

KIRIKKALE ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

SAVUNMA TEKNOLOJİLERİ ANABİLİM DALI
YÜKSEK LİSANS TEZİ

İNSANSIZ HAVA ARAÇLARINDA
ALTERNATİF YAKIT SİSTEM TASARIMI

Duygu ALTIN

EYLÜL 2014

ONAY SAYFASI

Savunma Teknolojileri Anabilim Dalında Duygu ALTIN tarafından hazırlanan İNSANSIZ HAVA ARAÇLARINDA ALTERNATİF YAKIT SİSTEM TASARIMI adlı Yüksek Lisans Tezinin Anabilim Dalı standartlarına uygun olduğunu onaylarım.

Doç. Dr. Recep ÇALIN
Anabilim Dalı Başkanı

Bu tezi okuduğumu ve tezin **Yüksek Lisans Tezi** olarak bütün gereklilikleri yerine getirdiğini onaylarım.

Doç. Dr. Erdem Kamil YILDIRIM
Danışman

Jüri Üyeleri

Başkan : Yrd. Doç. Dr. Battal DOĞAN _____
Üye (Danışman) : Doç. Dr. Erdem Kamil YILDIRIM _____
Üye : Yrd. Doç. Dr. Zühtü Onur PEHLİVANLI _____

/ / 2014

Bu tez ile Kırıkkale Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Yönetim Kurulu Yüksek Lisans derecesini onaylamıştır.

Doç. Dr. Erdem Kamil YILDIRIM
Fen Bilimleri Enstitüsü Müdürü

ÖZET

İNSANSIZ HAVA ARAÇLARINDA ALTERNATİF YAKIT SİSTEM TASARIMI

ALTIN, Duygu

Kırıkkale Üniversitesi

Fen Bilimleri Enstitüsü

Savunma Teknolojileri Anabilim Dalı, Yüksek Lisans Tezi

Danışman: Doç. Dr. Erdem Kamil YILDIRIM

Eylül 2014, 137 sayfa

Bu çalışmada askeri amaçla yapılacak ve uzun süre uçuşta kalmayı gerektirecek operasyonel durumlarda gerekli olan yüksek güç düzeyini karşılamak amacıyla insansız hava araçlarının (İHA) yakıt ihtiyacının karşılanması için nükleer yakıtla çalışacak bir nükleer motor tasarımı gerçekleştirilmiş ve motor performans analizleri yapılmıştır. Yapılan tasarım ve analiz çalışmalarında hesaplamalı akışkanlar dinamiği (CFD) programlarından faydalanılarak ANSYS programı yardımıyla bu süreçler gerçekleştirilmiştir. Bu program aracılığıyla uzay sondalarında kullanılan tahrik sistemlerinden esinlenilerek bir nükleer motor tasarımı gerçekleştirilmiştir. Yakıt olarak kullanılacak radyoaktif izotoplarla ilgili önerilerde bulunularak, teorik olarak tasarlanan insansız hava aracında kullanılacak nükleer motorun belirli irtifalardaki yoğunluk, basınç ve sıcaklık değerleri hesaplanmıştır.

İnsansız hava araçlarında kullanılan ve araştırma aşamasında olan alternatif enerji kaynakları araştırılmış ve uygulanabilirliği durumunda uzun süre havada kalma amacına en uygun yakıtın nükleer olduğu sonucuna varılmıştır. Nükleer yakıt kullanmanın önemli bir avantajı nükleer yakıt kullanımıyla yakıt hatları ve yakıt tanklarının elimine edilmiş olmasıdır. Nükleer yakıt kullanımı uçakların genel ağırlıklarının düşürülmesinde de avantaj sağlar. Reaktörün boyut ve ağırlığının doğal

uranyum kullanılan reaktörlerden daha küçük olması için yakıt zenginleştirilmiş uranyum olmak zorundadır.

CFD Model ve nükleer araştırma tarihi, nükleer türbin motorların gaz türbin motorların yerini alacak uygun bir seçenek olduğunu göstermektedir. Nükleer türbin motorları gaz türbin motorlarına, içten yanmalı motorlara ve solar tahrik sistemlerine göre daha iyi performans göstermektedir. Global Hawk gibi insansız hava araçlarında yaş kütesinin yanması 100 saat dolaylarındadır. Fosil yakıtlar nükleer enerjiye kıyasla çok daha az miktarda güç üretir. Nükleer yakıtlarda ise bu süreç radyoaktif izotopun yarılanma süresine bağlı olarak yıllarla ölçülebilir.

Reaktör tasarımında kullanılan yakıt zenginleştirilmiş U-235'dir. Ancak uygulanabilir olması durumunda reaktör içerisinde kontrollü reaksiyonların gerçekleştirilebilmesi için yakıt olarak Toryum izotopu kullanılabilir. GT-MHR ve PBMR tipi gaz soğutmalı reaktörlerdeki gibi soğutucu olarak helyum ve moderatör olarak helyum grafit kullanılan basınç kabı/döngü tipi tasarımlar tercih edilebilir.

Anahtar Kelimeler: Alternatif Yakıtlar, Genel Amaçlı Isı Kaynağı (GPHS), İnsansız Hava Araçları (İHA), Nükleer Enerji, Nükleer Motor, Nükleer Tahrik Sistemleri, Radyoizotop Termoelektrik Jeneratör (RTG)

ABSTRACT

DESIGNING ALTERNATIVE FUEL SYSTEM FOR UNMANNED AERIAL VEHICLE

ALTIN, Duygu

Kırıkkale University

Graduate School of Natural and Applied Sciences

Department of Defense Technology, Master Thesis

Supervisor: Assoc. Prof. Dr. Erdem Kamil YILDIRIM

September 2014, 137 pages

In this study, the designing of a nuclear engine that can be run with nuclear fuel was carried out and the engine performance analysis made for military purposes and operational states which are required a long time to stay in flight for the purpose of meeting deficient high power level. These processes were carried out with the help of ANSYS software by Computational Fluid Dynamics (CFD) in making design and analysis studies. The designing of nuclear engine was realized by this program to inspired by the propulsion system in using space probe. Making suggestions about radioactive isotopes that can be used as fuel and theoretically designed unmanned aerial vehicle to be used in the nuclear engine of specific density, pressure and temperature values were calculated.

Alternative energy sources which are used in unmanned aerial aircraft were searched. Nuclear fuel that is the more optimal fuel was made inferences for staying flight in longer time with the applicability of the study. The elimination of the fuel lines and fuel tanks by using nuclear fuel has a major advantage. Using nuclear fuel has also the advantage for reduction of overall weight of the aircraft. The fuel has to enriched uranium in order that the reactor size and weight is smaller than the reactor in which use natural uranium.

CFD models and history of nuclear research shows that nuclear turbine engines is a viable option to replace gas turbine engines. Nuclear turbine engines shows better performance than gas turbine engines, internal combustion engines and solar propulsion systems. Burning fresh mass's is the age of about 100 hours in unmanned aerial vehicle which is like the Global Hawk. When fossil fuels are compared to nuclear power, they produce for less power. When nuclear fuels are compared with other fuels, it will be seems that it's longer time than others depending on the radioisotope halving time.

The fuel used in the design of the reactor is the enriched U-235. However, Thorium isotope can be used as fuel to occur controlled reactions in the case of being applicability in reactor. Pressure container/loop-type designs which are using helium as a coolant and helium graphite moderator can be preferred in such as gas cooled reactors type of GT-MHR and PBMR.

Key Words: Alternative Fuels, General Purpose Heat Source (GPHS), Nuclear Engine, Nuclear Energy, Propulsion Systems, Radioisotope Thermoelectric Generator (RTG), Unmanned Aerial Vehicles

TEŞEKKÜR

Tezimin hazırlanması sürecinde hiçbir yardımı esirgemeyen tez yöneticisi hocam, Sayın Doç. Dr. Erdem Kamil YILDIRIM' a, tecrübelerinden yararlandığım hocam, Sayın Prof. Dr. Yahya DOĞU' ya, büyük fedakarlıklarla bana destek olan aileme ve hayat arkadaşım Erdem Emin ÖZBAN'a sonsuz teşekkür ederim.

İÇİNDEKİLER DİZİNİ

Sayfa

ÖZET	ii
ABSTRACT	iv
TEŞEKKÜR	vi
İÇİNDEKİLER DİZİNİ	vii
ŞEKİLLER DİZİNİ	xi
ÇİZELGELER DİZİNİ	xiv
SİMGE VE KISALTMALAR DİZİNİ	xvii
1. GİRİŞ	1
1.1. İHA Nicel Sınıflandırma Yaklaşımı.....	1
1.2. İHA Nitel Sınıflandırma Yaklaşımı.....	2
1.2.1. Sivil İHA Sistemleri.....	3
1.2.2. Askeri İHA Sistemleri.....	3
1.2.2.1. Keşif/ Gözetleme Desteği Görevi.....	4
1.2.2.2. Taaruz Görevi.....	4
1.2.2.3. Hedef Benzetimi Görevi.....	5
1.2.2.4. Elektronik Harp Görevi.....	5
1.2.2.5. Özel Görevler.....	6
1.3. İHA'ların Avantaj ve Dezavantajları.....	6
1.3.1. Avantajları.....	7
1.3.2. Dezavantajları.....	9
2. MEVCUT UÇAK MOTORLARI	11
2.1. Hava Soluyan Motorlar.....	11
2.1.1. Turbojet Motorlar.....	12
2.1.2. Turbofan Motorlar.....	13
2.1.3. Turboprop ve Turboşaft Motorlar.....	15
2.1.4. Ramjet Motorlar.....	17
2.2. Hava Solumayan Motorlar.....	18
2.2.1. Roket Motorları.....	18
2.2.2. Elektrikli Tahrik Motorları.....	19

2.2.2.1. Elektrotermal Motorlar.....	19
2.2.2.2. Elektrostatik Motorlar (İyon Motorları).....	20
2.2.2.3. Elektromanyetik Motorlar (Plazma Motorları)	21
2.2.3. Güneş Işınımlı İtme Motorlar.....	22
2.2.4. Nükleer Motorlar.....	22
2.3. Nükleer Uçakların Geçmişi.....	23
2.3.1. Genel Amaçlı Radyoizotop Termoelektrik Jeneratör (GPHS-RTG) .	26
2.3.2. Radyoizotop Termoelektrik Jeneratör (RTG)	27
2.3.3. Nükleer Genel Amaçlı Isı Kaynağı (GPHS)	27
2.3.3.1. GPHS-RTG Teknolojisi	28
2.3.3.2. GPHS-RTG Dönüştürücü	29
3. İNSANSIZ HAVA ARAÇLARINDA KULLANILAN ALTERNATİF	
YAKITLAR	34
3.1. Hidrojenin Hava Araçlarında Yakıt Olarak Kullanılması.....	34
3.1.1. Hidrojenin İHA’larda Yakıt Olarak Kullanılmasıyla İlgili Yapılan	
Çalışmalar	40
3.2. Güneş Enerjisinin Hava Araçlarında Yakıt Olarak Kullanılması.....	51
3.2.1. Güneş Enerjisinin İHA’larda Kullanılmasıyla İlgili Yapılan	
Çalışmalar	53
3.3. Yakıt Hücrelerinin Hava Araçlarında Kullanılması.....	62
3.3.1. Yakıt Hücrelerinin İHA’larda Kullanılmasıyla İlgili Yapılan	
Çalışmalar	63
3.4. Biyoyakıtın Hava Araçlarında Kullanılması	66
3.4.1. Biyoyakıtın İHA’larda Kullanılmasıyla İlgili Yapılan Çalışmalar ...	67
3.5. Yakıt Sarfiyatının Azaltılması İçin Yapılan Çalışmalar	67
3.5.1. Kanat Ucu Cihazları	67
3.5.2. Gövde Parçasında Modifikasyonlar	69
3.5.3. Yapısal Hafifleştirme	70
3.5.3.1. Ana Gövde Elemanları	71
3.5.3.2. İç Dekorasyon	72
3.6. Yeni Motor Tasarımları.....	72
3.7. İHA’larda Kullanılan Alternatif Yakıtların Karşılaştırılması	73
4. TURBOJET MOTORLARDA TERMODİNAMİK	78

4.1. Turbojet Motorlarda Yanma Termodinamiği	78
4.2. Turbojet Motorlarda Kompresör Termodinamiği	79
4.3. Kompresör-Türbin Eşleşmesi.....	80
4.3.1. Basınç Variation-EPR	81
4.3.2. Sıcaklık Variation- ETR.....	82
4.4. Yakıt-Kütle Akış Oranı	82
4.5. İnlet Performansı.....	83
4.6. Nozzle Performansı.....	85
4.7. Türbin Termodinamiği.....	86
4.8. İtki Spesifik Yakıt Tüketimi	88
4.9. Motor İtkisi	88
5. ISI DENKLEMLERİ.....	90
5.1. Silindirik Koordinatorda Isı İletim Denklemleri.....	90
6. MATERYAL VE YÖNTEM	94
6.1. Nükleer Tahrik Sisteminde Olası Tasarım.....	94
6.2. Motorun CFD Modeli	96
6.3. CFD'nin Çalışması.....	97
6.3.1. Fluent	98
6.4. Modelin İnşası.....	99
6.5. Simülasyon Kurulumu	105
6.5.1. Kalkış Koşulları	106
6.6. Brayton Çevrimi.....	107
7. SİMÜLASYON SONUÇLARI.....	111
3.1. Zemin Koşullarında Gerçekleştirilen Simülasyon Bulguları	111
3.2. 20,000 ft İrtifada Gerçekleştirilen Simülasyon Bulguları.....	113
3.3. 40,000 ft İrtifada Gerçekleştirilen Simülasyon Bulguları.....	116
3.4. 60,000 ft İrtifada Gerçekleştirilen Simülasyon Bulguları.....	118
8. TARTIŞMA	122
9. SONUÇ VE ÖNERİLER.....	124
5.1. Sonuç.....	124
5.2. Öneriler	126
KAYNAKLAR	128
EKLER.....	135

Ek 1.. ..	135
Ek 2.. ..	136
Ek 2.1.. ..	136
Ek 2.2.. ..	136
Ek 2.3.. ..	137

ŞEKİLLER DİZİNİ

<u>ŞEKİL</u>	<u>Sayfa</u>
1.1. İHA'nın Operasyonel Görevlerde Havada Kalış Süreleri.....	2
2.1. Türbinli Bir Motorda Gaz Jeneratörü.....	11
2.2. Turbojet Motorun Şematik Görünümü.....	12
2.3. Turbofan Motorun Şematik Görünümü	14
2.4. Turboprob Motorun Şematik Görünümü	16
2.5. Ramjet Motorun Şematik Görünümü.....	18
2.6. Elektrotermal Motorların Şematik Görünümü	20
2.7. Elektromanyetik Motorlar.....	22
2.8. NERVA Motor.....	23
2.9. General Elektrik Tarafından Tasarlanan P-1 Motorunda Kullanılan R-1 Nükleer Reaktörü	24
2.10. Doğrudan Olmayan Döngülü Nükleer Turbojet Motor(Colon, 2007).....	25
2.11. HTRE-1 Test Reaktörü (Colon, 2007).....	25
2.12. Çeşitli Uzay Görevlerinde Bulunan Sondalar	26
2.13. GPHS-RTG Sistemi	30
2.14. Genel Amaçlı Isı Kaynağı (GPHS) Modülünden Bir Kesit.....	31
2.15. Genel Amaçlı Isı Kaynağı (GPHS) Modülünden Gelişimi.....	32
3.1. İHA'larda kullanılan Alternatif Yakıtlar.....	34
3.2. Hidrojenin Hava Araçlarında Alternatif Yakıt Olarak Kullanılmasındaki Gelişmeler.....	35
3.3. Farklı H ₂ Oranlarındaki Güç Değişimi	40
3.4. Hidrojen İlavesinin Volümetrik Verime Etkisi.....	41
3.5. Hidrojenin Yakıttaki Artışına Bağlı Olarak Karbonmonoksit (CO) Emisyonlarının Değişimi.....	42
3.6. Dizel Motorda Termik Verimin λ 'ya Bağlı Değişimi.....	43
3.7. Benzin ve Hidrojenin Kullanılması Sonucunda Ölçülen Güç Değeri ve Benzin ve Hidrojenin Kullanılması Sonucu Oluşan Özgül Yakıt Sarfiyatı	43
3.8. Isı Transfer Katsayısındaki Değişime Bağlı Olarak Sıcaklık Değişimi.....	46

3.9. LH ₂ ve Kerosen Yakıtı Kullanan Jet ve Turboprob Tahrik Sistemi	
Motorların Yük Menzil Şemaları	48
3.10. Farklı Yakıt Seçeneklerinin Kullanılmasında Açığa Çıkan NO _x emisyonu	49
3.11. NASA Tarafından Üretilen ve Yüksek İrtifa Uçabilen İHA'lar	53
3.12. Belirli Konumlarda ve Günün Belli Zaman Dilimlerinde Güneş Parlamaları	
Sonucunda Açığa Çıkan Radyosyon Enerji	54
3.13. Uzun Menzilli Güneş Enerjili İHA'larda 48 Saatlik Bir Uçuş Süresi İçin	
Enerji Akışı	54
3.14. 1m ² lik Alana Dizilmiş ve %17 Enerji Verimliliği Sağlayan Bir Fotovoltaik	
Hücresinin Bir Yaz Gününde Ürettiği Enerji Miktarı	55
3.15. Güneş Pillerinin Ağırlığına Bağlı Olarak Güç Dağılımı.....	56
3.16. SPMS Konfigurasyonu ve Protipi.....	57
3.17. Güneş Hücre Panellerinin Akım ve Güç Karakteristikleri.....	57
3.18. Güneş Hücresi Karakteristik Eğrileri	58
3.19. Tahmini Motor Kütlesi Tarafından Üretilen Maksimum Enerji Eğrisi	59
3.20. Gece Uçuşlarında İrtifaya Bağlı Olarak Batarya Kütlesi ve Toplam Kütlede	
Meydana Gelen Değişiklik.....	59
3.21. Gece Uçuşlarına Bağlı Olarak Bazı Karakteristiklerdeki Değişimler.....	60
3.22. Payload Kütlesine Bağlı Olarak Bazı Karakteristiklerdeki Değişimler	60
3.23. Çeşitli İrtifa Değerlerinde Günlük ve Yıllık Güç Dağılımı	61
3.24. Farklı Enlem Değerlerinde Birim Zamanda Üretilen Güç Değerleri.....	62
3.25. PV, Li-Po, SC ve FC Enerji Kaynaklarının kg Başına Ürettikleri Enerji ve	
Yaşam Süreleri	64
3.26. Winglet'i Bulunan Kanat ve Bulunmayan Kanatın Oluşturduğu kanat Ucu	
Girdap Akımlarının Temsili Görüntüsü	68
3.27. Airbus A320'lerde kullanılan eski ve yeni tip kanat ucu cihazları	69
3.28. MD-80 Serisi Uçakların Eski Kuyruk Konisi	70
3.29. Farklı Güç Kaynaklarının Enerji Yoğunluğuna Bağlı Olarak Ürettikleri	
Spesifik Enerji	74
3.30. Farklı İHA Yakıtları İçin Birim Enerji Başına Yakıt Hacim ve Yakıt Kütle	
Değişimleri.....	75
3.31. Mikro Hava Araçlarında Kullanılan Yakıt Türlerinin Spesifik Enerjilerine	
Bağlı Olarak Spesifik Güçlerindeki Değişim.....	76

3.32. İHA’larda Kullanılan Yakıt Türlerinin CO ₂ Emisyon Değerleri	77
4.1. Turbojet Motor Yanma Termodinamiği Şeması	78
4.2. Kompresör Termodinamiği Şematik Görünümü	79
4.3. Kompresör- Türbin Eşleşme Şematik Görünümü	80
4.3.a.Bir Turbojet Motor için Basınç Varyasyonu	81
4.3.b.Bir Turbojet Motor İçin Sıcaklık Varyasyonu	82
4.4. Bir Turbofan Motor İçin Yakıt-Kütle Akış Oran Şematik Görünümü	82
4.5. İnlet Performansı Şematik Görünümü	83
4.6. Nozzle Performansı Şematik Görünümü	84
4.7. Türbin Termodinamik Şematik Görünümü.....	85
4.7.a.Turbojet Motor İçin Bir Basınç Simülasyonu	86
4.7.b.Turbojet Motor İçin Bir Sıcaklık Simülasyonu.....	87
4.8. Bir Turbojet Motor İçin Motor İtkisi	88
5.1. Silindirik Koordinatların Gösterimi	90
5.2. Silindirik Yüzeyin Şematik Gösterimi	92
6.1. CFD Modellemenin Özet Şeması	97
6.2. AE 3007 Motoru	100
6.3. Dizayn Edilen Nükleer Motor Kesiti	104
6.4. Nükleer Motorun Meshi.....	104
6.5. Nükleer Motordan Bir Kesit	105
6.6. Nükleer Motor İstasyonlarının Şematik Görünümü.....	107
6.7. Tasarlanan Nükleer Motor İçin T-S Diyagramı	108
7.1. Zemin Koşullarında Hız Vektörü.....	111
7.2. Zemin Koşullarında Statik Basınç Vektörü	111
7.3. Zemin Koşullarında Statik Sıcaklık Vektörü	112
7.4. Zemin Koşullarında Turbojet Motorun Statik Sıcaklık Konturü	112
7.5. Zemin Koşullarında Turbojet Motorun Statik Basınç Konturü	113
7.6. 20,000 ft İrtifada Turbojet Motorun Statik Basınç Konturü	113
7.7. 20,000 ft İrtifada Turbojet Motorun Statik Sıcaklık Konturü.....	114
7.8. 20,000 ft İrtifada Statik Basınç Vektörü	114
7.9. 20,000 ft İrtifada Hız Vektörü.....	115
7.10. 20,000 ft İrtifada Statik Sıcaklık Vektörü	115
7.11. 40,000 ft İrtifada Turbojet Statik Basınç Konturü	116

7.12. 40,000 ft İrtifada Turbojet Motorun Statik Sıcaklık Konturü	116
7.13. 40,000 ft İrtifada Statik Basınç Vektörü	117
7.14. 40,000 ft İrtifada Hız Vektörü.....	117
7.15. 40,000 ft İrtifada Statik Sıcaklık Vektörü	118
7.16. 60,000 ft İrtifada Turbojet Motorun Statik Sıcaklık Konturü	118
7.17. 60,000 ft İrtifada Turbojet Motorun Statik Basınç Konturü	119
7.18. 60,000 ft İrtifada Statik Basınç Vektörü	119
7.19. 60,000 ft İrtifada Hız Vektörü.....	120
7.20. 60,000 ft İrtifada Statik Sıcaklık Vektörü	120
8.1. Turba Tarafından Tasarlanan Nükleer Motor	122

ÇİZELGELER DİZİNİ

<u>ÇİZELGE</u>	<u>Sayfa</u>
2.1. Radyoizotop Güç Kaynaklarının Karakteristiği.....	32
2.2. Kademeli GPHS Modülü Karakteristikleri	33
3.1. Hidrojen Benzin ve Metanın Yakıt Özellikleri	37
3.2. Belirli Sıcaklık Değerlerinde Kerosen ve Hidrojenin Karakteristik Özellikleri.....	47
3.3. Jet Yakıtlarının Teknik Parametrelerinin Karşılaştırılması.....	48
3.4. Enerji Tüketim ve Emisyon Değerlerinin Karşılaştırılması.....	49
3.5. İHA’larda Kullanılan Yakıt Hücreleri ve Uçuş Mesafeleri	51
3.6. Optimal Düşük Enerjili Hava Araçlarında Gerçekleştirilen Bir Simülasyon Verisi	55
3.7. Sağ, Sol Kanat ve Gövde İçerisine Yerleştirilen Panellerin Elektriksel Karakteristikleri.....	58
3.8. Elektrolit Cinsine Bağlı Olarak Sınıflandırılmış Yakıt Hücreleri.....	63
3.9. İHA Uygulamalarındaki Çeşitli Enerji Kaynakları.....	65
3.10. Biodizel ve Jet Yakıtının Bazı Özellikleri	67
3.11. Hidrojen, Metan ve Jet A Yakıtının Özelliklerinin Karşılaştırması.....	74
3.12. Farklı Güç Kaynakları Tarafından Üretilen Enerji Yoğunluğu	75
3.13. Farklı İHA Yakıtları İçin Spesifik Enerji, Yoğunluk ve Enerji Yoğunluk Değerleri.....	76
6.1. Allison Rolls-Royce AE3007H Turbofan Motor Karakteristik Özellikleri.	100
6.2. Turba Tarafından Tasarlanan Nükleer Motor	101
6.3. Belirli İrtifalarda Atmosferik Koşullar	106
6.4. Nükleer Motorda Termodinamik Noktaların Açıklamaları	109
8.1. Turba Tarafından Tasarlanan Nükleer Motor	123
9.1. Farklı İrtifada Hesaplanan Simülasyon Verileri	125

SİMGELER DİZİNİ

U	Uranyum
Pu	Plütonyum
Cs	Sezyum
We	Watt(elektrik)
Wt	Watt(termal)
\dot{m}	Kütle Akış Oranı
UO_2	Uranyumdioksit
$t_{1/2}$	İzotop Yarıömrü
lb	Kütle Birimi
lbf	Kuvvet Birimi
hp	Beygir Gücü
Si-Ge	Silisyum-Germanyum Alaşımı
Pt	Toplam Basınç
Tt	Toplam Sıcaklık
ht	Spesifik Durgunluk Entalpisi
cp	Ortalama Spesifik Isı
f	Yakıt/Hava Kütle Akış Oranı
Q	Yakıt Tutuşma Değeri
η_b	Adiyabatik Verim
γ	Spesifik Isı Oranı
η_c	Adiyabatik Verim
\dot{m}_f	Yakıt Kütle Akış Oranı
\dot{m}_a	Hava Kütle Akış Oranı
η_n	Adiyabatik Nozzle Verimi
Fs	Spesifik İtme
F	Net İtme
M	Mach Sayısı
dQ_r	Radyal Yönde Giren Enerji
dQ_ϕ	Açısal Yönde Giren Enerji
dQ_z	z Yönünde Giren Enerji

dQ_u	Birim Zamanda Üretilen Enerji
dQ_d	Birim Zamanda Depo Edilen Enerji
dt	Zaman
K	Kenar Emiş Faktörü

KISALTMALAR DİZİNİ

ANP	Aircraft Nuclear Power (Hava Aracı Nükleer Güç Projesi)
ARTG	Aircraft Radioisotope Thermoelectric Generator (Hava Aracı Radyoizotop Termoelektrik Jeneratör)
BOL	Begining of Life (Fırlatılma Anı)
BOM	Begining of Mission (Görev Başlangıcı)
BPR	Yanma Basınç Oranı
CFD	Computational Fluid Dynamics (Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği)
CPR	Kompresör Basınç Oranı
CW	Kompresör İş/Kütle Oranı
GPHS	General Purpose Heat Source (Genel Amaçlı Isı Kaynağı)
GT-MHR	Gas Turbine Modular Helium Reactor (Gaz Türbinli Modüler Helyum Reaktör)
ISPM	International Solar Polar Mission (Uluslararası Güneş Kutbu Görevi)
MMRTG	Multi-Mission Radioisotope Generator (Çoklu Görevli Radyoizotop Jeneratör)
NASA	National Aeronautics and Space Administration (Ulusal Uzay Havacılık Ajansı)

NEPA	Nuclear Energy of Propulsion of Aircraft (Hava Araçları Nükleer Tahrik Projesi)
NPR	Nozzle Basınç Oranı
PBMR	Pebble Bed Modular Reactor (Çakıl Yataklı Modüler Reaktör)
PEMFC	Proton Değişim Membranlı Yakıt Hücresi
RTG	(Radioisotope Thermoelectric Generator) Radyoizotop Termoelektrik Jeneratör
SOFC	Katı Oksit Yakıt Hücresi
TPR	Türbin Basınç Oranı
TSFC	İtme Spesifik Yakıt Tüketimi
TW	Türbin İş/KütleOranı

1. GİRİŞ

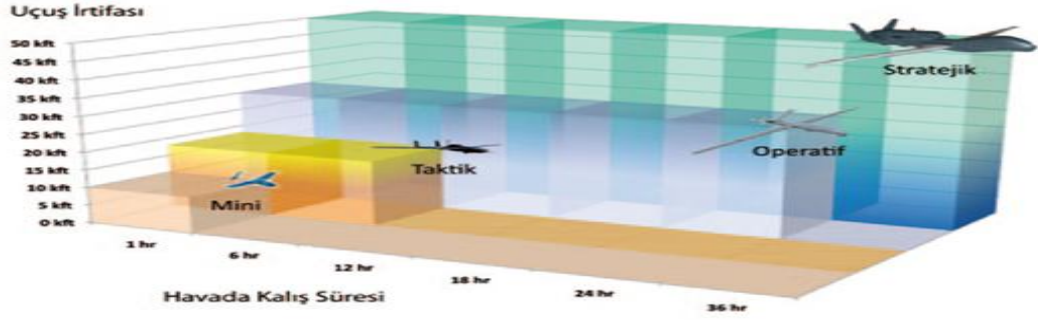
İnsan gücünün yetmediği alanlarda kullanmak veya askeri birliklerin tehlike hattının gerisinde kalmasını sağlamak amacıyla kullanılan insansız araçlar, havada ve karada pek çok faaliyette önemli rol oynamaktadır. Genelde sınırlı enerji kaynakları kullanılan insansız araçlarda güneş enerjisi gibi alternatif enerjilere yönelse de ABD Hükümeti nükleer enerji kaynaklarına yönelmiş durumdadır. Helyum soğutmalı nükleer reaktörden güç alan insansız hava araçları üzerine sürdürülen çalışmaların uygulanabilirliği, aylarca yakıt ikmali yapmadan keşif uçuşu yapan, operasyonel görevlerde bulunan ve daha fazla araştırma yapma imkanı sağlayan hava araçlarının kullanılması anlamına gelmektedir. İHA, içerisinde insan bulunmadan uçabilen ve üstlendikleri görevleri uzaktan yönlendirilerek ya da otonom olarak insan etkisi olmaksızın yerine getirebilen hava platform araçlarıdır [1].

Malzeme, elektronik, aerodinamik, kontrol yazılımları, ergonomi alanlarındaki en son gelişmeler bir İHA Sistemi'nin bileşenlerinde kendilerine yer bulmaktadır. Birbirinden oldukça farklı teknolojilerden ve farklı bilimlerden beslenen bu “ürün”de buluşmasının temelinde, görevi gerçekleştiren en az bir hava aracı, hava aracının kontrol edildiği komuta/kontrol birimi ve bu iki birim arasında haberleşmeyi sağlayan veri bağına bir “sistemler sistemi” oluşturması yatmaktadır [1]. Kendi içlerinde her biri ayrı birer sistem olan bu bileşenlerin karmaşıklığını, yapacakları göreve göre işletimsel ve yönetsel bağımsızlıkları, farklı ölçütlere uygun sınıflandırmaları ve birbirlerine bağımlılıkları gibi çeşitli özellikler belirlemektedir.

1.1. İHA Nicel Sınıflandırma Yaklaşımı

Geliştirilen İHA Sistemlerini farklı şekillerde sınıflandırmak mümkündür. Çoğunlukla karşılaşılan yaklaşım, havada kalış süresinin ve görev yapılan irtifanın baz alındığı sınıflandırmalardır. Bu sınıflandırmada birincil belirleyici görev irtifasıdır. Görev yapılacak irtifaya tırmanma süresi ve görev süresi, toplam havada kalış süresini, bu süre de gerekli olan yakıt miktarını belirler. İrtifa ve görev süresi

arttıkça, yakıt tüketimindeki artışa bağlı olarak İHA'nın kalkış ağırlığı da artar. Yaygın bir sınıflandırmada ise azami havada kalış süresi ile uçuş irtifası ilişkilendirilir ve İHA sistemleri; mini, taktik, operatif ve stratejik ana gruplarına ayrılır.



Şekil 1.1. İHA'ların operasyonel görevlerdeki havada kalış süreleri [2]

İrtifa, erim ve havada kalış süresinin baz alındığı yaklaşımda ise 1500 kg'dan hafif, erimi 500 km'ye ulaşabilen, havada kalış süresi 48 saate kadar uzayabilen, 14.000 m (46.000ft) irtifa kadar görev yapabilen sistemlere Taktik Sistemler; daha yüksek irtifa ve erim değerlerinde görev yapabilen, havada kalış süresi 48 saati aşabilen sistemlere ise Stratejik Sistemler adı verilir [2]. Bu ana gruplar kabiliyetlerine göre alt sınıflara bölünür. Bu yaklaşımda Taktik ve Stratejik Sistemler altında değerlendirilmeyen özel görevlere sahip İHA'lar; İnsansız Savaş Uçağı, Öldürücü İHA, Yanıltıcı İHA gibi isimler alırlar [2].

1.2. İHA Nitel Sınıflandırma Yaklaşımı

Sistem yeteneklerinin nitel olarak değerlendirildiği sınıflandırma sisteminde, İHA'ların yaptıkları görevler ayırt edici bir özellik olarak tanımlanır. Pilot/operatörün yönetiminde veya otonom olarak işletilen ve göreve göre taşınan faydalı yük, görev süresi ve yakıt miktarıyla birlikte hava aracının kalkış ağırlığına

etki eder. Bu sınıflandırmada görevler sivil ve askeri olarak temel iki gruba ayrılır [2].

1.2.1. Sivil İHA Sistemleri

Sivil kullanımda İHA'ların yaptığı görevler şu şekilde sıralanabilir:

- I. Sivil Taşımacılık,
- II. Bilimsel/Arazi İzleme (Jeolojik Araştırmalar, Toprak Kayması Tahmini, Hava Durumu Tahmini, Atmosferik Araştırma, Okyanus Gözetlemeleri, Kasırga Oluşum İncelemesi, Volkanik Çalışmalar),
- III. Keşif/Gözetleme (Sel İzleme, Deniz Karakol, Kasırga İzleme, Volkanik İzleme, Orman Yangını Tespiti, Yağ Kaçağı Gözlemeleme, Deprem İzleme, Yasal İzlemeler, Sahil Gözetleme, Uluslararası Sınır Devriyesi, Uyuşturucu Trafığı Kontrolü, Çevresel Gözetleme, Nükleer ve Zehirli Gaz Radyasyonu İzleme, Ekin ve Harman İzleme, Yüksek Doğruluklu Arazi Haritalama, Boru Hattı İzleme),
- IV. Uydu Görevlerini Bütünleyicilik (Haberleşme Desteği, Seyrüsefer Desteği, Röle Servisi),
- V. Acil Durumlar (Arama-Kurtarma, Yangınla Mücadele, Afet Durum Farkındalığı, Afet Operasyon Yönetimi).

1.2.2. Askeri İHA Sistemleri

Askeri amaçlı İHA Sistemleri, görevlerine göre öncelikle insan hayatını her türlü zarardan korumayı, ikincil olarak maddi kayıpları asgari seviyeye düşürmeyi amaçlayan sistemlerdir. Askeri İHA Sistemlerinin görevlerinin başında istihbarat, gözetleme ve keşif gelir. Bu görevler için faydalı yük olarak görsel/ısı algılayıcılar kullanılır. Sabit-hareketli görüntü kaydeden faydalı yükler, radar izi taklidi yapan, CBRN verisi (kimyasal, biyolojik, radyoaktif, nükleer) algılayabilen ve çok çeşitli verileri toplayabilen faydalı yüklerin kaynağıdır. Algılama veya "taklit etme"

amacıyla geliştirilen faydalı yükler birbirlerinden farklı özelliklere sahip olsalar da, görevin belirlenmesi, görev ihtiyaçları için teknoloji geliştirilmesi, bu teknolojileri taşıyan hava platformu ve uçuş profilinin tasarlanması, işletim senaryolarının oluşturulması, kontrol algoritmaları gibi tasarımdan üretime giden süreçteki benzerlikleri İHA Sistemlerini içerisinde değerlendirmeyi gerektirir [2]. Askeri İHA'ların gerçekleştirdiği görevler beş ana başlıkta toplanabilir [2].

1.2.2.1. Keşif/Gözetleme Desteği Görevi

Bir İHA Sisteminin askeri birlikler için savaş alanından anlık görüntü bilgisi almak üzere 1 -8 saat görev yapması yeterlidir. 10-200 km erimde gerçekleştirilen bu görev Taktik Keşif/Gözetleme Desteği Görevi olarak adlandırılır ve pistsiz/rampadan kalkış yapan sabit kanatlı sistemler ile dikine kalkış yapan döner kanatlı sistemler tarafından görüş hattı içerisinde gerçekleştirilir. Taktik görevlere oranla yüksek irtifalardan, daha yüksek çözünürlüklü görüntü bilgisinin alınması için gerçekleştirilen görev Stratejik Keşif/Gözetleme Desteği Görevi olarak adlandırılır. Görev süresi 24 saate ulaşırken, havada kalış süresindeki artışın getirdiği azami kalkış ağırlığının taktik sistemlerden büyük olması ve hava aracı boyutlarının büyümesi pistten kalkışı gerektirir. Görev, görüş hattında veya görüş hattı ötesinde planlanabilir. Genelde sabit kanatlı sistemler bu görevde kullanılır ve ihtiyaca bağlı olarak erim 250 km'yi aşabilir [2].

1.2.2.2. Taarruz Görevi

İHA Sistemlerinin yerine getirdiği Taarruz Görevi ihtiyaç ve amaçlara göre şekillenir ve bu yönde geliştirilirler. Bu özel görevlerden İç Güvenlik Görevi, görüntü bilgisi alınan savaş alanında belirlenen kritik zamanlamalı hedeflerin hafif silahlarla ortadan kaldırılmasını amaçlamaktadır. Bu görevi yerine getiren bir İHA görüş hattı içerisinde veya dışında işletilebilir. Taarruz amaçlı Yakın Hava Desteği Görevi'nde ise, önceden veya anlık olarak belirlenen hedefler etkin atış gücüyle bastırılmaktadır. Düşman hava savunma sistemlerinin tehdit oluşturduğu yakın mesafe taarruz

görevlerinde İHA, gelişmiş teknolojiler veya yanıltıcı sistemlerle kendisini saklarken düşman radarlarını tespit eder. Hava Savunma Sistemleri İmha Görevi için bu özellikteki bir İHA dâhili olarak füze ve/veya lazer güdümlü mühimmat taşır.

1.2.2.3. Hedef Benzetimi Görevi

İHA'ların can ve mal kaybını önlemek üzere geliştirildiği görevler için Hedef Uçak Görevi açıklayıcı bir örnektir. Hava savunma birliklerinin eğitimlerinde insanlı sistemlerin kullanımı, pilotların sağlığı sebebiyle yaşamsal, insanlı uçak işletim masraflarının yüksek, işletim süresinin ve alanının kısıtlı olması sebebiyle ekonomik olarak tercih edilmeyen bir eğitim yöntemidir. Hava savunma sistemlerine tehdit oluşturan ve benzetimi yapılacak sistemlerin radar kesit alanı, ısı/görsel izi gibi özelliklerinin Hedef Uçak Görevi'ni gerçekleştiren bir İHA ile "taklit" edilmesi, bu tehditlerin uçuş zarfları ile manevra kabiliyetlerinin İHA tarafından benzetilmesiyle insan sağlığını riske atmayan, çok daha ekonomik bir işleme olanak tanır [2]. Sahte Uçak Görevi'ni üstlenen İHA ise düşman hava savunma sistemlerini farklı teknolojiler kullanarak aldatma işini gerçekleştirebilir ve taarruzda bulunan insanlı/insansız sistemlerin güvenliğini sağlar. Düşman sistemleri sahte uçağı takip ederek yerlerini belli eder, mühimmatlarını sahte hedef için harcayabilir ve bu takip, taarruz sistemlerinin görevlerini tehlikesiz bir biçimde gerçekleştirmeleriyle sonlanır [2].

1.2.2.4. Elektronik Harp Görevi

Bu görevde Sinyal İstihbaratı ile radar ve/veya haberleşme yayınlarının dinlenmesi, Radar Elektronik Harbi ile düşman hava savunma sistemlerinin radarlarının karıştırılması, Muhabere Elektronik Harbi ile düşman haberleşme sistemleri ve Küresel Konumlandırma Sistemlerinin karıştırılması, Önleyici Elektronik Harp ile uzaktan kumandalı patlayıcıların etkisizleştirilmesi sağlanır. Elektronik Harp Görevlerinin, farklı faydalı yüklerle düşman sistemlerin komuta merkezlerini karıştırdığı söylenebilir.

1.2.2.5. Özel Görevler

Sivil İHA Görevleri ile benzer özellikler taşıyan Özel Görevler, doğrudan askeri görev olarak sınıflandırılması güç ancak tehdit ortamında askeri görevleri destekler niteliktedir. Mayın/Patlayıcı Tespiti, Deniz Karakol, Arama – Kurtarma/Lojistik, Haberleşme Desteği gibi görevler, işletim amacına göre Özel Askeri Görevlere örnek olarak sayılabilir.

Bahsedilen görevler, yetenekleri özelleşmiş İHA'larla gerçekleştirilebilir. Bunun yanı sıra bir platform farklı faydalı yüklerle/uçuş özellikleriyle farklı görevlerde bulunabilmektedir. İhtiyacı karşılayacak faydalı yük belirlendikten sonra bu yükü taşıyan ve bu yükün işletimine özel irtifa, hız, manevra, görünmezlik gibi performans ve yapı özelliklerine sahip bir platform, basamaklarını geçtikten sonra bir başka görev üstlenebilir.

1.3. İnsansız Hava Araçlarının Avantaj ve Dezavantajları

Pilotlu uçaklarla kıyaslandığında, bugünün gelişmiş İHA'larının muharebe/muhabere alanlarında ve çatışmalarda kullanımı, askeri operasyonların etkinliğini artırmakta ve araçların ve kullanıcı personelin maruz kaldığı risk düzeyini düşürmektedir [2]. Taktik düzey ve üzerindeki büyük İHA'ların yeni silah ve sistemlerle donatılmasıyla bu araçların maliyetleri oldukça yükselmektedir. Buna karşın bu sistemlerin; taktik, operatif ve stratejik olarak sınıflandırılanlar için bile pilotlu savaş uçakları ile kıyaslandığında önemli bir maliyet avantajı getirmektedir [2].

İHA'lar kullanıcılarına çok daha yüksek görev esnekliği sağlamaktadır. Taktik keşif, dost kuvvetlerin takibi, muharebenin izlenmesi ve değerlendirilmesi, hava durumu verilerinin toplanması ve kuvvet koruma gibi görevler temel misyonlar arasında yer almaktadır.

Bu araçların kimyasal ve biyolojik savaşlarda kullanımındaki etkinliği, düşük risk düzeyi ve bu tip mühimmatlarla kirletilmiş alanlarda etkilenmeden görev yapabilme yeteneği, pilotlu savaş uçakları ile kıyaslandığında öne çıkan avantajlar arasındadır [2]. Mevcut modeller henüz savunma ve hava muharebe yeteneklerine sahip olmasa da, araçların küçüklüğü, yüksek irtifalarda görev yapabilme yeteneği ve düşük radar izi bırakması, bu araçların tespit edilebilirlik oranını düşürmekte ve özellikle yer hava savunma sistemlerine karşı hassasiyetlerini azaltmaktadır [2]. İrtifa ve hızdan kaynaklı, basınç, ısı ve “g kuvveti” gibi olumsuz faktörlerden etkilenmemesi İHA’ları pilotlu savaş uçakları önünde üstün kılan önemli konulardan birisidir. İHA’ların bu önemli avantajı, bu araçları klasik havacılığın sınırları dışına taşımakta ve üstün bir manevra yeteneğini beraberinde getirmektedir [2].

İHA’lar ile yer kontrol ünitesi arasındaki iletişimin ve veri akışının dış müdahalelere açık olması sistemin zayıf noktalarından birisidir [2]. Bunun yanında, ABD Hava Kuvvetleri İstihbarat, Gözetleme ve Keşif birimi yöneticilerinden Tuğgeneral David Deptula üçüncü şahısların İHA video canlı linkine girerek görüntülere ulaşmasının taktik ve operasyonel anlamda bir risk oluşturmadığını belirtmektedir [2]. İHA’larda Araç ile operatör arasındaki binlerce kilometrelik mesafe bir zaman farkına ve gecikmeye neden olmaktadır. Bu özellik, gerçek zaman ve tepki zamanı arasında ortaya çıkan fark nedeniyle, İHA’ların muharebede anlık hareket etme ve karşılık verme noktasındaki duyarlılığını düşürmektedir. Bu konu ile kısmi olarak örtüşmekle birlikte; İHA operatörlerinin ortamsal duyarlılığının, etrafında olanları gözleyebilen pilottan çok daha düşük düzeydedir.

İHA sistemlerinin avantaj ve dezavantajlarına dönük temel bulgular aşağıda verilmiştir [2].

1.3.1. Avantajları

- I. İHA’lar kullanıcılarına geniş bir görev yelpazesinde çok daha yüksek esneklik sağlamaktadır.

- II. Pilotlu uçaklara göre üretim veya satın alma maliyetleri çok daha azdır.
- III. Yakıt tüketimi ve uçuş maliyetleri düşüktür.
- IV. Bir yer operatörü birden fazla aracı kontrol edebileceği için hem maliyet hem yetişmiş operatör ihtiyacı noktasında önemli bir avantaj getirmektedir.
- V. Risk altında bir pilot veya operatör yoktur. İstisnai durumlar dışında aracın kaybının insani ve toplumsal bir sonucu yoktur.
- VI. Cephe hattının gerisinde, düşman topraklarının derinliklerinde görev yapabilmektedir.
- VII. Mini İHA'lar hedef bölgelere çok yakın görev yaparak, bölgenin kuş bakışı görüntülerini aktarabilmekte ve düşman unsurların gizleme ve kamuflaj çabalarını açığa çıkararak etkisiz kılabilir.
- VIII. Kimyasal, biyolojik ve radyoaktif olarak kirletilmiş bölgelerde görev yapabilmekte, kirlenme ve derecesi ile ilgili ölçümler yapabilmekte.
- IX. Maliyeti daha düşük ve insansız olması nedeniyle, muharebe alanının savaş uçaklarına göre çok daha riskli bölgelerinde ve irtifalarında görev yapabilmektedir.
- X. Bir pilot için geçerli olan hız, basınç ve hava şartları gibi sınırlamalar personel bulunmayan, insansız hava araçlarında bulunmamaktadır.
- XI. Operatör yetiştirme maliyeti uçak pilotlarına göre daha düşüktür.
- XII. Görevin operatörler için hemen hemen risksiz olması ve yer değiştirme/atama sayısının çok daha az olması operatörlerin hizmet süresini uzatmakta, bu durum eğitim ve tecrübe temelli maliyetleri azaltmaktadır.
- XIII. Yer operatörünün değişebilirliği nedeniyle, bir pilotun göstereceği yorgunluk ve tükenmişlik gibi fiziki ve psikolojik olumsuzluklar söz konusu değildir.
- XIV. Yer operatörünün desteği olmadan uçabilecek ve iniş kalkış yapabilecek modeller geliştirilmektedir.
- XV. Haberleşme linkleri sayesinde karadan, havadan ve denizden komuta ve kontrole uygundur.
- XVI. Gelecekte kendisini koruyacak silah sistemlerine ve yeteneklere kavuşacaktır.
- XVII. 48 saate kadar çok uzun süreler havada kalabilmektedir. Bu süre gelecekte farklı yakıt ve enerji sistemleri ile artacaktır.

- XVIII. Havada yakıt ikmali yeteneğinin kazandırılması ile uçuş süresi artabilecektir.
- XIX. Sınıfına göre 65000 ft irtifaya kadar yükseklikte görev yapabilmektedir. Bu irtifa yeni bazı modellerde 90000 ft'e kadar çıkabilecektir.
- XX. Elektro-optik sistemlerle gece ve gündüz görev yapabilmektedir.
- XXI. Faydalı yük taşıma kapasitesine göre üzerine her türlü sofistike iletişim ve optik teçhizat monte edilebilmektedir.
- XXII. Uzun süreler için eş zamanlı bilgi ve görüntü alma ve aktarma yeteneğine sahiptir.
- XXIII. Takım halinde uçurulması durumunda çok daha büyük alanları boşluk bırakmaksızın gözetleme imkanı sunmaktadır.
- XXIV. Oldukça sessiz olması, küçüklüğü, düşük radar izi nedeniyle havadayken varlığının teşhisi çok daha zordur.
- XXV. Silahlı İnsansız Hava Araçları (SİHA) tarafından düzenlenen ataklar hasım unsurlarca beklenmeyen ve baskın niteliğindeki ataklardır.
- XXVI. Habersiz ve beklenmeyen ataklar düşman unsurlar üzerinde yıkıcı bir psikolojik baskı yaratmaktadır.
- XXVII. Sınıfına göre, her yeni model artan kapasitede mühimmat ve/veya faydalı yük taşıma kapasitesine ulaşmakta ve sürekli gelişim göstermektedir.
- XXVIII. Sistemi kullanan taraf için muharebe zayıyatını azaltmaktadır.
- XXIX. Muharip dost ve düşman birliklerinin ve sivillerin tanınmasına yardım edebilmektedir.

1.3.2. Dezavantajları

- I. Envanterde olan modeller düşman uçaklarının hava saldırılarına ve hava savunma silah sistemlerine karşı savunmasızdır.
- II. İHA operatörünün taktik alandaki ortamsal duyarlılığı uçak içinde görev yapan pilottan daha düşüktür. Bu nedenle, İHA operatörleri araca yönelebilecek tehditleri algılama yeteneğinden yoksundur.

- III. Araç ile operatör arasındaki mesafe tepki süresindeki gecikmeyi beraberinde getirmektedir.
- IV. İnsanlı hava araçları gibi olağanüstü hava şartlarında uçuşları riskli ve sınırlıdır.
- V. İnsanlı hava araçları gibi ulusal ve uluslar arası hava sahaları ile ilgili düzenleme ve sınırlamalara tabidir.
- VI. Ağ merkezli bir komuta kontrol ve muharebe yönetim sistemine ve iletişim ağına bağımlıdır.
- VII. Kaza kırım oranı savaş uçaklarına göre daha yüksektir.
- VIII. Sistemler siber savaşın olumsuz etkilerine daha fazla açıktır.
- IX. Geniş bant haberleşme ağına ihtiyaç duyması maliyeti arttırmaktadır.
- X. İletişim ve veri akışının izlenmesi ve sürece müdahale edilmesi mümkündür.
- XI. İHA'lar ile yer kontrolü arasındaki bağın kopması durumunda araçlar yer unsurları için risk oluşturabilmektedir.
- XII. Hedeflerin doğruluğunu teyit edecek diğer karar destek ve operasyon unsurları ile birlikte çalışılmaması durumunda SİHA'larla masum sivillere zarar verilmesi kaçınılmazdır.
- XIII. SİHA'ların başarısı büyük oranda kullanıldığı ortama bağlıdır ve meskun mahallerde kullanımı kırsala ve açık alanlar göre çok daha sınırlıdır.

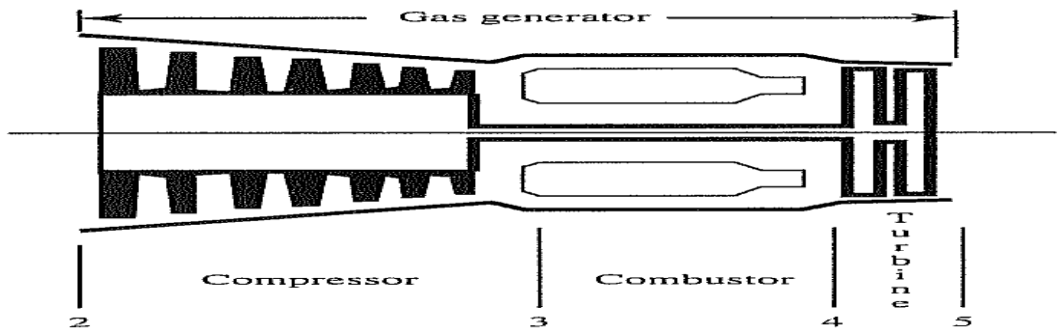
2. MEVCUT UÇAK MOTORLARI

Tahrik, itmeyi yaratan kuvvet, ortaya çıkan hareket ve etkilenen cisimleri incelemektedir [3]. Tahrikte harekete geçirilecek bir cisim ve buna ek olarak bir ya da daha fazla sayıda öteleyici yapı gereklidir. Jet tahrikinde tahrik sistemi yardımıyla akışkanın momentumu değiştirilir. Akışkan; turbojette olduğu gibi motorda kullanılan gaz, pervanede olduğu gibi çevrede bulunan hava ya da rokette olduğu gibi araçta depolanan ve uçuş sırasında taşınacak yakıt şekilde olabilir. Jet tahrik sistemleri iki ana kategoriye ayrılabilir [3]:

- I. Hava soluyan motorlar: Pistonlu, turbojet, turbofan, ramjet, turboprop ve turboşaft motor.
- II. Hava solumayan motorlar: Roket motorları, nükleer tahrik sistemleri ve elektriksel tahrik sistemleri.

2.1. Hava-Soluyan Motorlar

Bu motorlardan turbojet ve ramjet motorunun yarattığı itki kuvveti motordan çıkan akışkan jetinden kaynaklanır. Turbofan, turboprop ve turboşaft ise turbojetin değiştirilmesi ile elde edilmişlerdir ve itki kuvvetini fan, pervane ya da mil kullanarak üretirler.

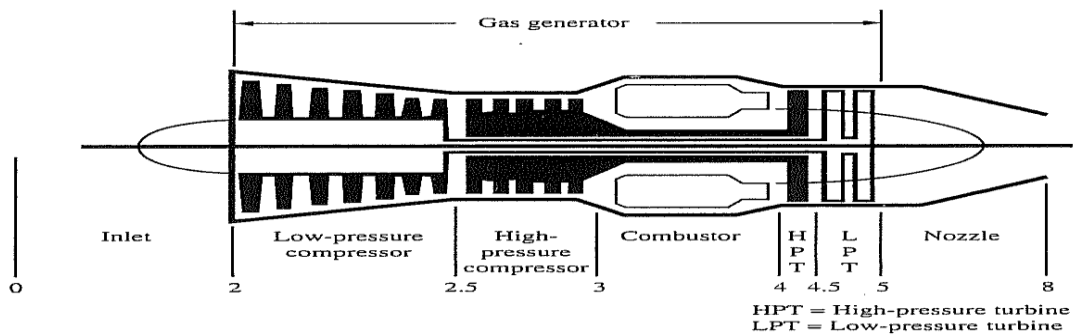


Şekil 2.1. Türbinli bir motorda gaz jeneratörü [3]

Türbinli bir motorun “kalbi” gaz üreticidir. Ana bileşenleri ise; kompresör, yanma odası ve türbindir. Gaz üreticinin amacı yüksek sıcaklık ve yüksek basınçta gaz elde etmektir.

2.1.1. Turbojet Motorlar

Günümüzde, hafif uçaklarla özel amaçlı bazı uçakların dışında, tüm sivil ve askeri uçaklarda turbojet veya turbofan motorları kullanılmaktadır. Gaz üreticisine bir hava alığı ve bir lüle ekleyerek turbojet motoru elde edilir. Turbojet motorunun ve bileşenlerinin analizi istasyonlara ayırarak yapılır. Turbojet denilen türbinli jet motorları, aynı döner mil üzerine oturtulmuş bir kompresör ile bunun arkasındaki bir türbin çarkından oluşur[3]. Şaft ya da rotor denilen bu mil dönerken kompresör motorun ön tarafından havayı içeri çeker ve bu havayı iyice sıkıştırır. Sıkıştırılmış hava daha sonra yanma odasına gönderilir ve buraya püskürtülen gaz yağna benzer bir sıvı yakıt olan jet yakıtıyla karıştırılarak sürekli olarak yakılır. Yanma sırasında kızgın gazlar oluşur. Bu gazların yanma odasının arkasından hızla kaçmasına olanak tanır. Gazlar dışarı püskürtülürken bu arada türbin kanatlarına çarparak çarkın ve ona bağlı milin dönmesini sağlar. Mil döndükçe öndeki kompresör çalışır. Böylece sıcak gazların itme kuvvetinin bir bölümünden türbin çarklarının dönmesine ve kompresörün çalıştırılmasında yararlanır ama gazların asıl büyük kütlesi motorun arkasından dışarı püskürtülür. İşte bu hızlı püskürtmenin yol açtığı tepki kuvveti uçağı ileri doğru iter.



Şekil 2.2. Turbojet motorun şematik görünümü [3]

Daha düşük hızlarda daha fazla itki elde etme gereği yüzünden turbojet motoru değiştirilerek turbofan, turboprop ve turboşaft motorları geliştirilmiştir. Turbojet motorunda hava alık ve kompresörde sıkıştırılır, yanma odasında yakıt ile karıştırılıp yakılır ve bu gaz akımı türbin ve lülede genişletilerek itki kuvveti elde edilir. Gazın türbinde genişletilmesi kompresörü çevirmek için gerekli gücü sağlar. Sonuçta bir motor tarafından verilen net itki iç enerjinin kinetik enerjiye çevrilmesiyle elde edilir. Bir motorun tüm istasyonları minimum ağırlık için en fazla itkiyi etkin olarak üretecek şekilde çalışmalıdır[3].

T, tepki (kg); M, hızlandırılan gazların (hava+yakıt, M_h+M_y) toplam kütleli debisi (kg/s); V_1 , uçağın uçuş hızı veya gazların ilk hızı (m/s); V_2 , gazların egzoz hızı (m/s) olmak üzere:

$$T=(V_2-V_1)M/g \quad (2.1)$$

teпки denklemi elde edilir.

Turbojet veya turbofan motorlarındaki eşdeğer güç ise;

$$P_e=TV_1/75 \text{ (hp)} \quad (2.2)$$

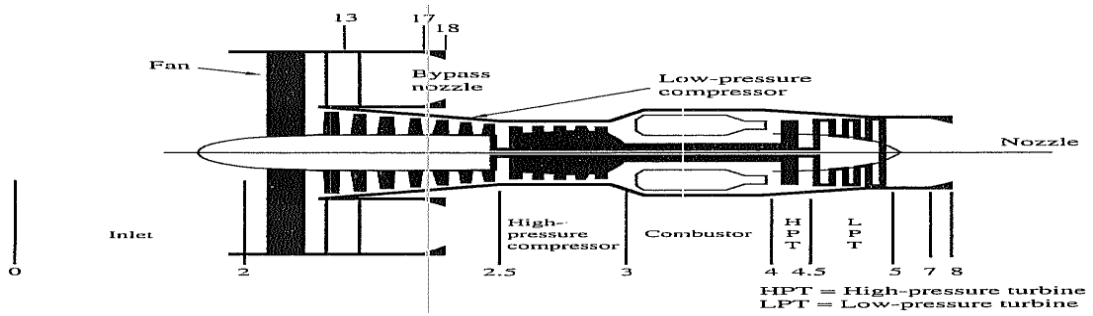
Tepkiyi etkileyen faktörler ise, hava yoğunluğu, motor boyutu ve dönme hızı, uçuş hızı ve motor içindeki yanan yakıtın sağladığı yanma ısı (egzoz hızı) olarak özetlenebilir.

2.1.2. Turbofan Motorlar

Jet motorlarının geliştirilmesi sırasında, verimliliklerinin artırılması, özellikle deniz seviyesine yakın yüksekliklerde ve düşük hızlarda (örneğin kalkış ve tırmanış sırasında) tepki artırılırken yakıt sarfiyatının azaltılması için hava akımının artırılması yönüne gidilmiştir. Motorun içinden geçen hava kütlesini arttırmak için,

kapalı bir çember içinde çalışan pervaneyi andıran ve fan denilen kısımlar jet motoruna eklenmiştir.

Turbofan motorunda bir hava alığı, fan, gaz üretici ve bir lüle bulunur. Türbinden elde edilen enerjinin bir kısmı fana güç sağlamak için kullanılır. Genel olarak turbofan motoru sınırlı bir uçuş bölgesinde turbojetten daha ekonomik ve verimlidir. İtkiye özgül yakıt tüketimi (TSFC, birim itki başına yakıt kütle debisi) turbofanlarda daha düşüktür.



Şekil 2.3. Turbofan motorların şematik görünümü [3]

Turbofan, turbojetten daha yüksek tahrik verimi sağlayacak şekilde daha fazla bir hava kütleini turbojetten daha düşük bir hıza ivmelendirir. Turbofanın ön yüz alanı turbojete göre oldukça büyüktür [3]. Bu yüzden daha fazla sürüklenme ve ağırlık ortaya çıkar. Aerodinamik olarak sıkışabilirlik etkilerinin ortaya çıkması nedeniyle fan çapı sınırlıdır [3].

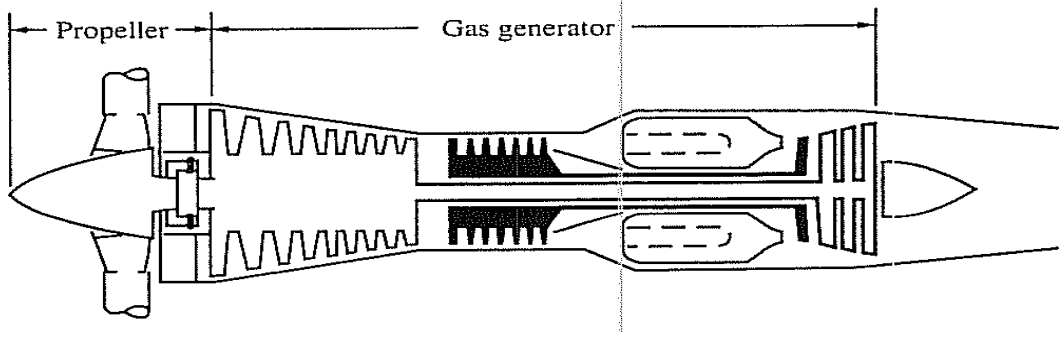
By-pass tipi jet motorlarında da, motorda yanma ve yanma odalarının soğutulması için kullanılan hava akımına ek olarak kompresörden alınan havanın bir kısmı motor dışındaki bir kılıftan geçirilerek egzozla karıştırılır. Prensip olarak fan motorlarında olduğu gibi hava akımının artırılması amaçlanmıştır. Ancak, turbofan motorların tamamı by-pass motorlar olarak anılmaktadır.

Çalışma prensibi turbojet motorlarıyla aynı olup tek farkı önünde büyük bir kompresörün olmasıdır. Bu kompresörün amacı hava akımını motorun kenarlarında

kontrol ederek motorun soğumasına yardımcı olmaktadır. Çok yaygın kullanıma sahiptir. Günümüzde yolcu uçaklarında kullanılmaktadır. Bu motorlar turbojet motorlarından daha yavaştır. Turbojet ve turboprop'un bir kombinasyonudur (Bu iki tipin avantaj sağlayan özellikleri bir araya getirilmiştir). Fan, bir case içine alınmıştır. Genelde motorda ikili veya üçlü spool kullanılmıştır. Tahrik daima türbin kaynaklıdır. Fan'ın devrini düşürmek için kullanılan bir dişli grubu yoktur. Gaz enerjisinin büyük kısmı fan ve kompresörü çevirecek torkun oluşmasına harcanır. Geriye kalan sıcak gazın enerjisi, fan havası ile birlikte itmeye çevrilir. Tüm itme, core ve fandan elde edilen itmelerin toplamıdır. Turbofan motorda, fan'ın ivmelendirdiği hava akışı yüksek olmasına karşın, çıkış hızı düşüktür. Core'un ivmelendirdiği havanın miktarı azdır fakat çıkış hızı yüksektir. Bu ortamda fan havasının ürettiği itme, bypass oranına bağlı olarak toplam itmenin %80'den fazlasıdır [3]. Bypass oranı fandan geçen havanın coredan geçen hava miktarına oranıdır [3]. Modern turbofan motorlarda bu oran $[4/ 1]$ ile $[9/ 1]$ arasındadır [3]. Turbofan motorda, turboprop tipin yüksek verim ve itme (thrust) özellikleri ile turbojet tipin yüksek hız ve yüksek irtifa özellikleri kullanılarak bir kombinasyon sağlanmıştır.

2.1.3. Turboprop ve Turboşaft Motorlar

1940 yıllarında, egzoz türbinli kompresörler ile donatılan en gelişmiş pistonlu motorlar uçuş yüksekliğinin arttırılmasına ve dolayısı ile seyahat hızının ve uçuş ekonomisinin arttırılmasına, yeterli olamayınca; yükseklik ile verimi o kadar fazla etkilenmeyen gaz türbinlerinin pervane ile birlikte kullanılması yoluna gidilmiştir [4]. Bu tür güç sistemleri önceleri II. Dünya Savaşında kullanılan birkaç avcı uçağının uçuş yüksekliği ve hızını arttırmada uygulamıştır. 1950 yıllarında Rolls-Royce firmasının geliştirdiği Dart tipi turboprop motorları Vickers fabrikalarının yaptığı Viscount ve Vanguard uçaklarında başarı ile kullanılmıştır [4]. Sonraları, bu tip güç sistemleri birçok yolcu ve yük uçağı için uygulanmıştır. Bilindiği gibi bu tür güç grupları helikopterlerde de uygulanmaktadır. Bu uygulamada motor pervane yerine helikopterin rotorunu çevirmektedir. Helikopterlerde kullanılan bu tür motorlara turboşaft motor ismi verilmektedir.



Şekil 2.4. Turboprop motorların şematik görünümü [3]

Bir pervaneyi çeviren gaz üretici bir turboprop motorunu oluşturur. Türbinde gazın genişlemesi pervaneyi çevirmek için gerekli enerjiyi sağlar. Turboşaft motoru turbopropa benzerdir ancak güç pervane yerine bir mile aktarılır. Turboprobun sınırlamaları ve avantajları pervane ile aynıdır. Düşük hızlı uçuşta ve kısa kalkış alanlarında pervane daha başarılıdır. Ses hızına yaklaşan hızlarda sıkışabilirlik etkileri başlar ve pervane aerodinamik verimini yitirir. Bu durumda turbofan daha başarılıdır.

Türbin motorunun pistonlu motora kıyasla daha güvenilir olması az titreşim yapması, aynı güç için daha küçük sürükleme kuvvetine neden olması (daha küçük kesit alan) ve yakıtın daha ucuz elde edilmesi gibi üstünlükleri vardır. Ancak, günümüze kadar geliştirilen gaz türbinleri genellikle 400 şaft beygir gücünün üstündeki güçlerde yapıldığından hafif uçaklar pistonlu motorlarla donatılmaktadır [3].

Turboprop güç sistemlerinin de pervane verimi ile sınırlıdır. Yani, uçuş hızı ve uçuş yüksekliği ile pervane verimi azalmakta, bu nedenle uçuş ekonomisini artırılması ve daha hızlı ulaşım olanağı sınırlı olmaktadır.

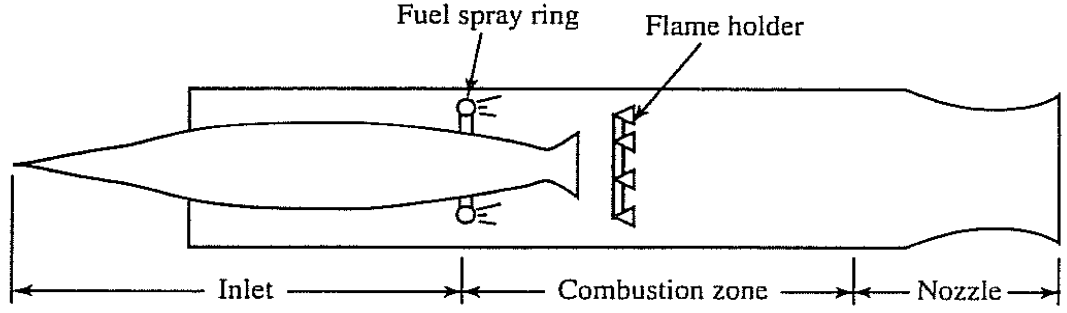
Gaz türbinlerinin her rejim için (yani tam devirle kalkışta, ekonomik seyahat gücü devrinde ve düşük devirlerde) belirli bir dönme hızı (devir/dakika) olacağı için, pervanenin sabit hızlı yani değişken hatveli olması gerekir. Ayrıca, türbinlerin verimli olabilmeleri için gerekli dönme hızları (devir sayısı) yüksek olduğundan (10 000-35 000 devir/ dakika) motorun kompresör şaftı ile pervane şaftı arasında 1/8

ila 1/22 oranında planet dişli şeklinde redüktör yerleştirilir [3]. Turboprop tip motorlar radyal veya aksel tip kompresörlü yapılmakta ve güçleri de 450 ile 10 000 şaft beygir gücü arasında değişmektedir [3]. Pistonlu uçak motorları için gerekli olan yüksek oktanlı (100/130) özel benzin yerine, turboprop motorları için gazyağı özelliğinde olan ve alevlenme sıcaklığı benzinden daha yüksek olan emniyetli jet yakıtı (kerosen) kullanılır [3]. Turboprop gaz türbinleri ve pervane içermektedir. Pervane dişli sistemlerle gaz türbinlerine bağlıdır. Çalışma prensibi jet motorlarıyla aynıdır. Kısa mesafe uçuşlarda kullanılır. Bu tip uçaklarda fazla hızlı gitmek jet motorlu uçaklara göre mümkün değildir. İtme elde ederken, havanın miktarı fazla, ivmelendirme ise küçüktür. Tahrik edilen bir pervane vardır. Pervaneler ya doğrudan kompresör şaftından hareket alır ya da serbest türbin ve merkez tahrik mili (center drive shaft) kombinasyonu bunu sağlar [3]. Ancak her iki sistemde de araya yüksek türbin hızlarını düşürecek dişli grupları ilave edilmiştir. Tüm gaz enerjisi tork kuvvetine dönüşür. Verim yüksektir. Ancak pervane kullanımı, yüksek uçak hızlarına olanak vermez.

2.1.4. Ramjet Motorlar

Ramjet motoru bir hava alığı, yanma bölgesi ve bir lüleden oluşur. Turbojetteki gibi kompresör ve türbin ramjetten bulunmaz. Hava, sıkışmanın olduğu alığa girer ve sonrasında yakıtla karışmanın ve yanmanın gerçekleştiği yanma bölgesine geçer. Sıcak gazlar sonrasında lüleden atılır ve itki elde edilir. Ramjetin çalışması alığın gelen havayı yavaşlatarak yanma bölgesinde basıncı artırmasına bağlıdır. Basınç artışı ramjetin çalışmasını sağlar. Gelen hava ne kadar hızlıysa basınç artışı da o kadar yüksek olur. Bu yüzden ramjet yüksek ses üstü hızlarda en iyi şekilde çalışır.

Sıradan bir ramjetten yanma düşük ses altı hızlarda gerçekleşir. Yüksek ses üstü uçuş hızlarında çok büyük basınç artışı gerçekleşir ve bu da ramjetin çalışması için yeterlidir. Eğer alık yüksek ses üstü hızdaki hava akımını ses altı hıza düşürüyorsa büyük basınç kayıpları ortaya çıkar. Bu yavaşlama ayrıca sıcaklıkta da büyük artışa neden olur.



Şekil 2.5. Ramjet motorların şematik görünümü [5]

Bazı sınır uçuş hızlarında sıcaklık çepher malzemesinin ve soğutma yöntemlerinin sınırına yaklaşır. Bu durumda akım içinde yakıt yakmak mümkün olmaz. Ses üstü yanma ile alıkta meydana gelen sıcaklık artışı ve basınç kaybı azaltılabilir [5]. Ses üstü yanmalı bu ramjete scramjet (supersonic combustion ramjet) denir [5].

2.2. Hava Solumayan Motorlar

Hava solumayan tahrik sistemleri; roket motorları, nükleer tahrik sistemleri ve elektriksel tahrik sistemleridir.

2.2.1. Roket Motorları

Katı ve sıvı yakıt kullanan motorlara kimyasal motorlar denir. Genellikle taşıyıcı olarak kullanılan dev yapılı roketlerin motorları bu şekildedir. Ancak uydu üzerine monte edilmiş sıvı yakıt kullanan küçük motorlar uydunun döndürülmesinde ve yörünge değişiminde kullanılırlar. Boyut olarak küçüktürler.

Yakıt olarak uydunun içinde bulunan yakıtı kullanırlar. Yakıt bitince de uydu yörünge kaymasından dolayı atmosfere girerek yanar. Yani yakıtın miktarı uydunun ömrünü belirler. Uydulara yakıt nakli yapmak çok zor bir iş olduğundan uydunun düşmesine göz yumulur ve o uydunun işlevini yapacak yeni bir uydu yörüngeye

oturtulur. Sadece yörüngede dolanan ve uzay istasyonu (Skylab, Mir gibi) olarak adlandırılan ve yaşam üniteleri olan uydulara yakıt takviyesi yapılabilir (uzay mekikleri aracılığıyla). Başlangıç yükü ile karşılaştırıldığında yerden fırlatılan roketler ancak toplam yükünün 7/1000 ünü yörüngeye yerleştirebilmektedir [1].

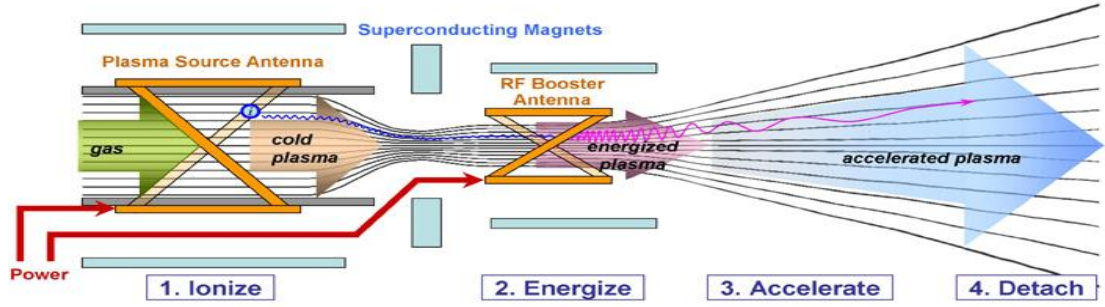
2.2.2. Elektrikli Tahrik Motorları

Elektrik enerjisini ya doğrudan ya da başka enerji türlerine çevirmek amacıyla yapılmış motorlardır. Bu nedenle büyük elektrik gereksinimleri vardır. Elektrik enerjisi ise jeneratörlerden elde edilir ve jeneratöründe yakıtı yine kimyasal bir yakıttır. Bu nedenle akü sistemleri ve güneş enerjisini elektrik enerjisine çeviren ara sistemlere ihtiyaç vardır. Bunlarda hem yükü artırır, hem de maliyeti artırmaktadır. Ancak gezegenler arası uydular için uzun zamanda büyük hızlar elde etmeye olanak tanıdığından dış gezegenlere gönderilen uydularda ve yeryüzündeki uyduların ara yörüngelere oturtulmasında kullanılırlar.

2.2.2.1. Elektrotermal Motorlar

Motor yapıları, kimyasal roket motorlarına çok benzemektedir. Basitçe kimyasal bir motorun elektrik ısıtıcısı olmuş halidir. Bir patlama olmadan elektrik enerjisiyle patlama (genleşme ve moleküler bozulma sağlanarak) elde edilerek bir itme kuvveti yaratılır. Ancak gaza verilecek ısı moleküllerin atomlarına ayrılmasına harcanacağından verim kaybı büyük olur. Sistemin gereksinim duyduğu elektrik enerjisi genellikle güneş pillerinden elde edilir.

Bu sistemde Resistojet ve Arcjet olarak adlandırılan iki elektrotermal motor türü kullanılmaktadır. Resistojet sisteminde gaz elektrik ile ısıtılarak itme sağlanmakta, Arcjet sisteminde ise yanıcı gaz ateşlenerek itme sağlanmaktadır. Burada ateşlemeyi sağlayan elektrik donanımdır. Arcjetlerin termal verimi az olduğundan, geniş güneş panelleri ve yörünge aktarımı sırasında uzun görev süresine ihtiyaç duyarlar [6]. Bu nedenle yörünge aktarımları için uygun değildir.



Şekil 2.6. Elektrotermal motorların çalışma prensibi [6]

2.2.2.2. Elektrostatik Motorlar (İyon Motorları)

Bu tip motorlar ilk defa Oberth tarafından ortaya atılmıştır [1]. Prensip olarak elektrik ile iyonlaştırılan atomların elektrik ve manyetik alanlar tarafından ivmelendirilmesine dayanmaktadır. Bu da kimyasal motorların geliştirilmiş bir halidir. Çünkü iyon için gaz kullanılmaktadır. En büyük özellikleri ise egzoz hızlarının yüksek olmasıdır. Egzoz hızı 10000 km/s kadar çıkabilmektedir [1]. Kimyasal motorlarda bu değer 3 km/saniye dolayındadır [1]. Bu da yakıt yükünde büyük bir tasarruf sağlar. Bu sistemin çalışma süresi kısa olduğundan küçük yörünge düzeltmelerinde kullanılmaktadır. Yakıt olarak genelde buharlaştırılmış Cs (sezyum) kullanılmaktadır [6]. Şimdiye kadar civa ve sezyum kullanan iki tür elektrostatik motor yapılmıştır [6]. Bu motorların %90 gibi yüksek bir verimliliği olduğu halde uzun süre çalıştırılmamaları bir dezavantajlarıdır [6]. Uzun süre çalıştırılmamalarının nedeni çok yüksek bir elektrik gerilimine ihtiyaçları vardır ve bu gerilimin ömrü de üç beş saniyeyi geçmemektedir. Bu nedenle gerekli olan elektrik atom gücüyle çalışan elektrik jeneratörleri yardımıyla ya da güneş enerjisiyle sağlanmaktadır. Kullanılan yakıtın iyonlaşma potansiyelinin düşük ve atomlarının ağır olmaları tercih edilmektedir. İyonların egzozu doğru ivmelendirilmeleri elektrik alan yaratarak ya da değişebilen manyetik alan yaratılarak gerçekleştirilmektedir.

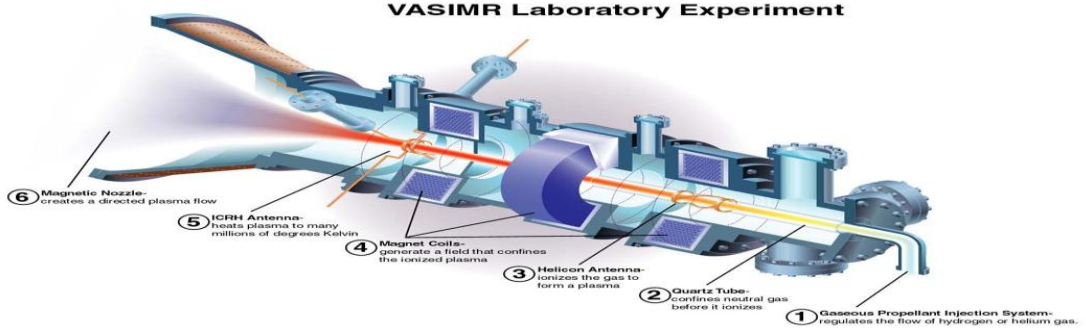
Yer yörüngesine oturtulan uzun ömürlü uydular bu tür motor kullanarak yörünge düzeltmeleri yapmaktadırlar. Yer yörüngesinde nükleer yakıt bulunduran uyduların

nükleer yakıtlarının kullanımı sadece elektrik üretimini sağlamak içindir. Bu da uydunun yükünün artması açısından dezavantajdır.

Uzaya atılan yer yörüngesine yerleştirilen büyük kütleli uydu ve laboratuvarlarda yörüngeyi bozucu birçok etken vardır. Bu etkiler: Çok azda olsa atmosferin frenleme etkisi, Dünya'nın şeklinin tam bir küre olmaması ve dağların etkisi, diğer dış etkenler, meteorlar, gezegenler, Ay'ın konumu, Yer-Güneş uzaklığındaki değişimler. Bu etkilerden dolayı yörüngeler bozulur. Bozucu etkilerin sonucu küçük ve uzun sürede oluşur. Dolayısıyla bir motoru çok kısa zaman çalıştırmakla etkiyi yok etmek mümkündür. Bu tür işler için iyon motorları kullanılır. Bu tür uydular erken uyarı uyduları (askeri), haberleşme uydularıdır. Genelde 24 saat periyotlu yer ile senkronize ve yer yarıçapının 5.6 katı uzaklıkta dairesel yörüngelere oturtulmuş uydulardır [3].

2.2.2.3. Elektromanyetik Motorlar (Plazma Motorları)

Bu tip motorlarda gaz plazma haline getirilmekte, egzoz giden yanma odasında (bu odada kimyasal bir yanma ve ısı üretimi söz konusu değildir) elektromanyetik bir ortam elektrik akımıyla sağlanarak plazmanın egzoz dışına doğru hareketi mümkün kılınmaktadır. Hem yakıtı plazma haline getirmek hem de güçlü bir manyetik alan yaratmak için çok fazla elektrik üretimine ihtiyaç vardır. Plazma motorları çok teferruatlı ve ağır yapılardır [3]. Böyle bir motora sahip uydunun yörünge dışına çıkarılması çok zordur. Ancak yörüngede montajı mümkündür. Gezegenler arası çalışmalar için düşünülmektedir. Gaz olarak da Helyum atomu kullanılmaktadır. 15 km/saniye gibi yüksek itme hızları elde edilebilmektedir [3].



Şekil 2.7. Elektromanyetik motorlar [7]

2.2.3. Güneş Işınımlı İtme Motorları

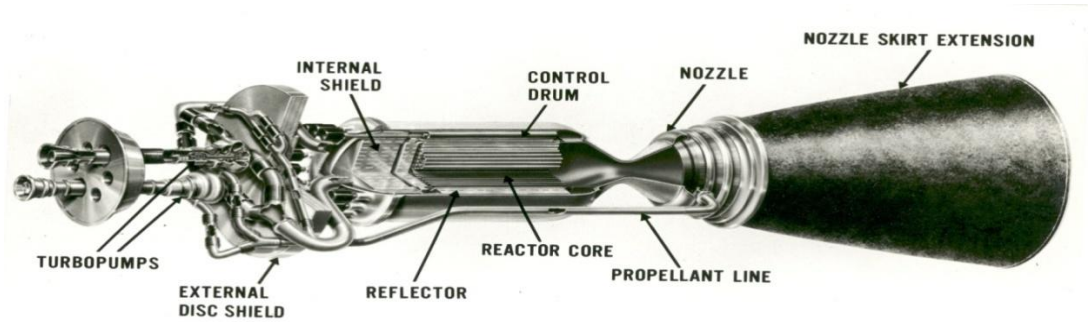
Bu sistemde güneş enerjisi toplanıp parabolik ayna ile odaklandıktan sonra 'kara cisim' özelliğindeki bir noktada toplandıktan sonra hidrojen gazının ısıtılmasında kullanılmaktadır. Bu yolla hidrojen 2727 °C'ye kadar ısıtılmakta, sıcak gazın atılması ile itme sağlanmaktadır [3]. Yanma olmaması, hareketli parça bulunmaması ve güneş enerjisinin doğrudan kullanımı nedeni ile verimi yüksektir. Yörünge aktarımı amacıyla kullanılacak yöntemleri karşılaştırıldığında, solar termal sistemler en yüksek verimi sağlamaktadır. Ekonomik kriterler düşünüldüğünde solar termal sistemler diğer sistemlere göre daha avantajlı olmaktadır [4].

2.2.4. Nükleer Motorlar

Uzun uçuşlar için uygun motorlardır. Gerek uranyum gerekse plütonyum radyoaktif maddeler oldukları için radyasyondan korunmak için özel şekilli uzay araçlarının yapılması gereklidir. Proton-proton zinciriyle hidrojenden helyuma dönüşüm yapılarak enerji elde edilebilir. Hidrojenin helyuma dönüştürülebilmesi için çok yüksek sıcaklıklara ihtiyaç vardır. Böyle bir sıcaklığa dayanabilecek reaktör yuvası henüz yapılamamıştır. Teorik olarak böyle bir roket yapılabilirse itme hızının 5 km/s olması beklenmektedir [1]. Nükleer motorlardan fazla bir verim elde edilememektedir. Buna rağmen kimyasal motorlardan 2-3 kat itme gücü elde edilebilmektedir [1]. Nükleer motorların iki tipi vardır [1]:

1. Tip motorlar, atom enerjisinin ısısından yararlanıp, itme gücü sağlayan gazın ısınmasından egzoz hızı elde etmek. Bu tür motorlarda 6 km/s'lik bir egzoz hızı elde edilebilmektedir [1]. Radyoaktif maddenin bozulması sırasında oluşan enerji ya direkt olarak gazın ısıtılmasında kullanılır ya da ek sistemlerle elektrik enerjisine çevrilir. Sistemin avantajı, bozulma sırasında oluşan ürün çekirdeklerinin dışarı atılması gerekmemektedir. Nükleer yakıt kaybı yoktur. Dezavantajları ise reaktörün sıcaklığı yakıt olarak kullanılacak gazdan daha fazladır, soğutma sorunu var. Ayrıca reaktörün etrafına çok güçlü koruma kalkanlarının konulması gereklidir. Sistem hacim ve ağırlık olarak büyüktür.

2. Tip nükleer motorlar ise, radyoaktif maddenin bozulması sonucunda oluşan ışınımı kullanmasıdır. Sistem genelde basittir. Roketin arka kısmına radyoaktif madde sürülür. Maddenin bozulma hızından yararlanılarak oluşan parçacıklar (α , β ve γ tanecikleri) roketi bir itme kazandırır. Böylece 10 km/s 'lik bir hıza ulaşılabilir [1]. Genelde kullanılan radyoaktif madde plütünyumdur. Sistemin avantajı itme kuvveti için gaz kullanmamasıdır. Dezavantajı ise bozulma işleminin düzenli olmaması ve kontrol edilememesidir.

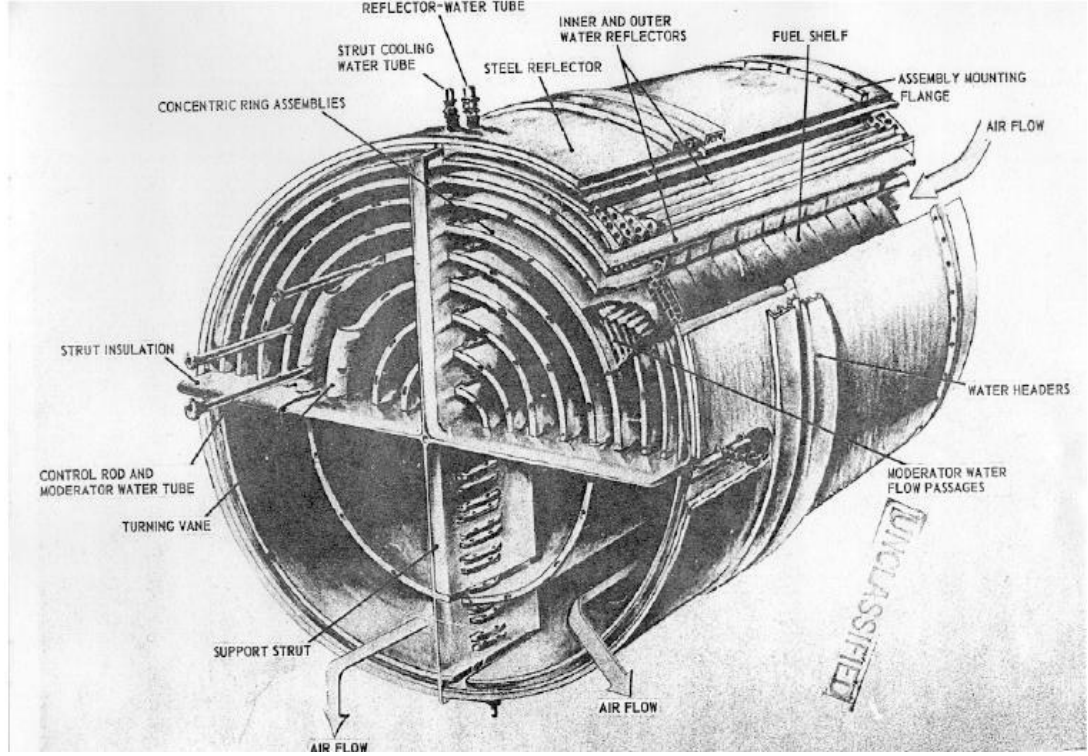


Şekil 2.8. NERVA motor [8]

2.3. Nükleer Hava Araçlarının Geçmişi

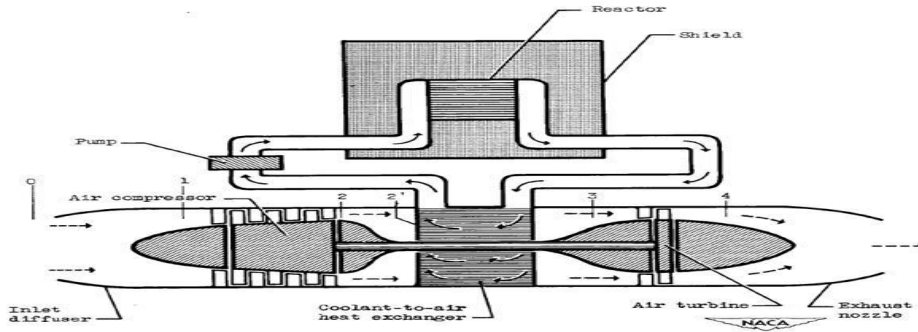
Uçaklarda nükleer tahrik sistemlerinin kullanılmasını amaçlayan NEPA (Nuclear Energy of Propulsion of Aircraft) projesi (Bu proje kapsamında Fermi'nin Chicago Üniversitesi'nde ilk nükleer reaktörü inşa etmesi ve akabinde kontrol çubuklarının

reaktör içerisinde kullanılması ve U-235'in kritik değere ulaşması bu proje içerisinde gerçekleşmiştir.) ve sonrasında ANP (Aircraft Nuclear Power) projesi kapsamında nükleer reaktör geliştirilmesi, uçaklarda nükleer enerjinin kullanılması alanında yapılan önemli gelişmelerdendir.



Şekil 2.9. General Elektrik tarafından tasarlanan P-1 motorunda kullanılan R-1 nükleer reaktörü [9]

General Elektrik'in önerdiği ve P-1 projesinde kullanılan ve P-1 reaktörü olarak adlandırılan bu projede amaç süpersonik jetler için doğrudan döngülü nükleer turbojet motorlarının geliştirilmesi ve yanma odasında havanın ısınması sağlanmaya çalışıldı. Bu tasarımda nükleer yakıttan ısı elde edilmesiyle 4 turbojet motorun çalışması amaçlandı [9].



Şekil 2.10. Doğrudan olmayan döngülü nükleer turbojet motor [9]

Uçak tahrik sistemleri için nükleer santrallerin kurulması yerine General Elektrik HTRE (Heat Transfer Reaktör Experiments) adı verilen test reaktörleriyle nükleer uçakların yapılandırılmasına yardımcı olmaya çalıştı. HTRE deneyleri boyunca doğrudan döngülü nükleer turbojet motorlarla çalışma denedi. 1951’de Pratt&Whitney ise ısı eşanjörü boyunca nükleer reaktörden ısı sağlanması için doğrudan olmayan nükleer motorlar üzerine çalıştı. Bu döngüde sıvı malzeme, ısı eşanjörü boyunca geçmesini sağlayacak şekilde turbojet motorların yanma odasında nükleer reaktörde ısıtıldı [9].



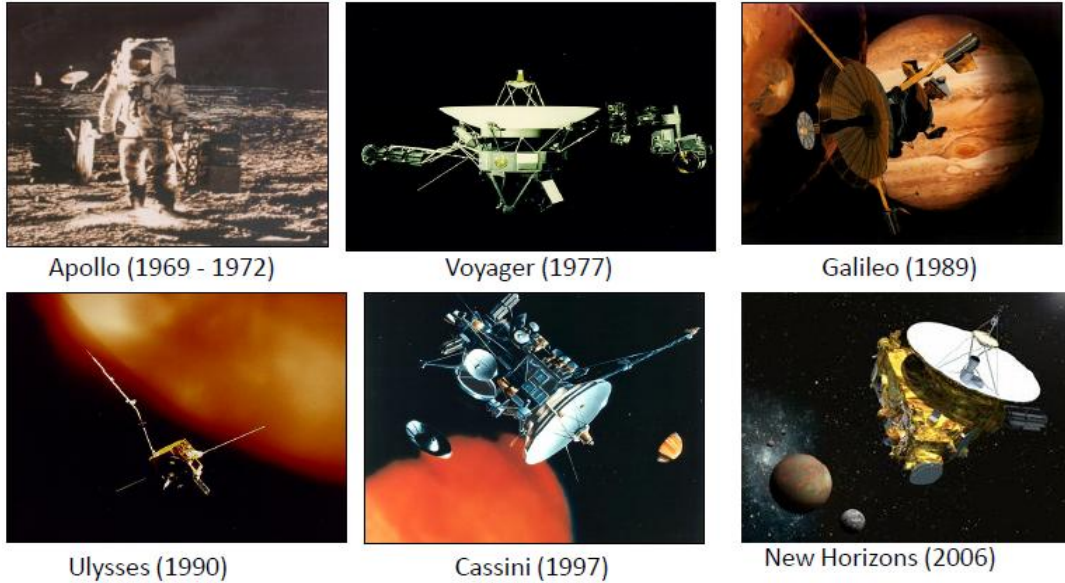
Şekil 2.11. HTRE-1 test reaktörü [9]

HTRE-2 Projesinde ise elemanlardan birkaçı değiştirilerek reaktör 20 MW’lık maksimum güç ile 140 saatten fazla çalışması sağlandı. HTRE-2, HTRE-1 ile

içerisindeki bir açıklık hariç aynı tasarıma sahipti. Bu açıklıkta (reaktör merkezindeki boşluk) test maddeleri kullanıldı. Yakıt elemanlarından bazıları çıkarıldı ve yakıt kaybını telefî etmek için 4 inch berilyum nötron yansıtıcıya eklendi. Böylece çekirdek sıcaklığı 4400 F'a (2700 K) çıkarıldı ve yakıtlardan bazıları 1000 saate kadar işletilebildi [9]. HTRE-3 tasarımıyla ise uçaklarda kullanılabilecek boyutlarda bir reaktör için çalışmalar yapıldı.

2.3.1. Genel Amaçlı Radyoizotop Termoelektrik Jeneratör (GPHS-RTG)

GPHS-RTG 2006'da New Horizon'da Pluto görevi için uçuruldu [10]. Orijinali 1979'da ISPM (International Solar Polar Mission) için planlanmış ve başarısızlıkla sonuçlanmış başka bir RTG'den gelmektedir. ISPM'nin Ulysses içindeki görevi güneşin kutup noktalarını keşfetmektir. GPHS-RTG teknolojisinin yararının ortaya çıkmasıyla bu sistem Galileo programında Jüpiter'in yörüngelerinin keşfedilmesinde güç kaynağı olarak kullanıldı. Sonrasında Cassini'nin Satürn'deki görevleri için de bir güç kaynağı seçeneği oldu. GPHS-RTG sisteminde enerjinin çoğu RTG'den karşılanmak üzere 55,9 kg kütlelik yakıttan 300W'lık güç üretildi [10].



Şekil 2.12. Çeşitli uzay görevlerinde bulunan sondalar [10]

2.3.2. Radyoizotop Termoelektrik Jeneratörler (RTG)

Radyoizotop termoelektrik jeneratörler nükleer reaksiyondan elektrik üretmekte kullanılırlar. Reaksiyonla ısı üretiminde birçok yol kullanılmaktadır. Uygulamaların çoğunda bir RTG ısı kaynağı boyunca seebeck etkisiyle elektrik üretilir [11]. Bu tip RTG'ler uzay araçlarının kendi güç kaynağı ile hareketini sağlar. 1961'de RTG'ler uzay güç sistemlerinde SNAP-3B uydularında kullanılmıştır. RTG'nin çekirdeği ise çoğunlukla GPHS'dir. İnsansız hava araçları dizaynında ısı bir seri GPHS'den üretilir ve bu jet yakıtının yanmasının yerini tutar [11]. GPHS kullanmanın bir yararı jet yakıtının taşınmasından kaynaklanan ağırlığın ortadan kalkmasıdır. Sakıncası ise radyoaktif izotop fiyatlarındaki yüksekliktir. GPHS seçilirken birkaç dizayn kriteri vardır. Bunlar; enerji yoğunluğu ve radyoizotop yarı ömrü, yakıt elde edilmesi ve fiyatı, radyasyon kazalarının önlenmesidir [11].

2.3.3. Nükleer Genel Amaçlı Isı Kaynağı (GPHS)

Şu anda İHA'larda kullanılan bir nükleer GPHS teknolojisi yoktur [9]. Yapılacak böyle bir dizaynda RTG, motorun yerini alarak aynı düzeyde enerji üretimini sağlayabilecektir [9]. Uzun bir süre aralığında çoklu GPHS modülleri İHA'lara yerleştirilebilir ve izotopun yanmasından çok daha fazla enerji sağlanabilir. Yapılabilecek diğer bir dizaynda ise nükleer yakıt ısı kaynağı olarak jet yakıtının yerini alabilir. Bir GPHS sistemi yanma odasında yer alabilir. Isı kaynağı olarak farklı izotoplar kullanılabilir. Toryum-228 (enerjisi 161 W/g) gibi yüksek enerjiler sağlayacak izotoplardan faydalanılabilir. Eğer dayanıklılık performanstan daha önemli bir unsur olursa yarı ömrü daha uzun olan Cs-137 ($t_{1/2}=30$ yıl) gibi bir izotop tercih edilebilir [9]. Dolayısıyla performans ya da dayanıklılık unsuruna göre nükleer izotop seçimi yapılabilir.

GPHS sistemi, Global Hawk gibi gaz türbin motoruna uygulanabilir [9]. Diğer tahrik sistemlerine de benzer koşullarda dizayn edilebilir. Global Hawk gaz türbin motoru yakıt olarak Uranyum-235'in yakıt olarak kullanıldığı bir nükleer reaktörün kullanıldığı nükleer motorla benzeştirilebilir [9]. U-235'in elde edilebilirliği ve birim

kütle başına açığa çıkan enerjisinden dolayı U-235 yakıt olarak tercih edilebilir [9]. Güneş enerjili ya da içten yanmalı sistemlerde maksimum kütle ve hızda 1600 kW lık bir enerji üretilirken gaz türbin motorlarındaki itme kuvveti ile karşılaştırıldığında daha büyük bir enerji üretir [9].

Nükleer türbin motorlarında reaktörde zenginleştirilmiş U-235 kullanılır. Reaktör motor içine eklenir böylece geçen hava ısı yayılımı yanmaya karşı koymasını sağlar [9]. Nükleer türbin motorları turbofan motorlarla aynı boyut ve ağırlıklarda olabilir. Çünkü uranyum izotopunun yarı ömrü bir yıllık uçuş zamanından daha fazla ve bu reaksiyonun başından sonuna kadar bütün uçuş süresi boyunca yeterli enerjiyi sağlar [9]. Nükleer reaktörün parçaları U-235 ve nötron içerir, reaksiyon başlar. U-235 absorbe edilen nötronları emerek fisyon parçaları, gama radyasyonu, ısı ve fazla nötron salar. Bu nötronlar diğer U-235 atomları tarafından emilerek aynı prosesler tekrarlanır. Zincir reaksiyon başladığında önce kontrol çubukları nötronları emerek reaksiyonu süperkritik noktaya getirir. U-235 birim kütle başına jet yakıt ya da dizel yakıtlara göre 1000 katın üzerinde bir enerji üretir [9].

2.3.3.1. GPHS-RTG Teknolojisi

GPHS iki ana unsurdan oluşmaktadır. Bunlar montaj ve dönüştürücüdür. GPHS sistemi 18 modülden meydana gelmekte ve içerdiği 4 yakıt kılıfından biri modül başına yaklaşık 245 W_t'lik, toplamda ise taze yakıt kullanılarak 4410 W_t'lık enerji üretebilecek şekilde GPHS modülleri ile eşleştirilmektedir [10]. 572 silikon-germanyum (SiGe) alaşım termoelektrik elemanı başlangıç görevinde (BOM) en az 285 W_e'lık güce dönüşür. Yanma zamanında ise GPHS-RTG, ≥ 300 W_e'lık kapasitede enerji üretir [10].

Galileo ve Ulysses'de kullanılan GPHS-RTG sisteminin uzunluğu 1,14 m, çapı 0,422 m ve kütlesi ise 55,9 kg'dır. Galileo görevinde güç gereksinimi ise en az 510W_e'dur ve 2 adet GPHS-RTG ile görev başlangıcından sonra 4,2 yılda 36800 saatlik güç sağlamaktadır. Ulysses görevinde ise görev başlangıcından sonra bir GPHS-RTG ile 4,7 yılda 41200 saatte en az 250 W_e güç sağlamaktadır [11].

Galileo, Cassini ve New Horizon RTG sistemi 30V'da çalıştırılırken; Ulysses RTG'si 28V'da çalıştırılmaktadır. Eşanjör kazasından sonra Galileo RTG'sinin enerji gereksinimi 470 W_e 'a yükseltilmiştir ki bu da RTG başına 235 W_e 'luk bir enerji takabül etmektedir ve görev başlangıcından sonra yaklaşık olarak 71000 saat görev yapabilir. Ulysses'in durumunda ise 42000 saatlik görev sonunda güç gereksinimi 245 W_e olarak değiştirilmiştir. Cassini'de ise başlangıç görevinden 16 yıl sonra bile 826 W_e 'luk bir güç sağlamaya devam etmiştir. New Horizon'da ise çoğunlukla 21 yıllık yakıt kullanılmakta ve başlangıç güç gereksinimi ise 237 W_e civarındadır. Görev başlangıcından 9,5 yıl sonrasında ise minimum enerji gereksinimi 191 W_e 'dur [11].

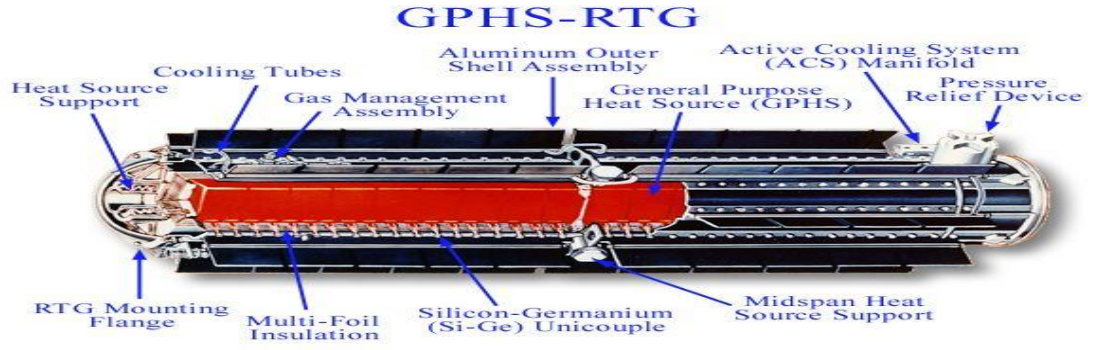
2.3.3.2. GPHS-RTG Dönüştürücü

Dönüştürücünün sağladığı termal güç GPHS montajından gelirken, GPHS 18 ayrı kolon yığınının her birinden yaklaşık olarak 245 W_t enerji sağlanır ve bu enerji Pu-238 oksit yakıtınca sağlanır [11]. Normalde Pu-238 % 83.5 oranında zenginleştirilir ancak farklı jeneratörlerde farklı zenginleştirme değerlerine sahip olabilir [11]. Pu-238'in yarı ömründen ($t_{1/2} = 87,7$ yıl) dolayı termal gücü yılda yaklaşık %0,8 azalır ki bu uzun süreli görevler için oldukça idealdir [11]. Ancak kullanılan unicouple (Si-Ge alaşımı) metallerin özelliklerinden dolayı zamanla elektriksel gücünde düşüş meydana gelir [11].

Temel GPHS dizaynında güvenlik önemli faktörlerdendir. Modüller beş ana unsurdan meydana gelir. Bunlar: Yakıt, yakıt kaplama, grafit etkili kabuk (GİS), karbon bağlı karbon fiber (CBCA) izolasyon, aeroshell (FWPFTM) dir [10].

Her GPHS modülü yüksek sıcaklıklara dayanabilen seramikten yapılmış 4 palet ile palet başına 62,5 W_t 'lık termal envanter içerir [11]. Her modülün toplam ağırlığı 1,43 kgdır (F-8 uçuşu hariç) [10]. Görev başlangıcı da ise GPHS güç üretimi (jeneratör başına 8,1 kg Pu-238 transferi yapan) 4410 W_t 'dır. Çünkü Pu-238'in bozulmasında asıl termal stoklar yakıt yapılacağı zaman farklı görevlerde kullanılır.

Örneğin New Horizon, 72 yakıt kaplamasının 52 sini sadece fırlatmada kullanmakta ve 3948 W_t'lık güç sağlamaktadır [10].



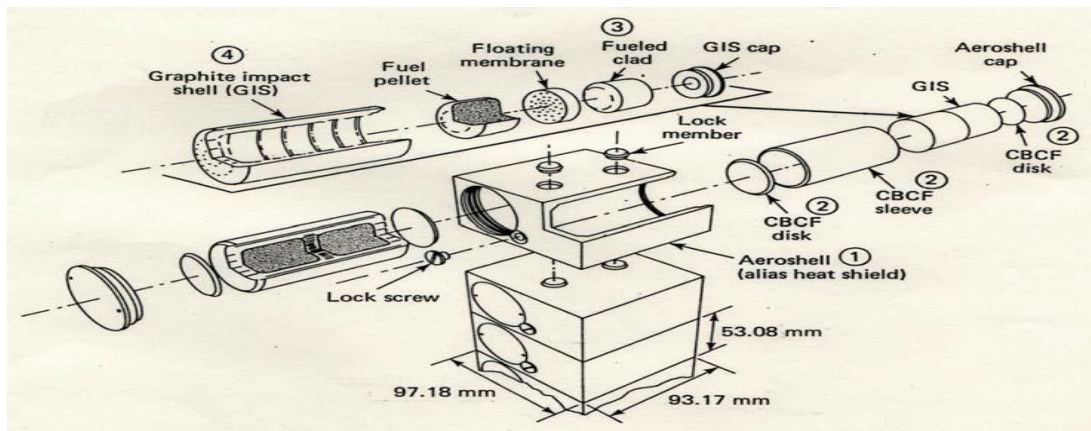
Şekil 2.13. GPHS-RTG sistemi [9]

GPHS-RTG dönüştürücü bir dış kabuk içerisinde bir termopil içerir. Bu termo pil unicouple adı verilen 572 termoelektrik elemandan, çok katlı (multifoil) izolasyon ve iç içe geçmiş çerçevelerden oluşur [10]. GPHS-RTG termopil dizaynı daha küçük çaplı MHW-RTG dizaynına dayanır. GPHS-RTG, MHW-RTG'den yaklaşık iki kat daha uzun ve unicouple sayısı ile enerji üretimi ise yaklaşık olarak iki katı civarındadır [10]. Couple'ın bacakları silikon-germanyum (SiGe) alaşımından yapılırken, silikon-molibden alaşımına karşılık gelen sıcak ayaklar ise termoelektrik polariteyi sağlamak için ikame edilmektedir [10]. Fosfor N bacak için, Bor da P bacak için dopantlanmıştır. N ve P bacağın boyutları (2,74mm×6,50mm kesit boyutlarında ve toplam uzunluğu 20.3mm) eşittir. Couple yüksekliği 31.1 mm, sıcak ayak boyutları 22,9 mm×22,9 mm ve kalınlığı 1,9 mm'dir [10]. SiGe alaşım ısılıçifti tungsten, bakır, molibden soğuk yığın düzeninden, paslanmaz çelik ve alüminyum parçalardan oluşur. Bakır bağlantıları dış kabuk ve dönüştürücü gövde yalıtım sisteminin içi arasındaki elektrik devreleri oluşturur. Elektrik devrelerinde güvenilirlik için seri-paralel kablolama dizaynını sağlayan iki diziden oluşur. Devre döngüleri net manyetik alanı en aza indirmek için düzenlenir. Çok katlı izolasyonda her unicouple için elektriksel izolasyon birkaç Astraquartz kat tarafından

(SiO₂) couple bacakları bir alüminyum pul tarafından sıcak ayaklara sıkıca sarılır ve nominal çapı 0.76 mm'ye ulaşır [10].

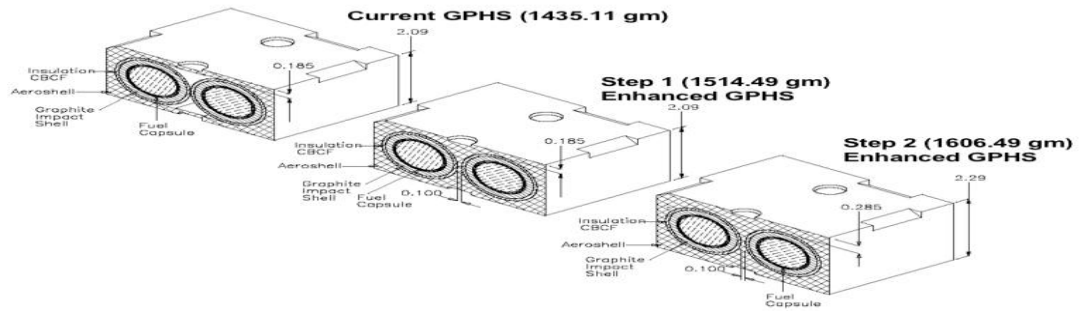
Sıcak jonksiyon noktasında sıcaklık ortalamaları 1273 K (BOM), soğuk jonksiyon bölgesinde ise sıcaklık ortalaması 566 K ve karşılaşılan nominal sıcaklık ise sıcak ayaklar için 1308 K'dir [10]. Termal bariyer olarak hizmet eden çok katmanlı izolasyon montajı 60 molibden folyo içerir ve 60 Astroquartz tabakadan oluşur [10]. İzolasyon için destek çevresi molibdenden yapılır. 2219-T6 alaşımından yapılmış dış kabuk montajı 8 radyal paletli flaşlı silindir ve 4 pin taşıyıcı açıklıktan) açıklıktan oluşur [10]. Elektrik güç konektörü, 4 direnç sıcaklık aygıtı (RTDs), gaz yönetim sistemi (GMS) ve basınç tahliye cihazı (PRD)'dan oluşur. Dış kabuk tarafından uygulanan silikon kaplama ile emisyon değeri 0,9 yükseltilir [11]. Fırlatma aracı için dönüştürücü yüzeyinden yayınlanan ısıyı sınırlandırmak için aktif soğutma sistemleri (ACS) ve her dilim üssü yakınındaki boru geçişleri ile su sirkülasyonu (3500 W_e) kaldırılır [11].

GPHS-RTG için iki ana çalışma modu vardır: hava ve vakum. Hava operasyonları boyunca RTG asalgaz ile doldurulur.(Testler ve depolama için argon, fırlatışlarda ise kseron gazı kullanılır.) Uzayda tam güç işlemi ve havalandırma sonrasında PRD asalgaz ile sağlanır. Aksi belirtilmedikçe GPHS-RTG programı RTG güç çıkışı olarak tanımlanır.



Şekil 2.14. Genel amaçlı ısı kaynağı (GPHS) modülünden bir kesit [9]

Cassini uzay sondasının fırlatılışının akabinde Birleşik Devletler Enerji Departmanı (DOE) iki aşamalı bir program ile GPHS yakıt modüllerine daha fazla FWPF ekleyerek daha güvenli bir program geliştirmiştir. Geliştirilen güvenlik programıyla daha fazla GPHS modülü kullanılmasına olanak sağlanmıştır. Böylece 16 adet GPHS Modülü kullanılmasına imkan sağlanmıştır. Birinci kademede kullanılan modül 1.514 kg iken, ikinci aşamada kullanılan modül 1.606 kg ağırlığındadır. Bu sistem sayesinde elektriksel güç %10'un üzerine çıkarılmıştır [12]. Tasarlanan sistem Şekil 2.15'de verilmiştir.



Şekil 2.15. Genel amaçlı ısı kaynağı (GPHS) modülünün gelişimi [12]

Radyoizotopun güç kaynağı olarak kullanıldığı bazı güç sistemlerdeki karakteristikleri ise Çizelge 2.1.'de verilmiştir.

Çizelge 2.1. Radyoizotop güç kaynaklarının karakteristiği [13]

Radyoizotop Güç Kaynağı	Güç (BOL)	Kütle	Spesifik Güç (BOL)	Verimlilik	Modül Sayısı	Tahmini TRL
MMRTG	125 We	44 kg	2.9 We/kg	%6.3	8	6
ASRG	143 We	20.2 kg	7.0 We/kg	%28	2	5
ARTG	250 We	40 kg	7 We/kg	%8.3	12	3
GPHS-RTG	300 We	55.9 kg	5.3 We/kg	%6.8	18	9

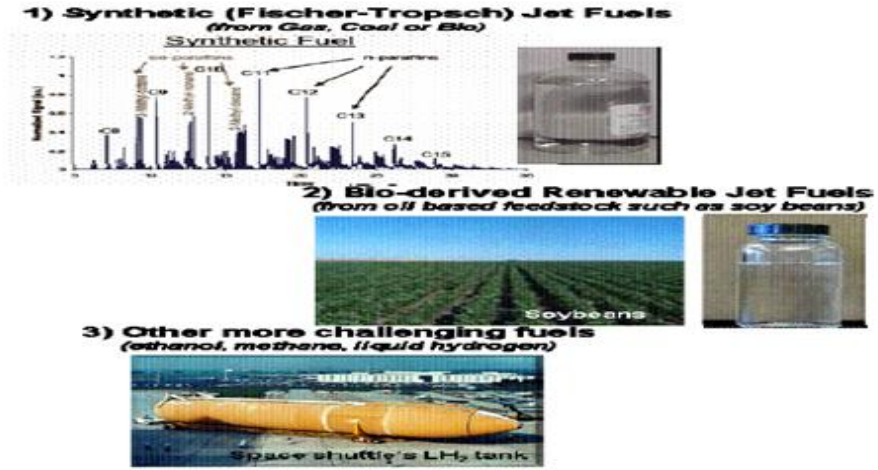
GPHS-RTG sistemlerindeki belirli parametrelerin farklı kademelerdeki teknik özellikleri Çizelge 2.2’de verilmiştir.

Çizelge 2.2. Kademeli GPHS modülü karakteristikleri [12]

GPHS-RTG Karakteristik	Step 0	Step 1	Step 2	Step 2 (zenginleştirme)	Step 2 (geliştirilmiş+ dönüştürücü)	Step 2 (Bütün Basamaklar+ geliştirilmiş+ dönüştürücü)	Step 2 (Bütün Basamaklar+ geliştirilmiş+ dönüştürücü+ zenginleştirme)
BOL Elektriksel Güç	300	300	267	285	267	300	315
GPHS Tipi	Step 0	Step 1	Step 2	Step 2	Step 2	Step 2	Step 2
Kütle (kg)	56	58	57	57	48	53	53
BOL Spesifik Güç (We/kg)	5.3	5.2	4.7	5.0	5.5	5.6	5.9
GPHS Modül Sayısı	18	18	16	16	16	18	18
Pu-238 Zenginleştirme	%82	%82	%82	%82	%82	%82	%82
Termal Sayım(Wt)	4410	4410	3920	4195	3920	4410	4625
Kütle Değişimi (kg)	0.0	+1.4	+1.0	+1.0	-7.6	-3.3	-3.3

3. İNSANSIZ HAVA ARAÇLARINDA KULLANILAN ALTERNATİF YAKITLAR

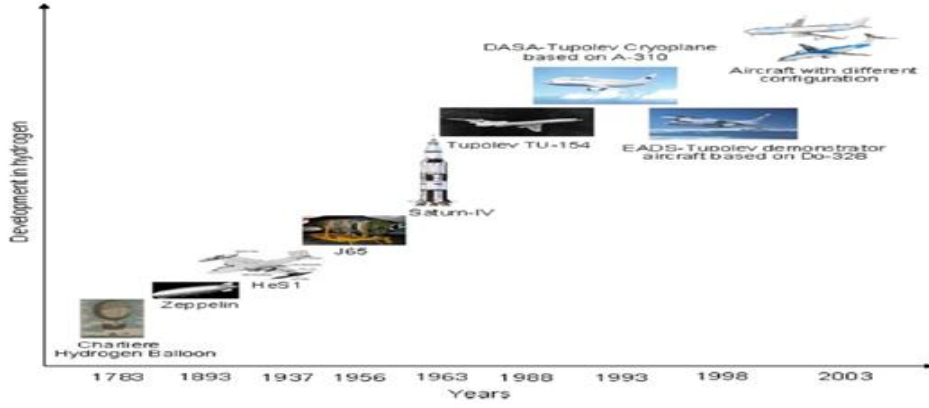
Motor yakıtlarının kolay tutuşabilme, kolay buharlaşabilme, hava ile kolay karışabilme ve birim hacminden yüksek enerji sağlayabilme gibi özellikleri olması istenir [15]. Jet yakıtları genel olarak 3 başlık altında incelenmektedir. Bunlar; sentetik jet yakıtları, biyoyakıtlar ve etanol, metan ve sıvı hidrojen gibi yakıtlardır. Kolay tutuşabilme, hava ile kolay karışabilme ve kolay buharlaşabilme özelliklerinden ötürü sıvı hidrokarbon yakıtlar motorlu taşıtlar için uygun yakıt olma özelliği taşır. Bu yakıtların diğer bir özellikleri de kolay elde edilebilmeleri ve birim hacimlerinde yüksek enerji yoğunluğuna sahip olmasıdır.



Şekil 3.1. İHA'larda kullanılan alternatif yakıtlar [16]

3.1. Hidrojenin Yakıt Olarak Kullanılması

Fosil yatak rezervlerinin azalması ve bu yakıtların çevresel zararları nedeniyle son yıllarda alternatif enerjiler üzerine yoğun çalışmalar yapılmaktadır. Hidrojen enerjisi, hammaddesinin dünya yüzeyinde bol miktarda bulunan su olması ve çevreyi kirletmemesi nedeniyle diğer enerji kaynaklarına en iyi alternatif enerji kaynağı olarak ortaya çıkmaktadır [17].



Şekil 3.2. Hidrojenin hava araçlarında alternatif yakıt olarak kullanılmasındaki gelişmeler [18]

Sudan elde edilerek, kullanımı sonucu tekrar suya dönüşüm özelliği ile hidrojen, “yenilenebilir enerji” kaynağıdır. Çünkü hidrojenin hava ile yanması sonucu oluşan yanma ürünü tekrar hidrojen üretiminde kullanılacak olan su buharıdır. Böylece dünyadaki doğalsu kaynaklarında elektroliz vb. yöntemler ile üretilen hidrojenin yanması sonucu bu kaynakları besleyecek su tekrar üretilmektedir [19]. Hidrojen yakıtların kullanımlarındaki bir diğer avantaj da, hava kirliliğine olan etkisinin çok düşük düzeyde olmasıdır [17].

Hidrojenin hava ile yanması sonucu, hidrokarbon yakıtlarda görülen CO, SO gibi gazlar ve yanmamış hidrokarbonlar oluşmamaktadır [19]. Böylece yanma ürünlerinin oluşturduğu asit yağmuru, fotokimyasal sis, sera etkisi gibi olaylar hidrojenin yakıt olarak kullanımında söz konusu değildir. Hidrojen yanması sonucu oluşan NO bileşenlerinin düzeyi ise, sıcaklık seviyelerindeki artış nedeniyle, öteki yakıtlara oranla daha yüksek olmaktadır. Hidrojenin üretim ve depolama maliyetlerinin günümüzde hala yüksek olması hidrojenin yaygın olarak kullanılamamasının nedenlerinden biridir. Ancak hidrojenin yaygın olarak kullanımına geçilmesi ve üretim kapasitesinin artması ile birlikte maliyet de düşecektir [20,21].

Hidrojenin en önemli özelliği sıvı ve gaz olarak kullanılabilmesidir. Gaz halindeki hidrojen, aynı hacimdeki havadan yaklaşık 14 kez daha hafiftir [22]. İçten yanmalı

motorlarda kullanılmakta olan yakıtlarla karşılaştırıldığında ise, sıvı hidrojenin sıvı hidrokarbon yakıtlara oranla yaklaşık 10 kere daha hafif, gaz halindeki hidrojenin ise metan, doğal gaz vb. gaz halindeki yakıtlardan yine 10 kere daha hafif olduğu görülmektedir [22,23].

Hidrojenin motorlarda yakıt olarak kullanımında avantaj sağlayacak en önemli özelliklerden bir diğeri tutuşma sınırlarının diğer yakıtara oranla daha geniş olmasıdır. Hidrojen, hava içerisinde %4 ile %75 oranları arasında bulunduğu tutuşabilmektedir [23]. Benzin-hava karışımlarında, hava fazlalık katsayısının 0.3 - 1.7 değerleri arasında tutuşma sağlanabilmekte iken, hidrojen-hava karışımları için bu sınır 0.14-4.35 değerlerine ulaşmaktadır [23].

Hidrojen sentetik bir yakıt olup, üretim kaynakları son derece bol ve çeşitlidir. Bunlar arasında su, hava, kömür ve doğal gaz sayılabilir. Ancak, sayılan bu kaynaklardan kömür ve doğal gaz fosil yakıt olup, sınırlı rezerve sahiptir. Ayrıca fosil yakıtların giderek tükenmekte olması, hidrojen üretiminde geniş kaynaklara sahip olan suyun kullanımını daha avantajlı hale getirmektedir. Her türlü birincil enerji kaynağı yardımıyla üretilen hidrojen, günümüzde suni gübreden, nebati yağlara, roket yakıtlarına kadar çeşitli alanlarda kullanılmakta ve bunun için dünyada her yıl 600 Mm³ hidrojen üretilmektedir [24]. Hidrojen üretimi için bilinen bir yöntem, bileşiği olan H₂O suyun içindeki hidrojeni elektroliz yoluyla ayırmaktır. Bu yöntem dışında hidrojen, fosil yakıtlar yardımıyla olabildiği gibi, güneş,rüzgar, dalga enerjileri, jeotermal enerji ve biyokütle gibi birincil enerji kaynaklarının herhangi biri ile üretilebilir.

Hidrojenin alt ısı değeri de öteki mevcut motor yakıtlarından daha yüksektir (hidrojen için 119.93 kJ/g, benzin için 43.4 kJ/g)[23]. Ancak hacimsel olarak ele alındığında hidrojenin alt ısı değeri diğer yakıtlara göre daha azdır (hidrojen için 8.41 MJ/litre, benzin için 31.8MJ/litre, metanol için 15.9MJ/litre, metan için 20.8 MJ/litre)[24]. Hidrojenin adiyabatik alev sıcaklığı ise benzinle aynı mertebelindedir (Hidrojen 2318 K, Benzin 2470 K, Metan 2148 K) [23].

Çizelge 3.1. Hidrojen, benzin ve metanın yakıt özellikleri [23]

Özellik	Benzin	Metan	Hidrojen
Yoğunluk (kg/m ³)	4.40	0.65	0.084
Hava İçinde Difüzyonu (cm ² /s)	0.05	0.16	0.61
Sabit Basıncıdaki Özgül Isısı (J.g/K)	1.20	2.22	14.89
Havada Ateşlenme Sınırı (%hacim)	1.0-7.6	5.3-15.0	4.0-75.0
Havada Ateşlenme Enerjisi (MJ)	0.24	0.29	0.02
Ateşlenme Sıcaklığı (C)	228-471	540	585
Havada Alev Sıcaklığı ©	2197	1875	2045
Patlama Enerjisi (g.TNT.K/J)	0.25	0.19	0.17
Alev Yayılması (%)	34-42	25-33	17-25

Hava içerisinde benzinin alevlenme limiti hacimsel olarak %1–7,6 iken hava içerisinde hidrojenin alevlenme limiti hacimsel olarak %4,1-75 arasındadır [23]. Bu nedenle yakıt olarak hidrojeni kullanan motorlar çok lineer şartlarda çalışabilmektedir.

Benzin-hava karışımlarında, hava fazlalık katsayısının 0,3-1,7 değerleri arasında tutuşma sağlanabilmekte iken, hidrojen-hava karışımları için bu sınır 0,14-4,35 değerlerine ulaşmaktadır [24]. Hidrojenin adiyabatik alev sıcaklığı (2318 K), benzin (2470 K) ve metanın (2148 K) adiyabatik alev sıcaklıkları ile aynı mertebelindedir [24]. Hidrojen, 1 olan atomik ağırlığı ile elementler içerisinde en hafif olanıdır. Ağırlık olarak hidrojenin ısı değeri benzinin ısı değerinden 2,5 kat daha büyüktür. Fakat sıvı fazda benzinin enerji yoğunluğu hidrojenden 10 kat daha fazladır. Hidrojenin yanması temelde hidrokarbon yakıtının yanmasından farklıdır. Dizel yakıtının 0,7–5 alevlenme limitine karşılık hidrojen hacimsel olarak %4–75 oranında alevlenme limitine sahiptir [24]. Hidrojenin ateşlenmesi için gerekli minimum enerji miktarı yalnızca 0,02 MJ'dür ve bu hidrojen motoruna fakir karışımda iyi bir çalışma ve anında ateşleme imkanı sağlamaktadır. Ancak bu durum, bir ateşleme kaynağı olarak hizmet edebilecek silindir içindeki sıcak noktalardan dolayı oluşan erken ateşleme ve geri tepme problemini ortaya çıkarır [23]. Hidrojenin yoğunluğu 0,087 kg/m³'dür ve havadan oldukça hafiftir. Bu nedenle atmosfere kolayca yayılabilir. Hidrojen kütleli olarak tüm yakıtlardan daha yüksek enerjiye sahiptir. Hidrojenin alev yayılma hızı 270 cm/s' dir [17]. Bu durum silindir içerisinde ani bir basınç artışının oluşmasına sebep olur. Hidrojenin yayılma gücü 0,63 cm²/s dir. Hidrojenin kendi kendine tutuşma sıcaklığı 858 K'dir. Bu da yüksek sıkıştırma oranlarına sahip içten yanmalı motorlarda hidrojenin kullanılabilmesine olanak sağlar.

Hidrojenin içten yanmalı motorlarda kullanımında genel olarak iki yöntem vardır. Birincisi, hidrojenin tek yakıt olarak kullanımı, ikincisi ise mevcut motorlarda ilave yakıt olarak kullanılmasıdır. Birinci durumda, hidrojen problemler olmasına rağmen kullanılabilir. Karşılaşılan problemler sıkıştırma oranına ve sıcak noktalara bağlı olarak erken tutuşma, geri yanma, vuruş ve mevcut depolama yöntemlerinin ağırlıklarının fazla, depolanan hidrojen miktarının düşük olmasıdır. Ayrıca mevcut içten yanmalı motorlar üzerinde yapılması gereken modifikasyonlar ve ilavelerin maliyetinin yüksek olması da diğer bir etken olarak gözükmektedir.

Benzin, metan, etanol ve biogaz ile çalışan motorla yapılan testlerde ilave yakıt olarak hidrojen kullanımının motor performansını artırdığı tespit edilmiştir [25].

Genel olarak hidrojenin çift yakıt modunda kullanılması ile motor performansında artış ve kirletici emisyonlarda önemli miktarda azalma sağlanabilir [25].

Hidrojenin üretilmesinden sonra ihtiyaç olan yerlere ulaştırılması, kullanılması ve kullanımının azaldığı durumlarda da hidrojenin depolanmasına ihtiyaç vardır. Genel olarak hidrojenin kullanıldığı her yerde depolanmasına ihtiyaç vardır. Hidrojenin yaygın olarak kullanılmasının önündeki en önemli engel depolama problemidir. Depolama sistemlerinin maliyet verimliliği geleceğin enerji seçeneklerinden biri olan hidrojen gazının kullanımı için en önemli faktördür. Mevcut depolama yöntemleri çok pahalıdır ve çeşitli uygulamaların gereksinim gösterdiği performansları karşılamamaktadır. Yüksek enerji yoğunluğuna ve düşük ağırlığa sahip taşınabilir (araç üstü) depolara ihtiyaç duyulmaktadır. Normal sıcaklık ve basınç şartlarında, hidrojen çok düşük enerji yoğunluğuna (benzine göre yaklaşık 1/3300) sahiptir [20]. Bu sebeple depolama konusunda uzun vadede amaç, ağırlık ve hacimsel olarak depolama yoğunluğu açısından diğer yakıtlarla karşılaştırılabilir teknolojilerin gerçekleştirilmesidir.

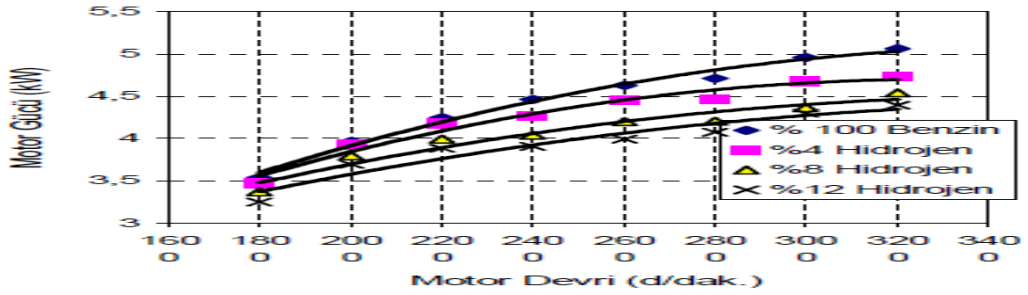
Hidrojen gazının güvenilir olarak kullanılabilmesi için şartlar belirlenerek çeşitli depolama sistemleri geliştirilmiştir. Genel olarak basınçlı gaz ve kriojenik sıvı olarak sınıflandırılabilir, fakat ara uygulamalar da söz konusudur. Sıkıştırılmış gaz ya da kriojenik sıvı depolama bu günün uygulamaları için pratik olarak kullanılmaktadır.

Yakıt olarak hidrojeni kullanan sıkıştırma ile ateşlemeli motorlarda, hidrojenin yüksek kendi kendine tutuşma sıcaklığından (858K) dolayı sıkıştırma sonu sıcaklık yanma başlangıcı için yeterli değildir [25]. Hidrojenin düşük ateşleme enerjisi ve konvansiyonel hidrokarbon yakıtlara oranla daha yüksek kendi kendine tutuşma sıcaklığına sahip olması nedeniyle sıkıştırma ile ateşlemeli motorlarda yakıt olarak hidrojenin kullanılmasında, tutuşmanın sağlanabilmesi için yüksek sıkıştırma oranları ve/veya emme havasına ön ısıtmanın yapılması gereklidir. Bu nedenle bir kıvılcım bujisi ya da kızdırma bujisi olmaksızın sıkıştırma ile ateşlemeli motorlarda yakıt olarak hidrojenin kullanımı uygun değildir. Bu durum, hidrojenin dizel motorlarda tek yakıt olarak kullanıma uygun olmadığını göstermektedir.

3.1.1. Hidrojenin Yakıt Olarak İHA'larda Kullanılmasıyla İlgili Yapılan Çalışmalar

Yapılan bir çalışmada kullanılan benzine ek olarak belirli oranlarda hidrojen ilave edilmesiyle motor performansında meydana gelen değişiklik incelenmiştir. Şekil 3.3'de motor gücünün motor devrine bağlı olarak değişimi ve kütleli olarak üç değişik oranda benzine ilave edilen hidrojenin motor gücü üzerindeki etkisi görülmektedir. Motor gücü, motor devrine bağlı olarak artmaktadır. Şekil 3.3'de gösterildiği gibi hidrojen ilavesi % 100 benzinle çalışmaya göre, motor gücü üzerinde azalmaya neden olmaktadır. Bu azalmanın motor devri artışına bağlı olarak artması volümetrik verimin yüksek devirlerde düşük olmasından ve aynı devirler için benzinli çalışmaya göre hidrojen ilavesinde gücün azalması; yanma odasına alınan yakıtın ısı değerinin azalmasından kaynaklanmaktadır[26].

Volümetrik verimin motor devrine bağlı olarak değişimi ve kütleli olarak üç değişik oranda benzine ilave edilen hidrojenin volümetrik verim üzerindeki etkisini gösteren bir çalışmada yakıtta ilave edilen tüm karışım oranlarında, motor devrinin en düşük olduğu noktada volümetrik verim düşmüştür.

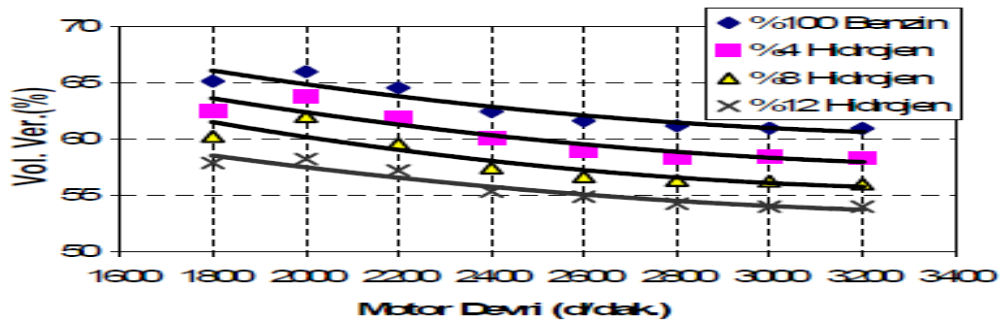


Şekil 3.3. Farklı H₂ oranlarındaki güç değişimi [26].

Şekil 3.4'de görüldüğü üzere maksimum momentin en yüksek olduğu 2000 d/dk.'da volümetrik verim en yüksek noktaya çıkmıştır. 2000 d/dk.'dan sonraki üst devirlerde motor devrinin artması içeriye alınan havanın momentumunun artmasına neden

olmaktadır. Bu nedenle yüksek devirlerde volümetrik verim düşmektedir. Hidrojenin çok düşük yoğunluğa sahip olması ve havanın yerini alması volümetrik verimin düşmesinin asıl nedenidir.

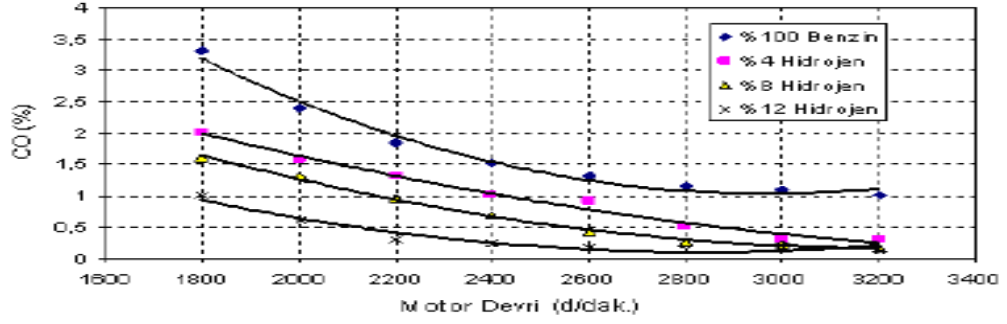
Hidrojen $-253\text{ }^{\circ}\text{C}$ 'ye kadar gaz fazında kalmaktadır. Maddeler özellikle hidrojen gaz fazında iken çok düşük özgül hacim ve yoğunluğa sahip olduğundan, ağırlık olarak içeriye alınması gereken hidrojen hacim olarak büyük yer kaplamakta volümetrik verimin düşmesine neden olduğu gözlemlenmiştir [26].



Şekil 3.4. Hidrojen ilavesinin volümetrik verime etkisi [26]

Aynı çalışmada motor gücünün de motor momentine bağlı olarak düşüş eğiliminde olduğu göstermiştir. Hava fazlalık katsayısının deney şartlarında 1 olarak belirlenmesi, her deneyde yanma odasına alınan kütleli yakıt miktarında değişime neden olmuştur [26]. Hidrojen gazının yoğunluğunun düşük olması yanma odasına alınacak olan gaz yakıtın miktarında önemli oranda sınırlama getirmiştir. Hidrojen gazının fazla yer kaplaması içeriye alınacak dolgu miktarında da azalmaya neden olmuştur. Bu nedenle yanma odasına alınan yakıt miktarında kütleli olarak azalma meydana gelmiştir. Yakıt miktarındaki azalma, yakıtın ısı değerinde düşüş meydana getirdiği için motor momenti ve gücünde de azalmaya neden olmuştur .

Yapılan aynı çalışmada hidrojen katkısının CO emisyonundaki etkisi araştırılmış ve araştırma sonucunda Şekil 3.5'de görüldüğü üzere yakıttaki hidrojen katkısı arttıkça CO emisyonu artmaktadır.



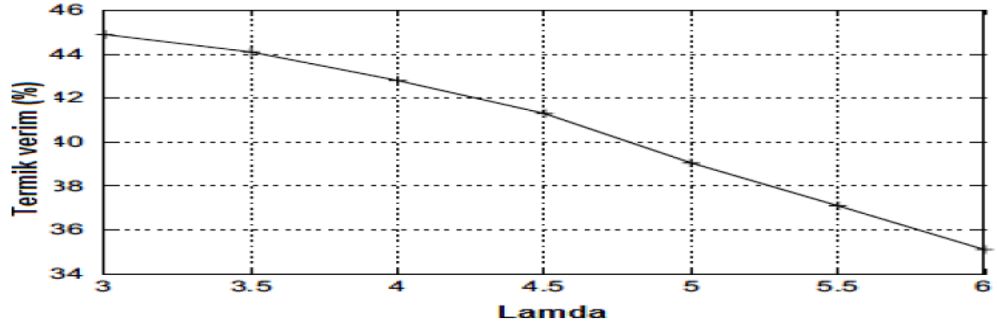
Şekil 3.5. Hidrojenin yakıttaki artışına bağlı olarak karbonmonoksit (CO) emisyonlarının değişimi [26]

Aynı çalışmada hidrojen gazı oranı arttıkça volümetrik verim kötüleştiği ve devir arttıkça momentin düşmeye başladığı gözlemlenmiştir. Ek yakıt ile maksimum momentin olduğu en iyi oran % 4 olarak ölçülmüş ve hidrojen gazı oranı arttıkça momentte azalma meydana gelmiştir.

Huang ve arkadaşlarının direkt enjeksiyonlu buji ateşlemeli bir motorda farklı oranlarda doğal gaz-hidrojen karışımının silindire direkt enjeksiyonu şeklinde yaptıkları çalışmada tespit ettikleri ateşleme avansının termik verimi artırdığı sonucuna ulaşılmıştır [27].

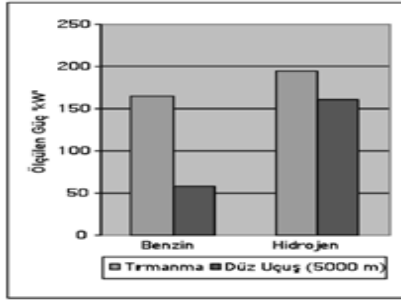
Choi ve arkadaşları, tek silindirli, buji ateşlemeli olarak modifiye ettikleri bir motorda, motorun 1400 d/dk sabit devrindeki çalışmalarında, $\lambda=1$ olduğu yakıt-hava karışımı şartlarında, LPG yakıtı içersine hidrojenin ilavesinin %10'dan %20'ye çıkarılması ile termik verimin yaklaşık %5 arttığını tespit etmişlerdir [26]. Deneysel çalışmalar, hidrojenin çok düşük karışım oranında ($0,1 < \Phi < 0,3$) alevlenmesine rağmen hızlı yanma karakteristikleri ve hızlı ısı açığa çıkarma oranından dolayı homojen dolgulu, sıkıştırma ile ateşlemeli motorlarda birincil yakıt olarak kullanılabileceğini öne sürmektedir [28].

Gomes ve arkadaşları tek silindirli homojen dolgulu sıkıştırma ile ateşlemeli bir motorda hidrojenin manifoldtan enjeksiyonu konumunda yaptıkları çalışmalarında tespit ettikleri λ 'ya bağlı termik verim değişimi Şekil 3.6'da verilmiştir [29].

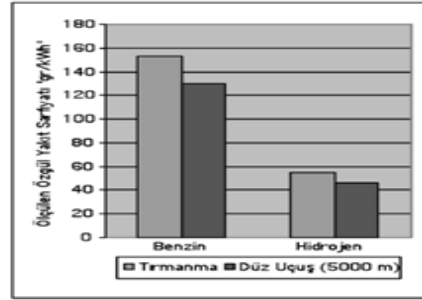


Şekil 3.6. Dizel motorda termik verimin λ 'ya bağlı değişimi[29].

İrtifa ile azalan hava yoğunluğundan etkilenmeyen super şarjlı bir pistonlu motor üzerinde yapılan bir çalışmada elde edilen veriler Şekil 3.7'de gösterilmektedir. Şekil 3.7'de görüleceği üzere, hidrojen kullanılmasıyla ölçülen güçte tırmanma esnasında 30 kW, düz uçuşta yaklaşık 100 kW'lık bir artış olduğu görülmektedir. Buna ek olarak Şekil 3.6'ya bakıldığında ölçülen özgül yakıt sarfiyatları açısından hidrojenin benzine oranla daha avantajlı olduğu görülmektedir.



(a)



(b)

Şekil 3.7.a. Benzin ve hidrojenin kullanılması sonucunda ölçülen güç değeri

Şekil 3.7.b. Benzin ve hidrojenin kullanılması sonucunda oluşan özgül yakıt sarfiyatı

[27]

Hem tırmanma hem de düz uçuş safhasında tüketilen yakıt miktarı üçte bir oranında azalma olduğu görülmektedir. Verilen motor parametrelerine uygun olarak hesaplamalar yapıldığında, hidrojenin ısı değerinin yüksek olmasının ne kadar önemli bir faktör olduğu görülmektedir. Bu çalışmada, piston-prop uçaklarda kullanılan süper şarj ile donatılmış olan bir pistonlu motorda, sistem aynı kalmak şartıyla yakıt olarak hidrojen kullanılması sonucunda oluşan bazı parametreler incelenmiştir. Sadece üretilen güç ve özgül yakıt sarfıyatı açısından bile seçim tercihi açısından öne çıktığı vurgulanmıştır. Hidrojenin yakıt olarak kullanılması sonucu pistonlu motorlarda oluşan vuruntuların görülmeyecek olması, düşük emisyonlara sahip olması ve oluşabilecek kaçaklar doğrultusunda çevreye bir zararı olmaması hidrojenin pistonlu motorlarda yakıt olarak seçilmesinde avantaj sağladığı gözlemlenmiştir.

Yapılan bir çalışmada hidrojenin metal hidrit yataklarda depolanması teorik olarak incelenmiştir. Teorik programda, hidrojenin depolanmasını karakterize eden bir matematiksel model geliştirilmiştir. Model depolama sırasında meydana gelen kompleks ısı ve kütle transferi ve kimyasal reaksiyonu içermektedir. Hidrojen depolanmasına etki eden parametreler nümerik olarak araştırılmış, ve elde edilen bilgiler deneysel sonuçlarla karşılaştırılmıştır [30].

Lucas ve Richard [31] ısı taşınım denklemini ve hidrojen depolama sisteminin performansını, tek boyutlu olarak ele almışlardır. Geliştirdikleri matematiksel modeli nümerik olarak çözmüşlerdir. Fakat geliştirilen modelde reaksiyonla açığa çıkan ısı hesaba katılmamıştır.

Mayer ve arkadaşları [32] hidrojenin depolanması esnasında oluşan ısı ve kütle transferini deneysel ve teorik olarak incelenmişlerdir. Çalışmalarında hidrit konsantrasyonunun, basınç ve sıcaklığın zamana ve yatak çapına bağlı olarak değişimlerini elde alınmıştır.

Bernauer [33] çalışmasında, metal HİDRİT teknolojisi alanında son on yıldır yapılan çalışmalar neticesinde meydana gelen gelişmeleri özetlemiş, hidrojenin

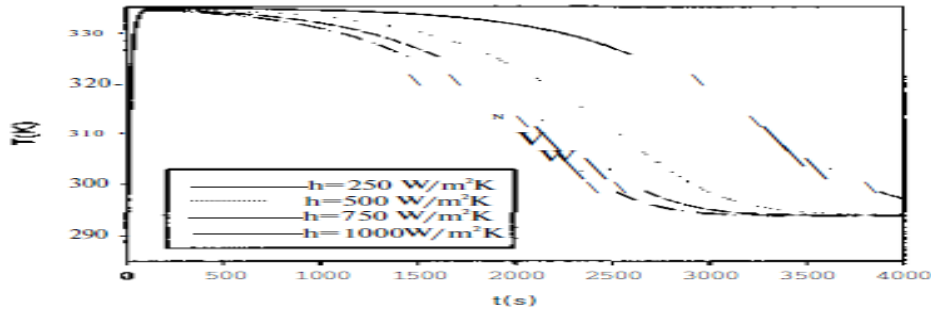
depolanmasıyla HİDRİT'in hareketli ve hareketsiz uygulamalarda, emniyetli bir şekilde kolaylıkla kullanılabilceğini göstermiştir.

Sun ve Deng [34] metal HİDRİT yataklarında iki boyutlu zamana bağlı ısı ve kütle transferi için bir nümerik model sunmuşlardır. Silindirik ve Kartezyen koordinatlarda ısı ve kütle transferini bir boyutlu ve iki boyutlu olarak incelemişlerdir. Bu çalışmada diferansiyel denklemler sonlu farklar kullanılarak impilisit olarak çözülmüştür. Bu çözümden elde ettikleri nümerik sonuçlarla deneysel sonuçların uyum içinde olduğunu göstermişlerdir.

Jemni ve Nasrallah [35] Metal-Hidrojen reaktörlerinde absorpsiyon işlemi için iki boyutlu bir matematiksel model geliştirmişlerdir. Yatak geometrisi, ısı transfer katsayısı ve şarj basıncı gibi proses parametrelerinin hidrit oluşumu üzerindeki etkilerini araştırmışlardır. Diğer bir çalışmalarında ise hidrojen akışını hesaba katarak katı ve gazın termal dengesini incelemişler ve reaktörde oluşan ısı ve kütle transferini karakterize eden bir matematiksel model geliştirmişlerdir [35]. Jemni ve arkadaşları [36] hidrojenin absorpsiyon ve disorpsiyon işlemlerini (LaNi₅-H₂) deneysel olarak incelemişlerdir. Bir sonraki çalışmalarında ilk olarak, deneyler yaparak ısı iletim katsayısı ve denge basıncını belirlemişler. İkinci olarak ise; önceki çalışmalarda geliştirdikleri teorik modelin geçerliliğini test etmişlerdir [35].

Mat ve Kaplan [36] LmNi₅H₂ hidrit reaktöründe hidrojen absorpsiyonu nümerik olarak incelemişlerdir. Çalışmalarında hidrit yatakta gerçekleşen kompleks ısı ve kütle transferini ve kimyasal reaksiyonu göz önüne almışlardır. Nümerik sonuçlar, hidrit oluşumunun denge basıncından önemli ölçüde etkilendiğini göstermiştir. Bir sonraki çalışmada Mat ve arkadaşları [36] hidrit oluşumunu üç boyutlu (3D) olarak modellemişlerdir. Bu çalışmada basınç, sıcaklık ve reaksiyon hızı gibi parametrelerin hidrit oluşumuna etkilerini incelemişler ve elde ettikleri sonuçlarla deneysel sonuçları karşılaştırmışlardır. Elde edilen sonuçların deneysel sonuçlarla uyum içinde olduğunu göstermişlerdir. Bu çalışmanın amacı, hidrit depolama tekniğini nümerik olarak incelemek ve depolama işlemine etki eden proses parametrelerin belirlenmesidir. Metal-hidrit reaktörde 3 boyutlu ısı ve kütle transferi analizi yapılmıştır. Yatakta hidrit oluşumunun denge basıncına göre çok önemli ölçüde değiştiği görülmüştür. Eksotermik reaksiyondan dolayı açığa çıkan ısının yataktan

uzaklaştırılması gerektiği belirtilmiştir. Yüksek sıcaklık denge basıncının artmasına neden olacağından bu durumda yüksek sıcaklıklarda hidrit oluşumu yavaşladığı gözlemlenmiştir. Bu çalışmada tasarlanan hidritleme işleminin 2 boyutlu olduğu bulunmuştur. Hidrit oluşumunda ısı transfer katsayısının etkisi araştırılmıştır. çalışma sonucunda Şekil 3.8'de de görüldüğü üzere hidrit oluşumu ısı transfer katsayısı arttıkça önemli ölçüde artmaktadır. Bununla birlikte ısı transfer katsayısını 500 W/m²K değerinden sonra fazla artırılması hidrit oluşumunu fazla artırmamaktadır [36].



Şekil 3.8. Isı transfer katsayısındaki değişime bağlı olarak sıcaklık değişimi [36]

H₂ üretilme yöntemleriyle ilgili yapılan bir çalışmada odun, buğday sapı ve pamuk sapı gibi lignoselülozik atıkların 450-550°C gibi yüksek sıcaklıklarda piroliz edilmesiyle %75'lik bir verimle piroliz yağı elde edilmektedir. Bu piroliz yağının karbonhidrat esaslı sulu fraksiyonundan 825-875°C'de ve kısa bir sürede katalitik buhar reformu yoluyla H₂ enerjisinin üretilmesinin mümkün olduğu görülmüştür. Bu amaçla kullanılan katalizörler arasında Kobalt esaslı Nikel ve MgO-La₂O₃-cxAl₂O₃ katalizörleri üzerinde desteklenen krom esaslı Nikel'in H₂ verimi üzerinde en etkili katalizörler olduğu tespit edilmiştir [37].

Hidrojen tabanlı motor performansları üzerine yapılan bir çalışmada spesifik yakıt faydaları ve enerji tüketimi, net itme, türbin giriş sıcaklığı ve kullanılan yakıtın kerosenden hidrojene yükseltmesi için gerekli olan donanımsal değişiklikler ele alınmıştır. Her iki yakıt için gerçekleştirilen dizayn ve tasarım koşulları ile tam

yanma sonucunda açığa çıkan ürünler ve denge koşullarındaki sıcaklık, yakıt/kütle oranı ve basınç değerleri incelenmiştir. Söz konusu yakıt ile ilgili olarak hidrojen kullanımıyla yakıt tüketiminde %64.7 azalma sağlanmış, böylece yakıt kütle tasarrufu gerçekleştirilmiştir. Hidrojen ve kerosenin karıştırılmasıyla kütle tasarrufu sağlanmasına karşın motor performansında ciddi derecede düşüşler gözlemlenmiştir. Bu sorunun yakıt sıcaklığından kaynaklandığı düşünülmüştür. Hidrojenin tek başına yakıt kullanıldığı çalışma da ise motor ömründe ciddi uzamalar olduğu gözlemlenmiştir [38].

Hidrojenin yakıt olarak kullanıldığı motorlarda özellikle 1700K gibi yüksek sıcaklıklarda sıcaklık değişiminin ve entropi değerlerindeki değişim Çizelge 3.2' de gösterilmiştir [39].

Çizelge 3.2. Belirli sıcaklık değerlerinde kerosen ve hidrojenin karakteristik özellikleri [39]

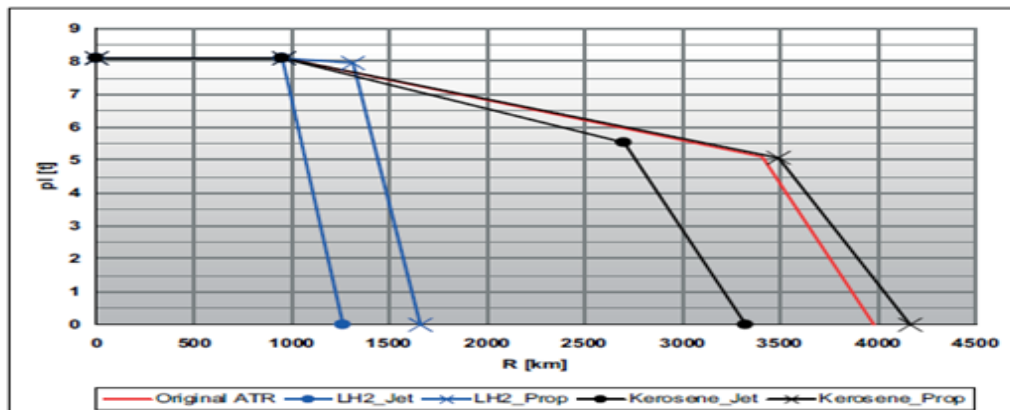
YAKITLAR	SICAKLIK(K)	Δh ya da $\Delta T(\%)$	C_p (%)	γ (%)	ΔS (%)
Kerosen	1100	0	0	0	0
	1500	<1.5	<1.5	<0.5	<1.5
	1700	<2.5	<3.5	<1	<2.5
Hidrojen	1100	0	0	0	0
	1500	<1.5	<1.5	<0.5	<1.5
	1700	<2.5	<3.5	<1	<2.0

Çizelge 3.3.'de LH₂ ve kerosen yakıtı kullanan jet ve turboprop tahrik sistemi motorların yük menzil şemaları incelenmiş ve LH₂ daha düşük menzillerde yük değerlerinde düşüş yaşadığı gözlemlenmiştir [41]. Çizelge 3.3' deki değerler dikkate alındığında hidrojenin yakıt olarak kullanıldığı motorların itme değeri 41.3 N ile kerosen yakıtı kullanılan jet ve turboprop motorlu uçaklara göre daha yüksek değerlerdedir ve spesifik yakıt tüketimi açısından ciddi avantaj sağlamaktadır [40].

Çizelge 3.3. Jet yakıtlarının teknik parametrelerinin karşılaştırılması [40]

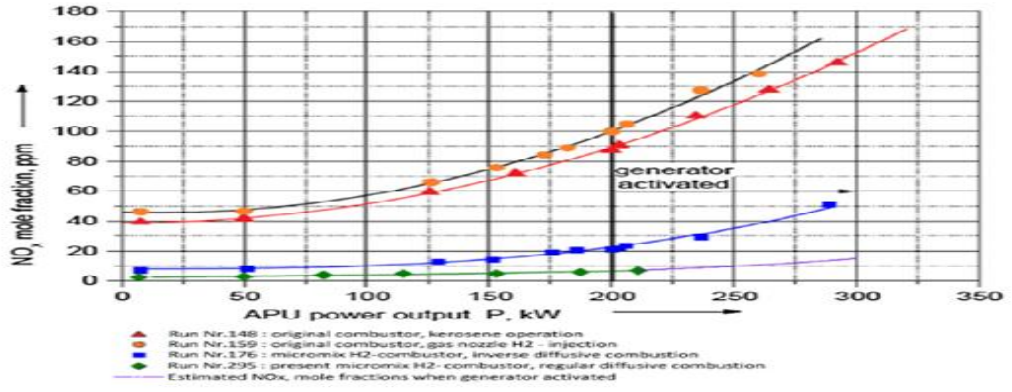
Parametreler	Kerosen Jet	Kerosen Prop	LH ₂ Jet	LH ₂ Prop
Operasyon Boş Kütle[t]	12.7	12.1	13.7	13.1
Maksimum Kalkış Kütle[t]	23.2	22.2	22.7	21.8
Motor Kütle [kg]	805	510	791	552
Maksimum Kalkış İtkisi[kg]	40.9	38.3	41.3	38.4
Spesifik Yakıt Tüketimi [mg/Ns]	17.8	13.7	6.2	4.7

ATR72 tabanlı jet/turboprop tahrik sistemine sahip dört farklı kargo uçağı üzerinde yapılan bir diğer çalışmada kerosen yakıtı yerine hidrojen yakıtının depolanması için kullanılacak iki tank yerleştirilmiş, uçak kütle ve her iki yakıt tankı için yük mesafe şemaları karşılaştırılmıştır. Mevcut yakıt tankları yerine hidrojen tanklarının kullanılması uçak gövdesini %14 oranında arttırmıştır. Yine aynı çalışmada hidrojen yakıtının kullanılmasıyla CO emisyonundaki değişim gözlemlenmiştir[41].



Şekil 3.9. LH₂ ve kerosen yakıtı kullanan jet ve turboprop tahrik sistemi motorların yük menzil şemaları [41]

Yapılan bir çalışmada Çizelge 3.4’de görüldüğü üzere LH₂’nin yanması sonucunda açığa CO₂ gazının çıkmadığı ve NO_x gaz üretiminin daha düşük gözlemlenmiştir. Bu da hidrojenin çevre dostu bir yakıt olduğunun göstergesidir. Enerji tüketimi açısından ise her iki yakıt sınıfı arasında büyük bir farklılığın olduğu söylenememektedir [42].



Şekil 3.10. Farklı yakıt seçeneklerinin kullanılmasında açığa çıkan NO_x emisyonu [42]

Çizelge 3.4. Enerji tüketim ve emisyon değerlerinin karşılaştırılması [42]

Parametre	Kerosen Jet	Kerosen Prop	LH ₂ Jet	LH ₂
Toplam Yakıt Tüketimi [t]	2.43	1.97	0.88	0.65
Toplam Enerji Tüketimi[GJ]	104	84	107	80
CO ₂ Üretimi (kg)	7.7	6.2	0.0	0.0
Su Buharı Üretimi[t]	3.0	2.5	7.9	5.9
No _x Üretimi[kg]	34.0	27.6	3.8	2.8

Çizelge 3.4’de hava araçlarında kullanılan jet yakıtlarının yakıt tüketimi, enerji tüketimi, CO₂, su buharı ve No_x üretim değerlerinin kıyaslaması yapılmış ve çevre kirliliğine en az etki eden yakıtların hidrojen katkılı yakıtlar olduğu belirtilmiştir.

Diğer bir çalışma hidrojenin yakıt olarak kullanıldığı insansız hava araçlarında yakıt hücresinin uçak performansı değişim araştırılmış ve uzun menzilli uçuşlarda yakıt hücresinin maksimum spesifik enerji ve uzun mesafeli uçuşlarda optimal performans gösterdiği belirlenmiştir [43].

Hidrojenin depolanmasında kullanılan yakıt hücrelerine bağlı olarak havada kalış sürelerinin incelendiği bir çalışmada ise PEM yakıt hücresinin ve H₂ Cryogenic depolama tipine sahip uçakların Çizelge 3.5’de görüldüğü gibi 90 saate kadar havada kalabildikleri gözlemlenmiştir [43].

Clarke ve arkadaşları [44] yenilenebilir enerji kaynakları kullanılarak PEM elektrolizörleri ile hidrojen üretiminin, fosil yakıtlardan hidrojen üretimi dışında en makul hidrojen üretim yöntemi olduğunu ifade etmektedirler. Diğer hidrojen üretim metotlarının henüz yeterince olgunlaşmadıkları ve birçok probleminin olduğu ifade edilmiştir. Clarke ve arkadaşları [44], hidrojen üretimi için geliştirilen PEM elektrolizörün performansı incelemiş ve bu elektrolizörün bir PV sistemine doğrudan bağlanması üzerine bir çalışma yapmıştır. Deney aşamasında 9 cm² ile 100 cm² aralığındaki aktif alana sahip elektrolizörler denenmiştir. Deneyler sonucunda en iyi performansın elde edildiği MEG’lerle 100 cm²’lik aktif alana sahip 13 hücreli PEM elektrolizör stağı geliştirilmiştir. Hidrojen üretim için kullanılan, alkali elektroliz sistemlerin verimleri 0,3-0,4 A/cm²’de % 55-75 civarında iken PEM elektrolizörlerin verimi 1 A/cm² akım yoğunluğunda % 75-95 civarında olabilmektedir [44].

Çizelge 3.5. İHA’larda kullanılan yakıt hücreleri ve uçuş mesafeleri [43]

Kurum	Yakıt Hücre Tipi	Depolama Tipi	Dayanıklılık Süresi
AeroVironment (2003)	PEM	H ₂ Sodyum Borhidrit	0.2 s
AeroVironment (2005)	PEM	H ₂ Gazı	24 s
FH Wiesbaden (2005)	PEM	H ₂ Gazı	90 s
Adaptive Materyal Kurumu (2006)	PEM	H ₂ Gazı	3.3 s
Georgia Teknik Enstitüsü (2006)	SOFC	Propan	4 s
CSU Los Angeles (2006)	PEM	H ₂ Gazı	0.75 s
DLR/HyFish (2006)	PEM	H ₂ Gazı	0.25 s
CSULA/OSU (2007)	PEM	H ₂ Gazı	12 s
KAIST (2007)	PEM	H ₂ Sodyum Borhidrit	10 s
AeroVironment (2011)	PEM	H ₂ Sodyum Borhidrit	9 s

3.2. İnsansız Hava Araçlarında Güneş Enerjisinin Kullanımı

Son yıllarda yapılan araştırmalar sonucunda dünya üzerindeki toplam rüzgar enerjisi potansiyeli 2-4 TW arasında, hidroelektrik enerji kaynağı 0,5TW, jeotermal enerji kaynağı 12 TW, gelgit ve okyanus akıntılarından üretilebilecek enerji miktarı 2 TW ve kullanılabilir güneş enerjisi miktarı ise 120000 TW olduğu tespit edilmiştir [45]. Son yüzyıllarda güneş ile ilgili yapılan çalışmalar daha fazla güneş enerjisinden yararlanmaya yönelmiştir. 19. yüzyılın son çeyreğinde güneş enerjisinden elektrik üretmek için güneş pili veya fotovoltaiik pil denilen yapılar geliştirilmiştir. Güneş pillerinin çalışma prensibi fotoiletkenlik (bazı maddelerin, üzerlerine ışık düştüğünde elektrik dirençlerini büyük ölçüde yitirerek daha iletken duruma gelmesi) özelliğine dayanır. Bu etkiyi, Joseph May adlı bir telgraf memuru 1861’de bir rastlantı sonucunda bulmuştur. May, kullandığı telgraf aletinde zaman zaman ortaya çıkan bozuklukların selenyum dirençler üzerine düşen güneş ışığından kaynaklandığını fark etmiştir [45].

Fotovoltaik piller bir yüzey şeklinde üretilirler ve kullanılacak alan için kolayca şekillenebilir ve tasarlanabilir. Genellikle kare, dikdörtgen ve daire biçiminde olup alanları 100 cm^2 ve kalınlıkları 0.2 ve 0.4 mm'dir. Yapısal olarak N ve P eklemlerinden oluşan bir diyota benzer. Güneş ışınları yani fotonlar, yüzey üzerine düşmesiyle yüzeydeki elektronları konumundan kopartır ve eklem üzerinde harekete geçmesini sağlar. Böylece kullanılabilir bir elektrik akımı oluşur.

Güneş pilleri yapımında en çok silisyum, galyum arsenit ve kadmiyum tellür yarı iletkenleri tercih edilir. Bu malzemelerin kullanılabilmesi için n veya p tipi katkılanmaları (Saf yarı iletken eriyik içerisine istenilen katkı maddelerinin kontrollü olarak eklenmesi ile yapılır ve elde edilen yarı iletken bileşimin n veya p tipi olması katkı maddesine bağlıdır.) gerekir.

Güneş pilleri, yapımında kullanılan malzemeye göre isimlendirilir ve çok fazla çeşidi bulunur. Kullanılan malzemeye göre de verimliliği %5 den %43 a kadar değişmektedir.(Son olarak New South Wales Üniversitesi öğretim üyesi Profesör Martin Green ve ekibi %43 verimli güneş paneli üretmeyi başarmış ve dünya rekorunu ele geçirmiştir.)[45]. Ancak maliyet açısından piyasada %5 ila %20 verimliliğe sahip güneş pilleri kullanılır.

Son 50 yılda güneş pillerinin verimliliğinin artması ve çok ince olarak tasarlanabilmesi, elektriğin ve güneş ışınlarının var olduğu her alana girebilmesini sağlamıştır. Bu alanlardan biride uçaklardır. 1957 yılında güneş pili ile uçan ilk model uçak yapılmış ve başarıyla uçmuştur. Güneş enerjisiyle şarj edilen pillerle ilk kez 1974 yılında ABD'de Sunrise adlı 12 kg ağırlığa sahip askeri bir insansız hava aracı uçmayı başarmıştır. Güneş enerjili ilk insanlı uçak ise 1979 yılında ABD'de üretilmiştir. Mauro Solar Riser adı verilen uçağın kanatları üstündeki güneş enerji panelleri 350 W güç üretebilecek kapasiteye sahipti [45]. Ancak panellerin verimsizliği sebebiyle uçak yerde 1,5 saat şarj edildikten sonra havada 4-5 dk. kalabiliyordu. Sonuç iyi olmasa da uçmayı başarabilmesi ile diğer uçak tasarımlarına örnek olmuştur.

1980’li yıllarda birçok ülkede güneş enerjili uçak projeleri başlatılmıştır. Ancak 1983 yılına kadar hiçbir proje, Alman G. Rochet tarafından geliştirilen Solair-1 adlı güneş enerjili uçak kadar başarılı olmamıştır. Solair-1, kanatlarında 2500 adet güneş pili barındırması ve hafif tasarımı ile hava 5,5 saat kadar kalmayı başararak rekor kırmıştır [46]. NASA tarafından geliştirilen yüksek irtifalarda yüksek menzillere ulaşabilen güneş enerjili insansız hava araçlarından birkaçı ve teknik özellikleri Şekil 3.11’de verilmiştir.

NASA HALEs (High Altitude, Long Endurance)

			
Pathfinder 1994-1998 70,500 ft, 1998 b = 30m AR=12 m=250 kg	Pathfinder-Plus 1998-2002 80,200 ft, 1998 b = 37m AR=15 m=315 kg	Centurion 1997-1999 80,000 ft (goal) b=6.3m AR=26 m=860kg	Helios 1999-2003 96,800 ft, 2001 b=75m AR=31 m=930kg

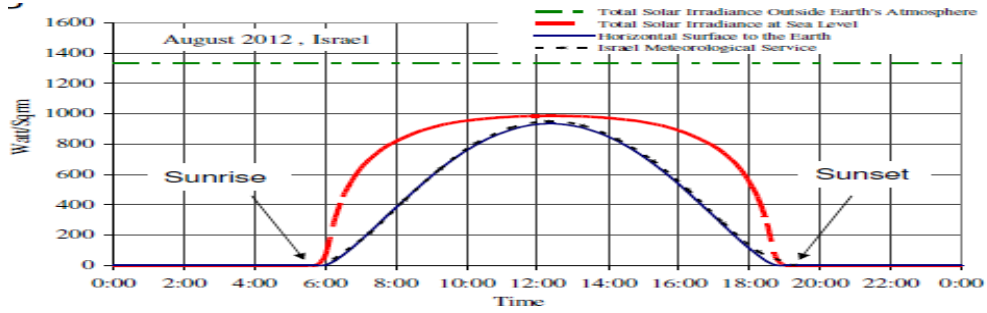
Şekil 3.11. NASA tarafından üretilen ve yüksek irtifada uçabilen İHA’lar [46]

3.2.1. Güneş Enerjisinin İHA’larda Kullanılmasıyla İlgili Yapılan Çalışmalar

Yapılan bir çalışma güneş parlamaları sonucunda açığa çıkan radyasyon enerjisini seviyelerini göstermektedir. Bu çalışma aynı zamanda güneş enerjisini kullanan İHA’ların toplayabilecekleri maksimum enerji süresini de gösteren bir çalışmadır. Şekil 3.12’e göre güneş enerjisinden optimum faydalanabilecekleri zaman aralığı güneş parlamalarının tepe değerine ulaştığı 10.00-14.00 saatleri arasında olduğu sonucuna varılmıştır [47].

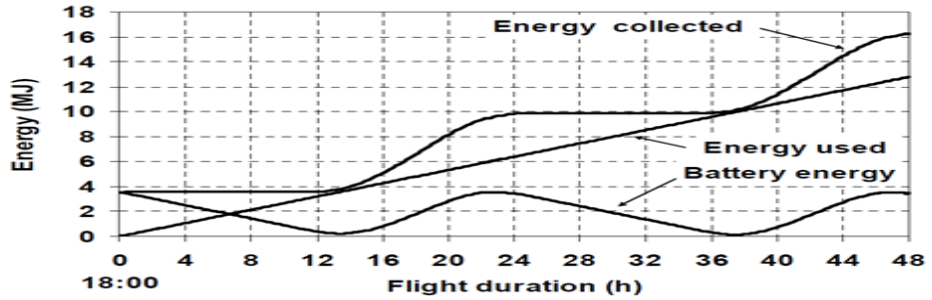
48 saatlik bir uçuşun incelendiği bir çalışmada ise uçuş süresi boyunca toplanan, kullanılan ve batarya enerjisi baz alınmıştır. Çizelge 3.13’de gösterildiği gibi zamana

bağlı olarak uçuşlarda kullanılan enerji artmasına rağmen, batarya ve toplanan enerjide düşüş gözlemlenmektedir. Bu durum ise gece uçuşlarında güneş enerjisinden faydalanılamamasıdır.



Şekil 3.12. Belirli konumlarda ve günün belli zaman dilimlerinde Güneş parlamaları sonucunda açığa çıkan radyasyon enerjisi [47]

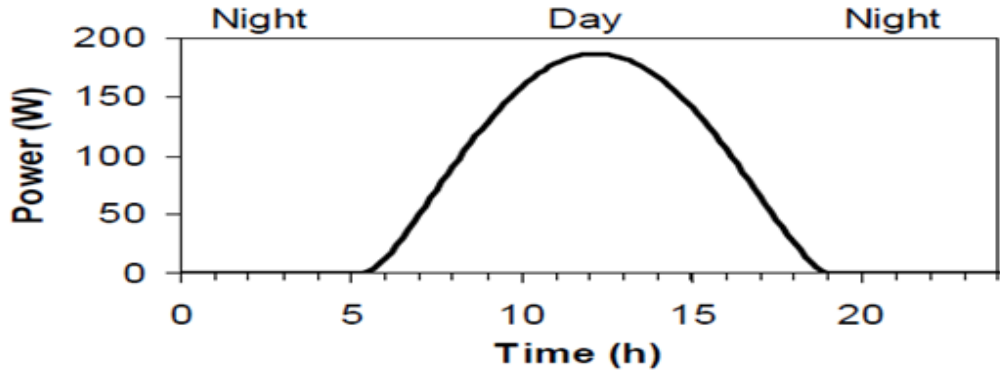
Fotovoltaik pillerin İHA'larda kullanımıyla ilgili yapılan bir çalışmada İHA kanatlarında $1m^2$ 'lik bir bölgeye yerleştirilmesi sonucu %17 civarında bir enerji verimliliği sağlandığı belirtilmiştir [48].



Şekil 3.13. Uzun menzilli Güneş enerjili İHA'larda 48 saatlik bir uçuş süresi için enerji akışı [48]

Yapılan bir çalışma güneş enerjisi ile çalışan İHA'larda Çizelge 3.6'da boyutları/değerleri verilen kanat alanı, kanat boy oranı, yatay kuyruk en-boy oranı,

dikey kuyruk boy oranı ve dikey kuyruk kolu, yatay kuyruk kolu gibi uçak tahrik sistemlerinin bazılarının geometrisinde yaptıkları değişikliğe bağlı olarak gerçekleştirdikleri simülasyon sonucunda uçak ağırlığına bağlı olarak güç dağılımları belirlenmiş ve güç dağılımının düşük ağırlık değerlerinde baskın olarak yer aldığı gözlemlenmiştir.



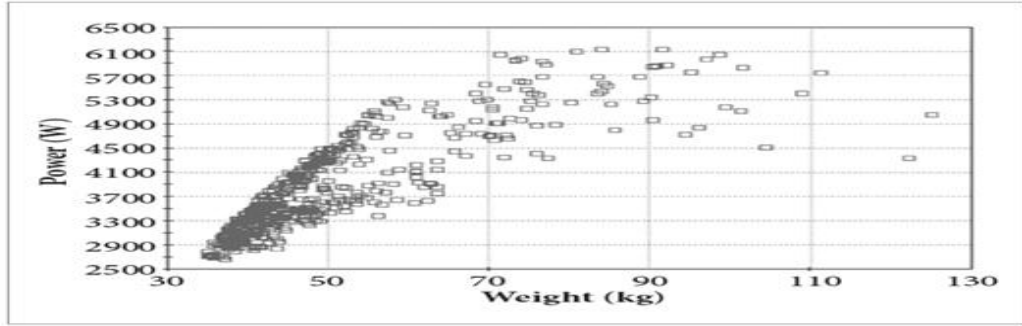
Şekil 3.14. 1m²'lik alana dizilmiş ve %17 enerji verimliliği sağlayan fotovoltaiik hücrenin bir yaz gününde ürettiği enerji miktarı [49]

Çalışmada optimal daha düşük güçlü hava araçları için gerçekleştirilen simülasyonda kullanılan karakteristikler Çizelge 3.6'da gösterilmiştir.

Çizelge 3.6. Optimal düşük enerjili hava araçlarında gerçekleştirilen bir simülasyon verileri [49]

S_w	30 m ²	Y_q	0.55
AR_w	21	AR_{HT}	3.25
Dış Kanat Açısı	12 ⁰	AR_v	1.50
L_v	4.75 m	L_H	6.50 m

Solar enerjili uçaklarda yapılan bir diğer çalışmada ise hava araçları için enerji, optimal yol planlama ve kalıcı dayanıklılık üzerine çalışmalar sürdürülmüş ve pervanelerin çalıştırılması için gerekli olan enerjiyi toplamak amacıyla uçağın kanatları güneş hücreleri ile donatılmıştır. Çalışmada insansız hava araçlarının misyonları dikkate alınarak enerji değerlerini maksimize etmek ve izin verilen görev süreleri içerisinde belirli pozisyonlar uçuş gerçekleştirmesi amacıyla yapılmıştır. Bu çalışmalarda enerji optimal yol planlama problemi için uçuş kinematiği ve enerji modelleri kullanılarak mars ve dünya için ayrı ayrı güç oranları incelenmiş ve kullanılan güneş hücrelerinin güç tasarrufu sağladığı belirlenmiştir. Çevresel faktörlerin karşılaştırmalı güç oranlarına bağlı olarak olduğu uçuşların Marsta Dünyaya göre daha zor şartlar altında gerçekleştiği sonucuna varılmıştır [51].



Şekil 3.15. Güneş pillerinin ağırlığına bağlı olarak güç dağılımı [51]

Yapılan deneysel bir çalışmada ise enerji tasarrufunun sağlanması için geliştirilmiş bir güneş enerjisi yönetim sisteminin tasarımı (SPMS) gerçekleştirilmiştir. Bu tasarım sayesinde sistem sadece gerekli olan gücü sağlamaktadır. Tasarlanan bu güç yönetim sisteminde MPPT adı verilen ağırlıklı olarak maksimum güç izleme noktası oluşturulur, batarya yönetimi ve güç dönüşüm aşamaları bu yöntemle kontrol edilebilir. Bu sistemde güneş panelleri maksimum güç elde etmek için çalışmakta ve bu aşamayı batarya yönetim aşaması izlemektedir. Kontrollör ise Li-Ion polimer pillerinin şarj ve dşarj işlemlerini kontrol etmektedir. Son aşamada ise DC/DC senkron dönüştürücüler elektronik devreler için +5V ve +12V'luk gerilim sağlarlar

[52]. Çalışmada Tasarlanan güneş enerjisi yönetim sistemi konfigürasyon ve tasarlanan prototip şeklindeki gibidir.

Güç kaynağı olarak kullanılan mono-kristal güneş hücreleri sol kanat, sağ kanat ve iç gövdeye paneller halinde yerleştirilerek yapılan bir diğer çalışmada güneş hücreleri maksimum 57.2 W enerji üretmiş, maksimum güç noktasında ise gerilim ve akım değerleri sırasıyla yaklaşık olarak 30 V ve 1.91 A olarak ölçülmüştür. Her bir panelin elektriksel karakteristikleri değişim Çizelge 3.7’deki gibi gözlemlenmiştir [52].

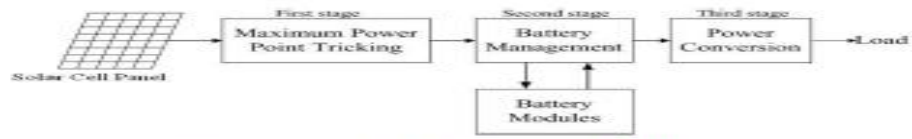


Fig. 1. Configuration of SPMS.

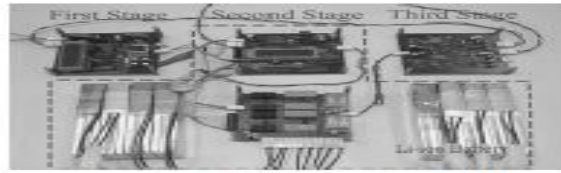
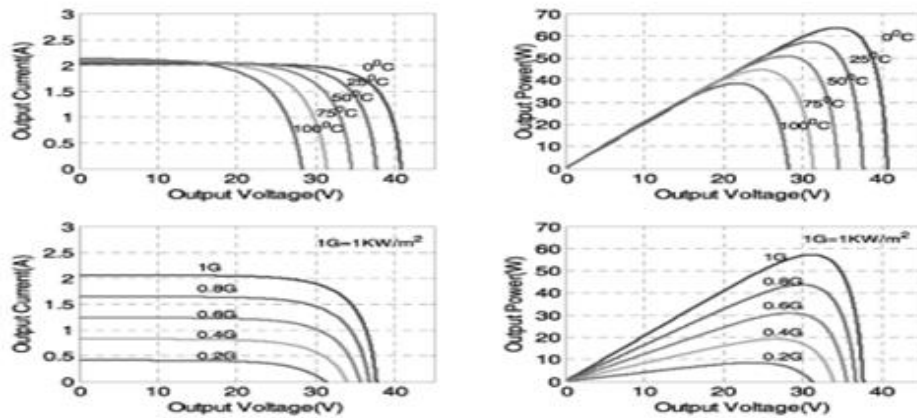


Fig. 2. Prototype of SPMS.

Şekil 3.16. SPMS konfigürasyonu ve protipi [52]

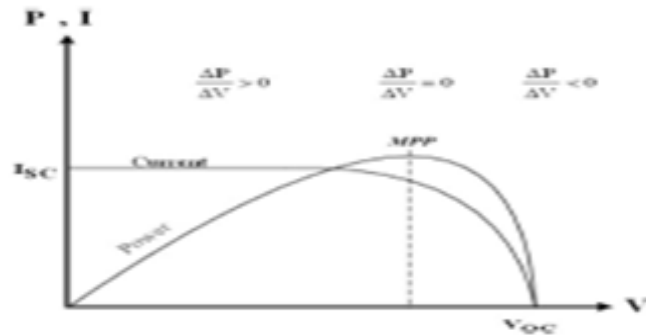
Sağ ve sol kanat ile gövde iç kanatlarında kullanılan güneş panellerinin akım ve güç karakteristikleri Şekil 3.17’de gösterildiği gibidir.



Şekil 3.17. Güneş hücre panellerinin akım ve güç karakteristikleri [52]

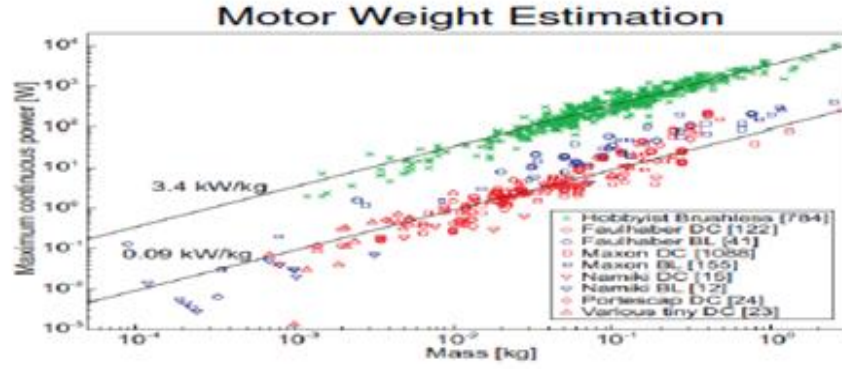
Çizelge 3.7. Sağ, sol kanat ve gövde içerisine yerleştirilen panellerin elektriksel karakteristikleri [52]

Sol Kanat Paneli	
Maksimum Güç	23.23 W
Voltaj	30.08 V
Akım	0.772 A
Kısa Devre Akımı	0.839 A
Açık Devre Akımı	37.66 A
Sağ Kanat Paneli	
Maksimum Güç	24.29 W
Voltaj	30.10 V
Akım	0.807 A
Kısa Devre Akımı	0.872 A
Açık Devre Akımı	37.78 A
Uçak Gövdesi Paneli	
Maksimum Güç	9.686 W
Voltaj	29.95 V
Akım	0.323 A
Kısa Devre Akımı	0.341 A
Açık Devre Akımı	37.84 A



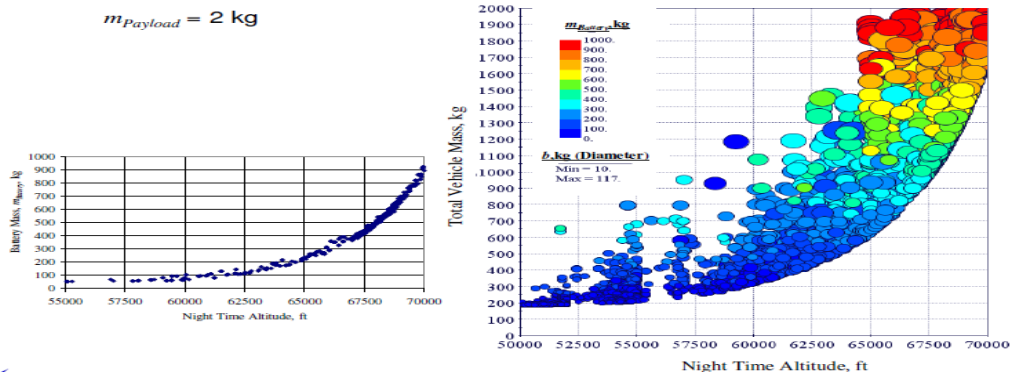
Şekil 3.18. Güneş hücresi karakteristik eğrileri [52]

Şekil 3.18. incelendiğinde güç değişimi - gerilim değişimi oranının sıfıra eşit olduğu noktada güneş hücresinin maksimum değere ulaştığı gözlemlenmektedir [52].



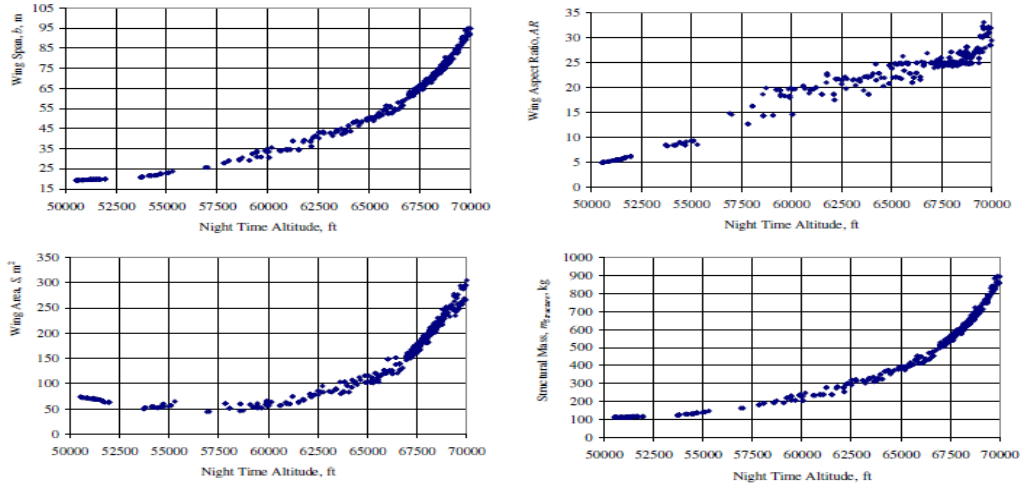
Şekil 3.19. Tahmini motor kütlesi tarafından üretilen maksimum enerji eğrisi [52]

Güneş enerjili uçak motorlarının tahmini ağırlık değerlerine bağlı olarak ürettikleri maksimum enerji değerleri motor ağırlığındaki tahmini artışa bağlı olarak artmaktadır. Gece uçuşlarında ve farklı irtifalarda gerçekleşen uçuşlarda batarya kütleindeki ve toplam kütledeki değişimleri ise yapılan simülasyon sonucunda aşağıdaki gibi hesaplanmıştır. Batarya kütleindeki artışa bağlı olarak yüksek irtifalara çıkıldıkça toplam kütlede de artış olduğu gözlemlenmiştir [52].



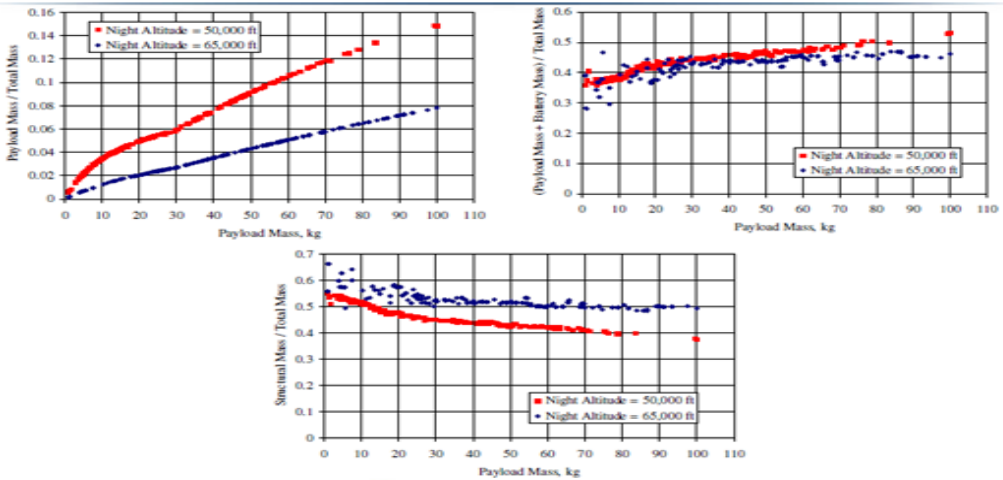
Şekil 3.20. Gece uçuşlarında irtifaya bağlı olarak batarya kütlesi ve toplam kütlede meydana gelen değişiklik [47]

Bu simülasyon farklı irtifalarda kanat spanı, kanat alanı, kanat aspect oranı ve structural kütesindeki değişimler için çalıştırılmıştır ve elde edilen veriler aşağıdaki grafiklerde gösterilmiştir.



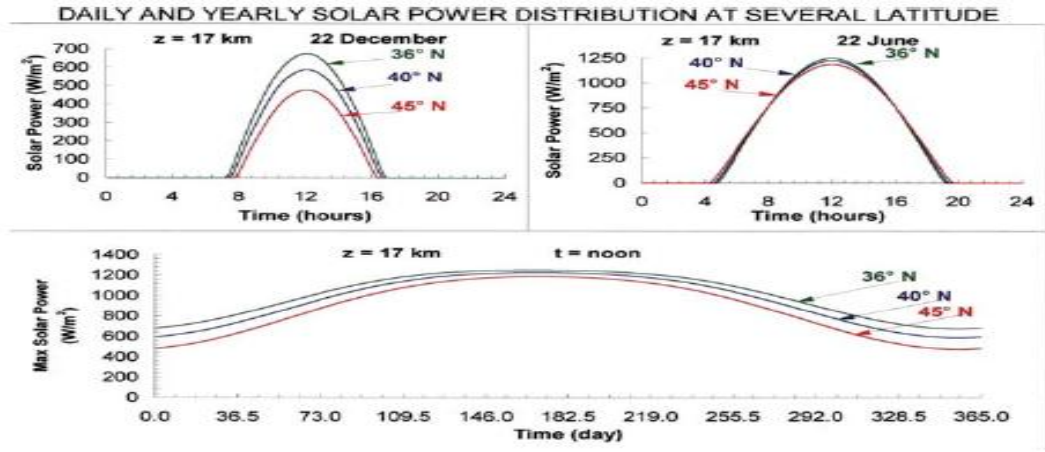
Şekil 3.21. Gece uçuşlarına bağlı olarak bazı karakteristiklerdeki değişimler [47]

Payload kütesindeki değişime bağlı olarak payload kütesinin toplam kütle oranı, payload ve batarya kütesinin toplam kütle oranı ve yapı kütesinin toplam kütle oranına bağlı olarak değişimi 50,000 ve 65,000 ft için hesaplanmıştır.



Şekil 3.22. Payload kütesine bağlı olarak bazı karakteristiklerdeki değişimler [47]

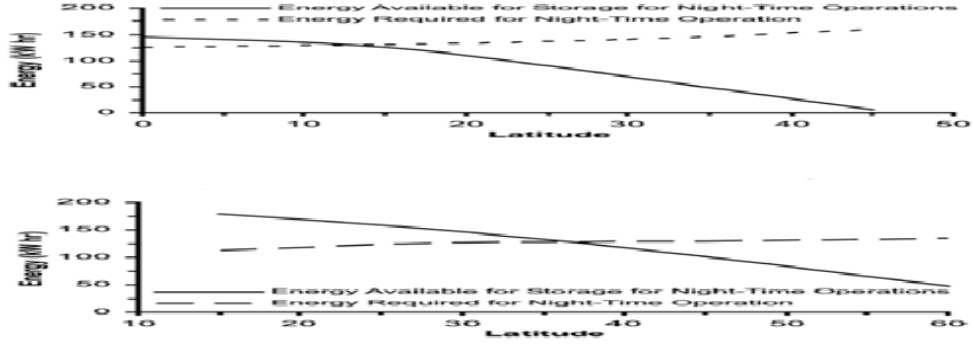
Yapılan bir diğer çalışmada direkt güneş ışınlarından yararlanarak 17-20 km yüksekliğe tırmanmanın ve bu seviyelerde gece boyunca uçuşu sürdürmeye olanak tanıyan bir enerji depolama sistemi tasarımı bilgisayar programıyla gerçekleştirilmiştir. Bu işlemlerde yükseklik, kitlelerin ve yakıt hücrelerinin verimliliği, güneş radyasyonundaki değişiklik ve aerodinamik performanslar dikkate alınmıştır. Yapılan parametrik çalışmalar ne yakıt verimliliği ve güneş pillerinin, ne de kitle platform boyutlarının büyük etkiye sahip olduğunu göstermektedir. Güneş pillerinin kullanımı için kanat tasarımında ve gövdede değişiklikler yapılarak enerji verimi sağlanmıştır. Yapılan çalışma yüksek irtifalarda uzun süreli uçuşların mümkün olduğunu göstermiştir [47].



Şekil 3.23. Çeşitli irtifa değerlerinde günlük ve yıllık güç dağılımı [48]

Amaç; bir güneş-elektrik, yüksek irtifa, uzun dayanıklılık, insansız uçaklar analiz etmek için bir metodoloji sunmak olmuştur.

Yapılan bir diğer çalışmada ise güneş enerjili uçakların farklı enlemlerde gerçekleştirilen düz uçuşlarda olumsuz koşullar ve olağan koşullarda saatte depoladıkları enerji miktarları ve gece uçuşları için gerekli olan enerji miktarları hesaplanmıştır [50].



Şekil 3.24. Farklı enlem değerlerinde birim zamanda üretilen güç değerleri [52]

3.3. İnsansız Hava Araçlarında Yakıt Hücrelerinin Kullanılması

Yakıt hücresi veya yakıt pilleri, hidrojenin yakıt olarak kullanıldığı ve kimyasal enerjinin elektrik enerjisine çevrildiği sistemler olarak adlandırılmaktadır. Bu sistemlerde hidrojenin yanma ürünleri yalnızca su ve su buharlarıdır. Yeni geliştirilen bu sistemlerde hidrojen doğrudan ya da hidrojen salan herhangi bir kaynak yardımıyla sisteme verilmekte ve istenilen enerji elde edilmektedir. Yakıt olarak H_2 (Hidrojen) kullanılmakta olup bu işlem sonucunda yan ürün olarak su ve ısı çıkmaktadır. Dolayısıyla hava kirliliğine neden olan karbon ve türevlerinin olmaması nedeniyle çevre dostu bir enerji üretim şeklidir.

Günümüzde alternatif enerji kaynakları önemli bir konu olarak tartışılmaktadır. Bu kapsamda, piezoelektrik malzemeler çalışma prensipleri dolayısıyla alternatif enerji kaynağı olarak düşünülebilirler. Özellikle uygulandıkları yapılar göz önünde bulundurulsa hasat edilen enerji, uygulanan yapının tüm enerji ihtiyacını karşılayabilir. Bu yapılara örnek olarak mini insansız hava araçları verilebilir.

Yakıt hücreleri, kullanılan elektrolit cinsine bağlı olarak muhtelif çeşitlere ayrılmış olup Çizelge 3.8’de detaylı olarak gösterilmiştir.

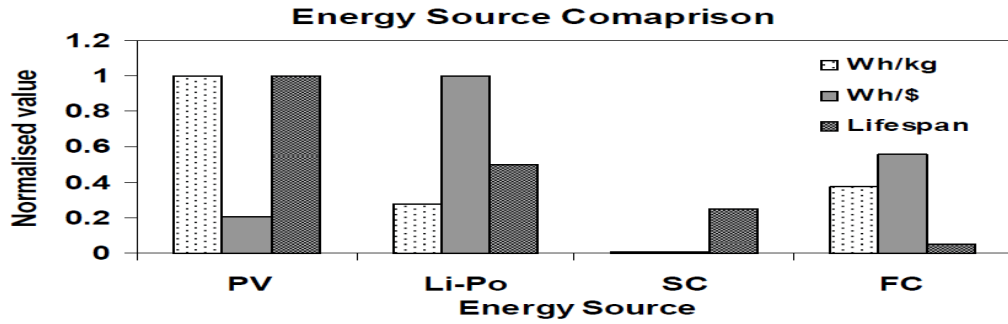
Çizelge 3.8. Elektrolit cinsine bağlı olarak sınıflandırılmış yakıt hücreleri [54]

Yakıt Hücresi	Elektrolit	İşlem Sıcaklığı (°C)	Elektriksel Verimlilik (%)	Yakıt Oksidasyonu
Alkaline Yakıt Hücresi (AFC)	KOH	25-90	60-70	H ₂ , O ₂
Proton Değişim Zarı Yakıt Hücresi (PEMFC)	Polimer	25-90	40-60	H ₂ , O ₂ , Hava
Direkt Metanol Yakıt Hücresi (DMFC)	Sülfürik Asit veya Polimer	25-130	20-30	CH ₃ OH, O ₂ Hava
Fosforik Asit Yakıt Hücresi (PAFC)	Orto Fosforik Asit	160-220	55	Doğal gaz, Biyogaz, H ₂ , O ₂ , Hava
Erimiş Karbonat Yakıt Hücresi (MCFC)	Li/ K Karbonat Karışımı	620-660	65	Doğal gaz Biyogaz, H ₂ O ₂ , Hava, Kömür
Katı Oksit Yakıt Hücresi (SOFC)	Stabilize Zirkonyum	800-1000	60-65	Doğal gaz Biyogaz, H ₂ O ₂ , Hava Kömür

3.3.1. İnsansız Hava Araçlarında Yakıt Hücrelerinin Kullanılmasıyla İlgili Yapılan Çalışmalar

Yapılan bir çalışmada sabit mesnetli bir kirişin üzerine yerleştirilmiş olan piezoseramik yamadan, elde edilebilecek enerji miktarı sonlu elemanlar ve deneysel yöntemler ile incelenmiştir [55]. Sonlu elemanlar metodu ile bulunan sonuçlar deneysel yöntemler ile doğrulanmıştır. Ayrıca, sonlu elemanlar metodu ve deneysel

yöntemler kullanılarak elde edilecek enerji miktarını arttırmak amacıyla en iyileştirme çalışmaları da bu araştırma kapsamında planlanmaktadır. Kullanılacak piezoelektrik yamanın malzeme özellikleri, geometrileri ve konumları sonlu elemanlar methodu ile yapılacak denemeler sonucu belirlenebilmekte ve sonrasında deneysel yöntemlerle yapılan analizler de doğrulanabilmektedir. Bu çalışmaların da araştırmalara dahil edilmesi amaçlanmaktadır. Bu tip yapılardan enerji hasat etmek için uygun dinamik ortamın belirlenmesi gerekmektedir. Titreyen yapıların üzerine yerleştirilen piezoelektrik malzemeler ile sürekli voltaj elde edilebilmekte ve bu voltaj uygun bir devreden geçirilerek kullanılabilir enerji haline dönüştürülebilmektedir. Bu enerji ile piller şarj edilebilir yada yapının enerji ihtiyacı direk karşılanabilir. Bu çalışmanın devamı olarak farklı tip piezoelektrik malzemeler kullanılarak enerji hasatı elde etmek amacıyla akıllı bir yapı geliştirilmesi planlanmaktadır. Ayrıca elde edilen voltajı kullanabilmek amacıyla enerji hasatı devresi de tasarlanacaktır. Sonuç olarak amaçlanan, tasarlanan bu enerji hasatı sisteminin uygun bir hava platformuna entegre edilmesi ve böylece hava platformunun kritik bir elemanının çalışması için kullanılacak enerji hasatının gerçekleştirilmiştir.



Şekil 3.25. PV, Li-Po, SC ve FC enerji kaynaklarının kg başına ürettikleri enerji ve yaşam süreleri [55]

PV, Li-Po, SC ve FC enerji kaynaklarının kg başına ürettikleri enerji ve yaşam sürelerinin incelendiği bir çalışmada PV tarafından üretilen enerjinin ve yaşam süresinin diğer incelenen enerji kaynaklarına göre daha yüksek olduğu sonucu

çıkarılmıştır [55]. İnceleme sonucunda elde edilen değerler Şekil 3.25’de verilmiştir. İHA uygulamalarındaki uygulanabilir çeşitli enerji kaynaklarıyla ilgili yapılan bir çalışmada FC ve PV-Li-Po enerji kaynaklarını kullanan İHA’ların daha uzun süre uçuş gerçekleştirebildikleriyle gösterilmiş ve çalışma sonucunda elde edilen değerler verilmiş, çözümler Çizelge 3.9’daki gibi bulunmuştur.

Çizelge 3.9. İHA uygulamalarındaki çeşitli enerji kaynakları [55]

Uçuş Süresi	Güç Kaynağı Ağırlığı (kg)	Gerekli Güç (W)	Çözüm 1	Çözüm 2
2	5	40	PV	Li-Po
10	4	20	Li-Po	FC
12	10	150	FC	PV-Li-Po
21	10	200	PV-Li-Po	-
24	20	200	FC	PV-Li-Po

Yakıt işleme ünitelerinin devreye alınması süresince gösterdikleri performans hızlı çalışmaya başlayan yakıt pilleri için çok önemlidir. Bu konuda yapılan bir çalışmada 5 kW büyüklüğündeki katı yakıt pili (SOFC) yakıt işleme sisteminin çalışmaya başlaması süreci incelenmiş ve iyileştirilmiştir [56]. İncelemeler sonucunda ototermal dönüştürücü (OTD), yakıt pili, katalitik konvertör ve ısı eşanjöründen oluşan SOFC sisteminin dinamik matematik modeli üzerine çalışmalar yapılmıştır. Yapılan analiz ve simülasyonlar sonucunda sistemin en iyi şekilde devreye alınmasının yolunun %60 yükte çalışmaya başlamak olduğu tespit edilmiştir. Bu strateji sayesinde hem zaman hem de enerji kazanımı sağlanmıştır. Çalışmada OTD, 110 s içerisinde operasyona başlamış ve reaktör devreye alındıktan 98 s sonra SOFC elektrik üretimine geçmiştir. Bu şekilde sistemin toplam çalışmaya başlama süresi yaklaşık olarak 210 s tespit edilmiştir. Bu çalışma sayesinde fosil yakıttan çevreye duyarlı enerji kaynaklarına yönelmede SOFC’in devreye alınması son derece önemlidir.

3.4. Biyoyakıtın Hava Araçlarında Kullanımı

Havacılık sektörü 2008 yılında petrol fiyatlarının çok yüksek değerlere ulaşması ile birlikte biyoyakıtlar üzerine eğilmiştir. İlk ciddi çalışma ve deneme uçuşları da bu dönemde yapılmıştır. Çalışmalar genelde bir motor üreticisi, bir uçak üreticisi ve bir havayolu firmasının ortak çalışmasıyla gerçekleştirilmiştir. Boeing'in uçaklarda biyoyakıt kullanımını mümkün kılabilmek için 2004 yılında başladığı çalışmalarda karşılaşılan ilk sorun, yakıt tarım alanları için ihtiyaç duyulan geniş yüzölçümleri idi. Bugün tüm yolcu uçaklarının biyoyakıtlarla çalışması ve bu yakıtın soya fasülyesinden eldesi gerekirse, tüm Avrupa kıtasının soya ile ekilmesi gerekmektedir, ancak alternatif bitkiler, ekim alanı ihtiyacı konusunda soya fasülyesine göre oldukça dardır. Hatta bir çeşit su yosunu olan algler toprak alana bile ihtiyaç duymamaktadırlar [57]

İlk test uçuşu 23 Şubat 2008 tarihinde Boeing - Virgin Atlantic Havayolu – General Elektrik tarafından gerçekleştirilmiştir. 4 motorlu Boeing 747-400'ün tek motoruna %20 oranında hindistan cevizi ve babassu bitkisinden elde edilmiş biyoyakıt eklenmiştir. Uçuş başarıyla gerçekleşmiştir. İkinci test uçuşu 30 Aralık 2008 tarihinde Boeing – Air New Zealand Havayolu – Rolls Royce tarafından gerçekleştirilmiştir. 4 motorlu Boeing 747-400'ün tek motoruna %50 oranında jatropha bitkisinden elde edilmiş biyoyakıt eklenmiştir. Uçuş başarıyla gerçekleşmiştir. Üçüncü test uçuşu 7 Ocak 2009 tarihinde Boeing - Continental Airlines – General Elektrik firmalarının yanısıra yine motor üreticileri CFM ve Honeywell'in de iştirakleriyle gerçekleştirilmiştir. 2 motorlu Boeing 737-800'ün tek motoruna %50 oranında alg ve jatropha bitkilerinden elde edilmiş biyoyakıt eklenmiştir. Bu uçuş da başarıyla gerçekleşmiştir. Bir diğer test uçuşu da 30 Ocak 2009 tarihinde Boeing – Japonya Havayolları (JAL) – Pratt & Whitney ve Honeywell dördlüsü tarafından dört motorlu Boeing 747-300 ile gerçekleştirilmiştir. Tek motora %50 oranında alg, kamelina ve jatrofa bitkisinden elde edilmiş biyoyakıt eklenmiş ve uçuş başarıyla gerçekleştirilmiştir [57].

Boeing yetkilileri, söz konusu uçuşlarda uçağın performansının etkilenmediğini, biyoyakıtın emniyet açısından ya da teknik olarak hiçbir soruna sebep olmadığını

belirtmiştir [58]. Ancak, uzun süreli biyoyakıt kullanımı için gerek yakıt tankları, gerekse motorlar yeniden tasarlanmalıdır, çünkü uçak yakıtı ve biyoyakıtların çalışma sıcaklık aralığı farklıdır.

3.4.1. Biyoyakıtın İHA'larda Yakıt Olarak Kullanılmasıyla İlgili Yapılan Çalışmalar

İHA'larda yaygın olarak kullanılan Jet A yakıtı ile tipik biodizel yakıt karakteristiklerinin incelendiği bir çalışmada jet yakıtının birim kütle başına saldıdığı enerjinin biodizele göre daha yüksek olduğu gözlemlenmiştir.

Çizelge 3.10. Biodizel ve jet yakıtının bazı özellikleri [58]

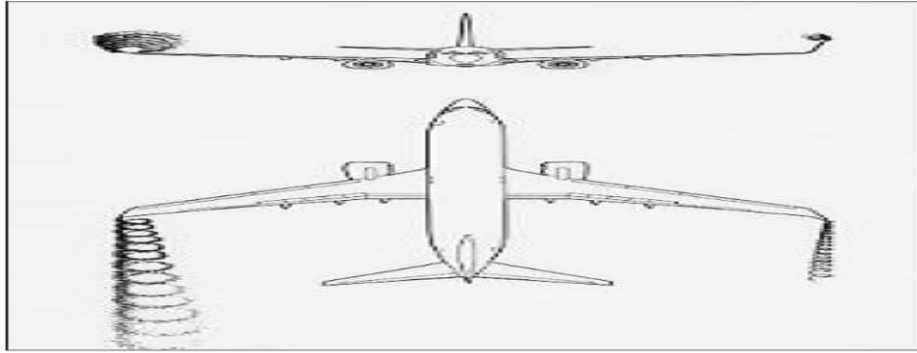
Yakıt Özellikleri	Biodizel	Jet Yakıtı
Alevlenme Noktası ($^{\circ}\text{C}$)	100	40-45
40 $^{\circ}$ 'de Viskozite	4.7	1.2
Sülfür (%W)	<0.05	0.05-0.15
Net Yanma Isısı (MJ/kg)	36-39	43.2
15 $^{\circ}$ 'de Yoğunluk	0.87-0.89	0.80
Donma Noktası ($^{\circ}\text{C}$)	~0	<-40
Yaklaşık Karbon Sayısı	C ₁₆ -C ₂₂	C ₈ -C ₁₆

3.5. Yakıt Sarfiyatının Azalması İçin Yapılan Aerodinamik Tasarım İyileştirme Çalışmaları

3.5.1. Kanat Ucu Cihazları

Uçaklarda yakıt sarfiyatı, uçakların maruz kaldığı sürüklenme kuvveti ile orantılıdır. Sürüklenme kuvvetinin iki bileşeni bulunmaktadır. Bu bileşenlerden birisi olan parazit

sürüklenme, basitçe akışkanın uçak gövdesi üzerinde yarattığı sürtünme kuvveti ve direnç olarak tanımlanabilir [59]. Bir diğer bileşen ise indüklenmiş sürüklenmedir. İndüklenmiş sürüklenme ise kanatlarda meydana gelen taşıma kuvvetinin bir sonucudur [59]. Daha açık bir şekilde ifade etmek gerekirse, kanat altında meydana gelen yüksek basınç bölgesi ve kanat üstünde meydana gelen alçak basınç bölgesinin kanat ucunda karşılaşması ile oluşan girdap akımlarının uçak üzerindeki sürtünme etkisidir. Bu sürtünmeyi engellemek için kanat uçlarına bazı cihazlar takılabilir. Bu cihazlara verilen genel isim kanat ucu plakası, yaygın olan İngilizce kullanımıyla “winglet”tir.



Şekil 3.26 Winglet’i bulunan kanat ve bulunmayan kanatın oluşturduğu kanat ucu girdap akımlarının temsili görüntüsü [58]

NASA’da görevli bilim adamlarının 1970’lerde meydana gelen yakıt krizinden sonra geliştirmiş olduğu wingletler uzun bir süredir bazı uçaklarda kullanılmaktadır, zira faydalarına rağmen bugüne dek her uçakta kullanılmamıştır. Kullanılmama sebepleri başında malzeme ve üretim teknolojisinin henüz yeteri kadar ilerlemiş olmamasından kaynaklanan üretim ve bakım maliyetlerinde artış yer almaktadır [58].

Yakıt fiyatlarının 2002 yılından sonra büyük artış göstermesiyle beraber, işletme maliyetlerindeki kayıp, üretim ve bakım maliyetlerindeki fazlalığı aştığı için wingletler yeniden popüler hale gelmiştir. 2002-2008 yılları arasında Boeing firması, üretim maliyetleri çok yüksek olmasına rağmen, uçaklarda önemli ölçüde performans

artışı sağlayan kıvrık tipli (blended winglet) kanat ucu plakalarını hemen her uçağında kullanmaya başlamıştır ve uçaklarda yaklaşık olarak %5 yakıt tasarrufu sağlamayı başarmıştır [58].

2008 yılı krizlerinden sonra ise, 2008 yılına dek uçaklarında geleneksel tipte winglet kullanan Airbus da, kıvrık winglet kullanmak üzere kıvrık wingletin patent sahibi API firmasıyla anlaşmaya varmış ve hatta A320 tipi uçaklarla gerçekleştirdiği test uçuşlarını tamamlamıştır [58].



şekil 3.27. Airbus A320’lerde kullanılan eski ve yeni tip kanat ucu cihazları [58]

Havayolu firmaları da krizden sonra bu uçakları tercih ederek ya da uçaklarına bu teknolojiyi uygulatarak tasarruf yoluna gitmişlerdir. Örneğin American Airlines, filosundaki Boeing 737 ve 757’lere winglet ekleterek yılda 94 milyon litre jet yakıtı tasarrufunda bulunmayı planlamıştır [58]. Uçakların yenilenme süreci devam etmektedir.

3.5.2. Gövde Parçalarında Modifikasyonlar

Üretim kabiliyetlerinin ve malzeme teknolojişinin artmasıyla birlikte uçakların fazla sürüklenme yaratan bazı parçaları, daha düşük sürüklemeye sahip yenileriyle değiştirilebilir hale getirilmiştir. 1987 yılında, McDonnell Douglas firması henüz

Boeing tarafından satın alınmamışken, MD-80 tipi uçakların daha önce DC-10 uçaklarından uyarlanmış olan kuyruk konilerinin daha düşük sürüklemeye sahip yenileriyle değiştirilebileceğine kanaat getirmiş ve MD-80 kullanıcılarına önermiştir. Daha sonra McDonnell Douglas firmasını satın alan Boeing, her bir kuyruk konisi için 240000 ABD doları fiyat belirlemiştir. Bu kuyruk konisinin getirisi, American Airlines frekansında uçan bir havayolu işletmesi için her yıl 6,5 milyon litre yakıtla karşılık gelmektedir [58].



(a)

(b)

Şekil 3.28.a. MD-80 serisi uçakların eski kuyruk konisi

Şekil 3.28.b. MD-80 serisi uçakların yeni kuyruk kolonisi [58]

Eski kuyruk konileri “koni” şeklinde iken, yenileri “tornavida kuyruk” olarak da nitelendirilen, fırar kenarı yassı kuyruk konileridir [58]. Eski ve yeni kuyruk konileri Şekil 3.28’de gösterilmektedir.

3.5.3. Yapısal Hafifleştirme

Geleneksel sabit kanatlı hava araçlarında taşıyıcı ünite kanatlardır, ancak kanatlar işlevlerini üzerlerinden akım geçmesi halinde yerine getirirler. Bu akım uçağın hava içerisinde seyri ile oluşur. Seyir ise motorların itici ya da çekici gücü sayesinde gerçekleşir. Kanatlardan elde edilmek istenen kuvvet uçağın ağırlığı arttıkça

artacağından motor takati de buna göre artar. Bu sebeple daha hafif uçak, daha düşük enerji sarfiyatı demektir. Enerjinin korunumu prensibince, daha ağır nesneye aynı yolu aldirmek daha fazla iş demektir ve daha fazla enerji gerektirir. İşte bu sebeple uçakta ağırlık önemli bir parametredir. Bir uçağın seyahati süresince harcanan yakıt haricinde başka bir kütle kaybı olmaz. Bu sebeple uçağın ağırlığı tamamen yapısal bir özellik olarak uçağın karakteristik özelliğidir. Uçağın ağırlığını azaltmak için yapılan iyileştirme ve yenilikler, uçağın ana gövde elemanları ve iç dekorasyonu olarak iki ana grupta incelenebilir [58].

3.5.3.1. Ana Gövde Elemanları

Uçak ana gövde elemanları uzun yıllar boyunca metallere imal edilmiştir. Alüminyum alaşımları, alüminyumun hafifliği ve kolay şekillendirilebilmesi avantajları sayesinde havacılık endüstrisinde kendine geniş bir yer bulmuştur. Uçaklarda kısmen titanyum, bakır ve çinko da kullanılmaktadır. Motor parçalarında ise ısı dayanımı ve mukavemeti sebebiyle dirence ve yüke maruz kalan kısımlarda çelik kullanılmaktadır. Bugün uçaklarda metallere egemenliği sürmektedir, ancak son yıllarda büyük gelişim gösteren kompozit malzeme teknolojisi sayesinde uçaklar artık metallere kadar mukavim, ancak metallere daha hafif kompozit malzemeler de içermeye başlamıştır. Örneğin bir Airbus A340'ta kompozit malzemelerin tüm malzemelere yüzdesi %12 iken, Airbus'ın son ürünü Airbus A380'de bu oran %22'ye çıkmıştır [58]. Daha hafif uçaklar için çalışmalarını hızlandıran Airbus, yeni nesil A320'ler ve yeni programı olan A350 XWB için yüksek oranda kompozit üretmek üzere Çin firmalarıyla ortaklık gerçekleştirmiştir ve üretimin 2009 yılı Eylül ayında başlaması beklenmektedir [58].

Kompozitlerin hafif olmalarının yanısıra vida ve perçinlere ihtiyaç duymaması, tek işleme daha karmaşık şekillere girebilmesi gibi bazı başka avantajları da vardır [58]. Vida ve perçinlerin bulunmaması, hem bakım ve yedek parça maliyetlerini düşürmekte, hem de rijit bir yapı oluşturarak daha düzgün bir yüzey ve elemanlar elde etmeye olanak sağlamaktadır.

Uçakların dış gövde elemanlarında 2001 yılında kullanılmaya başlanan termoplastik kompozitlerin ise, hafif olmasının haricinde, hızlı ve kolay imalat, yüksek darbe dayanımı, geniş sıcaklık aralıklarında çalışabilme özelliği ve hidrolik sıvısı, yakıt, buzlanma önleyici kaçakları olması halinde kimyasal direnç gösterebilme özellikleri bulunmaktadır [58]. Kompozitlerin hava araçları tasarımı konusunda bir diğer önemli katkısı da metallerin şekillendirilebilme sınırlarını ortadan kaldırmaları olmuştur. Metaller, karmaşık şekiller oluşturamamakta ya da karmaşık şekillerde metaller kullanıldığında yüksek üretim maliyetleriyle karşılaşmaktadır. Tasarımı sınırlayan önemli parametrelerden olan üretilebilirlik, kompozit malzemeler sayesinde önemli derecede aşılabilmektedir. Dış gövde elemanları üzerinde 2008 krizinden sonra uygulanmaya başlayan bir diğer uygulama da daha hafif astar ve boyaların kullanılması olmuştur [58].

Dünya'nın önde gelen havacılık boya ve kimyasalları üreticileri ürünlerini daha hafif hale getirebilmek için çalışmalarını sürdürmektedirler. Yeni nesil kimyasallar eskilerine göre daha hafif, daha kolay uygulanabilir ve bakım maliyeti daha düşük kimyasallardır [58].

3.5.3.2. İç Dekorasyon

Dış gövde elemanlarında olduğu gibi, iç gövde elemanlarında da hafif malzemelerin kullanımı önemli ölçüde yakıt tasarrufu sağlamaktadır. Boeing 2007 yılında kompozit çerçeve ile imal edilmiş hafif yolcu koltukları geliştirmiş ve 2008 yılında uçaklarında kullanmaya başlamıştır.

3.6. Yeni Motor Tasarımları

Motor üreticileri yeni motor tasarımları üzerindeki çalışmalarını krizin havayolu firmalarını sıkıştırdığı 2008 yılında hızlandırmıştır. 2008 yılı Kasım ayında Pratt & Whitney'in geliştirdiği vitesli motor ilk kez test edilmiştir. Testler 2009 yılı Haziran ayına kadar sürmüştür. Testlerin başarıyla sonuçlandığı ve motorun tasarım

hedeflerini sağladığı, Pratt & Whitney yetkilileri tarafından 15-21 Haziran tarihleri arasında Le Bourget, Paris'te düzenlenen Paris Airshow'da duyurulmuştur [58]. PW1000G vitesli motoru, Pratt&Whitney'in Turbofan motoru PW6000'in geliştirilmiş bir sürümüdür, ancak ondan farklı olarak yeni bir dişli kutusuna ve iki aşamalı yeni bir fan yapısına sahiptir. Kompresörden önce farklı hızlarda dönen ve motora "Vitesli" ünvanını veren ayarlanabilir iki ayrı fanda sıkıştırılan hava sayesinde motor verimini arttırmaktadır. Vites etkisini sağlayan yeni dişli kutusu, bu iki ayrı fanın optimum hızlarda dönmesi için gerekli mekanik dönüşümleri sağlamaktadır. Bu yönüyle gücü arttırılan motor daha çok bölgesel jetler ve tek koridorlu büyük gövdeli jetlere uygundur. Zira Mitsubishi MRJ ve Bombardier C serisi uçaklar bu motorun piyasaya girmesini beklemektedir [58].

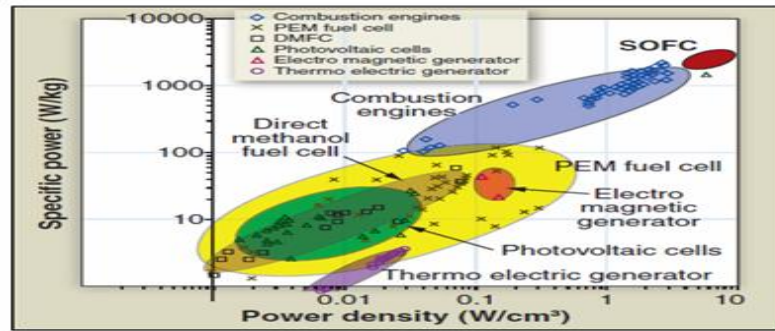
3.7. İnsansız Hava Araçlarında Kullanılan Alternatif Yakıtların Karşılaştırılması

İki storklu motorlar, turboprop motorlar, turbofan motorlar, elektrik motorlar, Li-Ion bataryalar, H₂ yakıt hücreleri ve güneş pilleri insansız hava araçlarında güç gereksinimini karşılamaktadırlar. Yapılan çalışmada adı geçen tahrik sistemlerinin, ağırlıkları, maksimum sağladıkları güç ve güç yoğunlukları karşılaştırılmış, bu karşılaştırmalar sonucunda ise maksimum gücüturbofan ve turboprop motorlar tarafından üretildiği gösterilmiştir.

İHA'larda kullanılan yakıtlarla ilgili yapılan bir karşılaştırmada ise sıvı hidrojen tarafından üretilen spesifik enerjinin 120 MJ/kg, sentetik yakıtın 44.2 MJ/kg ile JET A/JET A-1, sıvı metan, etanol ve biodizele göre daha yüksek olduğu belirtilmiştir. Enerji yoğunluğu olarak ise Jet A/ Jet A-1 ve biodizel sırasıyla 34.9 MJ/kg ve 33.9 MJ/kg ile üst sıralarda yer almaktadır [47, 58].

Çizelge 3.11. Farklı güç kaynakları tarafından üretilen enerji yoğunluğu [58]

Tip	Model	Ağırlık (kg)	Maksimum Güç (kW)	Güç Yoğunluğu (kW/kg)
İki Storke Motor	Rotax 503	33.2	37	1.11
Turboprop	Honeywell TPE331-10	153	671	4.38
Turbofan	PW545B	347	18.32 kN	10.86
Elektrik Motor	GPMG4805	1.48	8.4	5.68
Lityum İyon Bataryası	ANR 26650	-	-	2.60
H ₂ Yakıt Hücresi	UTCR-G1	1.78	1.2	0.675
H ₂ Yakıt Hücresi	Protonex Ion Tiger	1	0.550	0.550
Güneş Pili	Birkaç Üretici	-	-	0.06
Wankel	49-P1 Tip 2	0.333	0.934	2.8



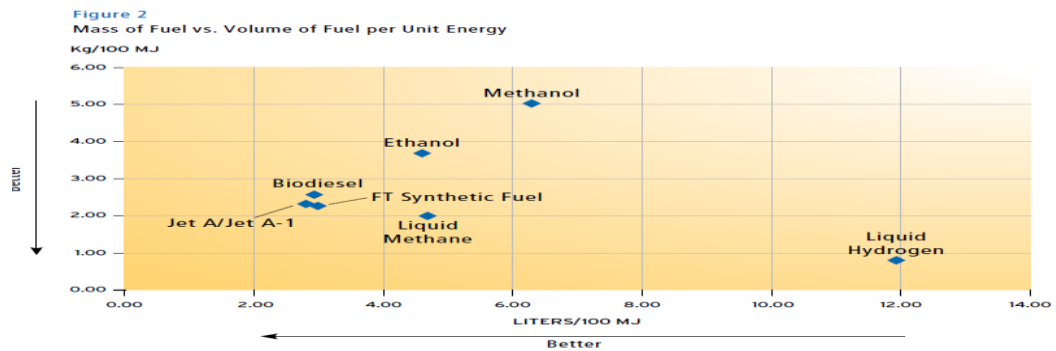
Şekil 3.29. Farklı güç kaynaklarının enerji yoğunluğuna bağlı olarak ürettikleri spesifik enerji [47]

Çizelge 3.12. Farklı İHA yakıtları için spesifik enerji, yoğunluk ve enerji yoğunluk değerleri [58]

Yakıt	Spesifik Enerji (MJ/kg)	Yoğunluk (15°C)	Enerji Yoğunluğu (MJ/l)
FT Sentetik Yakıt	44.2	0.759	33.6
Jet A/Jet A-1	43.2	0.808	34.9
Sıvı Hidrojen	120	0.071	8.4
Sıvı Metan	50	0.424	21.2
Metanol	19.9	0.798	15.9
Etanol	27.2	0.794	21.6
Biyodizel	38.9	0.87	33.9

Birim enerji başına yakıt hacmi ile yakıt kütlesi arasındaki ilişki incelendiğinde Jet A/Jet A-1'in birim enerji başına yakıt hacmi ile yakıt kütlesinin daha iyi değerler verdiği gözlemlenmektedir. Jet A/Jet A-1 yakıtı birim enerji başına yakıt hacmi yaklaşık 3 lt/100 MJ iken, yakıt kütlesi 2,5 kg/100 MJ dolaylarındadır [60].

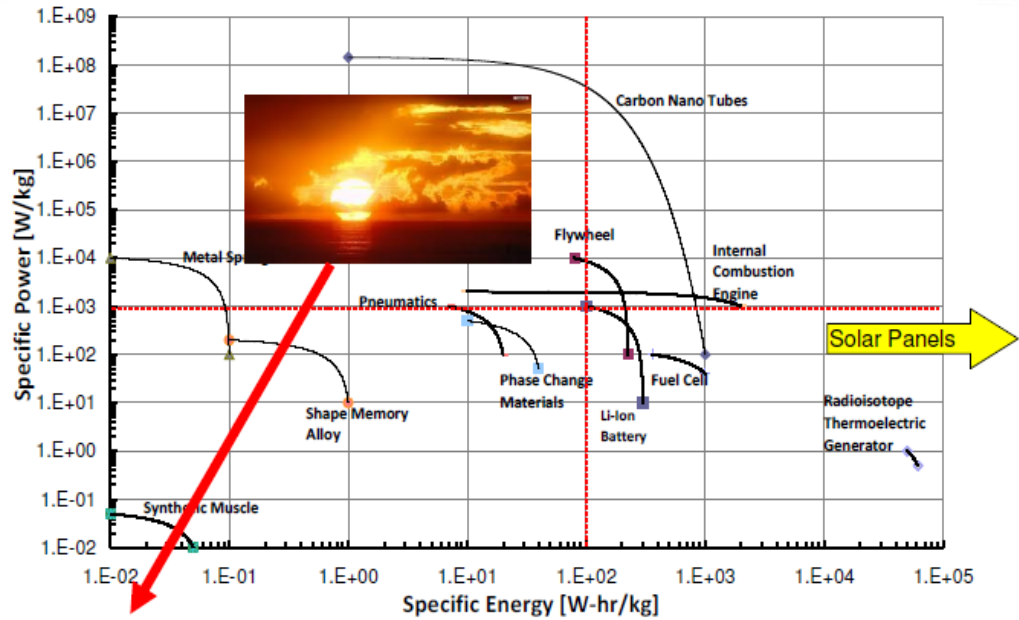
Hidrojen ve hidrokarbon tabanlı yakıtlar arasında yapılan bir diğer çalışmada ise hidrojenin kütleli spesifik enerjisinin 2.32 lb-F ile metan ve Jet A yakıtından daha yüksek olduğu gösterilmektedir [61].



Şekil 3.30. Farklı İHA yakıtları için birim enerji başına yakıt hacim ve yakıt kütle değişimleri [60]

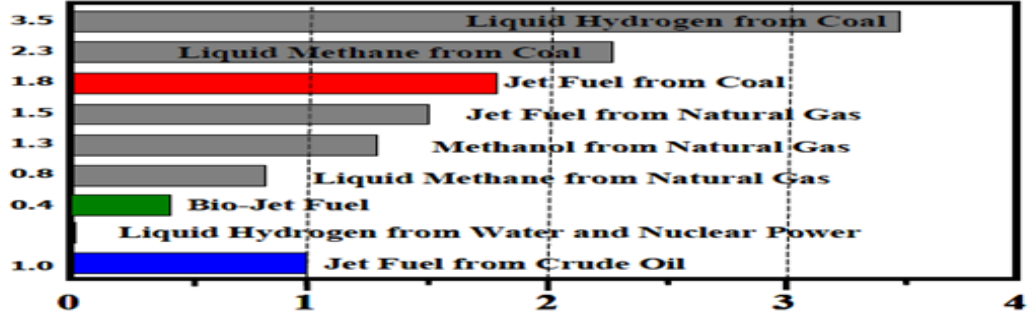
Çizelge 3.13. Hidrojen, metan ve jet A yakıtının özelliklerinin karşılaştırması [61]

	Hidrojen	Metan	Jet A
Yapı	H ₂	CH ₄	CH _{1,93}
Moleküler Ağırlığı	2.016	16.04	168
Yanma Isısı (BTU/lb)	51,590	21,500	18,400
Sıvı Yoğunluk (lb/ft³)	4.43	26.4	50.6
Spesifik Isı (BTU/lb-F)	2.32	0.84	0.47
Kaynama Noktası (1 atm)	-423	-258	332



Lidor A., Weihs D., Sher E., "Alternative Power-Plants for micro aerial vehicles (MAV)," 53rd Israel Annual Conference on Aerospace Sciences

Şekil 3.31. Mikro hava araçlarında kullanılan yakıt türlerinin spesifik enerjilerine bağlı olarak spesifik güçlerindeki değişim [47]



Şekil 3.32. İHA'larda kullanılan yakıt türlerinin CO₂ emisyon değerleri [58]

Hava araçlarında kullanılan yakıtların CO₂ emisyon değeri karşılaştırıldığında mevcut kullanılabilir jet yakıtları arasında Bio-yakıtların CO₂ salınım değerlerinin daha düşük oranlarda olduğu Şekil 3.32'de gözlemlenmiştir [58]. Uygulanabilir olması durumunda ise su ve nükleer güç vasıtasıyla elde edilen sıvı hidrojenle çalışan hava araçlarında CO₂ emisyon değerinin çok daha düşük olacağı belirtilmektedir.

4. TURBOJET MOTORLARDA TERMODİNAMİK

4.1. Turbojet Motorlarda Yanma Termodinamiği

Turbojet motorlarda yanma olayının gerçekleştiği yanma odası giriş ve çıkışındaki basınç değerlerine bağlı olarak yanma denklemleri çıkarılmıştır. Bu çıkarımlarda yanma odasındaki giriş ve çıkış basınç değerleri yaklaşık 1 kabul edilerek işlemler sürdürülmüştür ve sonuçta elde edilen ifade denklem 4.4’de verilmiştir.



Şekil 4.1. Turbojet motor yanma termodinamiği şeması [62]

P_t = Toplam Basınç

T_t = Toplam Sıcaklık

h_t = Spesifik Durgunluk Entalpisi

c_p = Ortalama Spesifik Isı

f = Yakıt/Hava Kütle Akış Oranı

Q = Yakıt Tutuşma Değeri

η_b = Adiyabatik Verim

BPR= Yanma Basınç Oranı

Olmak üzere;

$$BPR = \frac{p_{t4}}{p_{t3}} \sim 1.0 \quad (4.1)$$

Yanma Enerji Denklemi

$$(1 + f)ht_4 = ht_3 + f \eta_b Q \quad (4.2)$$

$$(1 + f)c_p Tt_4 = c_p Tt_3 + f \eta_b Q \quad (4.3)$$

$$\frac{Tt_4}{Tt_3} = \frac{1 + f \eta_b Q / c_p Tt_3}{1 + f} \quad (4.4)$$

4.2. Turbojet Motorlarda Kompresör Termodinamiği

Turbojet motorlarda kompresör giriş ve çıkışındaki basınç değerleri oranı denklem 4.5'de verilmiştir. Kompresör iş-kütle oranı ile kompresör basınç oranı arasındaki ilişki ise denklem 4.8'de ifade edilmektedir.



Şekil 4.2. Kompresör termodinamiği şematik görünümü [62]

P_t = Toplam Basınç

T_t = Toplam Sıcaklık

h_t = Specific Durgunluk Entalpisi

c_p = Ortalama Spesifik Isı

γ = Spesifik Isı Oranı

η_c = Adiyabatik Verim

Kompresör Basınç Oranı(CPR) olmak üzere;

$$CPR = \frac{p_{t3}}{p_{t2}} = \left(\frac{T_{t3}}{T_{t2}} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (4.5)$$

Kompresör İş/kütle oranı (CW) olmak üzere;

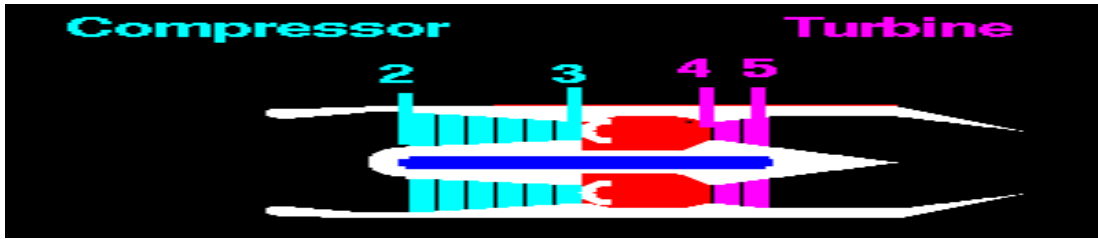
$$CW = (ht_3 - ht_2) \quad (4.6)$$

$$CW = cp(Tt_3 - Tt_2) \quad (4.7)$$

$$CW = \frac{cp Tt_2}{\eta_c} (CPR^{(\gamma-1)/\gamma} - 1) \quad (4.8)$$

4.3. Kompresör-Türbin Eşleşmesi

Denklem 4.10'da verildiği üzere kompresör basınç oranı (pt_3/pt_2) ile türbin basınç oranı (pt_5/pt_4) arasındaki ilişki kompresör ve basınç verimlerine bağlı olarak ifade edilmiştir.



Şekil 4.3. Kompresör- Türbin eşleşme şematik görünümü [62]

Pt = Toplam Basınç

Tt = Toplam Sıcaklık

cp = Ortalama Spesifik Isı

γ = Spesifik Isı Oranı

η = Adiyabatik Verim

CPR = Kompresör Basınç Oranı (pt_3/pt_2)

TPR = Türbin Basınç Oranı (pt_5/pt_4)

Kompresör İş / Kütle=CW=TW=Türbin İş / Kütle

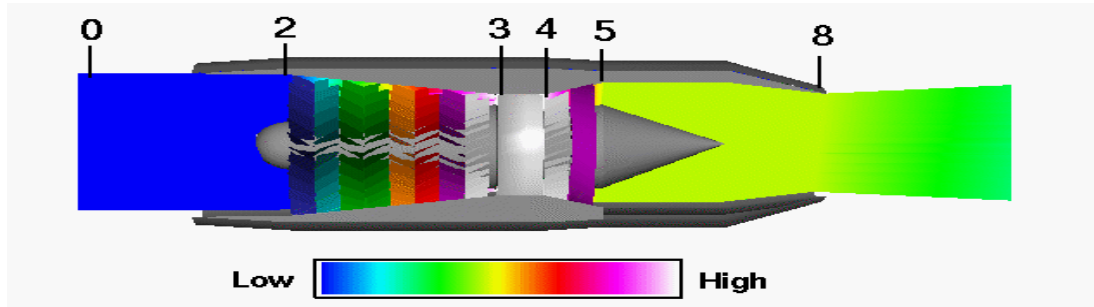
Olmak üzere;

$$\frac{c_p T_{t2}}{\eta_c} (CPR^{(\gamma-1)/\gamma} - 1) = (\eta_t c_p T_{t4} (1 - TPR^{(\gamma-1)/\gamma})) \quad (4.9)$$

$$TPR^{(\gamma-1)/\gamma} = 1 - \frac{T_{t2}}{\eta_c \eta_t T_{t4}} (CPR^{(\gamma-1)/\gamma} - 1) \quad (4.10)$$

4.3.1. Basınç Varyasyonu–EPR

Turbojet motorlardaki basınç değerlerindeki değişim Şekil 4.3.a'da gösterildiği gibi inlet kısmında daha düşük basınç değerlerinde olmasına rağmen kompresör bölgesinde kademeli olarak artmakta, türbin çıkışında ise kademeli olarak azalmaktadır.



Şekil 4.3.a. Bir turbojet motor için basınç varyasyonu [62]

Enerji Basınç Oranı = EPR

p_t = Toplam Basınç

$$EPR = \frac{p_{t8}}{p_{t2}} = \frac{p_{t3}}{p_{t2}} \frac{p_{t4}}{p_{t3}} \frac{p_{t5}}{p_{t4}} \frac{p_{t8}}{p_{t5}} \quad (4.11)$$

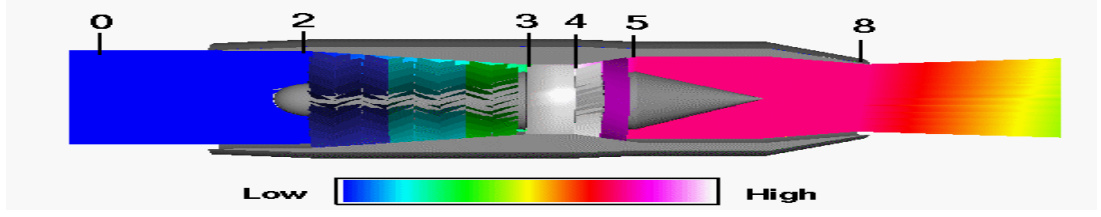
$\frac{p_{t3}}{p_{t2}}$ = Kompresör Basınç Oranı

$\frac{p_{t4}}{p_{t3}}$ = Yanıcı Basınç Oranı

$\frac{p_{t5}}{p_{t4}}$ = Türbin Basınç Oranı

$\frac{p_{t8}}{p_{t5}}$ = Nozzle Basınç Oranı

4.3.2. Sıcaklık Varyasyonu- ETR



Şekil 4.3.b. Bir turbojet motor için sıcaklık varyasyonu [62]

Şekil 4.3.b’de görüldüğü gibi sıcaklık inlet bölgesinden nozzle bölgesine doğru artmakta ve nozzle bölgesinde sıcaklık maksimum değere ulaşmıştır. İstasyonlardaki enerji sıcaklık oranları arasındaki bağlantı denklem 4.12’de verildiği gibidir.

Enerji Sıcaklık Oranı = ETR

Tt = Toplam Sıcaklık

Olmak üzere;

$$ETR = \frac{T_{t8}}{T_{t2}} = \frac{T_{t3}}{T_{t2}} \frac{T_{t4}}{T_{t3}} \frac{T_{t5}}{T_{t4}} \frac{T_{t8}}{T_{t5}} \quad (4.12)$$

$$\frac{T_{t3}}{T_{t2}} = \text{Kompresör Sıcaklık Oranı}$$

$$\frac{T_{t4}}{T_{t3}} = \text{Yanıcı Sıcaklık Oranı}$$

$$\frac{T_{t5}}{T_{t4}} = \text{Türbin Sıcaklık Oranı}$$

$$\frac{T_{t8}}{T_{t5}} = \text{Nozzle Sıcaklık Oranı}$$

4.4. Yakıt-Kütle Akış Oranı

Turbofan motorlarda yanma odasına giren hava ile enjekte edilen yakıt arasındaki sıcaklık oranı Denklem 4.15’de gösterildiği gibidir.



Şekil 4.4. Bir turbofan motor için yakıt-kütle akış oran şematik görünümü [62]

\dot{m}_f = Yakıt Kütle Akış Oranı

\dot{m}_a = Hava Kütle Akış Oranı

f = Yakıt Hava Oranı (\dot{m}_f/\dot{m}_a)

T_t = Toplam Sıcaklık

c_p = Ortalama Spesifik Isı

Q = Yakıt Isı Değeri

η_b = Adiyabatik Verim

Olmak üzere;

$$\text{Yakıcı Sıcaklık Oranı : } \frac{T_{t4}}{T_{t3}} = \frac{1+f\eta_b Q/c_p T_{t3}}{1+f} \quad (4.13)$$

$$f = \frac{(T_{t4}/T_{t3})-1}{1+f\eta_b Q/c_p T_{t3}-(T_{t4}/T_{t3})} \quad (4.14)$$

$$\dot{m}_f = f\dot{m}_a \quad (4.15)$$

4.5. İnlet Performansı

Mach sayısına bağlı olarak inlet verimliliğinin kütle akış oranına bağlı olarak değişimi denklem 4.18 ve 4.19’da verilmiştir.

İnlet Toplam Sıcaklığı;

$$\frac{T_{t2}}{T_{t0}} = 1 \quad (4.16)$$



Şekil 4.5. İnlet performansı şematik görünümü [62]

İnlet Basınç İyileşmesi(IPR);

p_t = Toplam Basınç

M = Mach Sayısı

Olmak üzere;

$$\eta_i = \text{İnlet Verimliliği} = \frac{p_{t2}}{p_{t1}} \quad (4.17)$$

$$M > 1 \text{ ise } \frac{p_{t2}}{p_{t0}} = \eta_i (1 - 0.075[m - 1]^{1.35}) \quad (4.18)$$

$$M < 1 \text{ ise } \frac{p_{t2}}{p_{t0}} = \eta_i \quad (4.19)$$

İnlet Sıçrama Direnci ise;

V = Hız

m = Kütle Akış Oranı

A = Alan

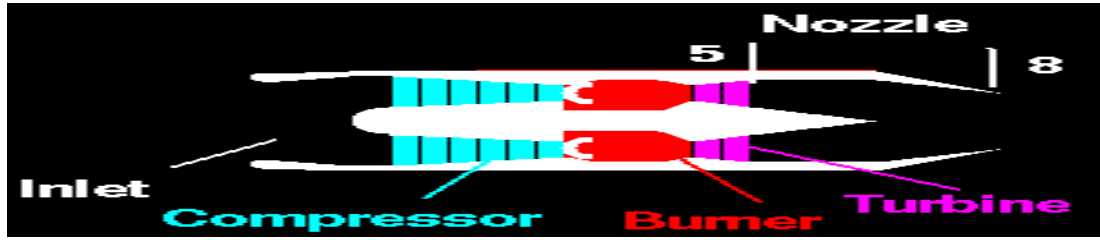
p = Basınç

K = Lip Suction(Kenar Emiş) Faktörü

Olmak üzere,

$$D_{spill} = K(m_1[V_1 - V_2] + A_1[p_1 - p_0]) \quad (4.20)$$

4.6. Nozzle Performansı



Şekil 4.6. Nozzle performansı şematik görünümü [62]

Nozzle bölgesinde sıcaklık ve basınç değerlerinin birbirlerine bağlı olarak değişimi ve nozzle enerji denklemi sırasıyla denklem 4.21 ve 4.24'de verilmiştir. Denklem 4.21 ve 4.24'de verilen ifadeler;

P = Basınç

T = Sıcaklık

h = Spesifik Entalpi

V = Hız

cp = Ortalama Spesifik Isı

γ = Spesifik Isı Oranı

η = Adiyabatik Verim

CPR = Kompresör Basınç Oranı (pt3/pt2)

η_n = Adiyabatik Nozzle Verimi

NPR = Nozzle Basınç Oranı = pt8/pt5

Olmak üzere;

Nozzle toplam sıcaklık ve basıncı;

$$\frac{pt8}{pt5} = \left(\frac{Tt8}{Tt5} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} = 1 \quad (4.21)$$

Nozzle Enerji Denklemi;

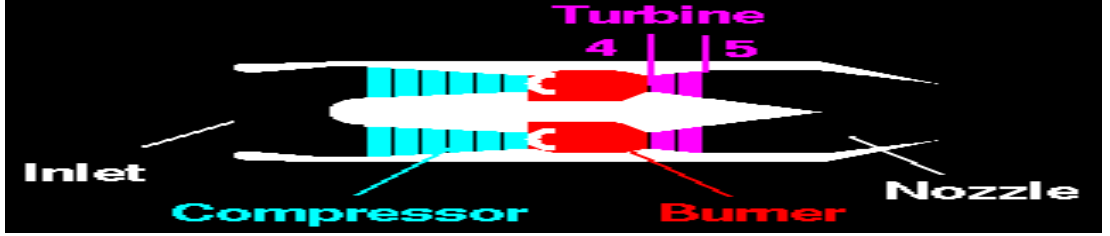
$$h = c_p T \quad (4.22)$$

ve

$$h_{t8} = h_8 + \frac{V_8^2}{2\eta_n} \quad (4.23)$$

$$V_e = V_8 = \sqrt{2c_p T_{t8} \eta_n [1 - \{1/NPR\}^{(\gamma-1)/\gamma}]} \quad (4.24)$$

4.7. Türbin Termodinamiği



Şekil 4.7. Türbin termodinamik şematik görünümü [62]

Türbin bölgesinde sıcaklık ve basınç değerleri arasındaki ilişki denklem 4.25’de, Türbin iş/kütle oranı ise türbin giriş ve çıkış bölgelerindeki durgunluk entalpilerine bağlı olarak denklem 4.26’da, türbin basınç oranı ile türbin iş/kütle oranı arasındaki ilişki ise denklem 4.28’de verilmiştir.

P_t = Toplam Basınç

T_t = Toplam Sıcaklık

h_t = Spesifik Durgunluk Entalpi

c_p = Ortalama Spesifik Isı

γ = Spesifik Isı Oranı

η_t = Adiyabatik Verim

Olmak üzere;

$$TPR = \frac{p_{t5}}{p_{t4}} = \left(\frac{T_{t5}}{T_{t4}} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (4.25)$$

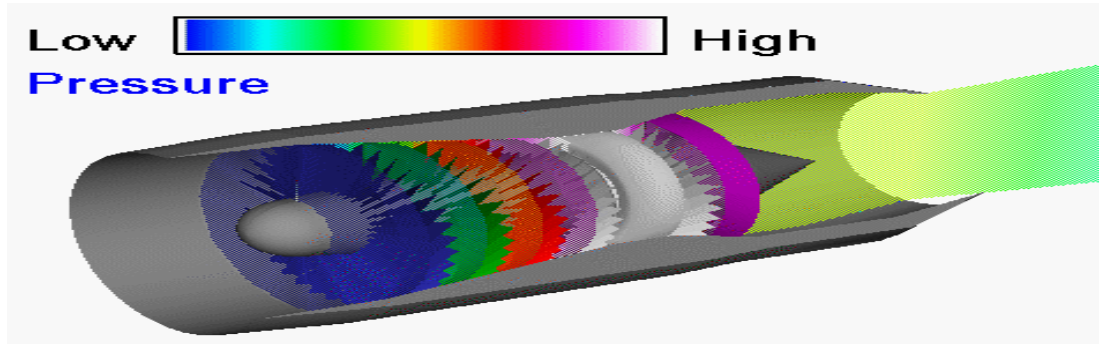
Türbin İş/kütle oranı (TW) ise;

$$TW = (h_{t4} - h_{t5}) \quad (4.26)$$

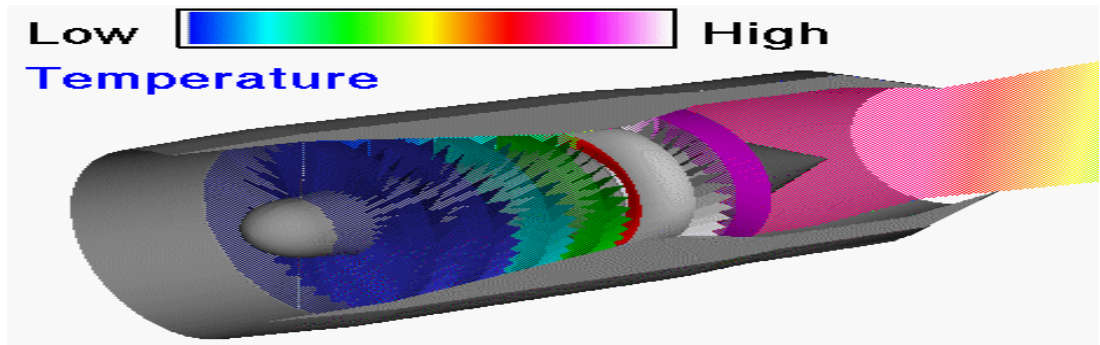
$$TW = c_p (T_{t4} - T_{t5}) \quad (4.27)$$

$$TW = \eta_t c_p T_{t4} (1 - TPR^{(\gamma-1)/\gamma}) \quad (4.28)$$

Bir turbojet motorun istasyonlarındaki basınç ve sıcaklık değerindeki değişimi gösteren simülasyonlar Şekil 4.7.a. ve Şekil 4.7.b'de gösterilmektedir.



Şekil 4.7.a. Turbojet motor için bir basınç simülasyonu [62]



Şekil 4.7.b. Turbojet motor için bir sıcaklık simülasyonu [62]

4.8. İtki Spesifik Yakıt Tüketimi (TSFC)

Yakıt tüketimine bağlı olarak itkide meydana gelen değişim denklem 4.29'da verilmiştir.

\dot{m}_f = Yakıt Kütle Akış Oranı

\dot{m}_a = Hava Kütle Akış Oranı

f = Yakıt Hava Oranı (\dot{m}_f/\dot{m}_a)

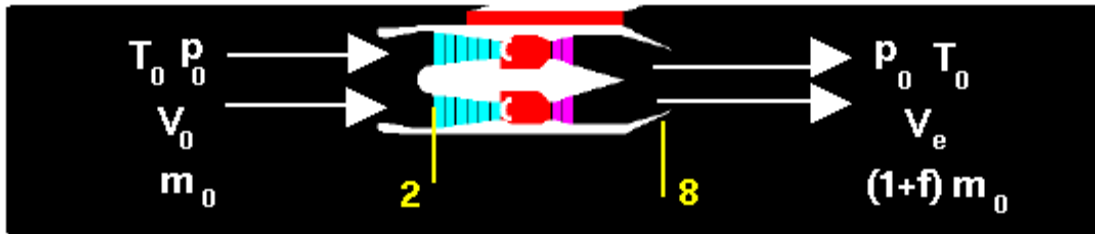
F_s = Spesifik İtki (F/\dot{m}_a)

F = Net İtme

Olmak üzere;

$$TSFC = \frac{f}{F_s} = \frac{\dot{m}_f}{F} \text{ (lbm/hr) / (lbs) ya da (kg/hr) / (N)} \quad (4.29)$$

4.9. Motor İtkisi



Şekil 4.8. Bir turbojet motor için motor itkisi [62]

Bir turbojet motorunda giriş ve çıkış sıcaklık, basınç, hız ve kütle değerlerine bağlı olarak itki, nozzle performansı, nozzle basınç oranı ve inlet performansları denklem 4.30, 4.31, 4.32 ve 4.34'de verilmiştir.

$$\text{Spesifik İtki: } F_s = F/m_0 = (1 + f)V_e - V_0 \quad (4.30)$$

$$\text{Nozzle Performansı: } V = \sqrt{2c_p T_{t8} \eta_n [1 - \{1/\text{NPR}\}^{(\gamma-1)/\gamma}]} \quad (4.31)$$

$$\text{NPR} = \text{Nozzle Basınç Oranı} = p_{t8}/p_8 = p_{t8}/p_0 \quad (4.32)$$

$$\text{Motor Çekirdeği: } T_{t8} = T_{t0} \text{ ETR ve } p_{t8} = p_{t2} \text{ EPR} \quad (4.33)$$

$$\text{İnlet Performansı: } T_{t2} = T_{t0} \text{ ve } p_{t2} = p_{t0} \text{ IPR} \quad (4.34)$$

$$\text{Serbest Akım Koşulları: } T_{t0} = T_0(1 + 0.5[\gamma - 1]V_0^2/a_0^2) \quad (4.35)$$

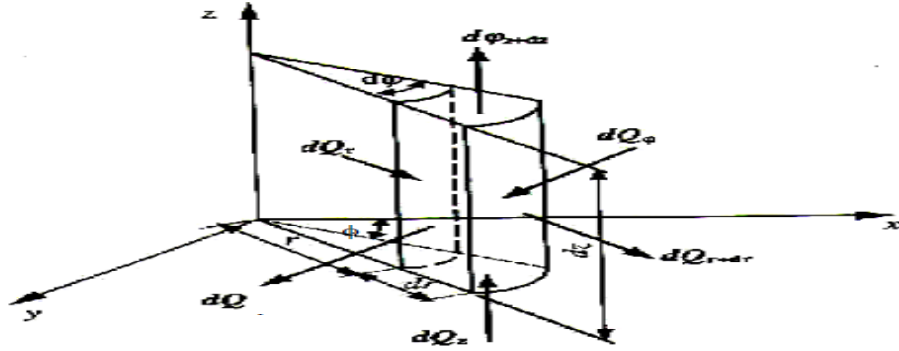
$$p_{t0} = p_0 \left(\frac{T_{t0}}{T_0}\right)^{\gamma/(\gamma-1)} \quad (4.36)$$

$$a_0 = \sqrt{\gamma R T_0} \quad (4.37)$$

5. ISI DENKLEMLERİ

5.1. Silindirik Koordinatlarda Isı İletim Denklemleri

Tasarlanacak motorda itme için gerekli olan güç nükleer reaktör vasıtasıyla üretileceğinden, ısı kaynağı olan reaktörün üç boyutlu silindirik koordinatlarda ısı iletim diferansiyel denklemleri çıkarılmıştır. Şekil 5.1'de gösterildiği gibi silindirik bir katı reaktör içinden diferansiyel kontrol hacim elemanı ele alınıp, aşağıdaki kabuller yapılarak çözüm ele alınmıştır.



Şekil 5.1. Silindirik koordinatların gösterimi [63]

- Isı iletimi zamana göre değişiyor.
- Yakıt çubuğu içinde ısı üretilebiliyor.
- Isı iletimi üç boyutlu.
- Isı iletim katsayısı sabit.
- Yakıt çubuğu içinde ısı depo edilebiliyor.
- Yakıt çubuğu içinde ısı depo edilebiliyor.

Kontrol hacim elemanında dQ_r radyal (çapsal) yönde, dQ_ϕ açısal yönde ve dQ_z de z yönünde giren enerjileri, $dQ_{\dot{u}}$, kontrol hacim elemanında birim zamanda üretilen ve

dQ_d birim zamanda depo edilen enerjileridir. Fourier ısı iletim kanununa göre, dt zamanında kontrol hacim elemanına giren, kontrol hacim elemanında üretilen, depo edilen ve kontrol hacim elemanından çıkan enerjiler aşağıdaki gibi yazılabilir [27];

$$dQ_r = -kr d\varphi dz \frac{\partial T}{\partial r} dt \quad (5.1)$$

$$dQ_{\dot{u}} = gr d\varphi dr dz dt \quad (5.2)$$

$$dQ_{\varphi} = -kr dr dz \frac{\partial T}{r \partial \varphi} dt \quad (5.3)$$

$$dQ_d = \rho c d\varphi dr dz \frac{\partial T}{\partial t} dt \quad (5.4)$$

$$dQ_z = -kr d\varphi dr \frac{\partial T}{\partial z} dt \quad (5.5)$$

Termodinamiğin I. Kanununa göre kontrol hacimdeki enerji dengesi; giren ısı enerjisi + üretilen ısı enerjisi = çıkan ısı enerjisi + depo edilen ısı enerjisidir. Gerekli bağıntılar yerine konular ve ara işlemler yapılırsa, silindirik koordinatlardaki sıcaklık dağılımının, diğer bir ifade ile ısı iletimin genel diferansiyel denklemi elde edilir.

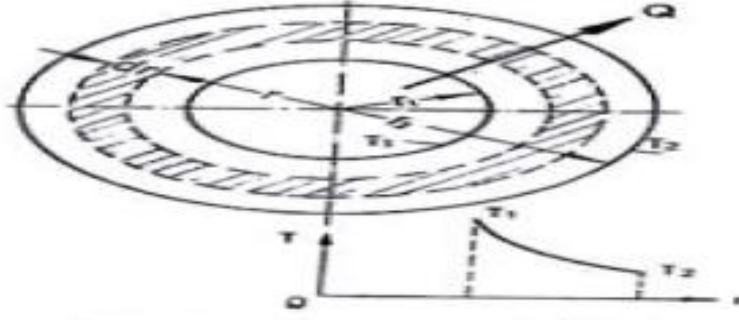
$$\frac{\partial T}{\partial r} = \alpha \left(\frac{\partial^2 T}{\partial r^2} + \frac{1}{r} \frac{\partial T}{\partial r} + \frac{1}{r^2} \frac{\partial^2 T}{\partial \varphi^2} + \frac{\partial}{\partial z^2} \right) + \frac{1}{\rho c} g(r) \quad (5.6)$$

Eğer ısı geçişi sadece radyal yönde (bir boyutlu), devamlı rejim halinde ise;

$$\frac{d^2 T}{dr^2} + \frac{1}{r} \frac{dT}{dr} + \frac{1}{k} g(r) = 0 \quad (5.7)$$

şeklinde yazılır.

Eğer Şekil 5.2’de verilen silindirik borunun iç yarıçapı r_1 , dış yarıçapı r_2 ve bunlara tekabül eden yüzeylerde T_1 ve T_2 üniform sıcaklıklarında iseler, uzun bir silindir için uç tesirler ihmal edilip, ısı akımı yalnız radyal yönde varsayılabilir. r yarıçapındaki silindirik bir tabaka için Fourier ısı iletimi kanununu uygulandığında;



Şekil 5.2. Silindirik yüzeyin şematik gösterimi [63]

$$\varphi_r = -\lambda A \frac{dT}{dr} \quad (5.8)$$

Burada A, r yarıçapındaki ısı iletim yüzey alanı olup iç ve dış yarıçaplar arasında değişir. dr kalınlığındaki diferansiyel eleman için $A=2\lambda\pi rL$ olduğundan birim zamanda ısı iletimi;

$$\varphi_r = -2\lambda\pi L \frac{dT}{dr} \quad (5.9)$$

olur. Burada L, silindirin uzunluğudur.

r_1 ve r arasında (5.11) ifadesi, λ sabit varsayıлып integre edilirse;

$$\varphi_r \int_{r_1}^r \frac{dr}{r} = -\lambda 2\pi L \int_{T_1}^T dT \quad (5.10)$$

$$\varphi_r (\ln r - \ln r_1) = -\lambda 2\pi L (T - T_1) \quad (5.11)$$

ve sıcaklık dağılımı için;

$$T = T_1 - \frac{\varphi_r \ln(r/r_1)}{2\pi\lambda L} \quad (5.12)$$

bulunur. Sıcaklık dağılımı logaritmiktir, Şekil 2.3 $r = r_2$ de $T = T_2$ olduğundan, ısı akım ifadesi;

$$\varphi = \frac{2\pi\lambda L(T - T_1)}{\ln(r/r_1)} \quad (5.13)$$

olarak elde edilir.

Silindirik koordinatlarda ısı denklemi (r, φ, z);

$$\rho C_P \frac{\partial T}{\partial t} = \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} \left(kr \frac{\partial T}{\partial r} \right) + \frac{1}{r^2} \frac{\partial}{\partial \varphi} \left(k \frac{\partial T}{\partial \varphi} \right) + \frac{\partial}{\partial z} \left(k \frac{\partial T}{\partial z} \right) + g \quad (5.14)$$

$$\frac{d}{dr} \left(r \frac{dT}{dr} \right) = 0 \quad (5.15)$$

$$T(r) = A \ln r + B \quad (5.16)$$

Neumann sınır şartlarına göre $r = r_1$ ve Dirichlet sınır şartlarında $r = r_2$ olduğundan;

$$q(r_1) = q_1 = -k \left. \frac{dT}{dr} \right|_{r=r_1} \quad (5.17)$$

$$A = -\frac{q_1 r_1}{k} \quad (5.18)$$

$$B = T_2 + \frac{q_1 r_1}{k} \ln r_2 \quad (5.19)$$

$$T(r) = \frac{q_1 r_1}{k} \ln \left(\frac{r_2}{r} \right) + T_2 \quad (5.20)$$

$$T_1(r) = \frac{q_1 r_1}{k} \quad (5.21)$$

Bu bölümde verilen üç boyutlu silindirik koordinatlarda ısı iletim diferansiyel denklemleri yardımıyla nükleer reaktörün merkezi boyunca ve reaktör yüzeyindeki ısı iletimini hesaplamadaki analitik karışıklıklardan ötürü sayısal çözümlene yoluna gidilmiş ve kullanılan ANSYS programı vasıtasıyla tasarlanan nükleer motor için sıcaklık değerlerinin yanı sıra basınç ve hız değerleri de kolaylıkla hesaplanabilmektedir.

6. MATERYAL VE YÖNTEM

İHA'larda kullanılan mevcut turbojet ve turbofan motorlar incelenerek, yüksek irtifalarda uçuş gerçekleştirebilen RQ-4 Global Hawk'da kullanılan ve 7,050 lbf (31.4 kN) thrusta sahip Allison Rolls-Royce AE3007H turbofan motorunda olduğu gibi, U-235 radyoaktif yakıtını kullanan bir reaktörün eklenmesiyle yüksek irtifalarda uzun süre görev yapabilecek bir motor tasarımı gerçekleştirilmesi amaçlanmaktadır. Yeni motor tasarımı ANSYS programında DesignModeler ile gerçekleştirilmiş, iç akış analizleri de yine aynı program içerisinde yer alan ANSYS Fluent vasıtasıyla yapılmıştır.

6.1. Nükleer Tahrik Sistemlerinde Olası Tasarımlar

Seçilen tasarım nükleer yakıtın kullanıldığı nükleer türbin motorlarıdır. Yakıt kullanımında nükleer türbin motorları için iki olası tasarım vardır [9]:

- I. Reaktör
- II. Genel Amaçlı Isı Kaynağı (General Purpose Heat Source- GPHS)

Reaktör dizaynında bir reaktör merkez şafta bağlanırken genel amaçlı ısı kaynaklarında bir seri GPHS modülü merkezi şafta bağlanır.

Reaktör dizaynında en uygun yakıt Uranyum 235'tir. U-235'in özgül enerjisi 88 MJ/kg dır. Reaktörde Uranyum UO₂ formu içerisindeki Tungsten matrisi içerisinde yer alır. Yakıtta Tungsten oranı %40-60'tır [9]. Grafit moderatör olarak görev yapmaktadır. Yakıt olarak zenginleştirilmiş Uranyum-235 kullanılmak zorundadır[9]. Tasarımda yakıt matrisi nötronlar ise yansıtıcı olarak kullanılan Berilyum çekirdek etrafındaki daireye yerleştirilmiştir. Reaktörün soğutulmasında kullanılan soğutma tüpleri reaktör içerisinde yer alır.

GPHS tasarımında ise en iyi hazır yakıt Pu-238 dir ki bu element Cassini ve diğer uzay sondalarında güç için kullanılmıştır. PU-238' in radyoaktif bozulması sonucu açığa çıkan yeterli miktardaki ısı elektrik üretiminde kullanılır. GPHS birimleri güvenilir olmasının yanı sıra güç ve ısı üretebilir. Bu ısıtıcı birimleri düşük verimlilikte dahi elektrik enerjinden 900 W_e'a kadar güç elde edebilirler [9].

Reaktörün boyut ve ağırlığının doğal uranyum kullanılan reaktörlerden daha küçük olması için yakıt zenginleştirilmiş uranyum olmak zorundadır [9]. Dizaynda yakıt matriksi Berilyum çekirdek etrafındaki daireye yerleştirilir ki nötronlar için reflektör olarak rol almaktadır. Diğer yandan reaktörü soğutmak için soğutma tüpleri reaktör içerisine yerleştirilir.

İHA'lar için nükleer yakıtın kullanılarak güç üretmede olası birçok dizayn vardır. Nükleer yakıt ısı üretiminde jet yakıtın yerini alabilir. Bunun önemli bir avantajı nükleer yakıt kullanımıyla yakıt hatları ve yakıt tanklarının elimine edilmiş olmasıdır. Bu eliminer sadece valf ve enjektörler için değildir. Nükleer yakıt kullanımı uçakların genel ağırlıklarının düşürülmesinde de avantaj sağlar. Nükleer yakıt kullanımı için reaktör ya da GPHS sistemleri gaz türbin motorlarına uygulanabilir. Eğer daha küçük hava araçlarında uygulanacaksa reaktörlere göre daha az güç üretimi sağlayan GPHS modülleri tercih edilebilir. Ayrıca GPHS modülleri reaktörlere nazaran çok daha güvenilirdir.

Predator gibi daha küçük İHA'lar için bir dizi GPHS modülü yanma odası içerisinde yerleştirilebilir. Predatorlerde içten yanmalı motorlar kullanılır ve MQ-1 Predatorü yakıt tutan tankın ağırlığına ek olarak kalkışında 700 kg'lık bir yakıt taşır [9]. Diğer taraftan nükleer tahrik sisteminin uygulanabilir olması için içten yanmalı motorların gaz türbin motorları ya da bir dizi GPHS modülüyle değiştirilebilir olması gerekir. Yapılan bir çalışma bir GPHS modülünün maksimum 2400 K'lik bir sıcaklığa ulaştığını iddia etmektedir [9]. Bir GPHS modülü sadece itme için gerekli olan ısıyı üretmemelidir. Aynı zamanda tüm donanımların çalışmasını sağlayacak olan elektrik enerjisini de üretmelidir. GPHS modülü hava ile modül arasındaki ısı transferini optimize etmek için yanma odası içerisine yerleştirilmelidir. Seçilen dizaynda yanma odasına bir dizi GPHS modülü yerleştirmek yerine reaktör yerleştirilmesi tercih

edilmiştir böylece daha yüksek enerji ve verimlilik elde edilebilecektir. Nükleer reaktörü gaz türbin motoruna eklemek zor olabilir. Bu düşünce reaktörü yanma odasına yerleştirmenin gerekliliğini ortaya çıkarmıştır. Yanma odasına yerleştirilecek reaktörün şekli silindirik yapıdadır ve bu düşünce de GPHS modülü kullanılmasına oldukça benzerdir. Tipik türbin motorlarında havanın bir kısmı turbojet bölümüne girer, yanma odası boyunca geçer. Havanın büyük bir kısmı yanma odası çevresindeki turbofan bölümünden akar. Bu senaryoda ise yanma odasına giren hava nükleer reaktör üzerinden akar. Bu sadece reaktörün soğutulmasına yardımcı olmaz fakat ısınan havanın jet yakıtını yanmasına benzer bir yöntemdir.

6.2. Motorun CFD Modeli

Mühendislik hesaplamalarında, akışkan davranışının doğru tespit edilmesi oldukça önemlidir. Analitik yöntemlerle direkt olarak hesaplanamayan kompleks modellerde, ısı transferi, basınç kayıpları, akış hızları gibi verilerin nümerik yöntemlerle, parçanın tasarım aşamasında iken belirlenmesi, zaman ve maliyet açısından önemli avantajlar sağlamaktadır.

Hesaplamalı akışkanlar dinamiği (Computational Fluid Dynamics-CFD), ilgili alanda detaylı hesaplamaların yapılabildiği, akış alanı ve diğer fiziksel detayların gösterilebildiği, bilgisayar tabanlı bir mühendislik yöntemidir. CFD analizlerinin sonuçları, Simülasyon Tabanlı Ürün Tasarım sürecinde ürünün çalışmasını, varsa problemleri bilgisayar ortamında simüle etmeye ve ürün performansını optimize etmekte önemli faydalar sağlar [62].

Çok fazlı akışlar, newtonian veya newtonian olmayan akışlar, katı-sıvı etkileşim analizleri, ileri türbülans modelleri, dönen parçaların analizleri gibi bir çok uygulamada CFD, doğru ve hızlı sonuç elde etmenizi sağlar.

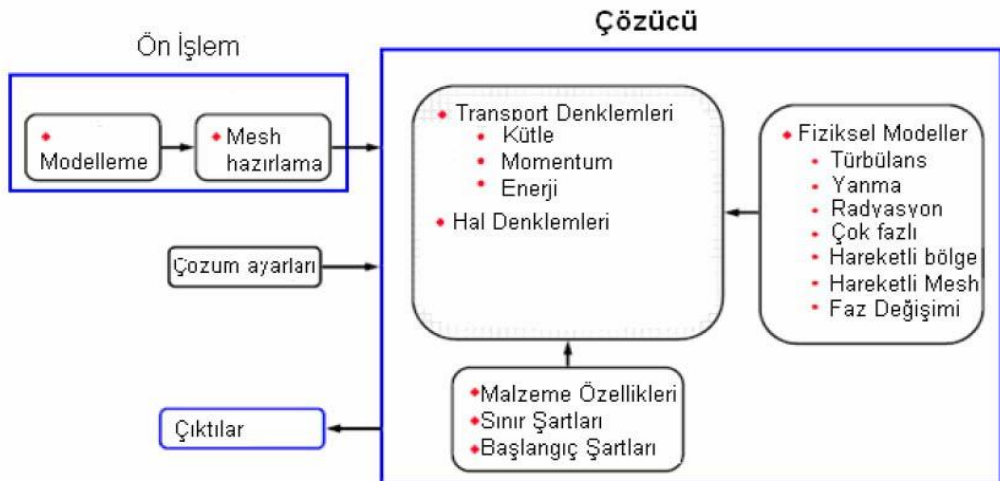
Genel olarak hesaplamalı akışkanlar dinamiği (CFD), her türlü akışkan ve akışın değişik koşullardaki analizini yapmaya yarayan bir yöntemdir. Bu yöntemde temel olarak üç ana denklem (süreklilik, momentum ve enerji denklemleri) esas alınır ve bu

denklemler sayısal çözümlerle akış içindeki basınç, hız ve sıcaklık dağılımları ve bu parametrelere bağlı olarak birçok veriye ulaşılır. Hesaplamalı akışkanlar dinamiği kullanılarak bir uçak kanadının üzerindeki basınçlar, bir yeraltı rezervuarının sıcaklık dağılımı, bir ortamdaki hava akımı dağılımı veya hareketli bir arabanın etrafındaki hava hızı gibi akış ile ilgili birçok parametre bulunabilir. Son yıllardaki hesaplamalı akışkanlar dinamiği teorisi ve bilgisayar yazılımlarındaki gelişmeler yüksek türbülanslı akışların ve dinamik sistemlerin nümerik olarak incelenmesine ve sanal ortamda simüle edilmesine olanak sağlamıştır [62].

6.3. CFD' nin Çalışması

Hesaplamalı akışkanlar dinamiği sonlu elemanlar, sonlu hacimler, sınır elemanları, sonlu farklar yöntemlerini kullanır. Domain kontrol hacimlerinin(veya hücrelerin) sonlu seti üzerinde ayrışma yapılarak çözüm yapılır. Genelde kütle, momentum, enerji, vb. korunum denklemleri kontrol hacimlerine göre hazırlanan denklem takımları ile çözülür.

Kısaca şu şekilde şematize edilebilir ;



Şekil 6.1. CFD modellemenin özet şeması [62]

6.3.1. Fluent

Fluent sonlu hacimler yöntemini kullanan bir hesaplamalı akışkanlar dinamiği (CFD) yazılımıdır. 1983' ten bu yana dünya çapında bir çok endüstri dalında kullanılan ve günden güne gelişerek tüm dünyadaki CFD piyasasında en çok kullanılan yazılım durumuna gelen Fluent, en ileri teknolojiye sahip ticari CFD yazılımı olarak kullanıcılarının en zor problemlerine kolay ve kısa sürede elde edilen çözümler sunmaktadır.

Fluent, ürün performansını ürün henüz tasarım aşamasındayken ölçme, performansı düşüren etkenleri detaylı bir şekilde tespit ederek yine bilgisayar ortamında giderme ve piyasaya iyileştirme işlemleri tamamlanmış son ürünün verilmesi sağlayarak kullanıcılarının zorlu rekabet şartlarında emsallerinden bir adım önde olmasına katkıda bulunur.

Fluent, sahip olduğu ileri çözücü teknolojisi ve bünyesinde barındırdığı değişik fiziksel modeller sayesinde laminar, geçişsel ve türbülanslı akışlara, iletim, taşınım ve radyasyon ile ısı geçişini içeren problemlere, kimyasal tepkimeleri içeren problemlere, yakıt pilleri, akustik, akış kaynaklı gürültü, çok fazlı akışları içeren problemlere hızlı ve güvenilir çözümler üretebilmektedir [62].

Fluent, sıkıştırılabilir (düşük sabsonik), orta sıkıştırılabilir (transonik) ve yüksek sıkıştırılabilir (süpersonik ve hipersonik) akışlar için hesaplamalı akışkanlar dinamiği çözücüsüdür. Yakınsamayı hızlandıran çoklu ağ metoduyla beraber çoklu çözücü seçenekleri ile Fluent geniş hız rejimleri aralıklarında optimum çözümler ve hassasiyeti getirir. Fluent 'deki fiziksel modellerin zenginliği, laminar, geçiş ve türbülanslı akışların, ısı transferinin, kimyasal tepkimelerin, çokfazlı akışların ve diğer olguların sayısal ağ esnekliği ve çözüm tabanlı ağ uyarlaması ile hassas çözümlerine olanak sağlar [64].

Sonlu hacimler yöntemi ile çalışan programlardan biri olan Fluent, Gambit veya diğer modelleme programlarından aldığı mesh dosyalarını okuyarak koşulları uygulamak için dizayn edilmiştir ve bu sayede sistemin çözümünü elde etmeye

çalışır. Fluent programı, sistemi çözüme ulaştırmak için altyapısındaki enerji denklemini kullanır.

6.4. Modelin İnşası

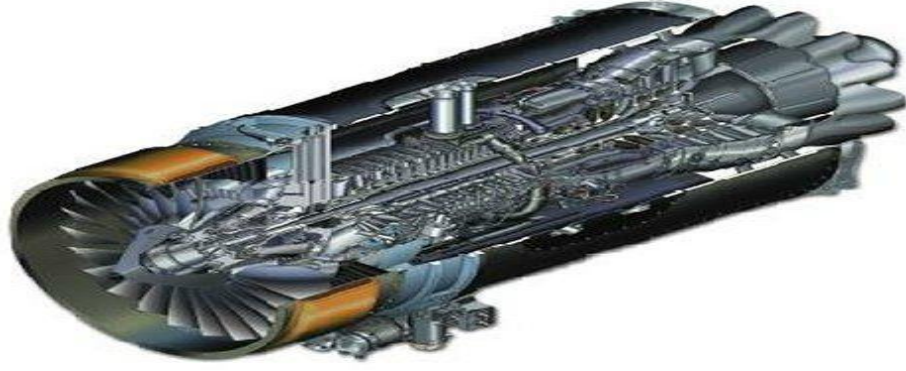
Tasarımı gerçekleştirilen motor, nükleer yakıtın kullanılabilceği bir nükleer türbin motorudur. Bu çalışmada RQ-4A Global Hawk insansız hava aracındaki AE3007 turbofan motoru gibi yüksek irtifalarda iyi performans sergileyen buna ek olarak uzun süre boyunca havada kendine verilen görevleri gerçekleştiren bir tahrik sistemlerinde iki major değişiklik yapılmıştır:

- I. Turbofan motordaki yanma odasının içinde yer alan jet yakıtın elimine edilmesi ile yerini merkezi şafta bağlanan nükleer reaktörlerin alması,
- II. Komperesör ve türbin genişletilmesi sonucu bypass oranı düşürülmesidir.

Jet yakıt tankının ortadan kaldırılmasıyla kullanılan bu bariyerler merkez şaftın dönmesine izin verirken reaktörün kendisi dönmeyecek şekilde tasarlanmıştır. İkinci değişiklik ise kompresör ve türbinün genişletilmesiyle bypass oranının düşürülmesidir(5)[9].

Hava ile yakıt arasındaki ısı transferinin verimliliği açısından reaktör geometrisi oldukça önemlidir. Başka bir seçenek ise merkezi boyunca bir boşluk olan silindirin geometrisi tercih edilebilir. Bu tip bir dizayn kullanılarak yanma odası tamamen dışarı atılmıştır. Böylece reaktör kompresör ile türbin ortasına yerleştirilebilmiştir.

Mevcut gaz türbin motorlarının kullanıldığı RQ-4A Global Hawk'larda AE 3007 turbofan motoru uçak gövdesi üzerine yerleştirilmektedir. Motor çapı 0.98 m, uzunluğu ise 2.92 m'dir. Bu motor 7600 poundun üzerinde bir itme üretir ve bypass oranı 5 dir ve toplam ağırlığı 1644 lbs dir [9]. Ancak tasarımda reaktör boyutu hariç Turba tarafından tasarlanan nükleer motor boyutları baz alınmıştır [9].



Şekil 6.2. AE 3007 motoru

Çizelge 6.1. Allison Rolls-Royce AE3007H turbofan motor karakteristik özellikleri [9]

Allison Rolls-Royce AE3007H Turbofan Motor Karakteristik Özellikleri	
Karakteristik	Değer
Motor Çapı	0.98 m
Motor Uzunluğu	2.92 m
Motor Ağırlığı	1644 lbs
Bypass Oranı	5

Bütünüyle yeni bir tasarım yapmak son derece pahalı ve aynı zamanda da pratik değildir. Dolayısıyla mevcut dizaynlarıda yapılacak modifiyelerle bu olumsuzluk aşılabilir. Yanma odasında jet yakıt yerine nükleer reaktör kullanılmasıyla motorun boyutlarının değiştirilmesi gerekir [9]. Isı transferini artırmak için bypass oranı düşürülmelidir [9]. Bypass oranındaki düşüş daha fazla miktarda havanın reaktör odasına girmesi anlamına gelir. Çünkü özgül nükleer yakıt tüketimi ısı eşanjörünün hacmine bağlı değildir ve reaktör odasındaki genişleme verimliliğinin düşüşünü zorunlu kılmaz. Bununla birlikte genişletilmiş hacim daha geniş bir reaktör ve reaktör ile hava arasında daha fazla ısı transferine olanak sağlar. Orijinal kompresör inlet kesit alanı 0.125 m^2 'dir. Modifiye dizaynda bu alan 0.215 m^2 'ye çıkarılmıştır. Isı eşanjöründeki hacim artışının ötesinde avantajı daha uygun itme sağlaması ve

olası basınç oranı artışıdır. Dezavantajı ise daha geniş entegre fan kanatları ve türbine gerek duyulmasıdır.

Daha önce nükleer yakıt kullanımının uçaklarda kullanımıyla ilgili yapılmış bir çalışmada uzun süreli uçuşların gerçekleşmesi için Global Hawk insansız hava aracı motorundaki bir modifiye dizayn ile turbofan motoruna bir reaktör eklenmiştir. Yapılan çalışmada kullanılan motor tasarım karakteristikleri Çizelge 6.2'deki gibidir.

Çizelge 6.2. Turba tarafından tasarlanan nükleer motor [9]

Turba Tarafından Tasarlanan Nükleer Motor	
Karakteristik	Boyut (Oran)
Reaktör Uzunluğu	0.8m
Reaktör İç Çapı	0.1 m
Reaktör Dış Çapı	0.3 m
Isı Eşanjör Uzunluğu	1 m
Isı Eşanjör Dış Çapı	0.45 m
Bypass Oranı	2.5

Bu çalışmada yapılan tasarımda ısı eşanjör kısmının uzunluğu orijinal dizayndan daha uzundur (1 m), böylece reaktör odasında daha geniş bir reaktör kullanımı sağlanmış olur. Basınç oranı kompresör ve türbinin her ikisinde de azaltılabilir [9]. Yapılan tasarımda reaktör halkalı silindir geometrisine sahiptir. Kullanılacak bariyerler ile reaktör merkezi şafta takılır ve bütün motor boyunca eksensel olarak çalışır. Nükleer motorda merkezi şaft mevcut motorlarda kullanılan şaftlara göre daha fazla ısıya maruz kalmaktadır. Çünkü reaktör merkezi şafta bağlanmıştır. Reaktör odası içerisinde yer almakta olan reaktörün iç kabuğu ile merkezi şaft arası 25 cm'dir. Bu nedenle reaktör, merkezi şaft etrafında dönmeden daha iyi bir ısı transferi sağlanmış ve güvenlik artırılmış olur. Mevcut dizaynlarda yakıt hattı yanma

odası ile turbofan bölümü arasındaki duvar içerisine yerleştirilmektedir. Dolayısıyla yanma süreci merkezi şaftan daha uzak mesafelerde gerçekleşmektedir. Ayrıca mevcut motorlardaki tepe sıcaklığı reaktör tepe sıcaklığından daha düşüktür. Alaşımlar, termal kaplama ve ısı işlemler merkezi şaftı korumak için yeterli olmadığından yalıtımın artırılması gerekir.

Yapılan çalışmada daha önce nükleer motor tasarımında kullanılan ısı eşanjör uzunluğu ve çapı ile reaktör iç ve dış çap boyutları aynen korunmakla birlikte reaktör uzunluğu küçültülmüştür. Bunun sebebi reaktörde radyasyon sızıntısının önlenmesi için gerekli olan kaplama kılıfının işgal edeceği yerin de hesaba katılması düşüncesidir. Yapılan tasarımda reaktör iç çapı 0.1 m, reaktör dış çapı ise 0.3 m'dir. Isı eşanjör kısmının uzunluğu 1 m iken reaktör uzunluğu 0.6 m'dir. Reaktör uzunluğu Turba tarafından tasarlanan reaktör uzunluğundan daha kısa seçilmiştir. Bu nedenle hava reaktör merkezinde, çevresinde ya da dışında daha rahat hareket edebilir. Isı eşanjörünün dış çapı 0.45 m'dir. İnlet ve outlet çaplarının her ikisi de 0.6 m'dir. Bypass oranının ise düşürülmüştür ve bu oran mevcut çalışma dikkate alınarak 2.5 olarak simülasyonlarda kullanılmıştır. Nükleer motorun uzunluk ve çapları mevcut nükleer motorlarla aynı seçilmiştir. Outlet alanını azaltmak ve daha fazla itme üretmek için motor kolu çapı mevcut motorlara göre küçültülmüştür [9].

Nükleer yakıtın yakıt hatlarını ve jet yakıt hatlarını elimine etmesi ile mevcut jet yakıtlarının yerini almak zorundadır [9]. Eliminasyonlar sadece valf ve enjektörler için değil uçağın genel ağırlığını azaltması yönünden de önemlidir [9]. Nükleer yakıt kullanımı için reaktör ya da GPHS modülleri gaz türbin motorları içerisine uygulanmak zorundadır.

Bir GPHS modülü gerekli ısıyı üretmekle birlikte aynı zamanda uçaktaki tüm donanımı çalıştırmak için gerekli olan elektrik gücü üretimini de gerçekleştirebilmektedir. GPHS modülü yanma odası içerisine yerleştirilerek hava ile GPHS modülü arasındaki ısı transferini optimize edilmektedir. Seçilen tasarım bir dizi GPHS modülü yerine nükleer reaktör içermektedir. Global Hawk tipi İHA'larda bir dizi GPHS birimleri yerine nükleer tahrik sistemlerinde modifiye nükleer motorlar kullanılmıştır. Nükleer reaktörleri gaz türbin motorları içerisine eklemek

zor olabileceğinden yanma odası içerisine reaktörü yerleştirmek bir yoldur. Tipik gaz türbinlerinde havanın büyük bir kısmı dış kısımdaki yanma odası çevresinde turbofan bölümü boyunca hareket ederken, bir kısmı turbojet bölümüne girer ve yanma odası boyunca geçer. Bu senaryoda ise yanma odasına giren hava nükleer reaktör üzerine akar.

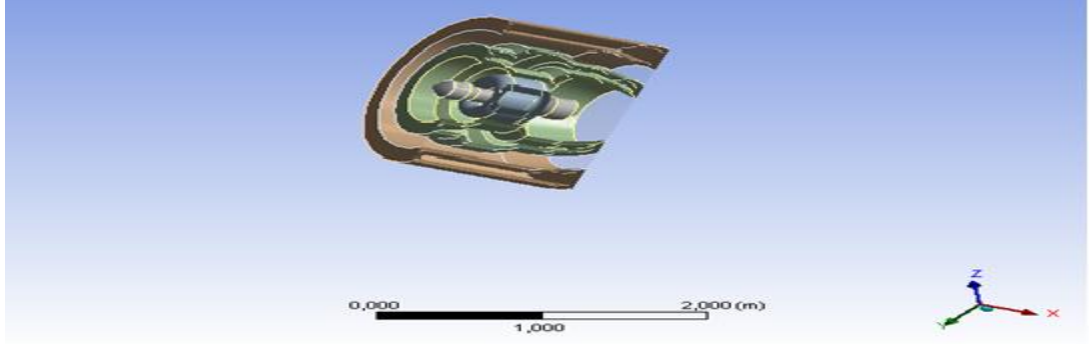
Jet yakıtın reaktör odasındaki (yanma odası) nükleer reaktör ile yer değiştirmesi için motor boyutlarını değiştirmek gerekir. Gelen havayla ısı transferini artırmak için bypass oranı düşürülür ki bu daha fazla havanın reaktör odasına girmesi manasına gelir. Çünkü özgül yakıt tüketimi ısı değişim hacmine bağlı değildir ve reaktör odasının genişlemesi mutlak verimliliği düşük olmak zorunda değildir. Geniş reaktörler için genişletilmiş hacim reaktör ile hava arasında daha fazla ısı transferi sağlar.

Prototip inşa edilmeden performans ölçümleri nükleer türbin motorları bilgisayar programı kullanılarak modellenmiştir. Modelleme işlemi yapılırken tasarlanan motorun boyutları reaktör boyutu hariç Turba tarafından tasarlanan motor göz önüne alınarak seçilmiştir [9]. Modellenmiş motorda iç akış analizleri ise ANSYS Fluent programları kullanılarak modellenmiştir. Bu çalışmada öncelikle motor modellenmiş ve akışkan dinamik değerlendirmesi sayesinde bir dizi simülasyon gerçekleştirilmiştir.

Motor tasarımlarında kompresör bölgesi özel bir uzmanlık gerektirdiğinden bu model dışında tutulmuştur. Kompresör performansı geçerli olduğundan bu şartlar reaktör odası girişi için kullanılmıştır.

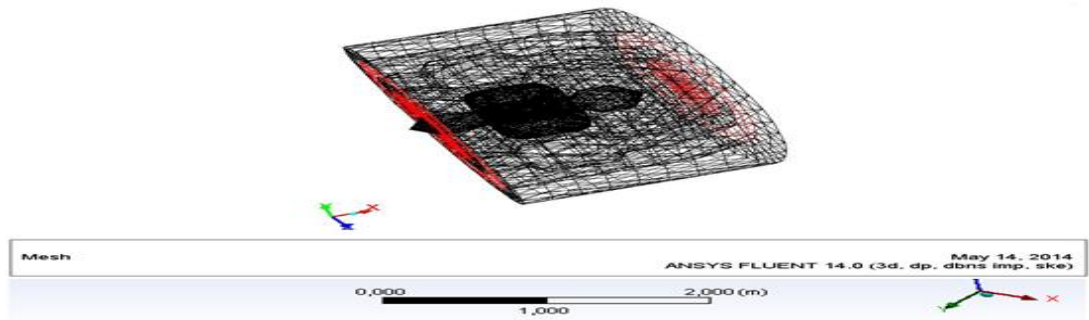
Modellemede model turbofan bölgesinin turbojet bölgesini çevrelemesi ile başlamıştır. Turbofan bölgesinin iç yarıçapı derece derece küçültüldükten sonra hava türbin kısmına girer. Turbojet kısmı reaktörün kendisi ile başlar ve reaktör odasının büyük kısmını işgal eder. Reaktör ile bağlı olduğu merkezi shaft arasında bırakılan mesafe ile havanın reaktör içerisine akışı sağlanır. Reaktör bölmesinden sonra hava türbin bölümüne girerken turbojet bölmesinin dış yarıçapı artırılmaya başlar.

Motorun ucunda ise kesit alanı azalır ve hız artar. Bu tasarım koşullarında ANSYS DesignModeller yardımıyla modellenen nükleer motor Şekil 6.3’de verilmiştir.



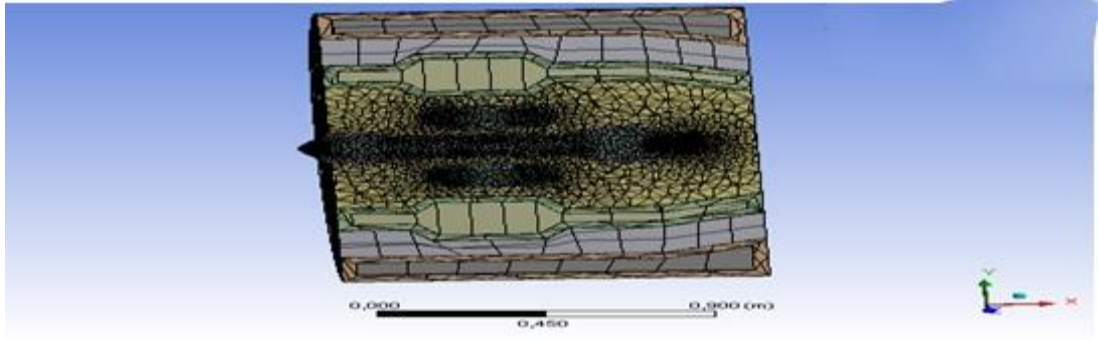
Şekil 6.3. Dizayn edilen nükleer motor kesiti

Model boyunca element yapıları sabittir. Şekil 6.4’de gösterilen ağ yapısı toplamda 100643 adet düğüm noktası ve 52702 adet element içermektedir.



Şekil 6.4. Nükleer motorun meshi

Tasarlanan nükleer motorda iç akış modellemesi yapmak için öncelikle katı modelleme yapılmış sonrasında ise akış alanını belirlemek üzere program vasıtasıyla katı modelin içi doldurulmuştur. Yapılan işlemler modelden alınan bir kesit vasıtasıyla Şekil 6.5’de olduğu gibi görülmektedir.



Şekil 6.5. Nükleer motordan bir kesit

6.5. Simülasyonun Kurulumu

Simülasyon zemin koşullarının yanı sıra 20,000 ft, 40,000 ft ve 60,000 ft irtifada 3-boyut altındaki çift duyarlıklı kurulumlarda ANSYS Fluentte çalıştırılır. Yoğunluğa dayalı tam çözümlerde iki boyutlu hızla birlikte sabit koşullar kullanılmaktadır. Model türbülans için sıcaklık ve standart k-epsilon seçeneğini içerecek şekilde ayarlanır. Havanın özellikleri açısından ideal gazlarda yoğunluk ölçülürken, termal iletkenlik, viskozite sabit değerlerde tutulur.

Turbojet ve turbofan bölgeleri arasındaki duvar ve motor dış sınırı keyfi duvarlardır. Rolls-Royce motorunun mevcut açısal hızına eşdeğer olan 1675 rad/s dönen duvar merkezi şaft olarak tanımlanır [9]. Reaktör core sıcaklığı 1000 K'e ayarlanır. Bu sıcaklık değeri reaktör içerisinde kullanılan U-235 radyoaktif izotopunun ergime sıcaklık değeri dikkate alınarak seçilmiş bir değerdir. Mevcut çalışmalar reaktör korununun 1200 K'den sonra çatlamaya başladığı ve 1850 K'de erimeye başladığını göstermektedir [65]. Reaktör odası girişi ve turbofan girişinin her ikisi de kütle akış girişidir. Simülasyonlarda 1000 iterasyon yapılarak değerlerde yakınsaklık sağlanmıştır. Yapılan iterasyonlar sonucunda çeşitli irtifalarda hız, sıcaklık ve basınç değerleri hesaplatılmıştır. Yapılan çalışmada değerler teorik olarak hesaplanmamış kullanılan program vasıtasıyla hesaplatılmıştır.

6.5.1. Kalkış Koşulları

İlk simülasyon zemin şartlarında gerçekleşir. Hava oda sıcaklığında 1 atm basınç ve oda sıcaklığında 300 K'dir. Ancak bu koşullar değişebilir. Sıcaklık çok kuru koşullarda 315 K'e kadar yükselebilir [9]. Kalkış senaryosu için turbofan ve turbojet bölgeleri birlikte modellenmektedir. Global Hawk 'ın maksimum ulaşabildiği rakım 60,000 ft'dir. Dolayısıyla yapılan simülasyonlar zemin koşullarında, 20,000 ft, 40,000 ft ve 60,000 ft rakımlarında gerçekleştirilmiştir. Çizelge 6.3 simülasyonlarda kullanılan atmosfer şartlarını göstermektedir. Bu simülasyonlar da turbojet ve turbofan bölümleri ayrı ayrı çalıştırılarak diyagramların daha etkili görülmesi hedeflenmiştir. Simülasyonların tümünde turbojet ve turbofan motorları için inlet sıcaklığı Çizelge 6.3'e göre azalmıştır. Farklı rakımlardaki yoğunluk değişiminden dolayı inlet debi oranı değişmekte bununla birlikte inlet hızı ve alanı değişmemektedir.

Yoğunluğun artması, sabit bir hacimde molekül sayısının artması demektir. Dolayısıyla düşük yoğunluk düşük thrust yaratır. Hava sıcaklığının artması, havanın yoğunluğunu azaltır. Hava basıncı artarsa, yoğunluk artar. Yükseklik düşerse, yoğunluk artar. Hava sıcaklığının artması, thrust'ı düşürür. Yükseklik arttıkça hava basıncı azalır. Sıcaklık ise 36000 ft'e kadar azalır. Bu irtifadan sonra 36000-65000ft arası yaklaşık -56°C de sabit kalır [3].

Çizelge 6.3. Belirli irtifalarda atmosferik koşullar [10]

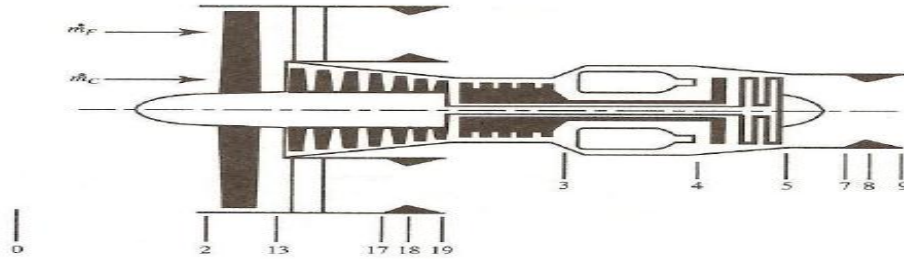
Rakım ($\times 1000$ ft)	Basınç (kPa)	Yoğunluk (kg/m^3)	Sıcaklık (K)
0 (zemin)	101.3	1.18	300
20	46.61	0.652	249
40	18.82	0.302	217
60	7.24	0.116	217

Yüksek irtifalarda daha soğuk hava sıcaklığı thrust da küçük artışlara neden olur. Ancak bu koşulda oluşan düşük basıncın, thrust'a olumsuz etkisi çok daha fazladır. Deniz seviyesinden 36000 ft'e kadar olan irtifa artışı sırasında thrust değeri sürekli azalır. 36000 ft'den daha yükseğe çıkıldığında ise hava sıcaklığının pozitif etkisi de ortadan kalktığı için thrust azalması daha da hızlı olur.

Uçak hızının, hava akışının ivmelenmesine etkisi ters orantılıdır. Yani uçak hızı artarsa, motordan çıkan ve motora giren havanın hızları arasındaki fark azalır. Dolayısıyla uçak hızı arttığında thrust'a etkisi negatif olur (Thrust azalır). Diğer taraftan uçak hızının thrusta pozitif bir etkisi de vardır. Bu, motora giren hava akışına yaptığı ram etkisidir. Uçak hızı artarsa, hava akışı ve dolayısıyla thrust artar. Sonuç olarak uçak hızının thrust üzerindeki net etkisi, yukarıda açıklanan ivmelenme ve ram etkilerinin kombinasyonudur.

6.6. Brayton Çevrimi

Brayton çevrimi, genel olarak gaz türbinlerinde kullanılan, periyodik bir prosesdir. Diğer içten yanmalı güç çevrimleri gibi açık bir sistem olmasına rağmen; termodinamik analiz için egzoz gazlarının ikinci bir ısı değiştirgecinden geçtikten sonra içeri alınıp tekrar kullanıldığı farzedilir ve kapalı bir sistem gibi analize uygun hale gelir. Aynı zamanda Joule çevrimi olarak da bilinir.

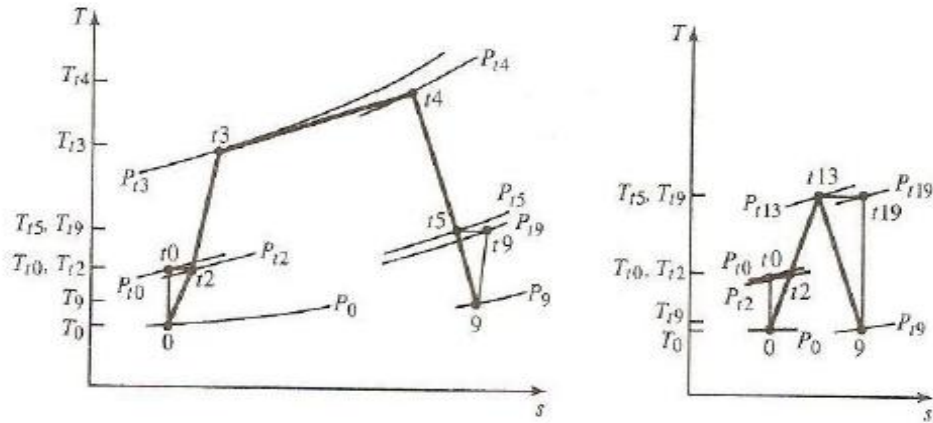


Şekil 6.6. Nükleer motor istasyonlarının şematik görünümü [63]

Her bir motor bileşeninin koşulları giriş ve çıkış koşulları istasyon numarasına göre belirtilir. Tasarlanan nükleer motorunun T-S diyagramı Şekil 6.7’de verilen Turhan Önder T. Hikmet Karakoç ve İlkay Orhan tarafından yapılmış bir çalışmadaki T-S diyagramıyla benzerlik göstermektedir [63]. Çizelge 6.4’de ise istasyon numaralarının açıklamaları verilmektedir.

Çevrim analizleri yapılırken ;

- Yanma odası öncesinde, c alt indisi kompresörü ifade etmekte olup, y_c (özgül ısılar oranı), R_c (gaz sabiti), C_{Pc} (sabit basınçta özgül ısı) değerleri sabittir ve akışkan gaz mükemmel gazdır.
- Yanma odası sonrasında, t alt indisi türbini ifade etmekte olup y_t (özgül ısılar oranı), R_t (gaz sabiti), C_{Pt} (sabit basınçta özgül ısı) değerleri sabittir ve akışkan gaz mükemmel gazdır.



Şekil 6.7. Tasarlanan Nükleer Motor İçin T-S Diyagramı [63]

V hız, T sıcaklık, P basınç, a bypass oranı, f yakıt/hava oranı, a ses hızı, M Mach sayısı, g_c Newton sabiti ve m hava debisi olmak üzere özgül itkidir. Tasarlanan nükleer motordaki istasyon numaraları ve açıklamaları Çizelge 6.4’de gösterilmiştir.

Çizelge 6.4. Nükleer motorda termodinamik noktaların açıklamaları [63]

Termodinamik Noktaların Açıklamaları	
İstasyon No	Açıklama
0	Atmosfer (serbest akım)
2	Fan Girişi
3	Reaktör Girişi
4	Reaktör Çıkışı
5	Alçak Basınç Türbin Çıkışı
7	Egzoz Lülesi Boğaz Bölgesi Girişi
8	Egzoz Lülesi Boğaz Bölgesi
9	Sıcak Havanın Motordan Çıkışı
13	Bypass Akım Çıkışı
17	Bypass Akım Boğaz Girişi
18	Bypass Lülesi Boğaz Bölgesi
19	Bypass Akım Çıkışı

Brayton makinesinde çevre havası, kompresör pistonuna girer, burada basınçlandırılır. (Teorik olarak izentropik bir işlemdir.) Sıkıştırılmış hava daha sonra karışım odacığı boyunca ilerler, yakıt ilave olur. (Bu da sabit basınçta olan bir prosesdir.) Isıtılmış, basınçlandırılmış hava ve yakıt karışımı daha sonra genişleme silindiri içinde alev alır ve enerjisini verir, piston/silindir boyunca genişler. (Teorik olarak yine izentropik bir prosesdir.) Piston/silindir ile elde edilen işin bir bölümü kompresöre güç sağlamak için bir mil düzeneği aracılığı ile kullanılır.

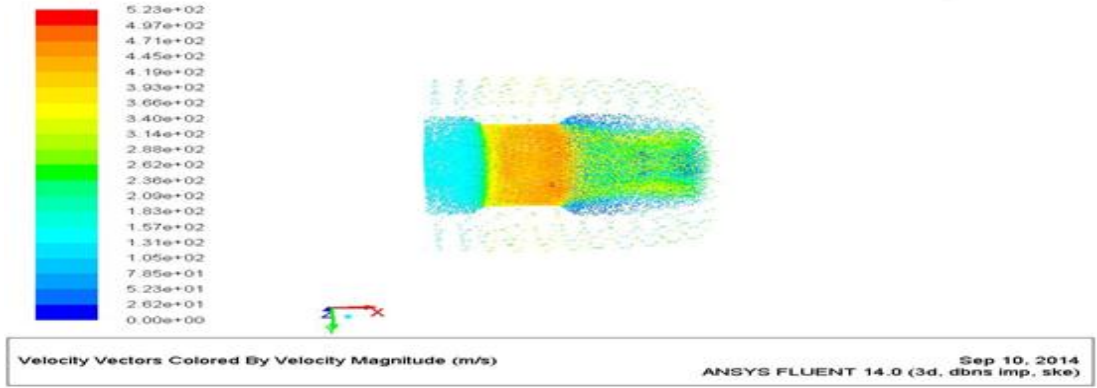
Bir Brayton tip makine Şu üç elemanı içerir: Gaz kompresörü, karışım odacığı, genleştirici. Brayton çevrimi günümüzde en çok gaz türbinli makinelerde kullanılır. Burada da yine üç eleman vardır: Gaz kompresörü, Brülör (Yakıcı) veya yanma odası, genleşme türbini.

Burada da çevre havası kompresöre girer ve basınçlandırılır. (Teorik olarak izentropik prostir.) Basınçlı hava yanma odasına girer, yakıtın yanması ile hava ısıtılır. (Sabit basınçta gerçekteşen proses). Hava açık olan yanma odası boyunca akış yapar (Girer ve çıkar). Basınçlı ve ısıtılmış hava, enerji vererek, türbin veya türbinler boyunca genişler ve iş elde edilir (İzentropik proses). Türbinden elde edilen işin bir kısmı ile kompresöre güç verilir.

Sıkıştırma ya da genişleme gerçekte izentropik olamaz, kompresör ve genleştirici boyunca kayıplar, verim kaybını kaçınılmaz kılmaktadır. Genelde, sıkıştırma oranındaki artış, bir Brayton sisteminin tüm çıkış gücünü arttırmak için en çok kullanılan yoldur.

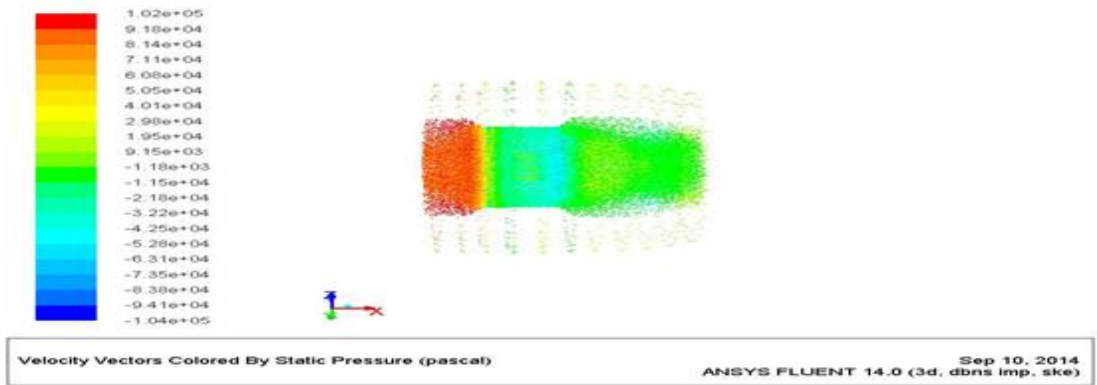
7. SİMÜLASYON SONUÇLARI

7.1. Zemin Koşullarında Gerçekleşen Simülasyon Sonuçları



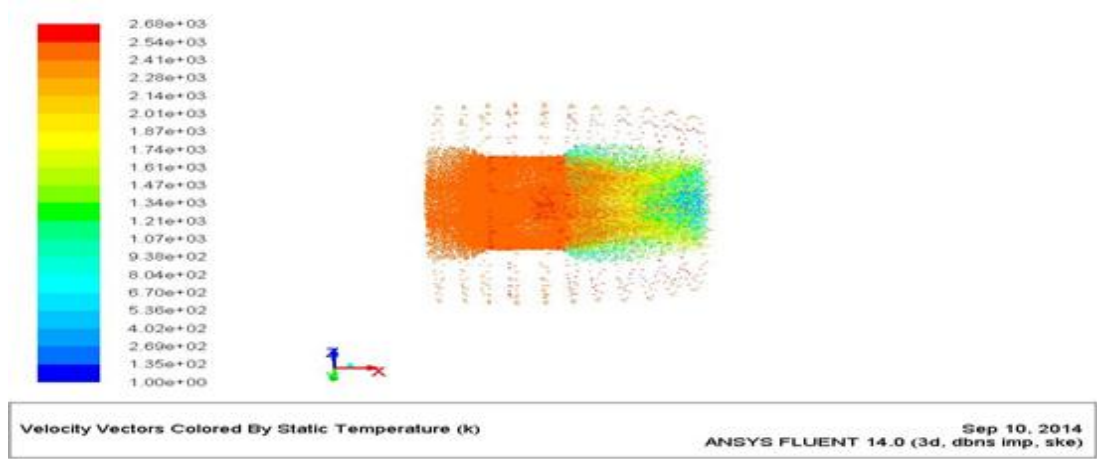
Şekil 7.1. Zemin koşullarında hız vektörü

Zemin koşullarında gerçekleştirilen simülasyon sonucunda Şekil 7.1’de görüldüğü üzere en yüksek hız değerlerine reaktör çevresinde ulaşılmıştır. Bunun nedeni sıcaklığın artışıyla beraber gazın kinetik enerjisinde artış olmasıdır. Belirli irtifalarda gerçekleştirilen simülasyonlardaki hız değerleri Çizelge 7.1’de verilmiştir.



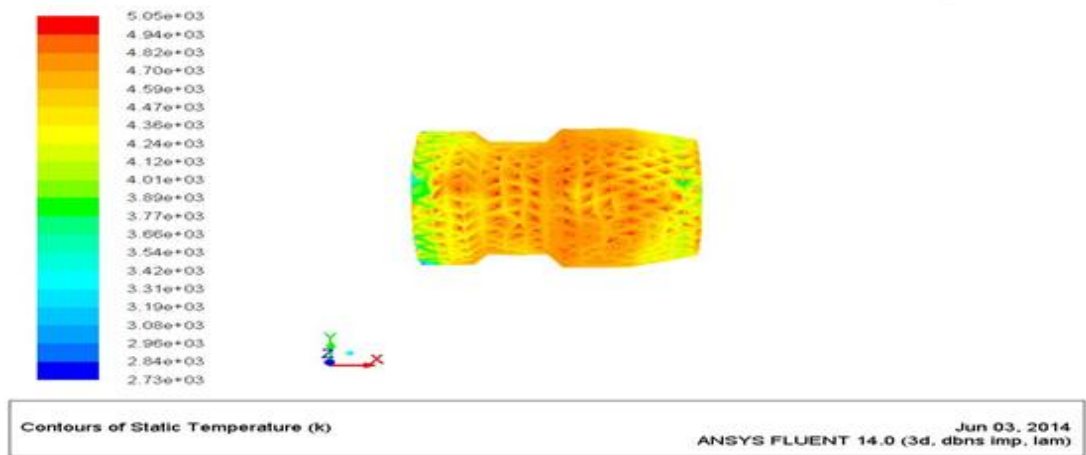
Şekil 7.2. Zemin koşullarında statik basınç vektörü

Zemin koşullarında gerçekleşen simülasyondaki statik basınç değerinin ise 1.2×10^5 Pa dolaylarında olduğu Şekil 7.2’de gözlemlenmektedir.



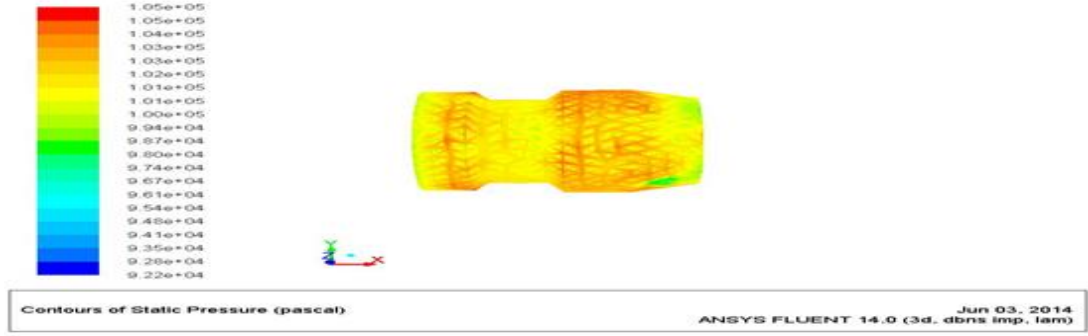
Şekil 7.3. Zemin koşullarında statik sıcaklık vektörü

Şekil 7.3’de gözlemlendiği gibi zemin koşullarında gerçekleştirilen statik sıcaklık vektörleri incelendiğinde maksimum statik sıcaklık değerleri reaktör çevresinde ölçülmüştür. Ölçülen değer 2677.662 K’dir.



Şekil 7.4. Zemin koşullarında turbojet motorun statik sıcaklık kontürü

Tasarlanan motorun turbojet kısmında zemin koşullarında gerçekleştirilen simülasyonunda Şekil 7.4.'de görüldüğü gibi reaktöre komşu bölgelerde sıcaklık değerlerinin daha yüksek ölçüldüğü ve bu değerlerin 4700 K civarlarında olduğu hesaplanmıştır.



Şekil 7.5. Zemin koşullarında turbojet motorun statik basınç konturü

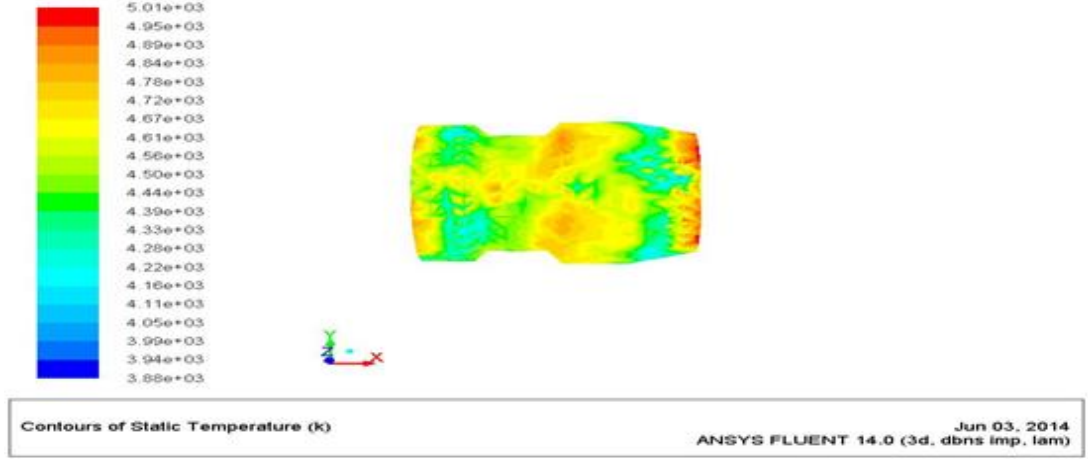
Şekil 7.5'deki Turbojet kısmında gerçekleşen simülasyon sonuçlarına göre en yüksek basınç değeri kompresör ve türbin bölümünde gözlemlenmiştir ve bu değer 1.04×10^5 Pa dolaylarındadır.

7.2. 20,000 ft İrtifada Gerçekleşen Simülasyon Sonuçları



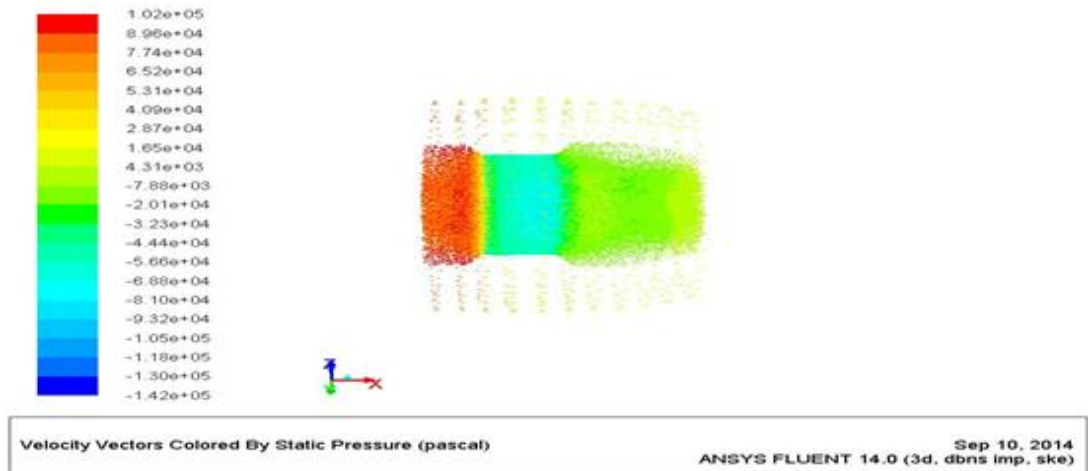
Şekil 7.6. 20,000 ft irtifada turbojet motorun statik basınç konturü

20,000 ft irtifada gerçekleşen ve Şekil 7.6'da verilen simülasyon sonuçlarına göre nükleer motorun turbojet kısmında ölçülen maksimum statik basınç değeri 1.02×10^5 Pa dolaylarındadır.



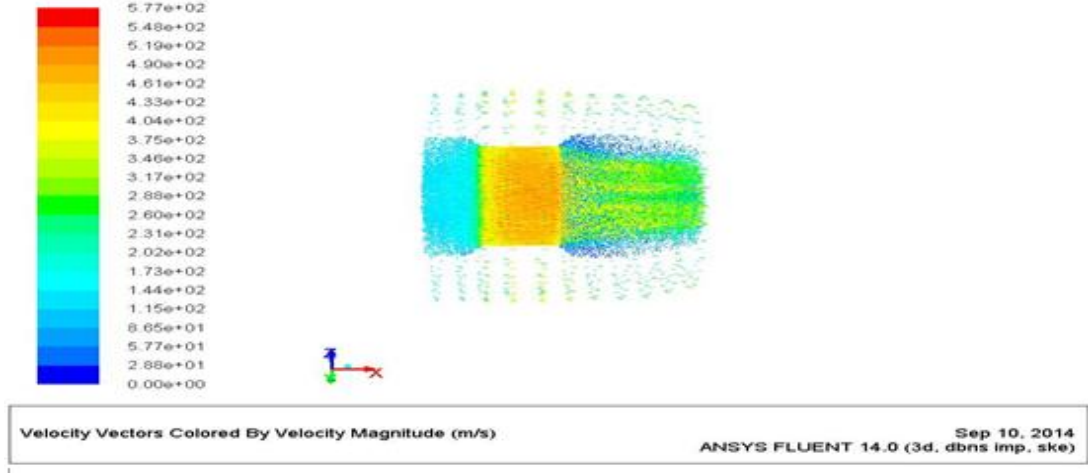
Şekil 7.7. 20,000 ft irtifada turbojet motorun statik sıcaklık kontürü

Şekil 7.7'de, aynı irtifada gerçekleştirilen simülasyona göre motorun turbojet kısmında ölçülen statik sıcaklık değeri maksimum nozzle çıkışında gözlemlenmektedir.



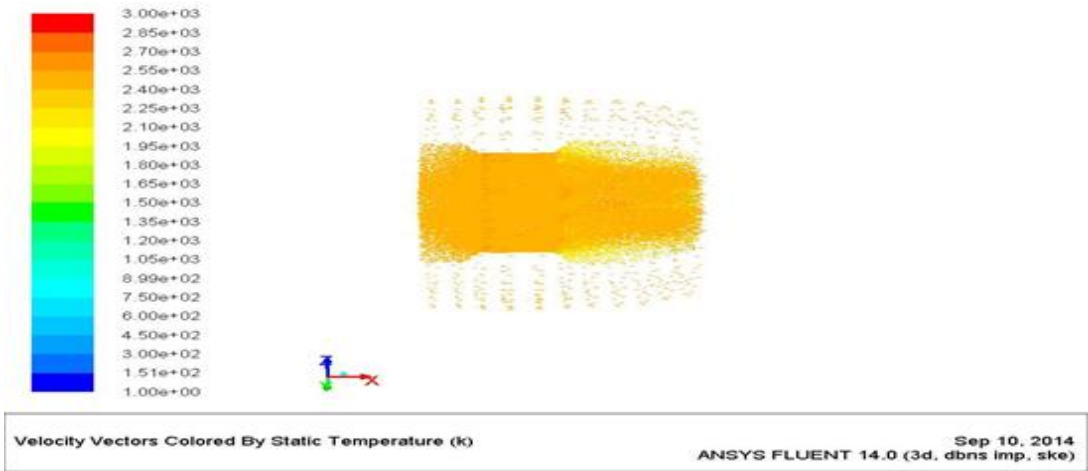
Şekil 7.8. 20,000 ft irtifada statik basınç vektörü

Nükleer motorun 20,000 ft’de gerçekleşen ve Şekil 7.8’de verilen simülasyon sonuçlarına göre en yüksek basınç değeri kompresör çıkışında gözlemlenmiştir. Bu değer 1.02×10^5 Pa civarlarındadır.



Şekil 7.9. 20,000 ft irtifada hız vektörü

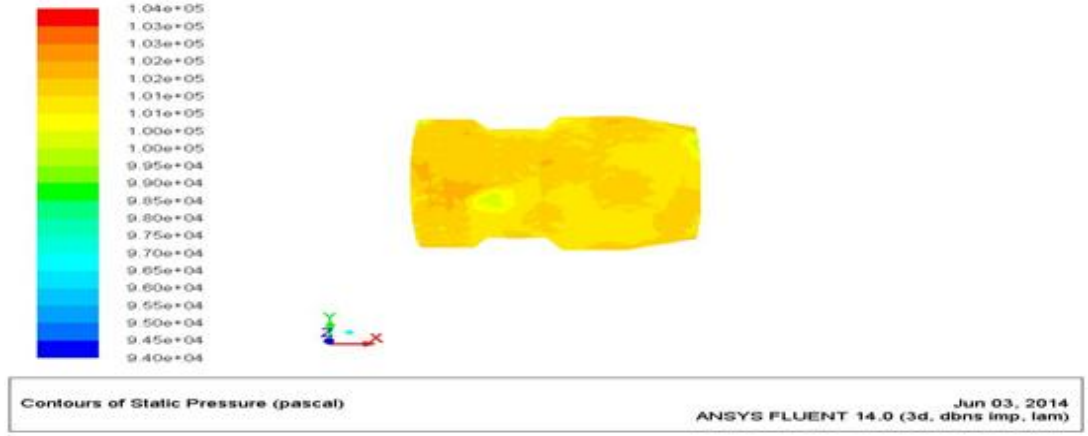
Şekil 7.9’deki simülasyon sonuçlarına göre 20,000 ft’de ulaşılan maksimum hız değeri 576.731 m/s civarlarında reaktör çevresi ölçülmüştür.



Şekil 7.10. 20,000 ft irtifada statik sıcaklık vektörü

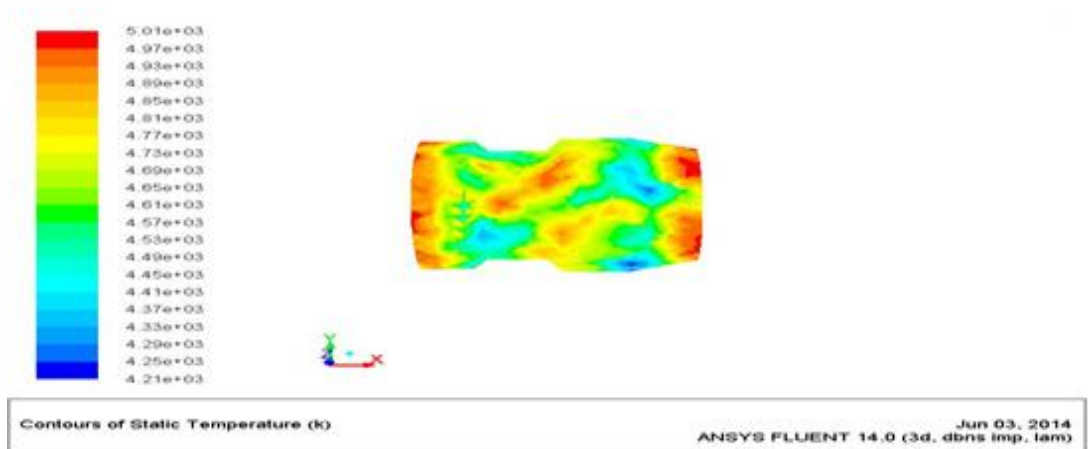
Şekil 7.10'da verildiği üzere 20,000 ft irtifada nükleer motorda ölçülen maksimum statik sıcaklık değeri 2995.464 K'dir.

7.3. 40,000 ft İrtifada Gerçekleşen Simülasyon Sonuçları



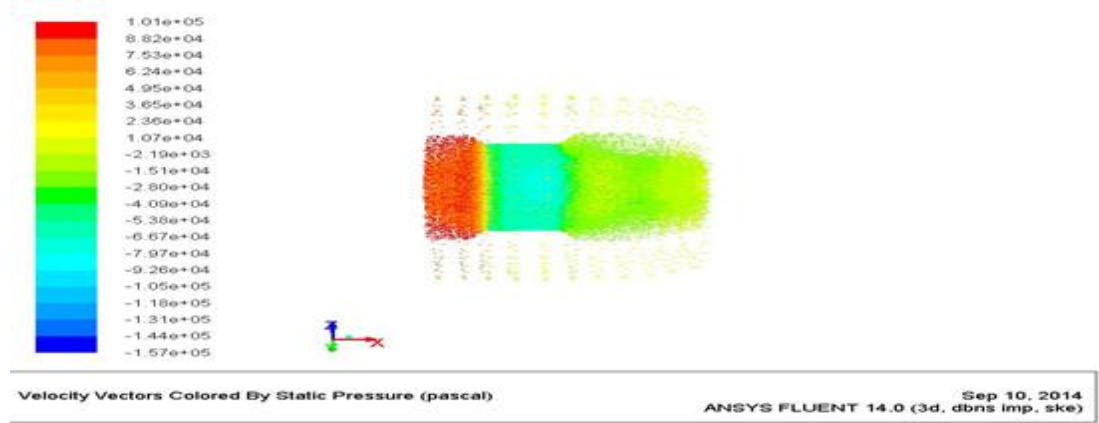
Şekil 7.11. 40,000 ft irtifada turbojet motorun statik basınç kontürü

Nükleer motorun turbojet kısmının 40,000ft irtifada maruz kaldığı maksimum basınç değeri 1.01×10^5 civarındadır. Statik basınç kontürü Şekil 7.11'de gösterildiği gibidir.



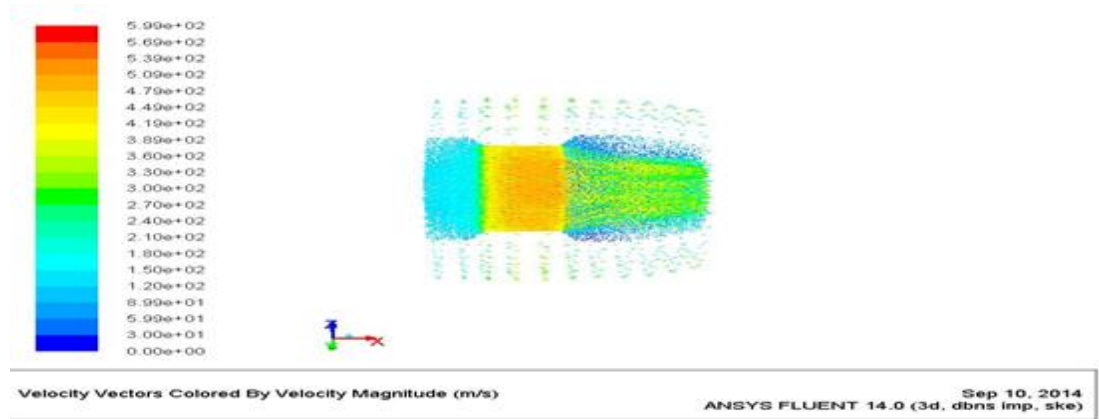
Şekil 7.12. 40,000 ft irtifada turbojet motorun statik sıcaklık kontürü

40,000 ft irtifada gerçekleştirilen simülasyonda maksimum statik sıcaklık değeri 5001K civarlarında reaktör merkezi ve nozzle çıkışında gözlemlenmiştir. Ölçülen sıcaklık değerleri Şekil 7.12'deki gibidir ve bu sıcaklık değerleri 4370-5001 K aralığındadır.



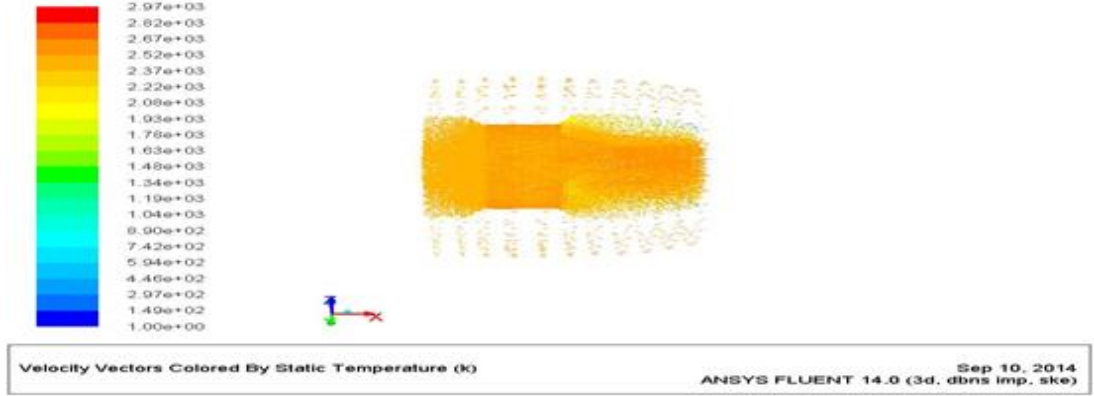
Şekil 7.13. 40,000 ft irtifada statik basınç vektörü

40,000 ft irtifada gerçekleşen simülasyonda nükleer motorun statik basınç vektörleri Şekil 7.13'de verilmiştir. En yüksek basınç değerlerine kompresör çıkışında ulaşılmıştır ve bu değer 1.01×10^5 Pa civarındadır.



Şekil 7.14. 40,000 ft irtifada hız vektörü

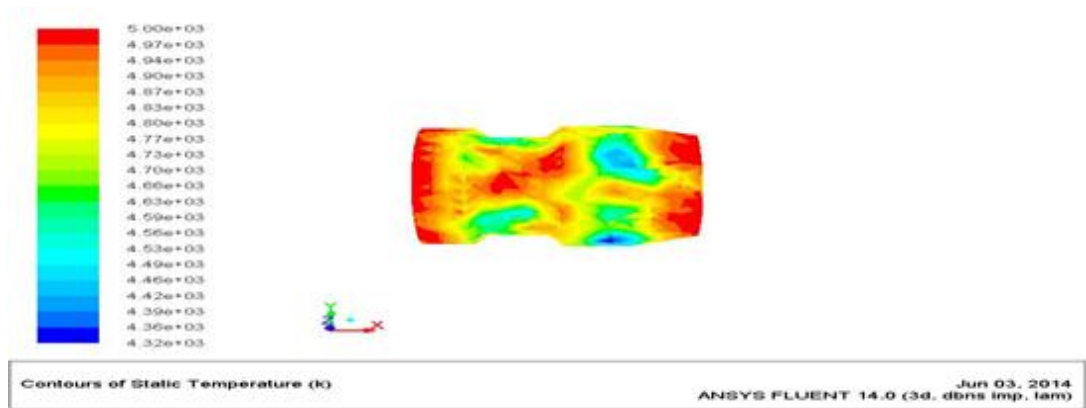
Diğer irtifa değerlerindeki simülasyon sonuçlarıyla karşılaştırıldığında Şekil 7.14'deki simülasyon sonucunda verildiği gibi en yüksek hız değerleri reaktör çevresi ve merkezi boyunca gözlemlenmiştir.



Şekil 7.15. 40,000 ft irtifada statik sıcaklık vektörü

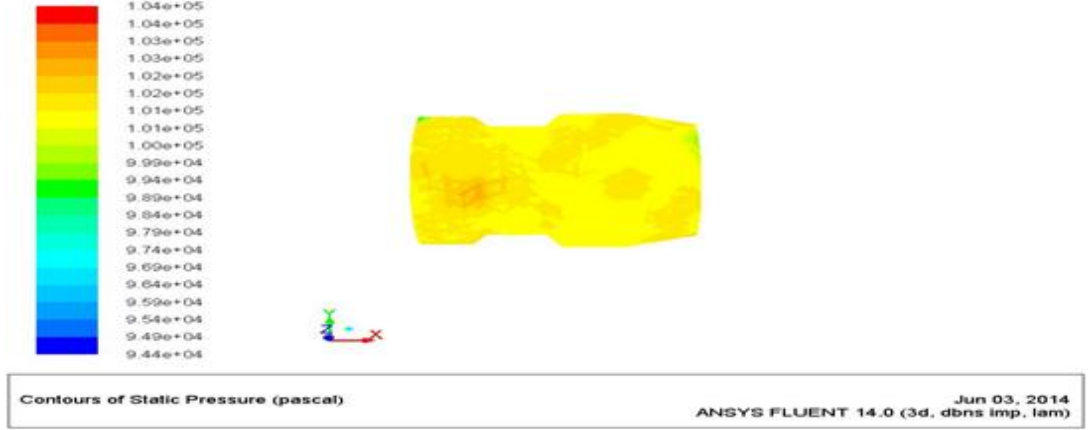
Şekil 7.15'de görüldüğü gibi 40,000 ft irtifada gerçekleşen simülasyon sonucunda elde edilen verilere göre maksimum statik sıcaklık değeri 2965.716 K'dir.

7.4. 60,000 ft İrtifada Gerçekleşen Simülasyon Sonuçları



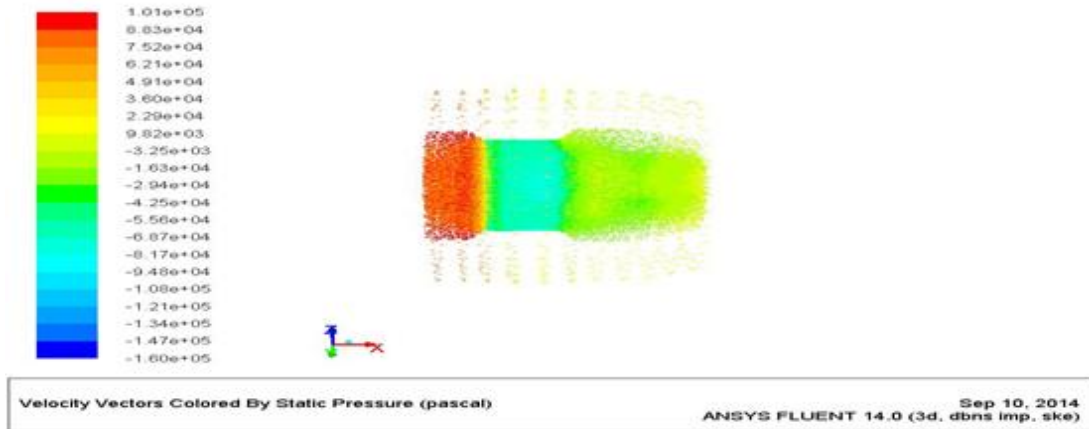
Şekil 7.16. 60,000 ft irtifada turbojet motorun statik sıcaklık konturu

60,000 ft irtifada gerekleŖen simülasyonda ulaŖılan maksimum sıcaklık değerlerinin reaktör çevresi ve nozzle ıkıŖında gzlemlenmiŖtir ve ulaŖılan değerler Ŗekil 7.16'daki simülasyon sonucunda incelenebilmektedir.



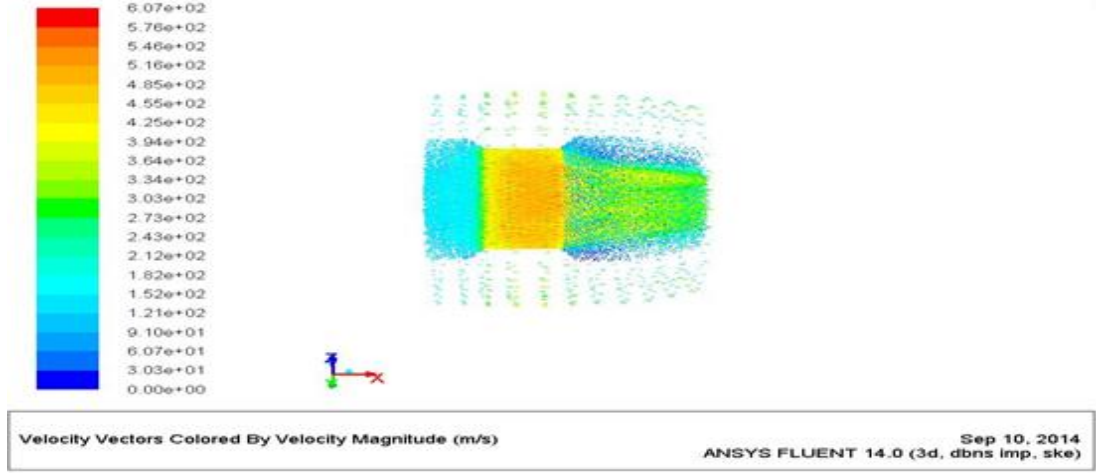
Ŗekil 7.17. 60,000 ft irtifada turbojet motorun statik basınc konturü

Turbojet kısmı üzerinde gerekleŖtirilen simülasyonda maksimum statik basınc kompresör kısmında gzlemlenmiŖtir ve bu değer 1.02×10^5 civarlarında ve Ŗekil 7.17'deki değerlerdedir.



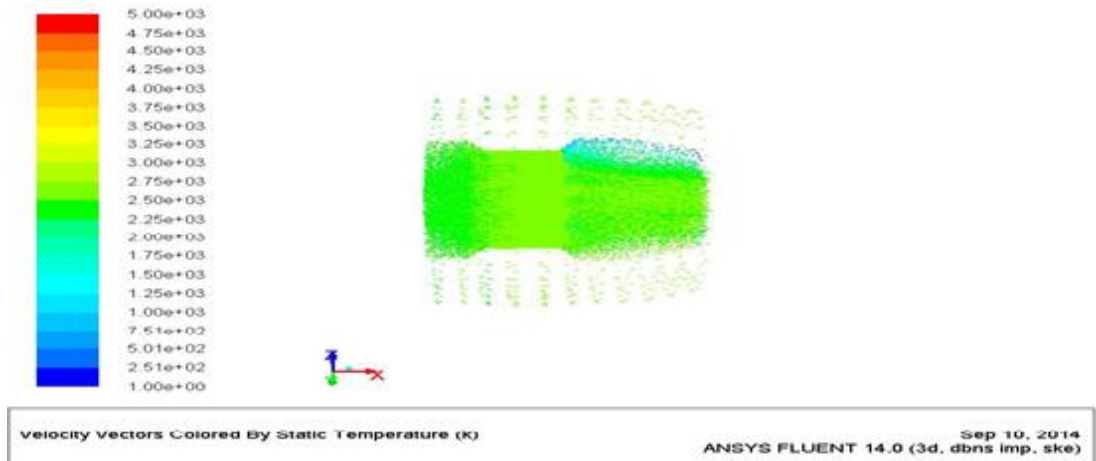
Ŗekil 7.18. 60,000 ft irtifada statik basınc vektörü

Aynı irtifada gerçekleştirilen simülasyon sonucunda Şekil 7.18’de verildiği üzere statik basınç değeri yine kompresör kısmında gözlemlenmiştir.



Şekil 7.19. 60,000 ft irtifada hız vektörü

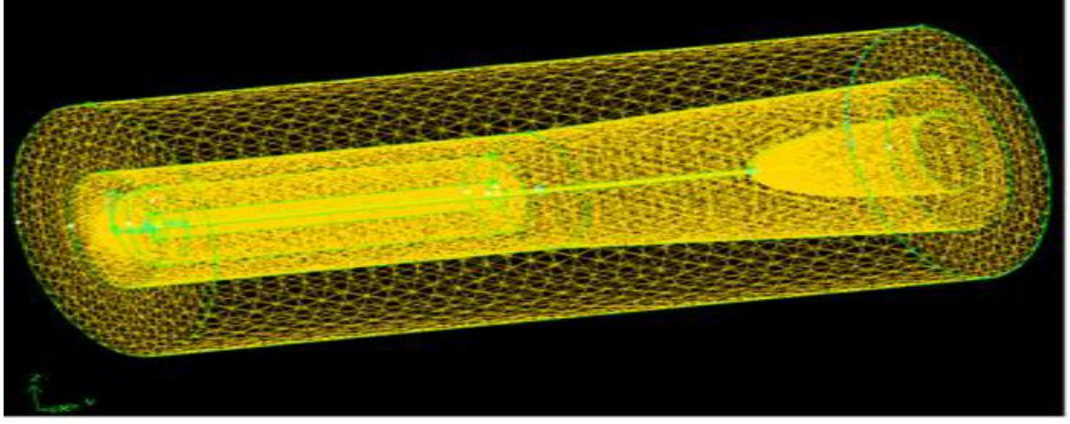
Maksimum hız değerleri reaktör çevresi ve merkezinde ölçülmüş ve bu değer 606.522 m/s civarlarındadır. Hesaplanan hız değerleri Şekil 7.19’deki simülasyon sonuçlarından elde edilebilir.



Şekil 7.20. 60,000 ft irtifada statik sıcaklık vektörü

60,000 ft irtifada ki statik sıcaklık değerleri ise Şekil 7.20'deki simülasyon sonuçlarından çıkarılabilmektedir.

8.TARTIŞMA



Şekil 8.1. Turba tarafından tasarlanmış nükleer motor [10]

Nükleer motorun insansız hava araçlarında kullanımıyla ilgili yapılan fazla çalışma olmamasına rağmen Turba tarafından tasarlanmış ve nükleer yakıt kullanımına yönelik yapılan çalışmada Gambit programıyla nükleer motor tasarımı gerçekleştirilmiş ve iç akış analizleri ANSYS programıyla gerçekleştirilmiştir [10]. Yapılan bu çalışmada tasarımımızda olduğu gibi bir reaktör, reaktör odası olarak adlandırılan alana yerleştirilmiş ve turbojet kısmı bu odanın kendisiyle başlar ve bu oda turbojetin büyük bir kısmını işgal eder. Yapılan çalışmada reaktör kuru 2500 K'e ayarlanmıştır ancak bu sıcaklık değeri reaktör korunun erimesine neden olacak bir sıcaklık düzeyidir. Dolayısıyla core erimesinin gerçekleşmesi kaçınılmazdır. Yapılan çalışmada elde edilen simülasyon verileri ise Çizelge 8.1'de verilmiştir.

Tezimize söz konusu olan çalışmada ise nükleer motorun modellenmesi ANSYS DesignModeler'da, iç akış analizleri ise ANSYS Fluent programında gerçekleştirilmiştir. Yapılan çalışmada reaktör geometrisinin değiştirilmesi ve türbin-kompresör kolunun geometrisinde değişiklikler yapılarak daha iyi bir ısı transferi sağlanması amaçlanmıştır. Bununla birlikte genişletilmiş hacim daha geniş bir reaktör ve reaktör ile hava arasında daha fazla ısı transferine olanak sağlamaktadır. Reaktör yanma odası olarak adlandırılan bölüme yerleştirilmiştir.

Çizelge 8.1. Turba tarafından tasarlanan motorun simülasyon verileri

Parametreler	Maksimum Sıcaklık (K)	Maksimum Basınç (Pa)	Maksimum Hız (m/s)
Zemin Koşulları	2500	6.14×10^5	446
20,000 ft	2500	6.39×10^5	459
40,000 ft	2500	1.96×10^5	464
60,000 ft	2500	2.74×10^5	375

Çalışma sonucunda elde edilen simülasyon verileri ise Çizelge 9.1’de verilmiştir. Tasarımı gerçekleştirilen motor ile daha yüksek irtifalarda, daha yüksek hız değerlerine ulaşılabilir. Dolayısıyla Turba tarafından tasarlanan motora göre daha yüksek itme değerleri elde etmek mümkündür.

Her iki çalışmada da ısı taransferini artırmak için bypass oranı düşürülmüştür. Bypass oranındaki düşüş daha fazla miktarda havanın reaktör odasına girmesi anlamına gelir. Spesifik nükleer yakıt tüketimi ısı eşanjörünün hacmine bağlı değildir ve reaktör odasındaki genişleme verimliliğın düşüşünü zorunlu kılmamaktadır.

9. SONUÇ VE ÖNERİLER

9.1. Sonuç

Enerji rezervlerinin azalması, birçok alanı olduğu gibi savunma alanını da alternatif enerji kaynaklarına yönlendirmiştir. Bu alternatif enerji kaynakları arasında hidrojen, biyoyakıt, güneş enerjisi, yakıt hücreleri ve nükleer enerji sayılabilir. İnsansız hava araçlarındaki yakıt sıkıntısını engellemek ya da yakıt sarfiyatını azaltmak için çeşitli çalışmalar yapılmış ve bu çalışmalarla insansız hava araçlarının sınırlı enerji kaynaklarına bağımlılığı azaltılmaya çalışılmıştır. Ancak insansız hava araçlarında kullanılan nükleer yakıt dışındaki diğer enerji kaynakları depolama, süre ve çevresel sınırlamalardan dolayı, uzun süre havada yakıt ikmali yapmaksızın operasyonel görevlerde bulunma konusunda yetersiz kalmışlardır.

Tasarımı yapılan nükleer motorda kullanılan ve yakıt olarak kullanılan U-235 radyoaktif izotopun yarı ömründen ötürü bu araçlar uzun süreli operasyonel uçuşlar gerçekleştirebilecektir. Reaktör odasına yerleştirilen nükleer reaktör sayesinde sadece itme için gerekli olan ısıyı, aynı zamanda tüm donanımların çalışmasını sağlayacak olan elektrik enerjisini de üretilebilmektedir. Uzay sondalarında kullanılan GPHS-RTG sisteminin reaktör odasına yerleştirilebilme düşüncesi bu sistemde yer alan modüllerin geometrisi dolayısıyla terk edilmiş ve daha sade bir geometriye sahip nükleer reaktör nükleer motora yerleştirilmiştir. Yapılan tasarımda hava ile yakıt arasındaki ısı transferinin verimliliği açısından reaktör geometrisi oldukça önemlidir. Dolayısıyla tasarlanan motorda merkezi boyunca boşluk olan silindirik bir geometri tercih edilmiştir. Bu tip bir dizayn kullanılarak yanma odası tamamen dışarı atılmış, böylece reaktör kompresör ile türbin ortasına yerleştirilebilmiştir. Çalışmada reaktör çevresi boyunca ölçülen sıcaklık değerleri 2600-2900 K civarlarındadır.

ANSYS DesignModeler ile modellenmiş nükleer motorun farklı rakımlarda ve atmosferik koşullarda ANSYS Fluent ile simülasyonları gerçekleştirilmiş ve simülasyon verileri Çizelge 9.1'de verilmiştir. Bu değerler tamamen simülasyon

tarafından hesaplanan veriler olup motor istasyonlarındaki parametrik değerler için teorik bir çalışma yapılmamıştır.

Çizelge 9.1. Farklı irtifalarda hesaplanan simülasyon verileri

İrtifa (×1000ft)	Basınç (kPa)	Sıcaklık (K)	Hız (m/s)
0	102.0947	2677.662	419.217
20	101.8039	2995.464	576.731
40	101.1088	2965.716	599.2027
60	101.3796	5000	606.522

Yapılan çalışma turbofan ve turbojet bölümlerinden her ikisinde de akışkan atmosfere bırakılmadan hemen önce motorun ön kısmına doğru basınç yükselmektedir. Hız ise turbofan bölümünde basınç ve kesit azalmasından dolayı giriş ve çıkış arasında sabit oranla artar. Reaktör çevresinde hız en yüksek değerdedir ve akış merkezi şaft boyunca azalır. Turbojet bölümünde ise hız merkezi şafttan daha yüksektir.

Nükleer yakıt kullanılmasının önemli bir avantajı nükleer yakıt kullanımıyla yakıt hatları ve yakıt tanklarının elimine edilmiş olmasıdır. Nükleer yakıt kullanımı uçakların genel ağırlıklarının düşürülmesinde de avantaj sağlar. Reaktörün boyut ve ağırlığının doğal uranyum kullanılan reaktörlerden daha küçük olması için ise yakıt olarak zenginleştirilmiş uranyum kullanılmak zorundadır.

Nükleer yakıtla çalışan insansız hava araçlarının uygulanabilir olmasıyla beraber insan gücünün yetmediği alanlarda kullanılarak askeri birliklerin tehlike hattının gerisinde kalması sağlanacak, aylarca keşif uçuşu yapabilen ve daha fazla araştırma yapabilecek duruma gelecektir.

9.2. Öneriler

Tasarımı gerçekleştirilen nükleer motorda yakıt olarak zenginleştirilmiş U-235 kullanımı önerilmiştir. Ancak uygulanabilir olması durumunda reaktör içerisinde kontrollü reaksiyonların gerçekleştirilmesi için yakıt olarak Toryum da tercih edilebilir. Toryum yakıtı kullanan reaktörlerde Chernobyl reaktörleri gibi erime sorunu olmadığı, nükleer atık sorununun, ortadan kalkmamakla beraber, asgariye indiği ve nükleer silah yapımı bakımından da daha barışçıl oldukları düşünülürse, önerilen modelde toryumla çalışacak bir reaktör tasarımı gerçekleştirilebilir. Reaktörde kullanılacak radyoizotop maliyetlerinin yüksek olması bu sistem için bir dezavantaj teşkil etmektedir. Doğada bulunan toryum, oldukça ucuz ve uranyumdan daha bol miktarda bulunmaktadır, buna karşın yeterince bölünebilir materyal içermemesi (toryum-231) onu bir nükleer zincirleme reaksiyonu için elverişli yapmamaktadır. Fakat toryum oksiti %10'luk plütonyum oksitle karıştırarak bu kritikliğe ulaşılabilir. Toryum-MOX (birleşik-oksit) denen bu yakıt daha sonra çubuk haline getirilebilir ve nükleer reaktörlerde kullanılabilir. Bu durum sadece zenginleştirilmesi pahalı, tehlikeli ve nükleer silahlanmaya neden olan uranyumdan kurtulabileceğimiz anlamına gelmemektedir; ayrıca sonunda plütonyumu kullanabileceğimiz kolay bir yol bulduğumuz anlamına da gelmektedir. Toryum-MOX yakıt döngüsü ekstra yeni plütonyum üretimi yapmamaktadır; bu da tamamen dünyanın plütonyum stokunu kullanması manasına gelmektedir. Toryum-MOX'un sahip olduğu bir avantajı da daha yüksek erime noktası ve ısı iletkenliğiyle nükleer reaktörleri daha güvenilir yapıyor olmasıdır. Düşük tenörlü olsa bile Türkiye'nin zengin toryum yataklarına sahip olması gelecek zamanlarda Türkiye'nin bu alanda bir kaynak haline gelmesini sağlayabilir.

Uçak tahrik sistemlerinde mevcut araştırmaların çoğu günümüz sistemlerinin verimliliğini arttırmayı amaçlamaktadır. Yapılan araştırmalar daha çok termal verimliliği arttırmak için yakıt enjeksiyonunun iyileştirilme araştırmalarıdır. Malzeme üzerine yapılan araştırmaların ise ana amacı gaz türbin ve içten yanmalı motorlar etrafında gerçekleştirmektedir. Dolayısıyla nükleer reaktördeki termal ısıya dayanabilecek ve uçaklara uygulanabilecek özelliklere sahip malzemeler geliştirilmesi için çalışmalar yapılmalı ve bu çalışmalar yaygınlaştırılmalıdır. Yanma

odasındaki malzemeler için termal kaplamaların geliştirilmesi ile maksimum çalışma sıcaklığını artırabilir. Dolayısıyla motorun verimliliği veya performansı da arttırılabilir.

GT-MHR ve PBMR tipi gaz soğutmalı reaktörlerdeki gibi soğutucu olarak helyum ve moderatör olarak helyum grafit kullanılan basınç kabı/döngü tipi tasarımlar tercih edilebilir. Tasarımcılar her iki reaktörde de yakıt olarak TRISO parçacıkların kullanıldığı bu tasarımlarda büyük korunak sistemlerinin geçersiz kılınabileceğini ileri sürmektedirler. Kullanılacak tasarımlarda doğrudan çevrim ve modern yüksek verimli gaz türbin modelleri kullanılarak enerji dönüşüm ekipmanları basitleştirilebilir ve termodinamik verim yükseltilebilir. Sıkıştırılmış reaktör konfigürasyonu ve helyum türbin kullanımı reaktörün alan gereksinimini azaltmakta böylece diğer reaktörlere göre ısıl uygulamalarda büyük avantaj sağlanabilir.

Son olarak, NASA'nın uzay araştırmalarında güç tahrik sistemi olarak kullandığı GPHS modül teknolojisiyle ilgili çalışmaların hava araçlarına uygulanabilirliğiyle ilgili çalışmalar yapılmalıdır. Gaz türbin motorlarından farklı olarak merkezi şaftın dönmediği exo-iskelet motorlarla ilgili çalışmalara hız verilmelidir.

KAYNAKLAR

- [1] www.mmo.org.tr/resimler/dosya_ekler/2e06eb3a465dbca_ek.pdf?dergi=1320. Kasım 2011. (ErişimTarihi: 06.03.2014)
- [2] <http://vizyon21yy.com/documan/genel-konular/bilim-teknoloji/astronomi-ve-uzay/havacilik/Insansiz-Hava-Araclari-ve-Gorevleri-Cesitleri.pdf>, Aralık 2010. (ErişimTarihi: 03.05.2013)
- [3] <http://web.itu.edu.tr/~yuceil/teaching/uck421/uck421-week2.pdf> (ErişimTarihi: 06.11.2013)
- [4] <http://www.zamandayolculuk.com/cetinbal/HTMLdosya2/TurboJetMotoru.htm>
1 (ErişimTarihi: 03.10.2013)
- [5] <http://web.itu.edu.tr/~yuceil/teaching/uck421/uck421-week1.pdf> (ErişimTarihi: 06.05.2013)
- [6] <http://www.istanbul.edu.tr/fen/astronomy/ders-proje/konu4.html> (ErişimTarihi: 04.03.2013)
- [7] <http://aerospaceblog.wordpress.com/2010/03/13/the-variable-specific-rocket-vasimr%C2%AE/> (ErişimTarihi: 12.01.2013)
- [8] <http://www.aerospaceprojectsreview.com/blog/?p=596> (Erişim Tarihi: 13.06.2013)
- [9] Turba R. D., Design of A Nuclear Propulsion System for An Unmanned Aerial. Yüksek Lisans Tezi. Vanderbilt Üniversitesi, Nashville, Tennessee, Mayıs 2011.

- [10] Stoffel, Jesse., Dreams of Nuclear Flight: The NEPA and ANP Programs. Wisconsin-Madison Üniversitesi. Mayıs 10, 2000. (Erişim Tarihi: 01.09.2013)
- [11] Colon, Raul., Flying on Nuclear, The American Effort to Built a Nuclear Powered Bomber. The Aviation History On-Line Museum. 210-224, Ağustos 6, 2007.<http://www.aviation-history.com/articles/nuke-american.html> (Erişim Tarihi: 02.01.2014)
- [12] Vining Cronin B. , Bennet Gary L., Power for Science and Exploration: Upgrading the General-Purpose Heat Source Radioisotope Thermoelectric Generator (GPHS-RTG). 4. Uluslararası Mühendislik Konferansı, AIAA 2010-6598, Nashville, Temmuz 2010.
- [13] Bennet G. L., Space Nuclear Power: Opening the Final Frontier. 4th Uluslararası Enerji ve Mühendislik Konferansı, AIAA, 4191, 2006.
- [14] Bennet G.L., A Look at the soviet Space Nuclear Program. 24. Enerji ve Mühendislik Konferansı, Virginia, Ağustos 1989.
- [15] Juanós A. J., Future Propulsion Systems Alternative Fuels. Mayıs 2008.
- [16] Supplement to Chevron's Aviation Fuels Technical Review, 2012.
- [17] Walther, R., Aero Engines for Alternative Fuels, in Hydrogen and Other Alternative Fuels for Air and Ground Transportation European Commission, Brussels, published by John Wiley & Sons, 1995.
- [18] Pehr K., Sauermann P., Traeger O., Bracha M., Liquid Hydrogen for Motor Vehicles -the World's First Public LH2 Filling Station. International Journal of Hydrogen Energy, 26, 777-782, 2001.

- [19] Hijika T., Resarch and Development of International Clean Energy Network Using Hydrogen Energy. International Journal of Hydrogen Energy, 27, 115-129, 2002.
- [20] A.K. Sehra, W. Whitlow Jr. , Progress in Aerospace Sciences. 40 (2004) 199 – 235, 2012.
- [21] Hipp E., Kersch S., Pflanz T., Gruber C., Hydrogen Supplied ICEs and Fuel Cells for Commercial Vehicles , Fuel Cells, 3, 133-140
- [22] Acaroğlu M. Alternatif Enerji Kaynakları
- [23] Buran D., Gurbüz H., Akçay İ.H., Hidrojenle Çalışan İçten Yanmalı Motorlar :Teknik İnceleme. e-Journal of New World Sciences Academy 2010, Cilt 5, Sayı: 2, Makale Sayısı: 2A0040 ISSN:1306-3111, Dumlupınar Üniversitesi.
- [24] Ateş A., Dinçer K, Gökçe A. T., Hidrojen Yakıtlı Dizel Ve Otto Motorlarda Bulunması Gereken Özellikler Ve Konvansiyonel Bir Motorda Yapılması Gereken Değişiklikler. IV. Ulusal Hidrojen Enerji Kongresi Ve Sergisi.
- [25] Delikanlı K., Bayhan B., Jankowski, Hidrojenin Motorlarda Kullanımı ve Motor Gürültüsüne Etkisi.
- [26] Batmaz İ., Buji Ateşlemeli Motorlarda Yakıtta Hidrojen İlavesinin Motor Performansına Ve Egzoz Emisyonlarına Etkisinin Deneysel Analizi. Ankara.
- [27] Altuntaş Ö, Karakoç T. H., Piston-Proplar'da Hidrojen Kullanımının Performans ve Çevre Üzerindeki Etkilerinin İncelenmesi. VII. Ulusal Temiz Enerji Sempozyumu, UTES'2008 ,Aralık 2008, İstanbul, 2008.
- [28] www.obitet.gazi.edu.tr/obitet/alternatif_enerji/hirojen_arabada_kullanimi
Contreras A., Yiğit S., Özay K., Veziroğlu T.N., Hydrogen as Aviation Fuel:

- [29] A Comparison with Hydrocarbon Fuels”, *Int J. Hydrogen Energy*, Cilt 22, No. 10/11, 1053-1100. 1997.
- [30] Baerst, C. F. and Ripple, J.‘C., Preliminary studies of a Turbofan engine and fuel systems for use with liquid hydro- 29.gen. DGLR/DFVLR. 19. Uluslararası Hava Taşımacılığında Hidrojen Sempozyumu, Stuttgart, Almanya, Eylül, 1979.
- [31] Polh, H. W., *Hydrogen and other Alternative Fuels for Air and Ground Transportation*. John Wiley, New York, 1995.
- [32] Meyer J., Plessis F., Clake W., *Design Considerations for Long Endurance Unmanned Aerial Vehicles*. Johannesburg Üniversitesi, 2010.
- [33] Lucas G. G., Varde K.S., *Hydrogen as a Fuel for Vehicle Propulsion*. 188: 365-372, Haziran 1974.
- [34] Deng Y., Sun Z., Cai Y., Liu C., Li W., Wang Y., Zahao D., *Multifunctional Mesoporous Composite Microspheres with Well-Designed Nanostructure: A Highly Integrated Catalyst System*. *J. Am. Chem. Soc.*, 2010, 132 (24), pp 8466–8473, Mayıs 2007.
- [35] Jemni A., Nasrallah, B.S., *Study of 2- Dimensional Heat transfer and Mass transfer during absorption in a metal - Hydrogen Reactor*. *Int.j.Hydrogen Energy*(1995), 20(1), 43-52 .Doi:10.1016/0360-3199(93) E0007-8.
- [36] Bakal A, Mat M.D., Kaplan Y, Ibrahimoğlu B., Pamuk İ., *Anot Yapısının Kati Oksit Yakıt Pili Performansına Etkisi*. IV. Ulusal Hidrojen Enerjisi Kongresi ve Sergisi, 2009.
- [37] Hoffmann P. ve Harkin T., *Tomorrow's Energy: Hydrogen, Fuel Cells, and the Prospects for a Cleaner Planet*. MIT Press, ABD, 2002.

- [38] Winter, C. J., Hydrogen Technologies for Future Aircraft. Proceedings of the DLE Semineri, Bonn, Kasım 15, 1990.
- [39] Pukrabek, W., Engineering fundamentals of the internal combustion engine. Upper Saddle River : Pearson Prentice Hall, 2004.
- [40] Adkins, C. N., Liebeck, R. H., Design of Optimum Propellers. 21. Havacılık Toplantısı, AIAA, Reno, NV, Ocak 1983.
- [41] Soban, D. S., Upton E., Design of a UAV to Optimize Use of Fuel Cell Propulsion Technology. AIAA 2005-7135.
- [42] Kellogg, J., Fuel Cells for Micro Air Vehicles. Joint Service Power Expo, Tampa, Florida, Mayıs 2005.
- [43] Bradley, T.H., Parekh, D.E. Comparison of Design Methods for Fuel-Cell-Poweed Unmanned Aerial Vehicles. Journal of Aircraft 46, 1945-1956, 2009.
- [44] Bradley, T. H., Moffitt, B. A., Parekh, D. E., Mavris, D., 2006. Validated Modelling and Synthesis of Medium-scale PEM Fuel Cell Aircraft, 4. Uluslararası ASME Konferansı. Haziran 2006, Irvine, California.
- [45] Brears R. , Using Unmanned Aerial Vehicles in Antarctica. 6-11, 2006.
- [46] <http://www.grc.nasa.gov/WWW/k-12/airplane/turbth.html> (ErişimTarihi: 26.06.2013)
- [47] Duarte, J. L., Wijntjens, J. A. A., and Rozenboom, J., Designing light sources for solar-powered systems. 5. Avrupa Elektronik Enerji ve Uygulamaları Konferansı. Cilt 8, 78—82, 1993.

- [48] Shiau J. K., Ming M., PIN-YING Y., Geng-Feng W., Jhij Hua G., Design of a Solar Power Management System for an Experimental UAV. Tamkang Üniversitesi, 2012.
- [49] Ayele A, Gur O, Rosen A, Solar Based Propulsion System UAV Conceptual Design. 2011.
- [50] Mattos B. S., Secco N. R., Salles E. F., Optimal Design of a High-Altitude Solar- Powered Unmanned Airplane.
- [51] Meyer J., Plessis F., Clake W., Design Considerations for Long Endurance Unmanned Aerial Vehicles. Johannesburg Üniversitesi.
- [52] Baldock N., Mokhtarzadeh M. R. A study of solar-powered, high-altitude unmanned aerial vehicles. İngiltere.
- [53] Cestino E , Design of solar high altitude long endurance aircraft for multi payload & operations. Aerospace Science and Technology 10 (2006) 541–550 www.elsevier.com/locate/aescte, İtalya
- [54] Óscar González-Espasandín, Teresa J. Leo, Emilio Navarro-Aréval, Fuel Cells: A Real Option for Unmanned Aerial. The Scientific World Journal, 497642, 2014, <http://dx.doi.org/10.1155/2014/497642>.
- [55] Wachsman E. D., Lee K. T., Lowering the Temperature of Solid Oxide Fuel Cells. Science, 334, 935-939, 2011.
- [56] Demirbilek B., Samsun R. C., Uçaklarda Kullanılacak Katı Oksit Yakıt Pili İçin Geliştirilen Yakıt İşleme Sisteminin Çalışmaya Başlaması Analizi.
- [57] B'egot S., Harel F., Candusso D., Francois X., P'era, Yde-Andersen S., Fuel cell climatic tests designed for new configured aircraft application. Energy Conversion and Management. Cilt 51, No: 7, 1522–1535 , 2010.

- [58] Ayele A, Gur O, Rosen A, Solar Based Propulsion System UAV Conceptual Design.
- [59] Daggett D. L.,Hendricks R. C., Walther R., Alternate Fuels for use in Commercial Aircraft. Munich, Almanya, 2013.
- [60] Şahin H. M., Baysal E., Acır Adem, ThO₂–UO₂ Yakıt Karışımını İçeren CANDU Yakıt Çubuklarındaki Sıcaklık Dağılımının Sayısal Çözümlemesi. Gazi Üniv. Müh. Mim. Fak. Der. Cilt 20, No: 3, 411-420, 2005.
- [61] Duman V., Fizik Mühendisleri Odası Fukuşima Nükleer Santral Kazası, 2011.
- [62] HSK ar-ge Teknik Bülten, Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği. Mayıs 2011.
- [63] Turhan Ö, Orhan İ., Karakoç T. H., Yüksek Bypasslı Turbofan Motorların Tasarım Analizleri.

EKLER

Ek 1

Çizelge 1. Kullanımdaki Bazı İHA'lar İçin Teknik Özellikler [1]

	Kalkış Ağırlığı (Lb)	Kanat Açıklığı (Ft)	Azami Uçuş Yüksekliği (Ft)	Havada Kalış Süresi (Saat)	Uçuş Hızı (Kt)	Faydalı Yük (Lb)
MQ-1/Predator	2250	48.7	25000	+24	70	450
MQ-9/Predator	10000	64	45000	+24	220	3750
RQ-1A/Predator	452	17	15000	5	80	75
RQ-1B/Predator	1600	29.2	15000	11.6	100	200
GNAT 750	1140	35	25000	48	120	130
RQ-4/Global Hawk	26750	116.2	65000	32	345	1950
RQ-7/Shadow	327	12.8	15000	4	82	60
Darkstar			45000	8		1000

Ek 2

Çizelge 2.1. 300W GPHS-RTG Jeneratörü [15]

300 Watt Generator Class- GPHS-RTG	
Ulysses (1), Galileo (2), Cassini (3) & Pluto New Horizons (1)	
BOM Gücü (2006)	250 We
Modüle Sayısı	18
Uzunluğu	4 ft
Uç Yarıçap Uzunluğu	1.5 ft
Fırlatılış Tarihi	19 Ocak 2006
24 Ocak 2006'da Ulaştığı Güç	249.5 We

Çizelge 2.2. 100W MMRTG Jeneratörü [15]

110 Watt Generator Class- MMRTG	
MSL (1)	
BOM Gücü(2011)	112 We
Modüle Sayısı	8
Kütle	97 lbs
Uzunluk	2 ft
Uç Yarıçap Uzunluğu	2 ft
Fırlatılış Tarihi	26 Kasım 2011

Çizelge 2.3. RQ-4 Global Hawk Teknik Özellikleri [9]

Mürettebat	0
Uzunluk	44 ft 5 in (13.54 m)
Kanat genişliği	116 ft 2 in (35.41 m)
Yükseklik	15 ft 2 in (4.62 m)
Boş ağırlık	8,490 lb (3,851 kg)
Dolu ağırlık	22,900 lb (10,387 kg)
Motor	1 × Allison Rolls-Royce AE3007H turbofan motor, 7,050 lbf (31.4 kN) thrust
Görev süresi	36 saat
Seyir yüksekliği	65,000 ft (19,812 m)