ortaya konulmuştur. Bu kapsamda piyasadaki incelenmiş olan havacılık sistemlerinde deneysel olarak da kullanılmış ve tüm özellikleriyle performans çıktıları elde edilmiş olan bir yakıt pili sistemi seçilerek istenen kW özelliklerine uygun olacak şekilde yığın miktarına ya da seri sistem olacak şekilde bir modelleme düzenlemesine gidilmiştir.



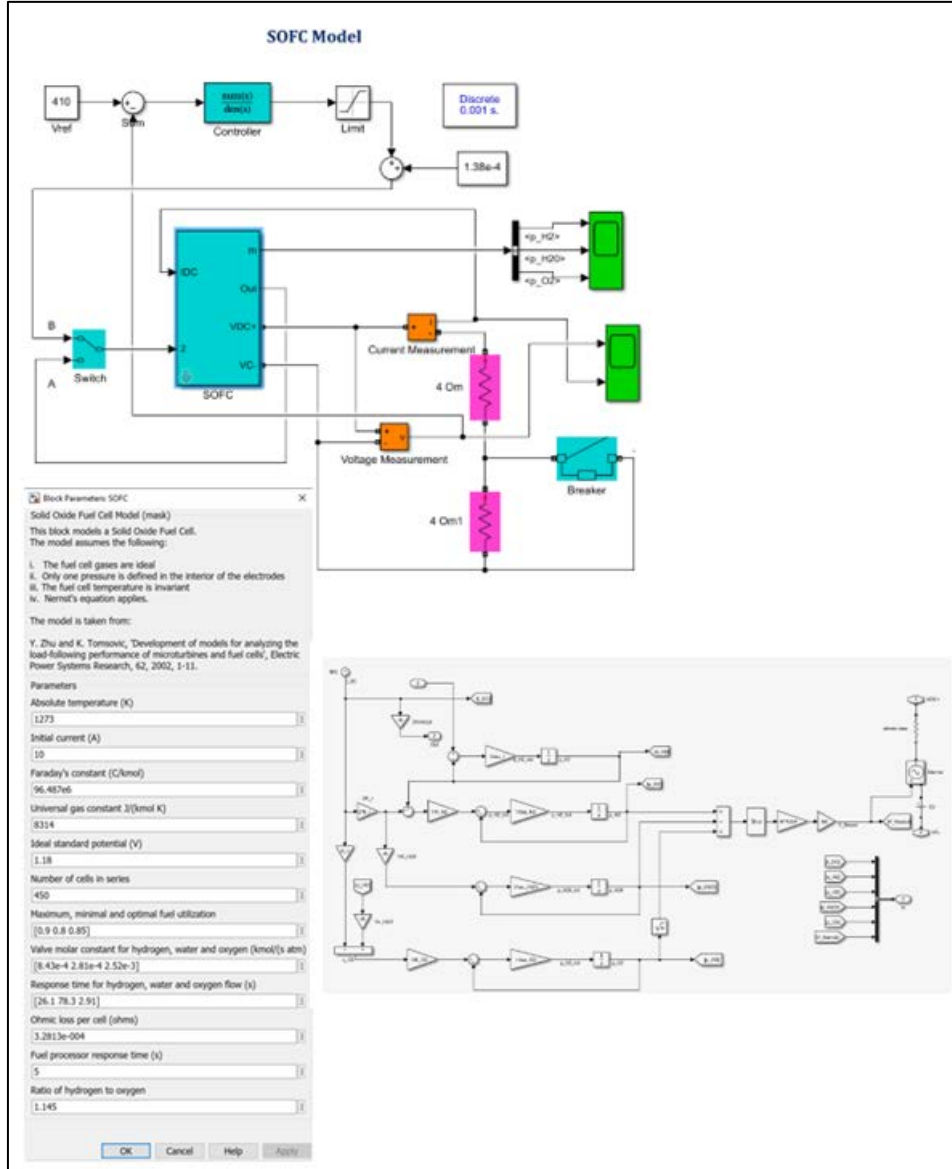
Şekil 5.25. Model 1 – PEMFC çıktıları

Öncelikle hibrit sistemde kullanılmasına karar verilmiş olan yakıt pillerinden PEMFC ile ilgili temel bir modelleme gerçekleştirilmiştir. Matlab Simulink eklentisinde temel bir PEMFC diyagramı üzerinden sistem modellemesi gerçekleştirilmiştir. Sisteme dair kontrol mekanizması, H_2 , H_2O , O_2 tedarik mekanizması, akım ölçümü, voltaj ölçümü ve sisteme dair tüm altyapılar üzerinden oluşturulan Simulink şeması kullanılmıştır. Model kapsamında ideal gaz kabulü, basınç ve sıcaklığa dair kabuller ve Nerst denklemi kullanılma kabulü gerçekleştirilerek sisteme dair değişken parametreler (Sıcaklık, akım, voltaj, gaz sabitleri, çeşitli sabitler, hücre yüzey alanı, hücre sayısı vb.) üzerinden bir modelleme sistemi elde edilmiştir.



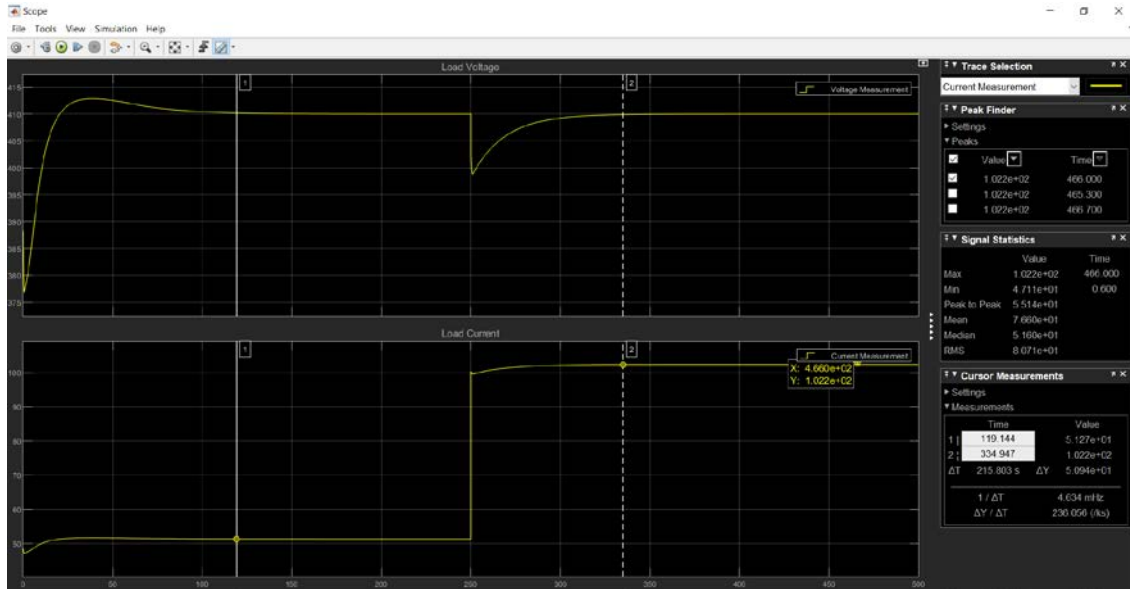
Şekil 5.26. Model 1 – PEMFC çıktıları

Oluşturulan bu temel modelleme üzerinden PEMFC yakıt pilinin zamana bağlı değişecek şekilde akım ve voltaj grafikleri deneysel değerlere uygun şekilde elde edilmiştir. Parametrelerin değiştirilerek istenen şartlarda farklı özelliklerde PEMFC yakıt pili sistem modeli elde edilebileceği sonucuna ulaşılmıştır. Bu model kapsamında yakıt pili sisteminin temel yapıda bir modelinin incelenerek modellemenin arkasındaki sistem ve mantık konusunda detaylı bilgi edinilmesi sağlanmıştır.



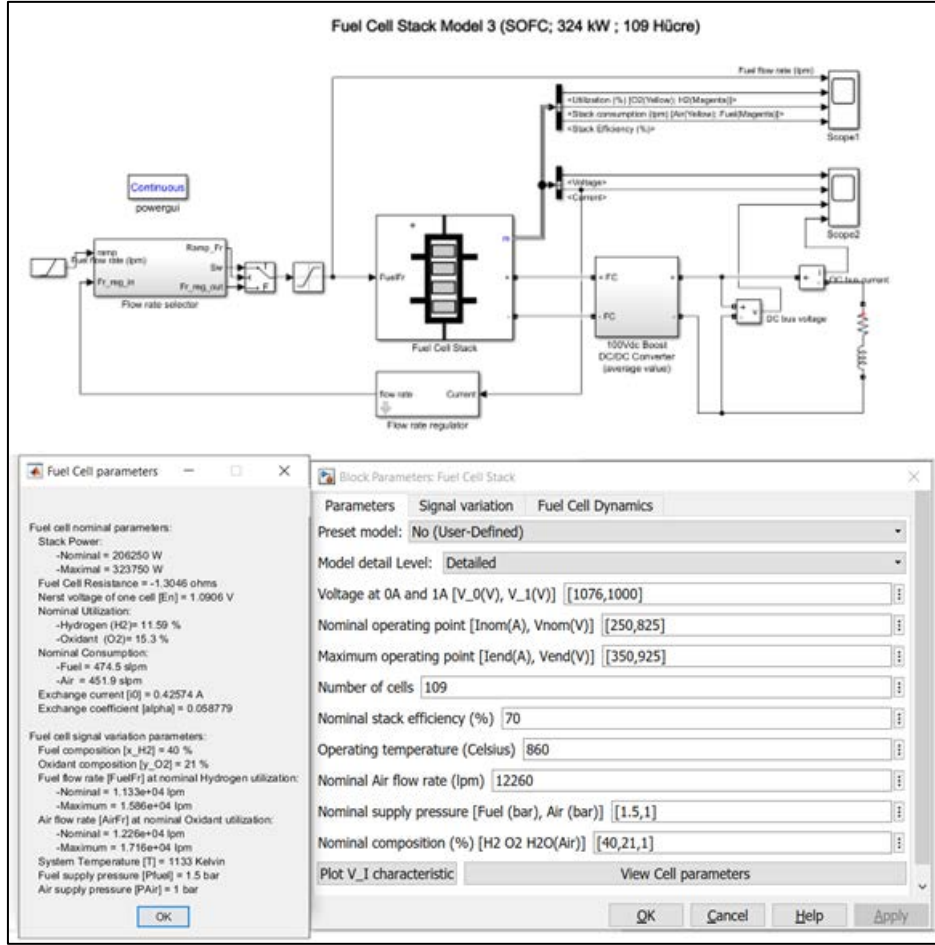
Şekil 5.27. Model 2 – SOFC çıktıları

Hibrit sistemde kullanılmasına karar verilmiş olan yakıt pillerinden diğeri olan SOFC ile ilgili de PEMFC'ye benzer şekilde temel bir modelleme gerçekleştirilmiştir. Matlab Simulink eklentisinde temel bir SOFC diyagramı üzerinden sistem modellemesi yapılmıştır. İlk modele benzer şekilde sisteme dair kontrol mekanizması, H_2 , H_2O , O_2 tedarik mekanizması, akım ölçümü, voltaj ölçümü ve sisteme dair tüm altyapılar üzerinden oluşturulan Simulink şeması kullanılmıştır. Model kapsamında ideal gaz kabulü, basınç ve sıcaklığa dair kabuller ve Nerst denklemi kullanılma kabulü gerçekleştirilerek sisteme dair değişken parametreler (Sıcaklık, akım, voltaj, gaz sabitleri, çeşitli sabitler, hücre yüzey alanı, hücre sayısı vb.) üzerinden bir modelleme sistemi elde edilmiştir.



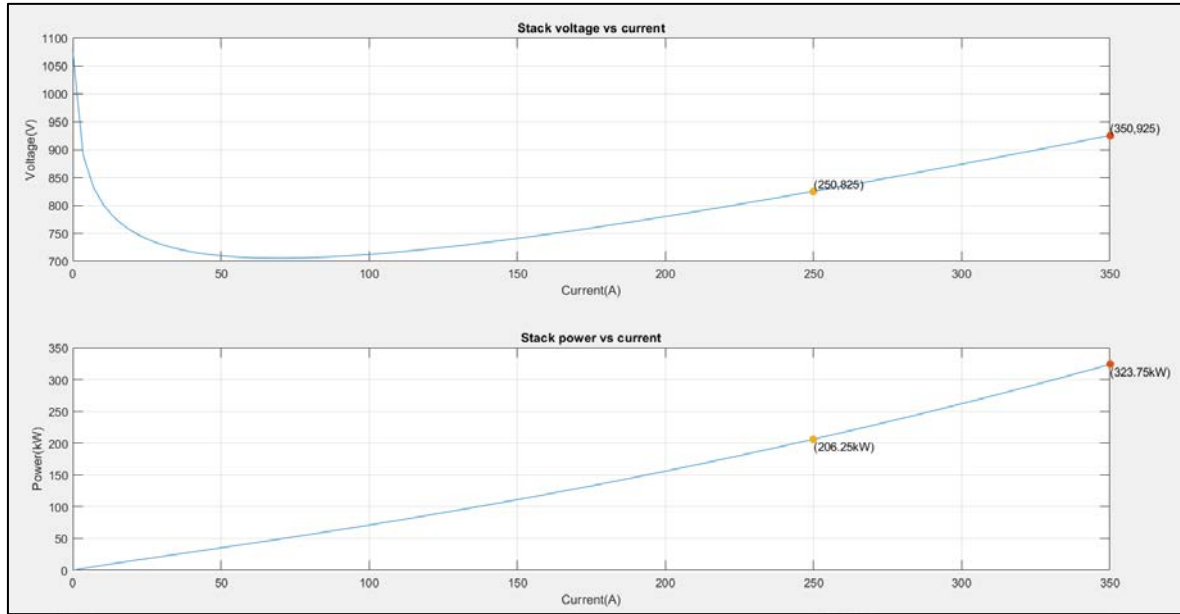
Şekil 5.28. Model 2 – SOFC çıktıları

İlk modele benzer şekilde oluşturulan bu temel modelleme üzerinden SOFC yakıt pilinin zamana bağlı değişecek şekilde akım ve voltaj grafikleri deneysel değerlere uygun şekilde elde edilmiştir. Parametrelerin değiştirilerek istenen şartlarda farklı özelliklerde SOFC yakıt pili sistem modeli elde edilebileceği sonucuna ulaşılmıştır. Bu model kapsamında yakıt pili sisteminin temel yapıda bir modelinin incelenerek modellemenin arkasındaki sistem ve mantık konusunda detaylı bilgi edinilmesi sağlanmıştır.



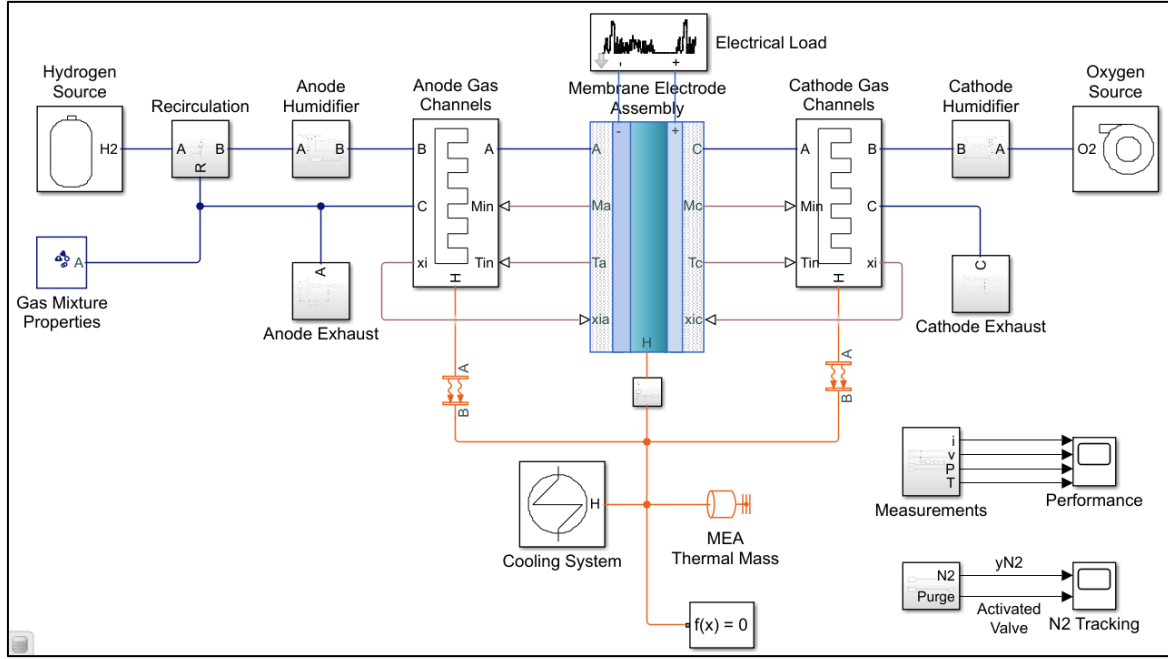
Şekil 5.29. Model 3 – SOFC çıktıları

Bir diğer modelleme kapsamında ise daha kapsamlı bir modelleme çalışması gerçekleştirilmiştir. Tez kapsamında hibrit sistemde kullanılması planlanan Delphi Gen 4 SOFC yakıt pili modeli temel alınarak düzenlenen parametrelerle yakıt piline ait sonuçlar elde edilmiştir. Önceki modellere benzer şekilde fakat daha kapsamlı bir diyagram üzerinden yapılan modellemede kontrol mekanizması, H₂, H₂O, O₂ tedarik mekanizması, akım ölçümü, voltaj ölçümü, akım dönüştürücüsü ve sisteme dair tüm altyapılar gösterilmiştir.



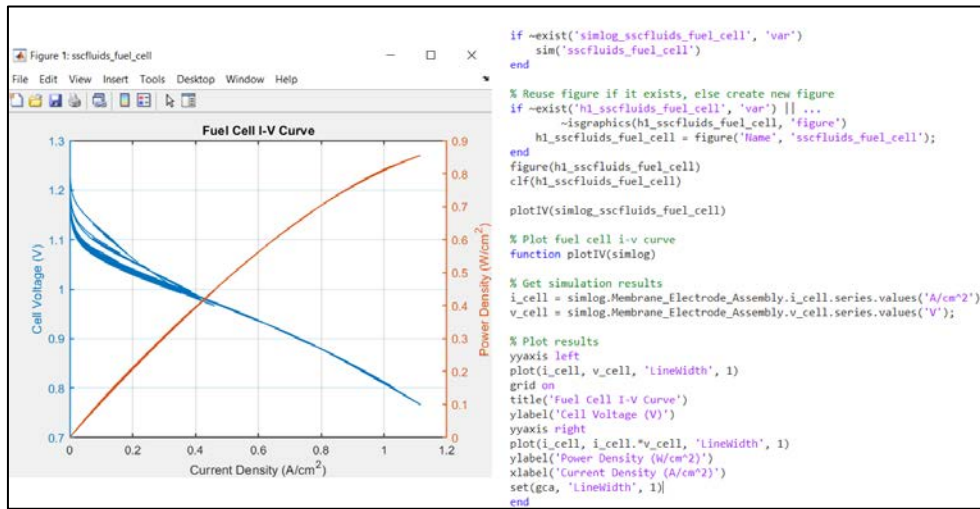
Şekil 5.30. Model 3 – SOFC Çıktıları

Önceki modellere benzer şekilde oluşturulan bu temel modelleme üzerinden SOFC yakıt pilinin zamana bağlı değişecek şekilde akım ve voltaj grafikleri deneysel değerlere uygun şekilde elde edilmiştir. 109 hücreden oluşan bir SOFC yığını için 324 kW'lık bir güç çıkışı değeri elde edilmiştir. Bu modelleme birebir Delphi Gen 4 SOFC yakıt pili modellemesi olmasa da temel özellikler açısından bu yakıt pili taslak kabul edilerek gerçekleştirilmiştir. Burada temel amaç yakıt pili modellemesinin gerçekleştirilerek temel anlamda modelleme parametreleri üzerinden yakıt pili performans değerlerini elde etmek olmuştur.



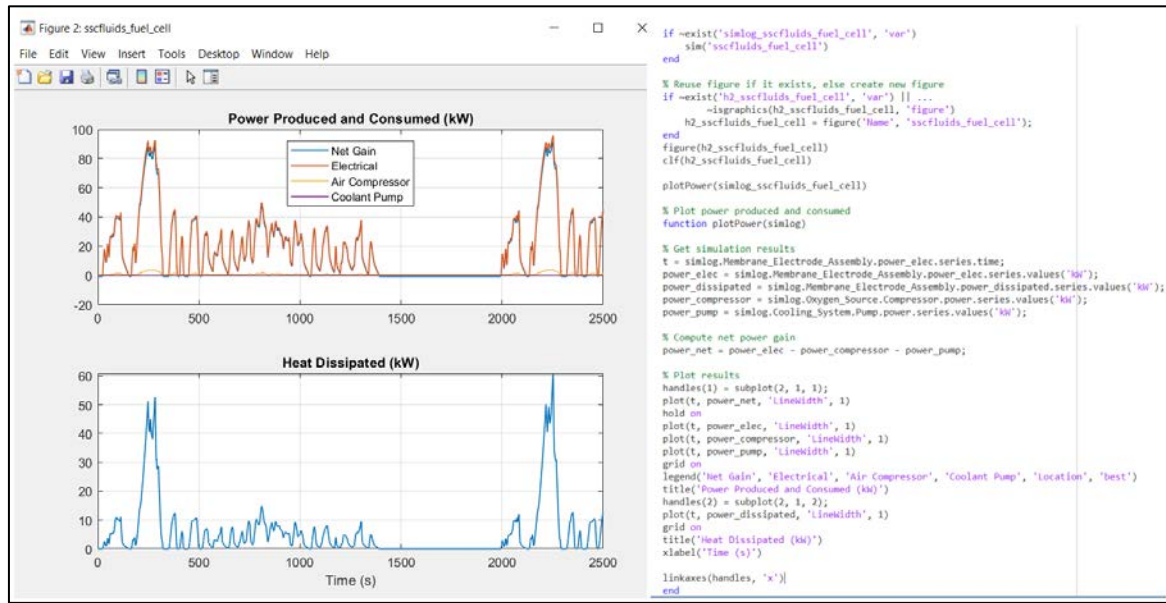
Şekil 5.31. Model 4 – PEMFC çıktıları

Bir diğer yakıt pili modellemesi kapsamında PEMFC yakıt pili üzerinden daha detaylı bir MATLAB Simulink modeli incelemesi gerçekleştirilmiştir. Önceki modellere benzer şekilde fakat daha kapsamlı bir diyagram üzerinden yapılan modellemede hidrojen kaynağı, devirdaim sistemi, anot nemlendirici, anot gaz kanalları, anot egzozu, membran yapısı, katot gaz kanalları, katot nemlendirici, oksijen kaynağı, katot egzozu, soğutma sistemi, ölçüm ve takip sistemleri ve sisteme dair tüm altyapılar gösterilmiştir.



Şekil 5.32. Model 4 – PEMFC çıktıları

Elde edilen grafikte yığındaki bir yakıt hücresinin akım-voltaj (i-v) eğrisini gösterilmektedir. Akım yükseldikçe, elektrot aktivasyon kayıpları nedeniyle voltajda bir başlangıç düşüşü meydana gelerek Ohmik dirençler nedeniyle voltajda kademeli bir düşüş gerçekleşmektedir. Maksimum akıma yaklaşıldığında, gaz nakliyle ilgili kayıplar nedeniyle voltajda keskin bir düşüşün olduğu da görülmektedir. Bu grafik aynı zamanda hücre tarafından üretilen gücü de göstermektedir.



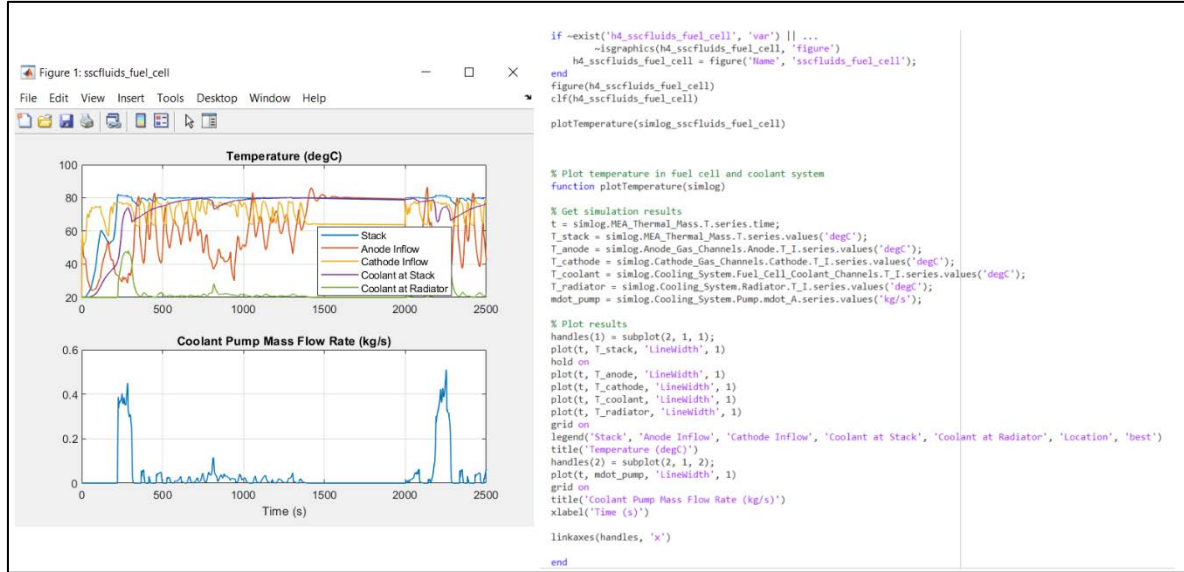
Şekil 5.33. Model 4 – PEMFC çıktıları

Bu grafik, yakıt hücresi yığını tarafından üretilen elektrik gücünün yanı sıra sistemin istikrarlı ve verimli çalışmasını sağlamak için katot hava kompresörü ve soğutma sıvısı pompası tarafından tüketilen gücü göstermektedir. Sonuç olarak, sistem tarafından üretilen net güç, yığın tarafından üretilen güçten biraz daha azdır. Kompresör verimliliğinin hesaba katılması net güç kazancını biraz daha azaltacaktır. Bu çizim aynı zamanda yakıt hücresi yığını tarafından üretilen ve soğutma sistemi tarafından uzaklaştırılması gereken aşırı ısıyı da göstermektedir. Yakıt hücresi yığını tarafından üretilen maksimum güç 95 kW olarak ayarlanmıştır.



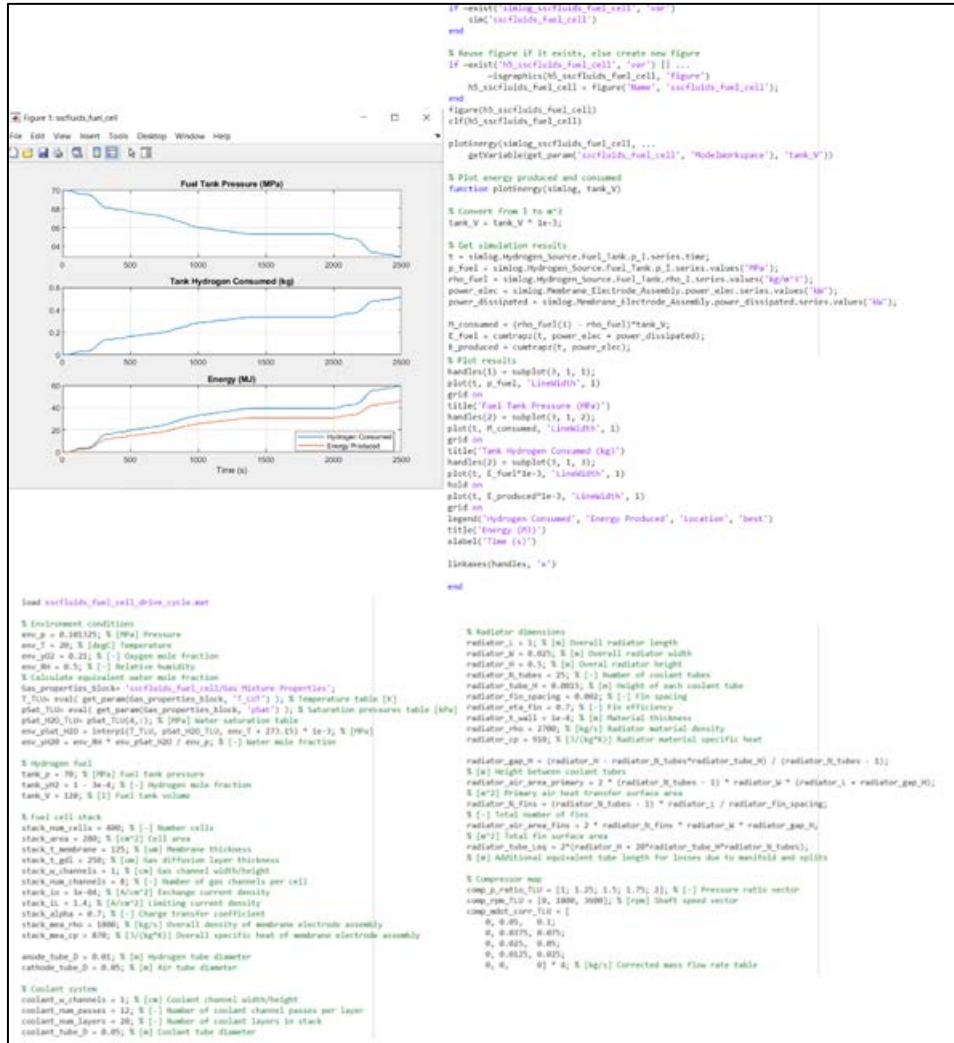
Şekil 5.34. Model 4 – PEMFC çıktıları

Bu grafik ise PEMFC'in termal verimliliğini ve reaktan kullanım oranını belirtmektedir. Termal verimlilik, hidrojen yakıtının enerjisinin yakıt hücresi tarafından ne oranda yararlı elektrik işine dönüştürülebildiğini ifade etmektedir. İç kayıplar sebebiyle bir PEMFC yakıt hücresinden elde edilen verimlilik genellikle %60 civarında olmaktadır. Azami akım değerine yaklaşıldığında ise bu verimlilik oranı %45'e kadar düşmektedir. Reaktan kullanım oranı, yakıt hücresi yığına giren ve yakıt hücresi tarafından tüketilen reaktanların (H_2 ve O_2) oranını temsil etmektedir. Kullanım oranının yüksek olması, yakıt hücresinden çıkan gazların daha efektif kullanıldığına işaret ederken, reaktanların konsantrasyonunu azaltır ve bu durum da üretilen voltajı düşürmeye sebep olur. Kullanılmayan O_2 çevreye salınırken, kullanılmayan H_2 'nin israfını önlemek adına anoda geri yönlendirilebilecektir.



Şekil 5.35. Model 4 – PEMFC çıktıları

Bu grafik ise, sistemdeki çeşitli konumlardaki sıcaklıkları göstermektedir. Yakıt hücresi yığının sıcaklığı, soğutma sistemi tarafından PEMFC çalışma şartlarına uygun olacak şekilde maksimum 80 °C’de tutulmaktadır. Anoda akan yakıt, devridaim akışı tarafından ısıtılırken, katoda akan hava ise kompresör tarafından ısıtılmaktadır. Optimum sıcaklığın korunması, yakıt hücresinin çalışması için kritik öneme sahiptir çünkü daha yüksek sıcaklıklar, membran direncini artırarak bağıl nemin düşmesine neden olmaktadır. Bu modelde, soğutma sistemi, soğutucu pompa akış hızının basit bir kontrolü ile çalıştırılmaktadır. Grafik, yakıt hücresi yığınınından ısıyı emdikten sonra soğutma sıvısının sıcaklığını göstermektedir.

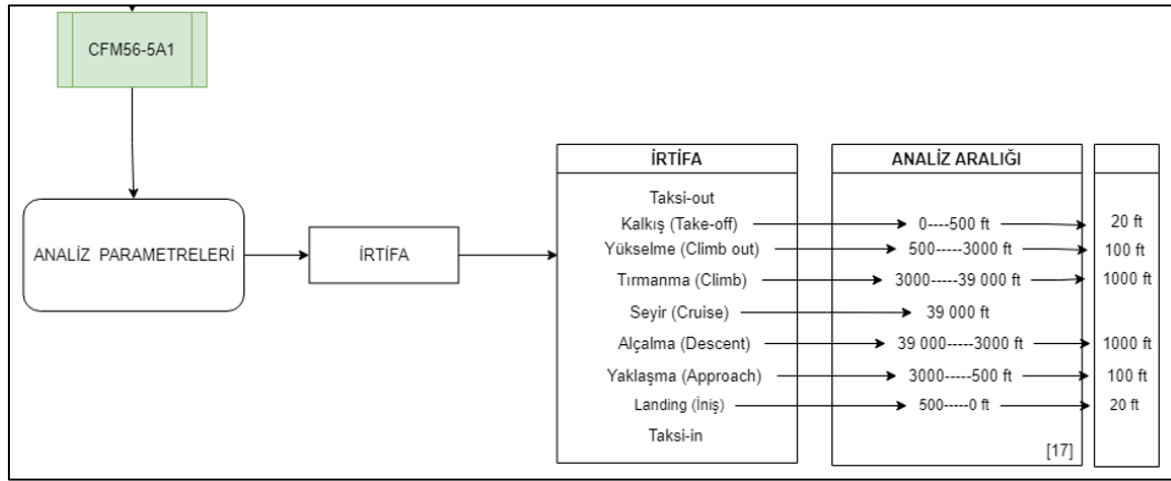


Şekil 5.36. Model 4 – PEMFC çıktıları

Bu grafik ise çalışma sırasında kullanılan hidrojen kütlelerini ve hidrojen tankı basıncındaki karşılıklı gelen düşüşü göstermektedir. Tüketilen hidrojen yakıtının enerjisi elektrik enerjisine dönüştürülür.

Yakıt piline dair tüm özellikler kodlama yoluyla MATLAB kodlama kısmına yazılarak modelleme içine yerleştirilebileceğinden farklı özelliklere ya da kullanım alanlarına sahip yakıt pilleri üzerinden modelleme çalışmaları ya da performans hesaplamaları gerçekleştirilebilecektir. Bu modeller kapsamında yakıt pilinin karakteristik yapısı detaylı şekilde anlaşılabilir farklı parametrelerin değişmesinin yakıt pili performans metrikleri üzerine etkileri net bir şekilde ele alınmıştır.

6. HİBRİT SİSTEM MODELLEMESİ

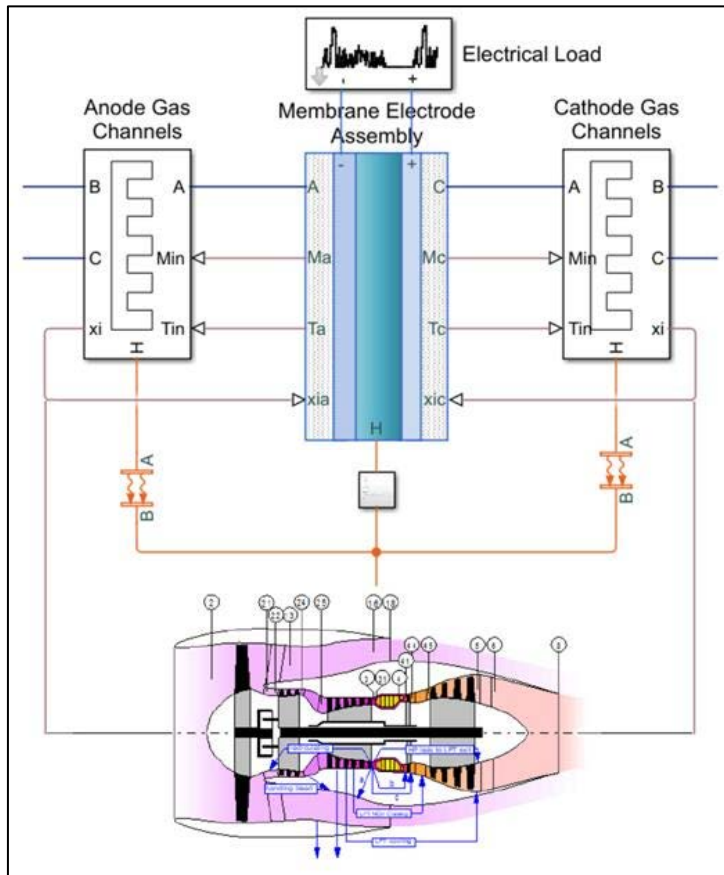


Şekil 6.1. Hibrit sistem analiz parametreleri

Modelleme analiz parametrelerinde daha önce de bahsedildiği üzere uçuş fazları Taksi-out, Kalkış (Take-off), Tırmanma (Climb out), Yükselme (Climb), Seyir (Cruise), Alçalma (Descent), Yaklaşma (Approach), İniş (Landing) ve Taksi-in olmaktadır. Bu bağlamda her uçuşta ve uçuş fazında harcanan enerji ve gerekli güç miktarı şartlara ve motor çalışma yüzdesine göre değişmektedir. Yakıt pili ve gaz türbini hibrit sistem modellemesinde sistem genel entegrasyonu açısından birkaç farklı yöntem kullanılabilecektir. Literatürde yapılan kapsamlı araştırmalar sonucunda yakıt pili ve gaz türbini hibrit sistem modelleme yöntemleri yakıt pillerinin türlerine göre farklı şekilde gerçekleştirilebilecektir. Burada hibrit olarak kullanılacak sistemde yakıt pilinden elde edilen gücün uçuş fazlarına göre yakıt pilinin çalıştırılarak belirlendiği bir modelleme yapılması oldukça önemli olmaktadır. Literatürdeki yerleşik sistem enerji santrallerinde sıklıkla kullanılan hibritleme sistemlerinin daha önce de bahsedildiği üzere havacılıkta şartların ve gerekliliklerin değişmesi sonucu daha farklı düzenlemelerle modellenmesi gerekmektedir. Kullanım yöntemi olarak ise daha önce de bahsedildiği üzere uçak iç sistemleri için enerji ihtiyacını karşılamak ya da türbin gücüne destek kullanımı ile yakıt tasarrufu ve emisyon azaltımı planlanmıştır.

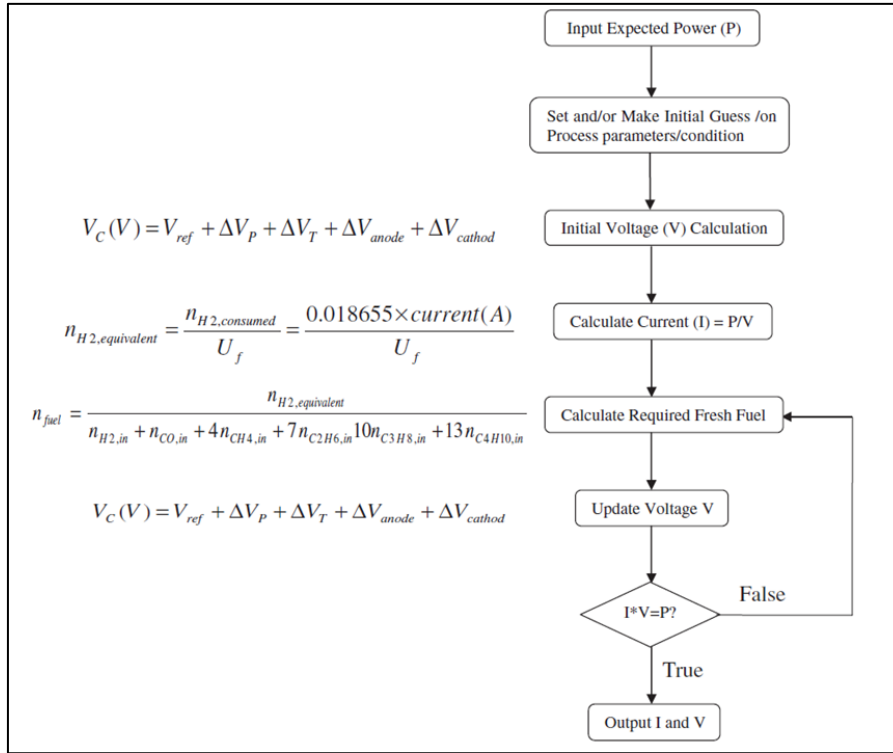
Enerji Bakanlığı, Ulusal Havacılık ve Uzay Dairesi ve endüstri ortaklarının himayesinde yakıt hücresi teknolojisindeki son gelişmeler, SOFC güç üretim sistemlerinin uçak uygulamalarında kullanılmasının yaygınlaşmasına zemin hazırlamıştır. Yakıt hücrelerini ve gaz türbinlerini birleştiren, son dönemde geliştirilen projelerden olan Ses Altı Ultra Yeşil Uçak Araştırması (SUGAR) programında incelenen [266] yakıt hücresi ve gaz türbini hibrit

mimarisinde (gaz türbininin kompresörü yakıt hücresi tarafından kullanılan havayı basınçlandırır ve yakıt hücresinin sıcak ürün gazları gaz türbininin yakıcısına beslenir) termal verimlilik artışının gelecekteki projelere de referans olacak şekilde oldukça önemli olduğu sonucuna ulaşılmıştır. Geleneksel gaz türbini yardımcı güç üniteleri (APU'lar) havaalanı yer kaynaklı emisyonlarının %20'sini oluşturmaktadır. Ayrıca geleneksel APU teknolojisi ve ikincil uçak sistemleri uçak bakım maliyetinin %50'si ve gecikme nedenlerinin yaklaşık %12'sini oluşturmaktadır [267]. Havaalanı yer emisyonlarının azaltılma mecburiyeti, yeni teknoloji kullanılmadığı sürece artan hava yolculuğu ile birlikte önemli bir husus olmaya devam edecektir. Uçak ve FC alt sistemlerinin optimum sistem entegrasyonu yoluyla görev yakıt miktarının ve emisyonların önemli ölçüde azaltılabilir olmasının önemi günden güne artmaktadır.



Şekil 6.2. FC-GT hibrit sistem şematiği

Literatür taramasında da bahsedildiği üzere son dönem sürdürülebilirlik projeleri sıfır NO_x emisyonunu hedefleyerek daha temiz havacılık stratejileri geliştirmenin öneminden bahsetmiştir. Bununla birlikte, gelecekteki SOFC sistemlerinin uçak enerji maliyetlerini düşürmek için cazip bir teknoloji haline gelebileceğinden çoğunlukla bahsedilmiştir.



Şekil 6.4. Hibrit sistem karar verme mimarisi

Aynı çalışmaya karar verme mimarisi ve sistem tasarımı açısından oldukça benzeyen başka bir çalışma da Zhang ve ark. [270] tarafından yapılmıştır. Kadryk [271] tarafından yapılan çalışmada ise, yolcu taşıma uçaklarının ana enerji kaynağı için yakıt hücrelerinin tasarımı ele alınmaktadır. Literatürdeki yakıt hücresinin fiziksel modeli kullanılarak, genel tasarım hususları türetilmiştir. Farklı olası tasarım hedefleri göz önünde bulundurularak, güç yoğunluğu ve verimlilik arasındaki denge tartışılmaktadır. Tasarım sürecine yardımcı olmak için evrensel bir maliyet fayda eğrisi türetilmiştir. Teknik (örn. sistem kütlesi ve verimliliği) ve teknik olmayan tasarım hedeflerinin (örn. işletme maliyeti, emisyon hedefleri, sosyal kabul veya teknoloji yakınlığı, politik faktörler) dahil edilmesini sağlayan bir ağırlık faktörü tanımlanmıştır. Optimum yakıt hücresi tasarımı sadece yakıt hücresinin özelliklerine göre değil, aynı zamanda diğer sistem bileşenlerinin özelliklerine göre de belirlenmiştir. Sunulan metodoloji ve modeller, yakıt hücresi sistemlerinin şimdi olmasa da gelecekteki yolcu uçaklarının kütlesini azaltma potansiyelinin değerlendirilmesine olanak sağlamaktadır.

PNLL [187] tarafından rapor şeklinde hazırlanan çalışmada ise Gen4 Delphi düzlemsel SOFC kullanılarak hesaplamalar yapılmıştır. Belirtilen koşulu karşılamak için gereken yığının boyutu, deneysel tabanlı bir algoritma kullanılarak değerlendirilmiştir. Algoritma, basınç, giriş sıcaklığı, hücre voltajı ve anot ve katot giriş akışları ve bileşimlerine dayalı

olarak yığın güç yoğunluğunu tahmin etmektedir. Algoritma, yüksek basıncın etkisini yansıtmak ve hücrelerde test edilen ancak henüz tam ölçekli yığınlar üretmek için kullanılmayan umut verici bir hücre malzeme seti kullanılarak elde edilen beklenen artışı temsil etmek için atmosferik basınçta çalışan iyi kurulmuş bir malzeme seti için bir model için geliştirilmiştir. Basıncın yığın performansı üzerindeki etkisine ilişkin tahminler yakıt pili modelleme sisteminin karmaşık yapısından dolayı literatüre dayanmaktadır. Çalışmanın sonucunda yakıt pillerinin özgül gücünün artması durumunda gelecekte önemli ilerlemeler kaydedilebileceğinden bahsedilmiştir. Çalışma kapsamında Boeing 787 yüklerinin anlaşılmasına dayalı olarak gerekli elektrik gücüne ilişkin bir tahmin geliştirilmiştir. Daha elektrikli uçaklar olarak yapılandırılınsınlar ya da yapılandırılmasınlar, gelecekteki tüm uçaklarda elektrikli sistemlere doğru bir yönelim olması beklenmekte olduğundan bahsedilmiştir. Bu durum, SOFC tarafından üretilen güç kullanılarak bir fayda sağlamak için elde edilmesi gereken performans çıtasını etkili bir şekilde yükseltmektedir. SOFC tarafından üretilen güç için, 787 elektrik dağıtım sistemi için revize edilmiş bir konfigürasyon varsayılmıştır.

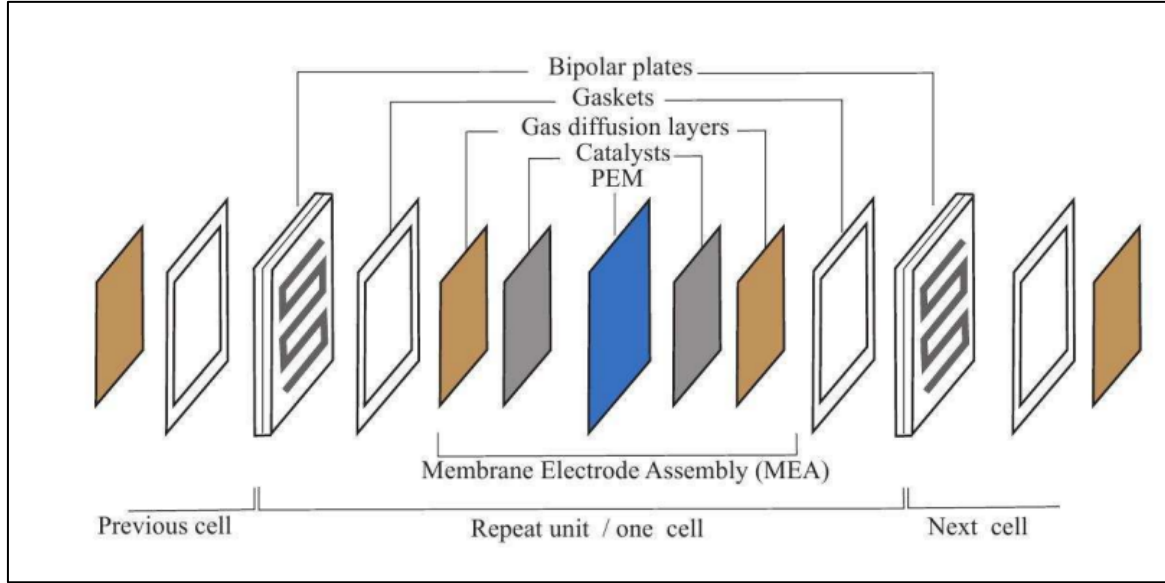
Daggett [174] üstesinden gelinmesi gereken teknolojik zorluklar arasında özgül gücün 1 kW/kg'a yaklaştırılması (bu hedefin dayanağı belirtilmemiştir), jet yakıtı için reformatör geliştirilmesi ihtiyacı, sülfür zehirlenmesi sorunu, çalışma ömrünün uzatılması ihtiyacı ve maliyetin düşürülmesi gerekliliğinden bahsedilmiştir. Eelman ve diğerleri [183] MEA'larda elektrik gücü üretmek için 370 kW SOFC-GT kullanımını incelemiştir. Bu çalışmada 1 kW/kg güç yoğunluğuna sahip gelecekteki bir yakıt pili teknolojisi varsayılmıştır. Anot egzozundan çıkan H₂'nin hidrojen geçirgen bir membran kullanılarak %90 verimlilikle geri kazanılması ve geri dönüştürülmesi ve anoda geri gönderilmesi önerilmiştir. Yığın voltajını düşürme ve verimlilikten ödün verme seçeneği, 1 kW/kg güç yoğunluğu girdi varsayımı belirli bir çalışma koşuluna bağlı olmadığından değerlendirilememiştir. SOFC-GT'nin halihazırdaki GT-APU'nun ağırlığının %174'ü kadar olacağı tahmin edilmiştir. Çalışma kapsamında bileşenler için varsayılan ağırlıklar hakkında hiçbir ayrıntı verilmemiştir. Eelman ve diğerleri [272] bir diğer çalışmalarında uzun menzilli MEA'larda 400 kW SOFC veya PEMFC kullanımını değerlendirmiştir. Çalışma kapsamında sistem ağırlığı gelecekteki süper verimli bir geleneksel APU'dan yaklaşık 2,75 kat daha fazla olsa bile, kütle dengesi tam net su geri kazanımı ile iki buçuk saatten fazla ve herhangi bir net su geri kazanımı olmadan dört buçuk saatten uzun görevler için önemli bir fayda ortaya koymaktadır sonucuna ulaşmışlardır. Ayrıca bir PEMFC sisteminin halihazırdaki teknolojiyle SOFC

sisteminden %50 daha ağır ve ~%20 daha az verimli olacağı sonucuna da varmışlardır. Rajashekara ve diğerleri [178] Boeing 777 için boyutlandırılmış 440 kW'lık bir SOFC-GT hibrit sistemi modellemiştir. Sistem ağırlığı hedefi <880 kg olarak belirtilse de bu ağırlık hedefinin temeli hakkında bir hiçbir bilgi verilmemiştir. Bir dizi reform reaksiyonu, yığın çalışma sıcaklığı ve basıncının değişimi, soğutma stratejisi ve su geri kazanımı dahil olmak üzere birkaç farklı sistem konfigürasyonu dikkate alınmıştır. Ağırlığı azaltmak için titanyumdan yapılmış ısı eşanjörleri kullanılması da bir başka tasarım önerisi olmuştur.

Braun ve diğerlerinin [179] çalışmasında 0,8 seyir Mach sayısında 5925 km'lik görev için boyutlandırılmış 69 600 kg toplam ağırlığa sahip 162 kişilik yolcu uçağı ele alınmıştır. Çalışmada 300 kW türbin APU'sunun hibrit bir SOFC-türbin güç sistemi ile değiştirilmesi incelenmiştir. Türbin APU normalde sadece yerde ve uçuş sırasında buz çözme veya acil durumlar için kullanılırken, SOFC APU'nun uçuş sırasında çalışmaya devam ederek ana motor jeneratörleri üzerindeki yükü azaltacağı varsayılmıştır. İki sistem mimarisi değerlendirilmiştir. Yer operasyonları sırasında yakılan toplam uçak yakıtı 905 kg/gün ve tırmanma seyir alçalma segmentleri sırasında ana motorlar dahil toplam uçak yakıtı 18 690 kg/gün olarak hesaplanmıştır. Çalışmada dört temel alt sistemden oluşan basınçlı bir SOFC-APU sistemi kullanılmıştır. SOFC yığını 3 atm'ye kadar basınçlandırılır ve 615 °C'ye yakın bir sıcaklıkta ve %80'e yakın bir yakıt kullanımı ile çalışmaktadır. Sistemde bir yakıt işleme alt sistemi, hücre yığını modülü ve sıcak gaz geri dönüşüm bileşenleri, bir türbin dip çevrimi ve güç koşullandırma alt sistemi yer almaktadır. Yakıt işleme alt sistemi tek bir yakıt pompası, yerleşik ve rejeneratif kükürt giderici, ototermal reformer, bir hava üfleyici ve reformat gaz akışını yakıt hücresi yığını gereksinimlerine soğutmak için bir yakıt ısı eşanjöründen oluşmaktadır. Yakıt hücresi sisteminin verimliliği, 300 kW net güç sağlarken yer koşullarında %45 LHV ve seyir koşullarında %64 LHV'dir. Jet yakıtı, SOFC sisteminden atık ısı almadan önce yakıtı oksijensizleştirmek için Pratt & Whitney'e özel bir yakıt stabilizasyon ünitesinde işlenir ve ECS'den gelen aşırı akış kullanılarak sisteme hava sağlanır. Varsayılan yığın özgül gücü, henüz mevcut olmayan kavramsal ve tescilli hafif metal destekli bir hücre tasarımının geliştirilmesini gerektirmiştir. Uçuş sırasında egzoz gazları ana motorlara giden yakıtı önceden ısıtmak için kullanılmıştır. Yer operasyonları sırasında gücün yaklaşık %18'i türbin tarafından, geri kalanı ise SOFC yığını tarafından üretilmiştir. Uçuş sırasında bu oran %63 SOFC, %37 gaz türbini olarak değişmiştir. Yer operasyonları için günlük %3,3 yakıt tasarrufu sağlanırken, uçuş operasyonları için günlük %1,3 yakıt tasarrufu elde edilmiştir. Sisteminin yer operasyonları sırasında temel APU

verimliliği %17 olmaktadırken yakıt pili hibrit sistem verimi %45 olmaktadır. APU verimliliğindeki bu artışın, bir günlük uçak yer operasyonları boyunca yaklaşık 1397 lb/gün (Mimari A için 922 kg/gün ve Mimari B için 1315 kg/gün) yakıt tasarrufu sağladığından bahsedilmiştir. Daha önce belirtildiği gibi, ana motor uçuş operasyonları da dahil olmak üzere günlük operasyonlar sırasında tüketilen toplam uçak yakıtı 41 000 lb (18 594 kg) civarında olmaktadır. Dolayısıyla, yer operasyonları sırasındaki verimlilik iyileştirmeleriyle yaklaşık %3,3 yakıt tasarrufu yapılabilmektedir. (yıllık tasarruflar uçak başına 100 000 ila 140 000 dolar kazanç elde edilmiştir) Ayrıca, yakıt hücresi sistemi için kazanç miktarı, geri ödeme sağlanması açısından uzun yıllardan sonra maliyetinin çıkarılmasıyla elde edilebilecektir. Bu durum temelde yakıt fiyatlarının artışıyla her geçen sene daha avantajlı hale gelebilecektir.

Braun'un çalışmasında geleneksel gaz türbinli APU'nun bir SOFC sistemiyle değiştirilmesi, A Mimarisi için 847 kg ve B Mimarisi için 560 kg ağırlık artışıyla sonuçlandığı belirtilmiştir. Bu durumdan dolayı SOFC sisteminden kaynaklı ağırlık artışından kaynaklanan ekstra yakıt harcanması nedeniyle motor emisyonları ve maliyetin de artacağı göz önüne alınmalıdır. SOFC sistem özgül gücü 900 W/kg olduğundan bu geri ödemenin 5 yıldan fazla olması beklenmektedir. Daha önce de bahsedildiği üzere artan yakıt fiyatlarıyla birlikte yakıt pili sisteminin özgül gücünden elde edilen kazanımlar daha da değerli olmaktadır. Buna ek olarak yakıt pilleri için başlatma süresinin kısaltılması da önemli olmaktadır. Başlatma sürelerinin 30 dakikanın altına inmesi havacılık alanında yapılacak çalışmalar hususunda büyük önem arz etmektedir. Halihazırdaki uzun bekleme süreleri havacılık için önemli bir dezavantaj olmaktadır. Yığın dayanıklılığının ve malzeme iyileştirmelerinin yapılması da verimlilik açısından önem arz etmektedir.



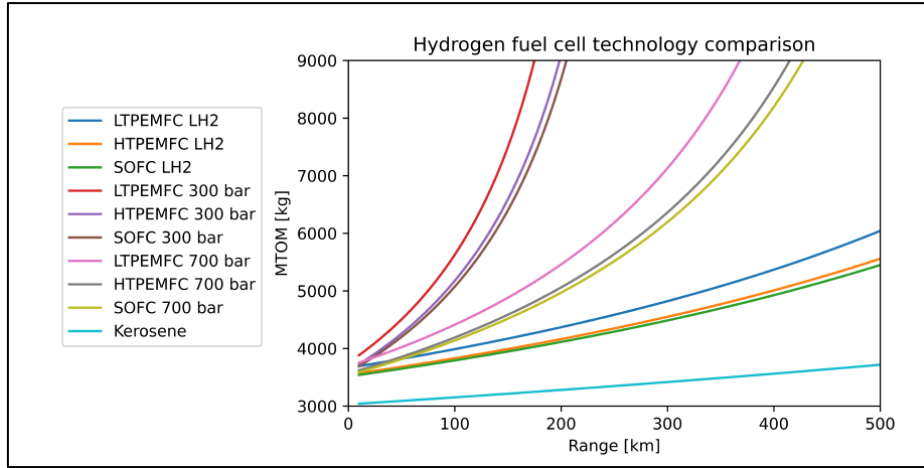
Şekil 6.5. Yakıt pili yapısı [273]

Collins [207] tarafından yapılan bir diğer çalışmadaki analiz, aynı TOGW ile sonuçlanan taşıma yükünü belirlemek için mevcut, yakıt, tank ve motor kütlelerini H_2 ile çalışan bir FC-GT-Batarya hibridiyle karşılaştırmaktadır. Analizi yapılan uçak olan A380, kalkış sırasında 12 saatlik bir uçuş için 90 MW'a yakın bir seyir gücüne sahiptir. Yeni sistem bir yakıt hücresi yığını ve basınçlı kap, kompresör ve türbin, ısı eşanjörü, batarya, elektrik motoru ve itici fandan oluşmaktadır. Toplam yakıt tüketimi, bu uçuş koşullarındaki sistem verimliliği kullanılarak her bir uçuş segmentinin yakıt tüketimi toplanarak ve eşit oranda yedek yakıt uygulanarak hesaplanır. H_2 depolamanın, hidrojenin birleşik yakıt ve tank kütlelerinin %64'ünü oluşturduğunu varsayılmıştır.

Bu çalışma, orta ve uzun menzilli uçaklar için mevcut gaz türbinleriyle eşit seviyeye ulaşmaya yetecek $0,9 \text{ kW} \cdot \text{kg}^{-1}$ güç yoğunluğu elde etmek için bir yakıt hücresi-gaz türbini-pil hibrit sistemi için geometri ve malzeme gereksinimlerini tanımlamaktadır. Yakıt azaltımı, sıvı hidrojenin yüksek enerji yoğunluğu ve katı oksit yakıt hücrelerinin yüksek verimliliğinden kaynaklanmıştır. Bu çalışma, tek ve çift koridorlu ticari uçaklara güç-ağırlık sağlamak için optimize edilmiş katı oksit yakıt hücresi hibritlerinin fizibilitesini göstermiştir. Ticari uygulama, Washington Eyalet Üniversitesi'nde devam eden basınçlı SOFC araştırmasının doğrudan bir amacı olan çekirdek yığın tasarımı ve sistem paketlemesinde önemli ilerlemeler gerektirmektedir.

6.1. Sistem Ağırlığı Etkisi

Vonhoff [274] tarafından yapılan bir yakıt pili ağırlık kestirimi çalışmasının sonucuna göre de şekilde de görüldüğü üzere yakıt pili sistemleri kerosen bazlı sistemlere kıyasla toplam ağırlığa daha yüksek şekilde etki ettiğinden bahsedilmiştir.



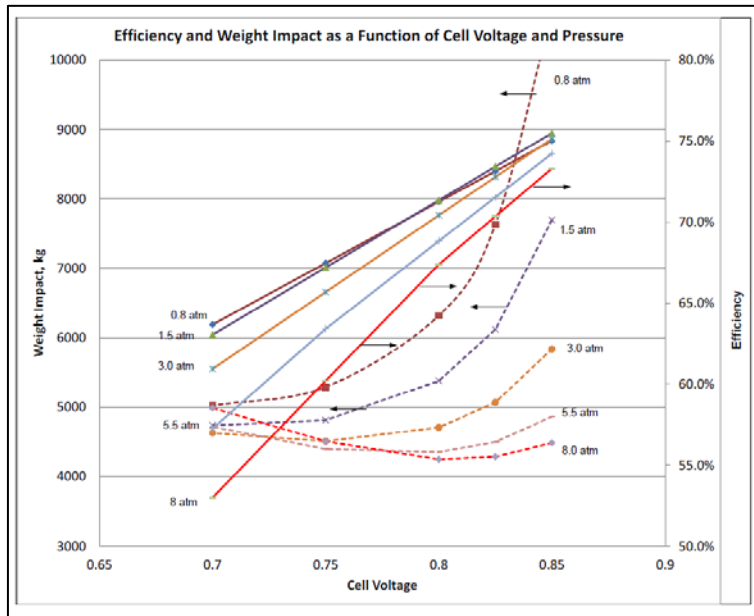
Şekil 6.6. Yakıt pili sistemleri ağırlık ve mesafe çıkarımları [274]

Bu ağırlık etkisinin yakıt pili sistem modellemesine göre de değişiklik gösterdiği açıkça görülmektedir. Yakıt pillerinde yoğunlukla kullanılan yakıt olan hidrojenin ise gelecekte havacılıkta önemli bir rol oynaması beklenmektedir. Özellikle hidrojen depolama sistem geliştirmeleri sayesinde bu yüksek ağırlık faktörünün kerosen bazlı yakıtlara göre dengelenebileceği sonucuna açıkça ulaşılmıştır. Bir APU için başabaş ağırlığı değerlendirme metodolojisi, ana motorları kullanarak elektrik üretimi için yakılan yakıt kütlelerini, APU'da yakılan yakıt kütlesi artı APU kütlelerinin toplamıyla karşılaştırmanın yanısıra APU'nun uçuş için ana motor yakıt tüketimi üzerindeki etkisini de ele almalıdır. Sonuç olarak, kısa bir uçuşta APU'nun avantajlı görünmesi için kendi ağırlığına eşit miktarda yakıt tasarrufu sağlaması gerekmektedir.

Braun'un [179] çalışmasında 300 kW'a kadar güç sağlayan ikiz 150 kW sistemlerden oluşan SOFC sistemi için ağırlık dağılımı elde edilmiştir. Ağırlıklar tescilli hafif yüksek özgül güç yığını tasarımı, mikrodalga tabanlı rejeneratif konseptler kullanan tescilli kükürt giderici tasarımı, minimum ağırlığa ve üzerindeki basınç farklılıklarına dayanacak minimum toleransa sahip basınçlı kap tasarımı, SOFC dc güç düzenlemesi için dönüştürücüden oluşmaktadır. Sistem ağırlığı tahminleri bazı durumlarda en iyi tahmine dayanmaktadır ve

bu tahminler performans gereksinimlerini karşılayacak minimum ekipman ağırlığı olarak düşünülmelidir. SOFC yığını, metal destekli yığın tasarımının yüksek özgül gücüne rağmen toplam sistem ağırlığının %28'ini oluşturmaktadır. Turbomakine, toplam ağırlığın %19'u ile bir sonraki en büyük ağırlık katkısı olmaktadır. Bu çalışmadaki model kapsamında da yüksek ağırlık etkisinden kaynaklı dezavantajlar öne çıksa da umut vaadedici ve sürdürülebilirlik için oldukça önemli bir hibrit sistem olduğundan bahsedilmiştir.

PNNL [187] tarafından yapılan çalışmada FC modellemesi çeşitli potansiyel reforming ve akış şeması seçeneklerini incelemiş ve daha yüksek verimlilik nedeniyle anot geri dönüşümü kullanılarak buhar reforminginin tercih edildiğini belirlemiştir. Daha sonra hücre voltajının (0,70, 0,75, 0,80, 0,825, 0,85 V) ve çalışma basıncının (0,8, 3,0, 5,5, 8 atm) bir fonksiyonu olarak verimliliği ve uçağa olan ağırlık etkisini tahmin etmek için parametrik bir çalışma yapılmıştır. Sistem atmosferden çekilen havayı sıkıştırmak ve işi geri kazanmak için egzoz gazlarını genişletmek üzere bir kompresör/genişletici içermektedir. Yığın olmayan bileşenler için basitleştirilmiş ağırlık tahminleri, mevcut SOFC sisteminin bilinen ağırlığına doğrusal bir oranla, kompresör/genişletici için küçük bir jet motoruyla karşılaştırılarak ve stres hesaplamaları kullanılarak değerlendirilmiştir. Türbin APU'sunu ortadan kaldırmak ve elektrik dönüştürücü ağırlıklarını azaltmak için bu çalışma gerçekleştirilmiştir.



Şekil 6.7. Yakıt pili sistemleri ağırlık kestirim grafiği

Şekilden optimum koşulun seçilmesi, elektrik üretim verimliliğinden kaynaklanan yakıt azalması ile ilave ağırlıktan kaynaklanan ana motor yakıt tüketimindeki artışın bir kombinasyonunu gerektirir. SOFCPU ağırlığının ana motor yakıt tüketimi üzerindeki etkisini belirlemek üzere 1000, 3000, 5000 ve 7000 deniz mili (nm) yolculuklar için uçuş profilleri çok çeşitli faydalı yükler için hesaplanmıştır. SOFCPU için bir başabaş ağırlığı daha sonra SOFC'nin verimliliği nedeniyle tasarruf edilen yakıtın SOFCPU ağırlığı nedeniyle eklenen yakıt tüketimi ile dengeleneceği nokta belirlenerek hesaplanmıştır. Daha sonra optimum koşul, başabaş ağırlığı ile tahmini ağırlık arasındaki farka göre seçilmiştir. Sonuç olarak 5000 nm'lik bir yolculuk uzunluğu için optimumun 0,825 V hücre voltajında ve 8 atm basınçta gerçekleştiği bir sistem tercih edilmiştir. Kavramsal tasarıma dayanarak, 787-8'i beslemek için üç SOFCPU sistemi eklemenin toplam ağırlık etkisi (APU'nun ortadan kaldırılması ve dönüştürücü ağırlığındaki azalma ayarlandıktan sonra) 2822 kg olacaktır.

Bir SOFCPU'nun bir hava taşıtına monte edildikten sonra yakıt tasarrufu sağlama kabiliyeti, yakıt tasarrufu sağlayan daha verimli elektrik enerjisi üretimi ile belirli bir uçuş için daha fazla yakıt yakılmasını gerektiren hava taşıtı ağırlığındaki artış arasında bir dengedir. SOFCPU uçağa entegre edildiğinden, bu karşılaştırmaya aşağıdakiler de dahil olmak üzere bir dizi faktör katkıda bulunur [187]:

- Yakıt tüketiminde azalmaya neden olan SOFC sistem verimliliği
- SOFCPU tarafından uçağa eklenen ağırlığın, belirli bir uçuş için ana motorlar tarafından daha fazla yakıt yakılmasına neden oluşu,
- AC/DC dönüştürücüden kaynaklı ekstra ekipmanlar ve enerji kayıpları
- Türbin APU ağırlığının ortadan kaldırılmasından kaynaklı kazançlar

Başabaş ağırlık, ağırlık ilavesinin bir sonucu olarak tüketilen ilave yakıtın, üretim sisteminin daha yüksek verimliliği nedeniyle tasarruf edilen yakıtı eşit olduğu ağırlık etkisi olarak tanımlanır. Başabaş ağırlığı öncelikle SOFCPU verimliliğinin bir fonksiyonudur, ancak tartışılacağı üzere, bunu belirlemek için kullanılan varsayılan uçuş uzunluğuna göre değişecektir. PPNL tarafından yapılan çalışma sonuçlarında da görüldüğü üzere 972 kW'lık bir eklemenin SOFC hücre voltajına ve basınca göre ağırlık etkisi görülmektedir.

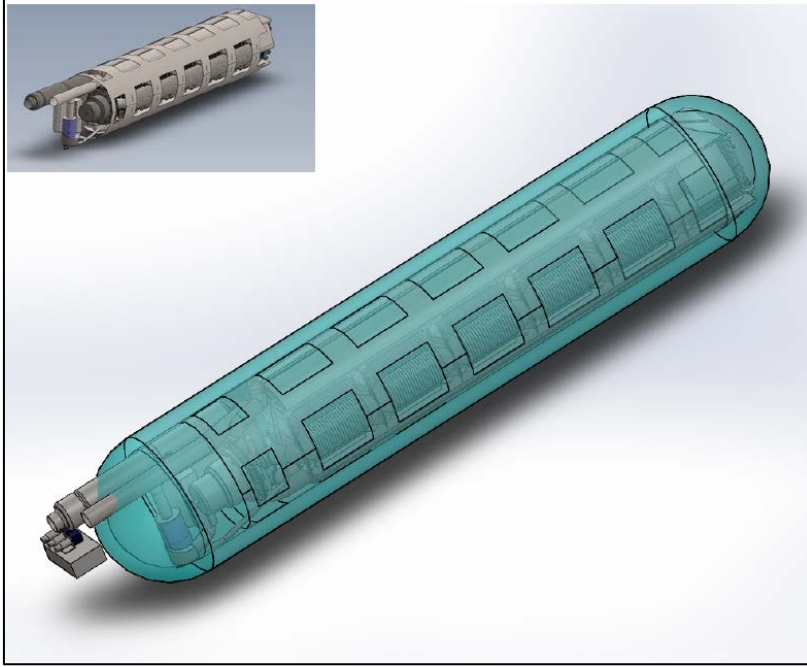
Çizelge 6.1. Yakıt pili basınç-voltaj değişim grafiği

	SOFC Hücre Voltajı				
Basınç (atm)	0,850	0,825	0,800	0,750	0,700
0,80	%75 / 10690	%73 / 7631	%71 / 6320	%68 / 5291	%64 / 5022
1,50	%76 / 7698	%73 / 6120	%71 / 5379	%67 / 4813	%63 / 4739
3,00	%75 / 5837	%73 / 5069	%70 / 4709	%66 / 4509	%61 / 4630
5,50	%74 / 4867	%72 / 4498	%69 / 4355	%63 / 4397	%57 / 4719
8,00	%73 / 4485	%70 / 4287	%67 / 4250	%60 / 4507	%53 / 4990

Daha kısa süreli seyir segmentine sahip olan daha kısa uçuşların toplam başabaş ağırlıkları daha yüksektir. Ayrıca, elektrik gücünün üretildiği toplam süre, elektrik üretimi için yakıtın yakıldığı ancak mesafeye ulaşamadığı taksi süresini de içerir. Taksiye binış ve taksiden çıkış sırasındaki yakıt tasarrufu tüm uçuş mesafeleri için eşit olacaktır. Toplam sürenin yaklaşık %13'ü 1000 nm'lik bir uçuş için yerde geçerken, 7000 nm'lik bir uçuş için bu oran sadece ~%2'dir.

Tez kapsamında da hibritlemede kullanılacak olan ilk yakıt hücresi tasarımı Delphi Gen4 yığımına dayanmaktadır. Deneysel hesaplamaları yapılmış olan bu yakıt pili üzerinden yeni nesil geliştirmelerle modellenip üretilebilecek daha yüksek özgül güce sahip yakıt pili modellemelerine geçilerek performans hesaplamaları yapılacaktır. Hücrenin aktif alanındaki güç yoğunluğunun 0,825 V/hücrede 0,76 W/cm² olacağı tahmin edilmektedir. Bunun için yığınlar, $109 \times 0,825 = 89,9V$ veya ~90 V/yığın sağlamak için 109 hücrelik yığınlar halinde düzenlenmiştir. Bu, nominal 30 hücreli Delphi Gen4 APU yapılandırmasından daha uzundur, ancak Delphi yeterli akış dağılımını sağlamak için 100 hücreye kadar modellemiştir. 3 bağımsız sistemin her birinde, altı yığın ± 270 VDC sağlamak için serinin ortasında bir toprak bağlantısı ile elektriksel olarak seri bağlanmıştır. Bu, üç sistemin her birinde toplam $6 \times 109 = 654$ hücre ile sonuçlanır. Ağırlığı azaltmak için yığın bağlantıları, her iki akışı bir uçtan bağlayan bir manifold plakası kullanmak yerine bir uçta anot ve diğer uçta katot olacak şekilde yapılarak ağırlık azaltımı sağlanmıştır. Daha yüksek güç yoğunluğu, aktif alandaki artış ve 109 hücreye yükselme, yığın başlıklarındaki molar gaz akışını artırmaktadır. Bununla birlikte, 8 atm'de çalışmak gazların başlıklardaki hızını azaltmakta ve bu da akışın yanlış dağılımına yol açan basınç değişimlerini azaltmaktadır.

Daha yüksek basınç aynı zamanda yığının aktif alanındaki hızı düşürerek hücreler arasındaki basınç düşüşünü azaltır ve akış dağılımını eşitleyen de hücreler arasındaki basınç düşüşüdür.



Şekil 6.8. Hidrojen tankı tasarım görseli [275]

Delphi Gen4 yığınının yapılan bu iyileştirmelerle ağırlıktaki en büyük fark, aktif alan üzerindeki akış mesafesindeki %36'lık artışı karşılamak için akış boyutundaki boyutun esnetilmesiyle ilgilidir. Esneme nedeniyle hücre başına ağırlık 620 g'dan 759,5 g'a çıkmıştır. Bu durumda yığının ağırlığı $759,5 \times 109 = 82,8$ kg olmaktadır. Hücrelere ek olarak yığına bir yük çerçevesi eklenmiştir. Yük çerçevesinin amacı, yığın içindeki contaları korumak için yığının her zaman sıkıştırma altında tutmaktır. Yük çerçevesi ve başlık bağlantı kutularının yığın ağırlığına 13 kg ekleyerek toplam yığın ağırlığını 95,8 kg'a çıkarması beklenmektedir. Katot reküperatörü, katot egzozu 800°C iken ön ısıtmalı hava akımını 700 °C sıcaklıkta sağlayacak şekilde tasarlanmıştır. Eşanjörün etkinliği %70,2'dir. Bu, atmosferik sistemler için kullanılan benzer reküperatörden biraz farklıdır, çünkü reküperatör sıkıştırma işlemi ile önceden ısıtılmış havayı aldığından etkinliği %90 mertebesinde olmalıdır.

Yakıt pompası basınç kabının dışında yer almaktadır. Sonuç olarak, yakıt pompası yakıtı 8 atm mutlak basınç kabı basıncına kadar basınçlandırabilmeli ve ayrıca akış tarafından oluşturulan geri basıncı sağlayabilmelidir. Yakıt akış hızının 32 kg/saat olması gerekmektedir. Her bir pompa 288 ml/dak kapasiteye sahiptir, yani paralel çalışan üç pompa

fazlasıyla yeterli hacim kapasitesine sahiptir. Bütünleşmiş kontrolör dahil her bir pompa 1,08 kg ağırlığında olup sistem başına toplam ağırlık 3,24 kg'dır. Sistem başına üç pompa yaklaşımı, yakıt dağıtımında bir dereceye kadar yedeklilik sağlayarak tek bir pompa arızasının güç sistemini kapatmasını önleyecektir. Reformer çıkış gazı üzerinde doğrudan çalışabilen yüksek sıcaklıklı bir anot üfleyici kullanılmasıyla anot geri besleyicinin sistemden çıkarılarak ağırlık bakımından avantaj sağlanması mantıklı olmaktadır.

Çizelge 6.2. Yakıt pili sistemleri komponent ağırlıkları (821 kW'lık sistem) [187]

Bileşen	Kütle, kg	Ağırlık Yüzdesi (%)
Yığın ve Çerçeve	581,6	62
Kabuk ve Yalıtım	135,9	14,5
Ana Yakıt Pili Başlıkları ve Yalıtım	80,3	8,6
Katot Isı Eşanjörü	43,9	4,7
Destek Çerçevesi ve Braketler	34,1	3,6
Anot Üfleyici	23,5	2,5
Buhar Reformatorü	18,7	2
Kompresör/Genişletici	6,8	0,7
Yakıcı	1,3	0,1
Diğer Kanallar ve Çeşitli	12,4	1,3
Toplam	938,5	100

Uçak üzerindeki ağırlık etkisinin üç bağımsız sistemi içermesi ve uçaktan çıkarılan kütleyi hesaba katması gerekecektir. Uçak üzerindeki ağırlık etkisi incelenmek gerekirse SOFCPU kütlesi (972 kW için) 3333 kg, Türbin APU kaldırılması 245 kg, Dönüştürücü ağırlık azaltımı 266 kg olmak üzere net etki 2822 kg olmaktadır.

6.2. Özgül Güç Etkisi

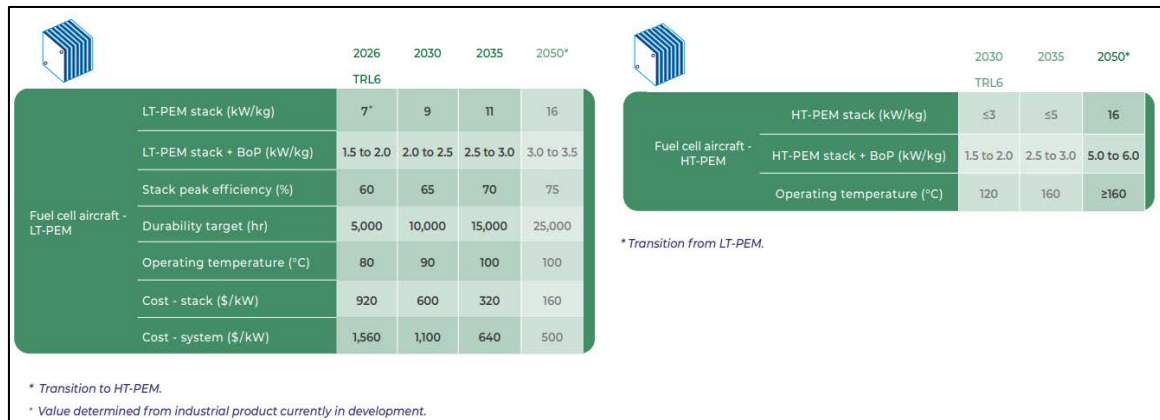
Yakıt hücreleri için bir diğer önemli özellik de özgül güçtür [W/kg]. Özgül güç değeri belirli bir güç çıkışı için yakıt hücresinin kütlesini temsil eder. Gerekli yakıt hücresi gücü ve yakıt hücresi özgül gücü kullanılarak yakıt hücresinin kütlesi tahmin edilebilir. Bu kütle, yakıt hücresinin çalışması için gereken yardımcı bileşenleri hesaba katmaz ve bu nedenle bunların ayrı olarak belirlenmesi gerekir. Mevcut yakıt hücresi teknolojileri için, yakıt pili türüne göre kamuya açık verilere dayanarak, SOFC için yığın bazında 300-500 [W/kg] arası PEMFC için yığın bazında 1600-2000 [W/kg] arası değerler makul bir varsayım olarak kabul edilmektedir. Hidrojen depolamaya gelince, kesin değer belirli bir uygulamaya ve uygulamaya bağlıdır. Gelecekteki teknoloji seviyeleri için bu değer mutlaka geliştirilerek

SOFC için 1000 [W/kg], PEMFC için ise 3000-4000 [W/kg] bantlarına hatta mümkünse 6000 [W/kg] seviyelerine çıkarılması gerekmektedir [87].

Çizelge 6.3. Yakıt pili türlerine göre performans değerleri [276]

Özellik	PEMFCs	AFCs	PAFCs	MCFCs	SOFCs
Sıcaklık ($^{\circ}C$)	80	65 - 220	150 - 220	650	600 - 900
Basınç (atm)	1 - 5	1 - 5	1 - 8	1 - 8	1 - 15
Verimlilik (%)	40 - 50	40 - 50	40 - 50	45 - 55	45 - 60
P.D. (kW/kg)	0,5 - 2,5	0,15 - 0,4	0,2 - 0,5	0,1 - 0,3	0,25 - 0,5
Güç (kW)	0,001 - 1000	1 - 100	50 - 1000	100 - 100	1 - 1000
Elektrolit	Katı	Sıvı	Sıvı	Sıvı	Katı
Katalizör	Pt	Pt	Pt	Ni	CaTiO ₃
Yakıt Kaynağı	H ₂ (reform)	H ₂ (saf)	H ₂ (reform)	H ₂ /CO/CH ₄	H ₂ /CO/CH ₄
Oksidan	O ₂ /Hava	O ₂	O ₂ /Hava	CO ₂ /O ₂ /Hava	O ₂ /Hava

Tennessee Tech İtke Sistemleri Laboratuvarında yapılmış olan havacılık yakıt pili denemelerinde de özgül güçlerin aralık genişlikleri Şekil 6.12'deki gibi belirtilmiştir. Bu çalışmada da özellikle gelecekte yapılacak yakıt pili sistem gelişmeleri sayesinde FC-GT hibrit sistemlerinin öneminden bahsedilmiştir [276]. Buna ek olarak ise Aerospace Technology Institute (ATI) [277] tarafından çıkarılan 2050 hedeflerinde yakıt pili hibrit sistemlerinin önemi kapsamında özgül güç değerlerinin PEMFC için 2050'ye kadar büyük bir artış öngörülerek gelişmesi üzerinde durulmuştur.



Şekil 6.9. Yakıt pili türlerine göre 2050 hedefleri doğrultusunda performans değerleri [277]

Havacılık Teknolojileri Enstitüsünün çıkardığı yol haritasında da açıkça görüldüğü üzere PEMFC'ler için sağlanan özgül güç miktarının 2050 yılına doğru düşük sıcaklık PEMFC'ler için 3500 [W/kg], yüksek sıcaklık PEMFC'ler için ise 6000 [W/kg] değerlerine kadar

çıkması beklenmektedir. Yakıt hücrelerinin en yaygın olarak belirtilen zorluklardan biri de yüksek maliyet ve düşük dayanıklılık olmaktadır [278]. Seri üretim arttıkça yakıt hücrelerinin maliyetinin düşmesi beklenmektedir. Buna ek olarak araştırmacılar daha ucuz ve daha yüksek performanslı membran malzemeleri geliştirmektedir. Bipolar plaka malzemesi, dayanıklılık ve kanal geometrisi araştırmaları devam etmektedir. Yakıt hücreli araçlar için Toyota [279], ağırlığı ve hacmi azaltmak amacıyla kendi kendini nemlendiren bir PEMFC geliştirmiştir. Kendi kendini nemlendiren sistem, elektrolit boyunca iç su sirkülasyonunu ve difüzyonu teşvik etmek için reaktan gazları elektrotlara zıt yönlerde besler. Ayrıca, hücre içindeki gaz akışını iyileştirmek için yeni bipolar plaka geometrileri geliştirmişlerdir. Bu iyileştirmeler, diğer optimizasyonlarla birlikte, yığının özgül gücünü iki kattan fazla artırarak 2,0 kW/kg'a çıkarmalarını sağlamıştır. ZeroAvia'nın sahibi olduğu HyPoint Inc. [280] ise, 140-180 °C aralığında çalışan bir HT-PEMFC geliştirmektedir. Daha yüksek çalışma sıcaklığı, yakıt hücrelerini sıvı yerine hava ile soğutmalarına ve yığını beslemek için aynı basınçlı havayı kullanmalarına olanak tanır. Bu gelişmelerin ağırlıkta %61'lik bir azalma sağladığını ve bunun da tesisin dengesi dahil 2 kW/kg'lık bir özgül güçle sonuçlandığından bahsetmişlerdir. ATI tarafından yayınlanan 2050 havacılık yol haritasına [277] uygun olacak şekilde özgül güç gelişim çalışmalarından yeni yapılan araştırmalarda bahsedilmektedir. Uçak tasarımı için yakıt hücrelerinin verimliliği ve güç yoğunluğu iki ana performans parametresidir. Verimlilik, ihtiyaç duyulan yakıtın ağırlığını belirlerken güç yoğunluğu ise yakıt hücrelerinin ağırlığını belirlemektedir. Belirli bir yakıt hücresi boyutu için, akım, voltaj veya çıkış gücünü ayarlayarak veya belirli bir akım, voltaj veya güç gereksinimi için, yakıt hücrelerini boyutlandırarak çalışma noktası belirlenebilecektir [92]. Şekil 6.12.'de de görüldüğü üzere gelecekte gelişen teknoloji ile birlikte uçak güç isterlerinin düşmesi ve yakıt pili özgül güç değerlerinin artması öngörülmektedir.

Yakıt pili hibrit sistemin daha çevreci ve verimli olması sebebiyle de bu alanda çalışmalar yapılmasının önemi açıkça görülmektedir. Yakıt pili sistemi türbinden üretilen kW bazındaki gücün bir miktarını sisteme sağlayarak daha az yakıt debisi ve hava debisi kullanılması yoluyla yakıt tasarrufu sağlamayı hedeflemektedir. Fakat burada FCAPU tarafından uçağa eklenen ağırlığın, ana motor yakıt tüketimini etkileyerek potansiyel yakıt tasarrufunu azaltacağı durumu da göz önüne alınmalıdır. Bu bağlamda halihazırda literatürde kullanılan yakıt pilleri incelendiğinde yakıt pili teknolojisinin sürdürülebilir bir havacılık ve gelecek açısından oldukça önemli olduğu görülmektedir. Buna ek olarak yapılan deneysel sonuçlara göre yakıt pili teknolojisinin şu anki teknolojik gelişmeler göz

önüne alındığında ağır bir teknoloji olduğu ve gelecekte geliştirilmesi gerektiği açıkça görülmektedir.

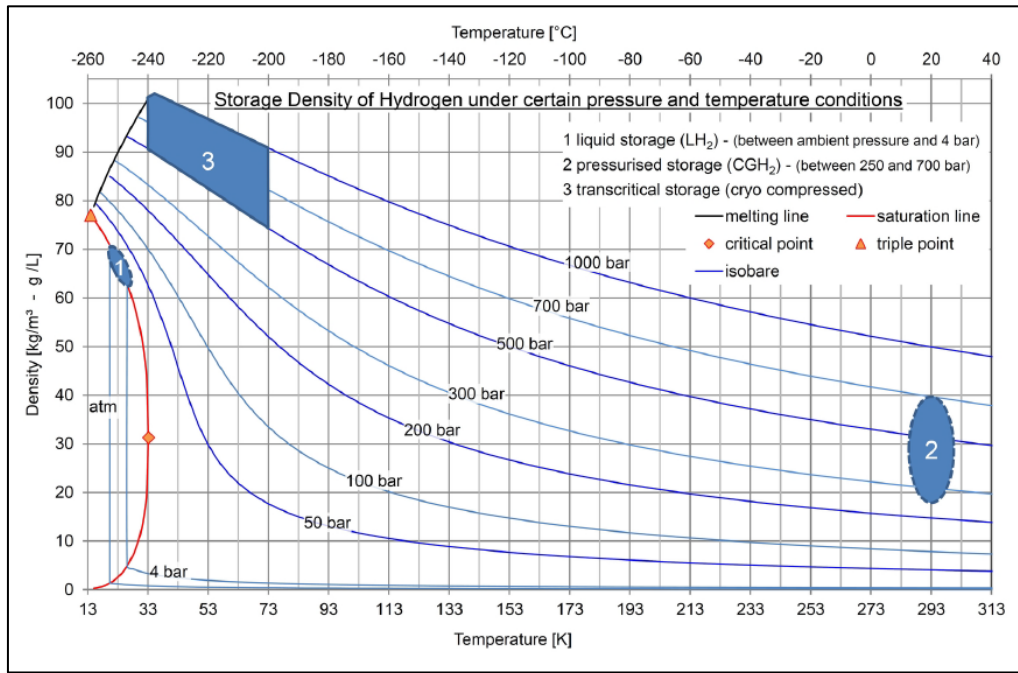
Bu aşamada tez kapsamında incelenen hibrit sistem mimari seçim senaryoları ikiye ayrılmaktadır. Bu senaryolardan ilki yakıt pillerine türlerine göre bir tank aracılığıyla gaz türbininden ayrı bir şekilde yakıt sağlamakken diğeri ise yakıt pillerine gaz türbininin egzoz gazlarını yakıt girdisi olarak vermek üzerine olacaktır. İki sistemde de yakıt piline sağlanacak olan havanın türbin kompresöründen sağlandığı bir sistem modellemesi tercih edilmiştir. Bu iki ayrı seçim metodunda özellikle ayrı bir yakıt kaynağı kullanan hibrit sistem mimarisinde hidrojen tankı sistemi tercih edilerek PEMFC kullanılan bir hibrit modelleme yapılmıştır. Egzoz gazlarının reforme edilerek sistemde kullanıldığı ikinci modelleme sisteminde ise egzoz gazını çeşitli aşamalardan geçirilerek kullanabilen SOFC sistemi ile oluşturulan bir hibrit sistem mimarisi değerlendirilmiştir.

6.2.1. Senaryo 1: Ayrı bir yakıt kaynağı kullanılan hibrit sistem mimarisi

Hibritleme yöntemlerinden ilki doğrudan ayrı bir yakıt tankından (hidrojen tankından) yakıt piline motordan ayrı yakıt sağlamak olmaktadır. Bu sistemde ise Reformer, Desülfürizatör (kükürt giderici), Purifier (Arıtıcı) gibi sistem bileşenleri kullanmaya gerek olmamaktadır. Sistemde kullanılmayan bu parçaların yerine yerleştirilen hidrojen ve hidrojen tankı sisteme ekstra bir ağırlık maliyeti eklediğinden modellemenin çok uygun şekilde yapılması gerekmektedir.

Hidrojen periyodik tablodaki en hafif ve evrende en çok bulunan elementtir. Benzersiz kimyasal özelliklere sahiptir ve bu özellikler, kullanımı düşünüldüğünde var olan zorlukların ve fırsatların altını çizmektedir. Fakat hidrojen, tüm kimyasal yakıtlar arasında birim kütle başına en yüksek enerji içeriğine de sahiptir. Hidrojenin düşük ısıtma değeri (LHV) 120 MJ/kg iken, gazyağı yaklaşık 43 MJ/kg LHV'ye sahiptir [281]. Hidrojenin birim kütle başına çok yüksek enerji içeriği, çok düşük yoğunluğuyla tezat oluşturmaktadır. Ortam sıcaklığı ve basıncında, gaz halindeki hidrojenin yoğunluğu yalnızca 0,089 kg/m³'tür. Karşılaştırmak gerekirse, hava aynı koşullarda 1,225 kg/m³ yoğunluğa sahipken, gazyağı yaklaşık 800 kg/m³ yoğunluğa sahiptir [281]. Bu da anlamlı miktarda hidrojen depolamanın ortam koşullarında çok büyük hacimler gerektirdiği anlamına gelmektedir. Hidrojeni depolamanın temel zorluğu, yoğunluğunu artırmak ve makul bir hacimde mümkün olduğunca fazla

hidrojen depolamaktır. Tatmin edici yoğunluklar elde etmek için hidrojen ya sıvı hale kadar soğutulabilir ya da basınçlandırılabilir. Şekil bir dizi basınç ve sıcaklık altında hidrojen yoğunluğunu göstermektedir. Görüldüğü gibi, hidrojen yoğunluğu yüksek basınçlar altında ve mutlak sıfıra yakın oldukça düşük sıcaklıklarda artmaktadır. Bu da geliştirilebilecek yeni nesil basınçlı hidrojen tanklarıyla hibrit sistemdeki ağırlık faktörü etkisinin oldukça azaltılabileceğini göstermektedir.



Şekil 6.10. Hidrojen tankı sıcaklık ve basınca göre yoğunluk değişimi grafiği [274]

300 bardaki hidrojen yoğunluğu 20 kg/m^3 civarındadır. 300 bar hidrojen tankları üretilerek kullanılmakta olsa da mevcut ticari hidrojenle çalışan araçlarda, 700 bar sıkıştırılmış hidrojen tankları giderek daha fazla kullanılmaktadır. 700 barlık tankların hidrojen depolama verimliliği 300 barlık tanklardan yaklaşık %10 olacak şekilde daha yüksektir. Hidrojen yoğunluğu 700 barda ise neredeyse iki kat olacak şekilde 40 kg/m^3 olmaktadır [282]. Hidrojeni depolamanın diğer bir fiziksel yolu da onu soğutarak sıvı hale getirmektir. Hidrojen için bu, yaklaşık 20 K'ye ($-253 \text{ }^\circ\text{C}$) kadar soğutulması anlamına gelir. Kriyojenik sıvı hidrojen depolama uzay endüstrisinde son yıllarda sıklıkla kullanılmaktadır. Bunun nedeni kriyojenik sıvı hidrojenin nispeten yüksek bir yoğunluğa sahip olmasıdır. Hidrojen yoğunluğu 20 K'de yaklaşık 70 kg/m^3 'tür [282].

Tank için, en düşük yüzey-hacim oranına sahip sınırlayıcı bir durum olarak küresel bir geometri varsayılabilir. Winnefeld'in [275] hidrojen tankı tasarım rutini, istenen bir uçuş görevi profili için tankın enerji yoğunluğunu en üst düzeye çıkararak ilgili tank boyutunu, duvar kalınlığını, yalıtım kalınlığını ve hidrojen havalandırma rejimini belirler. Orta menzilli bir görev için (1178 nm = 2180 km) optimize edilmiş tankın toplam kütlesi 729 kg'dır (hidrojen ile birlikte 2719 kg) ve bu da minimum 2805 kg'lık (hidrojen ile birlikte 4795 kg) optimize edilmemiş sabit tanktan önemli ölçüde daha düşüktür. Burada planlanan sistemin tamamen motorun yerini alması öngörülmüştür ve sonuç olarak şekilde de görüldüğü üzere çok ağır bir sistem elde edildiği ama gelecekte bu rakamların değişeceğinden bahsedilmiştir. Sistemde referans olan uçuş görevi için 6980 kg kerosen (1178 nm = 2180 km) ihtiyacı ile 9187 kg'lık bir tank sistemi olan mevcut bir Airbus A320 (Airbus AG, Leiden, Hollanda) kullanılmıştır [283]. Her biri 2331 kg olan iki CFM-56-5A3 jet motoru A320'nin enerji sistemini tamamlayarak toplam 13 849 kg'lık bir kütleye ulaşmaktadır. Sistemde tasarlanan hidrojen + hidrojen tankı 16.3 MW'lık bir gücü karşılayan PEMFC için 1178 nm'lik (2180 km) bir uçuş için planlanmıştır. Elde edilen optimize ve geliştirilmiş tank kg değeri ise tankın toplam kütlesi 729 kg, hidrojen ile birlikte 2719 kg olarak elde edilmiştir. Gelecekteki hafif, yüksek güçlü yakıt hücresi teknolojisi mevcut uçaklara güç sağlayacaksa, enerji sisteminin kütlesi %22 oranında azaltılabilir. Gelecekteki uçak teknolojisi ile gelecekteki yakıt hücresi teknolojisinin birleştirilmesi kütlenin %41 oranında azaltılmasını sağlayabilecektir [79].

Tez kapsamında ise bu sistemde kullanılmış olan hidrojen tankı modellemesinin tez kapsamında değerlendirilen CFM56-5A1 motoruyla çalışan Airbus A320 uçağında (kararlaştırılan uçuş menziline göre) PEMFC ile oluşturulan hibrit sistemdeki hidrojen tankı modellemesine ön ayak olacak şekilde yeni ölçek kullanılarak tekrar modellenmiştir.

6.2.2. Senaryo 2: Gaz türbininden yakıt sağlanan hibrit sistem mimarisi

Gaz türbininden yakıt sağlanan hibrit sistem mimarisinde yanmış gazların kullanılması için sistemde Reformer, Reküperatör, Isı Değiştiriciler, Desülfürizatör (kükürt giderici), Purifier (Aritıcı), yakıt pompaları, su pompaları ve AC/DC dönüştürücü gibi ekstra ekipmanlara ihtiyaç duyulmaktadır. Jet A yakıt spesifikasyonları, sülfür seviyelerinin ağırlıkça 300 ppm ile 1000 ppm arasında değişebileceğini göstermektedir. SOFC'ler ise genellikle sülfür seviyelerinin anot girişinde ağırlıkça 15 ppm'den az olmasını gerektirmektedir. Kükürt giderme işlemi yer tabanlı ya da yerleşik yöntemlerle gerçekleştirilebilir. Sülfür seviyeleri

rafineride, havaalanında ya da uçak içi ekipman vasıtasıyla yer tabanlı donanım kullanılarak gerekli SOFC ve reformer seviyelerine düşürülebilecektir. Bu nedenle jet A yakıtının kükürtten arındırılması, SOFC sisteminin çalışması için kritik öneme sahiptir. Yer tabanlı kükürt giderme çözümleri havacılığa uygun olmadığından, havacılık uygulamaları için 1 ppm'e kadar kükürt giderimi için düşük bakım gerektiren ve kompakt bir tasarım gerekmektedir. Mevcut literatürde yer alan kükürt giderici için her 10 000 saatte bir değiştirme sağlanacak şekilde bir sorbent kapasitesi geliştirilmesi ve 0,9 kg / L elde etmek için sorbent ağırlığının iki kat azalması gerekmektedir. Ayrıca, tasarım kapsamında kükürt giderme işlemi ile uçak entegrasyon sorunlarının çözülmesi gerekmektedir. Bu nedenle reformerde üretilen gaz karışımının saflık derecesinin sağlanması açısından sistemde kullanılması gereken Purifier (Arıtıcı) ve Desülfürizasyon (kükürt giderici) eklentilerinin önemi açıkça görülmektedir.

Petrol bazlı jet yakıtı havalimanında ya da bir rafineride kükürtten arındırılabilir ve daha sonra havalimanına ayrı bir yakıt akışı olarak sağlanabilir. Her durumda, tüm bu seçenekler ayrı bir yakıt akışının işlenmesini ve uçağa yüklenmesini gerektirir. Bu da ekstra ağırlığa neden olacak şekilde bir ek yakıt tankı gereksinimine yol açacaktır. SOFCPU'nun jet motorlarıyla aynı yakıtı kullanabilmesi halinde ise hem ağırlıktan kazan sağlanırken hem de uçağın işletimi daha basit hale getirilmiş olacaktır. Yakıttaki sülfür kirliliği sistemin iki alanını etkiler. Reformerde, reforming aktivitesi azalır ve karbon oluşumu potansiyeli artar. Seçilen buhar reformu katalizörü için, yakıt beslemesindeki sülfürün ağırlıkça 0,1 ppm'in altında tutulması olumsuz etkileri önleyecektir [284].

Sistemde su ve kükürdü giderilmiş yakıt pompalanır, buharlaştırılır ve bir reformat akışı üretmek için buhar reformerinde reaksiyona sokulur. Sülfür içeren yakıt buharlaştırılarak reformat akımına eklenir ve organik sülfürün H_2S 'ye dönüştürüldüğü HDS katalizör yatağına verilir. Gaz halindeki yakıt ve reformat daha sonra H_2S 'nin adsorbe edildiği bir ZnO yatağından geçer. Yakıt daha sonra yoğunlaştırılır ve sıvı yakıt ihtiyaç duyulana kadar temiz bir yakıt rezervuarında depolanır. Yoğunlaşmayan reformat gazları daha sonra reformeri beslemek için yanma yakıtı olarak kullanılır. Bu nedenle sistemin en büyük ağırlık etkisi HDS katalizörü ve ZnO yatakları ile ilişkili olmaktadır. HDS katalizörü 3000 ppmw yakıtın desülfürizasyonunu sağlayacak şekilde boyutlandırılırken, ZnO yatağı 1000 ppmw jet yakıtıyla çalışırken 200 saat çalışacak şekilde boyutlandırılmıştır. Yatakları içerecek şekilde

6 inç çapında bir sistem ağırlığı hesaplanmış ve ardından reformer, yalıtım ve diğer öğeleri hesaba katmak için %50 eklenmiştir. Temel kütle öğeleri şekilde gösterilmektedir [187].

Çizelge 6.4. FC-GT hibrit sistem parametre değerleri [187]

Kükürtsüzleştirme Sistemine Kütle Katkıları (972 kWe)	Kütle, kg
HDS Katalizörü	169
ZnO Adsorbanı	149,7
Basınç Kabukları	339,9
Diğer Bileşenler	329,3
Toplam	987,9

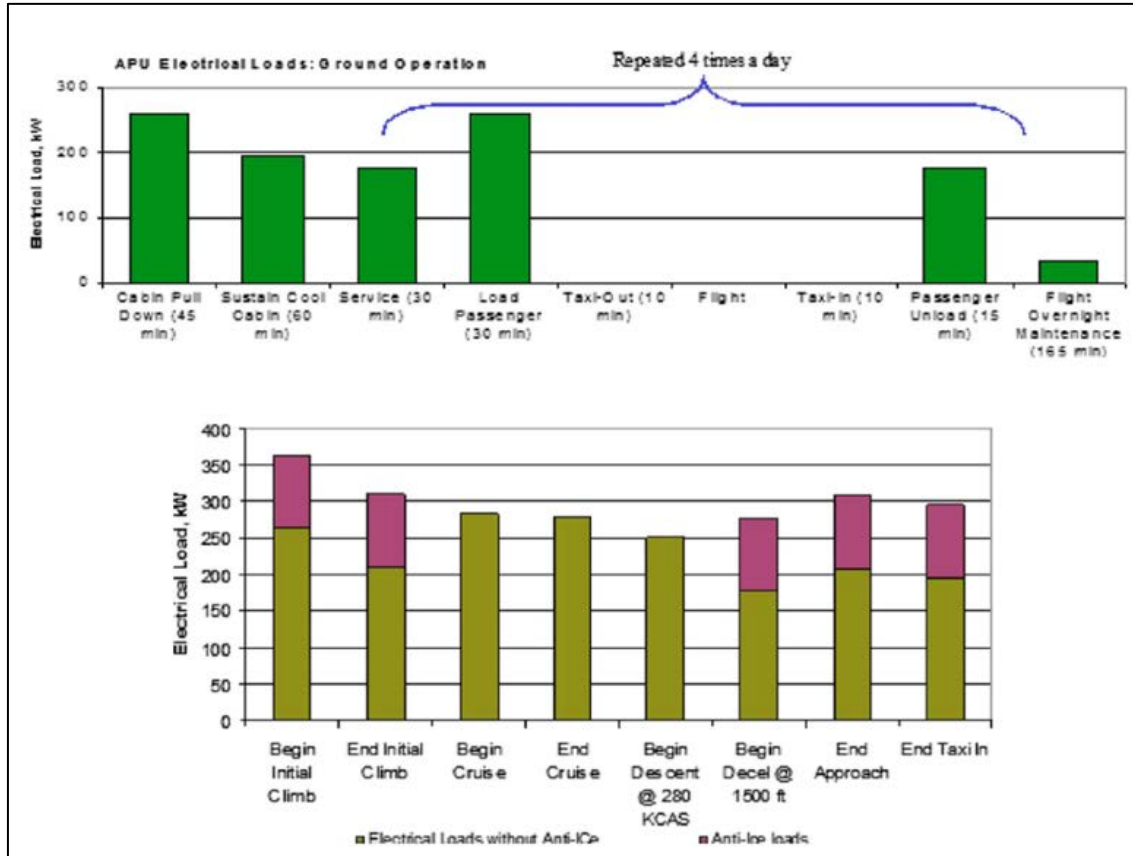
Kükürt giderme sisteminin dahil edilmesi sistem kütlelerini yaklaşık %35 oranında artıracaktır. Kükürt giderme sisteminin ilave kütlelerine ek olarak, kükürt giderme işlemini yürütmek üzere yakıt kullanımıyla ilişkili bir miktar verimlilik kaybı olacaktır. Verimlilikteki bu azalma, başabaş ağırlığını birkaç yüz kg azaltarak uçakta yakıt tasarrufu yapmayı daha zor hale getirmektedir. Öte yandan, uçağa kükürten arındırılmış yakıt sağlama gerekliliği, ara havaalanlarında kükürten arındırılmış yakıt tedariki yoksa, uçağın bir yolculuğun birden fazla ayağını karşılamaya yetecek elektrik üretimi için kükürten arındırılmış yakıt taşımaya neden olabilir. Kükürten arındırılmış yakıt yerde üretildiğinde, bir uçağa yüklenmeden önce kükürten arındırma etkinliğini doğrulamak için büyük bir yakıt tankını analiz etmek mümkündür.

Yakıt reformeri için ise gereksinimleri arasında 10 000 saat veya daha uzun kullanım ömrü, en az %95 yakıt dönüşümü ve 3 kg/L'den daha az kompakt bir tasarım olması uygun olacaktır. Bu gereksinimleri karbon birikimi olmadan elde etmek için, son derece aktif ve kararlı katalizör geliştirilmesi gerekecektir [85]. Hibrit sistemde kullanılması öngörülen yakıt ve su pompaları ise basit, düşük basınçlı, düşük debili sıvı pompalarıdır ve gerekli iş gaz kompresörünükine kıyasla ihmal edilebilir düzeydedir. Bununla birlikte, pompaların her birinin kütlesi ve hacmi sistem kütle tahmininde dikkate alınması gerekmektedir. Hava ısı eşanjörü kompakt bir gaz-gaz çapraz akışlı ısı eşanjörüdür ve buhar jeneratörü ise çok geçişli bir gaz-sıvı tasarımıdır.

6.2.3. Senaryo 3: Uçak içi APU yerine FC-APU kullanım senaryosu

SOFC sistemi ile geliştirilecek APU sistemi ile yakıt tasarruflarının uçuş görev segmentlerinin yanısıra uçağın yer operasyonları sırasında gerçekleşebilmesi mümkündür. APU sisteminin kendisi, onarım ve değiştirme açısından en yüksek üçüncü uçak sistemi maliyetini temsil etmektedir [267]. Havayolları ayrıca yüksek yakıt fiyatlarına bağlı olarak artan işletme maliyetleri yaşamaktadır ve tipik bir günde, günlük operasyon sırasında tüketilen toplam yakıtın %5'inden fazlası APU'dan kaynaklanmaktadır. Ayrıca, yeni uçak geliştirme programları giderek daha fazla gibi daha elektrikli uçak tasarımlarına doğru evrilmektedir.

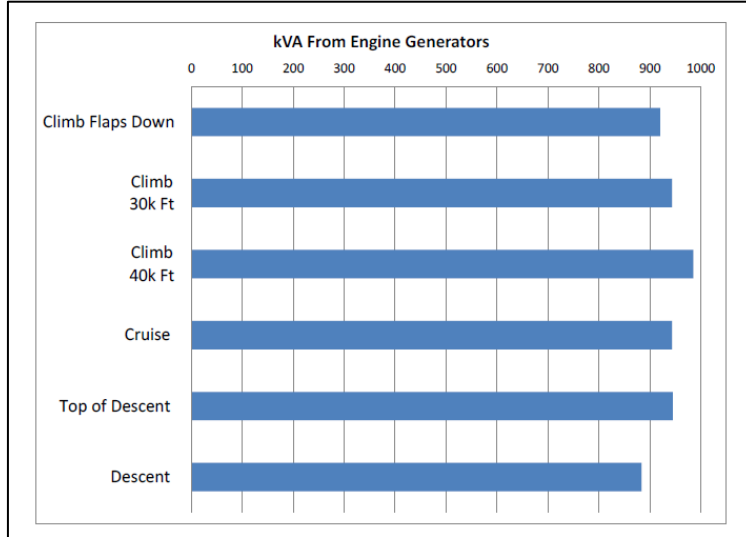
APU sistemi uçak apronda dururken kullanılmaya başlanır. Güç, aydınlatma, iklimlendirme, mutfak, uçak içi ekipman elektrik ihtiyacı gibi hususlarda güç sistemi olarak devreye girmektedir. APU sistemi kerosen ile çalıştığından yakıt harcama ve yüksek emisyon bazında etkileri olmaktadır. FC sisteminin APU yerine kullanılmasıyla hem yakıt tasarrufu hem de daha çevreci ve sürdürülebilir bir sistem elde edilmesi mümkün olacaktır. APU sisteminin uçak içi işlemlerde kullanım oranları 162 yolculu, 5925 km'lik yolculuğu maksimum 39 000 ft irtifada gerçekleştiren 69 600 kg TOGW ağırlığında bir uçak için elde edilen datalar üzerinden aşağıdaki gibi belirtilmiştir [179,285]. Uçak özellikleri ve uçuş mesafesi bakımından Airbus A320 uçağı verilerine oldukça yakın sonuçlar elde edilmiştir.



Şekil 6.11. Airbus A320 uçağının uçak içi APU kullanım miktarları [179,285]

Ayrıca hibrit sistemin yardımcı ve acil durum çalışması ve ayrıca buzlanma önleme yüklerini karşılamak dahil kabin içi sistemlerde kullanılması için gerekli güç değerinin şekilde de görüldüğü üzere (uçuş sırasında uçağın elektrik yükleri) yaklaşık 170 kW ila 280 kW arasında değişmekle birlikte maksimum 300 kW (40°C olan sıcak gün koşulları için bir değerlendirme yapılmıştır) olduğu sonucu elde edilmiştir. Bu çalışmada 2 adet 150 kW'lık (dc güç üretir güç yoğunluğu 0,25 W/cm² ve 0,745 V) alternatif APU sistemin yeterli olduğu sonucuna ulaşılmıştır. PPNL raporuna göre de Boeing 787 uçağı için APU sistem değerleri elde edilmiştir. Bu sonuçlar doğrultusunda SOFC sisteminin APU sisteminden (944 kW) biraz daha fazla güç (972 kW) üretmesi gerektiği sonucuna ulaşılmıştır. Raporda Boeing 787 için 972 kW'lık bir APU'daki güç tüketiminin uçuş boyunca sabit olduğu ve diğer uçakların kalkış gücünün benzer şekilde %2'sini tükettiğinden bahsedilmiştir. Değerlendirilen Boeing 787 uçağının test edilen menzili 8000 KM olmaktadır. Seyir hızı ise 0,85 Mach olarak değerlendirilmiştir. Taşıyacağı maksimum yakıt 27 200 litre olmaktadır maksimum irtifası ise 41 000 feet olarak hesaplanmıştır. Uçağın boş ağırlığı 227 930 kg, Maksimum sıfır yakıt ağırlığı 161 000 kg, Maksimum iniş ağırlığı 172 000 kg, maksimum kalkış ağırlığı ise 227 930 kg olmaktadır. 2 adet Rolls-Royce Trent 1000 motorundan (280 kN) toplamda 560

kN'luk itki ile hareket etmektedir. Uçağın kataloğundan alınan değerlerden de görüldüğü üzere çalışmanın gerçekleştirildiği uçak tez kapsamında değerlendirilen Airbus A320'den oldukça yüksek ölçekli olmaktadır.



Şekil 6.12. Boeing 787 uçağının uçak içi APU kullanım miktarları [187]

Sistem konfigürasyonlarını karşılaştırmak için kullanılan ilk ağırlık tahminleri tek bir SOFC sistemine dayansa da SOFC güç sisteminin yedeklilik sağlamak için üç bağımsız birime bölüneceği varsayılmıştır. Bu konfigürasyonda, türbin APU'sunun artık yedeklilik için gerekli olmayacağı ve 245 kg tasarruf sağlayarak ortadan kaldırılabilceğinden bahsedilmiştir. Keim ve ark. [286] yaptığı çalışmada ise Boeing 787 uçağı için uçak içi elektriksel güç isteri ise John F. Kennedy Havaalanı'ndan (JFK) San Francisco Havaalanı'na (SFO) 4139 km'lik bir mesafe için yaklaşık 5 saat süren bir uçuş kullanılarak bu uçuş için gerekli sistem güç isteri 390 kW olarak elde etmiştir.

Normal çalışma sırasında APU taksi çıkışına kadar çalışır durumda kalır. Uçuş segmenti sırasında, APU kalkış sırasında sıfır yük durumuna (idle) düşürülür ve daha sonra normal olarak kapatılır veya yalnızca acil durum ve buzlanma önleme koşulları için çalıştırılır. Ayrıca uçak içi APU sisteminin yanısıra henüz apron aşamasında havalimanından GPU (Ground Power Unit) sisteminin uçağı bağlanmasıyla enerji ihtiyacının karşılandığı durumlar da olmaktadır. FC-APU sistemi kullanılmasıyla havalimanı GPU sisteminin de devre dışı bırakılmasıyla operasyonel açıdan ve maliyet açısından ekstra fayda sağlanmış olacaktır.

Tez kapsamında öncelik olarak hesaplamaları yapılarak tercih edilen yakıt hücresi, şu anda kullanılan daha yerleşik malzemelerden 1,75 kat daha yüksek güç yoğunluğu sağlayabilen yeni bir malzeme setine sahip bir Delphi Gen 4 yığınınına dayanmaktadır. Gen 4 yığının ağırlığı 100 hücreli bir yığın için 62 kg olarak alınmıştır. Bu ağırlık, nispeten ağır taban plakası ve çerçeve (33,5 kg) hariç 100 hücreli yığın tasarımının mevcut ağırlığını temsil etmektedir. Her yığında 654 hücre toplam ağırlığı 405,5 kg olacak şekilde kullanılmıştır. 3 birimlik yakıt pili sisteminde yığın ağırlığı 1216,5 kg olmaktadır. Tüm durumlarda yığının 800°C çıkış sıcaklığı ile çalıştığı varsayılmıştır ve bu sıcaklık, yığında 800°C çıkış ile sabit durum ısı dengesine izin vermek için sağlanan katot havası oranının ayarlanmasıyla elde edilmiştir. Yakıt hücresi anot ve katot aynı basınçta çalıştırılmış ve yakıt hücresi, yakıt hücresi ile aynı basınçta tutulan bir kabın içinde çalıştırılmıştır.

Tez kapsamında operasyonel olarak ele alınan uçak ise kapsamlı akış şeması ve literatür taraması sonucu seçilmiş olan Airbus 320 olmuştur. Uçak operasyonel açıdan 2 adet CFM56-5A1 motoruyla çalışması sebebiyle seçilmiştir. Uçağa ait detaylı bilgiler uçağa ait katalogdan alınmıştır [248]. A320 uçağının maksimum menzili 6100 KM olmaktadır. Seyir hızı ise 0,80 Mach olarak değerlendirilmiştir. Taşıyacağı maksimum yakıt 27 200 litre olmaksayken maksimum irtifası ise 41000 feet olarak hesaplanmıştır. Uçağın boş ağırlığı 42 600 kg, Maksimum sıfır yakıt ağırlığı 62500 kg, Maksimum iniş ağırlığı 66 000 kg, maksimum kalkış ağırlığı ise 78000 kg olmaktadır. 2 adet CFM56-5A1 motoru ile çalıştığından modellenen motorlardan elde edilen itki değerinin (109,97 kN) iki katı olan 220 kN itki ile hareket etmektedir. Yine modellemede elde edilen türbin güç değerleri olan 42,076 MW'lık değer de iki motor oluşundan dolayı 84,152 MW olarak alınacaktır. Ağırlık kestirimi için Piano-X [287] yazılımı uçuşun tırmanma, seyir ve alçalma bölümleri için tüketilen yakıtı ve gereken süreyi hesaplama amacıyla kullanılmıştır. Piano-X modeli, taksi çıkışı, kalkış, yaklaşma ve taksi girişini hesaba katmak için bir zaman ve yakıt tüketimi içermektedir. Piano-X yazılımının şimdilik elde edilen sürümünde A320 uçağı olmadığı için diğer uçaklar üzerinden bir karşılaştırma yapılarak kütleinin sisteme etkisi üzerine bir bilgi edinilmeye çalışılmıştır.

Maksimum kalkış ağırlığı (MTOW) 170 500 kg olan Airbus A300 600R uçağının Piano-X yazılımıyla elde edilen sonuçlarına göre 4139 km'lik uçuş bazında (2235 nm (nautical miles)) 0 payload ve 1000 kg ek payload üzerinden yakıt miktarı hesaplanmıştır.

Piano X

Load: Airbus A300 600R

Adjust: Basic Design Weights

Weight (kg) Standard Payload

Max Take Off 170500 267 passengers

Operating Empty 89813 @ 95.0 kg each

Max Zero Fuel 130000 + 0 kg cargo

Max Landing 140000

Fuel Capacity (litres) 68150

Save Adjustments... Load Adjustments

Output: Block Range Summary GO

☐ Design Range with Standard Payload

☒ Range (nm) with Payload (kg)

2235 0

RANGE REPORT [fixed block distance & payload]

[TOW 116221.kg./ OEW 89813.kg./ Fuel 26408.kg./ Payload 0.kg.]

Range mode: fixed mach, step-up cruise

Climb schedule: 250./ 295.kcas/ mach 0.769 above 28726.feet

Cruise at Mach = 0.790 {FL 390}

ICA 39000.feet, 453.ktas, 244.kcas, CL=0.50, 34814.newtons/eng=MCR

FCA 39000.feet, 453.ktas, 244.kcas, CL=0.42, 30157.newtons/eng=MCR

	Distance (n.miles)	Time (min.)	Fuelburn (kg.)
Climb	93.	14.	2337.
Cruise	2031.	269.	17666.
Descent	112.	19.	393.
Trip total	2235.	302.	20396.
Block total	=====	316.	21243.

	taxi,t/o	climb	cruise	descent	app, taxi	total
(kg.MOX)	8.9	49.1	175.3	1.4	2.6	237.3
(kg.HC)	1.09	0.30	6.09	4.23	1.13	12.85
(kg.CO)	5.1	2.2	56.2	15.6	5.5	89.6
(kg.CO2)	1639.	7384.	55825.	1243.	1136.	67127.

Manoeuvre allowances:

taxi-out 114. kg. {extra to t/o mass} 5.0 min.

takeoff 373. kg. 1.6 min.

approach 246. kg. 3.0 min.

taxi-in 114. kg. {taken from reserves} 5.0 min.

Reserves {at landing mass 95206.kg.}:

Diversion distance 200. n.miles

Diversion mach 0.597

Diversion altitude 25457. feet

Diversion fuel 2390. kg.

Holding time 30. minutes

Holding mach 0.255

Holding altitude 1500. feet

Holding fuel 1953. kg.

Contingency fuel 1051. kg. {5.% of mission fuel}

Total Reserve fuel 5393. kg.

Save Output... Clear Output

Şekil 6.13. Piano-X yazılımı sonuç ekranı -1

Piano X

Load: Airbus A300 600R

Adjust: Basic Design Weights

Weight (kg) Standard Payload

Max Take Off 170500 267 passengers

Operating Empty 89813 @ 95.0 kg each

Max Zero Fuel 130000 + 0 kg cargo

Max Landing 140000

Fuel Capacity (litres) 68150

Save Adjustments... Load Adjustments

Output: Block Range Summary GO

☐ Design Range with Standard Payload

☒ Range (nm) with Payload (kg)

2235 1000

RANGE REPORT {fixed block distance & payload}

{TOW 117427.kg./ OEW 89813.kg./ Fuel 26614.kg./ Payload 1000.kg.}

Range mode: fixed mach, step-up cruise

Climb schedule: 250./ 299.kcas/ mach 0.768 above 28667.feet

Cruise at Mach = 0.790 {FL 390}

ICA 39000.feet, 453.ktas, 244.kcas, CL=0.50, 35189.newtons/eng=MCR

FCA 39000.feet, 453.ktas, 244.kcas, CL=0.43, 30390.newtons/eng=MCR

	Distance (n.miles)	Time (min.)	Fuelburn (kg.)	
Climb	94.	14.	2374.	{S.L to ICA}
Cruise	2028.	269.	17793.	{ICA to ICA}
Descent	112.	19.	396.	{ICA to S.L}
Trip total	2235.	302.	20563.	
Block total	=====	316.	21409.	

Emissions: taxi,t/o climb cruise descent app,taxi total

	(kg.NOx)	(kg.HC)	(kg.CO)	(kg.CO2)
taxi	8.9	1.09	5.1	1539.
t/o	49.8	0.31	2.3	7502.
climb	177.6	6.11	56.3	56226.
cruise	1.4	4.26	19.8	1251.
descent	2.6	1.13	5.5	1136.
app,taxi	240.4	12.89	88.9	67653.

Manoeuvre allowances:

	kg.	min.
taxi-out	114. kg. {extra to t/o mass}	5.0 min.
takeoff	373. kg.	1.5 min.
approach	246. kg.	3.0 min.
taxi-in	114. kg. {taken from reserves}	5.0 min.

Reserves {at landing mass 96245.kg.):

Diversion distance	200. n.miles
Diversion mach	0.598
Diversion altitude	25277. feet
Diversion fuel	2405. kg.
Holding time	30. minutes
Holding mach	0.256
Holding altitude	1500. feet
Holding fuel	1968. kg.
Contingency fuel	1069. kg. {5.% of mission fuel}
Total Reserve fuel	5432. kg.

Save Output... Clear Output

Şekil 6.14. Piano-X yazılımı sonuç ekranı -2

Elde edilen sonuç 1000 kg'lık ekstra bir ağırlığın yakıt miktarını (21 409 kg – 21 243 kg) 166kg artırdığı yönünde olmuştur. Tez kapsamında hibritlenecek SOFC yakıt pili için bu yakıt pilinin datalarının alınması uygun görülmüştür. Çalışma ölçeği kapsamında değerlendirilen 787-8 uçağının ölçek açısından A320 motorundan çok daha büyük olması sebebiyle sistemdeki elektrik yük ya da sisteme dair ölçek çalışması değerlendirilmemiştir. Tez kapsamında değerlendirilen Airbus A320 motorunun APU birimi ise Honeywell 131-9A gaz türbinli APU sistemi olmaktadır. Sistem 440 kW şaft gücüne sahipken ve 120 kg yakıt/saat tüketmekte ve ekstradan 90 kW elektrik jeneratörüne sahiptir. APU biriminin toplam ağırlığı 164 kg olmaktadır. Bu bağlamda 170 kW ila 280 kW arasında değişmekle birlikte maksimum 300 kW'lık bir uçak içi APU ihtiyacı olduğu deneysel olarak benzer bir uçuştan elde edilen verilerle kabul edilmiştir.

6.2.4. Senaryo 4: Reformerlı Delphi Gen 4 SOFC modellemesi

Bu senaryoda yakıt desülfüratörü kullanılmadığı ve yakıtın önceden desülfürizasyon işleminin yapıldığı durumu ele alınmıştır. Uçak için tasarlanan her bir birimi 324 kW olan 3 birim Delphi Gen 4 SOFC yığını için (972 kW) modelleme yapılmıştır. Yığın ağırlığı reküperatör, reformer ve anot üfleyici olmaksızın birim başı 1009.2 kg üzerinden (324 kW), 3027,5 kg (972 kW) olmaktadır. Sisteme eklenecek olan (972 kW değeri için) reküperatör (3 adet 52 kg), reformer (3 adet 22,1 kg), ve anot üfleyici (3 adet 27,8 kg) da sisteme ekstra ağırlık maliyeti sağlayacaktır. Burada sistemdeki toplam yakıt pili yığın ağırlığı 3333 kg olmaktadır. CFM56-5A1 motorunun motor başı 2150 kg olmak üzere 4300 kg olduğu ve APU sisteminin 440 kW için 164 kg (2,68 kW/kg) olduğu düşünüldüğü zaman yakıt pilinin kW/kg (0,29 kW/kg) değerinin mutlaka artırılması gerektiği açıkça görülmektedir. Bu senaryolarda yeniden tasarlanan Katot Reküperatörü, Anot Reküperatörü, Reformer ve Anot Üfleyicinin ağırlıkları konsept tasarım üzerinden belirlenmiştir.

Tüm ekipmanların dahil edildiği bir konfigürasyonda ise uçak üzerindeki ağırlık etkisi incelenmek gerekirse SOFCPU kütlesi (3 birim 972 kW için) 3067 (3333 kg) kg ekstra ağırlık eklerken Türbin APU kaldırılmasının 164 kg pozitif etki yapmasıyla toplam etki 3169 kg olmaktadır. Böylelikle havada yakıt pili sisteminin tamamını taşımak için harcanan yakıt 526 kg olmaktadır. Burada Piano-X yazılımında Airbus A300 uçağının yakıt tüketimi verilerinin aynı menzildeki bir uçuş için Airbus A320 uçağıyla aynı olduğu kabulü yapılmıştır (1000 kg'lık ağırlık artışında 166 kg'lık ek yakıt). Türbin APU'sunun kullandığı yakıt miktarı ise Honeywell 131-9A gaz türbinli APU için 120 kg yakıt/saat tüketimi olmaktadır. A320 uçağının 2235 nm'lik bir uçuşunun ne kadar sürdüğü, yakıt miktarı, uçuş fazlarının süreleri EEA'nın Aviation Annex 5 Excel makro yazılımı kullanılarak gerçekleştirilmiştir.

emep Aviation emissions calculator. File to accompany Chapter 3.A.8.a "Aviation" of the "EMEP/EEA air pollutant emission inventory guidebook 2019". European Environment Agency

Disclaimer: The fuel burn and emission data provided in this spreadsheet are for supporting the European Union and EU Member States in the maintenance and provision of European and national emission inventories. These data should not be used for comparing fuel efficiency and emission data between aircraft models and manufacturers. Fuel burn and emission data in this spreadsheet are modelled estimates and not "absolute" values. The engine associated to each aircraft type is the most common type of engine used for each aircraft type in 2015. Please refer to Annex K "EUROCONTROL fuel burn and emissions inventory system" in the aviation chapter of the "EMEP/EEA air pollutant emission inventory guidebook 2019" for a description of the method used to produce these data.

Aircraft code - designators provided in separate worksheet	Manufacturer	Engine type	Default LTO (1) cycle (hh:mm:ss)
A320	One of the models associated with this aircraft type	The most common engine (E) in 2015 used for modelling this aircraft type	Phases
	Category	Number of engines	ICAO default
	Landplane	2	Adjusted for cruise European airport year 2015
			Thrust
			Take off
			Cruise climb
			Approach
			TOTAL

Aircraft type	Most frequently observed cruise flight level (100 ft)	Duration (hh:mm:ss)	Fuel burn (kg)	CO ₂ (kg)	NO _x (kg)	SO _x (kg)	H ₂ O (kg)	CO (kg)	HC (kg)	PM non volatile (kg)	PM volatile (organic + sulphurised) (kg)	PM TOTAL (kg) (1)
Default LTO (1) cycle	Default for a busy European airport, year 2015	00:27:00	742.54	2 338.99	10.97	0.42	913.32	6.52	1.80	0.0068	0.0006	0.0074
	ICAO default	00:32:54	816.17	2 570.93	11.28	0.49	1 000.89	8.25	1.84	0.0067	0.0002	0.0069
Enter a CCD (2) stage length (NM)	2 235	380	05:04:18	11 626.13	36 622.31	170.12	8.77	14 300.08	23.72	4.95	0.0055	1.5028
TOTAL LTO + CCD 2235 nm.		05:37:12	12 442.30	39 193.24	170.40	15.45	15 303.87	30.87	6.38	0.0022	1.5032	1.6644

Aircraft code - designators provided in separate worksheet	Manufacturer	AIRBUS INDUSTRIE
A320	One of the models associated with this aircraft type	A320 233
	Category	Landplane

Aircraft type	Most frequently observed cruise flight level (100 ft)	Duration (hh:mm:ss)	Fuel burn (kg)	CO ₂ (kg)
Default LTO (1) cycle	Default for a busy European airport, year 2015	00:27:00	742.54	2 338.99
	ICAO default	00:32:54	816.17	2 570.93
Enter a CCD (2) stage length (NM)	2 235	380	05:04:18	11 626.13
TOTAL LTO + CCD 2235 nm.		05:37:12	12 442.30	39 193.24

(1) LTO	Landing and Take-Off flight phases
(2) CCD	Climb/Cruise/Descent flight phases
(3) PM TOTAL	Total particulate matter emitted. As practically all PM emitted by modern transport is identical.

Şekil 6.15. EEA'nın Aviation Annex 5 yazılımı sonuç ekranı

EEA'nın [288] resmi deneysel verilerine göre toplam uçuş süresi 5 saat 37 dakika olarak hesaplanmıştır. Bu durumda Honeywell 131-9A gaz türbinli APU tarafından harcanan yakıt 337 dakika için ($120 \text{ kg/h} = 2 \text{ kg/m}$) 674 kg olmaktadır [289]. Yakıt pili sisteminin ilave edilmesiyle sistemin taşınması için harcanan yakıt miktarı 482 kg olarak hesaplandığından uçuş için sağlanan yakıt tasarrufu 148 kg olarak elde edilmiştir. Burada yakıt pilinden elde edilen 972 kW'lık gücün bu senaryoda sadece APU üzerine etkisi incelenmiştir. Yakıt pilinin uçuş fazlarına olan desteği için 972 kW'lık bir tercih yapılmıştır.

Yakıt pili yığınının yarısı olacak şekilde yapılacak olan bir APU sistem senaryosunda ise 486 kW'lık bir güç kaynağının 1666,5 kg'lık bir ağırlık eklentisi olacağı düşünülürse sistemin uçuş yakıtına zararı (fazladan yakıt tüketimi) 249,4 kg olacaktır. Bu durumda APU'nun çıkarılmasının sisteme etkisi 674 kg olacağından net kazanç yakıt bazında 424,6

kg olacaktır. Bu senaryolarda tercih edilen ve deneysel verileriyle kullanılan SOFC yakıt pilinin özgül gücünün 0,32 kW/ kg olduğundan şimdiki teknolojik gelişmelerle bu rakamın 0,5–1,0 kW/kg bandına çıkarılabileceği de öngörüldüğünde bu kazancın artacağı açıkça görülmektedir.

6.2.5. Senaryo 5 : Yeni konsept yakıt pili sistemi (1,0 kW / kg) modellemesi

Tüm ekipmanlarıyla yeniden tasarlanan ve özgül gücün 1,0 kW/ kg kabul edildiği konsept SOFC yakıt pili yığın sistem tasarımıyla modelleme ve hesaplamalar tekrardan yapılmıştır. Tüm ekipmanların dahil edildiği bir konfigürasyonda ise uçak üzerindeki ağırlık etkisi incelenmek gerekirse yeni model SOFCPU'nun kütlesi 972 kW'lık gücü 1,0 kW/kg özgül güç ile sağlamasından ötürü 972 kg olarak modellenmiştir. Sistem tasarımıdaki reformer, reküperatör ve anot üfleyicinin eklenmesiyle yeni yakıt pili ağırlığı 1277,5 kg olarak belirlenmiştir. Yeni model SOFCPU sisteme 1277,5 kg ekstra ağırlık eklerken Türbin APU kaldırılmasının 164 kg pozitif etki yapmasıyla toplam etki 1113,5 kg olmaktadır. Böylelikle havada yakıt pili sisteminin tamamını taşımak için harcanan yakıt 184,84 kg olmaktadır. Sistemden çıkarılan Honeywell 131-9A gaz türbinli APU tarafından harcanan yakıt daha önce de belirtildiği üzere 674 kg olarak hesaplandığından yakıt pili sisteminin ilave edilmesiyle sistemin taşınması için harcanan yakıt miktarı 184,84 kg, yakıt tasarrufu ise 489,16 kg olarak elde edilmiştir. Özgül gücün artışıyla orantılı şekilde yakıttan tasarruf miktarının yüksek oranda arttığı açıkça görülmüştür.

6.2.6. Senaryo 6: Desülfürizasyon işleminin uçakta gerçekleştirilmesi

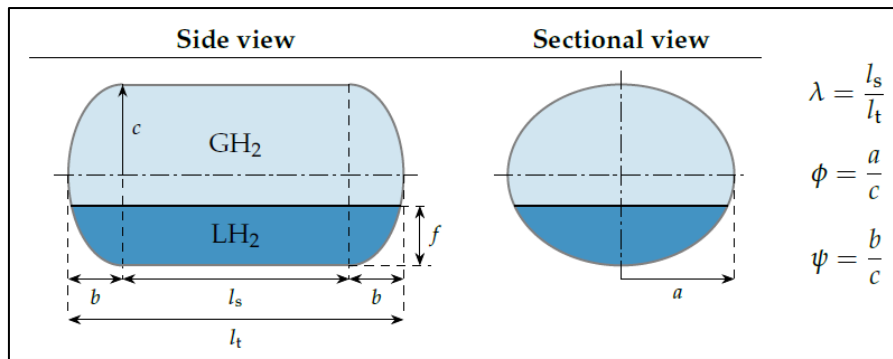
Bu senaryoda yakıtın önceden desülfürizasyon işleminin yapılmadığı ve uçakta yakıt desülfüratörü kullanıldığı durumu ele alınırsa desülfüratörden kaynaklı ağırlık artışının hesaba katılması gerekmektedir. Uçakta bir desülfüratör kullanımının ağırlığa etkisi oldukça yüksek olacak şekilde 987,9 kg olacaktır. Bu durumda sistem kütlesine eklenecek olan 987,9 kg'lık ağırlığın yakıt harcama miktarı 164 kg olduğundan kazanç miktarı Delphi Gen yakıt pilinin kullanıldığı senaryoda 972 kW için tamamen avantajsız hale gelerek 16 kg'lık yakıt israfına neden olmuştur. 486 kW için ise reküperatör ağırlığının sistem ağırlığına doğru orantılı şekilde hesaplandığı senaryoda (2160,5 kg) yakıt tasarrufu miktarı 342,6 kg değerine düşecektir. İlk aşamada öngörülen Reküperatör, reformer ve blower değerlerinin

malzemesel geliştirmeleri yapılmadığı taktirde yakıt tasarrufunun büyük ölçüde daha da düşeceği de görölmektedir.

Yeni nesil yakıt pilinin desülfürizasyon kullanıldığı senaryoda ise yakıt pilinin ağırlığının desülfürizatör kütlesiyle arttığı şekilde hesaplamalar tamamlanmıştır. 1944 kg olan yakıt pili kütlesinin çıkarılan APU sonrası etkisi 1780 kg haline gelmiştir. Uçakta harcanan ek yakıt miktarı ise 295,5 kg olmakla beraber kaldırılan APU sonrası yakıt tasarrufu ise 378,5 kg olarak hesaplanmıştır.

6.2.7. Senaryo 7: Hidrojen tankı ile besleme - Delphi Gen 4 uyarlaması

Bir diğer senaryoda ise hidrojen tankının sisteme entegre edilmesi yöntemiyle ara bağlantılar olmaksızın hidrojen tankından hidrojen besleme yöntemi kullanılacaktır. Bu senaryo kapsamında kullanılacak olan yakıt pili ise PEMFC olarak değeriendirilmiştir. Winnefeld'in [275] sadece PEMFC ve hidrojen yakıtı ile çalışan sistem için tasarladığı hidrojen tankı tasarımı, 27,6 MW'lık güç gereksinimi için orta menzilli bir görev için (1178 nm = 2180 km) modellendiğinde optimize edilmiş olarak tank boş kütlesi ve hidrojen miktarı ile birlikte 4795 kg olmaktadır. Sistemde yakıt hücresinin "pasif" bileşenleri yüzünden güç yoğunluğunu sistem seviyesinde 1,6 kW/kg olarak elde edildiğinden bahsedilmiştir.



Şekil 6.16. Hidrojen tankı tasarımı çizim görselleri [275]

Sistemde tasarlanan hidrojen + hidrojen tankı 27,6 MW'lık bir gücü karşılayan PEMFC için 1178 nm'lik (2180 km) bir uçuş için planlanmıştır. Bu hidrojen tankı tasarımı tez kapsamında incelenen A320 uçağının 2235 nm'lik uçuşu için tekrardan modellenmiştir. Öncelikle ilk senaryolardaki yakıt pilinin ağırlık ve özgül güç olarak birebir değeriendirildiği bir senaryo incelenmiştir. Bu senaryo kapsamında yakıt pili SOFC yakıt pilinin özelliklerine

göre planlandığı için özgül güç değeri oldukça düşük kalmıştır. Planlanan 972 kW'lık güç isterine karşılık ihtiyaç olan hidrojen miktarı da bu ölçüde azalacaktır. Tasarımda sabit oranda interpolasyon yapılırsa burada güç isterine göre (27,6 MW değer yerine 972 kW'lık ihtiyaç) ihtiyaç olan hidrojen tankı ve hidrojen miktarı 1/28,4 oranında azalmış olacaktır. Sistemdeki yeni yakıt tankı toplam ağırlık değeri ise 4795 kg yerine 168,8 kg olarak hesaplanmıştır. Yeni hidrojen tankı tasarımında uçuş menzilin artması sebebiyle mesafenin artışının sadece seyir fazını etkileyeceği kabulü ile yine sabit oranda bir yakıt tasarrufu interpolasyonu yapılarak tekrar modelleme yapıldığında ise toplam yakıt tankı + hidrojen ağırlığı 320,3 kg olarak hesaplanmıştır.

İlk sistemde değerlendirilen yakıt pili yığımına yakıt dönüştürücü ekstra ekipmanlar olmaksızın sistem ilavesi yapılırsa 3027,5 kg yakıt pili yığımına 320,3 kg'lık yakıt tankı ve yakıt ilavesi yapılmıştır. Toplam sistem ağırlığı olarak ise 3347,83 kg'lık bir kütle elde edilmiş olacaktır. Bunun da sisteme yakıt olarak zararı aynı ölçekli bir uçuş için 528,52 kg olacaktır. Yani APU sisteminin sistemden çıkarılmasıyla elde edilen kazanç sonucunda (+674 kg) 145,48 kg'lık bir yakıt tasarrufu elde edilmiş olacaktır. Burada yakıt pilinin deneysel verileri paylaşılan ilk yakıt pili olarak varsayıldığı bir senaryo değerlendirilmiştir. Yakıt pili teknik verileri ve performans özelliklerinin birebir şekilde Delphi Gen 4 yakıt pilinin özellikleriyle aynı olduğu varsayımı yapılarak hesaplamalar gerçekleştirilmiştir. Bu senaryodaki yakıt pilinin PEMFC olduğu düşünülürse hesaplanan 0,32 kW/kg'lık özgül değer şu anki PEMFC özgül değer aralıklarının bile altında olmaktadır.

6.2.8. Senaryo 8: Hidrojen tankı ile besleme – PEMFC-1 yakıt pili

İkinci bir senaryoda ise sadece uçak içi APU sisteminde kullanılmak üzere gereken güç miktarının yarısı olacak şekilde 486 kW'lık bir sistem modellemesi gerçekleştirilmiştir. Bu modelleme kapsamında yakıt pili kütlesi 1513,75 kg, tank+yakıt ağırlığı 160,17 kg ve toplam ağırlık ise 1673,92 kg olarak belirlenmiştir. Sistemin APU çıkarıldıktan sonra sisteme etkisi ise 1509,92 kg olduğundan yakıtı negatif etki 250,65 kg olarak hesaplanmıştır. APU'nun sistemden kaldırılmasından kaynaklı 674 kg'lık yakıt tasarrufu ile birlikte sisteme etki eden net yakıt tasarruf kazancı 423,35 kg olarak belirlenmiştir. Daha önce de bahsedildiği gibi çeşitli özgül güç aralıklarında LT/HT-PEMFC yapıları geliştirilmektedir. Yapılan geliştirmelerin ağırlıkta önemli miktarlarda bir azalma sağladığı ve bunun sistemi 2 kW/kg'lık özgül güç aralıklarına ulaşılmasıyla sonuçlandığından bahsedilmiştir. Bu şekilde

son dönemde kW/kg üzerine yapılan geliştirmeler günden güne artmaktadır. Son dönem çalışmalarda yakın gelecekte bu değerin 8 kW/kg'lık değere geleceğini ve uçağın da güç isterlerinin neredeyse yarı yarıya düşürüleceğinin beklendiğinden verilerle (1,6 kW/ kg → 8 kW/kg ; uçak güç isteri 27,6 MW → 16,76 MW) bahsedilmiştir. Ayrıca sıfır NOx emisyonunu hedefleyerek daha temiz havacılık stratejileri geliştirmenin önemi günden güne sürdürülebilirlik açısından arttığından temiz enerji kullanımının önemi de artmaktadır.

6.2.9. Senaryo 9: Hidrojen tankı ile besleme – PEMFC-2 yakıt pili

Tez kapsamında araştırması yapılmış olan özgül güç ağırlıkları seviyesinde yeni bir senaryo olarak bir PEMFC-2 yakıt pili hibrit sistem incelemesi yapılmıştır. Bu senaryoda ise yakıt pili özgül gücü 1,00 kW/kg olarak belirlenerek yeni bir ağırlık hesabı yapılmıştır. Bu modelleme kapsamında yakıt pili kütlesi 972 kg, tank+yakıt ağırlığı 320,33 kg ve toplam ağırlık ise 1292,33 kg olarak belirlenmiştir. Sistemin APU çıkarıldıktan sonra sisteme etkisi ise 1128,33 kg olduğundan yakıtı negatif etki 187,30 kg olarak hesaplanmıştır. APU'nun sistemden kaldırılmasından kaynaklı 674 kg'lık yakıt tasarrufu ile birlikte sisteme etki eden net yakıt tasarruf kazancı 486,70 kg olarak belirlenmiştir.

6.2.10. Senaryo 10: Hidrojen tankı ile besleme – PEMFC-3 yakıt pili

Bir diğeri senaryo olan PEMFC-3 senaryosunda ise yakıt pili özgül gücü 2,00 kW/kg olarak belirlenerek yeni bir ağırlık hesabı yapılmıştır. Bu modelleme kapsamında yakıt pili kütlesi 486 kg, tank+yakıt ağırlığı 320,33 kg ve toplam ağırlık ise 806,33 kg olarak belirlenmiştir. Sistemin APU çıkarıldıktan sonra sisteme etkisi ise 642,33 kg olduğundan yakıtı negatif etki 106,63 kg olarak hesaplanmıştır. APU'nun sistemden kaldırılmasından kaynaklı 674 kg'lık yakıt tasarrufu ile birlikte sisteme etki eden net yakıt tasarruf kazancı 567,37 kg olarak belirlenmiştir. Son senaryo olarak modellenen PEMFC-4 senaryosunda ise yakıt pili özgül gücü gelecekteki yakıt pili sistem hedefleri doğrultusunda 8,00 kW/kg olarak belirlenerek yeni bir ağırlık hesabı yapılmıştır. Bu modelleme kapsamında yakıt pili kütlesi 121,5 kg, tank+yakıt ağırlığı 320,33 kg ve toplam ağırlık ise 441,83 kg olarak belirlenmiştir. Sistemin APU çıkarıldıktan sonra sisteme etkisi ise 277,83 kg olduğundan yakıtı negatif etki 46,12 kg olarak hesaplanmıştır. APU'nun sistemden kaldırılmasından kaynaklı 674 kg'lık yakıt tasarrufu ile birlikte sisteme etki eden net yakıt tasarruf kazancı 627,88 kg olarak belirlenmiştir.

Çizelge 6.5. Yakıt pili tasarımları ağırlık karşılaştırılması çizelgesi

Yakıt Pili Tasarımı	Winnefield Tank Tasarımı (1178 nm)	Tez Kapsamındaki Tank + Yakıt (1178 nm)	Tez Kapsamındaki Tank + Yakıt (2235 nm)	Tez Kapsamındaki Yakıt Pili Ağırlığı	Tez Kapsamındaki Sistem Toplam Ağırlığı	Tez Kapsamındaki Yakıt Pili Özgül Güç
PEMFC-1 + Hidrojen Tankı	4795,00	168,84	320,33	3027,50	3347,83	0,29
PEMFC-1 + Hidrojen Tankı (486 kW)	2397,50	84,42	160,17	1513,75	1673,92	0,29
PEMFC-2 + Hidrojen Tankı	4795,00	168,84	320,33	972,00	1292,33	1,00
PEMFC-3 + Hidrojen Tankı	4795,00	168,84	320,33	486,00	806,33	2,00
PEMFC-4 + Hidrojen Tankı	4795,00	168,84	320,33	121,50	441,83	8,00

Çizelge 6.6. Yakıt pili tasarımları ağırlık ve performans karşılaştırılması çizelgesi

YAKIT PİLİ	YAKIT PİLİ GÜCÜ (kW)	YAKIT PİLİ KÜTLESİ (kg)	YAKIT PİLİ TOPLAM KÜTLESİ (kg)	YAKIT PİLİ ÖZGÜL GÜCÜ (kW/kg)	APU SONRASI ETKİ (kg)	YAKITA ETKİ (kg)	YAKIT TASARRUFU (kg)
DELPHİ GEN 4 (486 kW)	486,00	1513,75	1666,50	0,29	1502,50	249,42	424,59
DELPHİ GEN 4 (972 kW)	972,00	3027,50	3333,00	0,29	3169,00	526,05	147,95
SOFC-1	972,00	972,00	1277,50	1,00	1113,50	184,84	489,16
DELPHİ GEN 4 (972 kW) Desülfürizasyon	972,00	3027,50	4320,90	0,32	4156,90	690,05	-16,05
DELPHİ GEN 4 (486 kW) Desülfürizasyon	486,00	1513,75	2160,45	0,32	1996,45	331,41	342,59
SOFC-1 Desülfürizasyon	972,00	972,00	1944,00	1,00	1780,00	295,48	378,52
PEMFC-1 + Hidrojen Tankı (486 kW)	486,00	1513,75	1673,92	0,32	1509,92	250,65	423,35
PEMFC-1 + Hidrojen Tankı	972,00	3027,50	3347,83	0,32	3183,83	528,52	145,48
PEMFC-2 + Hidrojen Tankı	972,00	972,00	1292,33	1,00	1128,33	187,30	486,70
PEMFC-3 + Hidrojen Tankı	972,00	486,00	806,33	2,00	642,33	106,63	567,37
PEMFC-4 + Hidrojen Tankı	972,00	121,50	441,83	8,00	277,83	46,12	627,88

Çizelgelerde de açıkça görüldüğü üzere özgül gücün artışıyla APU sistemindeki yakıt tasarrufu miktarının arttığı açıkça görülmektedir. Havacılık hibrit sistemlerindeki önemli bir unsur olan ağırlık faktörünün özgül güç vasıtasıyla daha da azaltılabileceği gelişen teknoloji ile açıkça görülmektedir. Modellenen sistemler kapsamında yakıt pilinin kütle azaltımı sağlansa da reforming sistemindeki ara unsurların ağırlık azaltılması gerçekleştirilmeden doğrudan sistemde kullanıldığı kabulü yapılmıştır. Desülfürizasyon sisteminin uçakta yapıldığı senaryoda ise oldukça ağır bir sistem oluşu vasıtasıyla sistemde yoğun yakıt tüketimine sebep olduğu sonucuna ulaşılmıştır. PEMFC sisteminde de özgül gücün artışıyla yakıttan tasarrufun arttığı fakat belli oranların üzerine çıkıldığında etkinin giderek azaldığı

sonucuna ulaşılmıştır. Bu durum yakıt pili özgül güç artışıyla hidrojen + hidrojen tankı sisteminin ağırlık değeriyle alakasız olmasından kaynaklanmaktadır. Özgül gücün 2,0 kW/kg'dan 8,0 kW/kg'a çıkarılmasının yakıt pili sisteminde yakıt tasarrufunu 567,37 kg'dan 627,88 kg'a 60,51 kg kazanç olacak şekilde arttırdığı görülmüştür. Buna karşılık yakıt pili özgül gücünün 0,32 kW/kg'dan 1,0 kW/kg'a çıkarılmasının ise yakıt pili sisteminde yakıt tasarrufunu 145,48 kg'dan 486,70 kg'a 341,21 kg kazanç olacak şekilde oldukça yüksek oranda arttırdığı görülmüştür.

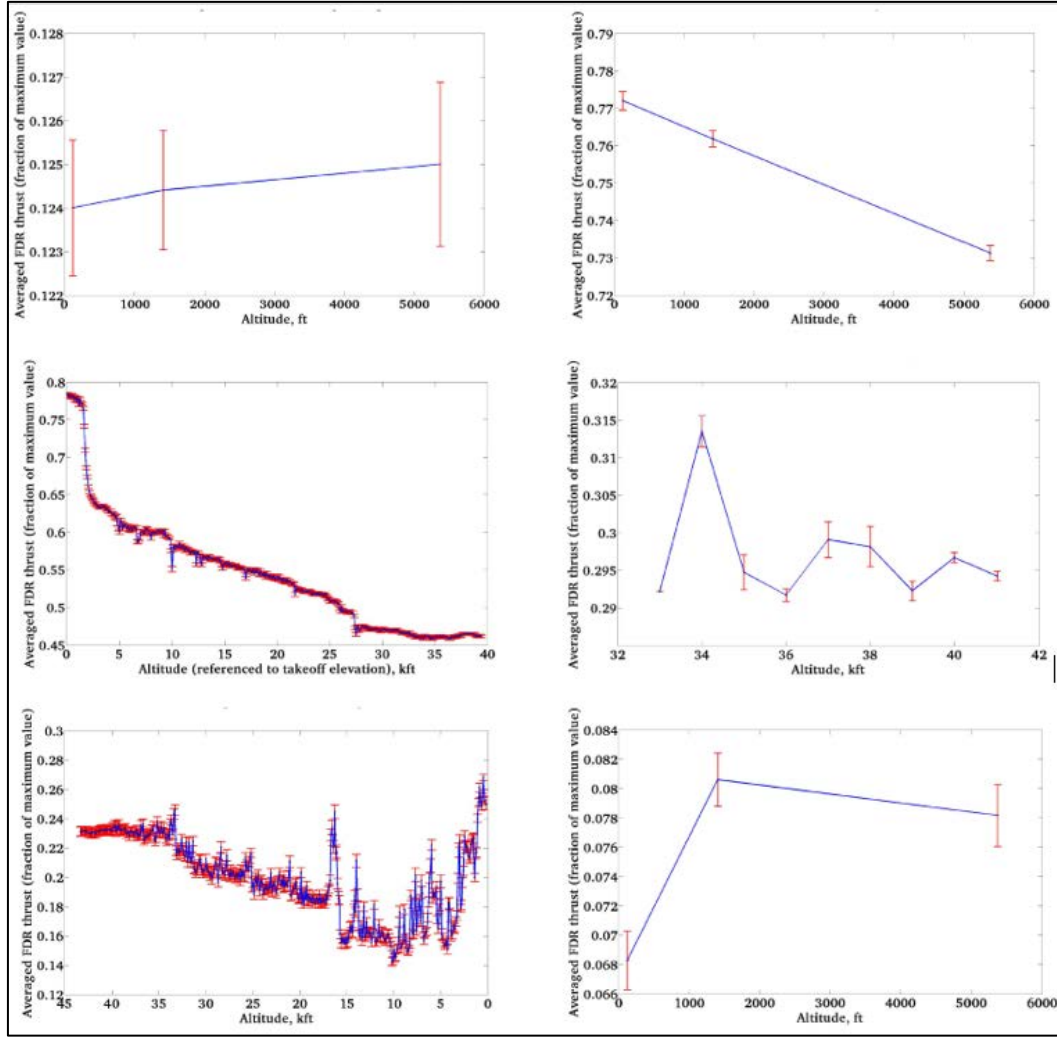
6.2.11. Senaryo 11: Uçuş fazı aşamalarındaki yakıt pili kullanımı

Uçuş fazlarına göre hibrit sistem modellemesi yapılması için güç değerlerinin ve güç isterlerinin doğru şekilde planlanması gerekmektedir. Modellenen CFM-56 Motorunun kalkış fazında elde edilen performans parametrelerinden türbin kısmına yönelik olan kısmı aşağıda da belirtildiği şekilde yüksek basınç türbini için (HPT) 28,002 MW ve alçak basınç türbini için (LPT) 14,074 MW olarak elde edilmiştir. Toplam güç isteri 42,076 MW olmaktadır. Bu değer %100 güç isteri ve kullanımı olan take-off fazından elde edilmiştir.

Çizelge 6.7. Gasturb yazılımı performans çıktıları

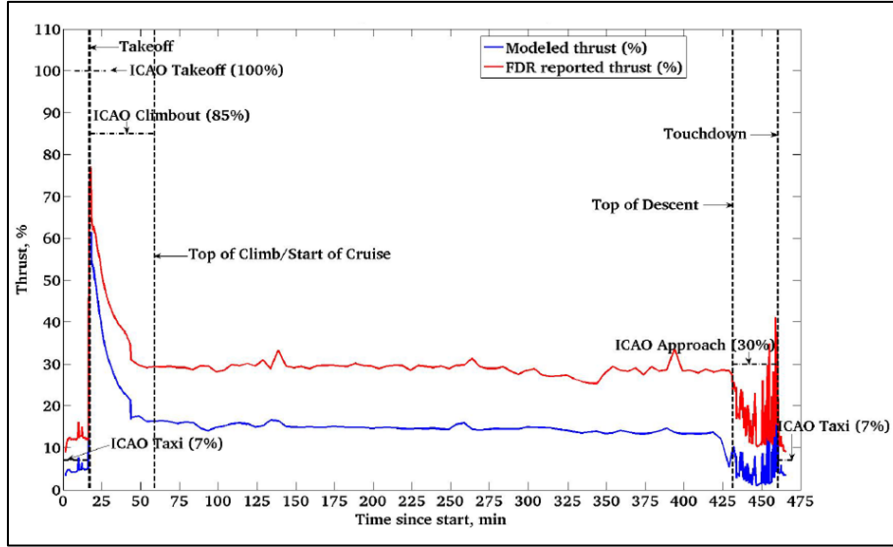
Özellik	Birim	Değer
Yüksek Basınç Türbini Spesifik İş	kW/(kg/s)	539,49
Yüksek Basınç Türbini Gücü	kW	28001,75
İzantropik Alçak Basınç Türbini Verimi		0,88
Politropik Alçak Basınç Türbini Verimi		0,87
Alçak Basınç Türbini Spesifik İş	kW/(kg/s)	262,86
Alçak Basınç Türbini Gücü	kW	14074,34

Hibritleme çalışması kapsamında yakıt pilinin bir APU sistemi olarak ve motorun itki sistemine destek olacak şekilde uçuş fazlarına ve güç isterlerine göre ayrı ayrı görevlerde ve senaryolarda kullanılması planlanmıştır. APU sistemine ek olarak FC hibrit sistem uçak itki sistemine destek verilerek yakıt tasarrufu sağlanması ve emisyon azaltımı sağlanması yoluyla daha verimli ve daha sürdürülebilir bir havacılık sistemi oluşturulması yönünde de kullanılabilecektir. Bu bağlamda öncelikle uçuş fazlarına göre uçuş açısından motordan istenen itki değerleri göz önüne alınmalıdır. A330 uçağı için yapılmış olan deneysel bir çalışma sonucunda aşağıdaki grafikteki değerler tespit edilmiştir. Bu değerler uçuş fazı planlamasında kullanılacaktır.



Şekil 6.17. Uçuş fazlarına göre motordan istenen itki değerleri [251,290]

Yakıt akış hızı 2 kg/s ile normalleştirilmiştir ve FDR tarafından bildirilen itki kuvveti maksimum motor itki kuvveti ile normalleştirilerek 1 değeri üzerinden orantısal bir grafik çıkarımı yapılmıştır. Yakıt akış hızı ve itki kuvvetinin benzer eğilimler izlediği görülmektedir, çünkü yakıt akış hızı itkiyi kontrol etmektedir. Yükseliş aşamasında, parametreler irtifa ile neredeyse monoton olarak azalmaktadır. Beklendiği gibi, itki seviyeleri taksi aşamalarında en düşük seviyededir. Kalkış sırasında itki hızla artar, tırmanış sırasında azalır ve seyir sırasında oldukça sabittir. Yükselişteki itki seviyeleri seyirdekilerden daha yüksektir ve bu da alçalmanın ilk kısmındakilerden daha fazladır. Alçalma aşamasında, itki seviyelerinde ATC prosedürlerinin devreye girmesine atfedilen büyük bir dalgalanma vardır. Yaklaşmaya doğru, spoilerlar, flaplar, slatlar ve iniş takımlarının açılmasından kaynaklanan sürüklemadaki artış nedeniyle itki artar [290].



Şekil 6.18. Uçuş fazlarına göre motordan istenen itki değerleri ve yüzdeleri [251,290]

Engine Identification	Fuel Flow T/O (kg/sec)	Fuel Flow C/O (kg/sec)	Fuel Flow App (kg/sec)	Fuel Flow Idle (kg/sec)
TFE731-2-2B	0.205	0.173	0.067	0.024
TFE731-3	0.225	0.186	0.072	0.026
CFM56-2A series	1.114	0.911	0.318	0.13
CFM56-2B-1	0.985	0.819	0.311	0.128
CFM56-2-C5	0.985	0.819	0.311	0.128
CFM56-3-B1	0.946	0.792	0.29	0.114
CFM56-3B-2	1.056	0.878	0.314	0.119
CFM56-3C-1	1.154	0.954	0.336	0.124
CFM56-3C-1 (Rated)	0.872	0.732	0.273	0.111
CFM56-5-A1	1.051	0.862	0.291	0.101
CFM56-5A3	1.131	0.925	0.307	0.104
CFM56-5A4	0.897	0.74	0.261	0.095
CFM56-5A5	0.972	0.799	0.276	0.098
CFM56-5B1	1.359	1.113	0.364	0.117
CFM56-5B1/2	1.345	1.104	0.369	0.129

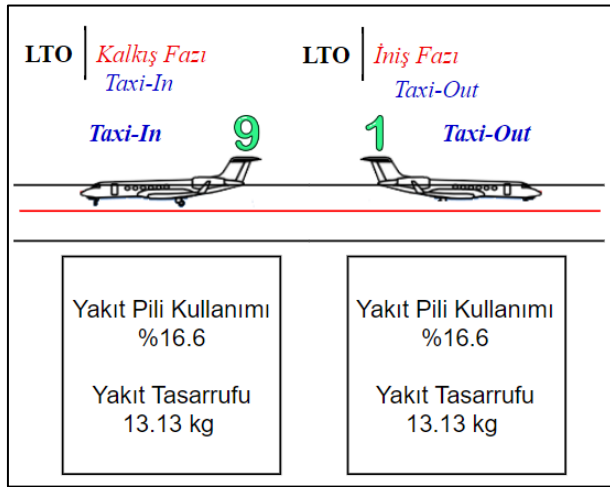
Default LTO (1) cycle (hh:mm:ss)		
Phases	ICAO default	Default for a busy European airport, year 2015
Taxi	00:26:00	00:20:06
Take off	00:00:42	00:00:42
Climb out	00:02:12	00:02:12
Approach	00:04:00	00:04:00
TOTAL	00:32:54	00:27:00

Şekil 6.19. Uçuş fazlarına göre CFM56-5A1 yakıt harcama miktarları ve süreleri [250]

Tez kapsamında EASA Emisyon Data Listesi Excel'inden elde edilen yakıt akış miktarı ve EEA'nın Aviation Annex 5 Excel makro yazılımı kullanılarak uçuş fazına göre yakıt miktarı ve uçuş fazı saniye bilgileri üzerinden uçuş fazlarına göre harcanan yakıt miktarı hesaplanmıştır.

Taksi fazları

Taksi-in ve taksi-out manevraları için ayrı ayrı olacak şekilde ICAO değerlerine göre motor itişinin %7'si gereklidir. 84,152 MW olarak hesaplanan güç isteri için bu değer 5,89 MW değerine tekabül etmektedir. Bu durumda ise literatürde hali hazırda kullanılmış olan bir yakıt pili değerleri ele alındığında 972 kW'lık bir yakıt pili hibrit sistem için gerekli güç isterinin %16,6'lık kısmının yakıt pili tarafından karşılanabileceğini göstermektedir.



Şekil 6.20. Taksi-in ve taksi-out aşamaları yakıt pili kullanımı ve yakıt tasarrufu

EASA Emisyon Data Listesi [250] Excel'inden elde edilen yakıt akış miktarı ve EEA'nın Aviation Annex 5 [288] Excel makro yazılımı kullanılarak elde edilen taksi – in ve taksi – out manevraları için harcanan birim yakıt miktarı 0,101 kg/s ve uçuş fazı saniye bilgisi ise 13'er dakikadan 26 dakika olmaktadır. Buna göre taksi-in ve taksi-out uçuş fazlarında harcanan yakıt miktarı 78,8'er kg olarak hesaplanabilecektir. Bu sonuçla yakıt pili hibrit sistem üzerinden %16,6'lık bir kazanç sağlanmasıyla 13,13 kg'dan toplamda 26,26 kg'lık yakıt tasarrufu sağlanmış olacaktır.

Take-off fazı

Take-off fazında motordan maksimum güç istenildiği için oldukça yüksek bir güç isteri ortaya çıkmaktadır. Modellemesi yapılan motor için bu değer 84,152 MW olarak hesaplanmıştır. Bu nedenle bu fazda yakıt pilinin motorun itki sistemine destek olacak şekilde kullanılması uygun görülmemektedir. Bu fazda yakıt pili sadece uçağın iç sistemlerinde APU olarak kullanılabilecektir.

Climb fazı

Climb fazında da yine literatürden alınan gerçek veri değerlerine göre motordan yaklaşık olarak irtifaya ve şartlara göre değişmekle birlikte %80 [107] civarında bir güç isteri sağlanmaktadır. Yakıt pili maksimum güç sağlama imkanı göz önüne alındığında bu fazda da yakıt pilinin itki sistemine destek olması mantıklı ve verimli gözükmemektedir. Yakıt pili bu fazda da sadece uçağın iç sistemlerinde APU olarak kullanılabilecektir.

Cruise fazı

Cruise Fazında ise motordan oldukça %30 civarında olacak şekilde oldukça düşük miktarda güç istenmektedir[107]. 84,152 MW olarak hesaplanan güç isteri için bu değer 25,25 MW değerine tekabül etmektedir. Bu durumda ise literatürde hali hazırda kullanılmış olan bir yakıt pili değerleri ele alındığında 972 kW'lık bir yakıt pili hibrit sistem için gerekli güç isterinin %4'lük kısmının yakıt pili tarafından karşılanabileceğini göstermektedir. Bu fazda buna ek olarak yakıt pili uçağın iç sistemlerinde APU sistemi olarak da kullanılabilecektir.

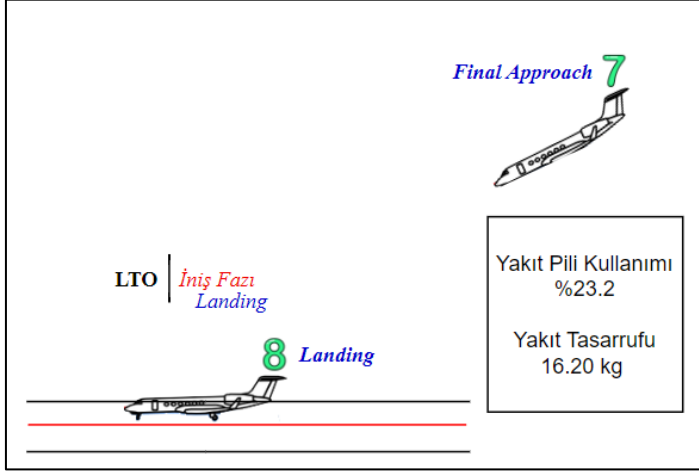
Descent fazı

Bu fazda da gereken motor güç isteri yaklaşık olarak %15-%25 civarlarında olmaktadır. Yaklaşmaya yakın, itki gücü (ve yakıt akış hızı) artar. Bu, yardımcı cihazların (spoilerler, slatlar, flaplar gibi) ve iniş takımlarının açılması nedeniyle sürüklemadaki artışa bağlanmaktadır. Bu nedenle alçalma safhası motor performansında büyük dalgalanmalar gösterir. 84,152 MW olarak hesaplanan güç isteri için bu değer ortalama %20 kabulü yapılırsa 16,83 MW değerine tekabül etmektedir. Bu durumda ise literatürde hali hazırda kullanılmış olan bir yakıt pili değerleri ele alındığında 972 kW'lık bir yakıt pili hibrit sistem için gerekli güç isterinin %6'lık kısmının yakıt pili tarafından karşılanabileceğini göstermektedir.

Final approach ve landing fazı

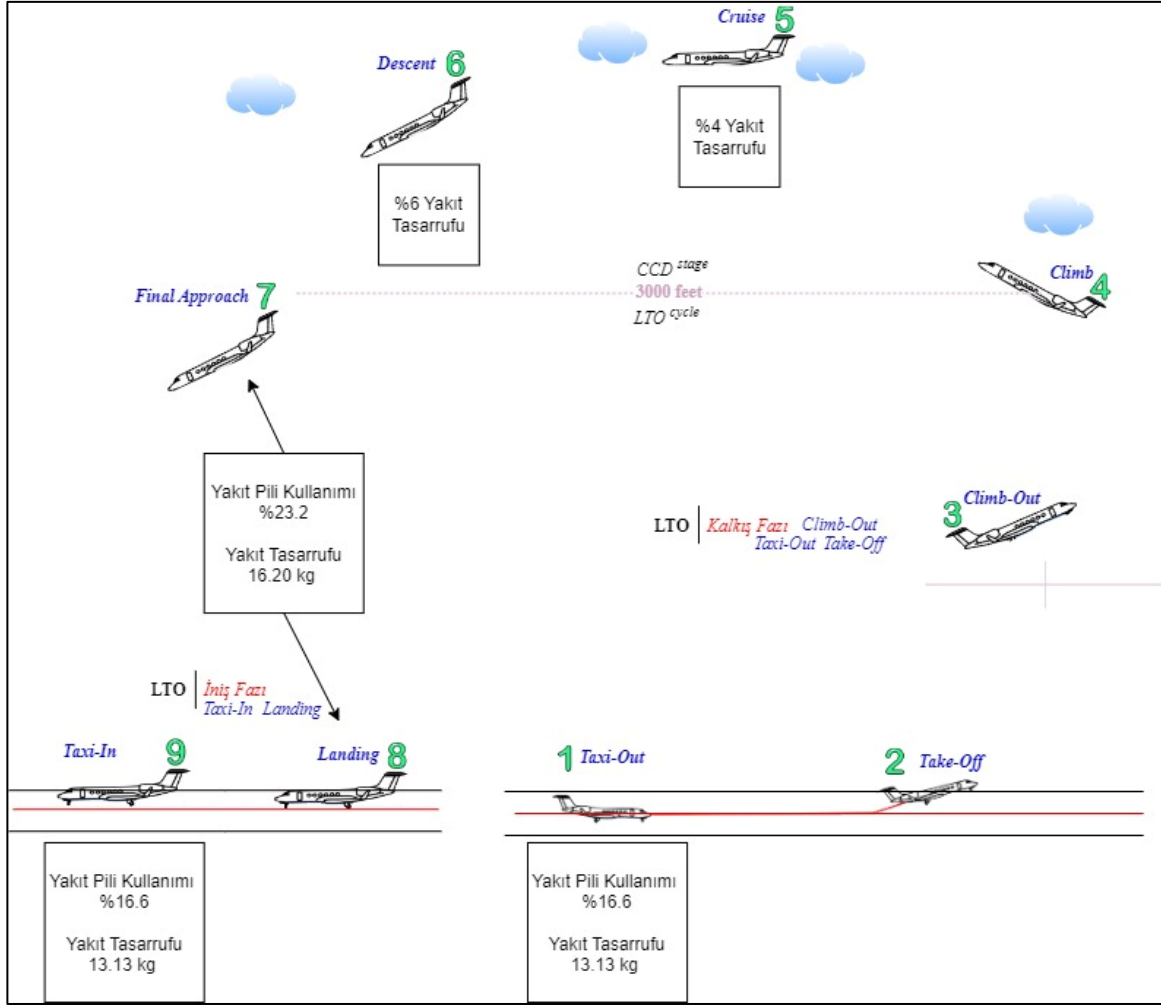
Final Approach ve Landing Fazında ise motordan oldukça %5 civarında olacak şekilde oldukça düşük miktarda güç istenmektedir. 84,152 MW olarak hesaplanan güç isteri için bu değer 4,2 MW değerine tekabül etmektedir. Bu durumda ise literatürde hali hazırda

kullanılmış olan bir yakıt pili değerleri ele alındığında 972 kW'lık bir yakıt pili hibrit sistem için gerekli güç isterinin %23,2'lik kısmının yakıt pili tarafından karşılanabileceğini göstermektedir.



Şekil 6.21. Landing ve final approach aşamaları yakıt pili kullanımı ve yakıt tasarrufu

EASA Emisyon Data Listesi [109] Excel'inden elde edilen yakıt akış miktarı ve EEA'nın Aviation Annex 5 Excel makro yazılımı kullanılarak elde edilen yaklaşma manevrası için harcanan birim yakıt miktarı 0,291 kg/s ve uçuş fazı saniye bilgisi ise 4 dakika olmaktadır. Buna göre yaklaşma uçuş fazında harcanan yakıt miktarı 69,84 kg olarak hesaplanabilecektir. Bu sonuçla yakıt pili hibrit sistem üzerinden %23,2'lik bir kazanç sağlanmasıyla 16,20 kg'lık yakıt tasarrufu sağlanmış olacaktır.



Şekil 6.22. Uçuş aşamalarında yakıt pili kullanım oranları ve yakıt tasarrufu miktarları

Yapılan çalışma kapsamında elde edilen sonuçlar mevcut yakıt pili teknolojisinin özgül güç değerleri göz önüne alındığında şimdiki haliyle uçuş fazlarında kullanılmasının pek mantıklı olmadığını göstermektedir. Elde edilen yakıt tasarrufu değerlerinin limitler dahilinde düşük çıkması sebebiyle uçuş fazlarına yönelik yakıt pili kullanımının yanısıra uçak içi sistemlerde APU olarak kullanılması senaryosu işlenerek değerlendirilmiştir. Bu bağlamda fosil tabanlı yakıtlarla çalışan APU sisteminin yerine daha çevreci şekilde çalışan çevreci bir sistem olan yakıt pili sisteminin kullanıldığı senaryolar incelenerek oldukça verimli sonuçlar elde edilebileceği sonucuna ulaşılmıştır.

7. SONUÇ VE ÖNERİLER

Tez kapsamında öncelikle yakıt pili sistemlerinin yapısal çeşitleri (Borusal, Tübüler, Düzlemsel), çalışma prensibine göre türleri (SOFC, PEMFC, MCFC...), farklı yöntemlerle yapılan modellemeleri, üzerinde yapılan çeşitli geliştirmeler ve tasarım zorlukları literatürde kapsamlı şekilde araştırılmıştır. Birçok yakıt piliyle sistem hibritlemesi yapılacağından genel olarak bütün türlerle ilgili bilgi sahibi olunması amaçlanmıştır. Modelleme yöntemleri, literatürdeki makalelerden incelenerek konu hakkında bilgi sahibi olunmuştur. Genellikle yayınlanan makalelerin çoğunda SOFC ve PEMFC kullanıldığı tespit edilmiştir. İki yakıt pili tipinin de avantajları ve dezavantajları detaylı bir şekilde anlatılmıştır. İncelenen birçok makalede SOFC yakıt pilinin daha çok tercih edildiği görülmüştür. Bu sistemlerde yakıt piline yakıttan hidrojen sağlamak amacıyla reformer kullanıldığı ya da su üretiminin yapıldığı çeşitli düzen önermeleri detaylıca incelenmiştir. Sonrasında literatürdeki şimdiye kadarki tüm sanayi tipi ve havacılık sektöründeki Yakıt Pili – Gaz Türbini hibrit sistemlerinin literatür taraması yapılmıştır. FC-GT hibrit sistemleri ile alakalı makalelerin çoğunlukla sanayi tipi çevrimli santrallerde olduğu görülmüştür. Havacılık sektöründeki bu konudaki makaleler ve çalışmalar, henüz yeni araştırmalar olduğundan sanayi tipine göre oldukça azdır. Bundan yola çıkılarak sanayi tipi hibrit FC-GT sistemleri üzerindeki yapılan hibritleme çalışmaları kapsamlı şekilde kategorize edilmiştir. Bu çalışmalardaki hibritleme yöntemlerinin havacılık sektöründeki çalışmada kullanılması mümkün olabileceğinden bu kapsamda bir çalışma ele alınmıştır. Daha önceki bölümlerde de bahsedildiği üzere genel olarak FC-GT Hibrit sistemlerinin sınıflandırılması hibritleme sistemlerine göre araştırılarak bir sınıflandırma şeması oluşturulmuştur. Hibritleme yöntemleri ve çeşitleri literatürdeki çok sayıda makale incelenerek derlenmiştir. Buna ek olarak kontrol stratejileri ve son dönemdeki geliştirme açısından yapılan Ar-Ge çalışmalarının kapsamlı araştırması da yapılmıştır.

Havacılık sektöründeki FC-GT hibritlemeleri genel olarak yüksek güç isterli uçaklar için yardımcı güç unsuru (APU), İnsansız Hava Araçlarında yardımcı ya da temel güç unsuru ya da roket itki sistemlerinde ana yardımcı güç olarak yapılmıştır. Bu alanlardaki çalışmalar da kapsamlı şekilde incelenmiştir. Araştırmalar, modellemeler, modelleme çözüm yöntemleri, hedef-yaklaşımlar, tasarım ve hibritleme zorlukları, hibrit sistem karakterizasyonu ve kontrolü, hibrit sistemlerde itki ve itkide entegrasyon çeşitleri kapsamlı şekilde çok sayıda makale incelenerek araştırılmıştır. Bu araştırmalar sonucunda makaleleri karşılaştırmalı

olarak sunacak bir kategorize etme çalışması yapılmıştır. Yer tipi hibrit sistemlerinin havacılık sektöründe yapılacak olan çalışmaya entegre edilebileceği birkaç ortak makale vasıtasıyla görülmüştür. Burada yer tipi hibrit FC-GT sistem modellemeleriyle, havacılıktaki modelleme sistemleri arasındaki temel fark ağırlık unsuru olmaktadır. Havacılık sektöründe yakıt tüketimi açısından her ağırlık bir dezavantaj olsa da yakıt pilinden sağlanan temiz enerji ve gelişecek özgül yakıt tüketimi değerleri sayesinde bu durumun avantaja çevrilmesi beklenmektedir. Literatürdeki makalelere bakıldığında verimlilik açısından mantıklı olduğu açıkça görülmektedir fakat buradaki yakıt pili hibritlenmesinde ağırlığın ve itki gücünün belirlenmesinin tasarımda önemli olduğu görülmüştür. Bu nedenle hibrit sistem buna göre ayarlanmıştır. Motor seçimi konusunda araştırılan makaleler doğrultusunda makalelerin genel olarak uçaklarda yüksek itki gücüne sahip Turbofan motorlara odaklandığı görülmektedir. Özellikle çalışmaların birçoğunda bütün özellikleri ve deneysel verileri ICAO tarafından paylaşılan General Elektrik motoru olan turbofan tipi CFM56 motorunun kullanıldığı gözükmemektedir. Literatür taraması sonucunda her bir irtifaya ve uçuş fazına göre performans modellemesi ve optimizasyonu yapılacak olan motor literatürdeki taramaya göre test verileri belirli olan ve havacılıkta yaygın olarak kullanılan CFM 56-5A1 olarak seçilmiştir. Motorun modellemesi Gasturb yazılımı üzerinden motorun ölçüleri, yüksek basınç kompresörü, yüksek basınç türbini ve alçak basınç türbini kademe sayıları, şaft sayıları, bypass oranı, türbin giriş sıcaklığı, fan basınç oranları, kompresör basınç oranı, hava debisi ve çeşitli bölümlerin verimlilik değerleri üzerinden hesaplanmıştır. Modelleme sonucunda özgül yakıt tüketimi ve itki değerleri deneysel veri kataloğuna düşük bir hata payıyla yakın olacak şekilde elde edilmiştir. Tamamlanan çevrim sonrasında CFM56-5A1 Motorunun test sonucu istasyon dataları, CFM56-5A1 Motorunun test sonucu performans çıktıları, özgül yakıt tüketimi ve itki değerlerinin kompresör basınç oranıyla değişimi grafikleri, özgül yakıt tüketimi ve itki değerlerinin kompresör basınç oranıyla ve türbin giriş sıcaklığıyla değişimi grafikleri, özgül yakıt tüketimi ve itki değerlerinin hava debisi ile değişimi grafikleri, İtki değerinin dış fan basınç oranı ile değişimi grafikleri, özgül yakıt tüketimi değerinin dış fan basınç oranı ile değişimi grafikleri, ve HPC ve LPC için hava debisi ve kompresör basınç oranı haritaları elde edilmiştir. Buna ek olarak tüm uçuş fazlarındaki farklı irtifalarda performans çıktıları yapılan parametrik çevrim sonucunda elde edilmiştir. Bu kapsamlı modelleme kapsamında Gasturb yazılımı kullanılarak CFM56-5A1 motorunun birebir modeli üzerinden deneysel verilere uygun şekilde performans değerleri elde edilmiştir. Elde edilen değerler Lufthansa havayolları tarafından motor için paylaşılan değerlere oldukça düşük bir hata payıyla yakın elde edilmiştir. Modelleme sonucundaki

yapılan performans analizleri için kabuller de detaylı şekilde belirlenmiştir. Hibritleme amaçlı kullanılacak yakıt pili türleri ise oluşturulan detaylı bir avantaj/dezavantaj akış şeması üzerinden ve havacılık gereksinimlerine uygun olarak analiz edilerek Katı Oksit Yakıt Pili (SOFC), Proton Değişim Membranlı Yakıt Pili (PEMFC) , Eriyik Karbonat Yakıt Hücreleri (MCFC), Doğrudan Metanol Yakıt Hücresi (DMFC) yakıt pilleri olarak belirlenmiştir.

Sonrasında Kanada Montreal’de bulunan ETS Montreal Üniversitesi, Aviyonik, Aktif Kontroller ve AeroServoElastisite Uygulamalı Araştırma Laboratuvarında (LARCASE) gaz türbini modellemek üzerine bir Matlab modelleme yazılımı geliştirmesi yapılmıştır. Gerçekleştirilen çalışma sonucu Matlab üzerinden modellemenin kodlama çalışması yapılarak ve türbin ve kompresör haritaları NASA’nın NPSS yazılımından elde edilerek motor modellemesinin doğrulaması yapılmıştır. Gaz Türbinli Motorların (GTE’ler) temelleri, modellemeleri ve teknik ayrıntıları çeşitli Matlab yazılım dosyalarından çağırılarak ve ana kodlama bloğunda yazılarak tamamlanmıştır. Çalışma kapsamında teze uygun olarak On-design ve Off-design olacak şekilde iki ayrı modda Aero termodinamik Jenerik Çevrim Modeli (AGCM) geliştirilmiştir. NASA NPSS programı vasıtasıyla elde edilen türbin ve kompresör haritaları gibi doğrulama kodlarıyla halihazırda modellemesi yapılan motor üzerine her bir uçuş fazı için modelleme çalışması gerçekleştirilmiştir. Bu kapsamda motora dair tüm parametreler ve ölçeklendirmeler kodlama sistemine entegre edilerek modellenen motorun itki ve özgül yakıt tüketimi değerleri elde edilmiştir. Gasturb yazılımında yapılan modellemenin sonuçlarına göre hata payı bir miktar yüksek çıkmış olsa da yine de katalog değerlerine yakın sonuçlar elde edilmiştir.

Belirlenen yakıt pillerinin CFM-56-5A1 turbofan motorunun hibritlenmesi hususunda detaylı bir araştırma yapılmıştır. Bu hususta her yakıt piline özel olarak nelere dikkat edilmesi gerektiği tek tek aşamalandırılarak planlanmıştır. Her yakıt pilinin ayrıntılı kimyasal reaksiyonları ve hibritlemede dikkat edilmesi gereken hususlar çıkarılmıştır. Hibritlemede olması gereken unsurlar detaylıca belirtilerek ayrı ayrı planlamalar yapılmıştır. Hibrit sistem modellemesi yakıt pili hususunda Enerji Yönetim Sistemi, Yakıt Kaynağı, Yakıt Hücresi İçin Hava Kaynağı, Enerji Dağılımı, Soğutma Sistemi, Reforme Etme İşlemleri, varsa Reformer Planlaması ve Emisyon Kontrolü gibi başlıklar altında SOFC, PEMFC, MCFC ve DMFC yakıt pilleri için planlanmıştır. Diğer yakıt pilleri türlerinin neden modellemede kullanılmadığına dair detaylı bir analiz de gerçekleştirilmiştir. Gaz türbinli

motorun sistem modellemesine dair detaylı bir matematiksel modelleme motorun her bir bölümü için ayrı ayrı olacak şekilde gerçekleştirilmiştir. Bu sayede karmaşık ve iteratif çözüm yöntemleri gerektiren modelleme çözümü hususunda Gasturb yazılımının çözücü farkıyla kattığı katkıdan bahsedilmiştir. Sonrasında piyasada yapılmış olan araştırma çalışmalarında kullanılmış olan matematiksel modelleme formülasyon çalışmaları her yakıt pili için detaylıca incelenerek formüllerin çıkarılması sağlanmıştır. Yakıt pilinin karmaşık yapısı gereği çok sayıda farklı matematiksel modelleme ve formülasyon çalışması olduğundan çok sayıda modelleme örneği ayrıntılı şekilde incelenmiştir. Model sistemleri ve kabullerden bahsedildikten sonra tam 6 adet yakıt pili sistem modellemesi ayrı ayrı detaylı şekilde açıklanarak formüle edilmiştir. Sonrasında Matlab 2022 ve Simulink kullanılarak yakıt pillerinden SOFC ve PEMFC için modelleme çalışmaları yapılmıştır. Modellemelere dair sonuçları gösteren voltaj değişim, akım değişim, üretilen ve tüketilen güç, yakıt akış miktarı, yığın verimliliği, üretilen ısı miktarı grafikleri elde edilerek detaylı açıklamalar yapılmıştır. FC-GT hibrit sisteminin modellenmesi açısından en önemli hususlar olan hibritleme yöntemi, ağırlık hesaplaması ve yakıt pili özgül güç hususunda kapsamlı bir planlama yapılmıştır. Hibritleme yöntemi olarak gaz türbininin egzoz yakıtının reformer, reküperatör, pürifier ve desülfirizatör gibi ekipmanlarla yakıt pilinde kullanılacağı sistem ve ayrı bir yakıt besleme tankıyla yakıt pilinin ayrı bir sistem olarak ele alındığı iki ayrı yöntem detaylı verilerle kapsamlı incelenmiştir. Tez kapsamında modellemesi yapılmış olan CFM56-5A1 motorunun kullanıldığı A320 uçağı modelleme sonuçlarının değerlendirilmesi açısından seçilmiştir. Tez kapsamında operasyonel olarak ele alınan uçak Airbus 320 olmuştur. Uçak operasyonel açıdan 2 adet CFM56-5A1 motoruyla çalışması sebebiyle seçilmiştir. Uçağa ait detaylı bilgiler uçağa ait katalogdan alınmıştır. 2 adet CFM56-5A1 motoru ile çalıştığından modellenen motorlardan elde edilen itki değerinin (109,97 kN) iki katı olan 220 kN itki ile hareket etmektedir. Yine modellemede elde edilen türbin güç değerleri olan 42,076 MW'lık değer de iki motor oluşundan dolayı 84,152 MW olarak alınmıştır.

Ağırlık kestirimi için Piano-X yazılımı uçuşun tırmanma, seyir ve alçalma bölümleri için tüketilen yakıtı ve gereken süreyi hesaplama amacıyla kullanılmıştır. Piano-X modeli, taksi çıkışı, kalkış, yaklaşma ve taksi girişini hesaba katmak için bir zaman ve yakıt tüketimi içermektedir. Piano-X yazılımının şimdilik elde edilen sürümünde A320 uçağı olmadığı için benzer özellikteki diğer uçaklar üzerinden bir karşılaştırma yapılarak kütlenin sisteme etkisi hesaplanmıştır. Maksimum take off ağırlığı (MTOW) 170 500 kg olan Airbus A300 600R

uçağının Piano-X yazılımıyla elde edilen sonuçlarına göre 4139 km'lik (deneysel APU sonuçları) uçuş bazında (2235 nm (nautical miles)) 0 payload ve 1000 kg ek payload üzerinden yakıt miktarı hesaplanmıştır.

Tez kapsamında değerlendirilen Airbus A320 motorunun APU birimi ise Honeywell 131-9A gaz türbinli APU sistemi olmaktadır. Sistem 440 kW şaft gücüne sahipken ve 120 kg yakıt/saat tüketmekte ve ekstradan 90 kW elektrik jeneratörüne sahip olmaktadır. APU biriminin toplam ağırlığı 164 kg olmaktadır. Bu bağlamda 170 kW ila 280 kW arasında değişmekle birlikte maksimum 300 kW'lık bir uçak içi APU ihtiyacı olduğu deneysel olarak benzer bir uçuştan elde edilen verilerle kabul edilmiştir.

Uçak için tasarlanan her bir birimi 324 kW olan 3 birim Delphi Gen 4 SOFC yığını için (972 kW) modelleme yapılmıştır. Tüm ekipmanların dahil edildiği bir konfigürasyonda ise uçak üzerindeki ağırlık etkisi incelendiğinde havada yakıt pili sisteminin tamamını taşımak için harcanan yakıt 482 kg olarak hesaplanmıştır. Türbin APU'sunun kullandığı yakıt miktarı ise Honeywell 131-9A gaz türbinli APU için 120 kg yakıt/saat tüketimi olmaktadır. A320 uçağının 2235 nm'lik bir uçuşunun ne kadar sürdüğü, yakıt miktarı, uçuş fazlarının süreleri EEA'nın Aviation Annex 5 Excel makro yazılımı kullanılarak gerçekleştirildiğinde Honeywell 131-9A gaz türbinli APU tarafından harcanan yakıt 674 kg olarak hesaplanmıştır. Yakıt pili sisteminin ilave edilmesiyle sistemin taşınması için harcanan yakıt miktarı 482 kg olarak hesaplandığından uçuş için sağlanan yakıt tasarrufu 192 kg olarak elde edilmiştir. Burada yakıt pilinden elde edilen 972 kW'lık gücün bu senaryoda sadece APU üzerine etkisi incelenmiştir. Yakıt pilinin uçuş fazlarına olan desteği için 972 kW'lık bir tercih yapılmıştır. Yakıt pili yığınının yarısı olacak şekilde yapılacak olan bir eklenti durumunda ise 486 kW'lık bir güç kaynağının 1533,5 kg'lık bir ağırlık eklentisi olacağı düşünülürse sistemin uçuş yakıtına zararı 241 kg olacaktır. Bu durumda APU'nun çıkarılmasının sisteme etkisi 674 kg olacağından net kazanç yakıt bazında 433 kg olduğu sonucuna ulaşılmıştır.

Diğer bir hibritleme sisteminin değerlendirilmesi için tasarlanan hidrojen tankı + hidrojen 16,3 MW'lık bir gücü karşılayan PEMFC için 1178 nm'lik (2180 km) bir uçuş için planlanmıştır. Elde edilen optimize ve geliştirilmiş tank kg değeri ise 225,5 kg ve 729 kg toplamda 955 kg olarak hesaplanmıştır. APU sisteminin sistemden çıkarılmasıyla elde edilen kazanç sonucunda (+674 kg) 101,1 kg'lık bir yakıt tasarrufu elde edilmiş olduğu sonucuna ulaşılmıştır. Ardından her bir uçuş fazı için FC sisteminin türbinin gücünün bir kısmını

karşıladığı senaryolar tek tek incelenerek yakıt tasarrufu değerleri her bir uçuş fazı için hesaplanmıştır. Elde edilen sonuçlara göre taksi-in ve taksi-out uçuş fazlarında harcanan yakıt miktarı 78,8'er kg olarak hesaplanmıştır. Bu sonuçla yakıt pili hibrit sistem üzerinden %16,6'lık bir kazanç sağlanmasıyla 13,13 kg'dan toplamda 26,26 kg'lık yakıt tasarrufu sağlanmış olacaktır. Take-off fazında motordan maksimum güç istenildiği için oldukça yüksek bir güç isteri ortaya çıktığından yakıt pilinin kullanımının mantıklı olmadığı sonucuna ulaşılmıştır. Benzer şekilde tırmanış fazında da %80'lik bir güç isteri gerekliliğinden yakıt pilinin güç sistemine destek olarak kullanılması mantıklı gözükmemektedir. Seyir fazındaki %30'luk güç isteri nedeniyle 84,152 MW olarak hesaplanan maksimum güç isteri için bu değer 25,25 MW değerine tekabül etmektedir. Bu durumda ise literatürde hali hazırda kullanılmış olan bir yakıt pili değerleri ele alındığında 972 kW'lık bir yakıt pili hibrit sistem için gerekli güç isterinin %4'lük kısmının yakıt pili tarafından karşılanabileceğini göstermektedir. Alçalma fazında da benzer şekilde %6'lık bir oranda gücün yakıt pilinden karşılanması sağlanabilecektir. Nihai yaklaşım ve iniş fazında 16,20 kg'lık (%23,2) bir yakıt tasarrufu sağlanabileceği sonucuna ulaşılmıştır. Elde edilen bu sonuçlar yakıt pili sisteminin günümüz teknolojik ilerlemeleri göz önünde bulundurulduğunda güç sistemine destek bir sistem olarak kullanılmasının ağırlık faktörü ve ekstra eklenen sistem maliyetleri de göz önüne alındığında mantıklı gözükmediğini göstermektedir. Fakat gelişen yakıt pili teknolojileri sayesinde artacak olan yakıt pili özgül güç değerleri ve azalması beklenen uçak itki sistemlerindeki güç isterleri değerleri göz önüne alındığında gelecekte gaz türbini ve yakıt pili hibrit sistem uygulamalarının oldukça verimli ve çevresel açıdan mecburi bir hal alacağı sonucuna ulaşılmıştır.

Araştırma sorusu

Tez kapsamında havacılık sektöründe, gaz türbinli motorlar ile çeşitli yakıt hücre tiplerinin entegrasyonunun enerji verimliliği ve çevresel sürdürülebilirlik üzerindeki etkileri kapsamlı bir şekilde incelenmiştir. Bu bağlamda araştırmanın temel sorusu "Havacılık sektöründe, gaz türbinli motorlar ile çeşitli yakıt hücre tiplerinin hibrit sistemler olarak entegrasyonu, bu sistemlerin enerji verimliliğini, çevresel performansını ve ekonomik sürdürülebilirliğini nasıl etkiler ve bu etkiler havacılık sektörünün sürdürülebilir enerji hedeflerine ulaşmasında nasıl bir rol oynar?" olarak değerlendirilebilecektir.

Araştırma hipotezi

Tez çalışmasının hipotezi, havacılık sektöründe gaz türbinli motorlar ile çeşitli yakıt hücrelerinin hibritlenmesinin, enerji verimliliğini artıracığı, karbon emisyonlarını ve operasyonel maliyetleri önemli ölçüde azaltacağı yönündedir. Bu hipotez, hibrit sistemlerin, havacılık endüstrisinde sürdürülebilir enerji kullanımını teşvik edeceği ve çevresel ayak izini minimize ederken operasyonel verimliliği maksimize edeceği varsayımına dayanmaktadır. Tez kapsamında araştırma, hibrit enerji sistemlerinin tasarımını, modellemelerini ve optimizasyon süreçlerini kapsamlı bir şekilde ele alarak, havacılık sektöründe enerji verimliliği ve çevresel sürdürülebilirlik hedeflerine ulaşmada bu sistemlerin potansiyelini ortaya koymayı amaçlamıştır. Tez kapsamında gerçekleştirilen araştırma, literatürdeki boşlukları doldurarak ve metodolojik bir yaklaşım sunarak, havacılık sektöründe sürdürülebilir enerji çözümlerine yönelik yenilikçi stratejilerin geliştirilmesine katkıda bulunmayı hedeflemektedir. Bu kapsamlı yaklaşım, araştırma sorusunun ve hipotezinin derinlemesine incelenerek havacılık sektöründe enerji verimliliği ve çevresel sürdürülebilirlik üzerine yapılan çalışmalara yeni bir perspektif kazandırılmasını hedeflemektedir.

Literatür açığı

Bu doktora tezinin merkezinde, havacılık sektöründe enerji verimliliğini maksimize etmek ve çevresel ayak izini minimize etmek amacıyla, gaz türbinli motorlar ile çeşitli yakıt hücre tiplerinin hibritlenmesi üzerine gerçekleştirilen detaylı bir modelleme ve optimizasyon çalışması yer almaktadır. Literatür incelemesi sürecinde, özellikle havacılık sektörü bağlamında gaz türbinli motorlar ve yakıt hücreleri arasındaki hibrit sistemlerin entegrasyonu ve optimizasyonu üzerine yapılan araştırmaların mevcut durumda belirli bir yakıt hücresi tipine ve uçuşun belli fazlarına odaklanan çalışmalarla sınırlı kaldığı gözlemlenmiştir. Bu gözlem, havacılık sektöründe enerji sistemlerinin verimliliğini ve çevresel sürdürülebilirliğini artırmaya yönelik bütünleşmiş stratejilerin geliştirilmesi açısından önemli bir literatür boşluğunu işaret etmektedir.

Havacılık endüstrisi, küresel enerji tüketiminin ve sera gazı emisyonlarının önemli bir kaynağı olarak karşımıza çıkmaktadır. Bu nedenle, enerji verimliliğini artırmak ve çevresel etkileri azaltmak için yenilikçi çözümlerin geliştirilmesi gerekmektedir. Gaz türbinli

motorlar ile yakıt hücreleri arasındaki hibrit sistemler, her iki teknolojinin avantajlarını bir araya getirerek havacılık sektöründe enerji verimliliğini ve çevresel performansı önemli ölçüde iyileştirme potansiyeline sahiptir. Bu tez çalışması SOFC ve PEMFC gibi çeşitli yakıt hücre tiplerinin potansiyel avantajlarını ve zorluklarını detaylı bir şekilde ele almakta, bu sistemlerin havacılık sektöründe nasıl entegre edilebileceğini ve optimizasyon süreçlerini analiz etmektedir.

Literatür taraması kısmında belirlenen bu boşluklar, gelecekteki araştırmalara yön vermek ve bu alanda yeni bilimsel katkılar sağlamak amacıyla büyük önem taşımaktadır. Özellikle, hibrit sistemlerin uçuşun tüm fazları boyunca performansının incelenmesi, farklı yakıt hücre teknolojilerinin entegrasyonu ve çeşitli yakıt türleri ile yapılan sistem optimizasyonları üzerine odaklanan araştırmalar, havacılık sektöründe enerji verimliliği ve çevresel sürdürülebilirliğin artırılmasına yönelik değerli katkılar sunmuştur. Bu bağlamda, hibrit sistemlerin maliyet etkinliği, enerji yoğunluğu ve çevresel etkileri gibi kritik parametrelerin kapsamlı bir değerlendirilmesi, bu teknolojik yeniliklerin ticarileşme potansiyelini belirlemekte kritik bir role sahiptir. Bu tez, havacılık sektöründe sürdürülebilir enerji çözümlerine yönelik kapsamlı bir bilgi birikimi sunmakta ve bu alanda teknolojik yeniliklerin önünü açmaktadır. Hibrit sistemlerin geliştirilmesi ve optimizasyonu, enerji verimliliği, maliyet etkinliği ve çevresel sürdürülebilirlik hedeflerine ulaşmada merkezi bir rol oynamaktadır. Bu nedenle, bu tez çalışması, havacılık sektöründe enerji sistemlerinin geleceğine yönelik yenilikçi çözümler sunma potansiyeline sahiptir ve gelecekteki araştırmalar için önemli bir temel oluşturmaktadır.

Tezin sınırları ve limitleri

Bu araştırmanın limitleri, metodolojik yaklaşımların, modelleme parametrelerinin ve analiz süreçlerinin belirli kabullere ve varsayımlara dayanması gerçeğinden kaynaklanmaktadır. İlk olarak, hibrit sistemlerin modellenmesi ve simülasyonu sırasında, sistemin gerçek dünya performansını tam olarak yansıtmayabilecek basitleştirilmiş senaryolar ve parametreler kullanılmıştır. Bu durum, modelin tahmin edilen sonuçlarının, gerçek operasyonel koşullar altında elde edilecek sonuçlardan farklı olabileceği anlamına gelmektedir. Örneğin, gaz türbinli motorlar ve yakıt hücrelerinin etkileşimi, çeşitli operasyonel ve çevresel koşullarda farklılık gösterebilir, ancak bu çalışma sınırlı sayıda senaryoyu ele alabilmektedir. İkinci olarak, enerji verimliliği ve çevresel etkiler üzerine yapılan değerlendirmeler, mevcut

teknolojik gelişmelere ve çevresel düzenlemelere dayanmaktadır. Ancak, bu faktörler zamanla değişkenlik gösterebilir ve bu değişiklikler, hibrit sistemlerin performansı ve sürdürülebilirlik avantajları üzerinde etkili olabilir. Bu çalışma kapsamında belirli bir zaman dilimindeki teknolojik ve çevresel koşulları temel alınarak gelecekteki potansiyel gelişmeler ve düzenlemeler tahmin edilip, hesaplamalar ona göre gerçekleştirilerek çıkarımlar yapılmıştır. Üçüncü olarak, bu araştırma, havacılık sektörü için spesifik olarak tasarlanmış hibrit sistemlerin genel bir değerlendirmesini sunmaktadır. Bu nedenle, farklı uygulama alanlarına veya özel operasyonel gereksinimlere yönelik sonuçların doğrudan uygulanabilirliği sınırlıdır. Hibrit sistemlerin çeşitli uygulama senaryolarında optimizasyonu ve uygulanabilirliği, ek araştırma ve analiz gerektirecektir. Bu sınırlılıklar, araştırmanın sonuçlarının yorumlanmasında ve gelecekteki çalışmalara yön verirken dikkate alınmalıdır.

Tezin güçlü yönleri ve motivasyonu

Bu doktora tezi kapsamında havacılık sektöründe gaz türbinli motorlar ve yakıt hücrelerinin hibritlenmesi konusunda kapsamlı bir modelleme ve optimizasyon çalışması gerçekleştirilerek bu alanda sürdürülebilir gelecek adına önemli bir konu işlenmiştir. Araştırmanın temel motivasyonunu havacılık endüstrisinde enerji verimliliğinin artırılması ve çevresel etkilerin azaltılması oluşturmaktadır. Bu ihtiyaç, küresel ısınma ve iklim değişikliği gibi çağımızın en büyük sorunlarına doğrudan katkı sağlama ve küresel çapta enerji tüketiminin ve karbon emisyonlarının azaltılmasına yönelik geniş kapsamlı çabalar sunma amacını taşımaktadır.

Araştırmanın güçlü yönleri, literatürde belirlenen açıkları doldurma amacı güden kapsamlı bir literatür taraması, detaylı metodolojik yaklaşımlar ve yenilikçi modelleme tekniklerinin kullanılması olarak öne çıkmaktadır. Tez, çeşitli yakıt hücre tipleri ve gaz türbinli motorlar için enerji verimliliği, çevresel sürdürülebilirlik ve ekonomik açıdan detaylı bir analiz sunarak, havacılık sektöründe sürdürülebilir enerji çözümlerine yönelik bilgi birikimine önemli katkılar sağlamaktadır. Araştırmanın öne çıkan güçlü yönlerinden bir diğeri de turbofan motorunun iki farklı yazılım kullanılarak modellenmesidir. Bu modelleme çalışması, gerçek deneysel verilere oldukça yakın sonuçlar vererek, hibrit sistemlerin enerji verimliliği ve çevresel performansı üzerindeki potansiyel etkilerini kapsamlı bir şekilde değerlendirmekte ve tezin bilimsel katkısını güçlendirmektedir. Kullanılan yazılımlar, modelleme ve simülasyon süreçlerinde yüksek doğruluk ve güvenilirlik sağlamakta, bu da

araştırmanın havacılık sektöründe sürdürülebilir enerji çözümlerine yönelik önemli bir referans kaynağı olmasını sağlamaktadır. Gerçek deneysel verilere yakın modelleme sonuçları, hibrit enerji sistemlerinin havacılık sektöründe uygulanabilirliğinin ve potansiyel avantajlarının daha iyi anlaşılmasına olanak sağlamakta, bu da araştırmanın havacılık endüstrisinde sürdürülebilir enerji kullanımını teşvik edecek ve çevresel ayak izini minimize edecek yenilikçi çözümler sunma hedefine katkıda bulunmaktadır. Ayrıca, tez çalışması, hibrit sistemlerin enerji verimliliği ve çevresel performans üzerindeki potansiyel etkilerini kapsamlı bir şekilde değerlendirerek, bu alandaki teknolojik yeniliklerin önünü açmaktadır. Bu çalışmanın motivasyonu, havacılık sektöründe enerji tüketiminin ve karbon emisyonlarının azaltılması gerekliliği ile güçlendirilmektedir. Araştırma, bu sektörde sürdürülebilir enerji kullanımını teşvik edecek ve çevresel ayak izini minimize edecek yenilikçi çözümler sunmayı hedeflemektedir. Bu motivasyon, aynı zamanda, havacılık sektörünün gelecekteki enerji ihtiyaçlarını karşılamak ve çevresel düzenlemelere uyum sağlamak için yeni teknolojilere ve yaklaşımlara olan ihtiyacı da yansıtmaktadır.

Sonuç olarak, bu doktora tezi, havacılık sektöründe enerji verimliliği ve çevresel sürdürülebilirlik üzerine yapılan çalışmalara yeni bir perspektif kazandırmakta ve bu alandaki bilimsel araştırmalara önemli bir katkı sunmaktadır. Araştırma, hibrit enerji sistemlerinin havacılık sektöründe uygulanabilirliğini ve potansiyel avantajlarını kapsamlı bir şekilde ortaya koymakta ve gelecekteki çalışmalara yol gösterici olmaktadır.

Gelecek çalışmalar

Bu tezin gelecek çalışma hedefleri, havacılık sektöründe sürdürülebilir enerji kullanımının önünü açmak ve enerji verimliliği ile çevresel sürdürülebilirliği artırmak üzere, yapılan kapsamlı modelleme ve optimizasyon çalışmalarının üzerine inşa edilebilecektir. Bu kapsamda gelecekte yakıt pili sistemlerinin özellikle özgül güç kısmında iyileştirmeler yapılarak geliştirilmesi ve hidrojen depolama sistemlerinin daha hafif daha kompakt şekilde düzenlenmesi gerekmektedir. Halihazırda kullanılan SOFC ve PEMFC yakıt pillerinde yapılacak bu tarz geliştirme çalışmalarının yanı sıra, DMFC ve MCFC yakıt pili sistemlerinin de geliştirilerek ilgili hibritleme çalışmalarının gerçekleştirilmesi planlanmaktadır. Bu yaklaşım, tezin enerji sistemlerinin çeşitliliğini genişletmeyi ve havacılık sektöründe karşılaşılan enerji ve çevresel zorluklara yenilikçi çözümler sunmayı hedeflemektedir.

Bu bağlamda 2050 yılına kadar havacılık sektörlerinin yeşil havacılığa geçiş için gereken teknolojilerin Hazırlık Seviyelerini (TRL) yakalaması hususunda şimdiye kadar yapılan çalışmaların ve bilgi birikimlerinin güncelliğini koruyacak şekilde detaylı şekilde incelenmesi, değerlendirilmesi ve yorumlanması oldukça önemli olmaktadır. Havacılığı daha sürdürülebilir bir oluşuma dönüştürme arayışında, gaz türbini ve yakıt hücresi hibrit sistemlerinin araştırılması, havacılıkta daha yeşil bir geleceğin kilidi olarak ortaya çıkmaktadır. Ticari havacılıkta 2050 yılına kadar net sıfır karbon emisyonu arayışı, yenilikçi tahrik sistemlerinin ve yakıt kaynaklarının oldukça önemli bir rol oynadığı çok yönlü bir yaklaşım gerektirmektedir. Gelecek araştırmalar, DMFC ve MCFC yakıt hücrelerinin, gaz türbinli motorlarla hibrit sistemlerdeki potansiyel avantajlarını ve zorluklarını detaylı bir şekilde inceleyecektir. Bu inceleme, özellikle bu yakıt hücrelerinin operasyonel verimliliği, enerji yoğunluğu ve çevresel etkileri üzerinde yoğunlaşacaktır. Ayrıca, bu teknolojilerin havacılık sektörüne özgü uygulamalarında karşılaşılabilecek teknik ve ekonomik zorlukların üstesinden gelmek için gereken stratejileri geliştirmeye yönelik bir yol haritası sunacaktır.

Tez kapsamında da bahsedildiği üzere yakıt pili gaz türbini hibrit sistem hem uçuş fazlarında hem de uçak içi APU olarak değerlendirilmiştir. Bu bağlamda uçuş fazlarında hibrit güç sistemi olarak değerlendirilen yakıt pili sisteminden elde edilen yakıt tasarrufu sonuçları değerlendirildiğinde oldukça minimumda bir kazanç sağlandığından ve halihazırdaki teknoloji gelişimi ve özelliklerle ağırlık faktörü ve ekstra sistem maliyetleri göz önüne alındığında uçuş fazlarında kullanımın çok da mantıklı olmadığından bahsedilmiştir. Ele alınan senaryolardan uçak içi APU sistemi olarak kullanılması senaryosu kabulüyle hibrit sistem planlaması yapılarak oldukça iyi derecede yakıt tasarrufu elde edildiği görülmüştür. Burada APU olarak kullanımının literatürdeki APU kullanım süreleri ve uçuş fazlarına göre dağılımları esas alınarak bir çalışma gerçekleştirilmiştir. Burada gelecekte çalışılması planlanan bir ekstra bir senaryo olarak taksi-in, taksi-out, yolcu yükleme, kabin içi uçuş öncesi gibi senaryolar için portatif bir yakıt hücresi sisteminin bir kısmının pistte kullanılması senaryosu da değerlendirilebilecektir. Böylelikle yakıt pilinden elde edilmesi gereken enerji ihtiyacının bir kısmının bu şekilde uçuşta taşımadan sağlanmasıyla belirli seviyede bir yakıt tasarrufu sağlanabilecektir.

Avrupa Birliği, 2050 yılına kadar net sıfır sera gazı emisyonuna ulaşılmasını zorunlu kılan bir hedef belirlemiştir. Bu nedenle, büyük ölçüde fosil yakıtlara bağımlı olan havacılık endüstrisinin, ekolojik çözümleri belirlemek için önemli çabalar sarf etmesi gerekmektedir.

2050 yılına kadar yeşil havacılığa geçiş için havacılık sektörlerinin Teknoloji Hazırlık Seviyelerinin (TRL) detaylı bir şekilde incelenmesi ve buna uyum sağlayacak önlemlerin alınması büyük önem taşımaktadır. Bu çalışmanın bir diğer önemli gelecek hedefi, hibrit enerji sistemlerinin çevresel etkilerinin ve maliyet etkinliğinin daha kapsamlı bir şekilde değerlendirilmesidir. Bu, yaşam döngüsü analizi, karbon ayak izi değerlendirmesi ve ekonomik analiz yöntemleri kullanılarak gerçekleştirilecek ve hibrit sistemlerin çevresel sürdürülebilirliğe olan katkılarını net bir şekilde ortaya koyacaktır. 2050 yılına kadar yakalanması gereken hedefler hususunda daha sürdürülebilir ve çevreci sistemler üretmek açısından yakıt pili teknolojilerinin gelişmesinin önemi açıkça görülmektedir. DMFC ve MCFC teknolojilerinin entegrasyonu ile oluşturulan hibrit sistemlerin, farklı uçuş profilleri ve operasyonel senaryolar altındaki performansının incelenmesi, bu sistemlerin havacılık sektöründeki uygulanabilirliğini genişletme potansiyeline sahiptir. Bu, hibrit enerji sistemlerinin adaptasyon kabiliyetini ve çeşitli operasyonel gereksinimlere uyum sağlama yeteneğini test edecek ve bu alandaki teknolojik yeniliklerin önünü açacaktır.

KAYNAKLAR

1. Santibanez-Borda, E., Korre, A., Nie, Z. and Durucan, S. (2021). A multi-objective optimisation model to reduce greenhouse gas emissions and costs in offshore natural gas upstream chains. *Journal of Cleaner Production*, 297.
2. Lefebvre, A. H. and Ballal, D. R. (2010). *Gas Turbine Combustion: Alternative Fuels And Emissions*. London, England : Taylor & Francis.
3. Buonomano, A., Calise, F., D'Accadia, M. D., Palombo, A. and Vicidomini, M. (2015). Hybrid solid oxide fuel cells–gas turbine systems for combined heat and power: A review. *Applied Energy* 156, 32–85.
4. Fernandes, M. D., P. Andrade, S. T. de, Bistrizki, V. N., Fonseca, R. M., Zacarias, L. G., Gonçalves, H., Castro, A. F. de, Domingues, R. Z. and Matencio, T. (2018). SOFC-APU systems for aircraft: A review. *International Journal of Hydrogen Energy*, 43, 16311–16333.
5. Ficca, A., Marulo, F. and Sollo, A. (2023). An open thinking for a vision on sustainable green aviation. *Progress in Aerospace Sciences*, 141, 100928.
6. Ansell, P. J. (2023). Review of sustainable energy carriers for aviation: Benefits, challenges, and future viability. *Progress in Aerospace Sciences*, 141, 100919.
7. Delbecq, S., Fontane, J., Gourdain, N., Planès, T. and Simatos, F. (2023). Sustainable aviation in the context of the Paris Agreement: A review of prospective scenarios and their technological mitigation levers. *Progress in Aerospace Sciences*, 141, 100920.
8. Afonso, F., Sohst, M., Diogo, C. M., Rodrigues, S. S., Ferreira, A., Ribeiro, I., Marques, R., Rego, F. F., Sohoul, A. and Portugal-Pereira, J. (2023). Strategies towards a more sustainable aviation: A systematic review. *Progress in Aerospace Sciences*, 137, 100878.
9. Adler, E. J. and Martins, J. R. (2023). Hydrogen-powered aircraft: Fundamental concepts, key technologies, and environmental impacts. *Progress in Aerospace Sciences*, 141, 100922.
10. Abu Salem, K., Palaia, G. and Quarta, A. A. (2023). Review of hybrid-electric aircraft technologies and designs: Critical analysis and novel solutions. *Progress in Aerospace Sciences*, 141, 100924.
11. Jensen, L. L., Bonnefoy, P. A., Hileman, J. I. and Fitzgerald, J. T. (2023). The carbon dioxide challenge facing U.S. aviation and paths to achieve net zero emissions by 2050. *Progress in Aerospace Sciences*, 141, 100921.
12. Degirmenci, H., Uludag, A., Ekici, S. and Karakoc, T. H. (2023). Challenges, prospects and potential future orientation of hydrogen aviation and the airport hydrogen supply network: A state-of-art review. *Progress in Aerospace Sciences*, 141, 100923.

13. Seitz, A., Nickl, M., Troeltsch, F. and Ebner, K. (2022). Initial Assessment of a Fuel Cell—Gas Turbine Hybrid Propulsion Concept. *Aerospace*, 9, 68.
14. Zhang, X., Wang, Y., Liu, T. and Chen, J. (2014). Theoretical basis and performance optimization analysis of a solid oxide fuel cell–gas turbine hybrid system with fuel reforming. *Energy Conversion and Management*, 86, 1102–1109.
15. Arat, H. T., Sürer, M. G., Gökpınar, S. and Aydın, K. (2020). Conceptual design analysis for a lightweight aircraft with a fuel cell hybrid propulsion system. *Energy Sources, Part A: Recovery, Utilization, and Environmental Effects*, 1–15.
16. Zhixing, Z., Ji, Z., Qin, J., Cheng, K., Dang, C., Zhang, S. and Dong, P. (2020). *Analysis of Safe Operation Zone for a Turbine-Less and Solid Oxide Fuel Cell Hybrid Electric Jet Engine on Unmanned Aerial Vehicles*. Energy Proceedings Conference, Vasteras, Sweden.
17. Ameri, M. and Mohammadi, R. (2013). Simulation of an atmospheric SOFC and gas turbine hybrid system using Aspen Plus software. *International Journal of Energy Research*, 37, 412–425.
18. Şöhret, Y., Ekici, S., Altuntaş, Ö., Hepbasli, A. and Karakoç, T. H. (2016). Exergy as a useful tool for the performance assessment of aircraft gas turbine engines: A key review. *Progress in Aerospace Sciences*, 83, 57–69.
19. El-Sayed, A. F. (2017). *Aircraft Propulsion And Gas Turbine Engines*. London, England : CRC Press.
20. Benini, E. and Giacometti, S. (2007). Design, manufacturing and operation of a small turbojet-engine for research purposes. *Applied Energy*, 84, 1102–1116.
21. El-Sayed, A. F. (2017). *Aircraft Propulsion and Gas Turbine Engines Second Edition*. (2017). London, England : CRC Press
22. Jagadish Babu, C., Arul Kumaresan, D., Kumar, V., Ragupathy, R. and Mishra, R. K. (2019). Analysis and Prevention of Failures in a Turboprop Engine. *Journal of Failure Analysis and Prevention*, 19, 1195–1201.
23. Richter, H. (2012). *Advanced Control of Turbofan Engines*. New York, USA : Springer.
24. Rolls Royce. (2015). *The Jet Engine*. Chichester, England : Wiley.
25. Ekici, S., Sohret, Y., Coban, K., Altuntas, O. and Karakoc, T. H. (2018). Sustainability Metrics of a Small Scale Turbojet Engine. *International Journal of Turbo & Jet-Engines*, 35, 113–119.
26. Misté, G. A. and Benini, E. (2012). *Performance of a Turboshift Engine for Helicopter Applications Operating at Variable Shaft Speed*. ASME 2012 Gas Turbine, pp. 701–715.
27. Rolls Royce. (1986). *The Jet Engine*. Chichester, England : Wiley

28. Singh, M., Zappa, D. and Comini, E. (2021). Solid oxide fuel cell: Decade of progress, future perspectives and challenges. *International Journal of Hydrogen Energy*, 46, 27643–27674.
29. McPhail, S. J., Aarva, A., Devianto, H., Bove, R. and Moreno, A. (2011). SOFC and MCFC: Commonalities and opportunities for integrated research. *International Journal of Hydrogen Energy*, 36, 10337–10345.
30. Baroutaji, A., Wilberforce, T., Ramadan, M. and Olabi, A. G. (2019). Comprehensive investigation on hydrogen and fuel cell technology in the aviation and aerospace sectors. *Renewable and Sustainable Energy Reviews*, 106, 31–40.
31. Huang, K. and Singhal, S. C. (2013). Cathode-supported tubular solid oxide fuel cell technology: A critical review. *Journal of Power Sources*, 237, 84–97.
32. Zeng, Y. K., Fan, P., Zhang, X., Fu, C., Li, J. and Li, G. (2014). Sensitivity Analysis for a Planar SOFC: Size Effects of the Porous Gas Diffusion Layer Underneath the Channel Rib. *Fuel Cells*, 14, 123–134.
33. Sugihara, S. and Iwai, H. (2021). Measurement of transient temperature distribution behavior of a planar solid oxide fuel cell: Effect of instantaneous switching of power generation and direct internal reforming. *Journal of Power Sources*, 482, 229070.
34. Sezer, H., Mason, J. H., Celik, I. B. and Yang, T. (2021). Three-dimensional modeling of performance degradation of planar SOFC with phosphine exposure. *International Journal of Hydrogen Energy*, 46, 6803–6816.
35. Shabri, H. A., Rudin, S. N. F. M., Deraman, S., Rahman, M. A., Othman, M. H. D., Jamil, S. M., Kurniawan, T. A., Li, T., Bakar, S. A. and Osman, N. (2021). Low Nickel, Ceria Zirconia-Based Micro-Tubular Solid Oxide Fuel Cell: A Study of Composition and Oxidation Using Hydrogen and Methane Fuel. *Sustainability*, 13, 13789.
36. Rokni, M. (2010). Thermodynamic analysis of an integrated solid oxide fuel cell cycle with a rankine cycle. *Energy Conversion and Management*, 51, 2724–2732.
37. Bai, Y., Wang, C., Jin, C. and Liu, J. (2011). Anode Current Collecting Efficiency of Tubular Anode-supported Solid Oxide Fuel Cells. *Fuel Cells*, 11, 465–468.
38. Li, G., Gou, Y., Qiao, J., Sun, W., Wang, Z. and Sun, K. (2020). Recent progress of tubular solid oxide fuel cell: From materials to applications. *Journal of Power Sources*, 477, 228693.
39. Hodjati-Pugh, O., Dhir, A. and Steinberger-Wilckens, R. (2021). The Development of Current Collection in Micro-Tubular Solid Oxide Fuel Cells—A Review. *Applied Sciences*, 11, 1077.
40. Chen, J., Li, Y., Zhang, H. and Weng, S. (2021). Comparison of different fuel cell temperature control systems in an anode and cathode ejector-based SOFC-GT hybrid system. *Energy Conversion and Management*, 243, 114353.

41. Jiao, K., Xuan, J., Du, Q., Bao, Z., Xie, B., Wang, B., Zhao, Y., Fan, L., Wang, H. and Hou, Z. (2021). Designing the next generation of proton-exchange membrane fuel cells. *Nature*, 595, 361–369.
42. Ferriday, T. B. and Middleton, P. H. (2021). Alkaline fuel cell technology - A review. *International Journal of Hydrogen Energy*, 46, 18489–18510.
43. Guo, F., Qin, J., Ji, Z., Liu, H., Cheng, K. and Zhang, S. (2021). Performance analysis of a turbofan engine integrated with solid oxide fuel cells based on Al-H₂O hydrogen production for more electric long-endurance UAVs. *Energy Conversion and Management*, 235, 113999.
44. Mehr, A. S., Lanzini, A., Santarelli, M. and Rosen, M. A. (2021). Polygeneration systems based on high temperature fuel cell (MCFC and SOFC) technology: System design, fuel types, modeling and analysis approaches. *Energy*, 228, 120613.
45. Peng, J., Huang, J., Wu, X., Xu, Y., Chen, H. and Li, X. (2021). Solid oxide fuel cell (SOFC) performance evaluation, fault diagnosis and health control: A review. *Journal of Power Sources*, 505, 230058.
46. Shaari, N., Kamarudin, S. K., Bahru, R., Osman, S. H. and Md Ishak, N. A. I. (2021). Progress and challenges: Review for direct liquid fuel cell. *International Journal of Energy Research*, 45, 6644–6688.
47. Yaqoob, L., Noor, T. and Iqbal, N. (2021). Recent progress in development of efficient electrocatalyst for methanol oxidation reaction in direct methanol fuel cell. *International Journal of Energy Research*, 45, 6550–6583.
48. Rosner, F., Rao, A. and Samuelsen, S. (2020). Economics of cell design and thermal management in solid oxide fuel cells under SOFC-GT hybrid operating conditions. *Energy Conversion and Management*, 220, 112952.
49. Barckholtz, T. A., Taylor, K. M., Narayanan, S., Jolly, S. and Ghezel-Ayagh, H. (2022). Molten carbonate fuel cells for simultaneous CO₂ capture, power generation, and H₂ generation. *Applied Energy*, 313, 118553.
50. Wang, S., Ma, J., Li, W., Khayatnezhad, M. and Rouyendegh, B. D. (2022). An optimal configuration for hybrid SOFC, gas turbine, and Proton Exchange Membrane Electrolyzer using a developed Aquila Optimizer. *International Journal of Hydrogen Energy*, 47, 8943–8955.
51. Borup, R. L., Kusoglu, A., Neyerlin, K. C., Mukundan, R., Ahluwalia, R. K., Cullen, D. A., More, K. L., Weber, A. Z. and Myers, D. J. (2020). Recent developments in catalyst-related PEM fuel cell durability. *Current Opinion in Electrochemistry*, 21, 192–200.

52. Mehrpooya, M., Sadeghzadeh, M., Rahimi, A. and Pouriman, M. (2019). Technical performance analysis of a combined cooling heating and power (CCHP) system based on solid oxide fuel cell (SOFC) technology – A building application. *Energy Conversion and Management*, 198, 111767.
53. Malik, V., Srivastava, S., Bhatnagar, M. K. and Vishnoi, M. (2021). Comparative study and analysis between Solid Oxide Fuel Cells (SOFC) and Proton Exchange Membrane (PEM) fuel cell – A review. *Materials Today: Proceedings*, 47, 2270–2275.
54. Bove, R. and Ubertini, S. (2006). Modeling solid oxide fuel cell operation: Approaches, techniques and results. *Journal of Power Sources*, 159, 543–559.
55. Barbir, F., Gorgun, H., Wang, X. (2005). Relationship between pressure drop and cell resistance as a diagnostic tool for PEM fuel cells. *Journal of Power Sources*, 141, 96–101.
56. Guo, Z., Perez-Page, M., Chen, J., Ji, Z. and Holmes, S. M. (2021). Recent advances in phosphoric acid-based membranes for high-temperature proton exchange membrane fuel cells. *Journal of Energy Chemistry*, 63, 393–429.
57. Pukrushpan, J. T., Stefanopoulou, A. G. and Peng, H. (2004). *Control Of Fuel Cell Power Systems: Principles, Modeling, Analysis And Feedback Design*. New York, USA : Springer.
58. Wu, J., Yuan, X. Z., Martin, J. J., Wang, H., Zhang, J., Shen, J., Wu, S. and Merida, W. (2008). A review of PEM fuel cell durability: Degradation mechanisms and mitigation strategies. *Journal of Power Sources*, 184, 104–119.
59. Larminie, J. and Dicks, A. (2003). Proton Exchange Membrane Fuel Cells. *Fuel Cell Systems*, pp. 67–119.
60. Pathapati, P. R., Xue, X. and Tang, J. (2005). A new dynamic model for predicting transient phenomena in a PEM fuel cell system. *Renewable Energy*, 30, 1–22.
61. Seyezhai, R. and Mathur, B. L. (2011). Modeling and control of a PEM fuel cell based hybrid multilevel inverter. *International Journal of Hydrogen Energy*, 36, 15029–15043.
62. Yuan, X.-Z., Li, H., Zhang, S., Martin, J. and Wang, H. (2011). A review of polymer electrolyte membrane fuel cell durability test protocols. *Journal of Power Sources*, 196, 9107–9116.
63. Depcik, C., Cassady, T., Collicott, B., Burugupally, S. P., Li, X., Alam, S. S., Arandia, J. R. and Hobeck, J. (2020). Comparison of lithium ion Batteries, hydrogen fueled combustion Engines, and a hydrogen fuel cell in powering a small Unmanned Aerial Vehicle. *Energy Conversion and Management*, 207, 112514.
64. Abdul Sathar Eqbal, M., Fernando, N., Marino, M. and Wild, G. (2018). Hybrid Propulsion Systems for Remotely Piloted Aircraft Systems. *Aerospace*, 5, 34.

65. Kwan, T. H., Katsushi, F., Shen, Y., Yin, S., Zhang, Y., Kase, K. and Yao, Q. (2020). Comprehensive review of integrating fuel cells to other energy systems for enhanced performance and enabling polygeneration. *Renewable and Sustainable Energy Reviews*, 128, 109897.
66. Calise, F., D'Accadia, M., Vanoli, L. and Spakovsky, M. R. (2007). Full load synthesis/design optimization of a hybrid SOFC–GT power plant. *Energy*, 32, 446–458.
67. Henke, M., Willich, C., Steilen, M., Schnegelberger, C., Kallo, J. and Friedrich, K. A. (2015). Operational Aspects for Direct Coupling of Gas Turbine and Solid Oxide Fuel Cells. *ECS Transactions*, 68, 79–84.
68. Huang, Y. and Turan, A. (2021). Mechanical equilibrium operation integrated modelling of recuperative solid oxide fuel cell – gas turbine hybrid systems: Design conditions and off-design analysis. *Applied Energy*, 283, 116237.
69. Ghorbannejad, F., Khoshgoftar Manesh, M. H., Nemati, M. and Ghasemi, A. (2022). A comprehensive exergoenvironment-emergoeconomic-emergoenvironment based analysis of hybrid steam biomass gasification and solid oxide fuel cell system for a multigeneration system. *Energy Reports*, 8, 9057–9080
70. Calise, F., Dentice d'Accadia, M., Palombo, A. and Vanoli, L. (2006). Simulation and exergy analysis of a hybrid Solid Oxide Fuel Cell (SOFC)–Gas Turbine System. *Energy*, 31, 3278–3299.
71. Giap, V. T., Lee, Y. D., Kim, Y. S., Ahn, K. Y., Kim, D. H. and Lee, J. I. (2020). System simulation and exergetic evaluation of hybrid propulsion system for crude oil tanker: A hybrid of solid-oxide fuel cell and gas engine. *Energy Conversion and Management*, 223, 113265.
72. Ezzat, M. F. and Dincer, I. (2020). Energy and exergy analyses of a novel ammonia combined power plant operating with gas turbine and solid oxide fuel cell systems. *Energy*, 194, 116750.
73. Dunbar, W. R., Lior, N. and Gaggioli, R. A. (1991). Combining fuel cells with fuel-fired power plants for improved exergy efficiency. *Energy*, 16, 1259–1274.
74. Harvey, S. P. and Richter, H. J. (1994). Gas Turbine Cycles With Solid Oxide Fuel Cells—Part I: Improved Gas Turbine Power Plant Efficiency by Use of Recycled Exhaust Gases and Fuel Cell Technology. *Journal of Energy Resources Technology*, 116, 305–311.
75. Harvey, S. P. and Richter, H. J. (1994). Gas Turbine Cycles With Solid Oxide Fuel Cells—Part II: A Detailed Study of a Gas Turbine Cycle With an Integrated Internal Reforming Solid Oxide Fuel Cell. *Journal of Energy Resources Technology*, 116, 312–318.
76. Norouzi (2020). 4E Analysis of a Fuel Cell and Gas Turbine Hybrid Energy System. *Biointerface Research in Applied Chemistry*, 11, 7568–7579.

77. Suther, T., Fung, A. S., Koksai, M. and Zabihian, F. (2011). Effects of operating and design parameters on the performance of a solid oxide fuel cell-gas turbine system. *International Journal of Energy Research*, 35, 616–632.
78. Van Biert, L., Woudstra, T., Godjevac, M., Visser, K. and Aravind, P. V. (2018). A thermodynamic comparison of solid oxide fuel cell-combined cycles. *Journal of Power Sources*, 397, 382–396.
79. Palsson, J., Selimovic, A. and Sjunnesson, L. (2000). Combined solid oxide fuel cell and gas turbine systems for efficient power and heat generation. *Journal of Power Sources*, 86, 442–448.
80. Jia, J., Abudula, A., Wei, L. and Shi, Y. (2013). Performance comparison of three solid oxide fuel cell power systems. *International Journal of Energy Research*, 37, 1821–1830.
81. Loreti, G., Facci, A. L. and Ubertini, S. (2021). High-Efficiency Combined Heat and Power through a High-Temperature Polymer Electrolyte Membrane Fuel Cell and Gas Turbine Hybrid System. *Sustainability*, 13, 12515.
82. Nam, G. D., Le Vuong, D., Sung, H. J., Lee, S. J. and Park, M. (2021). Conceptual Design of an Aviation Propulsion System Using Hydrogen Fuel Cell and Superconducting Motor. *IEEE Transactions on Applied Superconductivity*, 31, 1–7.
83. Song, T. W., Sohn, J. L., Kim, T. S. and Ro, S. T. (2006). Performance characteristics of a MW-class SOFC/GT hybrid system based on a commercially available gas turbine. *Journal of Power Sources*, 158, 361–367.
84. Jia, Z., Sun, J., Dobbs, H. and King, J. (2015). Feasibility study of solid oxide fuel cell engines integrated with sprinter gas turbines: Modeling, design and control. *Journal of Power Sources*, 275, 111–125.
85. Stiller, C., Thorud, B., Bolland, O., Kandepu, R. and Imsland, L. (2006). Control strategy for a solid oxide fuel cell and gas turbine hybrid system. *Journal of Power Sources*, 158, 303–315.
86. Yan, H., Wang, G., Lu, Z., Tan, P., Kwan, T. H., Xu, H., Chen, B., Ni, M. and Wu, Z. (2020). Techno-economic evaluation and technology roadmap of the MWe-scale SOFC-PEMFC hybrid fuel cell system for clean power generation. *Journal of Cleaner Production*, 255, 120225.
87. Granovskii, M., Dincer, I. and Rosen, M. A. (2007). Performance comparison of two combined SOFC–gas turbine systems. *Journal of Power Sources*, 165, 307–314.
88. Pirkandi, J., Penhani, H. and Maroufi, A. (2020). Thermodynamic analysis of the performance of a hybrid system consisting of steam turbine, gas turbine and solid oxide fuel cell (SOFC-GT-ST). *Energy Conversion and Management*, 213, 112816.

89. Cunnell, C., Pangalis, M. G. and Martinez-Botas, R. F. (2002). Integration of solid oxide fuel cells into gas turbine power generation cycles. Part 2: Hybrid model for various integration schemes. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part A: Journal of Power and Energy*, 216, 145–154.
90. Choi, B. S., Ahn, J. H., Lee, J. H. and Kim, T. S. (2019). A comparative performance analysis of a solid oxide fuel cell and gas turbine combined cycles with carbon capture technologies. *Journal of Mechanical Science and Technology*, 33, 1463–1475.
91. Jienkulsawad, P., Saebea, D., Patcharavorachot, Y. and Arpornwichanop, A. (2020). Performance assessment of a hybrid solid oxide and molten carbonate fuel cell system with compressed air energy storage under different power demands. *International Journal of Hydrogen Energy*, 45, 835–848.
92. Kuchonthara, P., Bhattacharya, S. and Tsutsumi, A. (2003). Energy recuperation in solid oxide fuel cell (SOFC) and gas turbine (GT) combined system. *Journal of Power Sources*, 117, 7–13.
93. Lundberg, W. L., Veyo, S. E. and Moeckel, M. D. (2003). A High-Efficiency Solid Oxide Fuel Cell Hybrid Power System Using the Mercury 50 Advanced Turbine Systems Gas Turbine. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 125, 51–58.
94. Sieros, G. and Papailiou, K. D. (2007). *Gas Turbine Components Optimised For Use In Hybrid SOFC-GT Systems*. Proceedings of 7th European Conference, Athens, Greece.
95. Rao, A. D. and Samuelsen, G. S. (2003). A Thermodynamic Analysis of Tubular Solid Oxide Fuel Cell Based Hybrid Systems. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 125, 59–66.
96. Fredriksson Möller, B., Arriagada, J., Assadi, M. and Potts, I. (2004). Optimisation of an SOFC/GT system with CO₂-capture. *Journal of Power Sources*, 131, 320–326.
97. Lv, B., Jin, X., Cao, J., Xu, B., Wang, Y. and Fang, D. (2020). Advances in numerical modeling of environmental barrier coating systems for gas turbines. *Journal of the European Ceramic Society*, 40, 3363–3379.
98. Chan, S. (2003). Multi-level modeling of SOFC–gas turbine hybrid system. *International Journal of Hydrogen Energy*, 28, 889–900.
99. Roy, D., Samanta, S. and Ghosh, S. (2020). Performance assessment of a biomass-fuelled distributed hybrid energy system integrating molten carbonate fuel cell, externally fired gas turbine and supercritical carbon dioxide cycle. *Energy Conversion and Management*, 211, 112740.
100. Yang, W. J., Park, S. K., Kim, T. S., Kim, J. H., Sohn, J. L. and Ro, S. T. (2006). Design performance analysis of pressurized solid oxide fuel cell/gas turbine hybrid systems considering temperature constraints. *Journal of Power Sources*, 160, 462–473.

101. Kim, Y. S., Lee, Y. D. and Ahn, K. Y. (2020). System integration and proof-of-concept test results of SOFC–engine hybrid power generation system. *Applied Energy*, 277, 115542.
102. Mohammadnia, A. and Asadi, A. (2020). A hybrid solid oxide fuel cell-gas turbine fed by the motive steam of a multi-effects desalination-thermo vapor compressor system. *Energy Conversion and Management*, 216, 112951.
103. Costamagna, P., Magistri, L. and Massardo, A. F. (2001). Design and part-load performance of a hybrid system based on a solid oxide fuel cell reactor and a micro gas turbine. *Journal of Power Sources*, 96, 352–368.
104. Leto, L., Dispenza, C., Moreno, A. and Calabrò, A. (2011). Simulation model of a molten carbonate fuel cell–microturbine hybrid system. *Applied Thermal Engineering*, 31, 1263–1271.
105. Campanari, S., Mastropasqua, L., Gazzani, M., Chiesa, P. and Romano, M. C. (2016). Predicting the ultimate potential of natural gas SOFC power cycles with CO₂ capture – Part A: Methodology and reference cases. *Journal of Power Sources*, 324, 598–614.
106. Chinda, P. and Brault, P. (2012). The hybrid solid oxide fuel cell (SOFC) and gas turbine (GT) systems steady state modeling. *International Journal of Hydrogen Energy*, 37, 9237–9248.
107. Roushenas, R., Zarei, E. and Torabi, M. (2021). A novel trigeneration system based on solid oxide fuel cell-gas turbine integrated with compressed air and thermal energy storage concepts: Energy, exergy, and life cycle approaches. *Sustainable Cities and Society*, 66, 102667.
108. McLarty, D., Kuniba, Y., Brouwer, J. and Samuelsen, S. (2012). Experimental and theoretical evidence for control requirements in solid oxide fuel cell gas turbine hybrid systems. *Journal of Power Sources*, 209, 195–203.
109. Liu, H., Qin, J., Ji, Z., Guo, F. and Dong, P. (2021). Study on the performance comparison of three configurations of aviation fuel cell gas turbine hybrid power generation system. *Journal of Power Sources*, 501, 230007.
110. Alrashed, M., Nikolaidis, T., Pilidis, P. and Jafari, S. (2021). Utilisation of turboelectric distribution propulsion in commercial aviation: A review on NASA's TeDP concept. *Chinese Journal of Aeronautics*, 34, 48–65.
111. Guo, Y., Yu, Z., Li, G. and Zhao, H. (2020). Performance assessment and optimization of an integrated solid oxide fuel cell-gas turbine cogeneration system. *International Journal of Hydrogen Energy*, 45, 17702–17716.
112. Azizi, M. A. and Brouwer, J. (2018). Progress in solid oxide fuel cell-gas turbine hybrid power systems: System design and analysis, transient operation, controls and optimization. *Applied Energy*, 215, 237–289.

113. Townsend, A., Jiya, I. N., Martinson, C., Bessarabov, D. and Gouws, R. (2020). A comprehensive review of energy sources for unmanned aerial vehicles, their shortfalls and opportunities for improvements. *Heliyon*, 6, 05285.
114. Wilberforce, T., El Hassan, Z., Ogungbemi, E., Ijaodola, O., Khatib, F. N., Durrant, A., Thompson, J., Baroutaji, A. and Olabi, A. G. (2019). A comprehensive study of the effect of bipolar plate (BP) geometry design on the performance of proton exchange membrane (PEM) fuel cells. *Renewable and Sustainable Energy Reviews*, 111, 236–260.
115. Zhang, C., Zhu, C., Meng, B. and Li, S. (2021). Challenges and Solutions for High-Speed Aviation Piston Pumps: A Review. *Aerospace*, 8, 392.
116. Grebenikov, A. G., Gumenniy, A. M., Buival, L. Y., Chumak, A. S. and Sobolev, A. A. (2020). Light Civil Turboprop Airplane Take-Off Weight Preliminary Design Estimation Method. *Integrated Computer Technologies in Mechanical Engineering*, 60–74.
117. Kurz, R. and Brun, K. (2016). *Gas Turbine Performance*. Texas, USA: Turbomachinery Laboratories A&M Engineering Experiment Station.
118. Tohidi, M., Mansouri, S. H. and Amiri, H. (2010). Effect of primary parameters on the performance of PEM fuel cell. *International Journal of Hydrogen Energy*, 35, 9338–9348.
119. Damo, U. M., Ferrari, M. L., Turan, A. and Massardo, A. F. (2019). Solid oxide fuel cell hybrid system: A detailed review of an environmentally clean and efficient source of energy. *Energy*, 168, 235–246.
120. Duan, L., Huang, K., Zhang, X. and Yang, Y. (2013). Comparison study on different SOFC hybrid systems with zero-CO₂ emission. *Energy*, 58, 66–77.
121. Arsalis, A. (2019). A comprehensive review of fuel cell-based micro-combined-heat-and-power systems. *Renewable and Sustainable Energy Reviews*, 105, 391–414.
122. Abbasi, A. and Jiang, Z. (2009). *Multidisciplinary Modeling And Simulation Of A Fuel Cell/Gas Turbine Hybrid Power System*. Proceedings of 2009 IEEE Power & Energy Society General Meeting, Calgary, Canada.
123. Abdollahzadeh Jamalabadi, M. Y. (2013). Electrochemical and Exergetic Modeling of a Combined Heat and Power System Using Tubular Solid Oxide Fuel Cell and Mini Gas Turbine. *Journal of Fuel Cell Science and Technology*, 10, 051007.
124. Guida, D. and Minutillo, M. (2017). Design methodology for a PEM fuel cell power system in a more electrical aircraft. *Applied Energy*, 192, 446–456.
125. Gandiglio, M., Lanzini, A., Leone, P., Santarelli, M. and Borchiellini, R. (2013). Thermo-economic analysis of large solid oxide fuel cell plants: Atmospheric vs. pressurized performance. *Energy*, 55, 142–155.

126. Hedberg, G., Hamilton, R. and McLarty, D. (2020). Design and performance analysis of a de-coupled solid oxide fuel cell gas turbine hybrid. *International Journal of Hydrogen Energy*, 45, 30980–30993.
127. Pirkandi, J., Mahmoodi, M. and Ommian, M. (2017). Thermo-economic performance analysis of a gas turbine generator equipped with a pressurized and an atmospheric solid oxide fuel cell. *Energy Conversion and Management*, 136, 249–261.
128. Magistri, L., Traverso, A., Cerutti, F., Bozzolo, M., Costamagna, P. and Massardo, A. F. (2005). Modelling of Pressurised Hybrid Systems Based on Integrated Planar Solid Oxide Fuel Cell (IP-SOFC) Technology. *Fuel Cells*, 5, 80–96.
129. Southern California Edison Company (2003). *Demonstration of a High Efficiency Solid Oxide Fuel Cell-MicroTurbine Hybrid Power System*. California, USA.
130. Saebea, D., Patcharavorachot, Y., Assabumrungrat, S. and Arpornwichanop, A. (2013). Analysis of a pressurized solid oxide fuel cell–gas turbine hybrid power system with cathode gas recirculation. *International Journal of Hydrogen Energy*, 38, 4748–4759.
131. Meratizaman, M., Monadizadeh, S. and Amidpour, M. (2014). Techno-economic assessment of high efficient energy production (SOFC-GT) for residential application from natural gas. *Journal of Natural Gas Science and Engineering*, 21, 118–133.
132. Veyo, S. E., Shockling, L. A., Dederer, J. T., Gillett, J. E. and Lundberg, W. L. (2002). Tubular Solid Oxide Fuel Cell/Gas Turbine Hybrid Cycle Power Systems: Status. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 124, 845–849.
133. Tanozzi, F., Sharma, S., Maréchal, F. and Desideri, U. (2019). 3D design and optimization of heat exchanger network for solid oxide fuel cell-gas turbine in hybrid electric vehicles. *Applied Thermal Engineering*, 163, 114310.
134. Ahn, J., Park, S. H., Noh, Y., Choi, B. I., Ryu, J., Chang, D. and Brendstrup, K. (2018). Performance and availability of a marine generator-solid oxide fuel cell-gas turbine hybrid system in a very large ethane carrier. *Journal of Power Sources*, 399, 199–206.
135. Roberts, R., Brouwer, J., Jabbari, F., Junker, T. and Ghezel-Ayagh, H. (2006). Control design of an atmospheric solid oxide fuel cell/gas turbine hybrid system: Variable versus fixed speed gas turbine operation. *Journal of Power Sources*, 161, 484–491.
136. Facchinetti, E., Favrat, D. and Marechal, F. (2014). Design and Optimization of an Innovative Solid Oxide Fuel Cell-Gas Turbine Hybrid Cycle for Small Scale Distributed Generation. *Fuel Cells*, 14, 595–606.
137. Zhang, X., Chan, S. H., Li, G., Ho, H. K., Li, J. and Feng, Z. (2010). A review of integration strategies for solid oxide fuel cells. *Journal of Power Sources*, 195, 685–702.
138. Beigzadeh, M., Pourfayaz, F., Ghazvini, M. and Ahmadi, M. H. (2021). Energy and exergy analyses of solid oxide fuel cell-gas turbine hybrid systems fed by different renewable biofuels: A comparative study. *Journal of Cleaner Production*, 280, 124383.

139. Karimi, M. H., Chitgar, N., Emadi, M. A., Ahmadi, P. and Rosen, M. A. (2020). Performance assessment and optimization of a biomass-based solid oxide fuel cell and micro gas turbine system integrated with an organic Rankine cycle. *International Journal of Hydrogen Energy*, 45, 6262–6277.
140. Pirkandi, J., Maroufi, A. and Ommian, M. (2022). Exergy and Economic Investigation of Different Strategies of Hybrid Systems Consisting of Gas Turbine (GT) and Solid Oxide Fuel Cell (SOFC). *International Journal of Integrated Engineering*, 14.
141. Shirazi, A., Aminyavari, M., Najafi, B., Rinaldi, F. and Razaghi, M. (2012). Thermal–economic–environmental analysis and multi-objective optimization of an internal-reforming solid oxide fuel cell–gas turbine hybrid system. *International Journal of Hydrogen Energy*, 37, 19111–19124.
142. Bao, C., Shi, Y., Croiset, E., Li, C. and Cai, N. (2010). A multi-level simulation platform of natural gas internal reforming solid oxide fuel cell–gas turbine hybrid generation system: Part I. Solid oxide fuel cell model library. *Journal of Power Sources*, 195, 4871–4892.
143. Bavarsad P. (2007). Energy and exergy analysis of internal reforming solid oxide fuel cell–gas turbine hybrid system. *International Journal of Hydrogen Energy*, 32, 4591–4599.
144. Carapellucci, R. and Giordano, L. (2019). Upgrading existing gas-steam combined cycle power plants through steam injection and methane steam reforming. *Energy*, 173, 229–243.
145. Chen, H., Yang, C., Zhang, B., Zhou, N., Harun, N. F., Oryshchyn, D. and Tucker, D. (2021). Coupling effects of fuel reforming process and fuel utilization on the system performance of a natural gas solid oxide fuel cell/gas turbine hybrid system. *International Journal of Energy Research*, 45, 17664–17690.
146. Chan, S. H., Ho, H. K. and Tian, Y. (2002). Modelling of simple hybrid solid oxide fuel cell and gas turbine power plant. *Journal of Power Sources*, 109, 111–120.
147. Ji, Z., Qin, J., Cheng, K., Dang, C., Zhang, S. and Dong, P. (2019). Thermodynamic performance evaluation of a turbine-less jet engine integrated with solid oxide fuel cells for unmanned aerial vehicles. *Applied Thermal Engineering*, 160, 114093.
148. Ji, Z., Qin, J., Cheng, K., Guo, F., Zhang, S. and Dong, P. (2019). Thermodynamics analysis of a turbojet engine integrated with a fuel cell and steam injection for high-speed flight. *Energy*, 185, 190–201.
149. Leal, E. M., Bortolaia, L. A. and Leal Junior, A. M. (2019). Technical analysis of a hybrid solid oxide fuel cell/gas turbine cycle. *Energy Conversion and Management*, 202, 112195.
150. Chen, J., Liang, M., Zhang, H. and Weng, S. (2017). Study on control strategy for a SOFC-GT hybrid system with anode and cathode recirculation loops. *International Journal of Hydrogen Energy*, 42, 29422–29432.

151. Zhou, D., Mei, J., Chen, J., Zhang, H. and Weng, S. (2014). Parametric Analysis on Hybrid System of Solid Oxide Fuel Cell and Micro Gas Turbine With CO₂ Capture. *Journal of Fuel Cell Science and Technology*, 11.
152. Saebea, D., Authayanun, S., Patcharavorachot, Y. and Arpornwichanop, A. (2016). Effect of anode–cathode exhaust gas recirculation on energy recuperation in a solid oxide fuel cell-gas turbine hybrid power system. *Energy*, 94, 218–232.
153. Wang, X., Lv, X. and Weng, Y. (2020). Performance analysis of a biogas-fueled SOFC/GT hybrid system integrated with anode-combustor exhaust gas recirculation loops. *Energy*, 197, 117213.
154. Ferrari, M. L., Pascenti, M. and Massardo, A. F. (2008). Ejector Model for High Temperature Fuel Cell Hybrid Systems: Experimental Validation at Steady-State and Dynamic Conditions. *Journal of Fuel Cell Science and Technology*, 5.
155. Calise, F., Palombo, A. and Vanoli, L. (2006). Design and partial load exergy analysis of hybrid SOFC–GT power plant. *Journal of Power Sources*, 158, 225–244.
156. Chan, S., Low, C. and Ding, O. (2002). Energy and exergy analysis of simple solid-oxide fuel-cell power systems. *Journal of Power Sources*, 103, 188–200.
157. McLarty, D., Brouwer, J. and Samuelsen, S. (2014). Fuel cell–gas turbine hybrid system design part I: Steady state performance. *Journal of Power Sources*, 257, 412–420.
158. Bao, C., Wang, Y., Feng, D., Jiang, Z. and Zhang, X. (2018). Macroscopic modeling of solid oxide fuel cell (SOFC) and model-based control of SOFC and gas turbine hybrid system. *Progress in Energy and Combustion Science*, 66, 83–140.
159. Bakalis, D. P. and Stamatis, A. G. (2014). Optimization methodology of turbomachines for hybrid SOFC–GT applications. *Energy*, 70, 86–94.
160. Saebea, D., Magistri, L., Massardo, A. and Arpornwichanop, A. (2017). Cycle analysis of solid oxide fuel cell-gas turbine hybrid systems integrated ethanol steam reformer: Energy management. *Energy*, 127, 743–755.
161. Gholamian, E., Hanafizadeh, P. and Ahmadi, P. (2018). Exergo-economic analysis of a hybrid anode and cathode recycling SOFC/Stirling engine for aviation applications. *International Journal of Sustainable Aviation*, 4, 11.
162. Waters, D. F., Pratt, L. M. and Cadou, C. P. (2021). Gas Turbine/Solid Oxide Fuel Cell Hybrids for Aircraft Propulsion and Power. *Journal of Propulsion and Power*, 37, 349–361.
163. Bolam, R. C., Vagapov, Y. and Anuchin, A. (2018). *Review of Electrically Powered Propulsion for Aircraft*. Proceedings of 53rd International Universities Power Engineering Conference (UPEC), Glasgow, Scotland.

164. Freeh, J. E., Steffen, C. J. and Larosiliere, L. M. (2005). Off-Design Performance Analysis of a Solid-Oxide Fuel Cell/Gas Turbine Hybrid for Auxiliary Aerospace Power. Proceedings of 3rd International Conference on Fuel 2005, Michigan, USA.
165. Choudhary, T., Sahu, M. and Krishna, S. (2017). *Thermodynamic Analysis of Solid Oxide Fuel Cell Gas Turbine Hybrid System for Aircraft Power Generation*. London, England : SAE Technical Paper Series.
166. Steffen, C. J., Freeh, J. E. and Larosiliere, L. M. (2005). *Solid Oxide Fuel Cell/Gas Turbine Hybrid Cycle Technology for Auxiliary Aerospace Power*. New York, USA: Turbo Expo 2005.
167. Lin, J., Trabold, T. A., Walluk, M. R. and Smith, D. F. (2013). Bio-fuel reformation for solid oxide fuel cell applications. Part 1: Fuel vaporization and reactant mixing. *International Journal of Hydrogen Energy*, 38, 12024–12034.
168. Cocco, D. and Tola, V. (2009). Externally reformed solid oxide fuel cell–micro-gas turbine (SOFC–MGT) hybrid systems fueled by methanol and di-methyl-ether (DME). *Energy*, 34, 2124–2130.
169. Chen, J., Li, J., Zhou, D., Zhang, H. and Weng, S. (2018). Control strategy design for a SOFC-GT hybrid system equipped with anode and cathode recirculation ejectors. *Applied Thermal Engineering*, 132, 67–79.
170. Aguiar, P., Brett, D., Brandon, N. (2008). Solid oxide fuel cell/gas turbine hybrid system analysis for high-altitude long-endurance unmanned aerial vehicles. *International Journal of Hydrogen Energy*, 33, 7214–7223.
171. Pratt, J. W., Klebanoff, L. E., Munoz-Ramos, K., Akhil, A. A., Curgus, D. B. and Schenkman, B. L. (2013). Proton exchange membrane fuel cells for electrical power generation on-board commercial airplanes. *Applied Energy*, 101, 776–796.
172. Park, S. H., Lee, Y. D. and Ahn, K. Y. (2014). Performance analysis of an SOFC/HCCI engine hybrid system: System simulation and thermo-economic comparison. *International Journal of Hydrogen Energy*, 39, 1799–1810.
173. Yi, J. H., Choi, J. H. and Kim, T. S. (2016). Comparative evaluation of viable options for combining a gas turbine and a solid oxide fuel cell for high performance. *Applied Thermal Engineering*, 100, 840–848.
174. Daggett, D., Eelman, S. and Kristiansson, G. (2003). *Fuel Cell Apu For Commercial Aircraft*. AIAA/ICAS International Air and Space Symposium and Exposition, Ohio, USA.
175. Sehra, A. K. and Whitlow, W. (2004). Propulsion and power for 21st century aviation. *Progress in Aerospace Sciences*, 40, 199–235.
176. Freeh, J. E., Pratt, J. W. and Brouwer, J. (2004). *Development of a Solid-Oxide Fuel Cell/Gas Turbine Hybrid System Model for Aerospace Applications*. New York, USA: Turbo Expo 2004.

177. Tornabene, R., Wang, X. Y., Steffen, C. J. and Freeh, J. E. (2005). *Development of Parametric Mass and Volume Models for an Aerospace SOFC/Gas Turbine Hybrid System*. New York, USA: Turbo Expo 2005.
178. Rajashekara, K., Grieve, J. and Daggett, D. (2008). Hybrid fuel cell power in aircraft. *IEEE Industry Applications Magazine.*, 14, 54–60.
179. Braun, R. J., Gummalla, M. and Yamanis, J. (2009). System Architectures for Solid Oxide Fuel Cell-Based Auxiliary Power Units in Future Commercial Aircraft Applications. *Journal of Fuel Cell Science and Technology*, 6.
180. Dollmayer, J., Bundschuh, N. and Carl, U. B. (2006). Fuel mass penalty due to generators and fuel cells as energy source of the all-electric aircraft. *Aerospace Science and Technology*, 10, 686–694.
181. Nehter, P. and Winkler, W. (2005). *System analysis of fuel cell APUs for aircraft applications*. Symposium and Workshop on Fuel Cells and Hydrogen for Aerospace and Maritime Applications, Hamburg, Germany.
182. Nehter, P. (2011). Solid oxide fuel cell cycles a techno-economic focus on efficiency and power density. *Fuel Cell Efficiency*, 107–176.
183. Eelman, S., I. Del Pozo, P. and Krieg T. (2004). fuel cell APU'S in commercial aircraft an assessment of SOFC and PEMFC concepts. *Engineering, Environmental Science*, 7.
184. Wilson, J. A., Wang, Y., Carroll, J., Raush, J., Arkenberg, G., Dogdibegovic, E., Swartz, S., Daggett, D., Singhal, S. and Zhou, X. D. (2022). Hybrid Solid Oxide Fuel Cell/Gas Turbine Model Development for Electric Aviation. *Energies*, 15, 2885.
185. Wu, S. and Li, Y. (2014). *Fuel Cell Applications On More Electrical Aircraft*. 17th International Conference 2014, Hangzhou, China.
186. Srinivasan, H., Yamanis, J., Welch, R., Tulyani, S. and Hardin, L. (2006). *Solid Oxide Fuel Cell APU Feasibility Study For A Long Range Commercial Aircraft Using UTC ITAPS Approach*. United Technologies Research Center, East Hartford, United States.
187. Whyatt, G. A. and Chick, L. A. (2012). *Electrical Generation For More-Electric Aircraft Using Solid Oxide Fuel Cells*. Pacific Northwest National Laboratory, Richland, Washington 99352.
188. Gummalla, M., Yamanis, J., Olsommer, B., Dardas, Z., Bayt, R. and Hardin L. (2015). Jet Fuel Based High Pressure Solid Oxide Fuel Cell System. Glenn Research Center, Cleveland, USA.
189. Yanovski, L. S. (2012). *Fuel Cells On Alternative Non-Oil Fuels For Gas Turbine Engines Of An Advanced Civil Aircrafts*. 28th International Congress Of The Aeronautical Sciences, Brisbane, Australia.
190. Santarelli, M., Cabrera, M. and Cali, M. (2009). Analysis of Solid Oxide Fuel Cell Systems for More-Electric Aircraft. *Journal of Aircraft*, 46, 269–283.

191. Santarelli, M. and Cabrera, M. (2011). Hybrid Solid Oxide Fuel Cell and Micro Gas Turbine for Regional Jets. *Journal of Aircraft*, 48, 1216–1224.
192. Wensveen, J., Peter, F., Rau, T. and Hornung, M. (2020). Assessment of a Fuel Cell Powered Full Electric Subsystem Architecture for the Avacon Research Baseline Aircraft. *Deutsche Gesellschaft*, 490114.
193. Waters, D. F. and Cadou, C. P. (2015). *Optimization of Gas Turbine - Solid Oxide Fuel Cell Systems for Aircraft Power Generation*. In 53rd AIAA Aerospace Sciences Meeting 2015, Ohio, USA.
194. Okai, K., Himeno, T., Watanabe, T., Nomura, H. and Tagashira, T. (2015). *Investigation of FC/GT Hybrid Core in Electrical Propulsion for Fan Aircraft*. 51st AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, Orlando, USA.
195. Barbir, F. , Molter, T., Dalton, L. (2005). Efficiency and weight trade-off analysis of regenerative fuel cells as energy storage for aerospace applications. *International Journal of Hydrogen Energy*, 30, 351–357.
196. Lucken, A., Schultze, M., Horn, J. and Schulz, D. (2011). *Analysis Of Different Methods To Improve The Fuel Cell Dynamics For Modern Aircraft Applications*. 46th International Universities Power Engineering Conference, Soest, Germany.
197. Papagianni, A., Kavvalos, M., Aslanidou, I., Kyprianidis, K. and Kalfas, A. (2019). *Conceptual Design of a Hybrid Gas Turbine - Solid Oxide Fuel Cell System for Civil Aviation*. 24th Conference of the International Society of Air-Breathing Engines, Canberra, Australia.
198. Mackay, A., Hill, J. and Rajashekara, K. (2010). *Modeling of Fuel Cell APU Utilization for Aeronautical Applications*. 46th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, Tennessee, USA.
199. Draper, R. and DiGiuseppe, G. (2008). High Power Density Solid Oxide Fuel Cells for Auxiliary Power Unit Applications. *Journal of Fuel Cell Science and Technology*, 5.
200. Sorrentino, M. and Pianese, C. (2011). Model-based development of low-level control strategies for transient operation of solid oxide fuel cell systems. *Journal of Power Sources*, 196, 9036–9045.
201. Seyam, S., Dincer, I. and Agelin-Chaab, M. (2021). Investigation of Potential Fuels for Hybrid Molten Carbonate Fuel Cell-Based Aircraft Propulsion Systems. *Energy Fuels*, 35, 10156–10168.
202. Bradley, T. H., Moffitt, B. A., Mavris, D. N. and Parekh, D. E. (2007). Development and experimental characterization of a fuel cell powered aircraft. *Journal of Power Sources*, 171, 793–801.
203. Correa, G., Borello, F. and Santarelli, M. (2011). Sensitivity analysis of temperature uncertainty in an aircraft PEM fuel cell. *International Journal of Hydrogen Energy*, 36, 14745–14758.

204. Evrin, R. A. and Dincer, I. (2020). Development and evaluation of an integrated solid oxide fuel cell system for medium airplanes. *International Journal of Energy Research*, 44, 9674–9685.
205. Radmanesh, H., Heidari, S. S., Gharehpetian, G. B. and Fathi, S. H. (2014). Modelling and simulation of fuel cell dynamics for electrical energy usage of Hercules airplanes. *The Scientific World Journal*, 2014, 593121.
206. Geuther, S. and Capristan, F. M. (2020). *Feasibility of a Solid Oxide Fuel Cell System Applied to Hybrid-Electric Regional Aircraft*. In AIAA Scitech 2020 Forum, Florida, USA.
207. Collins, J. M. and McLarty, D. (2020). All-electric commercial aviation with solid oxide fuel cell-gas turbine-battery hybrids. *Applied Energy*, 265, 114787.
208. Abu Kasim, A., Chan, M. and Marek, E. J. (2022). Performance and failure analysis of a retrofitted Cessna aircraft with a Fuel Cell Power System fuelled with liquid hydrogen. *Journal of Power Sources*, 521, 230987.
209. Gainey, B. and Lawler, B. (2021). A fuel cell free piston gas turbine hybrid architecture for high-efficiency, load-flexible power generation. *Applied Energy*, 283, 116242.
210. Ghotkar, R. and Milcarek, R. J. (2020). Investigation of flame-assisted fuel cells integrated with an auxiliary power unit gas turbine. *Energy*, 204, 117979.
211. Bayrak, Z. U., Kaya, U. and Oksuztepe, E. (2020). Investigation of PEMFC performance for cruising hybrid powered fixed-wing electric UAV in different temperatures. *International Journal of Hydrogen Energy*, 45, 7036–7045.
212. Gong, A. and Verstraete, D. (2017). Fuel cell propulsion in small fixed-wing unmanned aerial vehicles: Current status and research needs. *International Journal of Hydrogen Energy*, 42, 21311–21333.
213. Kim, J., Kim, Y., Choi, W., Ahn, K. Y. and Song, H. H. (2020). Analysis on the operating performance of 5-kW class solid oxide fuel cell-internal combustion engine hybrid system using spark-assisted ignition. *Applied Energy*, 260, 114231.
214. Santin, M., Traverso, A. and Massardo, A. (2008). Technological aspects of gas turbine and fuel cell hybrid systems for aircraft: a review. *Aeronautical Journal -New Series*, 112, 459–467.
215. Semiz, L., Serin, R. B., Sankir, N. D. and Sankir, M. (2013). *Chemical Hydride Powered And Air Breathing PEMFC For Uavs*. 2013 International Conference on Renewable, Madrid, Spain.
216. Seo, J. E., Kim, Y., Kim, Y., Kim, K., Lee, J. H., Lee, D. H., Kim, Y., Shin, S. J., Kim, D. M. and Kim, S. Y. (2014). Portable ammonia-borane-based H₂ power-pack for unmanned aerial vehicles. *Journal of Power Sources*, 254, 329–337.

217. Wang, B., Zhao, D., Li, W., Wang, Z., Huang, Y., You, Y. and Becker, S. (2020). Current technologies and challenges of applying fuel cell hybrid propulsion systems in unmanned aerial vehicles. *Progress in Aerospace Sciences*, 116, 100620.
218. Lapeña-Rey, N., Blanco, J. A., Ferreyra, E., Lemus, J. L., Pereira, S. and Serrot, E. (2017). A fuel cell powered unmanned aerial vehicle for low altitude surveillance missions. *International Journal of Hydrogen Energy*, 42, 6926–6940.
219. Furrutter, M. K. and Meyer, J. (2009). *Small Fuel Cell Powering An Unmanned Aerial Vehicle*. AFRICON 2009, Nairobi, Kenya.
220. Verstraete, D., Lehmkuehler, K., Gong, A., Harvey, J. R., Brian, G. and Palmer, J. L. (2014). Characterisation of a hybrid, fuel-cell-based propulsion system for small unmanned aircraft. *Journal of Power Sources*, 250, 204–211.
221. Cooley, J. J., Lindahl, P., Zimmerman, C. L., Cornachione, M., Jordan, G., Shaw, S. R. and Leeb, S. B. (2014). Multiconverter System Design for Fuel Cell Buffering and Diagnostics Under UAV Load Profiles. *IEEE Transactions on Power Electronics*, 29, 3232–3244.
222. Farajollahi, A. H., Musa Jaber, M., Zedan Taban, T., Rostami, M., Mousavi, S., Jalaly, T. and Hatem Shadhar, M. (2022). Waste heat recovery of an UAV propulsion system based on PEM fuel cell by a novel transcritical CO₂ - LNG hybrid cycle; thermodynamic and multiple linear regression analyses. *Energy Sources, Part A: Recovery, Utilization, and Environmental Effects. Gas Processing Journal*, 44, 8694–8717.
223. Omar, B. (2015). Experimental study of using a PEM fuel cell/battery hybrid system to power small UAVs. *Energy and Sustainability V: Special Contributions*, 273–284.
224. Himansu, A., Freeh, J. E., Steffen, C. J., Tornabene, R. T. and Wang, X. Y. J. (2006). *Hybrid Solid Oxide Fuel Cell/Gas Turbine System for High Altitude Long Endurance Aerospace Missions*. ASME 2006 Fourth International Conference, California, USA.
225. Pan, Z. F., An, L. and Wen, C. Y. (2019). Recent advances in fuel cells based propulsion systems for unmanned aerial vehicles. *Applied Energy*, 240, 473–485.
226. Romeo, G., Borello, F. and Correa, G. (2011). Set-Up and Test Flights of an All-Electric Aeroplane Powered by Fuel Cells. *Aerospace Engineering*, 49, 1331-1341.
227. Toghyani, S., Atyabi, S. A. and Gao, X. (2021). Enhancing the Specific Power of a PEM Fuel Cell Powered UAV with a Novel Bean-Shaped Flow Field. *Energies*, 14, 2494.
228. Renau, J., Lozano, A., Barroso, J., Miralles, J., Martín, J., Sánchez, F. and Barreras, F. (2015). Use of fuel cell stacks to achieve high altitudes in light unmanned aerial vehicles. *International Journal of Hydrogen Energy*, 40, 14573–14583.

229. Barroso, J., Renau, J., Lozano, A., Miralles, J., Martín, J., Sánchez, F. and Barreras, F. (2015). Experimental determination of the heat transfer coefficient for the optimal design of the cooling system of a PEM fuel cell placed inside the fuselage of an UAV. *Applied Thermal Engineering*, 89, 1–10.
230. Bahari, M., Rostami, M., Entezari, A., Ghahremani, S. and Etminan, M. (2022). Performance evaluation and multi-objective optimization of a novel UAV propulsion system based on PEM fuel cell. *Fuel*, 311, 122554.
231. Bachmann, J., Hidalgo, C. and Bricout, S. (2017). Environmental analysis of innovative sustainable composites with potential use in aviation sector—A life cycle assessment review. *Science China Technological Sciences*, 60, 1301–1317.
232. Choi, J. H., Ahn, J. H. and Kim, T. S. (2014). Performance of a triple power generation cycle combining gas/steam turbine combined cycle and solid oxide fuel cell and the influence of carbon capture. *Applied Thermal Engineering*, 71, 301–309.
233. Yang, Q., Li, S. and Cao, Y. (2018). A strong tracking filter based multiple model approach for gas turbine fault diagnosis. *Journal of Mechanical Science and Technology*, 32, 465–479.
234. Foong, L. K., Shirani, N., Toghraie, D., Zarringhalam, M. and Afrand, M. (2020). Numerical simulation of blood flow inside an artery under applying constant heat flux using Newtonian and non-Newtonian approaches for biomedical engineering. *Computer Methods and Programs In Biomedicine*, 190, 105375.
235. Sazali, N., Wan Salleh, W. N., Jamaludin, A. S. and Mhd Razali, M. N. (2020). New Perspectives on Fuel Cell Technology: A Brief Review. *Membranes*, 10.
236. Mounir, H., Belaiche, M., El Marjani, A. and El Gharad, A. (2014). Thermal stress and probability of survival investigation in a multi-bundle integrated-planar solid oxide fuel cells IP-SOFC (integrated-planar solid oxide fuel cell). *Energy*, 66, 378–386.
237. Severson, H. and Assadi, M. (2013). Analysis of Residual and Operational Thermal Stresses in a Planar SOFC. *Journal of Fuel Cell Science and Technology*, 10.
238. Anderson, R., Zhang, L., Ding, Y., Blanco, M., Bi, X. and Wilkinson, D. P. (2010). A critical review of two-phase flow in gas flow channels of proton exchange membrane fuel cells. *Journal of Power Sources*, 195, 4531–4553.
239. Dang, Z., Zhao, H. and Xi, G. (2015). Conceptual Design and Performance Analysis of SOFC/Micro Gas Turbine Hybrid Distributed Energy System. *Journal of Fuel Cell Science and Technology*, 12.
240. Safari, S., Hajilounezhad, T. and Ehyaei, M. A. (2020). Multi-objective optimization of solid oxide fuel cell/gas turbine combined heat and power system: A comparison between particle swarm and genetic algorithms. *International Journal of Energy Research*, 44, 9001–9020.

241. Saisirirat, P. (2015). The Solid Oxide Fuel Cell (SOFC) and Gas Turbine (GT) Hybrid System Numerical Model. *Energy Procedia*, 79, 845–850.
242. Ghorbani, S., Khoshgoftar-Manesh, M. H., Nourpour, M. and Blanco-Marigorta, A. M. (2020). Exergoeconomic and exergoenvironmental analyses of an integrated SOFC-GT-ORC hybrid system. *Energy*, 206, 118151.
243. Zhao, Y., Sadhukhan, J., Lanzini, A., Brandon, N. and Shah, N. (2011). Optimal integration strategies for a syngas fuelled SOFC and gas turbine hybrid. *Journal of Power Sources*, 196, 9516–9527.
244. Pérez-Trujillo, J. P., Elizalde-Blancas, F., Della Pietra, M., Silva-Mosqueda, D. M., García Guendulain, J. M. and McPhail, S. J. (2023). Thermoeconomic comparison of a molten carbonate fuel cell and a solid oxide fuel cell system coupled with a micro gas turbine as hybrid plants. *Energy Conversion and Management*, 276, 116533.
245. Hasanzadeh, A., Chitsaz, A., Ghasemi, A., Mojaver, P., Khodaei, R. and Alirahmi, S. M. (2022). Soft computing investigation of stand-alone gas turbine and hybrid gas turbine–solid oxide fuel cell systems via artificial intelligence and multi-objective grey wolf optimizer. *Energy Reports*, 8, 7537–7556.
246. Gao, Z., Kampezidou, S. I., Behere, A., Puranik, T. G., Rajaram, D. and Mavris, D. N. (2022). Multi-level aircraft feature representation and selection for aviation environmental impact analysis. *Transportation Research Part C: Emerging Technologies*, 143, 103824.
247. Chandrasekaran, N. and Guha, A. (2013). *Development And Optimization Of A Sustainable Turbofan Aeroengine For Improved Performance And Emissions*. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering 227, 1701–1719.
248. Lufthansa Technical-Training (1999). *Training Manual A319 / A320 / A321*.
249. CFMI Customer Training Services (2002). *CFM56 Basic Engines*, USA.
250. EASA (2023). *Type-Certificate Data Sheet*.
251. ICAO (2023). *Aircraft Engine Emissions Databank*.
252. Ekici, S. (2020). Investigating routes performance of flight profile generated based on the off-design point: Elaboration of commercial aircraft-engine pairing. *Energy*, 193, 116804.
253. Wuttijumnong, V. (2010). *Development of Large Scale DMFC System for Aviation Applications*. 8th Annual International Energy Conversion Engineering Conference, Nashville, USA.
254. Abdelkareem, M. A., Elsaid, K., Wilberforce, T., Kamil, M., Sayed, E. T. and Olabi, A. (2021). Environmental aspects of fuel cells: A review. *The Science Of The Total Environment*, 752, 141803.

255. Truong, D. and Choi, W. (2020). Using machine learning algorithms to predict the risk of small Unmanned Aircraft System violations in the National Airspace System. *Journal of Air Transport Management*, 86, 101822.
256. Chin, H. J., Payan, A., Johnson, C. and Mavris, D. N. (2019). *Phases of Flight Identification for Rotorcraft Operations*. AIAA Scitech 2019 Forum, California, USA.
257. Srinivasan, D. and Ananth, K. (2022). Recent Advances in Alloy Development for Metal Additive Manufacturing in Gas Turbine/Aerospace Applications: A Review. *J Indian Inst Sci*, 102, 311–349.
258. Walsh, P. P. and Fletcher, P. (2004). *Gas Turbine Performance*. Chichester, England : Wiley.
259. Mehrpooya, M., Akbarpour, S., Vatani, A. and Rosen, M. A. (2014). Modeling and optimum design of hybrid solid oxide fuel cell-gas turbine power plants. *International Journal of Hydrogen Energy*, 39, 21196–21214.
260. Cheddie, D. F. (2010). Integration of A Solid Oxide Fuel Cell into A 10 MW Gas Turbine Power Plant. *Energies*, 3, 754–769.
261. Smith, J. R., Chen, A., Gostovic, D., Hickey, D., Kunding, D., Duncan, K. L., DeHoff, R. T., Jones, K. S. and Wachsman, E. D. (2009). Evaluation of the relationship between cathode microstructure and electrochemical behavior for SOFCs. *Solid State Ionics*, 180, 90–98.
262. Dekker, N., van Wees, J. F. and Rietveld, B. G. (2009). Determination of the Anode Flow Distribution in a SOFC Stack at Nominal Operating Conditions by EIS. *ECS Transactions*, 25, 1871–1878.
263. Campanari, S. and Iora, P. (2004). Definition and sensitivity analysis of a finite volume SOFC model for a tubular cell geometry. *Journal of Power Sources*, 132, 113–126.
264. Kurzke J. (2023). GasTurb11: Design and Off-Design Performance of Gas Turbines, User's Manual.
265. Çengel, Y. A. (2008). *Thermodynamics : An Engineering Approach, Sixth Edition*. Boston, USA : McGraw-Hill Higher Education.
266. Bradley, M. and Droney, C. (2013). *Subsonic Ultra Green Aircraft Research Phase II: N+4 Advanced Concept Development*. Langley Research Center, Hmpton, USA.
267. Padhra, A. (2018). Emissions from auxiliary power units and ground power units during intraday aircraft turnarounds at European airports. *Transportation Research Part D: Transport and Environment*, 63, 433–444.
268. Klug, H. G. and Faass, R. (2001). CRYOPLANE: hydrogen fuelled aircraft — status and challenges. *Air & Space Europe*, 3, 252–254.

269. Burger, K. and Vos, R. (2022). *Performance of a Single-Aisle Aircraft with Auxiliary Propulsion and Power Unit*. Master Thesis, TU Delft University of Aerospace Engineering, Delft, 15-17.
270. Zhang, W., Croiset, E., Douglas, P. L., Fowler, M. W. and Entchev, E. (2005). Simulation of a tubular solid oxide fuel cell stack using AspenPlus™ unit operation models. *Energy Conversion and Management*, 46, 181–196.
271. Kadyk, T., Winnefeld, C., Hanke-Rauschenbach, R. and Krewer, U. (2018). Analysis and Design of Fuel Cell Systems for Aviation. *Energies*, 11, 375.
272. Eelman, S., Daggett, D., Zimmermann, M. and Seidel, G. (2003). *High Temperature Fuel Cells as Substitution of the Conventional APU in Commercial Aircraft*. 24th International Congress Of The Aeronautical Sciences, München, Germany.
273. NASA (2021). *PEM Fuel Cell MODEL For Conceptual Design Of Hydrogen Evtol Aircraft*. Alfred Gessow Rotorcraft Center, Washington, USA.
274. Vonhoff, G. (2021). *Conceptual Design of Hydrogen Fuel Cell Aircraft Conceptual Design of Hydrogen Fuel Cell Aircraft: Flying on hydrogen for a more sustainable future*. Master Thesis, TU Delft University of Aerospace Engineering, Delft.
275. Winnefeld, C., Kadyk, T., Bensmann, B., Krewer, U. and Hanke-Rauschenbach, R. (2018). Modelling and Designing Cryogenic Hydrogen Tanks for Future Aircraft Applications. *Energies*, 11, 105.
276. Kramer, T. (2020). *Solid Oxide Fuel Cell Combustor Gas Turbine Hybrid Power System for Commercial Electric Aircraft*. Tennessee Tech., Tennessee, USA.
277. ATI (2022). *Fuel Cells Roadmap Report*.
278. Marcinkoski, J., James, B. D., Kalinoski, J. A., Podolski, W., Benjamin, T. and Kopasz, J. (2011). Manufacturing process assumptions used in fuel cell system cost analyses. *Journal of Power Sources*, 196, 5282–5292.
279. Yoshida, T. and Kojima, K. (2015). Toyota MIRAI Fuel Cell Vehicle and Progress Toward a Future Hydrogen Society. *Interface Magazine*, 24, 45–49.
280. HyPoint (2021). *Hypoint Technical White Paper*.
281. Koroneos, C., Dompros, A., Roumbas, G. and Moussiopoulos, N. (2005). Advantages of the use of hydrogen fuel as compared to kerosene. *Resources, Conservation and Recycling*, 44, 99–113.
282. Yusaf, T., Fernandes, L., Abu Talib, A. R., Altarazi, Y. S. M., Alrefae, W., Kadirgama, K., Ramasamy, D., Jayasuriya, A., Brown, G. and Mamat, R. (2022). Sustainable Aviation—Hydrogen Is the Future. *Sustainability*, 14, 548.
283. Airbus (2005). *A320 Aircraft Characteristics Airport and Maintenance Planning*, France.

284. Zhang, H., Sun, Z. and Hu, Y. H. (2021). Steam reforming of methane: Current states of catalyst design and process upgrading. *Renewable and Sustainable Energy Reviews*, 149, 111330.
285. NASA (2006). *Fuel Cell Airframe Integration Study for Short-Range Aircraft. Volume 1: Aircraft Propulsion and Subsystems Integration Evaluation*. Cleveland, USA, 44135.
286. Keim, M., Kallo, J., Friedrich, K. A., Werner, C., Saballus, M. and Gores, F. (2013). Multifunctional fuel cell system in an aircraft environment: An investigation focusing on fuel tank inerting and water generation. *Aerospace Science and Technology*, 29, 330–338.
287. Piano X (2008). *User's Guide Manual*.
288. EEA (2023). *Aviation Annex 5 Report*.
289. Honeywell (2020). *131-9A Auxiliary Power Unit Troubleshooting Guide*.
290. AIAA (2013). *Aircraft Engine Performance Study Using Flight Data Recorder Archives*. 2013 Aviation Technology, Integration, and Operations Conference, Los Angeles, USA.
291. Aguiar, P. Adjiman, C. S. and Brandon, N.P., (2004). Anode-supported intermediate temperature direct internal reforming solid oxide fuel cell. I: model-based steady-state performance. *Journal of Power Sources*, Volume 138, Issues 1–2, Pages 120-136.



Gazili olmak ayrıcalıktır