

**HİDROJEN KULLANAN TURBOFANLI
BİR İNSANSIZ HAVA ARACININ
EKSERJETİK SÜRDÜRÜLEBİLİRLİK ANALİZİ**

Nevzet KAYA

Doktora Tezi

Havacılık Elektrik ve Elektronik Anabilim Dalı

Şubat 2015

**Bu tez çalışması Anadolu Üniversitesi Bilimsel Araştırma Projeleri
Komisyonu Başkanlığı tarafından desteklenmiştir. Proje No: 1001 F14**

JÜRİ VE ENSTİTÜ ONAYI

Nevzet Kaya'nın "Hidrojen Kullanan Turbofanlı Bir İnsansız Hava Aracının Ekserjetik Sürdürülebilirlik Analizi" başlıklı, Havacılık Elektrik ve Elektronik Anabilim Dalındaki Doktora Tezi, 10.01.2025 tarihinde, aşağıdaki jüri tarafından, Anadolu Üniversitesi Lisansüstü Eğitim Öğretim ve Sınav Yönetmeliğinin ilgili maddeleri uyarınca değerlendirilerek kabul edilmiştir.

	Adı Soyadı	İmza
Üye (Tez Danışmanı) :	Prof. Dr. T. Hikmet KARAKOÇ
Üye	: Prof. Dr. Ramazan KÖSE
Üye	: Doç. Dr. Önder TURAN
Üye	: Doç. Dr. M. Ertunç TAT
Üye	: Doç. Dr. Can Özgür ÇOLPAN

Anadolu Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Yönetim Kurulu'nun
..... tarih ve sayılı kararıyla onaylanmıştır.

Enstitü Müdürü

ÖZET

Doktora Tezi

HİDROJEN KULLANAN TURBOFANLI BİR İNSANSIZ HAVA ARACININ EKSERJETİK SÜRDÜRÜLEBİLİRLİK ANALİZİ

Nevzet KAYA

**Anadolu Üniversitesi
Fen Bilimleri Enstitüsü
Havacılık Elektrik ve Elektronik Anabilim Dalı**

**Danışman: Prof. Dr. T. Hikmet KARAKOÇ
2015, 231 Sayfa**

Bu tezde, yüksek by-pass oranlı bir adet turbofan motora sahip bir yüksek irtifa yüksek takat insansız hava aracının 0 – 16 km irtifaları kapsayan uçuş profili boyunca dodecene ve hidrojen yakıtla, % 0 – 100 ağırlıkça yakıt depolama oranlarıyla ısı geri kazanımlı ve ısı geri kazanımsız, anlık ve toplam ekserjetik sürdürülebilirlik parametreleri hesaplanmıştır.

Hidrojen yakıtın 20 K sıcaklık ve 1 bar basınçta sıvı, 35 K sıcaklık 25 bar 50 bar, 100 bar; 80 K sıcaklık 50 bar, 100 bar, 200 bar; 125 K sıcaklık 100 bar, 200 bar, 350 bar, çevre sıcaklığında 200 bar, 350 bar 700 bar basınçlarda gaz veya malzeme içinde depolandığı kabul edilmiştir.

Motor hesapları, yakıtların yanma odasına çevre sıcaklığında girdiği kabul edilerek yapılırken, ısı geri kazanımı olması durumunda ısı aktarıcılara depolanma sıcaklıklarında girdiği kabul edilmiş, ısı geri kazanımı ile yakıt tasarruf potansiyelleri ve yakıtın depolanma sıcaklığından çevre sıcaklığına ısıtılması için harcanması gereken yakıt miktarları ayrıca hesaplanmıştır. Her durumda yakıtın fiziksel ekserjisinden yararlanılmadığı kabul edilmiştir. Tüm sonuçlar, MATLAB yazılım ortamında geliştirilen özgün bir programdan elde edilmiştir.

Hidrojen ekserji performansları, depolanma basınç ve sıcaklıklarına ve ısı geri kazanımı olup olmamasına göre değişmektedir. En iyi ekserjetik sürdürülebilirlik performansları genellikle düşük sıcaklık – düşük basınçta depolama ve ısı geri kazanımı ile elde edilmiştir. Tüm depolama sıcaklıkları için en yüksek ekserjetik sürdürülebilirlik endeksi % 43 – 52.7 yakıt tüketim oranı (=depolama oranı) aralığında, 0.05'ten daha az değişimle ~1.02 şeklinde elde edilmiştir. Sonuç olarak, mevcut hidrojen depolama kapasitelerinin, 7 saatten uzun İHA görevleri için henüz yeterli olmadığı görüşüne varılmıştır.

Anahtar Kelimeler: İHA, Turbofan, Hidrojen, Ekserji, Sürdürülebilirlik

ABSTRACT

PhD Dissertation

EXERGETIC SUSTAINABILITY ANALYSIS OF AN UNMANNED AIR VEHICLE WITH A HYDROGEN FUELLED TURBOFAN ENGINE

Nevezet KAYA

**Anadolu University
Graduate School of Sciences
Aviation Electrics and Electronics Program**

**Supervisor: Prof. Dr. T. Hikmet KARAKOÇ
2015, 231 Pages**

In this thesis instant and overall exergetic sustainability indicators of a high altitude long endurance unmanned air vehicle, having a high by-pass turbofan engine fuelled with dodecene and hydrogen with 0 to 100 percent storages by weight either with or without heat recovery by the fuel from the exhaust gasses throughout its flight profile ranging from 0 to 16 km are investigated.

Hydrogen is assumed to be stored at 20 K, 1 bar as a liquid or as a gas or in materials at 35 K and 25 bar, 50 bar 100 bar; 80 K and 50 bar, 100 bar, 200 bar; 125 K and 100 bar, 200 bar, 350 bar and at environment temperatures under 200 bar, 350 bar and 700 bar pressures.

Engine thermodynamic calculations are made by assuming the fuel to be entering the combustion chamber at environment temperatures while it is assumed to be entering the heat exchangers at storage temperatures in case of heat recovery. Fuel saving potentials with heat recovery and fuel use required for heating the fuel from storage temperatures to environment temperatures are calculated seperately. Use of physical exergy of the fuel is ignored in all cases. All the results are obtained from a special program developed by the author in MATLAB software.

Hydrogen's exergetic performances vary according to storage pressures and temperatures and heat recovery. Best exergetic sustainability performances are obtained with low pressure – low temperature storages and heat recovery in general. Maximum overall exergetic sustainability index is obtained as ~1.02 changing less than 0.05 throughout 43 to 52.7 % fuel depletion (=storage by weight) range for all storage temperatures which is much higher than the actual hydrogen storage capacities. It is concluded that actual hydrogen storage capacities are not suitable for UAV missions longer than 7 hours.

Key Words: UAV, Turbofan, Hydrogen, Exergy, Sustainability

TEŞEKKÜR

Bu çalışmanın hazırlanmasında destek ve katkılarından dolayı tez danışmanım Sayın Prof. Dr. Tahir Hikmet Karakoç, tez ikinci danışmanım Sayın Prof. Dr. Adnan Midilli, tez izleme komitesi ve tez savunma jüri üyeleri Sayın Doç. Dr. Önder Turan ve Sayın Doç. Dr. Mustafa Ertunç Tat'a,

Tez savunma jürisindeki katkılarından dolayı Sayın Prof. Dr. Ramazan Köse ve Sayın Doç. Dr. Can Özgür Çolpan'a,

Her türlü zorluk ve sıkıntıda olduğu gibi, bu çalışma sırasında da sağladıkları destek, moral ve motivasyon için, iyi günde ve kötü günde daima benimle birlikte olan, eşim Esmâ (Zarife), çocuklarım Alpay ve Gizem'e,

Aynı şekilde destek ve katkılarını esirgemeyen tüm aile bireylerime ve başta Sayın Mustafa Serdar Tekçe ve Sayın Hakan Aydın olmak üzere tüm arkadaşlarıma,

Saygı ve sevgilerimle teşekkür ederim.

Nevzet KAYA

Şubat 2015

İÇİNDEKİLER

ÖZET	i
ABSTRACT	ii
TEŞEKKÜR	iii
İÇİNDEKİLER	iv
ŞEKİLLER DİZİNİ	viii
ÇİZELGELER DİZİNİ	xiii
SİMGELER VE KISALTMALAR DİZİNİ	xvi
1. GİRİŞ	1
1.1. Tezin Amacı ve Önemi.....	3
1.2. Tezin Akademik Yararları	5
1.3. Tezin Ekonomik ve Sosyal Yararları.....	6
1.4. İnsansız Hava Araçları (İHA)	7
1.4.1. Genel tanım ve tanıtım	7
1.4.2. İHA temel alt sistemleri	8
1.4.3. İnsansız hava aracı sistemleri (İHAS)	10
1.4.4. İHA'lar için potansiyel uygulama alanları	12
1.4.5. İHA güç ve itki sistemleri	14
1.4.6. İHA motorlarında kullanılan yakıtlar	16
1.4.7. Alternatif yakıtlar	17
1.5. Hidrojen	17
1.5.1. Hidrojenin sürdürülebilir kalkınma için önemi	17
1.5.2. Hidrojenin fiziksel ve kimyasal özellikleri	18
1.5.3. Hidrojenin yakıt özellikleri	23
1.5.4. Hidrojen depolama yöntemleri	24
1.5.4.1. Hidrojenin serbest halde depolanması	27
1.5.4.2. Hidrojenin malzeme içinde depolanması	33
1.5.4.3. Hidrojen depolama yöntemlerinin karşılaştırması	48
1.6. Konuyla İlgili Önceki Çalışmalar (Literatür Taraması).....	49
1.6.1. Hidrojen yakıtlı hava aracı araştırma ve projeleri	49
1.6.2. Akademik çalışmalar	55

2. YÖNTEM	67
2.1. Giriş	67
2.2. Kabuller	69
2.2.1. Atmosfer özellikleri	69
2.2.2. İHA özellikleri	71
2.2.3. Motor özellikleri	72
2.2.4. Uçuş profili	77
2.2.5. Yakıt, depolama ve yanma özellikleri	81
2.3. Sistemde Etkili Büyüklükler	85
2.4. Termodinamik Hesaplar	89
2.4.1. Yakıt alt ve üst ısıl değerlerinin hesaplanması	89
2.4.2. Motor parametrelerinin hesaplanması	89
2.4.3. Enerji hesapları	97
2.4.4. Ekserji hesapları	100
2.4.4.1. Fiziksel ekserji	101
2.4.4.2. Kimyasal ekserji	104
2.4.4.3. Kinetik ekserji	105
2.4.4.4. Potansiyel ekserji	105
2.4.4.5. Ekserji dengesi	105
2.5. Uçuş Mekanikliği Hesapları	106
2.5.1. Kalkış	106
2.5.2. Tırmanma	106
2.5.3. Seyir (düz uçuş)	108
2.5.4. Alçalma ve iniş	109
2.6. Ekserjetik sürdürülebilirlik parametrelerinin hesaplanması	113
2.6.1. Motor (ısı geri kazanımsız) ekserji performansları	115
2.6.1.1. Ekserji girişi	115
2.6.1.2. Ekserji verimi	115
2.6.1.3. Atık ekserji miktarı	116
2.6.1.4. Atık ekserji oranı	116
2.6.1.5. Ekserji yıkım miktarı	116
2.6.1.6. Ekserji yıkım faktörü	117

2.6.1.7. Çevresel etki faktörü	117
2.6.1.8. Ekserjetik sürdürülebilirlik endeksi	117
2.6.2. İHA (ısı geri kazanımlı) ekserji performansları	118
2.6.2.1. Isı geri kazanımlı ekserji girişleri.....	120
2.6.2.2. Isı geri kazanımlı ekserji verimleri	120
2.6.2.3. Isı geri kazanımlı atık ekserjiler	120
2.6.2.4. Isı geri kazanımlı atık ekserji oranı.....	121
2.6.2.5. Isı geri kazanımlı ekserji yıkımı.....	121
2.6.2.6. Isı geri kazanımlı ekserji yıkım faktörü.....	122
2.6.2.7. Isı geri kazanımlı çevresel etki faktörü.....	122
2.6.2.8. Isı geri kazanımlı ekserjetik sürdürülebilirlik endeksi.....	122
2.6.3. Hesaplamalarda kullanılan referans basınç ve sıcaklıklar	123
3. SONUÇLAR	125
3.1. Grafiklerle İlgili Açıklamalar.....	125
3.2. Standart Atmosfer Deniz Seviyesi Statik Çalışma Şartlarında Motor Performanslarının Karşılaştırması	127
3.3. Atmosfer Özellikleri	130
3.4. Dodecene Yakıt İçin Elde Edilen Sonuçlar.....	131
3.4.1. Uçuş profili	131
3.4.2. Motor performansları	135
3.4.3. Yakıt alt ısı değerleri ve özgül kimyasal ekserjileri	137
3.4.4. Enerji verimleri	138
3.4.5. Ekserji verimleri	140
3.4.6. Atık ekserjiler	142
3.4.7. Atık ekserji oranları	144
3.4.8. Ekserji yıkımı	146
3.4.9. Ekserji yıkım faktörü	148
3.4.10. Çevresel etki faktörü	149
3.4.11. Ekserjetik sürdürülebilirlik endeksi	150
3.4.12. Yakıt tasarruf potansiyeli	152
3.5. Hidrojen Yakıt İçin Elde Edilen Sonuçlar.....	153

3.5.1. Yakıt alt ısı değerleri ve özgül kimyasal ekserjileri	153
3.5.2. Uçuş profili	155
3.5.3. Motor performansları	157
3.5.4. Enerji verimleri	158
3.5.5. Yakıt ısı ve mekanik ekserjileri	163
3.5.6. Ekserji kullanımı	165
3.5.7. Ekserji verimi	173
3.5.8. Atık ekserji miktarı	178
3.5.9. Atık ekserji oranı	183
3.5.10. Ekserji yıkımı	188
3.5.11. Ekserji yıkım faktörü	195
3.5.12. Çevresel etki faktörü	200
3.5.13. Ekserjetik sürdürülebilirlik endeksi	204
3.5.14. Yakıt tasarruf potansiyeli	207
3.5.15. İlave uçuş süresi potansiyeli	209
4. BULGULAR VE TARTIŞMA	211
4.1. Genel Bulgular	211
4.2. Elde Edilen Sonuçların Önceki Çalışmalarla Karşılaştırması	215
4.3. Yakıt Özelliklerinin Motor Performanslarına Etkisi	216
4.4. Yakıt Özelliklerinin İHA Uçuş ve Ekserji Performanslarına Etkisi	217
4.5. Motor Tasarımının Ekserji Performanslarına Etkisi	218
4.6. Mevcut Hidrojen Depolama Teknolojileriyle Ulaşılabilir Uçuş Süreleri	219
KAYNAKLAR	221

ŞEKİLLER DİZİNİ

1.1.	İHA temel alt sistemleri ve türleri	9
1.2.	İHAS yer ve hava bölümleri	11
1.3.	Sivil hava sahalarını kapsayan İHAS görevlerinde örnek bir kontrol, haberleşme ve veri iletim ağı	11
1.4.	Bazı hava aracı motorlarının çalışma irtifa ve mah sayıları	16
1.5.	Denge halindeki hidrojen gazı içinde para-hidrojen oranının sıcaklığa bağlı değişimi	20
1.6.	Normal, orto ve para-hidrojenin bazı ısıl özelliklerinin sıcaklıkla değişimi	21
1.7.	Normal, orto ve para-hidrojenin özgül ısılarının sıcaklıkla değişimi.....	21
1.8.	Bazı yakıtların enerji yoğunlukları	25
1.9.	Hidrojen depolama yöntemlerinin sınıflandırılması	26
1.10.	Hidrojenin sıvılaştırılmasında kullanılan çevrimler	31
1.11.	Malzeme içinde hidrojen depolama yöntemlerinin malzeme-hidrojen bağ enerjilerine göre sınıflandırılması	35
1.12.	Hacim merkezli kübik bir kafes yapıya sahip saf bir metal içinde hidrojen depolanma bölgeleri	38
1.13.	Metal hidrit oluşum safhaları	40
1.14.	Metal hidrit oluşumunun basınç-kompozisyon eğrileri ve Van't Hoff grafığı	41
1.15.	Bazı metal hidritlerin Van't Hoff eğrileri	41
1.16.	Bazı hidritlerin depolama kapasiteleri ve geri dönüşüm sıcaklıkları	45
1.17.	Ekserji verimi, kaynak ve çevre bozulması ve sürdürülebilirlik arasındaki ilişki	57
1.18.	Metanın (CH ₄) 0 – 15000 m irtifalarda sabit ve değişken referans çevrelere göre spesifik ekserji değişimi	60
1.19.	Bir turbojet motorun 0 – 15000 m irtifalarda sabit ve değişken referans çevrelere göre rasyonel ekserji verimi değişimi	60
1.20.	Fosil yakıtlardan kaynaklanan küresel problemler ve çözüm için hidrojen enerjisi	62

2.1.	İHA motorunun Gas Turb 12 yazılım programında geliştirilmiş modeli	73
2.2.	İncelenen İHA'nın uçuş profili	77
2.3.	Soğuk, sıcak ve karışım bölgesi kesit alanları eşit üç ayrı motor egzoz kesiti	95
2.4.	Termodinamik parametrelerin hesaplanmasında kullanılan bir sistem modeli örneği.....	97
2.5.	Motor kesitine göre toplam sıcaklıkların referans çevreye göre toplam sıcaklıktan farkı	98
2.6.	Motor için kontrol hacmi, kütle ve enerji akışları	99
2.7.	Bir kontrol hacmi için ekserji dengesi	105
2.8.	Kalkış sırasında İHA üzerine etki eden kuvvetler	106
2.9.	Tırmanma sırasında İHA üzerine etki eden kuvvetler	107
2.10.	Düz uçuş sırasında İHA üzerine etki eden kuvvetler	108
2.11.	Alçalma sırasında İHA üzerine etki eden kuvvetler	109
2.12.	Yakıtın egzoz gazlarıyla ısıtılması	119
2.13.	Hesaplamalarda kullanılan referans basınç ve sıcaklıklar	124
3.1.	% 0 - 100 ağırlıkça depolama oranları için sonuçların aynı grafik üzerinde gösterilmesi	126
3.2.	Alçalma ve iniş safhası performanslarının ayrıca hesaplanması ve gösterilmesi	127
3.3.	% 60 bağıl nem oranıyla 0 – 16 km irtifalarda atmosfer gaz oranları	130
3.4.	Standart atmosfer şartlarına göre 0-16 km irtifalarda basınç, sıcaklık ve yoğunluğun irtifa ile değişimleri	131
3.5.	Dodecene yakıtla 0 – 12 km arasında uçuş profili	133
3.6.	Dodecene yakıtla 12 – 16 km irtifalar arasında uçuş profili	133
3.7.	Dodecene yakıtla düz uçuş safhası	134
3.8.	Dodecene yakıtla alçalma ve iniş safhaları	144
3.9.	Dodecene yakıtla tam uçuş profili	135
3.10.	Dodecene yakıtla uçuş profili boyunca motor performanslarının referans (deniz seviyesi statik) değerlere göre değişimi	136

3.11.	Dodecene alt ısıl değeri ve özgül kimyasal ekserjilerinin irtifa ile değişimi	137
3.12.	Dodecene yakıtla enerji verimlerinin uçuş profili boyunca değişimi	138
3.13.	Dodecene yakıtla alçalma ve iniş safhası boyunca enerji verimleri ve yakıt tüketimi	139
3.14.	Dodecene yakıtla tüm uçuş profili boyunca ekserji verimleri	140
3.15.	Dodecene yakıtla alçalma ve iniş safhasında ekserji verimleri	141
3.16.	Dodecene yakıtla anlık atık ekserjilerin zamanla değişimi	143
3.17.	Dodecene yakıtla tüm uçuş profili boyunca toplam atık ekserjiler	143
3.18.	Dodecene yakıtla alçalma ve iniş safhası boyunca toplam atık ekserjiler	144
3.19.	Dodecene yakıtla tüm uçuş profili boyunca atık ekserji oranları	145
3.20.	Dodecene yakıtla tüm uçuş profili boyunca ekserji yıkımları	146
3.21.	Dodecene yakıtla alçalma ve iniş safhası boyunca ekserji yıkımları	147
3.22.	Dodecene yakıtla uçuş profili boyunca ekserji yıkım faktörleri	148
3.23.	Dodecene yakıtla tüm uçuş profili boyunca çevresel etki faktörleri	150
3.24.	Dodecene yakıtla uçuş profili boyunca ekserjetik sürdürülebilirlik endeksleri	151
3.25.	Dodecene yakıtın egzoz gazlarıyla ısıtılması halinde ekserjetik sürdürülebilirlik endeksi iyileştirme potansiyelleri	152
3.26.	Dodecene yakıtın egzoz gazlarıyla ısıtılması halinde yakıt tasarruf potansiyeli	153
3.27.	Hidrojenin alt ısıl değeri ve özgül kimyasal ekserjisinin irtifayla değişimi	154
3.28.	Hidrojen yakıtla 0 – 12 km arasında uçuş profili	155
3.29.	Hidrojen yakıtla 12 – 16 km arasında uçuş profili	156
3.30.	Hidrojen yakıtla uçuş profili düz uçuş (seyir) safhası	156
3.31.	Hidrojen yakıtla alçalma ve iniş safhası	157
3.32.	Hidrojen yakıtlı motor performanslarının uçuş profili boyunca referans (deniz seviyesi statik) değerlere göre değişimi	158
3.33.	Hidrojen yakıtla uçuş profili boyunca anlık enerji verimleri	159
3.34.	Hidrojen yakıtla uçuş profili boyunca toplam enerji verimleri	160

3.35.	Hidrojen yakıtla iniş safhası sırasında anlık enerji girişleri ve yapılan iş	161
3.36.	Hidrojen yakıtla iniş safhası sırasında toplam enerji girişleri ve yapılan iş	162
3.37.	İncelenen depolama sıcaklıklarında hidrojen ısı ekserjisinin irtifayla değişimi	164
3.38.	İncelenen depolama basınçlarında hidrojen mekanik ekserjisinin irtifayla değişimi	164
3.39.	İncelenen depolama şartlarında hidrojen fiziksel ekserjisinin irtifayla değişimi	165
3.40.	Hidrojen yakıtla uçuş profili boyunca anlık ekserji kullanımı ve yapılan işler	166
3.41.	Hidrojen yakıtla uçuş profili boyunca toplam ekserji kullanımı ve yapılan iş	169
3.42.	Hidrojen yakıtla alçalma ve iniş safhasında anlık ekserji kullanımı	170
3.43.	Hidrojen yakıtla alçalma ve iniş safhasında toplam ekserji kullanımı ...	171
3.44.	Hidrojen yakıtla uçuş profili boyunca anlık ekserji verimleri	174
3.45.	Hidrojen yakıtla uçuş profili boyunca toplam ekserji verimleri	176
3.46.	Hidrojen yakıtla uçuş profili boyunca anlık atık ekserjiler	179
3.47.	Hidrojen yakıtla uçuş profili boyunca toplam atık ekserjiler	180
3.48.	Hidrojen yakıtla alçalma ve iniş safhası boyunca toplam atık ekserjiler	181
3.49.	Hidrojen yakıtla tüm uçuş profili boyunca anlık atık ekserji oranları	184
3.50.	Hidrojen yakıtla tüm uçuş profili boyunca toplam atık ekserji oranları ..	185
3.51.	Hidrojen yakıtla uçuş profili boyunca anlık ekserji yıkımları	189
3.52.	Hidrojen yakıtla uçuş profili boyunca toplam ekserji yıkımları	190
3.53.	Hidrojen yakıtla alçalma ve iniş safhası boyunca anlık ekserji yıkımları	191
3.54.	Hidrojen yakıtla alçalma ve iniş safhası boyunca toplam ekserji yıkımları	192
3.55.	Hidrojen yakıtla uçuş profili boyunca anlık ekserji yıkım faktörleri	196
3.56.	Hidrojen yakıtla uçuş profili boyunca toplam ekserji yıkım faktörleri ...	197

3.57.	Hidrojen yakıtla uçuş profili boyunca anlık çevresel etki faktörleri	201
3.58.	Hidrojen yakıtla uçuş profili boyunca toplam çevresel etki faktörleri ...	202
3.59.	Hidrojen yakıtla uçuş profili boyunca anlık ekserjetik sürdürülebilirlik endeksleri	205
3.60.	Hidrojen yakıtla uçuş profili boyunca toplam ekserjetik sürdürülebilirlik endeksleri	206
3.61.	Yanma odasına çevre sıcaklığında giren hidrojen yakıtın egzoz gazlarıyla ısıtılması halinde toplam yakıt tasarruf potansiyeli ...	208
3.62.	Yakıt sıcaklıklarının çevre sıcaklığına yükseltilmesi için harcanması gereken toplam yakıt miktarları	208
3.63.	Yakıtın egzoz gazlarıyla ısıtılmasının kazandıracığı ilave uçuş süresi potansiyelleri	209
4.1.	Egzoz gaz sıcaklıklarının çevre sıcaklıklarına oranlarının irtifayla değişimi	213
4.2.	Egzoz gaz basınçlarının çevre basınçlarına oranlarının irtifayla değişimi	213
4.3.	Hidrojen yakıtla ekserji verimlerinin İHA hızıyla değişimi	214
4.4.	Hidrojen yakıtla ağırlıkça depolama oranlarına bağlı olarak azami uçuş süreleri	220

ÇİZELGELER DİZİNİ

1.1.	Bazı İHA'lar, sınıflandırmaları ve bazı özellikleri	7
1.2.	Bazı İHA'lar ve kullanılan motor tipleri	15
1.3.	Bazı İHA motorlarında kullanılan yakıtlar	16
1.4.	Denge halindeki hidrojen gazı içinde para-hidrojen oranları	19
1.5.	Para ve normal hidrojenin farklı sıcaklıklarda sabit basınç özgül ısıları...	22
1.6.	Hidrojenin bazı fiziksel özellikleri	22
1.7.	ABD Enerji Bakanlığının mobil hidrojen depolama performans hedefleri	26
1.8.	Metal hidrit sınıfları ve bazı özellikleri	44
1.9.	Bazı kimyasal hidrit ve nitritlerin hidrojen depolama kapasiteleri ve ayrışma sıcaklıkları	47
1.10.	Bazı hidrojen depolama yöntemlerinin karşılaştırılması	48
1.11.	Bilinen yakıt hücreli İHA geliştirme çalışmalarından bazıları	54
2.1.	Uluslararası Standart Atmosfer, Ortalama Deniz Seviyesi Şartları.....	70
2.2.	İHA ile ilgili kabuller	72
2.3.	Motor istasyonları ve tanımları	74
2.4.	Motor geometrik özellikleri	75
2.5.	Deniz seviyesi statik şartlarda motor performans özellikleri	75
2.6.	Uçuş safhaları boyunca önemli bazı parametreler	79
2.7.	Yakıt depolanma özellikleri	82
2.8.	Yanma reaksiyonlarında yer alan maddelerin bazı standart termodinamik özellikleri	82
2.9.	273 – 1800 K sıcaklık aralığında bazı gazların özgül ısılarını hesaplamada kullanılan katsayılar	83
2.10.	Hidrojen yakıtın incelenen sıcaklıklarda izomer oranları, özgül ısıları ve dönüşüm entalpileri	84
2.11.	İncelenen gazların mol ağırlıkları	84
2.12.	Sistemde etkili büyüklükler	86

2.13.	<i>Rolls-Royce AE3007H</i> turbofan motorunun Gas Turb12 yazılım programında hesaplanan standart atmosfer ve maksimum güç çalışma şartlarında akış özellikleri	90
2.14.	Isıl ekserji hesaplarında dönüşüm ısılarının işareti	102
2.15.	Alçalma ve iniş sırasında İHA aerodinamik ve motor parametreleri	110
3.1.	Farklı yakıtlarla hesaplanan motor performanslarının karşılaştırılması	128
3.2.	Dodecene yakıtla maksimum ve minimum enerji verimleri ve ilgili diğer bilgiler	139
3.3.	Dodecene yakıtla maksimum ve minimum ekserji verimleri ve ilgili diğer bilgiler	141
3.4.	Dodecene yakıtla maksimum ve minimum atık ekserjiler ve ilgili diğer bilgiler	142
3.5.	Dodecene yakıtla maksimum ve minimum atık ekserji oranları ve ilgili diğer bilgiler	145
3.6.	Dodecene yakıtla maksimum ve minimum ekserji yıkımları ve ilgili bilgiler	147
3.7.	Dodecene yakıtla maksimum ve minimum ekserji yıkım faktörü değerleri ve ilgili diğer bilgiler	149
3.8.	Dodecene yakıtla maksimum ve minimum çevresel etki faktörü değerleri ve ilgili diğer bilgiler	149
3.9.	Dodecene yakıtla maksimum ve minimum ekserjetik sürdürülebilirlik endeksi değerleri ve ilgili diğer bilgiler	151
3.10.	Hidrojen yakıtla maksimum ve minimum enerji verimleri ve % 0.5'ten az değişim gösterdiği aralıklar	163
3.11.	Hidrojen yakıtla maksimum ve minimum anlık ekserji kullanımları ve % 0.5'ten az değişim gösterdiği aralıklar	168
3.12.	Hidrojen yakıtla maksimum ve minimum toplam ekserji kullanımları ve % 0.5'ten küçük değişim gösterdiği aralıklar	172
3.13.	Hidrojen yakıtla maksimum ve minimum anlık ekserji verimleri ve % 0.5'ten az değişim gösterdiği aralıklar	175

3.14.	Hidrojen yakıtla maksimum ve minimum toplam ekserji verimleri ve % 0.5'ten az değişim gösterdiği aralıklar	177
3.15.	Hidrojen yakıtla maksimum ve minimum atık ekserjiler ve % 0.5'ten az değişim gösterdiği aralıklar	182
3.16.	Hidrojen yakıtla maksimum ve minimum anlık atık ekserji oranları ve % 0.5'ten az değişim gösterdiği aralıklar	186
3.17.	Hidrojen yakıtla maksimum ve minimum toplam atık ekserji oranları ve % 0.5'ten az değişim gösterdiği aralıklar	187
3.18.	Hidrojen yakıtla maksimum ve minimum anlık ekserji yıkımları ve % 0.5'ten az değişim gösterdiği aralıklar	193
3.19.	Hidrojen yakıtla maksimum ve minimum toplam ekserji yıkımları ve % 0.5'ten az değişim gösterdiği aralıklar	194
3.20.	. Hidrojen yakıtla anlık ekserji yıkım faktörleri maksimum ve minimum değerleri ve % 0.5'ten az değişim gösterdiği aralıklar.....	198
3.21.	Hidrojen yakıtla toplam ekserji yıkım faktörleri maksimum ve minimum değerleri ve % 0.5'ten az değişim gösterdiği aralıklar	199
3.22.	Hidrojen yakıtla çevresel etki faktörleri maksimum ve minimum değerleri ve % 0.5'ten az değişim gösterdiği aralıklar	203
3.23.	Hidrojen yakıtla ekserjetik sürdürülebilirlik endekslerinin maksimum ve minimum değerleri ve % 0.5'ten az değişim gösterdiği aralıklar	207
4.1.	Bu çalışmada hidrojen yakıt için elde edilen sonuçların önceki çalışmalarla karşılaştırılması	215
4.2.	Isı geri kazanımsız çalışma için, egzoz gaz sıcaklıklarının motor kesitine göre alınmasıyla elde edilen ekserjetik sürdürülebilirlik değerlerinin değişim aralıkları	216
4.3.	Bazı ağırlıkça hidrojen depolama oranlarıyla azami uçuş ve görev süreleri	220

SİMGELER VE KISALTMALAR DİZİNİ

Kısaltmalar

ADO	: Ağırlıkça depolama oranı	
AID	: Alt ısı değeri	
APU	: Yedek güç ünitesi	(Auxiliary Power Unit)
AR	: Kanat açıklık oranı	(Aspect Ratio)
AVGAS	: Havacılık yakıtı	(Aviation Gasoline)
BM	: Birleşmiş milletler	
BNO	: Bağlı nem oranı	
CEO	: İcra kurulu başkanı	(Chief Executive Officer)
DBK	: Düşük basınç kompresörü	
DBKGO	: Düşük basınç kompresörü güç oranı	
DBŞ	: Düşük basınç şaftı	
DBT	: Düşük basınç türbini	
DBTGO	: Düşük basınç türbini güç oranı	
DOE	: ABD enerji bakanlığı	(Department Of Energy)
FDBKHD	: Fan+DBK Hacimsel debisi	
FDBKEMO	: Fan ve düşük basınç kompresörü emiş oranı	
FGO	: Fan güç oranı	
FHD	: Fan hacimsel debisi	
HALE	: Yüksek irtifa yüksek takat	(High Altitude Long Endurance)
HDO	: Hacimce depolama oranı	
HHV	: Üst ısı değeri	(Higher Heating Value)
HPC	: Yüksek basınç kompresörü	(High Pressure Compressor)
HPT	: Yüksek basınç türbini	(High Pressure Turbine)
ICAO	: Uluslararası sivil havacılık organizasyonu	(International Civil Aviation Organization)
IR	: Kıızıl ötesi	(Infra Red)

İHA	: İnsansız hava aracı	
İHAS	: İnsansız hava aracı sistemi	
LHV	: Alt ısı değeri	(Lower Heating Value)
LNG	: Sıvılaştırılmış doğal gaz	(Liquefied Natural Gas)
LPG	: Sıvı petrol gazı	(Liquefied Petroleum Gas)
MH	: Metalhidrit	(Metalhydride)
Mlz	: Malzeme	
MOF	: Metal organik çerçeve	(Metal Organic Framework)
MOGAS	: Motor yakıtı	(Motor Gasoline)
NACA	: (ABD) Ulusal havacılık danışma kurulu	(National Advisory Committee For Aeronautics)
NASA	: (ABD) Ulusal Havacılık ve Uzay İdaresi	(National Aeronautics And Space Administration)
NGV	: Nozul yönlendirme kanatçığı	(Nozzle Guide Vane)
PEM	: Proton değişim zarı	(Proton Exchange Membrane)
PL	: Görev yükü	(Pay Load)
PPN	: Gözenekli polimer ağı	(Porous Polymer Network)
SİBD	: Sıcaklığın irtifaya bağlı değişimi	
SOFC	: Katı oksit yakıt hücresi	(Solide Oxide Fuel Cell)
TO	: Havalanma, kalkış	(Take-Off)
TSFC	: Özgül yakıt tüketimi	(Thrust Specific Fuel Consumption)
UCAS	: İnsansız hava muharebe sistemi	(Unmanned Combat Air System)
YBK	: Yüksek basınç kompresörü	
YBKGO	: Yüksek basınç kompresörü güç oranı	
YBŞ	: Yüksek basınç şaftı	
YBT	: Yüksek basınç türbini	
YBTGO	: Yüksek basınç türbini güç oranı	
YO	: Yanma odası	

Alt İndisler

-	: Hemen önceki	
+	: Hemen sonraki	
0	: Mevcut çevre şartlarında	
00	: Standart şartlarda	
a	: Hava	(Air)
atk	: Atık	
b	: Besleme	(Bleed)
bu	: Buhar	
c	: Çekirdek	(Core)
carn	: Carnot	(Carnot)
chem	: Kimyasal	(Chemical)
ctl	: Kontrol	(Control)
çev	: Çevresel	
çkn	: Çıkan	
d	: Düşük	
d	: Arzu edilen	(Desired)
D	: Sürüklenme	(Drag)
DO	: Parazit sürüklenme	(Parasit drag)
DBK	: Düşük basınç kompresörü	
DBŞ	: Düşük basınç şaftı	
DBT	: Düşük basınç türbini	
dep	: Depolama	
dest	: Yıkım	(Destruction)
dfz	: Difüzyon	(Diffusion)
doyma	: Doyma	
dönüş	: Dönüşüm	
ex	: Ekserji	(Exergy)
F	: Fan	(Fan)
f	: Sürtünme	(Friction)

f	: Yakıt	(Fuel)
f	: Oluşum	(Formation)
fg	: Akışkan-gaz	(Fluid-gas)
g	: Gaz	(Gas)
gk	: Geri kazanım	
grn	: Giren	
grv	: Görev	
GY	: Görev yükü	
HX	: Isı aktarıcı	(Heat exchanger)
İHA	: İnsansız hava aracı	
in	: Giren	(In)
izan	: İzantropik	(Isentropic)
KH	: Kontrol hacmi	
krş	: Karışım	
L	: Taşıma	(Lift)
max	: En yüksek	(Maximum)
mek	: Mekanik	(Mechanical)
min	: En küçük	(Minimum)
mix	: Karışım, karıştırıcı	(Mix, mixer)
mol	: Molar	(Molar)
mot	: Motor	(Motor)
NGV	: Nozul yönlendirme vanası	(Nozzle guide vane)
or	: Ortho hidrojen	(Ortho hydrogen)
ort	: Ortalama	
out	: Çıkan	(Out)
p	: Basınç	(Pressure)
pa	: Para hidrojen	(Para hydrogen)
PL	: Görev yükü	(Pay load)
poli	: Politropik	(Polytropic)
pot	: Potansiyel	(Potential)
r	: Reaksiyon	(Reaction)

ref	: Referans	(Reference)
rw	: Geri kazanılabilir atık	(Recoverable wast)
s	: Durgun	(Static)
s	: Sıvı	
sck	: Sıcak	
sğk	: Soğuk	
sis	: Sistem	
soğ	: Soğutma	
stall	: Hız kaybı (perdövites)	(Stall)
sür	: Sürdürülebilirlik	
SYS	: Sistem	(System)
tank	: Yakıt tankı	
TO	: Havalanma, kalkış	(Take-off)
top	: Toplam	
u	: Evrensel	(Universal)
ürn	: Ürün	
YBK	: Yüksek basınç kompresörü	
YBŞ	: Yüksek basınç şaftı	
YBT	: Yüksek basınç türbini	
yık	: Yıkım	
ykt	: Yakıt	
YO	: Yanma odası	

Üst İndisler

mek	: Mekanik	
kim	: Kimyasal	
fc	: Yakıt hücresi	(Fuel cell)
W	: İş	(Work)
kin	: Kinetik	(Kinetic)
pot	: Potansiyel	(Potential)
fiz	: Fiziksel	

Simgeler

A	:	Alan
a	:	İvme
C_D	:	Sürüklenme katsayısı
C_L	:	Taşıma katsayısı
c_p	:	Sabit basınç özgül ısısı
c_v	:	Sabit hacim özgül ısısı
D	:	Sürüklenme kuvveti
E	:	Enerji
E_x	:	Ekserji
e_x	:	Özgül ekserji
F	:	Fan
F	:	Helmholtz serbest enerjisi
F	:	Kuvvet
f	:	Yakıt
G	:	Gibbs serbest enerjisi
g	:	Gram
g	:	Yerçekimi ivmesi
ghp	:	Gaz beygir gücü
H	:	Entalpi
h	:	Özgül entalpi
h	:	Yükseklik, irtifa
J	:	Joul
K	:	Endüklenmiş sürüklenme katsayısı
K	:	Kelvin
k	:	Özgül ısılar oranı
M	:	Mol ağırlığı
Ma	:	Mah sayısı
N1	:	Düşük basınç şaftı devir hızı
N2	:	Yüksek basınç şaftı devir hızı
n	:	Sayı, mol sayısı
Pa	:	Pascal

psi	:	İnç kare başına pound
q	:	Diferansiyel ısı miktarı
q	:	Dinamik basınç
Q	:	Isı
R	:	Rankin
r	:	Yarıçap
Rg	:	Özgül gaz sabiti
RH	:	Bağıl nem oranı
Ru	:	Molar (evrensel) gaz sabiti
S	:	Entropi
s	:	Özgül entropi
s	:	Saniye
S	:	Yüzey alanı
sa	:	Saat
x	:	Değişken
X	:	Oran

Yunan Harfleri

α	:	By-pass oranı
α	:	Metal çözelti fazı
β	:	Metal hidrit fazı
β	:	İHA tırmanma veya dalış açısı
η	:	Verim
Θ	:	Endeks
ε	:	Ekserji verimi
Δ	:	Fark, değişim

1. GİRİŞ

*Bu topraklar bize atalarımızdan miras kalmadı,
onu gelecek nesillerden ödünç aldık (Anonim).*

Enerji, canlıların hayatlarını devam ettirebilmeleri için mutlaka ihtiyaç duydukları bir kaynaktır. En basit haliyle, her canlının vücut sıcaklığını koruyabilmesi ve temel metabolizma faaliyetlerini gerçekleştirebilmesi için enerjiye ihtiyacı vardır. Ayrıca, uygun yaşam ortamlarının araştırılması, besin kaynaklarına ulaşma veya ele geçirme, tehditlerin savuşturulması gibi bir takım dışsal faaliyetleri gerçekleştirebilmek için de enerjinin faal bir duruma dönüştürülmesi (iş yapılması) gerekir.

Diğer taraftan enerji, insanlara veya diğer canlılara hizmet için komut bekleyen bir hizmetçi değildir. Onun kendi eğilimleri, davranış kalıpları ve belki de amaçları vardır. Biz insanlar ve diğer canlılar, kendi amaçlarımızı ancak araçlarımızı onun davranış yolu üzerine koyarak gerçekleştirebiliriz. O bizim “çarkımızı döndürmek” için kendi yolunu değiştirmez veya tüm gücünü bizleri memnun etmek için kullanmaz. O bizim işlerimizi, ancak yolu üzerine konan engelleri aşmak için gerçekleştirir ve daha engelsiz bir yol bulduğunda kesinlikle o yolu tercih eder. Dolayısıyla, bizim işlerimiz görüldüğünde mutlaka başka bir takım işlerin de görüldüğünden emin olmalıyız. Kontrolümüz dışındaki bu işler, her zaman bizi memnun etmeyebilir. Basit bir örnek verilecek olursa, evimizi ısıtmak için kullandığımız enerji, bazı yiyeceklerimizin bozulmasına sebep olabilir. Uzun vadede ise bu bozulma çok daha geniş kapsam ve boyuttadır.

Biz istesek te istemesek te enerji, mutlaka kendi işlerini az ya da çok gerçekleştireceğinden, işlerimizi faal haldeki enerjinin yolu üzerine çıkararak gördürmek en akıllıca olanıdır. Aslında hemen her zaman etrafımızda bu şekilde faal enerji kaynakları vardır. Fakat biz, genellikle bu kaynakların gücünü yetersiz görür ve işlerimizin daha çabuk görülmesi için “uyur haldeki” enerjileri uyandırırız; uyanan enerji, iş potansiyelini tükettiği gibi çevremizde istenmeyen bir takım işler yapar; bu istenmeyen işleri düzeltmek için yeni enerji kaynaklarını uyandırırız ve bu süreç bu şekilde zincirleme devam eder. Sonuç olarak, gerektiğinde acilen

işlerimizi görebilecek enerji kaynakları azaldığı gibi, çevremizde istenmeyen pek çok yeni durum ve dolayısıyla yapılması gereken işler ortaya çıkar. Kendi kendini besleyen ve sınırlı kaynakları sürekli olarak tüketen veya tahrip eden böyle bir sürecin sonsuza dek sürüp gitmesi mümkün değildir. İşte tam burada, süreç, faaliyet veya tutumların sürdürülebilirliğinin tartışılması gereği ortaya çıkmaktadır.

Kelime anlamıyla sürdürülebilirlik, bir durum veya sürecin devam ettirilebilirliğini ifade eder. İnsanın mevcut durum şartlarıyla yetinmemesi, sürekli olarak daha iyisini araması nedeniyle, günümüz araştırma ve tartışmalarının ilgi odağı, mevcut şartların devam ettirilmesinin ötesinde, sürdürülebilir kalkınmanın sağlanması üzerinedir. Sürdürülebilir kalkınma, kişilerin veya grupların ilgi alan ve odaklarına bağlı olarak farklı şekillerde tanımlansa da, yaygın olarak kabul gören tanım, “Ortak Geleceğimiz” (Our Common Future) veya “Brundland Raporu” olarak ta bilinen raporda yapılan tanımdır. Bu raporda sürdürülebilir kalkınma, “gelecek nesillerin kendi ihtiyaçlarını karşılama kabiliyetlerini sınırlamadan bugünkü ihtiyaçların karşılanmasını sağlayan kalkınma” şeklinde tanımlanmaktadır [1].

İnsanın yeryüzünde, başta enerji olmak üzere, en çok kaynak kullanan/tüketen canlı türü olduğu çok açık bir gerçekliktir. Fakat insanı yeryüzünün tüketim şampiyonu yapan, biyolojik veya yaşamsal ihtiyaçlarından çok, tabiatın işleyiş mekanizmalarıyla ilgili bilgisi ve bu mekanizmaları amaçları doğrultusunda kullanma kabiliyetinin diğer canlılara göre çok daha yüksek oluşudur. Bu avantajlar, insana yeryüzü kaynakları üzerinde “rakipleriyle” (aslında ortaklarıyla) orantısız bir hâkimiyet kurmasını sağlamıştır.

İnsan, uzun süre sahip olduğu avantajların kendisine yaradılıştan bahşedilen ve kendisini tabiatın yeryüzündeki efendisi konumuna yükselten özellikler olduğunu düşünmesi/inanması sebebiyle, tabiatın tüm kaynaklarını ve diğer canlıları, neredeyse hiç bir kaygı gütmeden, dilediği gibi kullanma ve tüketme hakkını kendinde görmüş, bu sırada sebep olduğu/olacağı tahribatın ya hiç farkına varmamış veya bunlara duyarsız kalmıştır. Mevcut yetenekleriyle birlikte, bilgi ve kabiliyetlerini sonraki nesillere aktarmasını sağlayan kurumlar oluşturması, insanın doğal kaynakları tüketim hızının ve diğer canlılar ve tabiat üzerindeki baskısının giderek artmasına yol açmıştır.

Sanayi devrimiyle birlikte neredeyse şüursuzca artan kaynak tüketimi ve çevre tahribatı, zamanla tabiatı zorlayan ve hatta insanlığın kendi geleceğini tehdit eden boyutlara ulaşmıştır. “1960’lı yıllara kadar çevre sorunları, yerel ölçekli, kalkınmanın doğal ve katlanılması gereken sonuçları olarak görülmüş, kalkınma, yapılan her eylemi ve faaliyeti meşru göstermek için yeterli sayılarak çevrenin tahrip edilmesi sorgulanmamıştır” [2]. Ancak, tabiatın bir rakip veya her türlü muameleye layık bir eşya olmadığı, insan hayatının bir parçası, daha doğrusu insanın tabiatın bir parçası olduğu “çok geçmeden” anlaşılmıştır. Burada çok geçmeden ifadesi tırnak içine alınmıştır, çünkü bunun anlaşılması çok zaman almasa da bu süre içinde doğal kaynaklar ve tabiat üzerinde kimi geri dönüşü mümkün olmayan kimi ise kritik seviyelere varan kayıplar veya dönüşümler meydana gelmiştir. Doğal yaşam alanlarının azalmasının yanında, hava, toprak ve su kirliliği, küresel ısınma gibi süreçlerin, tabiatın milyonlarca yılda oluşan ve insan için belkide en uygun koşulları sunan dengelerini, şimdiden tam olarak kestirmesi güç bir noktaya kaydırması kuvvetle muhtemeldir. Zira, 1500 yılından bu yana 800’e yakın canlı türü yok olmuştur. Günümüzde türlerin yok olma hızının ise geçmişe göre 50 ila 500 katı daha fazla olduğu tahmin edilmektedir [3].

Özetle, insanın orta vadede dahi, kaynak tüketim ve çevreyi tahrip hızını bugünden kestirmek mümkün değildir. Bununla birlikte, gelişen bilgi ve teknolojiyle bitlikte her geçen gün arttığı ve tabiatın mevcut dengelerini zorladığı, artık açıkça görülebilmektedir. Tabiat, mevcut dengeleriyle oynanması halinde, bu çoğu tür için trajik bir son olsa da, yeni bir denge haline kavuşabilir. Fakat insan, sebep olduğu bu hızlı doğal denge değişimlerine aynı hızda ayak uydurabileceğini henüz ispatlamış değildir.

1.1. Tezin Amacı ve Önemi

Bu tezin amacı, hidrojen yakıt kullanan turbofan motorlu bir insansız hava aracının ekserjetik sürdürülebilirlik değerlerinin ortaya çıkarılmasıdır. Tez konusunun bu şekilde belirlenmesinin başlıca nedeni, sürdürülebilirlik konularının son birkaç on yılda özellikle akademik alanda olmak üzere, politik ve sosyal alanlarda ilgi odağı haline gelmiş olmasıdır. Artan dünya nüfusu, kaynak tüketimi

ve çevre bozulmasının günümüzde geldiği nokta, insanlığın geleceğini tehdit eden işaretler taşımaktadır. Bu nedenle hemen her türlü uygulamanın sürdürülebilirliğinin tartışılması ve değerlendirilmesi bir zaruret halini almıştır.

Hidrojen, doğada bol miktarda bulunması ve çevre dostu olması sayesinde, fosil veya karbondioksit salınımı yapan diğer yakıtların yerini almak için en güçlü adaylardan biridir. Son birkaç on yılda yaşanan petrol krizleri ve küresel ısınmanın geldiği boyutlar, hidrojenin yakıt olarak kullanılması çalışmalarına hız katmıştır. Şimdilik ağırlıklı olarak yakıt hücreleri ve kara taşıtları üzerine yoğunlaşan bu çalışmaların hava araçları boyutunun da yakın zamanda aynı seviyeye ulaşması, çok ta uçuk bir beklenti değildir.

İnsansız hava araçlarına olan ilgi son yıllarda ivmelenerek artmıştır. Teknolojik gelişimin de sayesinde, insanlı hava araçlarıyla gerçekleştirilmesi zorluklar, risk, düşük performans veya yüksek maliyet arz eden görevlerde giderek daha fazla insansız hava aracı kullanılmaya başlanmıştır. Sayı, süre ve çeşitlilik bakımından her geçen gün artış gösteren İHA uygulamalarının sürdürülebilirlik ve sürdürülebilir kalkınma içindeki yerinin değerlendirmesi gerekmektedir.

Bu çalışmada, büyük ağırlıkları ve çok uzun süreli görevleri nedeniyle en büyük enerji/ekserji tüketimi ve çevresel etkiye sahip olacağı düşünülen bir yüksek irtifa yüksek takat İHA incelenmiştir. Sonuçların mevcut tecrübe ve verilerle karşılaştırılabilmesi bakımından, incelemeye esas olarak Global Hawk İHA ve Rolls Royce AE3007H turbofan motoru genel özellikleri temel alınmıştır. Bununla birlikte, hem söz konusu İHA'nın, küçük farklılıklarla da olsa, piyasada farklı tiplerinin adları geçtiğinden hem de hesaplamalar için ihtiyaç duyulan bilgilerinin tümüne erişmek mümkün olmadığından, hesaplarda kullanılan bazı değerler konuyla ilgili literatürde rastlanan genel kabuller doğrultusunda atanmıştır. Dolayısıyla bu çalışmada elde edilen sonuçlar, herhangi bir marka veya tipe ait performansları temsil etmemekte, bununla birlikte benzer özelliklerde İHA ve motorların olası performansları hakkında fikir vermektedir.

Başta enerji olmak üzere, kaynak tüketimi ve çevre bozulmasıyla ilgili önemli ipuçları barındıran ekserjetik değerlendirme parametreleri (bu çalışmada ekserjetik sürdürülebilirlik parametreleri), bu konuda kullanılabilecek son derecede faydalı araçlardır. Ekserji değerlendirmeleri, ayrıca sistem veya süreçlerin farklı noktalarındaki gerçek performanslarını ortaya koyduğundan, iyileştirme çalışmalarını yönlendirmesi bakımından da son derecede yararlıdır.

1.2. Tezin Akademik Yararları

Yapılan literatür taramasında İHA'ların ekserjetik sürdürülebilirlik değerlendirmesine yönelik bir çalışmaya rastlanmamıştır. Bir yüksek irtifa yüksek takat İHA'nın kalkış koşusundan iniş sonrası pist üzerinde duruşuna kadar bir süre ve 0 – 16 km irtifalarda tüm uçuş profilini kapsayacak şekilde ekserjetik sürdürülebilirlik parametrelerinin incelendiği bu çalışmada, elde edilenlerden bazılarını içeren aşağıdaki sonuçlar, konuyla ilgili bu boşluğun doldurulmasına yardımcı olacaktır.

- Uçuş performansları,
 - Uçuş hızı,
 - Tırmanma ve dalış açıları,
 - Taşıma katsayısı,
 - İrtifa,
 - Uçuş süresi,
- İncelenen motorda ısı geri kazanımlı ve geri kazanımsız, dodecene yakıtla ve hidrojen yakıtla, anlık ve toplam olmak üzere enerji ve ekserji performansları,
 - İtke
 - Yakıt tüketimi,
 - Enerji/ekserji girişi veya kullanımı,
 - Enerji/ekserji verimi,
 - Atık ekserji miktarı ve oranı,
 - Ekserji yıkım miktarı ve oranı,
 - Çevresel etki faktörü,
 - Ekserjetik sürdürülebilirlik endeksi.
- Yakıt tasarruf potansiyeli,
- İlave uçuş süresi potansiyeli

1.3. Tezin Ekonomik Ve Sosyal Yararları

Bu çalışmada elde edilen sonuçların parametre sınıflarına göre ekonomik ve sosyal yararlarının şu şekilde olacağı düşünülmektedir:

- Ekserjetik sürdürülebilirlik parametreleri,
 - İdareci, üretici, kullanıcı, akademik ve toplumun hemen her kesiminden insanların, incelenen İHA operasyonlarının enerji/ekserji maliyeti, ekserjetik çevresel etkileri ve sürdürülebilirliği ile ilgili bilgilendirilmesine yardımcı olacaktır,
 - İdarecilerin aynı görevin havadan veya yerden yapılması, geleneksel yakıtlar veya hidrojen kullanılması gibi konuları kararlaştırabilmesi için karşılaştırma imkânı sunacaktır,
 - Asgari maliyet ve çevresel etki bakımından en iyi görev irtifaları ve süreleri tespit edilebilecektir.
- Uçuş performans parametreleri,
 - İdareci ve operatörlerin mevcut hidrojen depolama oranlarıyla İHA azami görev sürelerini tahmin etmelerine yardımcı olacaktır,
 - Operatörlerin, uçuş planlarını hazırlamalarına yardımcı olacaktır,
- Motor performans parametreleri,
 - Üretici firmalarının mevcut motorlarda hidrojen yakıt kullanabilmek için gidilecek değişiklikler ve/veya yeni tasarlanacak motorlarda emniyetli çalışma, azami performans ve verimin elde edilebilmesi için dikkate alınması/araştırılması gereken konuların tespit etmelerine yardımcı olacaktır.






1.4. İnsansız Hava Araçları (İHA)

1.4.1. Genel tanım ve tanıtım






İnsansız hava araçları (İHA), uçuş ve seyrüsefer kontrolü uzaktan veya otomatik olarak yapılan ve uçuş ekibi (insan operatör, pilot) taşımayan, havadan ağır, motorlu ve sabit veya hareketli (döner) kanatlı hava araçlarıdır. Uzaktan kumandalı veya otomatik kontrollü olsalar dahi, balistik veya yarı balistik füzeler, top mermileri ve roket gibi araçlarla, sadece görüş sahası içinde kontrol edilebilen model uçaklar İHA tanımına girmez [4-8].

İHA'lar pek çok bakımdan (boyut, şekil, uçuş şekli, güç kaynakları, performans, v.b.) çok büyük farklılıklar göstermektedirler. Sabit veya döner kanatlı oluşu dışında İHA türleri arasında kesin hatlarla ayrılmış sınıflandırma yapmak ta çok zordur. Boyut ve ağırlıklarına bağlı olarak ve çeşitli kaynaklardaki adlandırılmalarına göre yapılan bir sınıflandırma Çizelge 1.1'de görülmektedir.

Çizelge 1.1. Bazı İHA'lar, sınıflandırmaları ve bazı özellikleri [9-20]

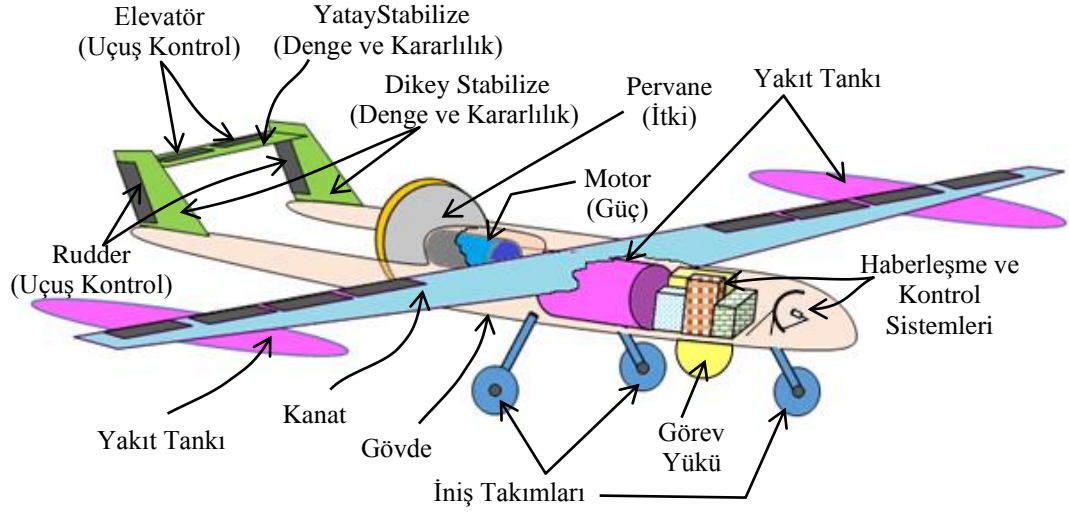
Sınıf	İsmlendirme	Resim	Azami Ağırlık (kg)	Takat (sa)	Azami İrtifa (m)
Nano	Huming Bird	 [9]	0,02	0,18	
	Spybug	 [10]	0,01	0,01	
Mikro	Black Widow	 [11]	0,06	0,5	244
	Wasp	 [12]	0,18	1,78	305
	Microstar		0,09	0,33	
Mini	Azimet	 [13]	8,98	2,5	300
	Dragon Eye		2,63	0,8	305
	Pointer		4,35	1,5	305
	Aladin		2,99	0,5	
	Extender		3,18	2,3	
	Sender			1,13	2

Çizelge 1.1 (devam). Bazı İHA'lar, sınıflandırmaları ve bazı özellikleri [9-20]

Sınıf	İsmlendirme	Resim	Azami Ağırlık (kg)	Takat (sa)	Azami İrtifa (m)
Taktik	RQ-7 Shadow		149	6	4572
	Pioneer		190	6,5	4572
	Phoenix		180	4,5	2438
	Searcher		63	14	4572
	Prowler II		318	20	6401
	Hunter		726	12	4572
	Fox		90	3	3048
	Mini-V		50	5	4572
Orta İrtifa	Eagle 1		1060	30	7620
	Eagle 2		3600	24	13716
	Gnat 2		703	40	9144
	Predator		102	40	7620
	Predator B		4536	32	15850
	Heron		1100	50	9144
	Hermes 1500		1650	26	10058
Yüksek İrtifa	Centurion		635	15	18288
	Perseus		1000	27	20000
	Altus II		975	24	20000
	Raptor		853	48	20000
	Global Hawk		11612	42	20000

1.4.2. İHA temel alt sistemleri

İHA'lar şekil ve boyut bakımından büyük farklılıklar arz etmekle birlikte genelde aynı temel alt sistemlerden oluşurlar. Bunlar, yapısal, güç ve itki grubu, kontrol sistemleri ve görev yüküdür. Yapısal, İHA üzerindeki diğer tüm sistem ve yükleri yerde ve/veya havada taşımak veya denge ve kararlılık sağlamak için kullanılan ve kendi başlarına iş göremeyen elemanlardır. Gövde, kanatlar, uçuş kontrol yüzeyleri, denge ve kararlılık sağlayıcı elemanlar, gövde dışında varsa motor haznesi, iniş takımları ve kanat haricinde varsa ilave yakıt tankları bu gruptan sayılabilir (Şekil 1.1.).



Yapısallar	Güç/İtki	Kontrol Sistemleri	Görev Yüğü
- Gövde	- Motor	- Yakıt ve motor kontrol	- Kameralar (Optik, IR)
- Kanatlar	- APU	- Pilotaj ve seyrüsefer	- Radarlar
- Denge ve kararlılık	- Batarya	- Haberleşme ve hava trafik	- Sensörler
- Uçuş kontrol	- Güneş paneli	- Güç üretimi, dağıtımı ve kontrolü	- Antenler
- Motor haznesi	- Yakıt hücresi	-Veri kayıt, iletim, v.b.	- Sonda
- İniş takımları	- Pervane,		- v.b.
-Yakıt tankı	Fan, Jet		

Şekil 1.1. İHA temel alt sistemleri ve türleri.

Güç/İtki grubu, hava aracının havada tutunabilmesi, yerde ve/veya havada manevra yapabilmesi için gerekli itkiyi ve İHA üzerindeki sistemlerin çalışabilmesi için gerekli gücü sağlar. Güç/itki grubunun güç bölümü, içten yanmalı veya gaz türbinli motor, elektrik motoru, batarya, yakıt hücresi veya güneş paneli; itki bölümü, pervane, fan, jet elemanı veya fan ve jet elemanının bir kombinasyonu (turbofan) şeklinde olabilir. Geçici, acil veya anormal durumlarda kullanılmak üzere yedek güç birimleri veya İHA içinde bazı sistem veya elemanların kendilerine ait güç birimleri bulunabilir.

Kontrol sistemleri, İHA ve alt sistemlerinin görev ve fonksiyonlarını emniyetli, güvenilir, etkin ve ekonomik bir şekilde yerine getirebilmeleri için kullanılan sistemlerdir. Kontrol sistemlerine örnek olarak, yakıt ve motor kontrol

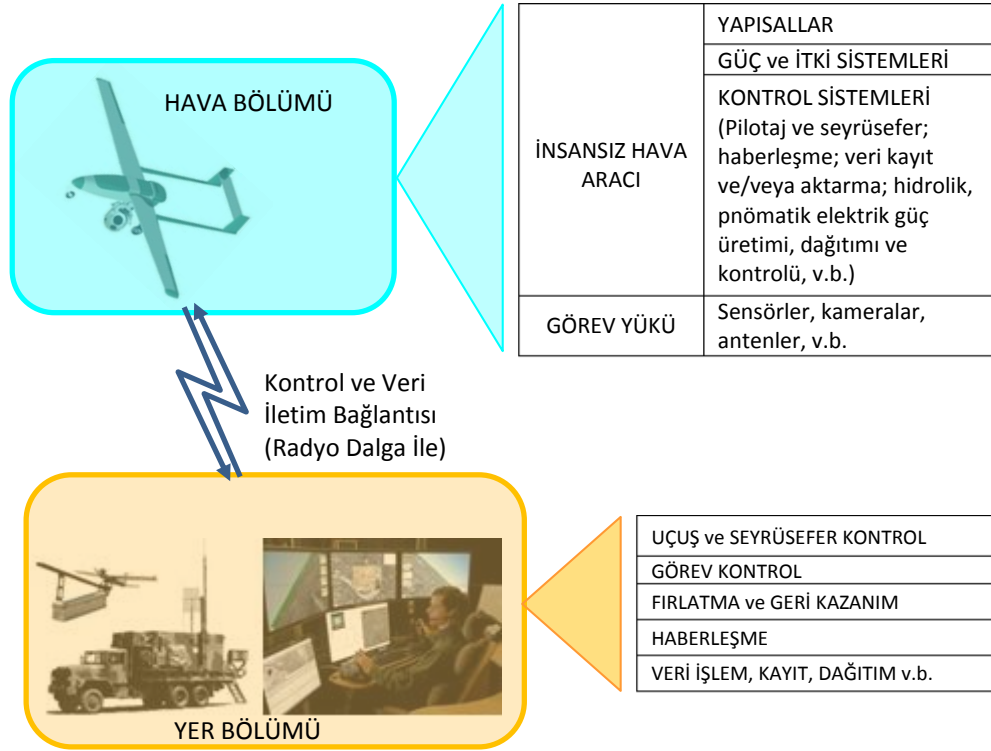
sistemleri; pilotaj ve seyrüsefer sistemleri; haberleşme ve hava trafik sistemleri; elektrik, hidrolik veya pnömatik güç üretim, dağıtım ve kontrol sistemleri; veri işleme, kayıt ve/veya iletim sistemleri verilebilir.

Görev yükü ise İHA'nın kullanım amacına yönelik asıl hizmeti sağlayan sistem veya sistemlerdir. Bunlar, optik veya kızıl ötesi kameralar, radarlar, sensörler, antenler, çeşitli sondalar, haberleşme röleleri, sivil veya askeri yardım, destek ve/veya operasyon malzemeleri gibi çok farklı türlerde olabilir.

1.4.3. İnsansız Hava Aracı Sistemi (İHAS)

Bir İHA tümüyle otomatik kontrollü değilse uçuş ve seyrüsefer kontrolünün bir operatör tarafından yapılması gerekir. Operatörün İHA'nın son durum ve pozisyonundan haberdar olması, uçuş ve çeşitli kontrol komutlarını hava aracına iletmesi için İHA ve operatör arasında iletişimi sağlayacak asgari yer sistemleri şarttır. Bunun dışında, İHA'nın kullanım amacı ve şekline bağlı olarak fırlatma-geri kazanım; haberleşme; veri iletimi, işlenmesi ve dağıtımı için çeşitli yer sistemlerine ihtiyaç duyulur. Dolayısıyla istenen görevi ancak birlikte yapmaları mümkün olan İHA ve (operatör dahil) yer sistemleri, birlikte bir sistem olarak ele alınır ve İnsansız Hava Aracı Sistemi (İHAS) olarak isimlendirilir (bu tanım 2004 yılında FAA tarafından türetilmiş ve resmi olarak ilk kez 2005 yılında ABD Savunma Bakanlığı'nın "2005 – 2030 İHA Yol Haritası" raporunda kullanılmıştır [21]). Şekil 1.2'de İHAS yer ve hava bölümleri ve bunların temel alt sistemleri görülmektedir.

İHA'ların sivil hava trafik sahalarına dâhil olmalarıyla birlikte görev alanı ve/veya gidiş-dönüş yolu üzerinde gerekli hava trafik emniyetini ve birden fazla İHA ile yapılan görevlerde İHA'lar arasındaki koordinasyonu sağlamak üzere, İHA-İHA, diğer hava araçları, uydular, yer istasyonları ve kullanıcılar arasında veri iletim veya aktarımını sağlayacak bir haberleşme ağını da içeren, Şekil 1.3'te bir örneği verilen çok daha karmaşık İHAS yapıları öngörülmektedir.



Şekil 1.2. İHAS yer ve hava bölümleri



Şekil 1.3. Sivil hava sahalarını kapsayan İHAS görevlerinde örnek bir kontrol, haberleşme ve veri iletim ağı

1.4.4. İHA'lar için potansiyel uygulama alanları

İnsansız hava araçları, insanlar için kirli, tehlikeli ortamlar ve uzun veya tekdüze görevlerde kullanılmak için insanlı hava araçlarından daha avantajlıdır. Görev bölgesi, sağlıklı bir solunum için yeterli oksijen içermiyor veya zehirli gazlar içeriyorsa; radyoaktif yayılım veya kalıntılar söz konusu ise; görev insan için aşırı yorucu, uzun süreli ve dikkat gerektiriyorsa; görev bölgesi veya görevin kendisi pilot açısından yaşamsal bir tehdit oluşturuyorsa insansız hava araçları, insanlı hava aracı yerini keyfiyetten öte bir zorunluluk sebebiyle alır [4-8].

Yakın zamana kadar daha çok gözlem, keşif ve muharebe gibi daha çok askeri görevlerde kullanılan İHA'lar, gelişen teknoloji ve sivil taleplerdeki artışların etkisiyle giderek artan oranlarda sivil veya ticari amaçlı görevlerde kullanılmaya başlamıştır [4-8]. Bunlarla sınırlı olmadığı hatırlatılmak kaydıyla, İHA'lar için öngörülen kullanım alanlarından bazıları aşağıda verilmiştir.

Askeri Görevler

Deniz Kuvvetleri

- Düşman kuvvetlerin uçuşlarını izleme,
- Sahte hedef ve izlerle füzeleri yanıltma,
- Elektronik istihbarat,
- Radyo dalga nakil ve yayını,
- Limanların kıyı ötesi saldırılara karşı korunması,
- Denizaltılara karşı sonar şamandıra ve benzeri izleme araçlarının yerleştirilmesi ve takibi,
- Muhabere.

Kara Kuvvetleri

- Keşif ve gözetleme,
- Düşman faaliyetlerinin takibi,
- Nükleer, biyolojik veya kimyasal kirlenme takibi,
- Elektronik istihbarat,
- Hedef tesbit ve takibi,
- Kara mayını yer tespiti ve imhası.

Hava Kuvvetleri

- Yüksek irtifa gözetleme ve elektronik istihbarat,
- Radar karıştırma ve imha,
- Hava meydanı güvenlik,
- Hava meydanı hasar tespit,
- Patlamamış bombaların imhası.

Sivil Görevler

Güvenlik

- Hava keşif
- Toplumsal olayların izlenmesi.
- Havadan trafik ve güvenlik takibi.
- Gümrük ve sınırların gözetlenmesi

Arama ve Kurtarma

- Dağlarda ve denizlerde arama kurtarma.
- Cankurtaran botu/sedyesi taşıma/konuşlandırma.
- Kurtarma noktasının tespit edilmesi ve işaretlenmesi.

İzleme

- İnşaat alanları.
- Suyolları ve gemi trafiği.
- Petrol ve gaz boru hatları,
- Hava kirlilik kontrolü ve örnekleme,
- Tarım, balıkçılık ve orman durumu,
- Park ve kıyılarda çöp/atık.

Afet Yönetimi

- Afetzedelerle iletişim,
- Kurtarma ve tahliye çalışmalarının gözetilmesi ve denetlenmesi,
- Afet hasar takibi.

Mahsul Yönetimi

- Ekili ve boş alanların tespiti.
- Tarımsal etkinliklerin takibi.
- Haşere takibi ve mücadele.
- Mahsul hastalık ve verim takibi.

İletişim

- Haberleşme, yayın ve veri aktarımı.

Araştırma

- Petrol ve gaz arama
- Maden arama.
- Bilimsel ve coğrafi araştırmalar,
- v.b.

1.4.5. İHA güç ve itki sistemleri

İHA motorları, İHA tip ve boyutuna bağlı olarak çok farklı tip ve boyutlarda olabilmektedir. Aslında İHA'lar özel bir itki teknolojisi gerektirmezler. İnsanlı hava araçlarında olduğu gibi, yeni motor geliştirme masraflarından kurtulmak için, İHA'lar genellikle mevcut motorları kullanacak şekilde tasarlanmaktadır [21]. Bu motorlar, içten yanmalı, kıvılcım veya sıkıştırma ateşlemeli, iki veya dört zamanlı, pistonlu veya Wankel tipi; fotovoltaiik hücreler, batarya, yakıt hücresi gibi kaynaklardan beslenen elektrik motorları; turbojet, turboprop, turbofan gibi türbinli motorlar olabilmektedir [22- 25]. Çizelge 1.2'de bazı İHA'lar ve kullanılan motor tipleri görülmektedir.

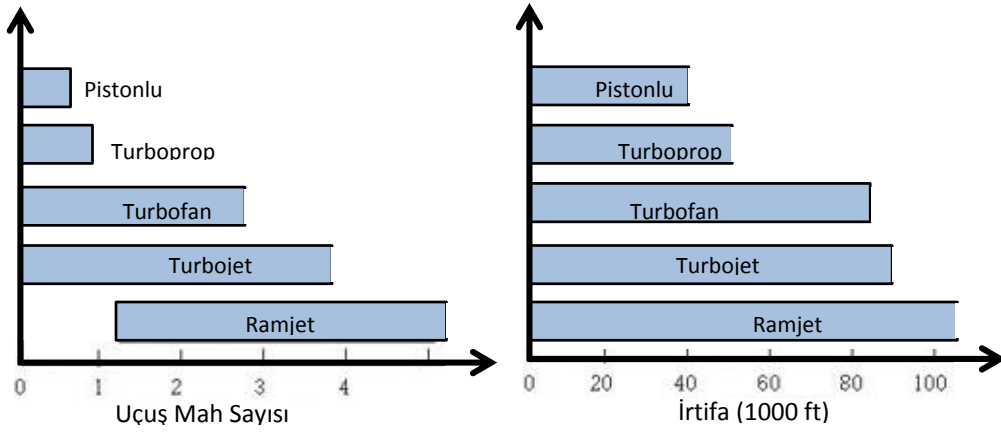
Motorların etkinlikleri hava yoğunluğu (dolayısıyla irtifa) ve uçuş hızlarıyla sınırlanmıştır. Pistonlu motorlarda silindir hacmi küçük olduğundan, düşük hava yoğunluklarında bir yandan (oksijen yetersizliği nedeniyle) yanma performansı, diğer yandan silindir içindeki düşük gaz yoğunluğu nedeniyle güç performansı azalır. Düşük hava yoğunluğu ayrıca pervane itkisinin de düşmesine neden olur. Turbo-prop motorlarda hava geniş hacimli kompresörler tarafından sıkıştırıldığından yanma ve güç yönünden önemli bir problem yoktur, fakat pervane itkisinin azalması problemi aynı şekilde geçerlidir. Bu nedenle pistonlu ve turbo-prop motorlar yüksek irtifalarda kullanışsızdır. Yüksek hava hızları ise, özellikle uçlarda olmak üzere, pervane üzerinde şok dalgaları oluşması sebebiyle itki performansını düşürür. Dolayısıyla her türlü pervaneli motorun (pistonlu, turboprop veya elektriki) azami uçuş hızları sınırlıdır.

Çizelge 1.2. Bazı İHA’larda kullanılan motor tipleri [22-25]

İHA Modeli	Motor Tipi	Motor Modeli	Güç/İtki
Hornet	Yakıt Hücresi + Elekt. Mot.		(Güç) 10 W
Raven	Batarya + Elekt. Mot.		(Güç) 200 W
Skylark	Elektrik	B40-19L	(Güç) 736 W
Neptune	Piston, 2x2	150D2	(Güç) 11 kW
Aerostar	Piston, 2x2	490IA	(Güç) 28 kW
Harpy	Wankel	731	(Güç) 28 kW
Shadow 200	Wankel	741	(Güç) 28 kW
Hermes 450	Wankel	802	(Güç) 38 kW
Searcher	Wankel	681	(Güç) 59 kW
Predator	Piston, 4x4	Rotax 914	(Güç) 74 kW
Heron	Piston, 4x4	Rotax 914	(Güç) 74 kW
Heron 1	Turboprop	PT6	(Güç) 441 kW
Predator B	Turboprop	Honeywell TP331-10	(Güç) 699 kW
Global Hawk	Turbofan	AE 3007	(itki) 32 kN
UCAV	Turbofan	F404	(itki) 98 kN

Ramjet motorlarda ise durum bunun tersidir. Motora alınan havanın sıkıştırılma miktarı hava hızına bağlı olduğundan, bu motorların etkin bir şekilde çalışabilmesi için asgari bir uçuş hızına ihtiyaç duyulur. Ramjet motorlar, yüksek hava hızlarında olmak şartıyla, hemen tüm irtifalarda etkin olarak kullanılabilirler.

Geniş hacimli kompresörleri ve fan veya kompresör kanatçık uç mah hızlarının ayarlanabilmesi sayesinde, turbofan ve turbojet motorlar, nispeten geniş bir irtifa ve uçuş hızı aralığında etkin olarak kullanılabilir. Bununla birlikte turbofan motorların turbojet motorlara göre elde edilen itki başına (spesifik) yakıt tüketimi ve gürültü bakımından turbojet motorlara göre avantajları vardır. Şekil 1.4’te bazı motor tiplerinin yaklaşık etkin çalışma mah sayıları ve irtifalar verilmektedir.



Şekil 1.4. Bazı hava aracı motorlarının çalışma irtifa ve mah sayıları [26]

1.4.6. İHA motorlarında kullanılan yakıtlar

İHA tipleriyle birlikte motor tipleri ve kullanılan yakıtlar da çok büyük çeşitlilik göstermektedir. Elektrikli İHA motorları, bataryaları, PV hücrelerini ve yakıt hücrelerini enerji kaynağı olarak kullanırken, içten yanmalı İHA motorları, çeşitli alkoller, jet yakıtlarını, havacılık ve oto dizel yakıtları kullanabilmektedir. Bununla birlikte, daha profesyonel olarak nitelendirilebilecek bazı İHA motorlarının kullandığı yakıt türleri Çizelge 1.3'te verilmiştir.

Çizelge 1.3. Bazı İHA motorlarında kullanılan yakıtlar [25]

İHA	Ağırlık (kg)	Motor Üreticisi	Motor Tipi	Yakıt
Global Hawk	12.133	Rolls Royce AE-3007H	Turbofan	JP – 8
X-45A (J - UCAS)	5.500	Honeywell F124-GA-100	Turbofan	JP – 8
Fire Scout	1.428	Rolls Royce 250-C20W	Turboşaft	JP –5/JP – 8
Eagle Eye	1.292	P&W 200-55	Turboşaft	JP/Dizel
Predator	1.020	Rotax 914 F	Piston	AVGAS
Hunter	735	Moto Guzzi (x2)	Piston	MOGAS/JP – 8
Snow Goose	635	Rotax 914 UL	Piston	MOGAS/AVGAS
Pioneer	205	Sachs SF 350	Piston	AVGAS
Shadow	148	UEL AR-741	Wankel	MOGAS
Mako	59	3W 100	Piston	MOGAS

1.4.7. Alternatif yakıtlar

Dünya nüfusu ve yaşam standardındaki artışla birlikte toplam enerji gereksiniminin artmasına karşın, günümüzde kullanılmakta olan enerji kaynaklarının hızla tükenmekte olması alternatif enerji kaynakları arayışını zorunlu kılmaktadır. Diğer taraftan, ticari manipülasyonlar, politik krizler ve çevreci baskılar gibi etkenler, fosil enerji kaynağı kullanımını her geçen gün daha da sıkıntılı bir hale sokmaktadır.

Günümüzde, yaygın olarak kullanılan alternatif yakıtlar şunlardır [27]:

- Sıvılaştırılmış petrol gazı (LPG),
- Sıkıştırılmış doğalgaz (CNG),
- Sıvılaştırılmış doğalgaz (LNG),
- Metanol (M85),
- Etanol (E85),
- Biyodizel (B20),
- Elektrik (bataryalar, yakıt hücreleri),
- Hidrojen.

1.5. Hidrojen

1.5.1. Hidrojenin sürdürülebilir kalkınma için önemi

Alternatif yakıtlar içinde hidrojen, kaynak çeşitliliği, yaygınlığı, temizliği ve yenilenebilirliği gibi özellikleri ile çok kaliteli bir enerji taşıyıcısıdır. Bu ve benzeri özellikleri hidrojeni, sürdürülebilir kalkınma araştırmaları için son derecede cazip bir ilgi odağı haline getirmektedir [28-31]. Hidrojeni cazip kılan avantajlardan bazıları şu şekilde sıralanabilir [30, 31]:

- Ekserjetik performans yönünden cazip özelliklere sahiptir.
- Kaynak çeşitliliği nedeniyle uygulama esnekliği sağlar.
- Üretimi, taşınması ve depolanması için gerekli teknoloji yeterli olgunluğa erişmiştir pek çok metotları mevcuttur.

- Büyük ölçekli alt yapı gereksinimi duymadığından, önceden tahmin edilemeyen büyüme veya enerji talep değişimlerine daha hızlı uyum sağlama imkânı sunar.
- Yukarıdaki özelliği sayesinde merkezi sistemlere bağımlılığı azaltır, izole edilmiş küçük topluluklara yerel çözümler ve ekonomik faydalar sunar.
- Temiz bir enerji taşıyıcısı olması nedeniyle çevresel sürdürülebilirliğe katkıda bulunur. Ayrıca boru hatlarıyla emniyetli olarak taşınabildiğinden taşınması sırasında da çevre kirlenmesine sebep olmaz.
- Yenilenebilir enerji kaynaklarından % 100'e yakın dönüşüm verimiyle kolayca elde edilebilmesi, tamamen yenilenebilir ve neredeyse sınırsız bir kaynağa sahip olmasıyla sürdürülebilir enerji politikaları için ideal bir kaynaktır.
- Hidrojen, yakıt olarak kullanılması dışında, gıda, petrokimya, elektronik ve metalürji gibi pek çok endüstriyel alanda da kullanılmaktadır. Bu nedenle hidrojene endüstrisi, mevcut endüstriyel sektörleri destekleyeceği gibi, yeni endüstriyel sektörlerin ortaya çıkmasına ve gelişmesine yol açarak, endüstriyel sürdürülebilirliğe katkıda bulunacaktır.
- Hayatın ve ekonominin hemen her alanında kullanılma potansiyeli bulunduğu için sosyal ve ekonomik sürdürülebilirliğe katkıda bulunur.

1.5.2. Hidrojenin fiziksel ve kimyasal özellikleri

Renksiz, kokusuz ve tatsız bir yapıya sahip olan hidrojen, doğadaki en hafif ve en yaygın elementtir. Atom numarası 1, atom kütlesi 1.00797 olan hidrojenin, evrenin kütlelerinin % 75'ini ve hacminin % 90'nını oluşturduğu düşünülmektedir. Atmosferde serbest halde eser miktarda bulunan hidrojen, su ve hemen tüm organik moleküllerin yapısında yer alır. Hidrojen, tabiatta ayrıca metallerle nüfuz etmiş veya alkali metallerle bileşik halinde bulunur [33-38].

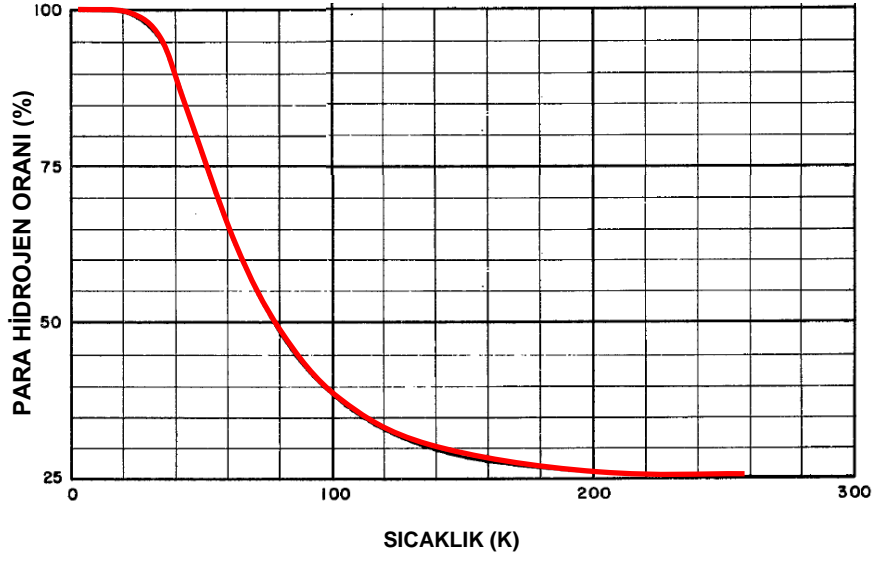
Kovalent bağ yapma eğiliminden dolayı tabiatta atomik hidrojen (H) neredeyse hiç bulunmaz ve hidrojen molekülünü (H₂) atomlarına ayırmak için çok yüksek sıcaklıklar (>4000°C) gerekir. Fakat bu durum H₂ oluşumunun ekzotermik

olduğu manasına gelmemelidir. Zira, elementlerin oluşum entalpileri sıfır kabul edilmektedir [33-38].

Hidrojenin ^1H , ^2H , ^3H şeklinde izotopları bulunsa da bunların % 99.98'i ^1H ve yaklaşık % 0.02'si ^2H şeklindedir (^1H izotopu 1 proton, ^2H izotopu 1 proton ve 1 nötron, ^3H izotopu 1 proton ve 2 nötrona sahiptir). H_2 molekülü ise orto ve para şeklinde iki izomer yapısına sahiptir. Orto hidrojen molekülünde (H_2), atomların kendi eksenleri etrafında dönüş yönleri aynıken para hidrojen molekülünde (H_2) atomlar zıt yönlerde dönmektedirler. Orto-hidrojenin para-hidrojene dönüşümü egzotermik bir reaksiyondur ve katı fazı içinde dahi devam edebilir. Normal sıcaklıklarda kendiliğinden denge durumuna ulaşması 3 – 4 hafta süren bu dönüşüm [34-35], katalizör kullanılarak hızlandırılabilir. Denge durumunda orto ve para hidrojen oranları, 20 – 300 K aralığında sıcaklığa bağlıyken bu sıcaklıktan sonra hemen hemen sabittir (% 25 para, % 75 orto hidrojen). Basıncın bu oranlara etkisi ise ihmal edilebilir [34, 37]. Farklı sıcaklıklarda denge halindeki hidrojen gazı içinde para-hidrojen oranları Çizelge 1.4'te, grafiksel gösterimi şekil 1.5'te verilmiştir.

Çizelge 1.4. Denge halindeki hidrojen gazı içinde para-hidrojen oranları [37]

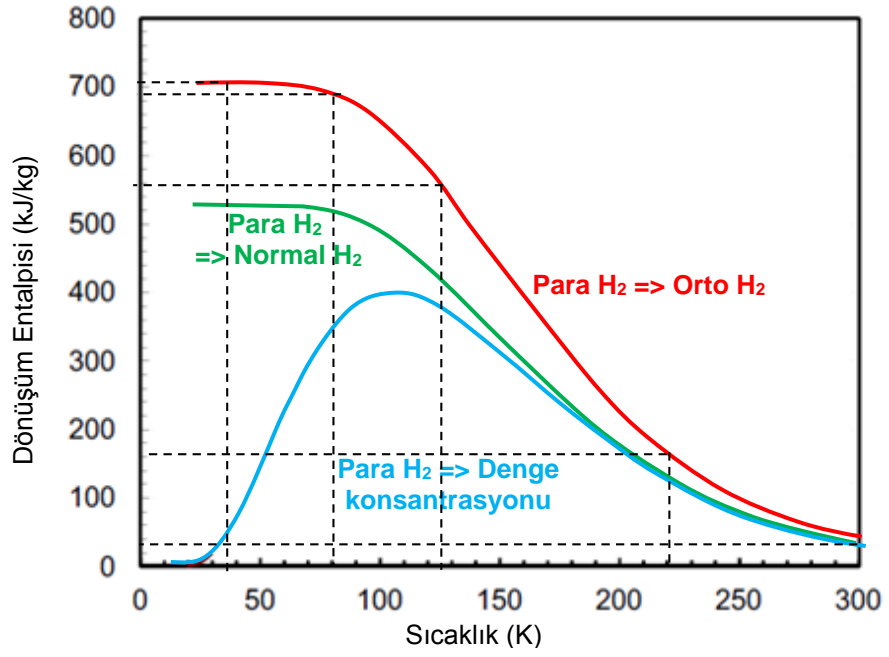
Sıcaklık (K)	Para Hidrojen Oranı (%)
10	99.999
20	99.821
30	97.021
40	88.727
50	77.054
60	65.569
70	55.991
80	48.537
90	42.882
100	38.620
120	32.959
150	28.603
200	25.974
250	25.264
300	25.072



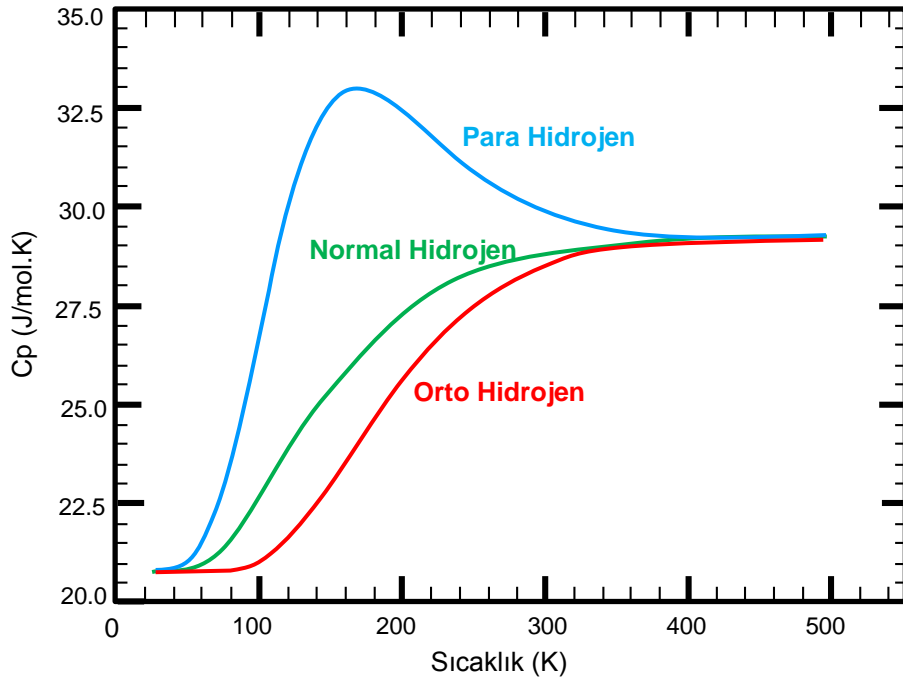
Şekil 1.5. Denge halindeki hidrojen gazı içinde para-hidrojen oranının sıcaklığa bağlı değişimi [37]

Düşük sıcaklıklarda orto ve para hidrojenin özgül ısıları farklıdır. Bu fark 154 K sıcaklıkta maksimuma ($> \% 25$) ulaşırken, 300 K civarında $\% 5$ 'ten 400 K civarında $\% 0.5$ 'ten daha küçüktür. Daha yüksek sıcaklıklarda normal, para ve orto hidrojen özgül ısıları hemen hemen aynıdır. Orto \Leftrightarrow para hidrojen dönüşüm entalpileri de sıcaklığa bağlı olarak değişmektedir (Şekil 1.6). 20 K sıcaklığında yaklaşık 700 kJ/kg olan bu dönüşüm ısı 300 K sıcaklıkta 37 kJ/kg'a düşmektedir [35]. Şekil 1.7'de normal, orto ve para hidrojenin sabit basınç özgül ısıları ve orto – para dönüşüm ısılarının sıcaklıkla değişimi, Çizelge 1.5'te ise para ve normal hidrojenin farklı sıcaklıklarda özgül ısıları görülmektedir. Hidrojenin diğer bazı fiziksel özellikleri Çizelge 1.6'da verilmiştir.

Saf orto hidrojen kararlı değildir ve hemen tüm sıcaklıklarda hidrojen içinde bir miktar para-hidrojen bulunur (Şekil 1.7). Bu nedenle saf orto-hidrojenin deneysel olarak elde edilmiş termodinamik verileri mevcut değildir [35].



Şekil 1.6. Normal, orto ve para-hidrojenin orto-para dönüşüm ısıları (kaynak [35]'den uyarlanmıştır)



Şekil 1.7. Normal, orto ve para-hidrojenin özgül ısılarının sıcaklıkla değişimi [36]

Çizelge 1.5. Para ve normal hidrojenin farklı sıcaklıklarda sabit basınç özgül ısıları [37]

Sıvı Para Hidrojen (doyma noktasında)		Normal Hidrojen (gaz 100 atm.)					
Sıcaklık (K)	Cp (J/g.K)	Sıcaklık (K)	Basınç (atm)	Cp (J/g.K)	Sıcaklık (K)	Basınç (atm)	Cp (J/g.K)
18.28	8.6792	20	0	10.312	180	100	13.937
20.45	9.7804	30	1	10.845	200	100	14.085
22.71	11.070	40	10	10.582	220	100	14.254
25.00	12.523	50	10	12.162	240	100	14.387
26.04	13.415	60	100	16.331	260	100	14.461
28.20	16.303	70	100	15.621	270	100	14.485
30.10	20.645	80	100	14.709	300	100	14.132
		90	100	13.891			
		100	100	13.596			
		120	100	13.380			
		140	100	13.471			
		160	100	13.726			

Çizelge 1.6. Hidrojenin bazı fiziksel özellikleri [38]

Parametre	Değer
Molekül ağırlığı (g/mol)	2.01594
Kaynama noktası (K)	20.268
Buharlaşma ısısı (kJ/kg)	445.6
Erime noktası (K)	14.01
Erime ısısı (kJ/kg)	58.8
Üçlü nokta sıcaklığı (K)	13.8
basıncı (kPa)	7.2
Kritik nokta sıcaklığı (K)	33.25
basıncı (kPa)	1.297
yoğunluğu (kg/m ³)	31.4
Yoğunluk, standart şartlarda gaz (kg/m ³)	0.08990
kaynama noktasında gaz (kg/m ³)	1.338
kaynama noktasında sıvı (kg/m ³)	70.78
4K sıcaklıkta katı (kg/m ³)	88.0
Adyabatik alev sıcaklığı (K)	2318
20 K sıcaklıkta orto-para dönüşüm ısısı (kJ/kg)	708.8

1.5.3. Hidrojenin yakıt özellikleri

Hidrojeni içten yanmalı motorlarda ve gaz türbinlerinde yakıt olarak çekici kılan özelliklerinden bazıları çok fakir karışımlardan, çok zengin karışımlara kadar uzanan geniş hava-yakıt karışım oranı aralığı içerisinde tutuşabilir olması, yüksek alev hızı ve tutuşma yeteneği, düşük ateşleme enerjisi gerektirmesi, geniş tutuşma ve yanma sınırları, yüksek ısıl değer ve verim, sahip olduğu yüksek oktan sayısı sayesinde vuruntu direnci gibi özellikleridir. Hidrojen, içten yanmalı motorlarda saf olarak kullanılabilmesi gibi benzin, mazot veya biyo-yakıtlarla çeşitli oranlarda karıştırılarak kullanılabilir.

Hidrojenin çoğunluğu avantaj ve bazıları dezavantaj arz eden diğer özellikleri şu şekildedir:

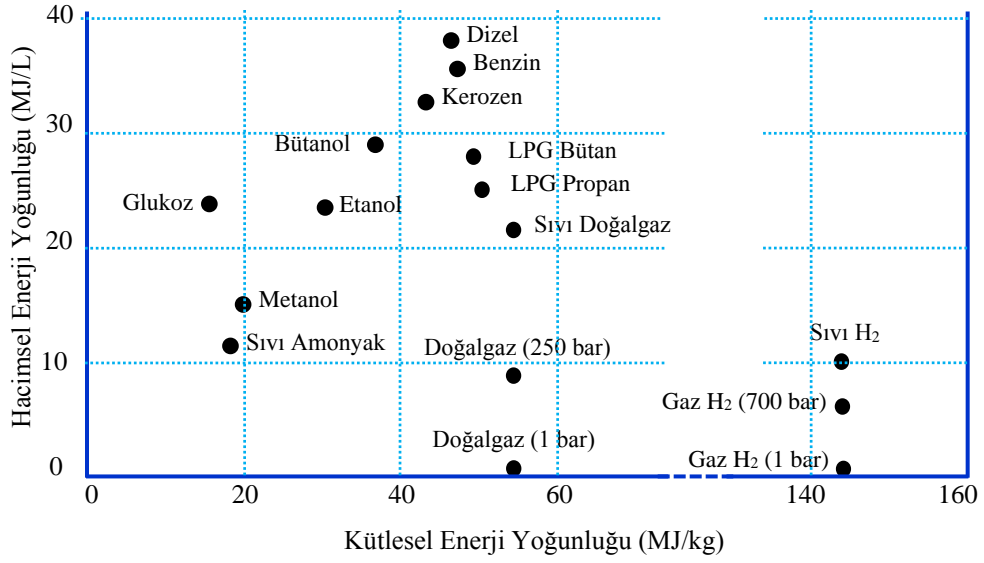
- *Difüzyon*: Hidrojenin, diğer gaz yakıtlara göre çok daha yüksek olan hava içinde yayılma katsayısı ($0.61 \text{ cm}^2/\text{s}$), emniyet açısından önemli bir sorun oluşturur. Ayrıca kâğıt, kumaş, kauçuk gibi malzemelerden geçebilmesi, platin, demir, çelik gibi metallere nüfuz etmesi yakıt depo ve nakil hatlarının kırılabilirliğini artırmaktadır. Yine yüksek difüzyon özelliği nedeniyle depolama ve nakil hatlarında kaçak sorunları ortaya çıkmaktadır.
- *Uçuculuk*: Hidrojen, düşük yoğunluğundan dolayı, havada metan, propan veya benzine göre çok daha hızlı bir şekilde yükselir.
- *Tutuşma için karışım oranı*: Hidrojenin metan ve diğer yakıtlara göre çok daha tutuşucudur. Normal şartlarda hidrojen hava içinde % 4-75 oranlarında tutuşabilir. Bu oran metan için % 4.3-15 benzin için % 1.4-7.6'dır. Hidrojen alevi gözle zor görülür.
- *Tutuşma enerjisi*: Hidrojenin tutuşma enerjisi çok düşüktür. Tutuşma oranları içinde hidrojeni tutuşturmak için 0.02 mJ enerji yeterlidir. Bu durum, tam yanma açısından avantajlı olmakla birlikte erken tutuşma ve yanma tepmesi gibi sorunları da beraberinde getirmektedir.
- *Kendiliğinden tutuşma sıcaklığı*: Hidrojenin kendi kendine tutuşma sıcaklığı nispeten yüksektir (585°C). Bu özelliği sayesinde, yüksek basınçlarda depolama veya pistonlu motorlarda henüz sıkıştırma sırasında yanma problemi ortaya çıkmaz.

- *Vuruntu*: Hidrojen kapalı hacimlerde yakılması halinde geniş bir konsantrasyon aralığında vuruntu yapar. Açık yanma halinde ise, diğer yakıtlarda olduğu gibi, vuruntu meydana gelmesi zordur.
- *Alev hızı*: Hidrojenin alev hızı (3.46 m/s) diğer yakıtlardan (metan 0.38 m/s, benzin 0.42 m/s) çok daha yüksektir.
- *Alev sıcaklığı*: Hidrojenin hava ile stoykiyometrik karışımlarında alev sıcaklığı (2207 °C) metaninkinden (1914 °C) daha yüksek ve benzininkinden (2307 °C) daha düşüktür [33].

1.5.4. Hidrojen depolama yöntemleri

Hidrojenin yakıt olarak kullanılması karşısında en büyük problem, depolanmasıyla ilgili sorunlardır. Bu sorunların başında, hidrojenin düşük hacimsel enerji yoğunluğu gelir. 143 MJ/kg'lık üst ısıl değeri ile kütleli enerji yoğunluğu bakımından mevcut yakıtların tümünden üstün (benzinin yaklaşık 3 katı) olan hidrojen, gaz halinde 0.0108 MJ/L ile hacimsel enerji yoğunluğu en düşük yakıttır (benzinin yaklaşık 3000'de biri). Sıvı hidrojenin hacimsel enerji yoğunluğu ise yaklaşık 10 MJ/l ile 250 bar basınçtaki doğal gazın hemen üstünde yer almaktadır (Şekil 1.8) [39].

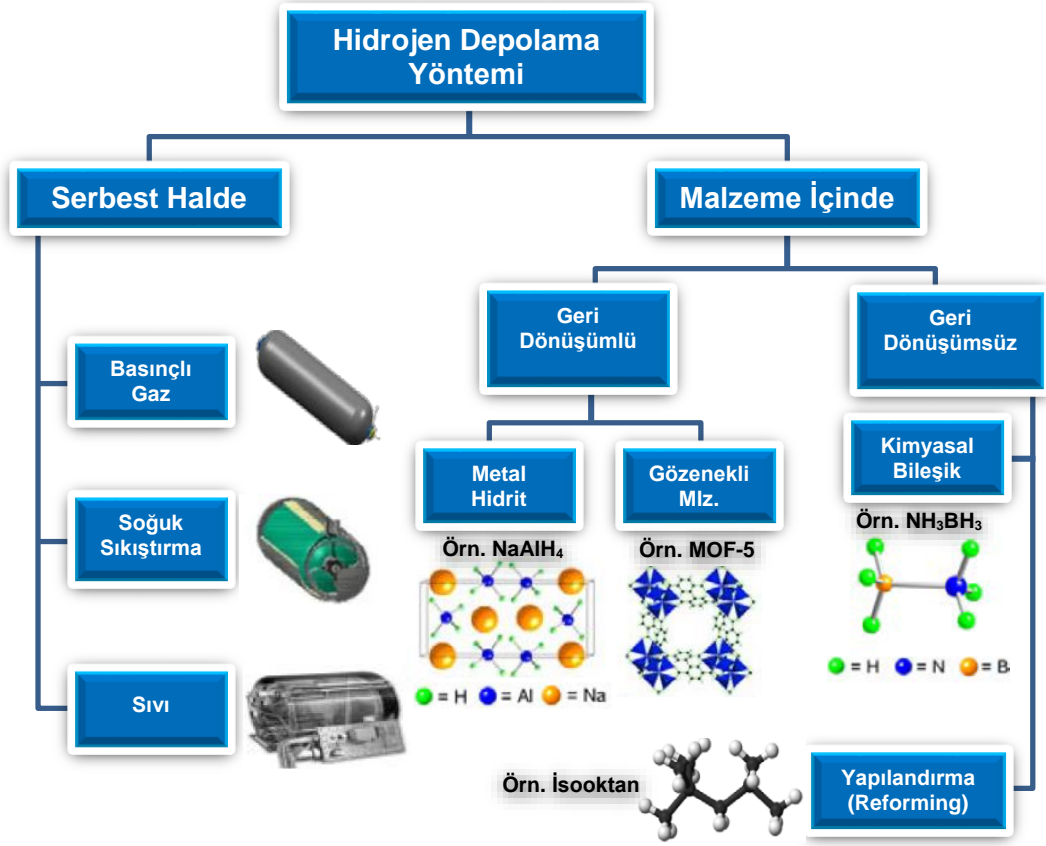
Hidrojenin, uçuculuğu ve nüfuz ediciliği depolanmasını zorlaştıran diğer etkenlerdir. Çok küçük molekül yapısıyla hidrojen, geleneksel yakıtlar için sorun oluşturmayan, çok küçük aralıklardan kaçabilir, depo ve nakil hatları malzemelerinin kristal yapısı içine ve hatta atomlar-arası boşluklara nüfuz ederek ve/veya reaksiyona girerek malzeme mukavemetini bozabilir.



Şekil 1.8. Bazı yakıtların enerji yoğunlukları (kaynak [39]'dan uyarlanmıştır)

Tüm bu problemler çözümsüz değildir ve günümüzde hidrojenin emniyetli bir şekilde depolanması ve taşınması için mevcut ve araştırma halinde pek çok yöntem mevcuttur [39-65]. Bu çalışmada, hidrojenin başka bir malzemeyle fiziksel veya kimyasal bağ yapmadan depolandığı yöntemler serbest halde, bağ yaparak depolandığı yöntemler ise malzeme içinde depolama şeklinde sınıflandırılmıştır (Şekil 1.9.).

Şekil 1.9'da ana başlıkları sayılan depolama yöntemlerinin hiç biri, hidrojenin taşıtlarda geleneksel yakıtların yerini alabilmesi için arzu edilen performans kriterlerini tümüyle karşılayamamaktadır. ABD Enerji Bakanlığı'nın, bir binek aracın 300 milden fazla yol kat edebilmesi için belirlediği, sistem bazında hidrojen depolama performans hedefleri (Çizelge 1.7), bu kriterler konusunda genel bir tablo arz etmektedir.



Şekil 1.9. Hidrojen depolama yöntemlerinin sınıflandırılması (kaynak [40]'tan uyarlanmıştır)

Çizelge 1.7. ABD Enerji Bakanlığının mobil hidrojen depolama performans hedefleri [40]

Taşınabilir Hidrojen Depolama Performans Hedefleri				
Parametre		Birim	2017 Hedefi	İleri Hedef
Enerji Yoğunluğu	Kütleli enerji yoğunluğu (kullanılabilir net enerji/sistem ağırlığı)	kWsa/kg (kg H ₂ /kg)	1.8 (0.055)	2.5 (0.075)
	Hacimsel enerji yoğunluğu (kullanılabilir net enerji/sistem hacmi)	kWsa/L (kg H ₂ /L)	1.3 (0.04)	2.3 (0.07)
Maliyet	Net enerji başına depolama maliyeti	\$/kWsa	12	8
	Pompada yakıt maliyeti	\$/gge	2-4	2-4
	Kullanımda enerji verimi	%	90	90
	Kaynaktan kullanıma enerji verimi	%	60	60

Çizelge 1.7 (devam). ABD Enerji Bakanlığının mobil hidrojen depolama performans hedefleri [40]

Taşınabilir Hidrojen Depolama Performans Hedefleri					
		Parametre	Birim	2017 Hedefi	İleri Hedef
Uygulama	Kolaylığı	Çalışabileceği çevre sıcaklığı	°C	-40/60	-40/60
		Motora giriş min./maks. Sıcaklığı	°C	-40/85	-40/85
		Minimum yakıt dolum çevrim sayısı	Çevrim sayısı	1500	1500
		Motora giriş minimum basıncı	Bar	5	3
		Motora giriş maksimum basıncı	Bar	12	12
İhtiyaca Cevap	Verme Hızı	Dolum süresi (5kg)	dk	3.3	2.5
		Motor gücü başına minimum tam debi	(g/s)/kW	0.02	0.02
		+20°C'de tam debiye ulaşma süresi	s	5	5
		-20°C'de tam debiye ulaşma süresi	s	15	15
		%10'debiden %90 debiye ve %90'debiden %0 debiye geçiş süresi	s	0.75	0.75
Güvenlik ve	Güvenirlilik	Kaçak ve sızmalar		Uygulanabilir standartları sağlar veya aşar	
		Zehirlilik			
		Emniyet			
		Yakıt kalitesi	% H ₂	%99.97 (kuru)	
		Mecburi yakıt tahliyesi	(g/sa)/kg H ₂	< 0.05	< 0.05

1.5.4.1. Hidrojenin serbest halde depolanması

Normal sıcaklıklarda yüksek basınçlı tanklarda gaz olarak depolama:

Hidrojen gazının, normal sıcaklıklarda ve 150-200 bara varan basınçlarda çelik tanklarda depolanması uzun zamandır kullanılan ve kolay bir yöntemdir. Ancak, bu yöntemde tank ağırlığı, özellikle hava araçları için, önemli bir sorun oluşturmaktadır. Yeni teknoloji yüksek basınç tanklarında belli oranlarda hafif ve yüksek mekanik mukavemete sahip fiber-kompozit yapılar kullanılmaktadır. Avrupa Birleşik Hidrojen Projesi (European Integrated Hydrogen Project, EIHP) basınçlandırılmış hidrojen yakıt tanklarını yapılarına göre 4 grupta sınıflandırmıştır:

Tip I: Tümüyle metal silindir;

Tip II: Kesintisiz ve emprenye (reçine emdirilmiş) fiber ile aksenal ve dairesel olarak sarılmış yük taşıyıcı metal iç gömlek;

Tip III: Kesintisiz emprenye fiber ile aksenel ve dairesel olarak sarılmış yük taşımayan metal iç gömlek;

Tip IV: Kesintisiz emprenye fiber ile aksenel ve dairesel olarak sarılmış yük taşıyıcı metal olmayan (plastik, kompozit) iç gömlek [41].

Malzeme mukavemetleri ve depolama basınçları genelde tip I'den tip IV'e doğru artmaktadır. I. ve II. tip çelik tanklarla 200 bar basınçlarda hidrojenin ağırlıkça depolanma oranı çok düşüktür (% 1-2 civarı). Mobil uygulamalar için ağırlıklı olarak tip III ve tip IV tanklarda 5000 psi (~345 bar) ve 10000 psi (~690 bar) basınçlarda depolama üzerinde durulmaktadır. Bu tanklarla hacimce 30 gH₂/L oranlarında hidrojen depolanması hedeflenmektedir [42]. Bu durumda 30 litre benzine eşdeğer enerjiye (~960 MJ) sahip hidrojenin (~8 kg) yalnız kendi hacmi 240 L civarındadır. Buna 15-20 L civarında tank duvar hacmi eklendiğinde [43] bu yöntem küçük hacimli araçlar için önemli bir sorun olmaktadır.

Diğer taraftan, hidrojeni yüksek basınçlara sıkıştırmak için harcanan enerji miktarı, maliyet değerlendirmelerinde dikkate alınması gereken bir konudur. Hidrojenin sıcaklığını artıran enerji boşa harcanmış olacağından, ideal sıkıştırma işi sabit sıcaklıkta (izeotermal) yapılandır. Adyabatik sıkıştırma ise, % 100 kompresör ve diğer ekipman veriminde dahi sıkıştırma işinin bir bölümü hidrojen sıcaklığını artırmaya harcanıldığından, en verimsiz sıkıştırma sürecidir. Pratikte hidrojen basıncı, yüksek basınçlara kademeli olarak çıkartılır ve kademe aralarında soğutma yapılır. Sıkıştırma için harcanan enerji, çevrim ve sistem verimine bağlı olarak değişmekle birlikte genelde ideal izotermal sıkıştırma işi ile teorik adyabatik sıkıştırma işi arasında değişmektedir [44].

Cam Kürecikler İçinde Depolama:

Hidrojen, cam mikro-kürecikler içinde de yüksek basınçlarda depolanabilmektedir. Bu yöntemde, çapları 1-200 µm, duvar kalınlıkları 1-2 µm arasında değişen ve üzerinde 100-3,000 angstrom çapında delikler bulunan cam küreciklere, yüksek basınç (350-700 bar) ve yüksek sıcaklıkta (~300°C) bir tank içinde hidrojen sızması sağlanır. Daha sonra oda sıcaklığına soğutulan kürecikler, araç yakıt tankında düşük basınçlarda saklanabilir. Kullanım sırasında hidrojenin

açığa çıkması için cam mikro-küreciklerin 200-300°C sıcaklıklara ısıtılması gerekir [45-46].

Bu yöntemle ağırlıkça % 5.4 depolama oranları mümkün olmakla birlikte, hacimce cam küreciklerin araç yakıt tankı içinde kapladığı hacim, bu oranı düşürmektedir. Yakıt (hidrojen) ikmalinin özel tesislerde yapılması gereği, yavaşlığı, cam küreciklerin taşıma veya kullanım sırasında (kendi aralarında veya tank çeperine çarpmaları sonucu) kırılması, (yavaş olsa da) düşük sıcaklıklarda dahi hidrojenin küreciklerden dışarı sızması, ihtiyaç anında istenen miktarda hidrojenin istenen hızda açığa çıkarılmasının güçlüğü gibi nedenler yöntemin uygulanabilirliğini zorlaştıran diğer etkenlerdir [45-46].

Hidrojenin Sıvı Olarak Depolanması:

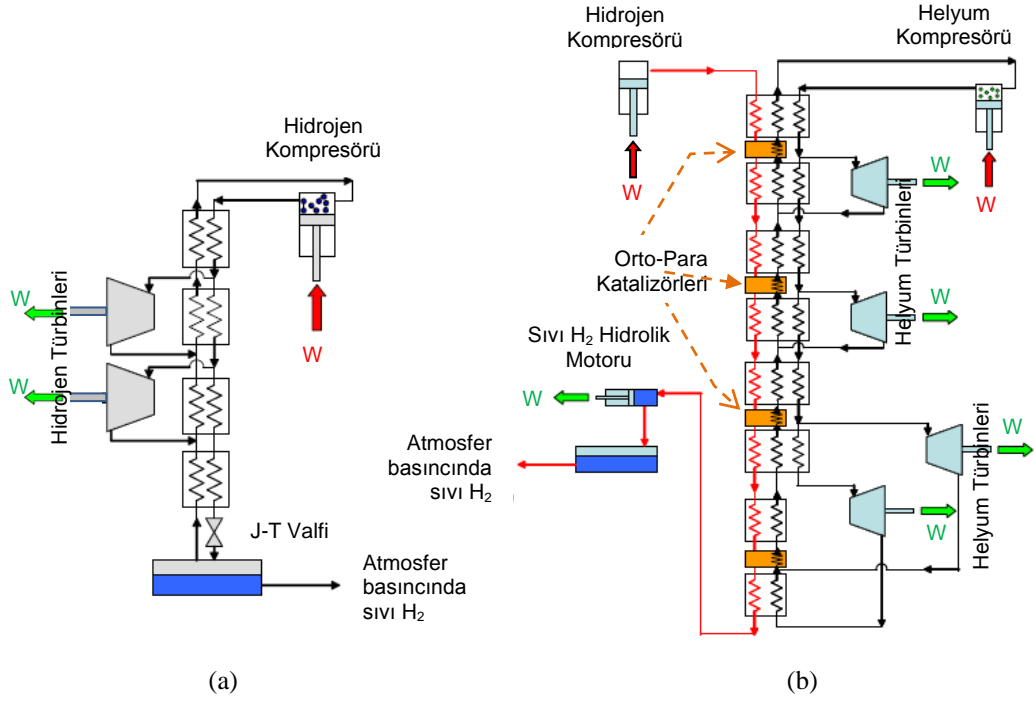
20 K sıcaklık ve 1 atmosfer basınçta sıvı hidrojenin yoğunluğu (70.8 g/L), 700 bar basınç altında hidrojen gazının yoğunluğunun (38.7 g/L) iki katına yakın ve katı hidrojenin yoğunluğundan (70.6 g/L) biraz daha fazladır. Sıvı hidrojen tankları, yüksek basınçlı gaz tanklarına göre çok daha hafif ve küçük hacimli imal edilebilirler. Ayrıca özellikle kalabalık yerleşim bölgelerinde, düşük basınçlarda depolama yüksek basınçta depolamaya göre daha emniyetlidir. Bununla birlikte, hidrojenin sıvılaştırılması ve sıvı halde saklanması bir takım zorluklar arz etmektedir.

Kritik sıcaklığı 33 K, sıvılaştırma sıcaklığı 20 K gibi çok düşük değerlere sahip hidrojenin sıvılaştırılması nispeten zordur ve özel teknikler gerektirir. Bununla birlikte, hidrojenin, standart atmosfer basıncı dâhil olmak üzere, düşük ve yüksek basınçlarda sıvılaştırmak ve emniyetli bir şekilde depolamak için gerekli teknolojiler günümüzde mevcut ve olgunlaşmıştır. Linde çevrimi, Claude çevrimi ve ters Brayton çevrimi gibi isimlerle anılan bu teknikler, temelde hidrojenin öncelikle orta basınçlarda (20~50 bar) sıkıştırılması, çevrilme sıcaklığı (200 K)'dan daha düşük sıcaklıklara (örn. 80 K) kadar ön soğutma yapılması ve son olarak genişlemeye bırakılarak Joule-Thompson prensibiyle soğumasını sağlamak ve bu sırada bir miktar sıvı hidrojen elde etmek şeklindedir. Ön soğutma, genellikle birkaç basamaktan oluşur ve orto-para hidrojen çevrimi bu sırada yapılır. Ön soğutma için,

kriyojenik sıcaklıklarda sıvı veya gaz azot, helyum ve son Joule-Thompson genişmesi çıkışında sıvılaşmamış olan hidrojenin kendisi kullanılabilir. Joule-Thompson genişmesinin kısımla vanaları yerine türbinlerde yapılması gazın potansiyel enerjisinden geri-kazanım imkânı sunar. Mevcut hidrojen sıvılaştırma teknikleri, yukarıda sözü edilen süreçlerin farklı kombinasyonları şeklindedir. Şekil 1.10'da, Claude çevrimi ve ABD Enerji Bakanlığı tarafından geliştirilen bir hidrojen sıvılaştırma çevrimi görülmektedir.

Joule-Thompson etkisinin soğutma yapabilmesi için hidrojen sıcaklığının çevrilme sıcaklığının (inversion temperature) altında olması gerekir. Joule-Thompson katsayısı (genleşmeyle soğuma oranı) basıncın ve sıcaklığın bir fonksiyonudur ve çevrim sıcaklığının üzerinde negatif, altında pozitifdir. Hidrojenin maksimum çevrilme sıcaklığı, çok düşük basınçlarda 210 K, 1 atmosfer basınçta 202 K ve 5000 psi basınçta 125 K civarındadır. Yaklaşık 7400 psi ve yukarıya basınçlarda ise hidrojenin Joule-Thompson katsayısı negatiftir [48]. Başka bir deyişle bu basınçlarda kısma, hidrojenin sıcaklığının azalmasına değil artmasına neden olur.

Normal şartlarda (300 K, 1 atm.) hidrojeni (% 25 para, % 75 orto-hidrojen) sıvılaştırmak için teorik asgari iş miktarı 3.3 kWsa/kgH₂'dir. Normal hidrojeni 20 K sıcaklıktaki kararlı haline (% 99.8 para, % 0.2 orto hidrojen) indirgemek için orto-para hidrojen çevrimi de hesaba katıldığında bu iş miktarı 3.9 kWsa/kgH₂'dir. Gerçekte ise bu işlem için, sıvılaştırma işleminin büyüklüğüne bağlı olarak, 10-13 kWsa/kgH₂ civarında enerji harcanmaktadır. Bu enerji miktarı, hidrojen alt ısı değerinin % 30-40'ına denk gelmektedir [49].



Şekil 1.10. Hidrojenin sıvılaştırılmasında kullanılan çevrimler a) Claude çevrimi, b) ABD Enerji Bakanlığı tarafından geliştirilen bir çevrim [47].

Diğer taraftan, sıvı hidrojenin depoda emniyetli basınç sınırları içinde bekleme (uyuma) süresi önemli bir problemdir. Sıvı hidrojen çok düşük sıcaklıklarda ($\sim 21\text{K}$) depolandığından çevreden yakıt tankına ısı geçişini ve hidrojenin buharlaşmasını tümüyle önlemek (çok kalın ısı yalıtım kaplamalarına rağmen) pratikte mümkün değildir. Ayrıca düşük sıcaklıklarda para hidrojen orto hidrojene göre daha kararlı olduğundan, tank içinde orto hidrojen bulunması halinde, ekzotermik bir süreç olan orto hidrojen-para hidrojen dönüşümü gerçekleşmektedir. Bu dönüşüm ısısı, sıcaklıkla değişmekle birlikte, hidrojenin buharlaşma ısısından ($\sim 450 \text{ kJ/kg}$) daha yüksektir. Bu nedenle, tank basıncının emniyetli sınırları aşmaması için ısının veya hidrojen gazının tahliyesi gerekir. Bu da hidrojenin depolama maliyetine eklenmesi gereken bir unsurdur.

Sıvı para-hidrojenin “uyuma süresi”, orto-hidrojene göre çok daha fazladır. Bir ABD firması olan LLNL, para-orto dönüşümünün, yakıtın “uyuma” süresini 1 hafta uzattığını gözlemlemişlerdir [50]. LLNL firması tarafından gerçekleştirilen bir deneyde, % 95 kapasiteyle dolu olan ve 10.2 kg para-hidrojen içeren bir yakıt

tankına ortalama yaklaşık 4.5 W ısı geçişi sağlanmış ve tank basıncı ilk kez 8.25 gün sonra 5000 psi emniyet sınırına ulaştığında, basıncı 3000 psi'ya düşürecek şekilde bir miktar hidrojen gazının tahliyesi sağlanmıştır. Bu şekilde 30 gün devam eden deney sonunda yalnızca 2.5 kgH₂ tahliye edilmesi gerekmiştir. Bu miktar, ortalama bir binek aracının hidrojen yakıtla günde yaklaşık 4 mil yol kat etmesine denktir [50].

Soğuk (kriyojenik) sıkıştırma yöntemi

Hidrojenin düşük sıcaklıklarda (30-45K) ve yüksek basınçlarda (250-350 bar) gaz veya sıvı halinde depolanması, hem normal sıcaklıklarda gaz halinde hem de normal basınçlarda sıvı halinde depolanmasına göre bazı avantajlar sağlar. ABD Enerji Bakanlığı tarafından hazırlanan bir teknik raporda bu avantajları şu şekilde sayılmaktadır:

- Çok yüksek basınçlarda (~700 bar) depolamaya göre daha düşük mukavemet, normal sıcaklıklarda sıvı halde depolamaya göre daha az yalıtım ve dolayısıyla daha ince duvarlı ve hafif tank gerektirir,
- Çok yüksek basınçlarda sıkıştırmaya göre daha emniyetlidir,
- Hacimce depolama verimi hem normal sıcaklıklarda sıkıştırılmış gaz, hem de normal basınçlarda sıvı hidrojene göre daha yüksektir (35K sıcaklıkta ve 250 bar basınç altında sıkıştırılmış hidrojenin yoğunluğu 80 g/L, 1 atmosfer basınç 20 K sıcaklıklarki sıvı hidrojenden yoğunluğu 70.8 g/L). Bu sayede 32 gH₂/L hacimce depolama oranları elde edilebilmektedir. Bu değer, normal sıcaklıklarda ve 350 bar basınçta depolamanın yaklaşık iki katı ve 700 bar basınçlı depolamanın % 40 fazlasıdır),
- Ağırlıkça hidrojen depolama oranı (% 5.5), normal basınçlarda sıvı ve normal sıcaklıklarda gaz halinde depolamaya göre daha üstündür,
- Sıvı halde depolamaya göre “uyuma” ömrü daha fazla ve mecburi yakıt tahliyesi daha azdır,
- Sistem maliyeti daha düşüktür (normal sıcaklıklarda 700 bar basınçta gaz halinde depolamaya göre % 50 ve 350 bar basınçta gaz halinde depolamaya göre % 20),

- Depolama için harcanması gereken enerji, sıvı hidrojene göre daha düşüktür,
- Ağırlıkça % 6.7-% 6.9 ve hacimce 33-35 gH₂/L depolama oranları mümkün görünmektedir,
- Çok esnek kullanım ve yakıt ikmal imkânları sunmaktadır [51].

1.5.4.2. Hidrojenin malzeme içinde depolanması

Hidrojenin malzeme içinde depolanması, bir konak malzeme ile bağ yapması prensibine dayanır. Konak malzeme genellikle katı olmakla birlikte jel veya sıvı şeklinde de olabilmekte ve hidrojenle kurulan bağlar, zayıf fiziksel (van der Waals), metalik, iyonik, kovalent veya bunların bir bileşimi şeklinde olabilmektedir.

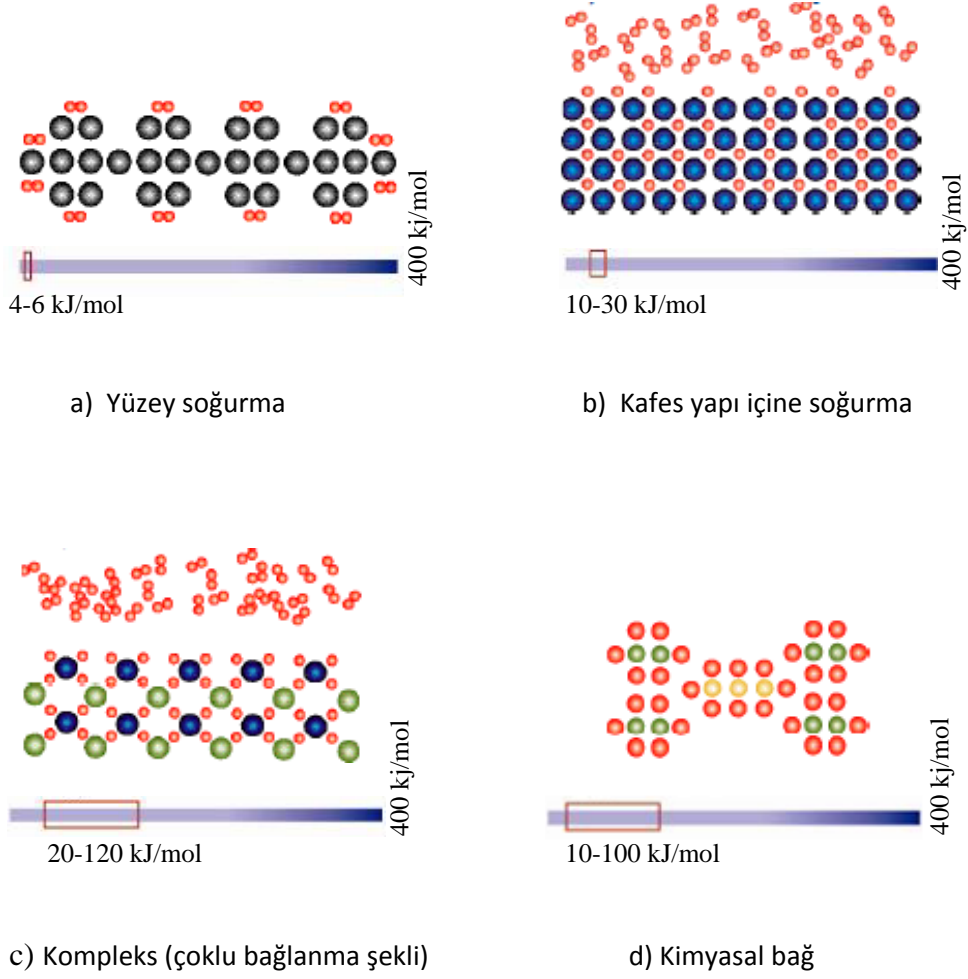
Hidrojenle konak malzeme arasındaki bağ kuvveti sayesinde, hidrojenin malzeme içinde depolanması, fiziksel depolama yöntemlerine göre sunduğu avantajlar şu şekilde özetlenebilir:

- Gaz ve sıvı halde depolamaya göre daha yüksek hacimce depolama kapasiteleri,
- Az sayıda malzemelerle sınırlı olmakla birlikte, sistem temelinde gaz ve sıvı depolamaya göre daha yüksek ağırlıkça hidrojen depolama kapasiteleri,
- Gaz halinde depolamaya göre daha düşük depolama basınçları ($P < 100$ bar), dolayısıyla çok daha az emniyet sorunları,
- Sıvı halde depolamaya göre normale daha yakın depolama sıcaklıkları ($T > 70$ K), daha uzun depoda bekleme (uyuma) süresi,
- Depolama için harcanan enerjinin gaz ve sıvı halde depolamaya göre daha düşük olması.

Yukarıda sayılan avantajlarına rağmen, malzeme içinde depolama yöntemleriyle dahi çizelge 1.13'te belirtilen performans hedeflerinin tümü karşılanabilmiş değildir. Kullanılan malzeme ve hidrojen tutma/bağlama süreçlerine (adsorbsiyon, absorpsiyon, metal, bağlı olarak farklılıklar arz etmekle birlikte, malzeme içinde depolama yöntemlerinde karşılaşılan problemler şunlardır:

- Hacimce ve ağırlıkça depolama kapasitelerinin, öngörülen hedefleri aynı anda sağlayamaması,
- Yakıt ikmali sırasında ısı açığa çıkması veya gerekmesi,
- Yüksek (>100 °C) hidrojen geri dönüşüm (bırakma) sıcaklıkları,
- Yüksek yakıt ikmal ve/veya geri dönüşüm süreleri,
- Düşük yakıt ikmal çevrim sayıları.

Malzemelerin hidrojen depolama özellikleri, hidrojenle yaptıkları bağ kuvvetleri ve reaksiyon entalpileri ile ilgilidir. Yüksek bağ kuvvetleri, hidrojenin malzeme içinde veya yüzeyindeki yoğunluğunu ve dolayısıyla depolama kapasitelerini artırırken, geri dönüşümünü (hidrojenin salıverilmesini) zorlaştırmaktadır. Bu durum, yüksek kullanım sıcaklıklarına ve/veya uzun yakıt ikmal sürelerine sebep olmaktadır. Hidrojen bağ enerjileri, van der Waals bağlarının hâkim olduğu yüzey soğurma enerjileriyle (~4 kJ/mol), metan içindeki karbon-hidrojen (C-H) kovalent bağ enerjileri (~400 kJ/mol) arasında değişmektedir. Şekil 1.14'te malzeme içinde hidrojen depolama yöntemlerinin bağ enerjilerine göre bir sınıflandırılması/sıralanması görülmektedir. Uygun katalizör kullanılmadığı takdirde, hidrojenle bağ enerjileri 50 kJ/mol'den büyük olan malzemeler, yakıt ikmali ve/veya kullanım sırasında büyük ısı alış-verişi gerektirdiğinden mobil uygulamalar için uygun değildirler. ABD Enerji Bakanlığı Hidrojen Soğurma Mükemmeliyet Merkezi, hidrojen bağlanma enerjileri ~4-120 kJ/mol arasında değişen binlerce malzemeyi incelediği çalışma sonucunda, Çizelge 1.13'te belirtilen hedeflerin karşılanabilmesi için en uygun malzeme-hidrojen bağ enerjileri ise ~10-40 kJ/mol arasında yer alması gerektiği veya malzeme içindeki hidrojen bağlanma alanlarının etkin bir şekilde ayarlanabilmesi gerektiği sonucuna varmıştır [52].



Şekil 1.11. Malzeme içinde hidrojen depolama yöntemlerinin malzeme-hidrojen bağ enerjilerine göre sınıflandırılması (kırmızı küreler hidrojen atomlarını göstermektedir) [52-53]

Gözenekli Yapılar İçinde Depolama:

Hidrojenin gözenekli yapılar içinde depolanması, temel olarak yüzey soğurma (adsorpsiyon) prensibine dayanır (bkz. Şekil 1.11 a). Adsorpsiyon sürecinde konuk malzeme (adsorbat) konak malzeme (adsorbent) yüzeylerine tümüyle fiziksel (van der Waals veya elektrostatik) kuvvetlerle tutunur. Hacim soğurma (absorbsiyon) sürecinden farklı olarak, bu süreçte konuk malzeme (molekül halindeyse) atomlarına ayrılmaz. Konak malzemenin hidrojen depolama kapasitesi, aktif (konuk malzemenin ulaşabileceği, açık) yüzey alanıyla birlikte gözeneklerin hacim ve kimyasal özelliklerine de bağlıdır. Toplam depolama kapasitesi, gözenek yüzeylerine tutunan ve gözenek hacmi içinde serbest halde

bulunan hidrojen miktarlarının toplamına eşittir. Gözenek yüzeyine tutunan hidrojen yoğunluğu gözenek hacmi içinde serbest halde bulunan hidrojenden daha yüksektir. Normal veya düşük basınçlarda ($P < 30$ bar) veya kriyojenik olmayan sıcaklıklarda ($T > 150$ K) gözenekler içinde serbest halde hidrojen depolama kapasitesi, yüzeye bağlanarak depolama kapasitesine göre çok düşüktür ve ihmal edilebilir.

Hidrojen gözenekli yapılar içinde gaz ve sıvı halinden daha yüksek yoğunluklarda depolanabilir. Bunun nedeni, konak malzeme-hidrojen arasındaki bağ mesafelerinin hidrojenin sıvı haldeki bağ mesafelerinden daha küçük oluşudur. Bunun dışında hidrojenin gözenekli yapılar içinde depolanmasının avantajları,

- Gaz halinde depolamaya göre daha düşük depolama basınçları,
- Sıvı halde depolamaya göre normale daha yakın depolama sıcaklıkları, daha uzun depoda bekleme (uyuma) süresi,
- Depolama için harccanan enerjinin Gaz ve sıvı halde depolamaya göre daha düşük depolama enerji maliyeti,
- Metal veya kompleks hidritlere göre yüksek yakıt ikmal ve (kullanım anında) geri kazanım hızları,
- Hidritlerde olduğu gibi konak malzeme kristal yapısını bozmaması, tümüyle geri çevrilebilir olması ve dolayısıyla yakıt ikmal çevrim sayısının yüksek oluşu şeklinde sayılabilir.

Hidrojen depolamak için incelenen gözenekli yapıların sayısı yüzlerle ifade edilmektedir. Bunları şu şekilde sınıflandırmak mümkündür:

- Karbon: aktif karbon, grafen, nano-tüpler, karbon fiberler, katışık (doped) karbon,
- Zeolitler, aerojel'ler, gözenekli silikon,
- Metal-Organik Çerçeveler (Metal Organic Framework, MOF),
- Polimerler (gözenekli polimer ağları).

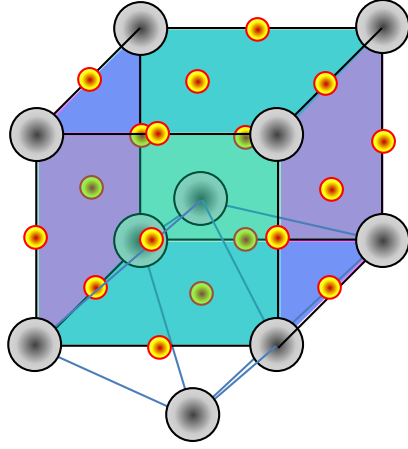
Mevcut gözenekli yapıların hiç biri, mobil uygulamalar için öngörülen asgari depolama kapasitesi hedeflerini yakalayamamıştır. Bunun başlıca nedeni, hidrojenin gözenekli yapı yüzeylerine bağlanma enerjisinin düşük oluşuyla ilgilidir. Yüzeye bağlanma enerjisi, yüzeyde depolanan konuk malzeme yoğunluğunu ve depolama azami sıcaklığını belirlemektedir. Aktif karbonlarda 4-

6 kJ/mol olan bu bağlanma enerjisi, metal organik çerçevelerde (MOF) daha düşüktür [69]. Metal organik çerçevelerin, aktif karbonlara göre çok daha yüksek spesifik yüzey alanlarına ($>3000 \text{ m}^2/\text{g}$) sahip olması dahi, normal basınç ve sıcaklıklarda asgari performans hedeflerine yaklaşmasına yetmemektedir. Diğer taraftan gözenek boyutlarındaki artışlar ($>2 \text{ nm}$) ve yapısal dizilim bozuklukları depolama kapasitelerini daha da düşürmektedir. Sonuç olarak mevcut gözenekli yapıların tümü, oda sıcaklığı ve 100 bar basınç altında $30 \text{ g H}_2/\text{kg}$ (ağırlıkça % 3'ten düşük) depolama kapasiteleri arz etmektedir [54].

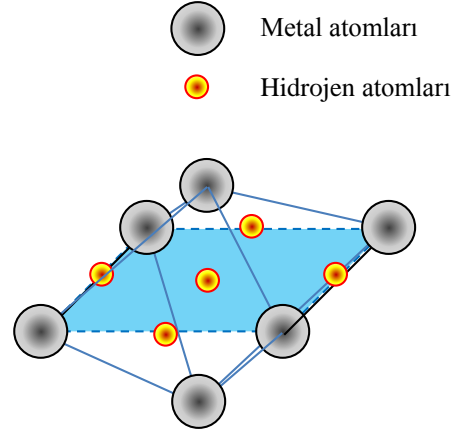
Gözenekli malzemelerin pek çoğu, düşük sıcaklıklarda daha yüksek hidrojen depolama kapasitelerine sahip olmaktadır. Sadece yüzey soğurma ile (gözenekler içinde serbest halde bulunan hidrojen hariç tutularak) yakın zamana kadar bildirilen en yüksek hidrojen depolama kapasiteleri, 77 K sıcaklık ve 56 bar basınç altında NU-100 metal organik çerçevesi ile $99.5 \text{ g H}_2/\text{kg}$ (ağırlıkça % 9.95), aynı sıcaklık ve 80 bar basınç altında MOF-210 metal organik çerçevesi ile $86 \text{ gH}_2/\text{kg}$ (ağırlıkça % 8.6) olmuştur. Toplamda (gözenekler içinde serbest halde bulunan hidrojen de hesaba katıldığında) ise NU-100 ve MOF-210 için bu kapasiteler sırasıyla $164 \text{ gH}_2/\text{kg}$ (% 16.4) ve $176 \text{ gH}_2/\text{kg}$ (% 17.6) olmaktadır. Gözenekli polimer ağları (PPN), MOF'lara yakın performanslar göstermektedirler. PPN-4 polimeri, 77 K sıcaklık ve 80 bar basınç altında toplamda $158 \text{ g H}_2/\text{kg}$ (% 15.8) depolama kapasitelerine ulaşabilmektedir. Bilinen en iyi aktif karbonlar aynı şartlarda $110 \text{ g H}_2/\text{kg}$ (% 11.0) depolama kapasiteleri göstermektedir. Bu performanslar artan sıcaklıkla birlikte çok hızlı bir şekilde düşmektedir [54].

Metal Hidritler İçinde Depolama:

Hidrojenin metal tabanlı konak malzemelerin kafes yapısına bağlandığı bileşikler metal hidrit olarak adlandırılmaktadır. Konak malzeme, saf metal, alaşım, katı çözeltili veya metal bileşik şeklinde ve herhangi bir kafes yapısına (kübik, tetragonal, hegzagonal, hacim merkezli, yüzey merkezli, v.b.) sahip, hidrojenle metal yapı arasındaki bağlar metalik, iyonik, kovalent veya polimer özelliklerde olabilmektedir. Hidrojen, bu yapılar içinde oluşan tetrahedral veya oktahedral boşluklarda depolanır. Örnek olarak, hacim merkezli kübik bir kafes yapıya sahip saf bir metal içinde hidrojen depolanma bölgeleri Şekil 1.12'de gösterilmiştir.



Hacim merkezli kübik metal kafes yapısı ve hidrojen atomlarının tutulduğu bölgeler



Kafes yapısı içinde oluşan oktahedral boşluk ve hidrojen depolanma bölgeleri

Şekil 1.12. Hacim merkezli kübik bir kafes yapıya sahip saf bir metal içinde hidrojen depolanma bölgeleri

Metal hidritler, bileşik olarak adlandırılrsa da hidrojenle konak malzeme arasında doğrudan moleküler bir bağ yoktur. Dolayısıyla, metal hidrit yapısı içinde konak malzeme atom sayılarıyla hidrojen atom sayıları arasındaki oran stoykiyometrik olmak zorunda değildir.

Metal hidritlerin gözenekli yapılardan farkı, hidrojenin konak malzemeye tutunabilmesi için açık gözeneklere ihtiyaç olmamasıdır. Sıcaklıkla orantılı bir basınç altında metal yüzeyine uygulanan hidrojen ilk önce van der Waals kuvvetleriyle metal dış yüzeyine tutunur. Bu süreç, fiziksel soğurma sürecidir. Burada yüzey kimyasına bağlı olarak değişen bir aktivasyon enerjisini aşan hidrojen molekülleri, atomlarına ayrılır ve metal yapısı ile elektron paylaşımına girer. Bu andan itibaren hidrojen, metal yapısı ile katı bir çözelti oluşturmaktadır. Katı çözelti içindeki hidrojen atomları, yüksek hareketlilikleri, birbirleriyle ve metal yapısıyla etkileşimleri sayesinde yapı içinde yayılmaya devam ederler [55-56]. Şekil 1.13'te metal hidrit oluşum safhaları ve enerji değişimleri gösterilmiştir.

Termodinamik açısından metal hidrit oluşum süreci, sabit sıcaklıklarda basınç-kompozisyon ve Van't Hoff eğrileri ile ifade edilir (Şekil 1.14) [55-56]. Katı

çözelti halinde hidrit oluşmaya başladığı andan itibaren basınç eğrisi yatay bir hal alır ve tam hidrit oluşumuna kadar yaklaşık olarak bu şekilde devam eder. Basınç-kompozisyon eğrisinin yatay bölgesinin uzunluğu soğurulan hidrojen miktarıyla doğru orantılıdır.

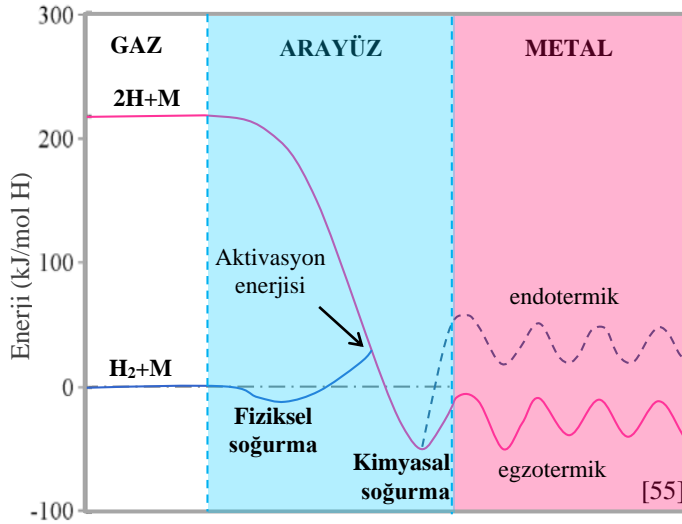
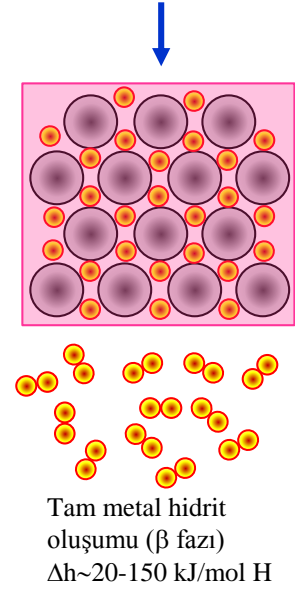
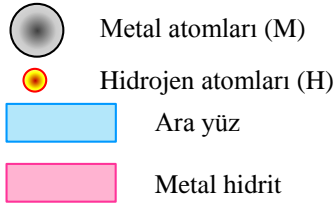
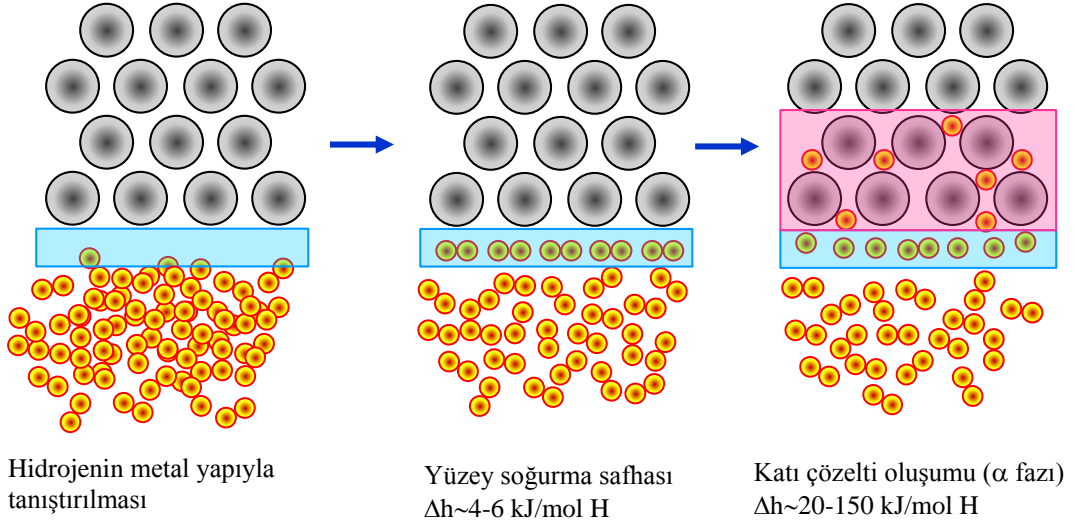
Van't Hoff eğrileri, standart harici sıcaklıklarda gaz reaksiyonlarının denge sabitini bulmak için Gibbs serbest enerji formülünden çıkartılan Van't Hoff denkleminin (1.31) grafiğe dönüştürülmüş halidir [55, 59].

$$\ln\left(\frac{K}{K_0}\right) = \ln\left(\frac{P}{P_0}\right) = \frac{\Delta G}{R.T} = \frac{\Delta h}{R.T} - \frac{\Delta s}{R} \quad (1.1)$$

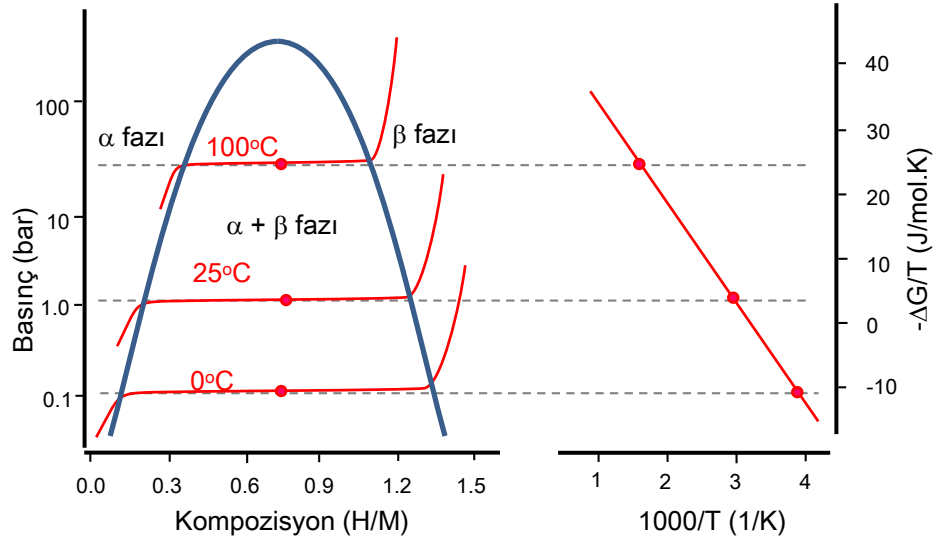
Gibbs serbest enerji değişimi (1/R.T)'ye karşılık gösterildiğinde, grafiğin eğimi, entalpi değişimini (Δh) ve dikey eksenini kestiği nokta entropi değişimini (Δs) vermektedir. Şekil 1.14'te sağda egzotermik bir metal hidrit oluşumunun Van't Hoff grafiği görülmektedir. Soldaki basınç-kompozisyon grafiğiyle karşılaştırma kolaylığı bakımından Gibbs serbest enerjilerinin negatif işaretlisi alınmıştır.

Metal hidrit oluşumu sırasında hidrojen entropisindeki değişim, gaz hidrojenin katı yüzeyine bağlanması sonucu yaklaşık olarak tüm entropisini kaybetmesinden kaynaklandığından, hemen hemen tüm metal hidrit oluşumlarının entropi değişimi, hidrojen gazının (H_2) standart entropisine (~ 130 J/K.mol) eşittir [56]. Egzotermik metal hidrit oluşumlarında entalpi değişimiyle birlikte bu enerjinin, yakıt ikmali sırasında uzaklaştırılması ve kullanım sırasında verilmesi gerekir. Bu enerji, metal hidritlerin hidrojen depolama uygunluğunu etkileyen önemli faktörlerden biridir.

Oluşum entalpisi, metal hidritin kararlılığını belirleyen bir faktördür. Düşük oluşum entalpileri (<10 kJ/mol), metal hidritin normal sıcaklıklarda kararlılığını ve dolayısıyla depolama kapasitesini düşürmektedir. Yüksek oluşum entalpileri (>40 kJ/mol) ise, kullanım sırasında hidrojenin geri dönüşümünü zorlaştırmaktadır.

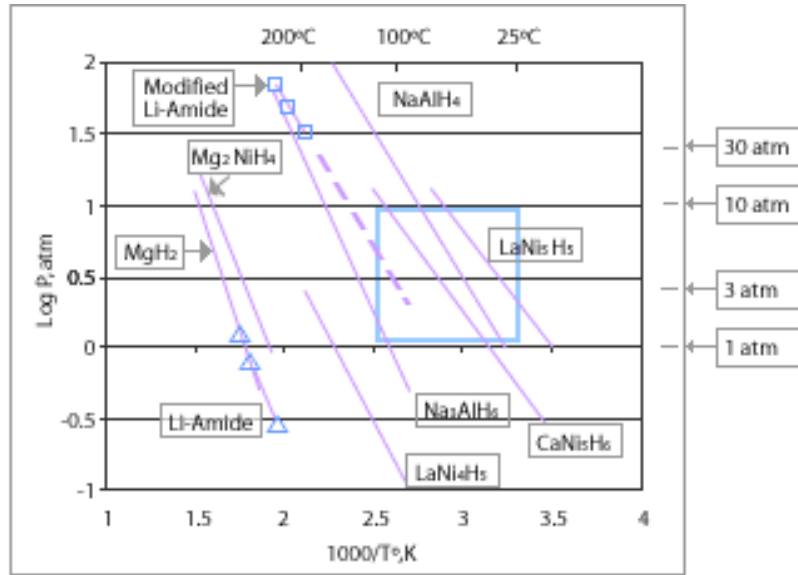


Şekil 1.13. Metal hidrit oluşum safhaları



Şekil 1.14. Metal hidrit oluşumunun basınç-kompozisyon eğrileri (solda) ve Van't Hoff grafiği (sağda) [56]

Van't Hoff grafikleri, hidrojenin metal hidritlerden ayrışma ve dolayısıyla kullanım basınç ve sıcaklığını göstermesi bakımından önemli bir kriterdir. Mevcut metal hidritlerin pek azı ABD Enerji Bakanlığı'nın mobil uygulamalar için belirlediği çalışma basınç ve sıcaklıkları için uygunluk göstermektedir (Şekil 1.15'te mavi çerçeveli pencere içinde gösterilenler).



Şekil 1.15. Bazı metal hidritlerin Van't Hoff eğrileri [57]

Ağırlıkça yüksek hidrojen depolama kapasitelerine ulaşabilmek için, metal hidrit oluşumunda Li, Be, Na, Mg gibi hafif metallerin kullanılması gerekmektedir. Fakat bu metaller hidrojenle kuvvetli iyonik veya kovalent bağlar oluşturduklarından kullanım sırasında geri dönüşüm güçlükleri arz etmektedir. Diğer taraftan hidrojenin bu metallerle oluşturduğu hidritler metalik, iyonik ve kovalent bağların ikisi veya üçünü bir arada barındırdığından genellikle ayrı bir grupta (kompleks hidritler) ele alınmaktadır.

Van't Hoff eğrileri Şekl 1.15'te gösterilen pencere içinde yer alan ve metal hidrit tanımına tam olarak uyan elementler genellikle geçiş metallere aittir. Fakat geçiş metalleri, normal basınç ve sıcaklıklarda hidrojenle kararsız bileşikler oluşturur ve diğer taraftan atom ağırlıkları büyüktür. Bu durum, geçiş metalleriyle ikili bileşik halinde oluşturulan metal hidritlerin ağırlıkça hidrojen depolama kapasitelerinin düşük olmasına yol açmaktadır. Bu nedenle, bağ enerjisi ve ağırlıkça depolama kapasitesini ayarlamak için AB_x şeklindeki bileşik veya alaşımlar oluşturulur. A elementi, genellikle hidrojenle kararlı bileşikler oluşturan bir alkali veya nadir toprak metalidir, B elementi ise kararsız hidritler oluşturan bir geçiş metalidir. Farklı birleşim oranlarıyla (X) ilgili çalışmalar olmakla birlikte bunlardan en çok bilinenleri $X = 0.5, 1, 2$ ve 5 şeklinde olanlarıdır [56]. Bu şekilde oluşturulan metal hidritlerin başlıca avantajı çok yüksek hacimce depolama oranları elde edilebilmesidir. Çok yüksek (ağırlıkça %20'lere varan) depolama kapasitelerine ulaşılabilmiştir. Örneğin, Mg_2FeH_6 'nin hacimce hidrojen depolama kapasitesi $\sim 150 \text{ kg/m}^3$, sıvı hidrojen yoğunluğunun iki katından fazladır (bunun nedeni, metal-hidrojen arası bağ mesafelerinin sıvı hidrojen bağ mesafesinden daha düşük olmasıdır). Fakat, bu metal hidritin hidrojen ayrışma sıcaklığı ($\sim 620 \text{ K}$, 1 bar) mobil uygulamalar için pratik olmaktan çok uzaktır.

ABD Enerji Bakanlığı tarafından oluşturulan metal tabanlı hidrojen konağı veri tabanı, hali hazırda 2700'den fazla malzeme içermektedir ve buna her geçen gün yenileri eklenmektedir [58]. Bu veri tabanından alınan bazı örnekler, Çizelge 1.8'de verilmiştir.

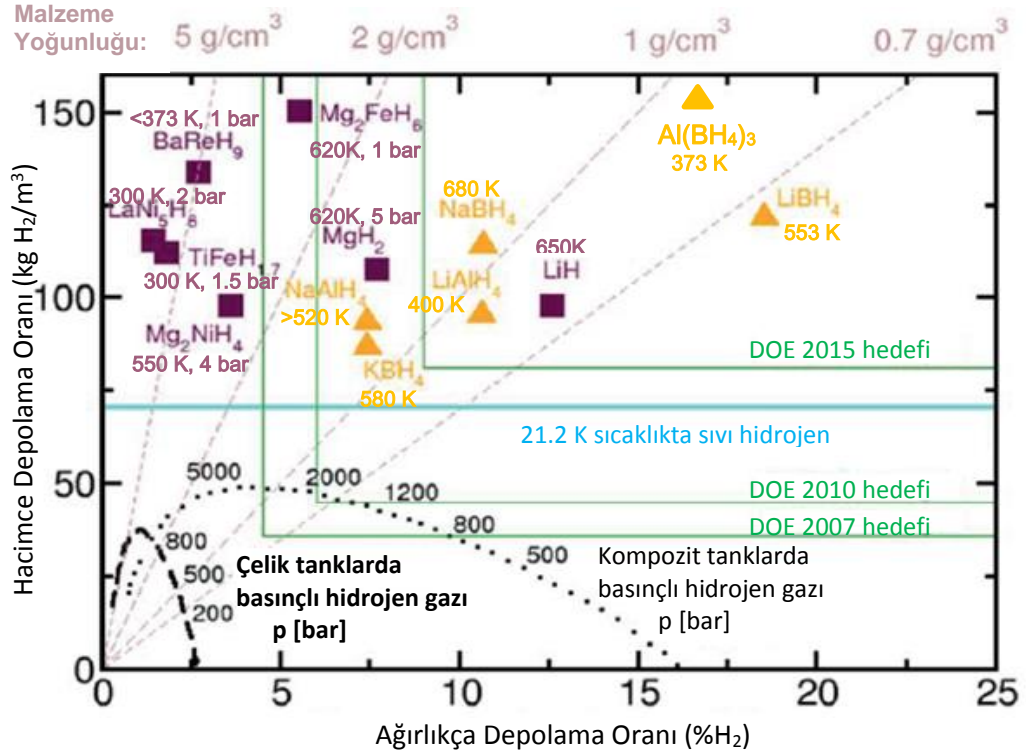
Kompleks Hidritler

Kompleks hidritler, metalik, iyonik, kovalent bağların üçünü birden içeren hidritlerdir. Ağırlıkça yüksek depolama kapasiteleri gösteren Li, Be, Na, Mg, Al gibi hafif metallerin hidritleri, kuvvetli iyonik veya kovalent bağlar içerdiğinden, hidrojenin kullanım sırasında ayrıştırılması sorun oluşturmaktadır. Bağ kuvvetini ayarlamak üzere bu metallere değişen oranlarda geçiş metali, ara geçiş metali veya yarı metal katılmasıyla kompleks hidritler oluşturulur. Kompleks hidritler, sundukları yüksek depolama oranları nedeniyle son zamanlarda araştırmaların ilgi odağı olmuştur. Örneğin Mg_2FeH_6 ve $Al(BH_4)_3$ için maksimum 150 kg/m^3 hacimce depolama oranları bildirilmiştir [59]. Kompleks hidritler, ağırlıkça depolama bakımından da metal hidritlere göre üstün özellikler göstermektedir. Özellikle bor içerikli hafif metal alaşımları (örneğin $LiBH_4$, $AlBH_4$, $NaBH_4$), ağırlıkça %18'e varan hidrojen depolama kapasiteleriyle dikkat çekmektedir (Şekil 1.20). Bununla birlikte bu hidritlerin çoğu $100 \text{ }^\circ\text{C}$ 'den yüksek geri dönüşüm sıcaklıkları arz etmektedir. Geri dönüşüm sıcaklıkları $100 \text{ }^\circ\text{C}$ 'den düşük olan metal hidritler, çoğunlukla geçiş metalleri gibi nispeten ağır metallerden elde edilmektedir. Bu durum ise ağırlıkça hidrojen depolama oranlarını %5'in altına düşürmektedir (Şekil 1.16).

Hidrojen depolama için bilinen veya araştırılan metal ve kompleks hidritlerin burada sözü edilenlerle sınırlı olmadığı açıktır. ABD Enerji Bakanlığı (DOE), mobil uygulamalarda (özellikle yakıt hücreli araçlarda) kullanılmak üzere uygun hidrojen depolama malzeme ve yöntemlerini araştırmak ve geliştirmek üzere çeşitli mükemmeliyet merkezleri oluşturmuştur [60]. Bu merkezler, çeşitli akademik, endüstriyel ve ticari gruplarla birlikte, deneysel ve/veya teorik bilinen depolama yöntemlerini derleme, değerlendirme ve yeni yöntemler geliştirme çalışmaları yapmaktadır. ABD Enerji Bakanlığı 2004 yılından bu yana yaptığı bu çalışmaların sonuçlarını ve ilgili değerlendirmelerini internet sitesinde [61] raporlar halinde yayınlamaktadır.

Çizelge 1.8. Metal hidrit sınıfları ve bazı özellikleri [58]

(METAL/KOMPLEKS) HİDRİT TABANI					
Sınıf	Örnek	Ağırlıkça H ₂ Oranı (%)	Hidrit Oluşum Entalpisi (kJ/mol H ₂)	Sıcaklık (°C)	Basınç (atm)
A₂B	Th ₂ Al	3.9		50	9 – 10
	Zr ₂ Ni	1.3	183	604	0.003
	Mg _{1.92} Al _{0.08} Ni	3.5	70.5	295	4
	Mg _{1.75} Ti _{0.25} Ni _{0.75} Cu _{0.25}	2		300	2.3
AB	TiCo	1.4	57.4	155	4
	TiFe _{0.8} Ni _{0.2}	1.3	41.2	50	0.33
	Zr _{0.7} Hf _{0.3} Co	1.4	80.3	200	0.03
	Zr _{0.97} Mm _{0.3} Ni _{0.77} Cu _{0.19}	1.6		232	0.11
AB₂	CaNi ₂	2.1	85	25	0.05
	Ti _{0.5} Zr _{0.5} Mn ₂	1.8	40	70	1.5
	Ti _{0.6} Zr _{0.4} Mn _{1.4} Cr _{0.4} Cu _{0.2}	1.8	48	20	0.3
AB₅	CaNi ₅	1.2	33.9	25	0.7
	Ce _{0.6} La _{0.4} Ni ₅	1.5	22.3	25	28
	LaNi _{4.25} Co _{0.5} Sn _{0.25}	1.4	42.5	25	0.5
	Mm _{0.5} Ca _{0.5} Ni _{2.5} Co _{2.5}	1.1	34.7	50	9
Kompleks	Be(BH ₄) ₂	20.8		123	1
	Na ₃ AlH ₆	5.9	64	210	21.4
	Yb ₄ Mg ₄ Fe ₃ H ₂₂	2.3	137	458	4
	LiAlH ₄	10.6	61	200	1
Mg	Mg ₅₁ Zn ₂₀	3.6	80.9	330	8
	Mg-5Ni	7.4	76.4	323	2.9
	Mg _{1.92} NiAl _{0.08}	3.5	70.5	295	4
	Mg _{0.85} La _{0.1} Al _{0.05}	6.2	77	300	4.5
Çeşitli Kompozit	HoFe ₃	1	44.6	150	0.63
	La _{0.5} Ca _{0.5} Ni ₃	1.6	43.5	20	0.6
	LaCaMgNi ₆ Al ₃	1.8	30	20	0.4
	Y _{4.3} Sc _{0.7} Si _{2.6} Ge _{0.4}	0.5	39.4	426	1.5
Katı Çözelti	Pd _{0.95} Co _{0.5}	0.6	38.2	81	
	Ti _{0.23} Mn _{0.36} V _{0.41}	2.8	34	40	4
	V _{0.8} Ti _{0.2}	3.4	60	110	1.8
	Pd _{0.9} Pt _{0.1}	0.3	30.7	80	3



Şekil 1.16. Bazı hidritlerin depolama kapasiteleri ve geri dönüşüm sıcaklıkları (metal-hidritler mor renkle ve karelerle, kompleks hidritler sarı renkler ve üçgenlerle gösterilmiştir) [62-63]

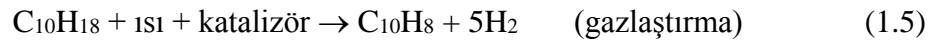
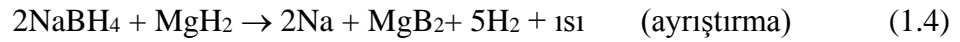
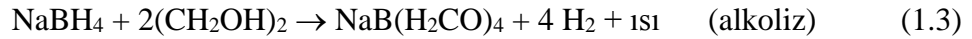
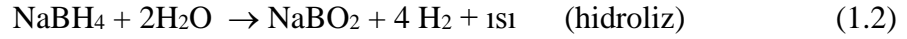
Yukarıda sayılanların dışında, metal veya kompleks hidrit şeklinde hidrojen depolama yöntemlerinin mobil araçlarda uygulanabilir olması için çözülmesi gereken diğer problemler, düşük hidrojen yükleme (hidrojenasyon) – geri kazanım (dehidrojenasyon) hızları, geri dönüştürülebilirlik kusurları, düşük yakıt ikmal çevrim sayıları ve maliyetle ilgili konulardır. Bu sorunların tümüne çözüm arz etmese ve bir türünden diğerine farklılıklar arz etse de metal hidritlerin hidrojen depolama konusunda genel olarak sundukları avantajlar, şunlardır:

- Yüksek depolama kapasiteleri,
- Makul depolama basınç ve sıcaklıkları
- Depolama için düşük enerji sarfıyatı,
- Düşük depoda bekleme kayıpları (uzun uyuma süresi),
- Emniyet.

Kimyasal (Geri Dönüşümsüz) Hidritler:

Metal veya kompleks hidritlerden farklı olarak, konak malzemenin kullanım sırasında kimyasal dönüşüme uğradığı veya hidrojenin kullanım sırasında farklı kimyasallardan elde edildiği yöntemler, kimyasal depolama olarak sınıflandırılmaktadır. Bu tür depolama yöntemlerinde kullanım (dehidrojenerasyon) sonrası konak malzeme, depolama öncesinden tümüyle farklı bir kimyasal yapıya kavuşur. Reaksiyon sonrası ürünlerin geri dönüşümü araç üzerinde mümkün veya pratik olmadığından, harcanan yakıt ve yan ürünlerin yeniden üretiminin araç dışında gerçekleştirilmesi gerekir.

Kimyasal hidritlerden hidrojen eldesi, yaygın olarak hidritin su (örneğin veya alkolle reaksiyonu ile gerçekleştirilmektedir [64]. Farklı hidritlerin reaksiyonu ile hidrojen üretimi (örn. denklem 1.33) gelişmekte olan bir teknolojidir. Hidrojenin kimyasal hidritlerden ısıl yöntemlerle ayrıştırılması (gazaştırılma) gereken çok yüksek sıcaklıklar, bu yöntemi pratik olmaktan çıkarmaktadır. Bununla birlikte bu hidritlerin ayrışma sıcaklığını düşürmek için araştırmalar (katalizör v.b.) yoğun olarak devam etmektedir. Kimyasal hidritlerden, hidroliz, alkoliz, ayrıştırma ve gazlaştırma reaksiyonlarına birer örnek sırasıyla (1.2-1.5) denklemlerinde verilmiştir [59, 64].



Yaygın olarak incelenen ve araştırılan kimyasal hidritler, bor hidritleri (borane'lar), alüminyum hidritleri (alane'lar, alanat'lar) ve azot hidritleridir (nitritler, imidler, amidler). Bu hidritlerden bazıları Çizelge 1.9'da verilmektedir. Çizelgedeki kimyasal hidrit listesi, amonyak (NH₃) ve metan (CH₄) ilave edilerek genişletilebilir [59].

Çizelge 1.9. Bazı kimyasal hidrit ve nitritlerin hidrojen depolama kapasiteleri ve ayrışma sıcaklıkları

[59]

Malzeme Türü	Formül	Ağırlıkça Depolama Kapasitesi (%)	Ayrışma Sıcaklığı (°C)
Bor Hidritleri	LiBH ₄	18.5	300
	NaBH ₄	10.6	350
	KBH ₄	7.4	125
	Be(BH ₄) ₂	20.8	125
	Mg(BH ₄) ₂	14.9	320
	Al(BH ₄) ₃	16.8	158
	Ca(BH ₄) ₂	11.6	260
Azot – Bor Hidritleri (Amony boran'lar)	NH ₄ BH ₄ → NH ₃ BH ₃ + H ₂	6.1	<25
	NH ₃ BH ₃ → NH ₂ BH ₂ + H ₂	6.5	<120
	NH ₂ BH ₂ → NHBH + H ₂	6.9	>120
	NHBH → BN + H ₂	7.3	>500
	Toplam: (NH ₄ BH ₄ → BN + 4H ₂)	26.8	>500
Alüminyum Hidritleri	LiAlH ₄	10.6	190
	NaAlH ₄	7.5	100
	KAlH ₄	4.3	-
	Mg(AlH ₄) ₂	9.3	140
	Ca(AlH ₄) ₂	7.8	>230
	AlH ₃	10.1	-
Hidroliz Yapan Hidritler	LiH	7.8	-
	NaH	4.8	-
	MgH ₂	6.5	-
	CaH ₂	5.2	-
Reaktif Kompozit	2NaBH ₄ +MgH ₂	9.8	>300
	Ca(BH ₄) ₂ +MgH ₂	10.4	<120
	2LiBH ₄ +MgH ₂	14.3	170/200
Nitrit	Li ₃ N (iki aşamada)	3.9 + 6.5	255 ve 285

1.5.4.3. Hidrojen depolama yöntemlerinin karşılaştırması

Hidrojen depolama yöntemleri karşılaştırıldığında (Çizelge 1.10), mevcut teknolojilerle fiziksel depolama yöntemlerinin ağırlıkça depolama oranlarının mobil uygulamalar için öngörülen hedeflerden (bkz. Çizelge 1.7) uzak olduğu görülmektedir. Malzeme bazında teorik olarak yüksek depolama oranları (% 18-40) vaad eden kompleks ve reaktif hidrit şeklinde depolama yöntemlerinin ise arz ettikleri yüksek ayrışma sıcaklıkları, ayrışmanın kontrolü, reaksiyona giren kimyasallar veya ürünlerin depolanması/yönetilmesi, çevrim sayısı gibi sorunlarının tümüyle çözüldüğüne dair yeterli bilgi henüz mevcut değildir.

Çizelge 1.10. Bazı hidrojen depolama yöntemlerinin karşılaştırılması [39, 51, 56, 65]

Yöntem	Depolama Kapasitesi				Depolama Şartları				Enerji Sarfıyatı			
	Ağırlıkça (% kg H ₂ /kg sis.)		Hacimce (kg H ₂ /m ³ sis.)		Basınç (bar)		Sıcaklık (°C)		Depolama (kJ/kg H ₂)		Ayrışma (kJ/kg H ₂)	
	Değr.	Kayn.	Değr.	Kayn.	Değr.	Kayn.	Değr.	Kayn.	Değr.	Kayn.	Değr.	Kayn.
Sıkıştırılmış Gaz	13	[56]	<40	[56]	800	[56]	25	[56]	15,252 ¹	[65] ¹	0	[65]
	5.5	[39]	17.6	[39]	350	[39]	25	[39]	12,264	[65]	0	[65]
	5.2	[39]	26.3	[39]	700	[39]	25	[39]	14,883	[65]	0	[65]
	5.5	[51]	32	[51]	250	[51]	-238	[51]	17,815 ²	--	0	---
Sıvı	Değışk.	[56]	70.8	[56]	1	[56]	-253	[56]	42,600	[65]	0	[65]
Yüzey Soğurma	~ 2	[56]	20	[56]	100	[56]	-80	[56]	15,998 ³	[65]	~0	[65]
Hacim Soğurma	~ 2	[56]	150	[56]	1	[56]	25	[56]	6,226 ⁴ - 10,865 ⁵	[65]	1,071 ⁴ - 6,724 ⁵	[65]
Kompleks Hidrit	<18	[56]	150	[56]	1	[56]	>100	[56]	10,589 ⁶	[65]	4,080 ⁶	[65]
Reaktif Hidrit	<40	[56]	>150	[56]	1	[56]	25	[56]	Değışk.	---	Değışk.	---

¹ 700 ve 800 bar'a sıkıştırma için teorik işler hesaplandıktan sonra kaynak [65]'teki 700 bara sıkıştırma gerçek işi ile doğru orantı kurularak hesaplanmıştır.

² Bu çalışmada hesaplanan teorik değer.

³ Tek duvarlı karbon nano-tüp (SWNT) için bildirilen değer.

⁴ Düşük sıcaklık metal hidritlerini temsilen LaNi₅H₆ için bildirilen değer.

⁵ Yüksek sıcaklık metal hidritlerini temsilen MgH₂ için bildirilen değer.

⁶ Alanat'ları temsilen NaAlH₄ için bildirilen değer.

1.6. Konuyla İlgili Önceki Çalışmalar (Literatür Taraması)

1.6.1. Hidrojenin yakıtlı hava aracı araştırma ve projeleri

Hidrojen hava araçlarında yakıt olarak kullanılması ilk kez, roket biliminin öncülerinden kabul edilen, Rus bilim adamı Tsiolkovsky (Konstantin Eduardovich) tarafından önerilmiştir. Tsiolkovsky, 1903 yılında yayınlanan ve roket mekaniğinin temel hesaplarını gösterdiği *Tepkili Motorlarla Evrenin Keşfi* (“*Exploration of the Universe With Reaction Machines*”) başlıklı kitabında, roket çizimi üzerine yakıtını hidrokarbon şeklinde not etse de, kitabın büyük bölümünde hidrojen yakıtın özelliklerinden ve avantajlarından söz etmiştir [66]. Tsiolkovsky, 1911 yılında yayınlanan bir yazısında ise aynı roketin yakıtını resim üzerinde dahi hidrojen olarak not etmiştir. Tsiolkovsky, sonraki yıllarda hidrojenin avantajlarıyla birlikte kullanım zorluklarıyla ilgili bilgiler edindikçe pek çok defa bir hidrojen taraflısı bir hidrojen karşıtı görüşler sergilemiş, nihayet 1935 yılında, ölümünden kısa süre, önce roket tasarımlarında hidrojen yakıtı yer vermekten tümüyle vazgeçmişti [67-68].

Hidrojeni gaz türbinli motorlarda ilk kez yakıt olarak kullanan kişi 1937 yılında Von Ohain olmuştur. Ohain, deneysel amaçlı ürettiği HeS-1 turbojet motorunda hidrojen yakıt kullanmış ve yerde denediği motordan yaklaşık 1.11 kN (250 lbf) itki elde etmiştir [68].

İkinci Dünya Savaşı’ndan sonra ABD, Avrupa’dan getirdiği Werner von Braun ve ekibi gibi daha önce roket geliştirme çalışmaları içinde yer almış bilim adamı ve teknisyenlerle, daha çok uçaklarda itki kaynağı olarak kullanmak amacıyla, kendi roketini geliştirme çalışmalarına başlamış, bu çalışmalarda zaman zaman yakıt olarak hidrojen kullanılması da gözden geçirilmiştir. Fakat, Tsiolkovsky ile hemen hemen aynı nedenle (hidrojenin kullanım zorlukları) bu fikir bir süre rafa kaldırılmıştır [68].

Hidrojen teknolojisindeki gelişmeler, her seferinde hidrojenin havacılık yakıtı olarak tekrar gözden geçirilmesini sağlamıştır. 1954 – 1957 yılları arasında, ABD’deki NACA-Lewis Uçuş İtki Laboratuvarı’nda (Flight Propulsion Laboratory) hidrojenin yüksek irtifa hava araçları ve füzelerde kullanılmak üzere

bir turbojet motoru üzerinde aşamalı olarak denenmiştir. Sadece motorun yanma odasında düşük basınçlarda hidrojen yakılmasıyla başlayan deneyler, daha sonra hidrojen yakıt tankları, hidrojen pompaları, ısı eşanjörleri, kontrol sistemleri ve nihayet motorun tümüyle hidrojen yakıt sistemleriyle çalıştırılması şeklinde devam etmiştir. Bu deneylerden elde edilen pek çok değerli bilgi ve tecrübelerin yanında elde edilen sonuçlardan bazıları şunlardır:

- i. Hidrojen gazı bir turbojet yanma odasında düşük basınçlarda gayet iyi bir şekilde yakılabilmektedir.
- ii. Hafif ve kaçak miktarı düşük hidrojen tankları imal etmek mümkündür.
- iii. Sıvı hidrojen, turbojet motor şartlarının gerektirdiği gibi pompalanabilir.
- iv. Hidrojen, hidrokarbolara göre daha az yanma hacmi gerektirdiğinden daha kısa ve hafif motor imal etme imkânı sunar.
- v. Turbojet motorlar, yüksek irtifalarda, tümüyle hidrojenle ve hidrokarbonlara göre daha düşük (kütlesel) yakıt tüketimiyle çalıştırılabilir.
- vi. Mevcut turbojet motorlar, kolaylıkla hidrojen yakıt kullanacak şekilde dönüştürülebilir.
- vii. Sıvı hidrojen, yerde ve havada emniyetli bir şekilde kontrol edilebilir.
- viii. Sıvı hidrojen, hava sürtünmesinin hava aracı yüzeylerini ısıttığı çok yüksek hızlı uçuşlar için mükemmel bir soğuk ısı deposudur [67-69].

ABD, bu yıllarda yürüttüğü ilk hidrojen yakıtlı hava aracı projesini (CL-400 Suntan) 1973 yılına kadar kamuoyu bilgisinden gizli tutmuştur. CL-400 Suntan projesi, U-2 keşif gözetleme uçaklarının yerini almak üzere, çok yüksek irtifalarda (yaklaşık 30 km) ve çok yüksek hızlarda (yaklaşık 2.5 mah) görev yapma kabiliyetine sahip bir uçağın tasarlanması ve bu uçakta kullanılmak üzere mevcut bir turbojet motorun sıvı hidrojen kullanabilecek şekilde dönüştürülmesini içeriyordu. 1954-1955 yılları arasında büyük bir gizlilikle yürütülen proje, bütçe sorunları ve alt yapı eksiklikleri gibi nedenlerle hidrojen yakıtlı bir hava aracı imal

edilmeden sonlandırılmış olsa da yapılan çalışmalar, hidrojenin hava araçlarında yakıt olarak kullanılmasının mümkün olduğunu ortaya koymuş ve gerekli teknolojinin gelişmesine önemli katkıları olmuştur [67-69].

Hidrojen yakıtlı bir hava aracının ilk başarılı uçuşu, 1956 yılında ABD Hava Kuvvetleri'ne ait B-57 bombardıman uçağı tarafından gerçekleştirilmiştir. İki adet J-65 turbojet motoruna sahip B-57 uçağının motorlarından biri 21 dakika boyunca hidrojenle çalıştırdıktan sonra tekrar hidrokarbon yakıtı dönelen test uçuşunda, 50.000 ft irtifa ve 0.75 mach hıza ulaşılmış, motorun hidrojenle çalıştırılması sırasında herhangi bir anormallik veya düzensizlikle karşılaşılmaştır [67-69].

ABD, 1963 yılından itibaren uzay ve mekik programlarında hidrojen yakıt kullanmaya başlamış, Apollo uzay aracının fırlatılmasında hidrojen yakıt kullanan roketlerden kaynaklanan hiçbir arıza ile karşılaşmamıştır. Bununla birlikte, hidrojenin üretilmesi ve yakıt ikmali için gerekli alt yapı yetersizliklerinden dolayı, hidrojen yakıtlı hava aracı projelerinde nispeten bir yavaşlama olmuştur. Fakat, 1970'li yıllarda yaşanan petrol krizi hidrojen yakıtı olan ilgiyi yeniden canlandırmıştır. 1973 yılından itibaren NASA ve General Electric (GE) hidrojenin gaz türbinlerinde yakıt olarak kullanılabilmesi için pek çok araştırmaya katılmış, teknik, teorik veya ekonomik destek vermiş, bu çalışmalar sonucunda yeni uçak konfigürasyonları ve termodinamik çevrimler geliştirilmiştir. [67-69].

1980'li yılların ikinci yarısından itibaren, hidrojen yakıtlı hava aracı alanında ABD'nin karşısında rakipler belirmeye başlamıştır. 1988 yılında Sovyetler Birliğı, TU-154 uçağını motorlardan birinde hidrojen kullanacak şekilde modifiye etmiş ve bu yeni modele TU-155 adını vermiştir. 1991 yılında Sovyetler Birliğı ve Almanya, 500 mil menzile sahip olması öngörülen A310 benzeri fakat hidrojen yakıt kullanan ticari bir uçağın protitpinin üretilmesi üzerinde anlaşıklarını ilan etmişlerdir. Venture adı verilen bu projede, kanat boyutlarını küçük tutabilmek için, kanatlarda az miktarda yakıt taşınması ve asıl yakıt tanklarının gövde üzerinde bulunması üzerine öngörülüyordu [69].

Venture projesiyle aynı yıllarda NASA-Langley Araştırma Merkezi tarafından da benzer bir proje yürütülüyordu. 400 yolcu taşınması, 0.85 mah hızında uçuşması ve 5500 deniz mili menzile sahip olması öngörülen bu projede, yüzey

alanı/hacim oranını küçük tutabilmek için gövde içinde iki adet büyük silindirik yakıt tankı düşünülüyordu [69].

2000 yılında Avrupa Komisyonu CRYOPLANE projesini yürütmek üzere havacılık sektöründen 35 katılımcı ile bir konsorsiyum oluşturmuştur. Projenin amacı, havacılık için alternatif yakıt geliştirmek ve hidrojenin havacılıkta kullanımına yönelik geniş ölçekli çalışmaları için sağlam bir platform oluşturmaktır. Öncülüğünü Airbus Deutschland firmasının yaptığı ve 26 ay süren projede, hidrojen yakıtın havacılıkta uygulanabilirliği, uygun uçak konfigürasyonları, emniyet ve çevresel sorunlar gibi konular incelenmiştir. Küçük iş jetlerinden A380 gibi büyük uçaklara varan çok farklı uçak tipleri üzerinde hidrojenin uygulanabilirliği incelenmiş, ayrıca havacılıkta hidrojen yakıtı geçiş için orta ve uzun vadeli senaryolar ele alınmıştır [70].

Çalışma sonunda, hidrojen yakıt tanklarının geleneksel yakıtlara göre 4 kat hacimde olacağı, bunun uçak yüzey alanını ve dolayısıyla sürüklemeyi artıracığı, bunun da enerji tüketiminde % 9 ile % 14 arasında artışa yol açacağı sonucuna varılmıştır. Sırf hidrojen yakıt kullanımından dolayı işletme maliyetlerinde % 4 ile % 5 arasında artış olacağı tahmin edilmiştir [70].

Teknik değerlendirmeler, hidrojen yakıtlı motorların kerozen yakıtlı motorlar kadar verimli olabileceği, geleneksel turbo motorların hidrojen yakıt kullanacak şekilde dönüştürülebileceği sonucunu ortaya çıkarmıştır. Ayrıca havacılığa özel emniyet değerlendirmeleri, hidrojen yakıtlı uçakların en az mevcut uçaklar kadar güvenli olabileceğini göstermiştir. Bununla birlikte uçuşa elverişlilik yönetmelikleri ve yer hizmetleri gibi konularda bir takım dönüşümler gerekeceği görülmüştür [70].

Çevresel uyum incelemesi, havacılıkta hidrojen yakıtı geçişin uzun vadede büyük yararları olacağını göstermiştir. Hidrojen sudan elde edilip, yanma sonunda yine suya dönüştüğünden, sera gazı emisyonları kerozene göre çok daha az olacaktır. Diğer taraftan, hidrojenin yanması sonucu az miktarda olsa da ortaya çıkan NO_x ve yüksek irtifalarda salınan su buharının sera etkisi olduğu bilinmektedir. Bununla birlikte, su buharının atmosferin yüksek katmanlarında kalış süresi 6 ay, karbondioksitin 100 yıllık kalış süresine göre çok azdır [70].

CRAYOPLANE projesi sonunda, hidrojenin geleceğin havacılığı için uygun bir alternatif yakıt olduğu, temiz ve yenilenebilir enerji kaynaklarına dayanmasıyla, havacılık sektörünün atmosfere zarar vermeden gelişmesine devam etmesi için bir imkan sunduğu, uygulamaya geçilmesi karşısında kritik bir engel bulunmadığı; bununla birlikte, daha fazla araştırmaya ihtiyaç olduğu ve havacılıkta hidrojen yakıt uygulamalarının 15 – 20 yıl alacağı sonucuna ulaşılmıştır [70].

Hidrojen yakıtla uçan ilk insansız hava aracı, AeroVironment tarafından geliştirilen Global Observer'in 2005 yılında test uçuşu gerçekleştirilen 1/3 ölçekli protipi olmuştur. 17 – 20 km irtifalarda, 5-7 gün boyunca, haberleşme rölesi ve uzun süreli gözetleme gibi görevler yapması planlanan Global Observer hidrojen yakıtla ilk tam ölçekli test uçuşunu 2011 yılının Ocak ayında gerçekleştirmiştir. Aynı yılın Nisan ayında prototipin dokuzuncu test uçuşu sırasında düşmesi üzerine ABD hükümeti 2012 yılının Aralık ayında Global Observer geliştirme projesine ayırdığı bütçeyi kapatmıştır. Bununla birlikte AeroVironment firması, Global Observer'in ikinci prototipini geliştirmek için yeni ortaklar arayışı içindedir. Bu maksatla 2014 yılının Şubat ayında Global Observer'in uluslararası müşterilere satılması için Lockheed Martin ile iş birliğine gittiğini duyurmuştur [71].

ABD'de hidrojen yakıtlı insansız hava aracı araştırmaları yalnız Global Observer'dan ibaret değildi. Aynı yıllarda (2005) Amerikan Deniz Kuvvetleri Araştırma Laboratuvarı (Naval Research Laboratory, NRL) öncülüğünde, insansız hava araçları için yakıt hücreleri geliştirme çalışmalarına başlanmıştı. Bu çalışmalar sonucunda üretilen yüksek performanslı yakıt hücreleri, 2009 yılının Kasım ayında insansız hava aracı Ion Tiger'in hidrojen yakıtla ilk test uçuşunda kullanılmıştır. Yaklaşık 16.8 kg (37 lb) ağırlığa sahip Ion Tiger, bu uçuş sırasında 550 W (0.75hp) güce sahip, yaklaşık 1 kg (2.2 lb) ağırlığında bir PEM yakıt hücresi 5.000 psi basınç altında sıkıştırılmış hidrojen gazı kullanarak 26 saat kesintisiz uçmuştur. Ion Tiger, 2013 yılının Nisan ayında ise gaz hidrojen yerine yüksek basınçlı tanklarda ve çok düşük sıcaklıklarda (cryogenic) depolanan sıvı hidrojen kullanarak 48 saatlik bir test uçuşu gerçekleştirmiştir [72-74].

Boeing firması, 2010 yılının Temmuz ayında hidrojen yakıtlı Phantom Eye insansız hava aracının % 60 - 70 ölçekli bir prototipini basına tanıtmıştır. Phantom Eye, gücünü her biri 111 kW (150 hp) gücünde iki adet pistonlu Ford motorundan

ve itkisini her biri dört kanatçıklı iki adet pervaneden elde etmektedir. Dört silindirli Ford motorları, yüksek irtifalarda çalışabilecek şekilde turboşarj sistemiyle desteklenmiştir. 2.4 m çapında iki adet hidrojen tankına sahip olan İHA, 204 kg görev yüküyle birlikte 4445 kg azami kalkış ağırlığına sahiptir. Görev yüküne bağlı olarak askeri veya sivil görevler için 65000 ft (yaklaşık 20 km) irtifalarda 4 gün boyunca kesintisiz görev yapması beklenen İHA, görev yüküne bağlı olarak, askeri veya sivil hizmetlerde kullanılabilir. Phantom Eye, ilk test uçuşunu 2012 yılının Haziran ayında ve ikinci test uçuşunu 2013 yılının Şubat ayında gerçekleştirmiştir [75-76].

Yakıt hücreleriyle çalışan küçük ölçekli insansız hava aracı geliştirme projeleri, daha küçük bütçelere ihtiyaç duyduğundan, sayıca hidrojenin içten yanmalı motorlarda kullanıldığı İHA projelerinden çok daha fazladır. 2003 yılından bu yana yakıt hücreleriyle çalışan İHA geliştirme projelerinden çeşitli kaynaklarda yayınlananlardan bazıları Çizelge 1.11’de verilmiştir.

Çizelge 1.11. Bilinen yakıt hücreli İHA geliştirme çalışmalarından bazıları [77]

Kurum/Firma	Yıl	Yakıt Hücresi	Yakıt Depolama	Takat
AeroVironment	2003	PEM	H ₂ +NaBH ₄	0.2 sa
AeroVironment	2005	PEM	H ₂ Sıvı	24 sa
FH Wiesbaden	2005	PEM	H ₂ Gaz	90 s
Naval Research Laboratory	2006	PEM	H ₂ Gaz	3.3 sa
Adaptive Materials Inc.	2006	SOFC	Propan	4 sa
Georgia Inst. Of Technology	2006	PEM	H ₂ Gaz	0.75 sa
CSU Los Angeles	2006	PEM	H ₂ Gaz	0.75 sa
DLR/HyFish	2006	PEM	H ₂ Gaz	0.25 sa
CSULA/OSU	2007	PEM	H ₂ Gaz	12 sa
KAIST	2007	PEM	H ₂ +NaBH ₄	10 sa
AeroVironment	2007	PEM	H ₂ +NaBH ₄	9 sa

1.6.2. Akademik çalışmalar

Literatürde hidrojenin hava araçlarında yakıt olarak kullanılması, çeşitli sistem ve proseslerin ekserjetik ve sürdürülebilirlik parametrelerinin ayrı ayrı incelendiği pek çok çalışma mevcuttur. Burada yalnızca ekserji ve sürdürülebilirlik arasında ilgi bağı kuran çalışmalardan bazılarına değinilmiştir.

Cornelissen (1997) [78], farklı alanlarda bir eleman (ısı eşanjörü), iki işlem (ham petrol damıtma, hava ayrıştırma), iki üretim sistemi (tekstil yıkama ve konut ısıtma) ve iki ürün (tek kullanımlık bardak ve porselen kupa) bazında ekserji analizlerini yaptığı doktora çalışmasında, ekserji analizinin sürdürülebilir gelişmenin sağlanabilmesi açısından önemli bir araç olduğunu göstermeye çalışmıştır. Cornelissen, çalışmasında geleneksel ekserji analizinin yanı sıra, kendi geliştirdiği ekserjetik ömür çevrimi analizini (ELCA) uygulamış ve bunun tüm ömür çevrimi analizlerinde (LCA) yer alması gerektiğini, zira ELCA ile hesaplanan ömür çevrimi boyunca üretilen tersinmezliklerin kaynak tüketimini değerlendirmek için en uygun parametre olduğunu ifade etmiştir.

Cornelissen, performans değerlendirmelerinde kullanılan geleneksel parametrelerin (örneğin ısı eşanjörlerinde etkinlik katsayısının) kullanılmasının yanıltıcı sonuçlara yol açtığını, ekserjetik parametrelerin (örneğin rasyonel ekserji verimi) ise çok daha doğru değerlendirme imkânı sunduğunu; sistemlerin termodinamik değerlendirmelerinde yalnızca sistem içinde gerçekleşen süreçlerin değerlendirilmesinin yeterli olmadığını, sistemlerin (bu süreçler nedeniyle) sınırları dışındaki her türlü etkileşimin de dikkate alınması gerektiğini, ancak bu şekilde sistem ve süreçlerin çevre üzerindeki etkilerin de değerlendirilebileceği; geleneksel ömür çevrimi analizlerinin (LCA), süreçlerin sürdürülebilirliği hakkında yeterli bilgi vermediği, ekserjetik ömür çevrimi analizinin (ELCA) ise kaynak tüketimi ve çevre tahribi hakkında verdiği bilgilerle doğru değerlendirmelere imkân sunduğu sonucuna varmıştır. Cornelissen, sürdürülebilir bir gelişme için doğal ekserji kaynaklarının tüketiminin en aza (mümkünse sıfıra) indirilmesi, bu şekilde hem gelecek nesillere bırakılacak ekserji kaynaklarının teminat altına alınması hem de çevre tahribatının en aza indirilmesi gerektiğini belirtmiştir.

Dinçer ve Rosen [79-80], toplumların refahı ve kalkınması için kaynak (özellikle enerji kaynakları) ihtiyacının önemine değinerek, sürdürülebilir kaynaklara sahip olmanın sürdürülebilir kalkınma için yeterli olmadığına, (çevresel etkilerini minimuma indirmek için) tüm kaynakların en verimli şekilde kullanılmasının gerektiğine dikkat çekmişlerdir [79]. Rosen ve Dinçer, ekserji ile enerji, düzen ve çevre yıkımı arasındaki ilgiyi ortaya koyarak, toplumun ihtiyaçlarını karşılamak için kullanılan süreçlerin ekserji veriminin sürdürülebilir kalkınma üzerine etkilerini göstermeye çalışmışlardır. Rosen ve Dinçer'in kullandığı argümanlar (hareket noktaları) şu şekilde özetlenebilir [80]:

- ❖ Enerji: Enerji, insanların temel ihtiyaçlarını karşılamak ve yaşam kalitelerini artırmak için ihtiyaç duyulan önemli bir kaynaktır.
- ❖ Ekserji ve enerji: Ekserji, enerjinin kalitesini ve dolayısıyla bir enerji kaynağının gerçek iş potansiyelini ortaya koyan bir tanımdır.
- ❖ Ekserji ve düzen: Ekserji, bir sistemin çevre ile farklılıklarından kaynaklanan iş yapabilme potansiyelidir. Farklılıkların korunması düzenin korunmasına bağlıdır. Düzensizlik, farklılıkları ve dolayısıyla iş potansiyelini ortadan kaldırır.
- ❖ Ekserji ve çevre: Kontrolsüz bir şekilde çevreye salınan ekserji (atık ekserji), çevrenin mevcut yapısını, düzenini, dengesini bozma potansiyeline sahiptir.

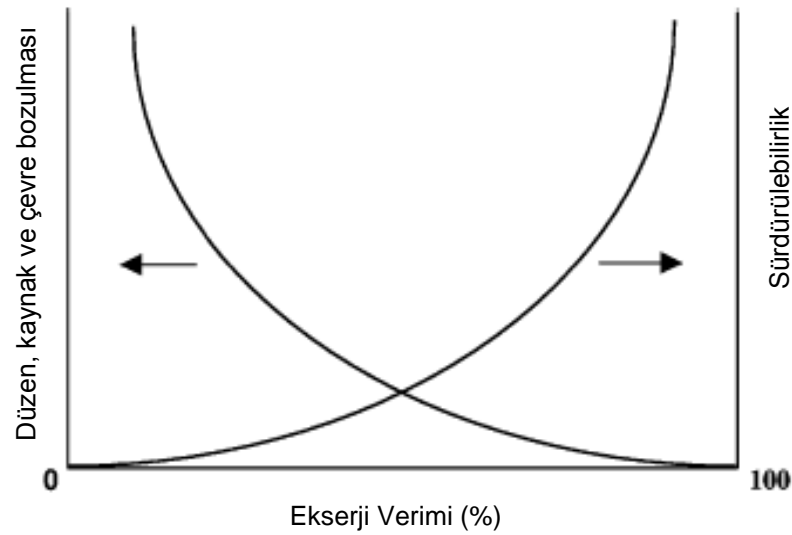
Rosen ve Dinçer'in, süreçlerin ekserji verimiyle sürdürülebilir kalkınma arasında kurdukları ilgi şu şekilde özetlenebilir:

- Yüksek ekserji verimi, kaynakların rezerv ve kalitelerini koruyarak hem mevcut neslin hem de gelecek nesillerin ihtiyaçlarını karşılamalarına imkân tanır.
- Yüksek ekserji verimi, sıfır veya az düzensizlik artışı demektir. Düzensiz bir ortam içinde ihtiyaçları karşılamak veya arzu edilen yapıyı sağlamak için harcanması gereken enerji, düzenli bir ortama göre daha fazladır.
- Ekserji, iş yapma veya değişime yol açma potansiyeli demek olduğundan, kontrolsüz bir şekilde çevreye salınan (atık) ekserjinin

çevrenin yapısını bozma potansiyeli vardır (insan faaliyetleri tarafından ortaya çıkarılan süreçler sırasında bu ekserjiler çoğunlukla aktif hale geçtiğinden atık ekserjilerin çevreyi etkilemeleri kaçınılmazdır).

- Yukarıda sayılanlar, sürdürülebilir kalkınma ayaklarından (sosyal, çevresel, ekonomik, kurumsal) üçünü (sosyal, çevresel, ekonomik) doğrudan ve önemli bir şekilde etkiler [80].

Rosen ve Dinçer, süreçlerin ekserji verimi ile sürdürülebilir kalkınma arasındaki ilgiyi Şekil 1.17'deki gibi göstermişlerdir. Şekilden, düzen, kaynak ve çevre bozulmalarının ekserji verimiyle ters, sürdürülebilirliğin ise doğru orantılı olduğu görülmektedir. Süreçlerde sıfır ekserji verimi, kullanılan enerjinin faydalı hiçbir iş yapmadan tümüyle çevre ve kaynakların tahribine yol açarken, % 100 ekserji verimi, sürdürülebilirlik üzerinde hiçbir olumsuz etki yaratmamakta ve dolayısıyla kaynakların sonsuza dek insanların ihtiyaçlarını karşılama potansiyelini korumaktadır [80].



Şekil 1.17. Ekserji verimi, kaynak ve çevre bozulması ve sürdürülebilirlik arasındaki ilişki [80]

Roth ve ark. [81], belli bir basınç ve sıcaklıktaki gazların, standart harici referanslara göre ekserji, iş potansiyeli ve itki iş potansiyelinin kolaylıkla elde edilebileceği grafikler geliştirmişlerdir.

İş potansiyeli kavramı, ekserji kavramına yakın olmakla birlikte, belli bir basınç ve sıcaklıktaki gazın, (örneğin bir türbinde) izentropik süreçlerle çevre basıncına gelinceye kadar genişmesi sırasında yapabileceği azami şaft işini ifade etmektedir. “Gaz beygir gücü” (*ghp*) olarak ta adlandırılan bu iş potansiyeli, ekserjinin yalnız basınçtan kaynaklanan (mekanik) iş potansiyelinin ele alındığı, özel bir durumdur. Gazın son sıcaklığının çevre sıcaklığına düşmesi beklenmediğinden, birim gaz kütlesi için iş potansiyeli (*ghp*),

$$ghp = \Delta h = c_p \cdot \Delta T = c_p \cdot T \cdot \left[1 - \left(\frac{P_0}{P} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right] \quad (1.6)$$

şeklinde hesaplanmaktadır. Burada P_0 ile gösterilen çevre basıncı, diğer tüm parametreler gazın termodinamik özellikleridir (entalpi, özgül sıcaklık, sıcaklık, basınç, v.b.).

İtki iş potansiyeli (*wpp*) ise, belli bir sıcaklık ve basınçtaki bir gazın, izentropik bir lüleden (şaft işi yapmadan) çevre basıncına genişmesi ile elde edilebilir itki işi olarak tanımlanmaktadır. İtki ile iş potansiyeli (veya gaz beygir gücü) arasında,

$$F = \sqrt{2 \cdot ghp \cdot (J/g)} \quad (1.7)$$

şeklinde bir ilişki vardır. Burada J ve g , (birim dönüştürmekte kullanılan) sırasıyla ısının iş eşdeğeri ve yerçekimi ivmesidir. Spesifik itki iş potansiyeli, spesifik itki ile gaz ağırlık merkezinin referans sisteme göre hızı çarpılarak elde edilmektedir [81].

Roth ve arkadaşlarının hazırladıkları grafikler, Jet-A yakıtının kuru havada stoykiyometrik karışım oranında yanması ile elde edilen gazların, 0°R ile 4000°R sıcaklıkları ve 0 atm ile 100 atm basınçları arasında standart referans şartlarına göre ekserji, (şaft) iş potansiyeli ve itki iş potansiyelini gösteren eğrileri içermektedir. Gaz basınç ve sıcaklıkları yüksek irtifa şartlarını temsil eden düşük basınç ve sıcaklıkları da kapsadığından, yalnız grafikler kullanılarak belli bir basınç ve sıcaklıktaki gazın standart harici şartlara göre termodinamik performans değerleri (ekserji, şaft iş potansiyeli ve itki iş potansiyeli) elde edilebilmektedir. Bunun için,

gazın basınç ve sıcaklığına bağlı olarak referans şartlara göre performans değerinden, söz konusu referans basınç ve sıcaklığında ve yine standart şartlara göre termodinamik performans değerini çıkarmak yeterlidir.

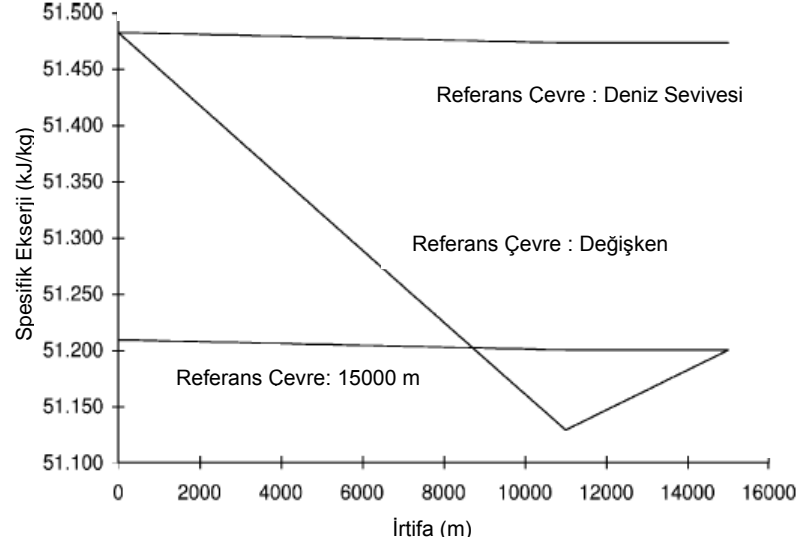
Roth ve Mavris [82], gaz türbinli motorların analizinde kullanılan ekserji, gaz beygir gücü, akış itkisi ve itki iş potansiyeli kayıp modellerini karşılaştırmışlardır. Roth ve Mavris, bu modellere göre hesaplanan değerlerden bazılarını (örneğin ekserji ve gaz beygir gücünü) aynı T – S grafiği üzerinde göstererek daha kolay ve anlaşılır bir karşılaştırma imkânı sunmuşlardır. Her bir modelin güçlü ve zayıf yönlerini Çizelge halinde sunan Roth ve Mavris şu sonuçlara varmışlardır:

- Ekserji analizi, bir çevrimin Carnot çevrimine yaklaşımının bir ölçüsü olarak, modern itki sistemlerinde dengesiz yanma, atık ısı ve atık kinetik enerjileri içerecek şekilde tüm kayıpların etkisini gösterebilen en kapsamlı ve tutarlı analizdir.
- Gaz beygir gücü analizi, Brayton çevrimine yaklaşımın bir ölçüsü olarak, güç üretmekte kullanılan gaz türbinleri ve turboşaft motorların analizi için en uygun analizdir. Gaz türbinlerinin atık ısıdan iş elde etmek mümkün olmadığından gaz beygir gücü kayıpları ekserji kayıplarından her zaman daha fazladır.
- Akış itkisi ve itki iş potansiyeli analizleri, jet itki başarımını ölçmek için uygun sonuçlar ortaya koymaktadır. İtki iş potansiyeli analizi, bir akışkanın çevre basıncına gelinceye kadar üretebileceği itki işini en doğru şekilde gösteren ve aslında gaz beygir gücü ve ekserji analizlerinin özel bir durumudur [82].

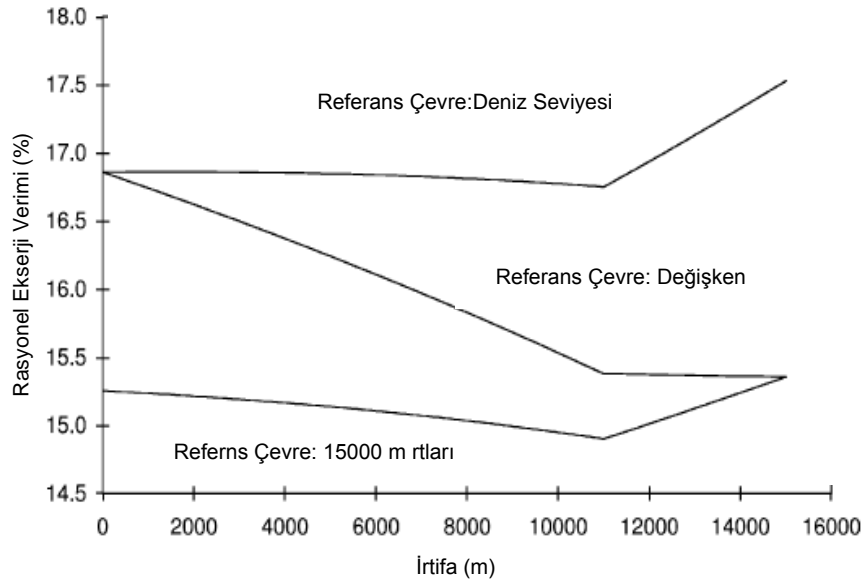
Etele ve Rosen [83], 0 – 15000 m arasında değişen irtifalarda, değişken referans sistemlerine ve iki sabit referans sistemine (0 m ve 15000 m) göre Metan yakıtın spesifik ekserjisini ve bir turbojet motorun rasyonel ekserji verimini araştırarak, sonuçları iki ayrı grafik üzerinde göstermişlerdir (Şekil 1.18, Şekil 1.19).

Bu grafiklerden yakıtın spesifik ekserjisinin, değişken referans çevreye göre ve irtifaya bağlı olarak değişiminin % 0.6'dan küçük olduğu, sabit referans çevreye göre ise neredeyse değişmediği görülmektedir. Motor rasyonel ekserji verimi ise,

irtifayla birlikte sabit referans çevrelere göre yaklaşık % 2, değişken referans çevrelere göre ise yaklaşık % 8 değişim göstermektedir (düşmektedir).



Şekil 1.18. Metanın (CH_4) 0 – 15000 m irtifalarda sabit ve değişken referans çevrelere göre spesifik ekserji değişimi [83]



Şekil 1.19. Bir turbojet motorun 0 – 15000 m irtifalarda sabit ve değişken referans çevrelere göre rasyonel ekserji verimi değişimi [83]

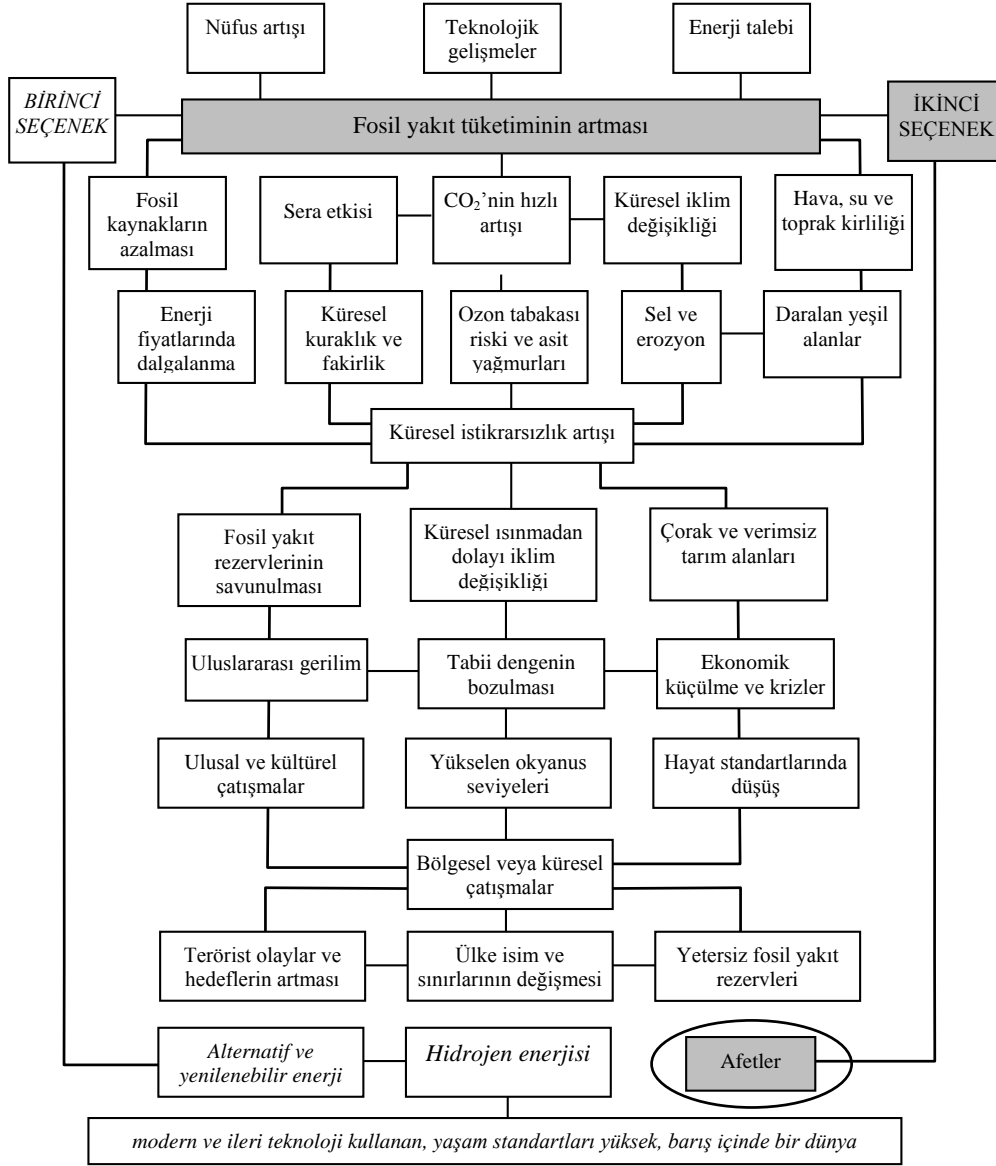
Midilli ve ark. [84], hidrojeni temiz bir enerji taşıyıcısı olarak ekserjetik, çevresel ve sürdürülebilirlik özellikleri bakımından diğer enerji formlarıyla karşılaştırmışlardır. Midilli ve ark., fosil yakıt kullanımının yerel ve/veya küresel ölçekte çevre kirliliği, iklim değişikliği, kaynak yetersizliği, çatışma ve savaşlara yol açması sebebiyle küresel istikrarı tehdit ettiğini, yenilenebilir alternatif enerji kaynaklarından hidrojenin ise bu problemlerin hemen tümü için bir çözüm olacağı görüşlerini ortaya koymuştur. Midilli ve ark. bu görüşlerini Şekil 1.20'deki gibi görselleştirmişlerdir.

Midilli ve Dinçer [85], küresel fosil yakıt kullanımının azaltılması ve küresel ısınmayla mücadele için yenilenebilir bir yakıt olarak önerilen hidrojenin parametrik ekserjetik performans analizini yaparak, hidrojen yakıtın çevresel etkilerini fosil yakıtlarla karşılaştırmışlardır. Midilli ve Dinçer bu çalışmada, fosil yakıt temelli küresel atık ekserji faktörü, hidrojen temelli küresel ekserji verimi, fosil yakıt temelli küresel tersinmezlik katsayısı ve hidrojen temelli küresel ekserji göstergesi gibi parametreler geliştirmişlerdir.

Midilli ve Dinçer, çalışmalarında fosil yakıt dışındaki kaynaklardan elde edilen hidrojenin ekserjetik kullanımının, fosil yakıt temelli küresel tersinmezlik katsayısını belirgin oranda düşürüp düşürmeyeceğini araştırmışlardır. Midilli ve Dinçer, sonuç olarak, fosil yakıt haricindeki kaynaklardan elde edilen hidrojenin ekserjetik kullanımının, fosil yakıt kaynaklı küresel tersinmezlik katsayısını düşüreceği ve hidrojen temelli küresel ekserjetik göstergesini yükselteceği sonucuna varmışlardır.

Midilli ve Dinçer ayrıca hidrojenin sürdürülebilir kalkınmaya yapacağı katkıları şu şekilde sıralamışlardır:

- Hidrojenin yanma reaksiyonu, nispeten iki basit molekülün (H_2 ve O_2) daha karmaşık bir moleküle (H_2O) dönüşümü olduğundan, ekserjetik performans bakımından pek çok cazip özelliğe sahip bir yakıttır (enerji taşıyıcısıdır).
- Hidrojen genelde sıfır veya çok az çevresel etkiye sebep olur. Hidrojen enerji kaynaklarının çeşitliliği, esnek kullanım seçenekleri sunar.



Şekil 1.20. Fosil yakıtlardan kaynaklanan küresel problemler ve çözüm için hidrojen enerjisi [84]

- Hidrojen kaynakları neredeyse tükenmezdir. Doğru uygulamalarda ve doğru şekilde kullanılması halinde, hidrojen enerji sistemleri güvenilir ve sonsuza dek sürdürülebilir kaynaklar sunar.
- Hidrojen enerji sistemleri, merkezi sistemlere bağımlılığı azaltır, ihtiyaçlara esnek ve yerel çözümler sunar, dolayısıyla küçük ve izole toplulukların ekonomik olarak faydalanabilmelerine imkân tanır. Ayrıca küçük ölçekli alt yapı ve sistemlere ihtiyaç duyduğu için,

beklenmeyen büyüme ve/veya talepler karşısında başlangıç tasarımından uygulamaya varan aşamalarda gerekli zamanı azaltır.

- Hidrojen, yüksek kaliteli, zehirsiz ve çevre dostu bir enerji taşıyıcısı olduğundan, çevresel sürdürülebilirliğin gerçekleştirilmesini sağlayabilir.
- Ayrıca hidrojen, boru hatlarıyla emniyetli bir şekilde taşınabildiğinden, çevresel kararlılık sağlayabilir.
- Hidrojen, farklı üretim teknikleriyle fosil harici kaynaklardan üretilbildiği ve elektriğe göre çok daha uzun süre depolanabildiğinden, sürdürülebilir enerji kaynaklarının ve mevcut uzun vadeli enerji kullanımı için uygun olabilir.
- Hidrojen, petrokimya, gıda, mikroelektronik, demir esaslı ve demir esaslı olmayan metal, kimyasal ve polimer sentezi ve metalürji endüstrisinde ve temiz ve sürdürülebilir enerji sistemleri gibi pek çok alanda hammadde ve enerji taşıyıcısı olarak kullanılabilirdiğinden, pek çok yeni endüstriyel çalışma alanı yaratarak endüstriyel sürdürülebilirliği destekler.
- Hidrojen, ekonominin ve hayatın her alanında kullanılabilirliğiyle, hidrojen ekonomisine geçişi ve dolayısıyla ekonomik ve sosyal sürdürülebilirliği destekler [85].

Midilli ve Dinçer [86], literatürden elde edilen verilere dayanarak PEM yakıt hücrelerinin sistem özelliklerinin ve çalışma koşullarının çevre ve sürdürülebilirlik üzerinde etkilerini araştırdıkları çalışmalarında, PEM yakıt hücreleri için ekserjetik performansının çıkarılmasının yanı sıra, atık ekserji oranı, kullanılabilir atık ekserji oranı, kullanılamaz atık ekserji oranı, ekserji yıkım faktörü, çevresel yıkım katsayısı, çevresel yıkım endeksi, çevresel uyum endeksi, ekserjetik kararlılık faktörü, ve ekserjetik sürdürülebilirlik endeksi gibi, çevresel etki ve sürdürülebilirlik değerlendirmeleri için yeni parametreler geliştirmişlerdir.

Midilli ve Dinçer, 3 atm. basınç ve 323 K sıcaklıkta çalışan PEM yakıt hücrelerinden çekilen akım yoğunluğu $0.05 - 2 \text{ A/cm}^2$ arasında değişirken, ekserji veriminin, bu güçle ters orantılı olarak 0.560 ile 0.293 arasında değiştiğini göstermişlerdir. Ekserji veriminin düşmesi, ekserji yıkım faktörü, atık ekserji oranı,

çevresel yıkım endeksini artırırken, çevresel uyumluluk endeksi, ekserjetik kararlılık faktörü ve sürdürülebilirlik endeksinin düşmesine sebep olmuştur.

Midilli ve Dinçer, çalışmalarının sonuç bölümünde, PEM yakıt hücrelerinin çevre üzerine olumsuz etkilerinin azaltılması ve sürdürülebilirliğinin artırılması için, yakıt hücrelerinde daha az tersinmezlik üreten malzemelerin kullanılması, atık enerjinin yönetilmesi/işlenmesi, hücrelerde kullanılan hidrojen miktarının en uygun seçilmesi, hücreden çekilen gücün ve kullanılmayan hidrojen ve oksijen miktarlarının optimize edilmesi gibi önerilerde bulunmuşlardır.

Tona ve ark. [87], tipik bir ticari uçakta kullanılan ve Jet-A1 yakıtı kullanan bir turbofan motorunun tüm uçuş safhaları boyunca, genel ve bileşen temelinde ekserji verimini, yıkımını ve maliyetlerini inceleyerek kritik elemanlar ve uçuş safhalarını belirlemeye çalışmışlardır. Tona ve ark., en yüksek enerji veriminin (yere bağlı referans çevreye göre) % 26.46 ile düz uçuş safhasında, en düşük ekserji veriminin ise % 5.87 ile iniş sırasında gerçekleştiğini bulmuşlardır. Tona ve ark., en yüksek ekserji yıkımlarının da % 36 ile düz uçuş sırasında ve en düşük ekserji yıkımının % 1'den küçük olmak üzere iniş sırasında gerçekleştiğini bulmuşlardır. Tona ve ark., uçuşun geneli hakkında buldukları sonuçları şu şekilde belirtmişlerdir:

- Genel analiz için biri yere diğeri motora göre iki farklı referans sistemi kullanılmış ve yere bağlı referans sistemine göre kimi zaman negatif ekserji değerleri elde edilmiştir. Motor ekserjetik değerlendirmelerinde motorun içinde bulunduğu çevre şartlarının referans olarak alınması daha doğru sonuçlar vermektedir,
- Motor tarafından yıkılan ekserji, itkiyle ters orantılıdır ve toplam tersinmezliklerin % 70 ile % 80 arasında değerleri temsil etmektedir,
- Tüm uçuş boyunca en yüksek ekserji yıkımı yanma odası (\approx %34) ve mikserde (\approx %20) gerçekleşmektedir,
- Fan ve kompresör türbinlerden daha fazla ekserji yıkımına sebep olmaktadır,
- Kayıp (atık) ekserji, itkiyle (gazların görece hızıyla) doğru orantılıdır. İtki arttıkça, kayıp ekserji miktarı artmaktadır [87].

Tona ve ark., çalışmalarında ayrıca farklı motor bileşenlerinin yaptıkları işlerin ekserji temelli maliyetlerini hesaplamış ve Çizelgeler halinde göstermişlerdir.

Altuntaş ve ark. [88], 4 silindirli ve doğal emişli bir piston-prop uçak motorunun iniş-kalkış (LTO) fazı ve bir saatlik düz uçuşu için ekserjoekonomik ve ekserjoçevresel analizini ve bir genetik algoritma programıyla düz uçuş şartlarında ekserjoekonomik ve ekserjoçevresel en iyileme (optimizasyon) çalışması yapmışlardır. Altuntaş ve ark. ayrıca inceledikleri motorun % 65 ve % 75 güç ayarında enerji ve ekserji performanslarının yakıt hava oranı ve irtifa ile değişimini incelemişlerdir. Altuntaş ve ark., kalkış safhasında en yüksek efektif güç ekserji akımını 111.9 kW, giren ekserji akımını 476.51 kW, izafi maliyet farkını % 116.06, ekserjoekonomik faktörünü % 98.81 ve en düşük ekserjoçevresel faktör değerini % 16.6 şeklinde hesaplamışlardır. Altuntaş ve ark., inceledikleri motor için düz uçuşta en yüksek giren ekserji akımını 410.60 kW; en yüksek ekserji yıkımını 167.10 kW ile 1000m irtifa, % 75 güç ayarı ve 18 hava/yakıt oranında, en yüksek ekserji verimini % 19.98 ile 1000m irtifa, % 75 güç ayarı ve 13 hava/yakıt oranında elde etmiştir. Altuntaş ve ark., optimizasyon çalışması sonucunda ise, en yüksek ekserji veriminin % 15.17 ile % 19.80, en düşük birim ekserji maliyetinin 117.53 USD/GJ ile 130 USD/GJ ve ürünlerin en düşük çevresel etkisinin 8.66 mPts/MJ ile 11.86 mPts/MJ arasında bulmuşlardır. Altuntaş ve ark. çalışmaları sonunda, uçuşun yaklaşma ve taksi safhalarında iyileştirmeler yapılması gerektiği ve ekserjoekonomik ve ekserjoçevresel bakımdan en iyi düz uçuşun düşük irtifa, yüksek güç ayarı ve düşük hava/yakıt oranında gerçekleştiği sonucuna varmışlardır.

Aydın H. (2012) [89], orta ve uzun menzilli yolcu uçaklarında kullanılan yüksek bypass oranına sahip bir turbofan motoru, bölgesel uçaklarda kullanılan bir turboprop motoru ve bir ticari yolcu uçağının ekserjetik sürdürülebilirlik indikatörlerini araştırmıştır. Bu çalışma sonucunda turbofan motoru için ekserji verimi % 31.5, atık ekserji oranı 0.685, ekserji geri kazanabilirlik oranı 0, ekserji yıkım oranı 0.408, çevresel etki faktörü 2.174 ve ekserjetik sürdürülebilirlik indeksi 0.46 olarak hesaplanmıştır. Turboprop motor için ekserjetik sürdürülebilirlik indeksi en düşük güçte (240 N.m tork) 0.26 ve en yüksek güçte (630 N.m tork) 0.41 olarak elde edilmiştir. Ticari yolcu uçağının ekserjetik sürdürülebilirlik indeksi,

kalkış ağırlığına bağlı olarak kalkışta 0.422 - 0.440 arasında düz uçuşta ise 0.42 – 0.441 arasında hesaplanmıştır [89].

Aydın ve ark., bir başka çalışmalarında (2013), turboprop motorlu bir uçağın, 8 farklı uçuş safhasında ekserjetik sürdürülebilirlik parametrelerini araştırmışlardır. Aydın ve ark., bu çalışma sonucunda elde etikleri en yüksek değerler şu şekildedir: ekserji verimi % 29.9, atık ekserji oranını % 70.8, ekserji yıkım oranı 0.41, çevresel etki faktörü 2.43, ekserjetik sürdürülebilirlik endeksi 0.41. Aydın ve ark., bu çalışmalarında en düşük ekserji veriminin (% 20.6) ve en düşük sürdürülebilirlik endeksinin (0.26) taksii ve iniş safhası sırasında ortaya çıktığını bildirmektedir [90].

Aydın H, *General Electric LM6000* motorunun tek başına ve bir buhar çevrimiyle birleşik yer güç ünitesi (elektrik jeneratörü) olarak çalıştırılması durumları için ekserjetik sürdürülebilirlik göstergelerini araştırmıştır. Aydın, sabit güç ünitesinin tek başına ürettiği elektrik gücünü 43.3 MW ve ekserjetik sürdürülebilirlik endeksinin 0.651, buhar çevrimiyle birlikte ise ürettiği elektrik gücünü 54.3 MW ve ekserjetik sürdürülebilirlik endeksinin 0.978 olarak bulmuştur [91].

Ballı ve Hepbaşlı (2014), bir T56 turboprop motorunun farklı yük durumlarında ekserji-ekonomik, sürdürülebilirlik ve çevresel hasar analizlerini yapmışlardır. Ballı ve Hepbaşlı, %75 güç durumunda 76.34 \$/Gj olan şaft gücü birim ekserji maliyetinin kalkış gücü durumunda 58.32 \$/Gj'a düştüğünü, % 75 güç durumunda 599.43 \$/Gj olan kinetik ekserji birim maliyetinin ise kalkış gücü durumunda 666.76 \$/Gj'e yükseldiğini bulmuşlardır. Ballı ve Hepbaşlı, söz konusu motorun çevresel hasar maliyetlerini, % 75, % 100, askeri ve kalkış güç durumlarında sırasıyla 423.94 \$/sa, 576.97 \$/sa, 634.93 \$/sa ve 665.85 \$/sa bulmuş ve gaz türbinlerinin en yüksek sürdürülebilirlik endeksine sahip olduğu sonucuna varmışlardır [92].

2. YÖNTEM

2.1. Giriş

Bu çalışmada, günde 24 saat ve haftada 7 gün süren bir görev için, turbofan motorlu bir yüksek irtifa platformunun (kerozen yakıtları temsilen) dodecene ve hidrojen yakıt kullanması halinde ekserjetik sürdürülebilirlik parametrelerinin bir uçuş profili boyunca değişimleri ve toplam değerleri araştırılmış, sonuçlar grafik ve tablolar halinde gösterilerek karşılaştırmalar yapılmıştır.

İHA özellikleri kaynak [93]'te Northrop Grumman RQ4 Global Hawk yüksek irtifa yüksek takat İHA için verilen bilgilerden ve motor özellikleri kaynak [94]'te bu İHA tarafından kullanılan Rolls Royce AE3007H için verilen bilgilerden elde edilmiş, bu kaynaklardan elde edilemeyen gerekli bilgiler, konuyla ilgili genel literatüre uygun olarak atanmaya çalışılmıştır.

MATLAB yazılım ortamında geliştirilen özgün bir programla, 0 – 16 km arasında motor termodinamik ve İHA uçuş ve ekserjetik performansları hesaplanmıştır. Hesaplamalarda, yukarıda sözü edilen kaynaklarda verilen İHA ve motor performanslarının (örneğin YBT giriş sıcaklığı) \pm % 5 sınırları içinde kalmaya gayret edilmiştir. Bu çalışma kapsamında MATLAB yazılım ortamında geliştirilen özgün programla İHA uçuş profili boyunca hesaplanan parametrelerden bazıları şunlardır:

Atmosfer Özellikleri

- Basınç
- Sıcaklık
- Yoğunluk
- Gaz oranları (% 60 bağıl nem oranına göre)
- Özgül ısılar (c_p) ve özgül ısılar oranı (k)

Yakıt Özellikleri

- Alt ısı değerleri
 - Dodecene (çevre sıcaklıklarında)
 - Hidrojen (20 K, 35 K, 80 K, 125 K ve çevre sıcaklıklarında)
- Özgül kimyasal ekserjiler (Dodecene ve hidrojen için)

- Özgül ısı ekserjiler (20 K, 35 K, 80 K ve 125 K sıcaklıklarında hidrojen için)
- Özgül mekanik ekserjiler (1 bar, 25 bar, 50 bar, 100 bar, 200 bar, 350 bar ve 700 bar basınçlarda hidrojen için)

Uçuş Özellikleri

- Uçuş hızı
- En iyi tırmanma açısı
- Gerekli taşıma katsayısı (C_L)
- Sürüklenme kuvveti
- Tüm uçuş fazlarının süreleri ve yakıt tüketim miktarları (anlık ve toplam)

Motor Performansları

- Fan, DBK, YBK, YBT ve DBT devirleri
- Basınç oranları
- Motor performansını etkileyen çeşitli istasyonlarda hava, yakıt ve gazla ilgili parametreler
 - Hava, yakıt ve gaz debileri
 - Gaz oranları
 - Özgül ısılar (c_p), gaz katsayıları (R) ve özgül ısılar oranı (k)
 - Basınç, sıcaklık ve hızlar
- Fan, kompresör ve türbin işleri
- İtke
- Özgül itki (Specific Thrust)
- Özgül yakıt tüketimi (Thrust Specific Fuel Consumption, TSFC)
- Enerji verimi

Ekserji ve Sürdürülebilirlik Parametreleri

- Motor işi (anlık ve toplam)
- Giren ekserji (anlık ve toplam)
- Çıkan ekserji (anlık ve toplam)
- Ekserji yıkımı (anlık ve toplam)
- Ekserji verimi (anlık ve toplam)
- Atık ekserji oranı (anlık ve toplam)
- Ekserji yıkım faktörü (anlık ve toplam)

- Çevresel etki faktörü (anlık ve toplam)
- Ekserjetik sürdürülebilirlik indeksi (anlık ve toplam)
- Geri kazanılabilir atık ekserji miktarı ve bu ekserjinin geri kazanılması halinde,
 - Ekserji girişi (anlık ve toplam)
 - Ekserji verimi (anlık ve toplam)
 - Atık ekserji oranı (anlık ve toplam)
 - Ekserji yıkım faktörü (anlık ve toplam)
 - Çevresel etki faktörü (anlık ve toplam)
 - Ekserjetik sürdürülebilirlik indeksi (anlık ve toplam)
 - Yakıt tasarruf potansiyeli
 - İlave uçuş süresi potansiyeli

2.2. Kabuller

İHA'nın tüm uçuş profili boyunca standart atmosfer durgun hava koşulları içinde hareket ettiği kabul edilmiş, manevraların uçuş performansı ve yakıt tüketimine etkileri ihmal edilmiştir. Hava ve tüm gazlar ideal olarak kabul edilmiştir. Yerçekimi ivmesinin 0 – 16 km irtifalarda sabit olduğu kabul edilmiştir.

Örneğin, basınç, sıcaklık, özgül ağırlık, özgül ısı, gaz sabiti, ve benzeri içsel (toplanamaz) özellikleri bilinen farklı türlerin karışımından oluşan sistemlerin içsel özellikleri (İÖ), her bir türün karışım içindeki oranlarından,

$$\dot{I}\ddot{O}_{karışım} = \sum_{i=1}^n X_i \cdot \dot{I}\ddot{O}_i \quad (2.1)$$

şeklinde hesaplanmıştır. Burada $\dot{I}\ddot{O}_i$ i'nci türün içsel özelliğini ve X_i , karışım içindeki molar, kütleli, hacimsel, v.b., oranını ifade etmektedir.

2.2.1. Atmosfer özellikleri

Ekserji hesaplarında çevre özellikleri ve kompozisyonu önemli bir faktördür. Farklı hesap ve değerlendirmelerin karşılaştırılabilmesi için bir standart atmosfer tanımı yapmak ve hesapları bu tanıma dayandırmak zorunludur. Bu çalışmada 0-16 km irtifalarda basınç, sıcaklık ve yoğunluk değişimleri, ABD Standart Atmosfer 1976 Kabulleri [96] (Çizelge 2.1) kullanılarak hesaplanmıştır.

Çizelge 2.1. Uluslararası Standart Atmosfer, Ortalama Deniz Seviyesi Şartları [96]

Parametre	Simge	İrtifa	Değer
Basınç	P_{00}	0 m	101,325 (N/m ² =Pa)
Sıcaklık	T_{00}	0 m	288.15 (K)
Yerçekimi ivmesi	g_{00}	0 m	9.80665 (m/s ²)
Evrensel gaz sabiti	R_u	0 - ∞	8.31432 (N.m/mol.K)
Sıcaklığın irtifayla değişimi	SİBD	0 – 11 km	-6.5 (°C/km)
		11 – 16 km	0

0 – 16 km irtifalarda yerçekimi ivmesi sabit kabul edilerek, 0 – 11 km irtifalarda dış hava sıcaklıkları ve basınçları,

$$T_0 = T_{00} - 0.0065 \cdot h \quad (2.2)$$

$$P_0 = P_{00} \cdot \left[\frac{T_0}{T_{00}} \right]^{\left(\frac{g}{0.0065 \cdot R_a} \right)} \quad (2.3)$$

11 – 16 km irtifalarda dış hava sıcaklıkları ve basınçları,

$$T_0 = T_{11km} \quad (2.4)$$

$$P_0 = P_{00} \cdot e^{\left[\frac{-g \cdot (h-11000)}{R_a \cdot T_{11km}} \right]} \quad (2.5)$$

şeklinde hesaplanmıştır [96]. Dış hava yoğunluğu ise ideal gaz kabulünden,

$$\rho_0 = \frac{P_0}{R_a \cdot T_0} \quad (2.6)$$

şeklinde elde edilmiştir.

Atmosfer kimyasal kompozisyonu hava içindeki nem oranına bağlı olarak az da olsa değişmektedir. Standart atmosfer bağıl nem oranı konusunda ortak bir kabul yoktur. Ekserji hesaplarında kimi kaynaklar, kuru veya doymuş hava kabulü yaparken, % 30, % 70 gibi yerel özellikleri yansıtan bağıl nem oranlarının kabul edildiği de görülmüştür [97-98]. Kaynak [99]'da verilen Türkiye bölgelerinin yıllık bağıl nem oranlarının ortalaması alındığında % 65.15 elde edilmektedir. Diğer taraftan kaynak [100], Dünya genelinde 0 m – 9000 m irtifalarda yıllık bağıl nem ortalamalarının % 36 ile % 77 arasında değiştiğini bildirmektedir. Bu değerlerin ortalaması ise % 56.5 elde edilmektedir. Bu çalışmada Türkiye ve Dünya için verilen değerlerin yaklaşık ortalaması olması ve kolay hatırlanması bakımından % 60 bağıl nem oranı kabul edilmiştir.

Standart atmosfer deniz seviyesi şartlarında kuru hava N₂, O₂, Ar ve CO₂ mol oranları kaynak [98]'den alınmış, diğer gazlar ihmal edilmiştir. Buna göre kuru hava atmosfer gazlarının mol oranları, % N₂ = 78.09, % O₂ = 20.95, % Ar = 0.93, % CO₂ = 0.03 şeklindedir. 15 °C'de doymuş hava su mol oranı kaynak [97]'de % 3.03 olarak bildirilmektedir. Bundan sonra belli bir basınç ve sıcaklıkta doymuş hava su buharı basıncı, Clasius-Clapeyron denkleminden yararlanılarak,

$$P_{su,doym} = 0.0303 \cdot P_{00} \cdot e^{-\left(\frac{\Delta h_{bu}}{R_{H_2O}}\right) \cdot \left(\frac{1}{T} - \frac{1}{T_{00}}\right)} \quad (2.7)$$

şeklinde, atmosfer gazları içindeki su buharı mol oranı,

$$X_{H_2O} = (0.6) \cdot \left(\frac{P_{su,doym}}{P_0}\right) \quad (2.8)$$

ve diğer gazların mol oranları,

$$X_{N_2} = 0.7809 \cdot (1 - X_{H_2O}) \quad (2.9.a)$$

$$X_O = 0.2095 \cdot (1 - X_{H_2O}) \quad (2.9.b)$$

$$X_{Ar} = 0.0093 \cdot (1 - X_{H_2O}) \quad (2.9.c)$$

$$X_{CO_2} = 0.0003 \cdot (1 - X_{H_2O}) \quad (2.9.d)$$

şeklinde hesaplanmıştır.

2.2.2. İHA özellikleri

İHA özellikleri, açık literatürde Northrop Grumman RQ4 Global Hawk insansız hava aracı ile ilgili bilgilerden derlenmiştir (Çizelge 2.1) [93]. Söz konusu İHA ile ilgili doğrudan açık literatürden elde edilemeyen bilgiler, mevcut bilgilere dayanarak hesaplanmış veya konuyla ilgili genel bilgilere dayalı olarak atanmıştır.

Çizelge 2.2. İHA ile ilgili kabuller

Parametre	Simge	Değer	Kaynak
Ağırlıklar (kg)			
Boş Ağırlık	W_e	4126.9	[93]
Maksimum Yakıt Ağırlığı	$W_{f,0}$	6568.7	[93]
Yakıt Tankı Ağırlığı	W_{tank}	700 *	[101]
Görev Yüğü Ağırlığı	W_{PL}	861.8	[93]
Maksimum Kalkış Ağırlığı	W_{TO}	11334	[93]
Aerodinamik Özellikler			
Kanat Yüzey Alanı	S	50 (m ²)	~[93]
Kanat Açıklık Oranı	AR	25	[93]
Parazit Sürüklenme Katsayısı	C_{D0}	0.0211	[93]
Endüklenmiş Sürüklenme Katsayısı	K	0.0129**	[93]
Maksimum Taşıma Katsayısı	CL_{max}	1.4157	[93]
Minimum Taşıma Katsayısı	CL_{min}	0.4181	[93]
Minimum Kontrol Hızı	V_{stall}	50 (m/s)	~ [102]
Emniyetli Uçuş Kontrolü İçin Minimum Dinamik Basınç	q_{ctl}	(1.2). ρ_{00} (V_{stall}) ²	
Güç Üretimi veya Kullanımı			
Motor (1 adet Rolls Royce AE3007H)		1	[93]
Deniz Seviyesinde Maksimum Net İtke (kN)	F_{00}	39.665	[93]
İHA Sistemlerinin Güç Kullanımı (kW)	W_{SYS}	50	[94]
Görev Yüğünün Güç Kullanımı (kW)	W_{PL}	25	

* Kerozen yoğunluğu 800 kg/m³ alınarak tank hacmi hesaplanmış, kaynak [101]'de 29.7 galon hacimli tankın boş ağırlığı (22 lb) ile orantı kurularak hesaplandıktan sonra yaklaşık değeri alınmıştır.

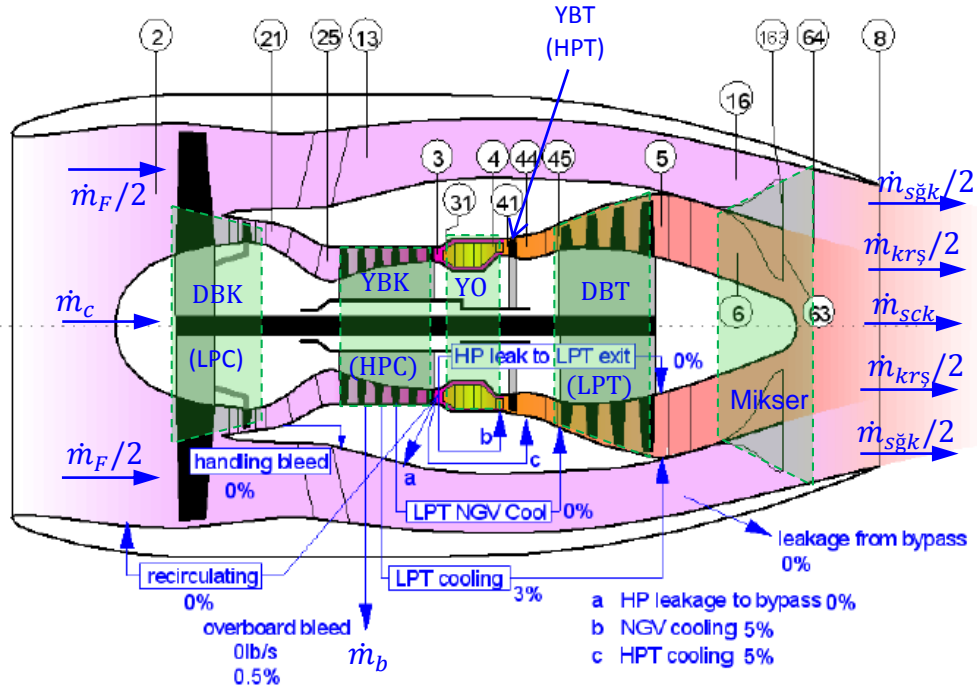
** $K = 1/(AR \cdot \pi \cdot e)$ formülünden hesaplanmaktadır. Söz konusu İHA için e değeri bilinmemekle birlikte $e \approx 0.98$ alınmıştır.

2.2.3. Motor özellikleri

Motor özellikleri, açık literatürden elde edilen Rolls Royce AE3007H turbofan motoru ile ilgili bilgilerden derlenmiştir. Doğrudan açık literatürden elde edilemeyen bilgiler, mevcut bilgilere dayanarak hesaplanmış veya konuyla ilgili genel bilgilere dayalı olarak atanmıştır. Söz konusu motorun Gas Turb 12 yazılım programında kullanılan modeli Şekil 2.1'de, performans özelliklerini hesaplamada kullanılan istasyonlar ve tanımları Çizelge 2.3'te, bazı geometrik özellikleri Çizelge

2.4'te ve standart atmosfer deniz seviyesi şartlarında statik çalışma performans özellikleri Çizelge 2.5'te verilmiştir. Bu çalışmada motorla ilgili yapılan diğer kabuller şu şekildedir:

- Tüm kesitlerde ideal gaz kabulü yapılmıştır,
- Tüm kesitlerde akışlar ses altı hızlardadır, boğulma ve şok dalgaları yoktur,
- Motora alınan hava debileri, yalnızca fan-düşük basınç kompresörü birleşik sistem şaftının dönüş hızına (N_1) bağlıdır,
- Yüksek basınç şaftı dönüş hızının düşük basınç şaftı dönüş hızına oranı (N_2/N_1) sabittir,
- Hesaplama aralıkları, 1 saniyedir ve devir, hava debisi, yakıt debisi ve benzeri parametrelerin 1 saniye içindeki geçiş (transient) durumları dikkate alınmamıştır.
- Motor bölümlerinde sıcaklık üst sınırları aşılmamaya çalışılır, her halukarda sıcaklık üst sınırlarınının 10 saniyeden uzun süre ve % 5'ten fazla aşılmasına müsaade edilmez.



Şekil 2.1. İHA motorunun Gas Turb 12 yazılım programında geliştirilmiş modeli [94]

Çizelge 2.3. Motor istasyonları ve tanımları [94]

İstasyon	Tanım
SOĞUK AKIŞ TARAFI	
2	Fan girişi
13	Fan çıkışı
16	Mikser girişi
64	Mikser çıkışı
8	Egzoz
SICAK AKIŞ TARAFI	
2	Düşük basınç kompresörü (DBK) girişi
21	Düşük basınç kompresörü (DBK) çıkışı
25	Yüksek basınç kompresörü (YBK) girişi
SICAK AKIŞ TARAFI	
3	Yüksek basınç kompresörü (YBK) çıkışı
31	Yanma odası (YO) girişi
4	Yanma odası (YO) çıkışı
41	Yüksek basınç türbini (YBT) girişi
44	Yüksek basınç türbini (YBT) çıkışı
45	Düşük basınç türbini (DBT) girişi
5	Düşük basınç türbini (DBT) çıkışı
6	Mikser girişi
64	Mikser çıkışı
8	Egzoz

Çizelge 2.4. Motor geometrik özellikleri [94]

Geometrik Özellik	Simge	Değer
Yarıçaplar (m)		
Fan yarıçapı	r_F	0.517558528
YBK yarıçapı	r_{YBK}	0.205179676
YBT yarıçapı	r_{YBT}	0.2
DBT yarıçapı	r_{DBT}	0.25
Kesit Alanları (m ²)		
Fan girişi	A_2	0.7068824
Fan çıkışı	A_{13}	0.55758

Çizleğe 2.4 (devam). Motor geometrik özellikleri [94]

Geometrik Özellik	Simge	Değer
Kesit Alanları (m ²)		
Soğuk akış mikser girişi	A ₁₆	0.6427477
DBK çıkışı	A ₂₁	0.0982
YBK girişi	A ₂₅	0.0992
YBK çıkışı	A ₃	0.020466
Yanma odası çıkışı	A ₄	0.019404
Yüksek basınç türbini çıkışı	A ₄₄	0.053792
Düşük basınç türbini girişi	A ₄₅	0.06804
Düşük basınç türbini çıkışı	A ₅	0.197
Sıcak akış mikser girişi	A ₆	0.14671
Mikser çıkışı	A ₆₄	0.645314
Egzoz	A ₈	0.514644

Çizleğe 2.5. Deniz seviyesi statik şartlarda motor performans özellikleri [94]

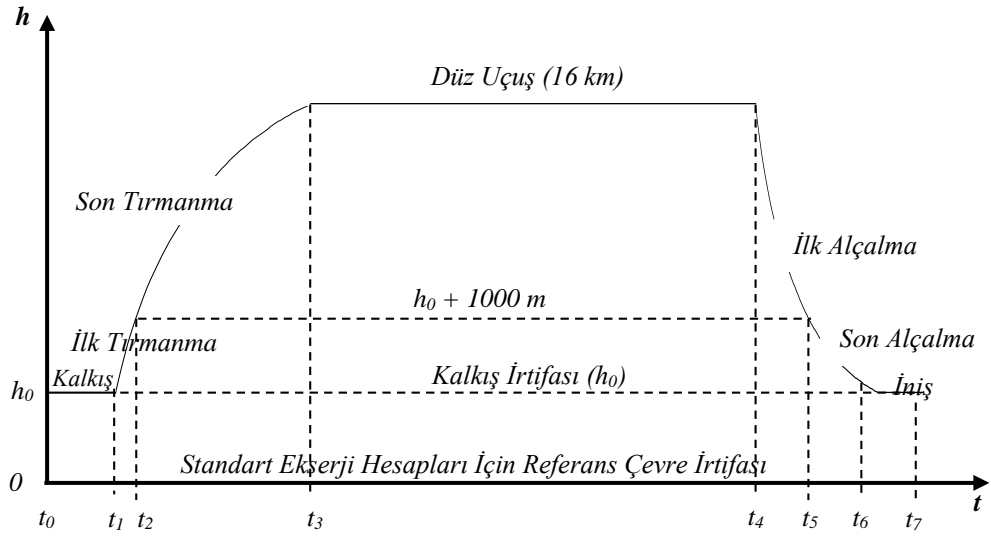
Performans parametresi	Simge	Değer
Fan basınç oranı	P ₁₃ /P ₂	1.4
DBK basınç oranı	P ₂₁ /P ₂	1.4
Kompresörler arası kanal basınç oranı	P ₂₅ /P ₂₁	0.99
YBK basınç oranı	P ₃ /P ₂₅	16.5945
Soğuk akış kanalı basınç oranı	P ₁₆ /P ₂	0.97
Türbinler arası kanal basınç oranı	P ₄₅ /P ₄₄	0.98
Tasarım by-pass oranı	m _F / m _c	4.8
Yanma odası basınç oranı	P ₄ /P ₃₁	0.96
Türbin çıkış kanalı basınç oranı	P ₆ /P ₅	0.98
Sıcak akış mikser basınç oranı	P ₆₃ /P ₆	0.99
Soğuk akış mikser basınç oranı	P ₆₄ /P ₁₆	0.99
Yanma odası çıkış sıcaklığı (K)	T ₄	1600
Yanma odası tasarım verimi	η _{YO}	0.9995
Yüksek basınç şaftı mekanik verimi	η _{mek,YBŞ}	0.99
Düşük basınç şaftı mekanik verimi	η _{mek,DBŞ}	0.99
Düşük basınç şaftı dönüş hızı (dev/dk)	N ₁	6569

Çizelge 2.5 (devam). Deniz seviyesi statik şartlarda motor performans özellikleri [94]

Performans parametresi	Simge	Değer
Yüksek basınç şaftı dönüş hızı (dev/dk)	N2	16569
Fan izantropik verimi	$\eta_{izan,F}$	0.9297
Fan politropik verimi	$\eta_{poli,F}$	0.9329
DBK izantropik verimi	$\eta_{izan,DBK}$	0.8700
DBK politropik verimi	$\eta_{poli,DBK}$	0.8760
YBK izantropik verimi	$\eta_{izan,YBK}$	0.8013
YBK politropik verimi	$\eta_{poli,YBK}$	0.8602
DBT izantropik verimi	$\eta_{izan,DBT}$	0.8943
DBT politropik verimi	$\eta_{poli,DBT}$	0.8857
YBT izantropik verimi	$\eta_{izan,YBT}$	0.8965
YBT politropik verimi	$\eta_{poli,YBT}$	0.8780
Sistemler tarafından kullanılan hava oranı (%)	m_b/m_c	0.5
YBT NGV soğutma havası oranı (%)	$m_{NGV,soğ}/m_c$	5
YBT soğutma havası oranı (%)	$m_{YBT,soğ}/m_c$	5
DBT soğutma havası oranı (%)	$m_{DBT,soğ}/m_c$	3
Elemanlar arası hava kaçakları (%)		0

2.2.4. Uçuş profili

Uçuş profili, kalkış, ilk tırmanma, son tırmanma, düz uçuş, ilk alçalma, son alçalma ve iniş şeklinde yedi safhadan oluşmaktadır (Şekil 2.2). Uçuş sırasında tüm dönüş yarıçapları 30 km'den büyük kabul edilerek dönüşler sırasında itki artış gereği ihmal edilmiştir. Görev sonunda İHA, aynı yoldan geri dönerek kalkış yaptığı piste iniş yapmaktadır. Uçuş performansını etkileyen önemli bazı parametrelerin uçuş profili boyunca kabul edilen rejimleri Çizelge 2.6'da verilmiştir.



Şekil 2.2. İncelenen İHA'nın uçuş profili (ölçekli değildir)

Kalkış ($t_0 \rightarrow t_1$)

Uçuş profili kalkış safhasından itibaren dikkate alınmıştır. Şekil 2.2 üzerinde farklı gibi görünse de kalkış irtifası deniz seviyesi (0 m) olarak kabul edilmiştir. Kalkış safhası, t_0 anında İHA'nın pist üzerinde kalkış koşusuyla başlar ve kalkış hızına (V_{T0}) ulaştığı anda (t_1) sona erer. Kalkış sırasında motor düşük basınç şaft devri (N1) %100 seviyesinde ve taşıma katsayısı (C_L) maksimum kabul edilmiştir.

İlk Tırmanma ($t_1 \rightarrow t_2$)

İHA'nın kalkış hızına ulaştığı andan (t_1) başlayıp kalkış pistinden 1000 m yükseğe tırmandığı ana (t_2) kadar olan safha ilk tırmanma safhası olarak adlandırılmıştır. Bu safhada taşıma katsayısı (C_L) maksimum kabul edilmiştir. Motor düşük basınç şaft devri, fan uçlarında ses hızlarına ulaşılmaması bakımından, dış hava sıcaklığına bağlı olarak azalmaktadır. Hava aracı hızı, emniyetli bir uçuşu sağlamak için gerekli minimum dinamik basıncı sağlayacak şekilde artmaktadır. Tırmanma açısı (β), sabit sürüklenme kuvveti (D) ve gerekli asgari ivmelenmeyi (a) sağlayacak şekilde ayarlanmaktadır.

Son Tırmanma ($t_2 \rightarrow t_3$)

İHA'nın kalkış pistinden 1000 m yüksekte olduğu andan (t_2) 16 km irtifaya ulaştığı ana (t_3) kadar olan safha, son tırmanma safhası olarak adlandırılmıştır. Bu

safhada motor düşük basınç şaftı devir hızı (N1), fan uçlarında ses hızına ulaşmayacak en yüksek devirde dönecek şekilde azalmaktadır. Hava aracı hızı (V), hava aracının kontrol edilebilmesi için gerekli asgari dinamik basıncı (q_{crit}) sağlayacak şekilde artmaktadır. Tırmanma açısı (β) ve taşıma katsayısı (C_L), motordan elde edilen itkiyle (F) emniyetli asgari sürüklenme (D) ve ivmelenmeyi (a) sağlayacak şekilde ayarlanmaktadır. Görev yükü (PL), hava aracı 12 km irtifaya ulaştığı andan itibaren çalışmaya başlamaktadır.

Düz Uçuş (Seyir, Cruise) ($t_3 \rightarrow t_4$)

Seyir (cruise) safhası, hava aracının 16 km irtifaya ulaştığı anda (t_3) başlayıp, İHA yakıtının, emniyetli bir alçalma ve iniş için yeterli asgari miktara düştüğü ana (t_4) kadar devam eder. Bu safha sırasında irtifa ve hava aracı hızı (V) sabittir. Taşıma katsayısı (C_L), hava aracının sabit hızda ve sabit irtifada kalmasını sağlayacak şekilde ayarlanmaktadır (azalan ağırlıkla birlikte azalmaktadır). Motor devri (N1), motordan elde edilen itki sürüklenme kuvvetine eşit olacak şekilde ayarlanmaktadır.

İlk Alçalma ($t_4 \rightarrow t_5$)

İlk alçalma safhası seyir safhasının sonundan (t_4) başlayıp, İHA'nın iniş yapacağı pistten 1000 m yukarıda olduğu ana (t_5) kadar olan safhayı kapsar. Bu sırada motor düşük basınç şaft devir hızı (N1), alçalmaya başlandığı andaki (t_4) değerinde sabittir. Dalış açısı 40° 'den başlayıp, 1000 m irtifaya ulaşıldığında 20° , İHA hızı (V) ise alçalmaya başlamadan önceki son hızdan başlayıp 1000 m irtifaya ulaşıldığı anda iniş hızından biraz yukarıda (yaklaşık 80 m/s) olacak şekilde azalmaktadır. Dalış hızı, sürüklenme kuvveti ile, sürüklenme kuvveti ise taşıma katsayısı (C_L) değiştirilerek ayarlanmaktadır.

Son Alçalma ($t_5 \rightarrow t_6$)

Son alçalma safhası İHA'nın iniş yapacağı pistten 1000 m yükseklikten 150 m yüksekliğe indiği safhadır. Bu sırada motor düşük basınç şaftı devri (N1) % 30 devirdedir. Bu sırada taşıma katsayısı (C_L) maksimumdur. Hava aracının hızı (V), son değerinden emniyetli bir iniş için gerekli minimum değere azalırken dalış açısı (β), 20 dereceden 3 dereceye azalmaktadır. Gerekli sürüklenme kuvvetini elde etmek için hava frenleri ve benzeri elemanlar kullanılmaktadır.

İniş (t₆→t₇)

İniş safhasının hava aracı iniş pistinden 150 m yükseklikte bulunduğu andan (t₆) itibaren başladığı kabul edilmiştir. Bu yükseklik, aletli inişlerde (ILS) hava aracının genellikle “Glide Slope” yer dalgasını sorunsuz bir şekilde yakaladığı yüksekliktir. “Glide Slope” yer dalgasının eğimi genellikle 3° civarında olduğundan iniş açısı (β) bu şekilde kabul edilmiştir. Tüm iniş safhası boyunca motor devri (N1) %30 seviyesindedir. İHA'nın piste teker koyduğu andan (t₆₊) itibaren aerodinamik frenler ve itki yönü değiştiriciler (thrust reverser) tarafından frenlenerek durdurulur. Hava aracının hızının sıfıra düştüğü an (t₇) iniş safhasının ve tüm uçuşun sona erdiği kabul edilmiştir.

Çizelge 2.6. Uçuş safhaları boyunca önemli bazı parametreler

Safha	Zaman	İrtifa	Önemli Parametreler
Kalkış	t ₀ → t ₁	h ₀	$N1 = N1_{00} = 6569 \text{ (devir/dk)}$ $C_L = C_{L,max} = 1.4157$ $\beta = 0$ $V = 0 \rightarrow V_{TO}$ $V_{TO} = \sqrt{\frac{2 \cdot q_{min}}{\rho}}$ $q_{min} = (1.2) \cdot \frac{1}{2} \cdot \rho_{00} \cdot V_{stall}^2$
İlk Tırmanma	t ₁ → t ₂	h ₀ → h ₀ + 1000 m	$N1 = N1_{00} \cdot \sqrt{\frac{T}{T_{00}}}$ $C_L = C_{L,max}$ $V = q_{min} \cdot \sqrt{\frac{\rho}{\rho_{00}}}$ $a = \frac{dV}{d\rho} \cdot \frac{d\rho}{dh} \cdot \frac{dh}{dt}$ $\beta = \text{asin} \left[\left(\frac{F - D}{W} \right) - \frac{a}{g} \right]$
Son Tırmanma	t ₂ → t ₃	h ₀ + 1000 m → 16 km	$N1 = N1_{00} \cdot \sqrt{\frac{T}{T_{00}}}$ $V = q_{min} \cdot \sqrt{\frac{\rho}{\rho_{00}}}$ $a = \frac{dV}{d\rho} \cdot \frac{d\rho}{dh} \cdot \frac{dh}{dt}$ $\beta = \text{asin} \left[\left(\frac{F - D}{W} \right) - \frac{a}{g} \right]$ $C_L = \frac{2 \cdot W \cdot \cos(\beta)}{\rho \cdot V^2 \cdot S}$

Çizelge 2.6 (devam). Uçuş safhaları ve önemli bazı parametreler

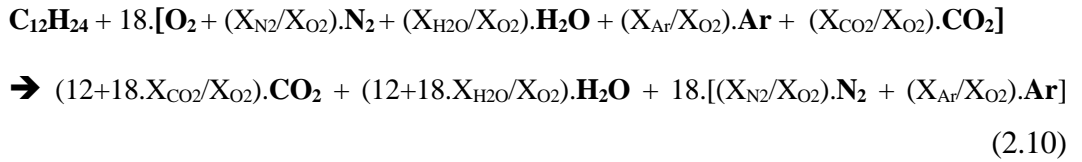
Safha	Zaman	İrtifa	Önemli Parametreler
Düz Uçuş	$t_3 \rightarrow t_4$	16 km	$N1 = N1_{00} \cdot \left(\frac{\rho_{00} \cdot C_D \cdot W}{\rho_0 \cdot C_L \cdot F} \right)^{1/3}$ $V = q_{min} \cdot \sqrt{\frac{\rho}{\rho_{00}}}$ $a = 0$ $\beta = 0$ $C_L = \frac{2 \cdot W}{\rho \cdot V^2 \cdot S}$
İlk Alçalma	$t_4 \rightarrow t_5$	16 km ↓ $h_0 + 1000m$	$N1 = N1_{16km}$ $\beta = 45^\circ \rightarrow 20^\circ$ $V = \sim 180 \rightarrow \sim 80 + \left(\frac{m}{s}\right)$ $a = \frac{dV}{dt}$ $D = F + W \cdot \sin(\beta) + W \cdot \frac{a}{g}$ $C_D = \frac{2 \cdot D}{\rho \cdot V^2 \cdot S}$ $C_L = \sqrt{\frac{C_D - C_{D0}}{K}}$
Son Alçalma	$t_5 \rightarrow t_6$	$h_0 + 1000m$ ↓ $h_0 + 150 m$	$N1 = N1_{16km} \rightarrow (0.3) \cdot N1_{00}$ $\beta = 20^\circ \rightarrow 3^\circ$ $V = \sim 80 \rightarrow \sim 70 \left(\frac{m}{s}\right)$ $a = \frac{dV}{dt}$ $C_L \rightarrow C_{L,max}$ $D = F + W \cdot \sin(\beta) + W \cdot \frac{a}{g}$
İniş	$t_6 \rightarrow t_{6+}$	$h_0 + 150 m$ ↓ h_0	$N1 = (0.3) \cdot N1_{00}$ $a = 0$ $\beta = 3^\circ$ $C_L = C_{L,max}$ $D = F + W \cdot \sin(\beta)$
	$t_{6+} \rightarrow t_7$	h_0	$N1 = (0.3) \cdot N1_{00}$ $\beta = 0^\circ$ $C_L = C_{L,max}$ $a \geq -g$

2.2.5. Yakıt, depolanma ve yanma özellikleri

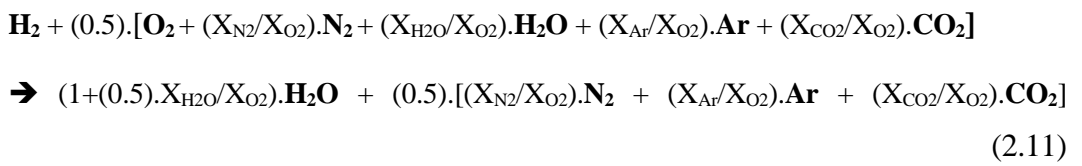
Bu çalışmada hidrojenle birlikte, bir karşılaştırma yapabilmek bakımından kerozen türü yakıtları temsilen, dodecene ($C_{12}H_{24}$) yakıt olarak incelenmiştir. Dodecene'ni tüm çalışma şartlarında sıvı olarak depolandığı kabul edilmiştir. Hidrojen yakıtın incelenecek depolama sıcaklık ve basınçları seçilirken, uygulama veya araştırma halindeki yöntemlerin tümünü kapsamaya gayret edilmekle birlikte, bu çalışmanın hacmini pratik olmayan bir şekilde artırılmasından kaçınılmıştır. Bunun yanında, depolama sıcaklık ve basınçları arasında oranlı artışlar olması sağlanarak ekserji performansları ile ilgili bağlantılarının daha kolay bir şekilde görülmesi amaçlanmıştır. Bu doğrultuda incelenen depolama sıcaklık ve basınçları ile uygulanan veya uygulanması muhtemel yöntemler Çizelge 2.6'da verilmiştir.

Gerekli itkiyi üretmek için yakıt debileri hesaplanırken, tüm yakıtların yanma odasına %100 saflıkta, çevre sıcaklığında ve yanma odası giriş basıncında (P_{31}) girdiği kabul edilmiştir.

Dodecene'nin hava ile yanma reaksiyonu,



hidrojenin hava ile yanma reaksiyonu,



şeklinde kabul edilmiştir. Burada X'ler alt indislerinde gösterilen gazların bulunulan irtifada % 60 bağıl nem şartlarında mol oranlarını göstermektedir.

Denklem (2.10) ve (2.11)'nin her iki tarafında yer alan kimyasalların, farklı basınç ve sıcaklıklardaki termodinamik özelliklerinin hesaplanmasında kullanılan standart termodinamik özellikleri Çizelge 2.8'de verilmiştir.

Çizelge 2.7. Yakıt depolanma özellikleri

Yakıt	Sıcaklık	Basınç	Uygulama
C ₁₂ H ₂₄	Çevre sıcaklığı	Çevre basıncı	Genel
H ₂	Çevre sıcaklığı	700 bar	IV. tip tanklarda çevre sıcaklığında gaz depolama
		350 bar	III. tip tanklarla çevre sıcaklığında gaz depolama
		200 bar	I. ve II. tip tanklarda çevre sıcaklığında gaz depolama
	125 K	350 bar	III. tip tanklarda soğuk sıkıştırma
		200 bar	I. ve II. tip tanklarda soğuk sıkıştırma
		100 bar	Soğuk sıkıştırma, Malzeme içinde depolama
H ₂	80 K	200 bar	Kriyojenik sıkıştırma
		100 bar	Kriyojenik sıkıştırma, Malzeme içinde depolama
		50 bar	Mutedil basınçlarda kriyojenik gaz, Malzeme içinde depolama
	35 K	100 bar	Kriyojenik sıkıştırma, malzeme içinde depolama
		50 bar	Mutedil basınçlarda kriyojenik gaz
		25 bar	Mutedil basınçlarda kriyojenik gaz
	20 K	1 bar	Sıvı depolama

Çizelge 2.8. Yanma reaksiyonlarında yer alan maddelerin bazı standart termodinamik özellikleri[103-105]

Madde	Gaz Sabiti (R) (J/kg.K)	Entalpi (\bar{h}_{00}) (kJ/kmol)	Entropi (\bar{s}_{00}) (J/mol.K)	Oluşum Entalpisi ($\Delta\bar{h}_{f,00}$) (kJ/mol)
N ₂ (g)	296.8 [103]	8669 [103]	191.6 [103]	0
O ₂ (g)	259.8 [103]	8682 [103]	204.21 [103]	0
Ar (g)	208.1 [103]	6197 [104]	154.8 [103]	0
H ₂ (g)	4124 [103]	8468 [103]	130.7 [103]	0
CO ₂ (g)	188.96 [103]	9364 [103]	213.8 [103]	-393.5 [105]
H ₂ O (g)	461.5 [103]	2547 [103]	188.8 [103]	-241.81 [105]
C ₁₂ H ₂₄ (s)	---		484.8 [105]	-226.2 [105]

Atmosfer, yakıt ve motor gazlarının 220 – 1800 K aralığındaki bir T sıcaklığındaki sabit basınç molar özgül ısıları,

$$c_p = a + b.T + c.T^2 + d.T^3 \quad (2.12)$$

formülünden hesaplanmıştır. Burada a, b, c ve d bir gazın molar özgül ısını hesaplamada kullanılan katsayıları göstermektedir. Bu çalışmada incelenen yakıtların yanma reaksiyonlarında yer alan gazların molar özgül ısı katsayıları Çizelge 2.9'da verilmiştir.

İster saf (sıvı veya gaz) halde, ister malzeme içinde depolanmış olsun, hidrojenin yakıt deposunu depolama sıcaklığında denge konsantrasyonlarında terk ettiği kabul edilmiştir. Hidrojenin 20 – 220 K sıcaklıklarda kabul edilen para – orto izomer oranları Çizelge 1.4'ten, özgül ısıları Çizelge 1.5'ten ve dönüşüm entalpileri Şekil 1.6. a'dan alınmış veya bu değerlerden orantı kurularak elde edilmiştir. Hidrojenin tüm depolama sıcaklıklarında denge konsantrasyonlarında olduğu kabul edildiğinden, çevre sıcaklığında para-orto dönüşüm entalpileri hesaba katılmamıştır. Hidrojen yakıtın incelenen depolanma sıcaklıklarında kabul edilen izomer oranları, dönüşüm entalpileri ve özgül ısıları Çizelge 2.10'da verilmiştir.

Çizelge 2.9. 273-1800 K sıcaklık aralığında bazı gazların özgül ısılarının hesaplanmasında kullanılan katsayılar [103]

Gaz	a	b (x10⁻²)	c (x10⁻⁵)	d (x10⁻⁹)
N ₂	28.90	-0.1571	0.8081	-2.873
O ₂	25.48	1.520	-0.7155	1.312
H ₂	29.11	-0.1916	0.4003	-0.8704
Ar	20.78	---	---	---
CO ₂	22.26	5.981	-3.501	7.469
H ₂ O	32.24	0.1923	1.055	-3.595
Hava	28.11	0.1967	0.4802	-1.966

Çizelge 2.10. Hidrojen yakıtın incelenen sıcaklıklarda izomer oranları, özgül ısıları ve dönüşüm entalpileri (kaynak [35, 37]'den uyarlanmıştır)

Sıcaklık	İzomer Oranları	Faz	c_p (J/mol.K)	$\Delta h_{\text{para-orto}}$ (kJ/kg)
20 K	% 100 para H ₂	Sıvı	16.802	708
35 K	% 93 para % 7 Orto H ₂	Gaz	21.761	708
80 K	% 49 para % 51 Orto H ₂	Gaz	25.748	685
125 K	% 32 para % 68 Orto H ₂	Gaz	26.864	560
T0	% 25 para % 75 Orto H ₂	Gaz	28.024	---

Hidrojenin tüm depolama sıcaklıklarında denge konsantrasyonlarında, 220 K ve üzeri sıcaklıklarda normal hidrojen yapısında olduğu kabul edilmiş ve özgül ısıları, Çizelge 2.8'deki katsayılar kullanılarak denklem (2.12) ile hesaplanmıştır.

İncelenen kimyasalların standart harici şartlarda entalpileri, entropileri ve oluşum entalpileri sırasıyla,

$$\bar{h}_i = \bar{h}_{i,00} + \bar{c}_{p,i,ort} \cdot (T - T_{00}) \quad (2.13)$$

$$\bar{s}_i = \bar{s}_{i,00} + \bar{c}_{p,i,ort} \cdot \ln\left(\frac{T}{T_{00}}\right) - R_u \cdot \ln\left(\frac{P}{P_{00}}\right) \quad (2.14)$$

$$\Delta \bar{h}_{f,i} = \Delta \bar{h}_{f,i,00} + \left[\sum n_{\text{ürn},i} \cdot \bar{c}_{p,\text{ürn},i} - \sum n_{\text{grn},i} \cdot \bar{c}_{p,\text{grn},i} \right] \cdot (T - T_{00}) \quad (2.15)$$

şeklinde hesaplanmış ve molar özellikler özgül (kütleli) özelliklere,

$$x_{\text{kütleli}} = x_{\text{molar}} \cdot \frac{1000}{M} \quad (2.16)$$

şeklinde çevrilmiştir. Burada M, kimyasalın mol ağırlığını (g/mol) ifade etmektedir. Bu çalışmada incelenen gazların mol ağırlıkları Çizelge 2.11'de verilmiştir.

Tüm gazların özgül ısılar oranı,

$$k = \frac{c_p}{c_v} = \frac{c_p}{c_p - R} \quad (2.17)$$

formülünden hesaplanmıştır.

Çizelge 2.11. İncelenen gazların mol ağırlıkları [103]

Gaz	N ₂	O ₂	H ₂	Ar	CO ₂	H ₂ O
Mol Ağırlığı (g/mol)	28.013	32	2.016	39.948	44.01	18.015

2.3. Sistemde Etkili Büyüklükler

İHA'nın ekserjetik sürdürülebilirlik performansını belirleyen faktörler şu şekilde sınıflandırılabilir:

- İHA Özellikleri
 - Ağırlık
 - Aerodinamik performans
 - Sistemlerin güç kullanımı
- Motor Özellikleri
 - Fiziksel özellikler
 - Termodinamik özellikler
- Yakıt Özellikleri
 - Kimyasal yapı ve yanma özellikleri
 - Spesifik enerji ve ekserji değerleri
 - Depolanma özellikleri
 - Kütleli depolanma oranı
 - Hacimsel depolanma oranı
 - Depolama basınç ve sıcaklığı
 - Depolama için harcanan enerji ve ekserji oranı
 - Kullanım özellikleri
 - Kullanım basınç ve sıcaklığı
 - Kullanım için harcanan enerji ve ekserji oranı
- Dış hava özellikleri
- Görev özellikleri
 - Görev tanımı
 - Görev alanı
 - Görev enerji ve ekserji kullanımı

Bu faktörlerin ayrıntıları, sabit, ölçülebilen ve hesaplanabilen büyüklükler şeklinde sınıflandırılarak Çizelge 2.12'de verilmiştir.

Çizelge 2.12. Sistemde etkili büyüklükler

Özellik	Simge veya Kısaltma	Sabit	Ölçülebilir	Hesaplandı
İHA ÖZELLİKLERİ				
(Sabit büyüklüklerin değerleri için bkz. Çizelge 2.2)				
İHA Toplam Ağırlığı	$W_{İHA}$		X	X
Kanat yüzey alanı	S	X	X	
Kanat açıklık oranı	AR	X	X	
Emniyetli uçuş kontrolü için gerekli minimum dinamik basınç	q_{ct}	X		X
Minimum uçuş hızı			X	X
Parazit sürüklenme katsayısı	C_{D0}	X	X	
Endüklenmiş sürüklenme katsayısı	K	X		X
Taşıma katsayısı	C_L		X	X
Sürüklenme katsayısı	C_D		X	X
Sistemlerin güç kullanımı	\dot{W}_{SYS}	X		
MOTOR ÖZELLİKLERİ				
(Numaralandırma ve sabit özelliklerin değerleri için bkz. Çizelge 2.2 – 2.4)				
Tüm kesitlerde basınç ve sıcaklık değerleri	P_i, T_i		X	X
Düşük basınç şaftı dönüş hızı	N1		X	X
FAN (+DBK) emiş oranı	FEMO	X		X
FAN (+DBK) hacimsel debisi	FHD		X	X
By-pass oranı	α	X		
Soğuk akış debisi	\dot{m}_F		X	X
Sıcak akış debisi	\dot{m}_C		X	X
Fan politropik verimi	$\eta_{poli,F}$	X		
Fan sıcaklık oranı	T_{13}/T_2		X	X
Fan sıkıştırma oranı	P_{13}/P_2		X	X
Soğuk akış kanalı basınç oranı	P_{16}/P_{13}	X	X	
DBK politropik verimi	$\eta_{poli,DBK}$	X		
DBK sıcaklık oranı	T_{21}/T_2		X	X
DBK basınç oranı	P_{21}/P_2		X	X
Yüksek basınç. şaftı dönüş hızı	N2		X	X
Şaft dönüş hızlarının oranı	N2/N1	X		
YBK politropik verimi	$\eta_{poli,YBK}$	X		
YBK sıcaklık oranı	T_3/T_{25}		X	X
YBK sıkıştırma oranı	P_3/P_{25}		X	X

Çizelge 2.12 (devam). Sistemde etkili büyüklükler

Özellik	Simge veya Kısaltma	Sabit	Ölçülebilir	Hesaplandı
MOTOR ÖZELLİKLERİ (devam)				
(Numaralandırma ve sabit özelliklerin değerleri için bkz. Çizelge 2.2 – 2.4)				
YO girişi basınç oranı	P_{31}/P_3	X	X	
YO girişi yakıt-hava karışım sıcaklığı	T_{31}		X	X
YO çıkışı gaz sıcaklığı	T_4		X	X
YBT girişi gaz sıcaklığı	T_{41}		X	X
YBT politropik verimi	$\eta_{\text{poli,YBT}}$	X		
YBT sıcaklık oranı	T_{44}/T_{41}		X	X
YBK sıkıştırma oranı	P_{44}/P_{41}		X	X
Türbinler arası kanal basınç oranı	P_{45}/P_{44}	X		
DBT giriş sıcaklığı	T_{45}		X	X
DBT politropik verimi	$\eta_{\text{poli,DBT}}$	X		
DBT sıcaklık oranı	T_5/T_{45}		X	X
DBT basınç oranı	P_5/P_{45}		X	X
DBT mikser girişi arası kanal basınç oranı	P_6/P_5	X	X	
Soğuk akış mikser giriş sıcaklığı	T_{16}		X	X
Soğuk akış mikser giriş basıncı	P_{16}		X	X
Sıcak akış mikser giriş sıcaklığı	T_6		X	X
Sıcak akış mikser giriş basıncı	P_6		X	X
Mikser karıştırma etkinliği	η_{mix}	X		
Mikser soğuk akış çıkış sıcaklığı	T_{8F}		X	X
Mikser sıcak akış çıkış sıcaklığı	T_{8c}		X	X
Mikser karışım çıkış sıcaklığı	$T_{8\text{mix}}$		X	X
Egzoz kesit alanı	A_8	X		
Mikser soğuk akış çıkış hızı	V_{8F}		X	X
Mikser sıcak akış çıkış hızı	V_{8c}		X	X
Mikser karışım çıkış hızı	$V_{8\text{mix}}$		X	X
Motor itkisi	F		X	X

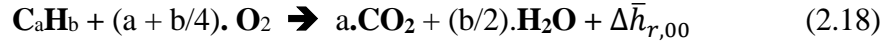
Çizelge 2.12 (devam). Sistemde etkili büyüklükler

Özellik	Simge veya Kısaltma	Sabit	Ölçülebilir	Hesaplandı
YAKIT, YAKIT SİSTEMİ ve YANMA ÖZELLİKLERİ				
Kimyasal yapı	$C_{12}H_{24}, H_2$	X		
Alt ve üst ısı değeri	LHV, HHV		X	X
Molar ve spesifik kimyasal ekserjiler	$\bar{e}x_f^{kim}$			X
Depo hacmi	V_{tank}	X	X	X
Ağırlıkça depolama oranı	ADO	% 0 - %100 için hesaplandı		
Hacimce depolama oranı	HDO	0 - ~ 800 kg /m ³ için hesaplandı		
Depolama sıcaklığı	Tf_{tank}	X	X	
Depolama basıncı	P_{tank}	X	X	
Para hidrojen oranı	X_{pa}		X	
Depolama için harcanan özgül enerji ve ekserji oranları	$e_{dep/LHV}, e_{x_{dep}}e_{x}^{kim}$	X	X	
Kullanım sıcaklığı	Tf_{kul}	X	X	
Kullanım basıncı	Pf_{kul}	X	X	
Yanma ürünleri ve mol sayıları	$N_{CO_2}, N_{H_2O}, N_{N_2}, N_{Ar}$			X
Gaz termodinamik sabitleri	C_p, R, k			X
Egzoz kimyasal ekserjisi	$\bar{e}x_g^{kim}$			X
Egzoz fiziksel ekserjisi	$\bar{e}x_g^{fiz}$			X
DIŞ HAVA (ATMOSFER) ÖZELLİKLERİ				
Basıncı, sıcaklık ve yoğunluk	P_0, T_0, ρ_0		X	X
Bağıl nem oranı	RH	X	X	
Gaz oranları			X	X
Rüzgar		0		
GÖREV ÖZELLİKLERİ				
Minimum ve maksimum görev irtifası	$h_{min, grv}, h_{max, grv}$	X	X	
Görev süresi	t_{grv}		X	X
Görev yükü güç gereksinimi	\dot{W}_{GY}	X	X	
Enerji ve ekserji kullanımı	$\dot{E}_{in}, \dot{E}x_{in}$			X
Yapılan iş	\dot{W}		X	X
Atık ekserji	$\dot{E}x_{out}$			X
Ekserji yıkımı	$\dot{E}x_{dest}$			X
Enerji ve ekserji verimi	η, η_{ex}			X

2.4. Termodinamik Hesaplar

2.4.1. Yakıt alt ve üst ısıl değerlerinin hesaplanması

Bu çalışmada, yakıtların alt ve üst ısıl değerleri depolanma sıcaklıklarına göre yeniden hesaplanmıştır. Tüm yakıtların C_aH_b molekül yapısına sahip olduğu ve standart şartlarda molar yanma denklemi,



şeklinde kabul edilmiştir (dodecene yakıt için $a=12$ ve $b=24$, saf hidrojen yakıt için $a=0$ ve $b=2$ dir). Oksijenin (O_2) standart şartlarda oluşum entalpisi sıfır kabul edilerek C_aH_b şeklindeki bir yakıtın standart molar reaksiyon ısısı,

$$\Delta\bar{h}_{r,00} = \Delta\bar{h}_{f,00,C_aH_b} - a.\Delta\bar{h}_{f,00,CO_2} - \left(\frac{b}{2}\right).\Delta\bar{h}_{f,00,H_2O} \quad (2.19)$$

şeklinde hesaplanır. Burada $\Delta h_{f,00}$, alt indislerinde gösterilen kimyasalların standart şartlarda (T_{00} sıcaklığında) oluşum entalpilerini göstermektedir. (CO_2 , H_2O , H_2 ve $C_{12}H_{24}$ 'ün standart oluşum entalpileri için bkz. Çizelge 2.8.) Aynı yakıtın standart harici şartlarda (T_0 çevre sıcaklığında) yanma ısısı,

$$\Delta\bar{h}_{r,0} = \Delta\bar{h}_{r,00} + \left[c_{p,C_aH_b} - a.c_{p,CO_2} - \left(\frac{b}{2}\right).c_{p,H_2O} \right]. (T_0 - T_{00}) \quad (2.20)$$

ve alt ısıl değeri, denklem (2.20)'de c_{p,H_2O} yerine su buharı özgül ısı değeri konarak reaksiyon ısısı hesaplandıktan sonra,

$$AID_0 = -\Delta\bar{h}_{r,0}. 1000/M_{ykt} \quad (2.21)$$

şeklinde hesaplanmıştır.

2.4.2. Motor parametrelerinin hesaplanması

Bu çalışmada incelenen motorun açık literatürden doğrudan elde edilemeyen bazı bilgileri, mevcut bilgilerden hesap yoluyla elde edilmiştir. Bunun için, kaynak [94]'de verilen söz konusu motorun deniz seviyesi standart şartlarda maksimum güçte statik çalışma verilerinden yararlanılmıştır. Bu verilerden özellikle kullanılanları olmak üzere bazıları Çizelge 2.13'te verilmiştir.

Çizelge 2.13. *Rolls-Royce AE3007H* turbofan motorunun Gas Turb12 yazılım programında hesaplanan standart atmosfer ve maksimum güç çalışma şartlarında akış özellikleri [94]

İstasyon	\dot{m}_{00} (kg/s)	T_{00} (K)	$T_{s,00}$ (K)	P_{00} (kPa)	$P_{s,00}$ (kPa)	ρ_{00} (kg/m ³)
1	134.54	288.15	---	103.20	---	---
2	134.54	288.15	271.69	103.20	81.67	1.0472
13	111.34	319.38	309.51	140.44	125.79	1.4158
21	23.197	321.52	306.26	140.44	118.40	1.3468
25	23.197	321.52	306.26	139.03	117.22	1.3334
3	22.501	793.43	787.79	2307.2	2245.7	9.9308
31	20.065	793.43	---	2307.2	---	---
4	20.547	1600	1579.2	2214.9	2090.5	4.6116
41	22.287	1541.9	---	2214.9	---	---
44	22.867	1118.4	1073.6	474.66	400.29	1.2989
45	23.331	1109.1	1081.7	461.93	416.22	1.3405
5	23.563	949.45	940.12	227.59	218.62	0.8102
6	23.563	949.45	930.82	223.04	205.78	0.7702
16	245.471	319.38	311.77	136.23	125.17	1.3986
64	134.91	437.53	417.21	145.36	122.65	1.0241
8	134.91	437.53	395.39	145.36	101.28	0.8810

Turbofan motoru temel güç elemanları kompresörler ve türbinlerdir. Bu elemanlar tarafından akışkan üzerinde yapılan veya akışından elde edilen işler, hava debisine, eleman geometrisine ve dönüş hızlarına bağlıdır (Euler Türbin Teorisi, [106]). Bu çalışmada motor elemanlarının geometrileri sabit kabul edildiğinden öncelikle hesaplanması gereken parametreler, değişen çevre şartlarına ve itki gereksinimine bağlı olarak, motor düşük basınç ve yüksek basınç şaftlarının devir hızlarıdır (sırasıyla N1 ve N2). N1, fan ve çekirdek hava debisini de belirlediğinden öncelikle bu parametre hesaplanmıştır. Bu çalışmada N1 hızı, gerekli asgari itkiyi sağlayacak ve fan kanatçık uçlarının mah sayısı, deniz seviyesinde maksimum güçte çalıştırma şartlarındaki değerini aşmayacak şekilde ayarlanmıştır. Bunun için öncelikle motordan beklenen itki (F), referans şartlarda elde edilen itkiyle (F₀₀) karşılaştırılarak gerekli minimum veya emniyetli maksimum N1 hızı,

$$\left(\frac{N1}{N1_{00}}\right)^3 = \frac{\rho \cdot F}{\rho_{00} \cdot F_{00}} \rightarrow N1 = N1_{00} \cdot \left(\frac{\rho_{00} \cdot F}{\rho \cdot F_{00}}\right)^{\frac{1}{3}} \quad (2.22)$$

şeklinde hesaplanmıştır. Hesaplanan N1 değerinin maksimum değerleri, fan uç mah hızının deniz seviyesindeki çalışma şartlarında verilen [94] mah sayısını (yaklaşık 1 mah) aşmayacak şekilde kısıtlanmıştır. Ayrıca motorda ani rejim değişikliklerine sebep olmamak veya elde edilmesi gerçeğe çok uygun olmayan açılma hız artışları elde etmemek için, N1'deki ivmelenme, fan uçlarında 35 m/s² ivmelenmeyi aşmayacak şekilde sınırlandırılmıştır.

Motor elemanlarının geometrik özelliklerine bağlı performans özellikleri, incelenen motorun kaynak [94]'te verilen deniz seviyesi statik çalışma şartlarında çalışma ve bazı kesitlerinde hava veya gaz özelliklerinden (bazıları Çizelge 2.13'te ve bazıları Çizelge 3.1'de verilmiştir) yararlanılarak aşağıdaki şekilde elde edilmiştir:

Fan (+DBK) Emiş Oranı (FDBKEMO)

$$FDBKEMO = FDBKEMO_{00} = \frac{V_2 \cdot A_2}{N1_{00}} = \frac{\dot{m}_{2,00}}{\rho_{2,00} \cdot N1_{00}} \quad (2.23)$$

Fan Güç Oranı (FGO)

$$FGO = c_{p,2,00} \cdot (T_{13,00} - T_{2,00}) / N1_{00}^2 \quad (2.24)$$

DBK Güç Oranı (DBKGO)

$$DBKGO = c_{p,2,00} \cdot (T_{21,00} - T_{2,00}) / N1_{00}^2 \quad (2.25)$$

YBK Güç Oranı (YBKGO)

$$YBKGO = c_{p,25,00} \cdot (T_{3,00} - T_{25,00}) / N2_{00}^2 \quad (2.26)$$

YBT Güç Oranı (YBTGO)

$$YBTGO = c_{p,41,00} \cdot (T_{41,00} - T_{44,00}) / N2_{00}^2 \quad (2.27)$$

DBT Güç Oranı (DBTGO)

$$DBTGO = c_{p,45,00} \cdot (T_{45,00} - T_{5,00}) / N1_{00}^2 \quad (2.28)$$

Bundan sonra uçuş profili boyunca motor kesitlerinde herhangi bir andaki özelliklerinin hesaplanma yöntemleri aşağıda verilmiştir.

Fan (+DBK) Girişi Hava Hızı

$$V_2 = \frac{FDBKEMO}{A_2} \quad (2.29)$$

Fan (+DBK) Girişi Toplam Sıcaklığı

$$T_2 = T_0 + \frac{V^2}{2 \cdot c_{p,a}} \quad (2.30)$$

Fan (+DBK) Girişi Statik Sıcaklığı

$$T_{s,2} = T_2 - \frac{V_2^2}{2 \cdot c_{p,a}} \quad (2.31)$$

Fan (+DBK) Girişi Mah Sayısı

$$Ma_2 = \frac{V_2}{\sqrt{k_a \cdot R_a \cdot T_{s,2}}} \quad (2.32)$$

Fan (+DBK) Girişi Hava Yoğunluğu

$$\rho_2 = \rho_0 \cdot \left[1 + \left(\frac{k_a - 1}{2} \right) \cdot Ma_2^2 \right]^{\frac{1}{1 - k_a}} \quad (2.33)$$

Fan (+DBK) Girişi Statik Basıncı

$$P_{s,2} = \rho_2 \cdot R_a \cdot T_{s,2} \quad (2.34)$$

Fan (+DBK) Girişi Toplam Basıncı

$$P_2 = P_{s,2} + \frac{\rho_2 \cdot V_2^2}{2} \quad (2.35)$$

DBK Hava Debisi

$$\dot{m}_c = \rho_2 \cdot FDBKEMO / (1 + \alpha) \quad (2.36)$$

Fan Hava Debisi

$$\dot{m}_F = \alpha \cdot \dot{m}_c \quad (2.37)$$

Motor diğer kesitlerindeki hava ve gaz debileri, yakıt ve soğutma havası debileri dikkate alınarak şu şekilde hesaplanmıştır:

YO Girişi Hava Debisi

$$\dot{m}_{31} = \dot{m}_c - \dot{m}_b - \dot{m}_{NGV,soğ} - \dot{m}_{YBT,soğ} - \dot{m}_{DBT,soğ} \quad (2.38)$$

YO Çıkışı Gaz Debisi

$$\dot{m}_4 = \dot{m}_{31} + \dot{m}_f \quad (2.39)$$

YBT Girişi Gaz Debisi

$$\dot{m}_{41} = \dot{m}_4 + \dot{m}_{NGV,soğ} \quad (2.40)$$

DBT Girişi Gaz Debisi

$$\dot{m}_{45} = \dot{m}_{41} + \dot{m}_{YBT,soğ} \quad (2.41)$$

DBT Çıkışı Gaz Debisi

$$\dot{m}_5 = \dot{m}_{45} + \dot{m}_{DBT,soğ} \quad (2.42)$$

Bundan sonra motor kesitlerindeki hava ve gaz sıcaklık ve basınçları şu şekilde hesaplanmıştır:

I. Yanma odasına gönderilecek yakıt debisini belirlemek için ön hesaplar

Soğuk Akış Tarafı

$$T_{13} = T_2 + FGO \cdot N1^2 / c_{p,2} \quad (2.43)$$

$$P_{13} = P_2 \cdot \left(\frac{T_{13}}{T_2} \right)^{\frac{\eta_{poli,F} \cdot k_2}{k_2 - 1}} \quad (2.44)$$

$$T_{16} = T_{13} \cdot \left(\frac{T_{16,00}}{T_{13,00}} \right) \quad (2.45)$$

$$P_{16} = P_{13} \cdot \left(\frac{P_{16,00}}{P_{13,00}} \right) \quad (2.46)$$

Sıcak Akış Tarafı

$$T_{21} = T_2 + DBKGO \cdot N1^2 / c_{p,2} \quad (2.47)$$

$$P_{21} = P_2 \cdot \left(\frac{T_{21}}{T_2} \right)^{\frac{\eta_{poli,DBK} \cdot k_2}{k_2 - 1}} \quad (2.48)$$

$$T_{25} = T_{21} \quad (2.49)$$

$$P_{25} = P_{21} \cdot \left(\frac{P_{25,00}}{P_{21,00}} \right) \quad (2.50)$$

$$N2 = N1 \cdot \left(\frac{N2_{00}}{N1_{00}} \right) \quad (2.51)$$

$$T_3 = T_{21} + YBKGO \cdot N2^2 / c_{p,25} \quad (2.52)$$

$$P_3 = P_{25} \cdot \left(\frac{T_3}{T_{25}} \right)^{\frac{\eta_{poli,YBK} \cdot k_{25}}{k_{25} - 1}} \quad (2.53)$$

$$\dot{W}_{YBK} = \dot{m}_c \cdot c_{p,25} \cdot (T_3 - T_{25}) \quad (2.54)$$

$$\dot{W}_{YBT} = \dot{W}_{YBK} / \eta_{mek,YB\dot{S}} \quad (2.55)$$

$$T_{41} = T_{44} + \dot{W}_{YBT} / (\dot{m}_{41} \cdot c_{p,41}) \quad (2.56)$$

$$T_4 = T_{41} \cdot \left(\frac{T_{4,00}}{T_{41,00}} \right) \quad (2.57)$$

$$T_4 > 1600 \implies T_4 = 1600 \quad (2.58)$$

$$\dot{m}_f = \dot{m}_4 \cdot c_{p,4} \cdot (T_4 - T_3) / (AID \cdot \eta_{YO}) \quad (2.59)$$

II. Parametrelerin gerçekleşen değerlerinin hesaplanması

$$T_4 = T_3 + \dot{m}_f \cdot AID \cdot \eta_{YO} / (\dot{m}_4 \cdot c_{p,4}) \quad (2.60)$$

$$T_{41} = T_4 \cdot \left(\frac{T_{41,00}}{T_{4,00}} \right) \quad (2.61)$$

$$P_{41} = P_4 \cdot \left(\frac{P_{41,00}}{P_{4,00}} \right) \quad (2.62)$$

$$T_{44} = T_{41} - YBTGO \cdot N2^2 / c_{p,41} \quad (2.63)$$

$$P_{44} = P_{41} \cdot \left(\frac{T_{44}}{T_{41}} \right)^{\frac{k_{41}}{\eta_{poli,YBK} \cdot (k_{41}-1)}} \quad (2.64)$$

$$\dot{W}_{YBT} = \dot{m}_{41} \cdot c_{p,41} \cdot (T_{41} - T_{44}) \quad (2.65)$$

$$T_{45} = \frac{(\dot{m}_{44} \cdot c_{p,44} \cdot T_{44} + \dot{m}_{YBT,soğ} \cdot c_{p,3} \cdot T_3)}{\dot{m}_{44} \cdot c_{p,44} + \dot{m}_{YBT,soğ} \cdot c_{p,3}} \quad (2.66)$$

(Burada DBT giriş sıcaklığının (T_{45}) referans değerini % 5'ini aşmaması için, T_{45} referans çalışma durumundaki değerini % 5 aştığında bir saniye sonraki T_4 sıcaklığı düşürülmüştür. Bunun göre MATLAB yazılımında geliştirilen programa,

$$T_{45} > (1.05) \cdot T_{45,00} \implies T_{4+} = T_{4-} - k_{TIT} \cdot (T_4 - T_{45,00}) \quad (2.67)$$

komutu eklenmiştir. T_{45} sıcaklığını daima referans değerini % 5 fazlasının altında tutan k_{TIT} katsayısı, deneme yanılma yoluyla 0.6 olarak bulunmuştur).

$$P_{45} = P_{44} \cdot \left(\frac{P_{45,00}}{P_{44,00}} \right) \quad (2.68)$$

$$T_5 = T_{45} - DBTGO \cdot N1^2 / c_{p,45} \quad (2.69)$$

$$P_5 = P_{45} \cdot \left(\frac{T_5}{T_{45}} \right)^{\frac{k_{45}}{\eta_{poli,DBK} \cdot (k_{45}-1)}} \quad (2.70)$$

$$\dot{W}_{DBT} = \dot{m}_{45} \cdot c_{p,45} \cdot (T_5 - T_{45}) \quad (2.71)$$

$$\dot{W}_F = \frac{\eta_{mek,DBŞ} \cdot \dot{W}_{DBT}}{1 + \frac{\dot{W}_{DBK,00}}{\dot{W}_{F,00}}} \quad (2.72)$$

$$\dot{W}_{DBK} = \frac{\eta_{mek,DBŞ} \cdot \dot{W}_{DBT}}{1 + \frac{\dot{W}_{F,00}}{\dot{W}_{DBK,00}}} \quad (2.73)$$

$$\dot{W}_{YBK} = \eta_{mek,YBŞ} \cdot \dot{W}_{YBT} \quad (2.74)$$

Soğuk Akış Tarafı

$$T_{13} = T_2 + \dot{W}_F / \dot{m}_F \cdot c_{p,2} \quad (2.75)$$

P_{13} denklem (2.44)'te olduğu gibi

T_{16} denklem (2.45)'te olduğu gibi

P_{16} denklem (2.46)'da olduğu gibi

$$N1_+ = \left[\frac{\dot{W}_F + \dot{W}_{DBK}}{\rho_2 \cdot FDBKEMO \cdot \left(\frac{\alpha \cdot FGO}{\alpha+1} + \frac{DBKGO}{\alpha+1} \right)} \right]^{\frac{1}{3}} \quad (2.76)$$

Sıcak Akış Tarafı

$$T_{21} = T_2 + \dot{W}_{DBK} / \dot{m}_c \cdot c_{p,2} \quad (2.77)$$

P_{21} , denklem (2.48)'de olduğu gibi

T_{25} , denklem (2.49)'da olduğu gibi

P_{25} , denklem (2.50)'de olduğu gibi

$$T_3 = T_{25} + \dot{W}_{YBK} / \dot{m}_c \cdot c_{p,25} \quad (2.78)$$

P_3 , denklem (2.53)'te olduğu gibi

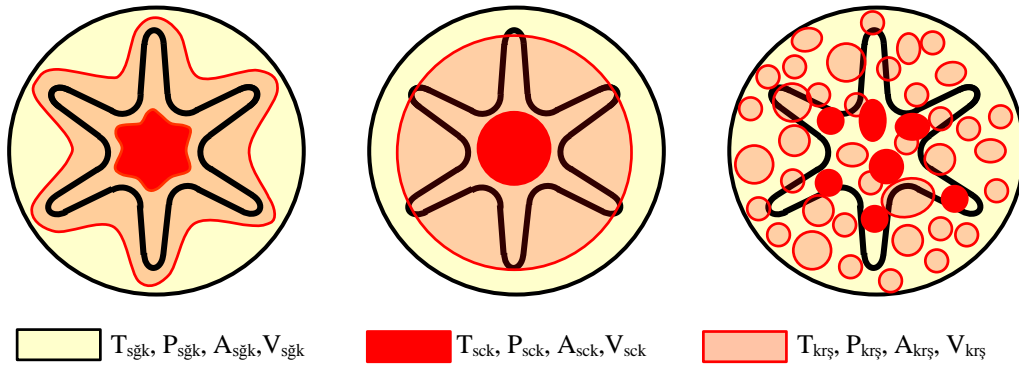
$$N_{2+} = \sqrt{\frac{\dot{W}_{YBK}}{\dot{m}_c \cdot YBKGO}} \quad (2.79)$$

III. Egzoz gazlarının akış özelliklerinin hesaplanması

DBT çıkışı (kesit 5) ile mikser girişi (kesit 6) arasındaki kanal adyabatik kabul edilmiştir.

$$T_6 = T_5 \quad (2.80)$$

Mikserde 3 farklı akış bölgesi olduğu kabul edilmiştir. Bunlar, soğuk akış, sıcak akış ve karışım bölgeleridir. Bu bölgelerin kesit geometrik şekil ve dağılımlarının motor itkisi üzerine bir etkisi olmadığı, motor itkisinin yalnız gaz debisi ve hızları tarafından belirlendiği kabul edilmiştir. Örneğin, Şekil 2.3'te egzoz kesiti gösterilen, sıcak, soğuk ve karışım bölgeleri debi, sıcaklık, basınç ve hızları aynı olan her üç motorun üreteceği itkiyle beraber egzoz gazlarının fiziksel ekserjileri de aynı olacaktır.



Şekil 2.3. Soğuk, sıcak ve karışım bölgesi kesit alanları eşit üç ayrı motor egzoz kesiti

Mikser veriminin sıcak ve soğuk akımların karışma oranına paralel olduğu ve mikser çıkışından sonra karışım olmadığı kabul edilerek, egzoz çıkışında soğuk, sıcak ve karışım bölge akış özellikleri şu şekilde hesaplanmıştır:

$$A_{8,krş} = A_8 \cdot \eta_{mix} \quad (2.81)$$

$$A_{8,sğk} = A_8 \cdot \left(\frac{A_{16}}{A_6 + A_{16}} \right) \cdot (1 - \eta_{mix}) \quad (2.82)$$

$$A_{8,sck} = A_8 \cdot \left(\frac{A_6}{A_6 + A_{16}} \right) \cdot (1 - \eta_{mix}) \quad (2.83)$$

$$\dot{m}_{8,krş} = (\dot{m}_6 + \dot{m}_{16}) \cdot \eta_{mix} \quad (2.84)$$

$$\dot{m}_{8,sğk} = \dot{m}_{16} \cdot (1 - \eta_{mix}) \quad (2.85)$$

$$\dot{m}_{8,sck} = \dot{m}_6 \cdot (1 - \eta_{mix}) \quad (2.86)$$

$$T_{8,sğk} = T_{16} \quad (2.87)$$

$$T_{8,sck} = T_6 \quad (2.88)$$

$$T_{8,krş} = \frac{(\dot{m}_6 \cdot c_{p,6} \cdot T_6 + \dot{m}_{16} \cdot c_{p,16} \cdot T_{16})}{\dot{m}_6 \cdot c_{p,6} + \dot{m}_{16} \cdot c_{p,16}} \quad (2.89)$$

$$P_{s,8,sğk} = P_{s,8,sck} = P_{s,8,krş} = P_{s,8} = P_0 - \frac{1}{2} \cdot \rho_0 \cdot V_0^2 \quad (2.90)$$

Herhangi bir i kesitindeki gaz hızları, ideal gazlar için temel prensip denklemleri

$$P_{s,i} = \rho_i \cdot R_i \cdot T_{s,i} \quad (2.91)$$

$$T_{t,i} = T_{s,i} + \frac{V_i^2}{2 \cdot c_{p,i}} \quad (2.92)$$

ve kütleli debi denklemi,

$$\dot{m}_i = \rho_i \cdot V_i \cdot A_i \quad (2.93)$$

kesitteki gaz hızı (V_i) için birlikte çözülerek,

$$V_{8,krş} = \frac{-P_{s,8} \cdot A_{8,krş} \cdot c_{p,8,krş}}{\dot{m}_{8,krş} \cdot R_{8,krş}} + \sqrt{\left(\frac{P_{s,8} \cdot A_{8,krş} \cdot c_{p,8,krş}}{\dot{m}_{8,krş} \cdot R_{8,krş}} \right)^2 + 2 \cdot c_{p,8,krş} \cdot T_{8,krş}} \quad (2.94)$$

$$V_{8,sğk} = \frac{-P_{s,8} \cdot A_{8,sğk} \cdot c_{p,16}}{\dot{m}_{8,sğk} \cdot R_{16}} + \sqrt{\left(\frac{P_{s,8} \cdot A_{8,sğk} \cdot c_{p,16}}{\dot{m}_{8,sğk} \cdot R_{16}} \right)^2 + 2 \cdot c_{p,16} \cdot T_{16}} \quad (2.95)$$

$$V_{8,sck} = \frac{-P_{s,8} \cdot A_{8,sck} \cdot c_{p,6}}{\dot{m}_{8,sck} \cdot R_6} + \sqrt{\left(\frac{P_{s,8} \cdot A_{8,sck} \cdot c_{p,6}}{\dot{m}_{8,sck} \cdot R_6} \right)^2 + 2 \cdot c_{p,6} \cdot T_6} \quad (2.96)$$

ve buradan elde edilen hızlarla motor itkisi,

$$F = \dot{m}_{8,sğk} (V_{8,sğk} - V_0) + \dot{m}_{8,sck} (V_{8,sck} - V_0) + \dot{m}_{8,krş} (V_{8,krş} - V_0) \quad (2.97)$$

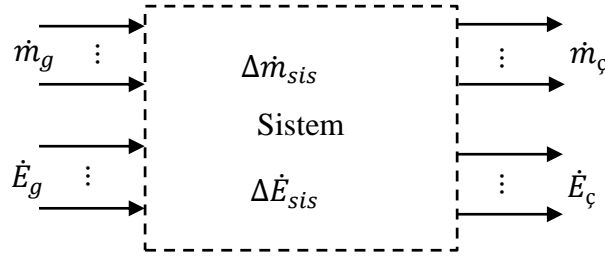
şeklinde hesaplanmıştır.

2.4.3. Enerji hesapları

Tüm sistemler, kendilerini içine alan en küçük kontrol hacmi ile modellenmiş ve termodinamik parametrelerin hesaplanmasında kütle ve enerjinin korunumu prensibinden yararlanılmıştır. Örnek bir sistem modeli Şekil 2.4'te, kütle ve enerjinin korunumu ifadeleri denklem (2.98) ve (2.99) ile gösterilmiştir.

$$\Delta\dot{m}_{sis} = \sum \dot{m}_g - \sum \dot{m}_\zeta \quad (2.98)$$

$$\Delta\dot{E}_{sis} = \sum \dot{E}_g - \sum \dot{E}_\zeta \quad (2.99)$$



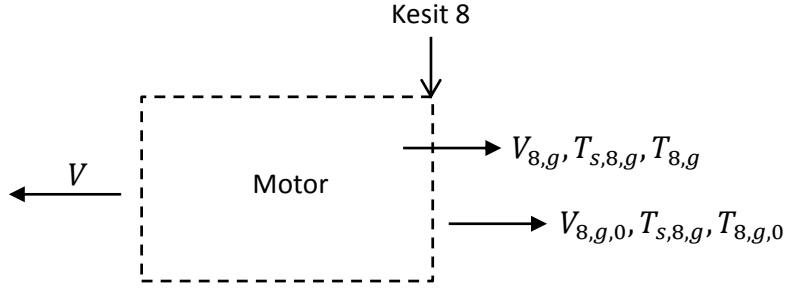
Şekil 2.4. Termodinamik parametrelerin hesaplanmasında kullanılan bir sistem modeli örneği

Tüm motor elemanları ve kesitleri, sürekli akışlı sürekli açık (SASA) sistem olarak kabul edilmiştir. SASA sistemler için kütle ve enerjinin korunumu şu şekilde ifade edilir:

$$\sum \dot{m}_g = \sum \dot{m}_\zeta \quad (2.100)$$

$$\sum \dot{E}_g = \sum \dot{E}_\zeta \quad (2.101)$$

Motor için kütle ve enerji akışları dengesini yazmadan önce hareket halindeki bir sistemden atılan gazların enerjilerinin hesaplanmasında dikkat edilmesi gereken bir nokta Şekil 2.5 üzerinden açıklanacaktır. Sistemin (örneğin motorun) herhangi bir kesitine ve durgun bir referans sistemine göre hesaplanan toplam sıcaklıklar ve dolayısıyla atılan gazların enerjileri farklıdır.



Şekil 2.5. Motor kesitine göre toplam sıcaklıkların referans çevreye göre toplam sıcaklıktan farkı

$$T_{8,g} = T_{s,8,g} + \frac{V_{8,g}^2}{2.c_{p,8,g}} \quad (2.102)$$

$$T_{8,g,0} = T_{s,8,g} + \frac{V_{8,g,0}^2}{2.c_{p,8,g}} \quad (2.103)$$

$$V_{8,g,0} = V_{8,g} - V \quad (2.104)$$

(2.102) - (2.104) denklemleri birlikte çözülecek olursa,

$$T_{8,g,0} = T_{8,g} - \frac{2.V_{8,g}.V - V^2}{2.c_{p,8,g}} \quad (2.105)$$

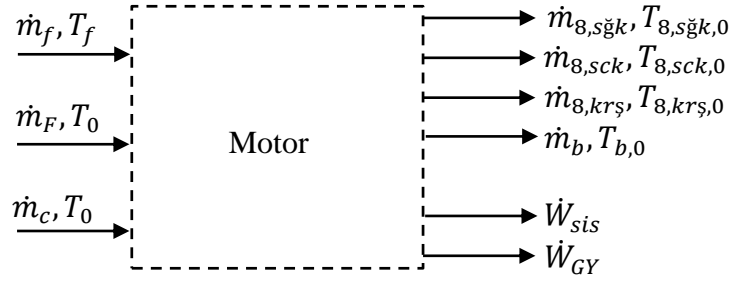
elde edilir.

Motor kontrol hacmi, Şekil 2.6'da gösterilmiştir (motorun *Gas Turb 12* yazılım programında geliştirilen modeli için bkz. Şekil 2.1). Bu çalışmada soğuk akış fan kanalından, sıcak akış motor çekirdeğinden geçen, mikser veya egzozda diğer akımlarla karışmadan atılan hava ve gazları, karışım akımı ise bu iki karışımın mikserde homojen olarak karışan kısmını tanımlamaktadır. Soğuk akış toplam sıcaklığı kesit 13'ten, sıcak akış toplam sıcaklığı kesit 5'ten mikser girişine kadar değişmediğinden (bkz. Çizelge 2.13), egzoz gazlarının/akışlarının durgun dış hava referans sistemine göre toplam sıcaklıkları aşağıdaki gibi hesaplanmıştır:

$$T_{8,s\check{s}k,0} = T_{13} - \frac{2.V_{8,s\check{s}k}.V_0 - V_0^2}{2.c_{p,13}} \quad (2.106)$$

$$T_{8,sck,0} = T_5 - \frac{2.V_{8,sck}.V_0 - V_0^2}{2.c_{p,5}} \quad (2.107)$$

$$T_{8,kr\check{s},0} = T_{8,kr\check{s}} - \frac{2.V_{8,kr\check{s}}.V_0 - V_0^2}{2.c_{p,kr\check{s}}} \quad (2.108)$$



Şekil 2.6. Motor için kontrol hacmi, kütle ve enerji akışları

Motorla kütle ve enerji girişleri, fan havası, çekirdek havası ve yakıt akışları (sırasıyla \dot{m}_F , \dot{m}_c ve \dot{m}_f) ile; kütle ve enerji çıkışları, sıcak, soğuk ve karışım egzoz gazları ve besleme (bleed) havası akışlarıyla (sırasıyla $\dot{m}_{8,sck}$, \dot{m}_{8,s_gk} , \dot{m}_{8,kr_s} ve \dot{m}_b), iş çıkışları İHA sistemleri ve görev yükü için harcanan güçler (sırasıyla \dot{W}_{sis} , \dot{W}_{GY}) ile gerçekleşmektedir. Motor itkisi, egzoz gazlarının toplam sıcaklığı içinde hesaba katıldığından, enerji denge denklemi içinde ($F.V$ şeklinde) yeniden sayılmasına gerek yoktur. Bu durumda motor için kütle ve enerji akışları dengesi,

$$\dot{m}_F + \dot{m}_c + \dot{m}_f = \dot{m}_{s_gk} + \dot{m}_{kr_s} + \dot{m}_{sck} + \dot{m}_b \quad (2.109)$$

$$\dot{m}_f \cdot (\dot{U}_{ID} + c_{p,f} \cdot T_f) + (\dot{m}_F + \dot{m}_c) \cdot c_{p,a} \cdot T_0 = \dot{m}_{8,s_gk} \cdot c_{p,13} \cdot T_{13} + \dot{m}_{8,kr_s} \cdot c_{p,kr_s} \cdot T_{8,kr_s} + \dot{m}_{8,sck} \cdot c_{p,5} \cdot T_5 + \dot{m}_b \cdot c_{p,b} \cdot T_b + \dot{W}_{sis} + \dot{W}_{GY} \quad (2.110)$$

şeklinde yazılabilir.

Enerji verimi,

$$\eta = \frac{\text{Faydalı İş}}{\text{Harcanan Enerji}} \quad (2.111)$$

şeklinde tanımlanmaktadır. Pratikte egzoz gazları içindeki su buhar halinde olduğu için verim hesaplarında yakıtın üst ısı değerini almak, yanıltıcı bir şekilde daha yüksek verim arayışlarına sebep olabilir. Bu nedenle bu çalışmada motor anlık enerji verimi,

$$\eta = \frac{F.V + \dot{W}_{sis} + \dot{W}_{GY}}{\dot{m}_f \cdot AID} \quad (2.112)$$

ve görev boyunca toplam enerji verimi,

$$\eta_{topl} = \frac{\int (F.V + \dot{W}_{sis} + \dot{W}_{GY}) \cdot dt}{\int \dot{m}_f \cdot AID \cdot dt} \quad (2.113)$$

şeklinde hesaplanmıştır.

2.4.4. Ekserji hesapları

Bir sistemin ekserjisi, sistem yalnız çevre ile ve tersinir süreçlerle etkileşimde bulunarak çevre ile tümüyle dengeli hale gelinceye kadar elde edilebilir azami faydalı iş kapasitesi veya sistemi incelenen duruma yalnız çevreyle kütle ve enerji alış-verişi yapıldığı tersinir süreçlerle getirmek için harcanması gereken asgari iş miktarı şeklinde tanımlanmaktadır [107-110]. Her iki durumda da yapılacak hesaplar çevrenin durumuna bağlı olduğundan, farklı değerlendirmelerin sağlıklı bir şekilde karşılaştırılabilmesi için bir referans çevre tanımının yapılması gerekmektedir. Bu tanım, basınç, sıcaklık, yoğunluk, yapı (kompozisyon), dağılım, kuvvet, potansiyel alanlar ve hız gibi iş üretme kapasitesine sahip her türlü özelliği içermeli ve kendi içinde en az değişim potansiyeli taşıyan bir çevreyi tanımlamalıdır. Buna göre, referans çevrenin taşınması gereken özellikler şunlardır:

- Tüm bölümleri kararlı bir denge halindedir,
- Bölümler birbirine göre hareketsizdir,
- Çevreyi oluşturan bileşenler arasında herhangi bir kimyasal reaksiyon oluşmaz,
- İçinde incelenen sistemlere göre sonsuzdur,
- Her türlü madde ve enerjini kaynağı ve alıcısı olan kapalı bir sistemdir,
- Kendi içinde (bölgeleri arasında) basınç, sıcaklık, kimyasal potansiyel gibi içsel özelliklerinin değişmediği, yalnızca tersinir süreçler gerçekleşir [110].

Ölü Hal: Bir sistemin tümüyle referans çevre özelliklerine sahip olduğu durum ölü hal olarak adlandırılmaktadır.

Atmosfer, hidrosfer ve litosfer gibi farklı yapısal özelliklere sahip katmanlardan oluşan Dünya'nın tamamını kapsayan bir referans çevre tanımı yapmak oldukça zordur. Dahası, bu katmanlar kendi içlerinde veya aralarında kararlı bir denge halinde değildirler, içsel özellikleri bölgeye ve zamana bağlı olarak değişimler gösterebilmektedir, çok yavaş ta olsa kararlı bir denge haline ulaşmak için kendi bileşenleri arasında kimyasal reaksiyonlar devam etmektedir, dolayısıyla ekserjisi sıfır değildir [110]. Diğer taraftan, mevcut koşulları dikkate almayan ekserji

değerlendirmelerinin pratik olarak pek fazla bir yararı olmayacaktır. Sonuç olarak referans çevre tanımları, teorik referans çevre gereklilikleri ile doğal çevre şartları arasında en iyi uzlaşmayı sağlayacak şekilde yapılmaya çalışılmaktadır.

İHA uçuş profili boyunca gerçekleşen süreçler, hidrosfer ve litosferle doğrudan bir etkileşim içermemektedir, dolaylı etkileşimleri ise çok küçük ve/veya yavaştır. Diğer taraftan söz konusu süreçler, doğrudan atmosfer içinde yer almakta, atmosferle çok hızlı ve nispeten büyük etkileşimler gerçekleşmektedir. Dolayısıyla bu çalışmada referans kabul edilen referans çevre yalnız atmosferdir.

Sabit veya irtifanın çok fazla değişmediği uygulamalar için referans çevre olarak genellikle ortalama deniz seviyesinde sıcaklığın 25 °C veya 15 °C olduğu sabit standart atmosfer şartları kabul edilir. Hava aracı gibi irtifayla birlikte çevre (atmosfer) özelliklerinin çok miktarda değiştiği uygulamalarda ise sabit çevre kabulü gerçekçi ekserji değerlendirmeleri için yeterli değildir. Bu nedenle bu çalışmada referans çevre şartları olarak irtifayla birlikte değişen atmosfer özellikleri alınmıştır (bu tanıma göre irtifaya bağlı atmosfer özellikleri için bkz. bölüm 2.2.1.).

Bu çalışmada elektrik, manyetik, nükleer ve yüzey gerilmeleri gibi kuvvetlerden kaynaklanan süreçler ihmal edilerek, sistemlerin yalnız kinetik, (yerçekiminden kaynaklanan) potansiyel, fiziksel ve kimyasal ekserjileri incelenmiştir.

2.4.4.1. Fiziksel ekserji

Fiziksel ekserji, bir sistemin referans çevre ile basınç ve sıcaklık farkından dolayı sahip olduğu net iş potansiyelidir ve

$$Ex^{fiz} = H - H_0 - T_0 \cdot (S - S_0) \quad (2.114)$$

şeklinde hesaplanır. Burada H ve H_0 sırasıyla sistemin mevcut ve ölü hal entalpilerini, T_0 çevre sıcaklığını, S ve S_0 sırasıyla sistemin mevcut ve ölü hal entropilerini göstermektedir.

Fiziksel ekserji, ısıl ve mekanik ekserji başlıkları altında da incelenmektedir [111-112]. Dodecene gibi yakıtlar genellikle çevre basınç ve sıcaklıklarında depolandağından fiziksel ekserjileri ihmal edilebilir. Hidrojen yakıt ise 20 K'ya varan düşük depolama sıcaklıkları, 800 bar'a varan yüksek depolama basınçları ve yüksek

ısı kapasitesi nedeniyle toplamda kimyasal ekserjisinin % 10'una varan fiziksel ekserjilere sahip olabilir. Bu nedenle bu çalışmada hidrojen yakıtın fiziksel ekserjileri ısı ve mekanik ekserjiler şeklinde iki başlık altında incelenmiştir.

Isıl Ekserji: T sıcaklığındaki bir sistemin ısı ekserjisi, sistem ile çevre arasında çalışan bir Carnot ısı makinesi ile, sistem sıcaklığı çevre sıcaklığına eşit oluncaya kadar diferansiyel ısı geçişlerinden elde edilebilir işlerin toplamı şeklinde hesaplanır [113]. Sistem sıcaklığının (T) ölü hal sıcaklığından (T_0) büyük olduğu durumlarda sistemlerin, faz, izomer v.b. dönüşüm süreçlerini de kapsayacak şekilde sahip özgül ısı ekserjileri,

$$ex^{ısı} = \int_{T_0}^T \left(1 - \frac{T_0}{T}\right) \cdot c_p \cdot dT \pm \sum q_{dönş,i} \cdot \left(1 - \frac{T_0}{T_{dönş,i}}\right) \quad (2.115.a)$$

şeklinde ve sistem sıcaklığının çevre sıcaklığından düşük olduğu durumlarda özgül ısı ekserjileri,

$$ex^{ısı} = \int_T^{T_0} \left(1 - \frac{T}{T_0}\right) \cdot c_p \cdot dT \pm \sum q_{dönş,i} \cdot \left(1 - \frac{T_{dönş,i}}{T_0}\right) \quad (2.115.b)$$

şeklinde hesaplanmıştır. Dönüşüm ısılarının ($q_{dönş}$) işareti, dönüşümün endotermik veya ekzotermik oluşuna ve dönüşüm sıcaklığının çevre sıcaklığından büyük veya küçük oluşuna bağlıdır. Dönüşümün ısı alış-veriş yönüyle, dönüşümsüz sistemin doğal ısı alış-veriş yönünün aynı olduğu durumlarda dönüşüm ısısının işareti pozitif, zıt olduğu durumlarda negatif alınmıştır (Çizelge 2.14).

Çizelge 2.14. Isıl ekserji hesaplarında dönüşüm ısılarının işareti

	$T_{dönş} > T_0$	$T_{dönş} < T_0$
Dönüşüm Türü	Dönüşüm Isısının İşareti	
Ekzotermik	+	-
Endotermik	-	+

Hidrojen için dönüşüm ısıları, sıvı-gaz ve para-orto dönüşümü sırasında alınır-verilir. Hidrojenin sıvı-gaz dönüşümünün 20 K sıcaklıkta ve 445 kJ/kg ısı alınmasıyla gerçekleştiği kabul edilmiştir. İncelenen sıcaklıklarda para-orto dönüşüm ısıları ise Çizelge 2.10'dan alınmıştır.

Hidrojen genellikle çevre sıcaklığından düşük sıcaklıklarda depolanmaktadır. Isı geçişlerinden azami iş elde edilebilmesi için sıvı-gaz ve orto-para dönüşümlerinin depolanma sıcaklıklarında gerçekleştiği kabul edilerek sıvı hidrojenin özgül ısı ekserjisi,

$$ex_{H_2,s}^{isu} = c_{p,ort} \cdot \left[T_0 - T_f - T_0 \cdot \ln \left(\frac{T_0}{T_f} \right) \right] + \left(1 - \frac{T_f}{T_0} \right) \cdot \left[\left(445 + 708 \cdot \frac{3}{4} \right) \cdot 10^3 \right] \quad (2.116)$$

ve belli bir depolama sıcaklığındaki (T_f) hidrojen gazının özgül ısı ekserjisi,

$$ex_{H_2,g}^{isu} = c_{p,ort} \cdot \left[T_0 - T_f - T_0 \cdot \ln \left(\frac{T_0}{T_f} \right) \right] + \left(1 - \frac{T_f}{T_0} \right) \cdot \left(X_{pa} - \frac{1}{4} \right) \cdot q_{pa-or} \quad (2.117)$$

şeklinde hesaplanmıştır. Burada X_{pa} , ve q_{pa-or} incelenen sıcaklıkta sırasıyla para hidrojen oranını ve para-orto dönüşüm ısısını göstermektedir.

Mekanik Ekserji: Bir sistemin çevre ile basınç farkından kaynaklanan ekserjisidir. Yaygın olarak kullanılan bir ekserji tanımı olmamakla birlikte, hidrojen yakıtın yüksek depolama basınçları nedeniyle bu çalışmada ayrıca incelenme gereği görülmüştür. Bu ekserji, çevre sıcaklığındaki yakıtın sürtünmesiz ve kütesiz teorik bir piston silindir düzeneği içinde, basıncı tersinir süreçlerle çevre basıncına eşitleninceye kadar elde edilebilir iş miktarından,

$$ex^{mek} = \int_p^{P_0} dw_{max}^{bsnc} = \int_p^{P_0} P \cdot dV = - \int_p^{P_0} V \cdot dP \quad (2.118)$$

şeklinde hesaplanabilir. İncelenen tüm gazlar ideal kabul edildiğinden,

$$P \cdot V = m \cdot R_g \cdot T_0 = N \cdot R_u \cdot T_0 \quad (2.119)$$

eşitliği kullanılarak yakıt özgül mekanik ekserjileri,

$$ex^{mek} = - \int_p^{P_0} \frac{R_g \cdot T_0}{P} \cdot dP = R_g \cdot T_0 \cdot \ln \left(\frac{P}{P_0} \right) \quad (2.120)$$

ve molar mekanik ekserjileri,

$$\bar{ex}^{mek} = - \int_p^{P_0} \frac{R_u \cdot T_0}{P} \cdot dP = R_u \cdot T_0 \cdot \ln \left(\frac{P}{P_0} \right) \quad (2.121)$$

şeklinde hesaplanmıştır.

Motora giren havanın fiziksel ekserjisi sıfır kabul edilmiş, egzoz gazlarının fiziksel ekserjileri soğuk akış, sıcak akış ve karışım olmak üzere üç ayrı bölümde incelenmiştir. Egzoz çıkış kesitinde tüm akışların statik basınçları dış hava basıncına eşit kabul edildiğinden, fiziksel ekserjileri yalnızca refereans çevreye göre toplam sıcaklık farkından kaynaklanmaktadır. Bu ekserjiler,

$$\dot{E}x_{8,s\ddot{g}k}^{fiz} = \dot{m}_{8,s\ddot{g}k} \cdot c_{p,8,s\ddot{g}k} \cdot \left[T_{8,s\ddot{g}k,0} - T_0 - T_0 \cdot \ln \left(\frac{T_{8,s\ddot{g}k,0}}{T_0} \right) \right] \quad (2.122.a)$$

$$\dot{E}x_{8,sck}^{fiz} = \dot{m}_{8,sck} \cdot c_{p,8,sck} \cdot \left[T_{8,sck,0} - T_0 - T_0 \cdot \ln \left(\frac{T_{8,sck,0}}{T_0} \right) \right] \quad (2.122.b)$$

$$\dot{E}x_{8,kr\ddot{s}}^{fiz} = \dot{m}_{8,kr\ddot{s}} \cdot c_{p,8,kr\ddot{s}} \cdot \left[T_{8,kr\ddot{s},0} - T_0 - T_0 \cdot \ln \left(\frac{T_{8,kr\ddot{s},0}}{T_0} \right) \right] \quad (2.122.c)$$

şeklinde hesaplanmıştır.

2.4.4.2. Kimyasal ekserji

Bir sistemin çevre ile kimyasal yapı, kompozisyon, konsantrasyon gibi özellik farklarından kaynaklanan iş potansiyelidir. Sistemin kimyasal özelliklerinin her bakımdan çevreyle aynı olması için geçireceği veya geçirmesi gereken süreçler sonunda elde edilebilir net iş miktarı hesaplanarak bulunur. Bunun için öncelikle sistemin çevre sıcaklığı ve basıncında, yalnız atmosfer içindeki gazlardan bazılarıyla tepkimeye girerek, tümüyle atmosfer gazlarına dönüşmesini sağlayacak en basit reaksiyon yazıldıktan sonra molar satandart kimyasal ekserjisi,

$$\bar{e}x^{kim} = -\Delta\bar{G}_r + R_u \cdot T_0 \cdot \left[\sum_{grn} n_i \cdot \ln(X_{i,grn}) - \sum_{ürn} n_j \cdot \ln(X_{j,ürn}) \right] \quad (2.123)$$

şeklinde hesaplanır. Burada n_i ve n_j sırasıyla reaksiyona giren ve reaksiyon sonucu oluşan atmosfer gazlarının mol sayılarını, X_i ve X_j ise bu gazların referans atmosfer içindeki mol oranlarını ifade etmektedir. $\Delta\bar{G}_r$, reaksiyonun molar serbest Gibbs enerji değişimidir ve

$$\Delta\bar{G}_r = \Delta\bar{h}_r - T_0 \cdot \Delta\bar{s}_r = \sum (\bar{h}_{ürn} - \bar{h}_{girn}) - T_0 \sum (\bar{s}_{ürn} - \bar{s}_{girn}) \quad (2.124)$$

şeklinde hesaplanır. Denklem (2.123)'te eşitliğin sağında köşeli parantez içindeki ilk terim grubu (toplamlar), reaksiyona giren atmosfer gaz basınçlarının kısmi basınçlarından çevre atmosfer basıncına yükseltilmesi için yapılması gereken iş miktarını, ikinci terim grubu (toplamlar) ise reaksiyon sonucu oluşan gazların çevre basıncından kısmi basınçlarına ulaşmaya kadar elde edilebilir iş miktarlarını hesaba katmak amacıyla kullanılmaktadır.

2.4.4.3. Kinetik ekserji

Kinetik ekserji, bir sistemin kütlesi ve referans çevreye göre olan hızından dolayı sahip olduğu iş potansiyelidir ve kinetik enerjisine eşittir. Kütlesi m , hızı V olan bir cisim veya sistemin kinetik ekserjisi,

$$Ex^{kin} = m \cdot \frac{V^2}{2} \quad (2.125)$$

şeklinde hesaplanır.

2.4.4.4. Potansiyel ekserji

Potansiyel ekserji, bir sistemin bir kuvvet alanı içindeki pozisyonundan dolayı sahip olduğu iş potansiyelidir ve potansiyel enerjisinde eşittir. Bu çalışmada, yalnız yerçekimi kuvvet alanından kaynaklanan potansiyel ekserjiler dikkate alınmıştır. Yerçekimi ivmesinin g olduğu bir bölgede kütlesi m , ağırlık merkezinin ortalama deniz seviyesinden yüksekliği h olan bir sistemin potansiyel ekserjisi,

$$Ex^{pot} = m \cdot g \cdot h \quad (2.126)$$

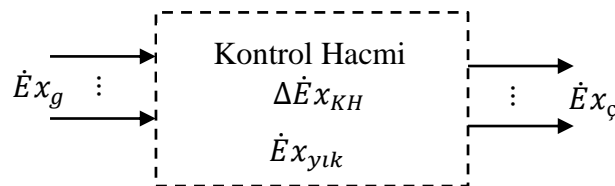
şeklindedir.

2.4.4.5. Ekserji dengesi

Enerjinin korunmasına karşılık ekserji korunan bir büyüklük değildir. Süreçler sırasında entropi artışından kaynaklanan tersinmezlikler, ekserji yıkımlarına sebep olur ve pratikte tüm süreçler toplam entropinin artışı yönünde gerçekleşir. Şekil 2.7'deki gibi bir kontrol hacmi için ekserji dengesi,

$$\sum \dot{Ex}_g - \sum \dot{Ex}_ç = \Delta \dot{Ex}_{KH} + \dot{Ex}_{yık} \quad (2.127)$$

şeklinde yazılır.

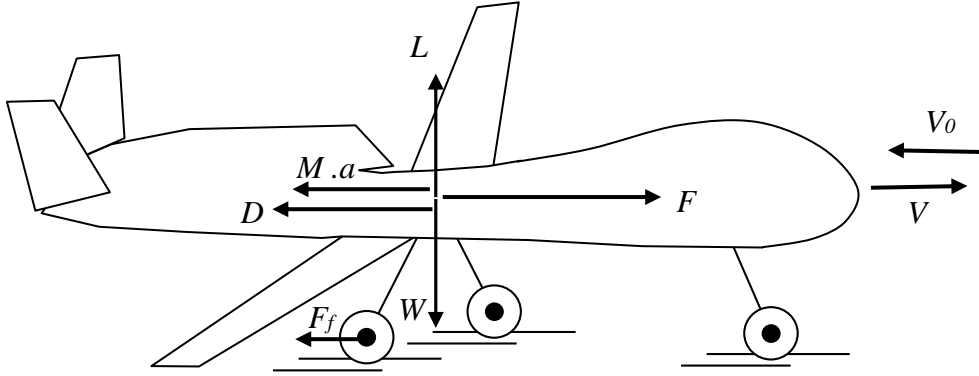


Şekil 2.7. Bir kontrol hacmi için ekserji dengesi

2.5. Uçuş Mekanikliği Hesapları

2.5.1. Kalkış

Kalkış sırasında İHA üzerine etki eden kuvvetler Şekil 2.8’de gösterilmiş ve (2.128) - (2.132) denklemleri ile ifade edilmiştir (kalkış sırasında İHA aerodinamik ve motor parametrelerinin durumu için bkz. Çizelge 2.6.). Bu denklemlerde V , hava aracının hızını, V_0 görece hava hızını; W hava aracının ağırlığını, M kütlesini, a ivmesini; F itki, L taşıma, D sürüklenme ve F_f teker sürtünme kuvvetlerini göstermektedir.



Şekil 2.8. Kalkış koşusu sırasında İHA üzerine etki eden kuvvetler

$$L = \frac{1}{2} \cdot \rho_0 \cdot V_0^2 \cdot S \cdot C_{L,max} \quad (2.128)$$

$$C_D = C_{D0} + K \cdot C_L^2 \quad (2.129)$$

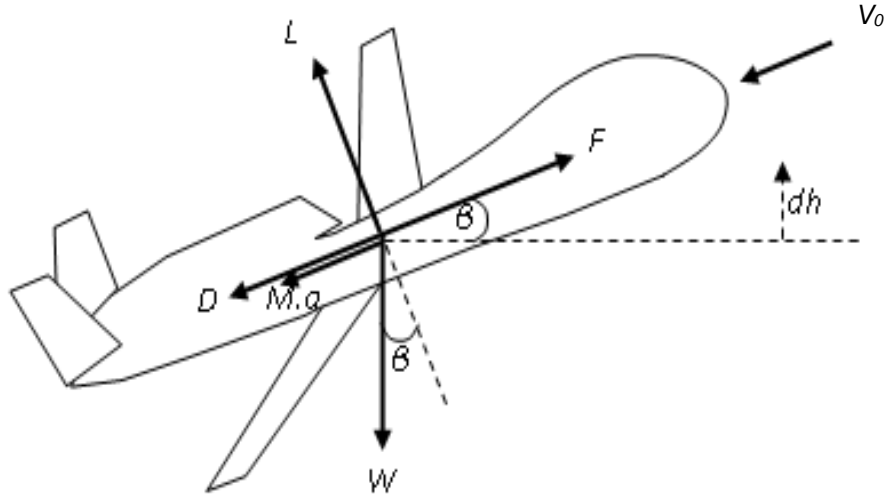
$$D = \frac{1}{2} \cdot \rho_0 \cdot V_0^2 \cdot S \cdot C_D \quad (2.130)$$

$$F_f = (W - L) \cdot c_f \quad (2.131)$$

$$a = (F - D - F_f) / M \quad (2.132)$$

2.5.2. Tırmanma

İlk ve son tırmanma sırasında İHA üzerine etki eden kuvvetler Şekil 2.9’da gösterilmiş ve kuvvetler dengesi (2.133) – (2.135) denklemleriyle verilmiştir (ilk ve son tırmanma sırasında İHA aerodinamik ve motor parametreleri için bkz. Çizelge 2.6.).



Şekil 2.9. Tırmanma sırasında İHA üzerine etki eden kuvvetler

$$L = W \cdot \cos\beta \quad (2.133)$$

$$D = \frac{c_D}{c_L} \cdot L = \frac{c_D}{c_L} \cdot W \cdot \cos\beta \quad (2.134)$$

$$F - D = \frac{W}{g} \cdot a + W \cdot \sin\beta \quad (2.135)$$

Denklem (2.135)'te eşitliğin sol tarafındaki ifade (F – D) artık itki olarak tanımlanmaktadır. Artık itki, maksimum tırmanma açılarını belirleyen faktörlerden biridir.

Minimum enerji sarfiyatıyla görev irtifasına tırmanabilmek için tırmanma açısının maksimum olması gerekmektedir. Maksimum tırmanma açısı ise elde edilebilir maksimum itki ile anlık sürükleme kuvveti arasındaki fark tarafından sınırlanmaktadır. Ayrıca tırmanma sırasında İHA uçuş kontrolünün emniyetli bir şekilde sağlanabilmesi için minimum emniyetli dinamik basıncın sağlanması gerekir. Bu durum, tırmanma sırasında gerekli ivmelenmeyi şu şekilde belirler:

$$a = \frac{dV}{dt} = \frac{dV}{d\rho} \cdot \frac{d\rho}{dh} \cdot \frac{dh}{dt} = \frac{dV}{d\rho} \cdot \frac{d\rho}{dh} \cdot V \cdot \sin(\beta) \quad (2.136)$$

(2.133) - (2.136) denklemleri β için çözümlenerek en iyi tırmanma açısı,

$$\beta = \arcsin \left(\frac{\left(\frac{F}{W(1+ax)} - \sqrt{\left(\frac{F}{W(1+ax)} \right)^2 - \left[1 + \left(\frac{c_D}{c_L(1+ax)} \right)^2 \right] \left[\left(\frac{F}{W(1+ax)} \right)^2 - \left(\frac{c_D}{c_L(1+ax)} \right)^2 \right]} \right)}{1 + \left(\frac{c_D}{c_L(1+ax)} \right)^2} \right) \quad (2.137)$$

şeklinde hesap edilmiştir. Burada $ax, \frac{V}{g} \cdot \frac{dV}{d\rho} \cdot \frac{d\rho}{dh}$ ifadesini kısaltmak için kullanılmıştır ($ax = \frac{V}{g} \cdot \frac{dV}{d\rho} \cdot \frac{d\rho}{dh}$). Bundan sonra ivmelenmenin en iyi tırmanma açısıyla,

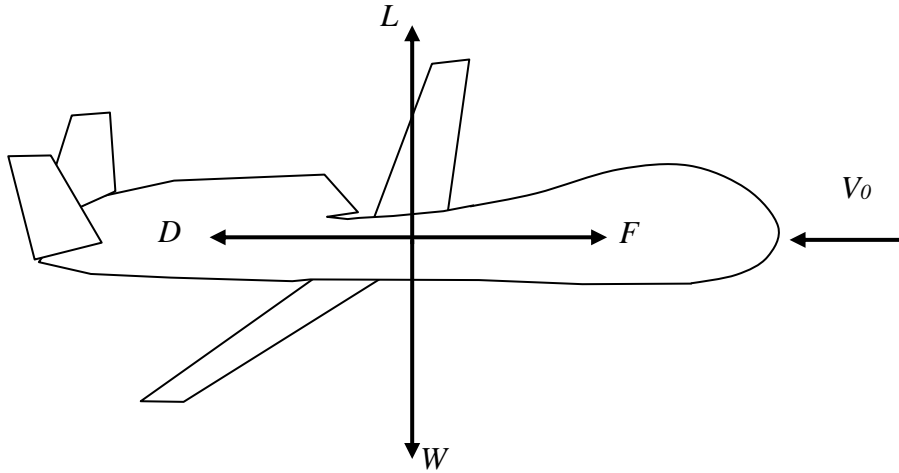
$$a = \frac{g \cdot (F - D - W \cdot \sin(\beta))}{W} \quad (2.138)$$

şeklinde gerçekleştiği kabul edilmiştir.

2.5.3. Seyir (düz uçuş)

Seyir (düz uçuş) sırasında İHA üzerine etki eden kuvvetler Şekil 2.10'da gösterilmiş, kuvvetler dengesi (2.139) – (2.141) denklemleriyle verilmiştir.

Seyir sırasında taşıma katsayısı (C_L), sabit irtifa ve sabit uçuş hızını koruyacak şekilde değiştirilmiştir (seyir sırasında İHA aerodinamik ve motor parametreleri için bkz. Çizelge 2.6.).



Şekil 2.10. Düz uçuş sırasında İHA üzerine etki eden kuvvetler

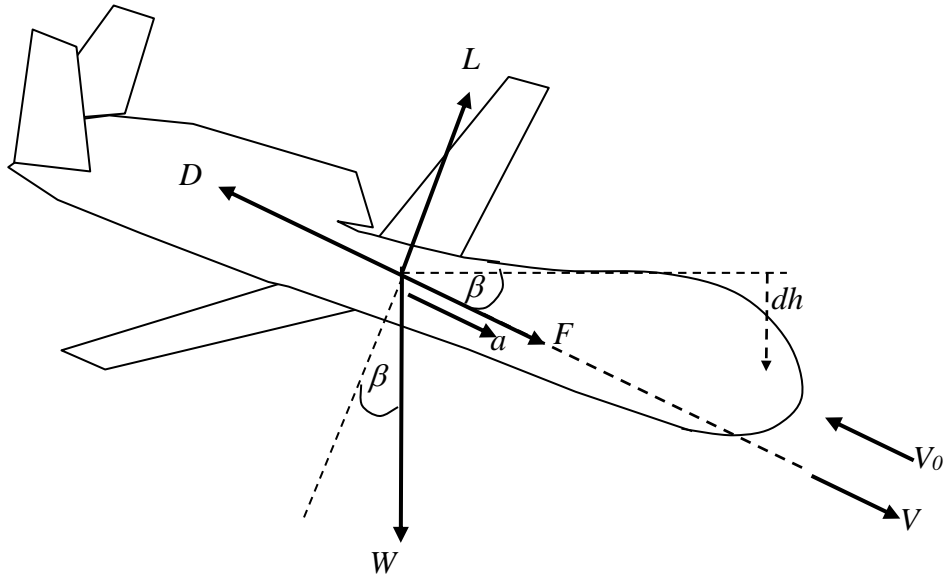
$$L = W \quad (2.139)$$

$$D = \frac{C_D}{C_L} \cdot L = \frac{C_D}{C_L} \cdot W \quad (2.140)$$

$$F = D \quad (2.141)$$

2.5.4. Alçalma ve iniş

Hava aracına iniş sırasında etki eden kuvvetler Şekil 2.11’de gösterilmiş, kuvvetler dengesi (2.142)-(2.143) denklemleriyle, alçalma ve iniş sırasında, motor devir hızları, dalış açısı ve sürüklenme kuvvetinin ayarlanma şeklinin ayrıntıları ve nedenleri Çizelge 2.15’te verilmiştir.



Şekil 2.11. Alçalma sırasında İHA üzerine etki eden kuvvetler

$$D = F + W \cdot \sin\beta - \frac{W}{g} \cdot a \quad (2.142)$$

$$L = W \cdot \cos\beta \quad (2.143)$$

Çizelge 2.15. Alçalma ve iniş sırasında İHA aerodinamik ve motor parametreleri

Safha	İrtifa	Parametre Değişim Formülü	Nedeni
İlk Alçalma	16 km	$N1 = N1_{16km}$	Yüksek itki gerekmemesi, daha düşük devir hızlarına müsaade edilmemesi.
	↓ 11 km	$\beta = 45^\circ$ $a = -\frac{(V_{seyir} - V) \cdot V \cdot \sin(\beta)}{(h_{seyir} - h)}$ $D = F + W \cdot \left[\sin(\beta) + \frac{a}{g} \right]$ $C_D = \frac{2 \cdot D}{\rho_0 \cdot S \cdot V_0^2}$ $C_L = \sqrt{\frac{(C_D - C_{D0})}{K}}$	<p>Daha az yakıt tüketimi için kısa sürede dalış gereği, daha yüksek dalış açılarının İHA sistemleri için uygun olmama ihtimali.</p> <p>İniş için hızın azaltılması gereği (hızın bu şekilde azaltılması keyfi olarak belirlenmiştir).</p> <p>Kuvvetler dengesinden elde edilmiştir.</p> <p>Sürüklenme kuvvetiyle sürüklenme katsayısı arasındaki ilişkiiden edilmiştir.</p> <p>Sürüklenme katsayısı ile taşıma katsayısı arasındaki ilişkiiden elde edilmiştir.</p>

Çizelge 2.15 (devam). Alçalma ve iniş sırasında İHA aerodinamik ve motor parametreleri

Safha	İrtifa	Parametre Değişim Formülü	Nedeni
İlk Alçalma	11 km ↓ h ₀ +1 km	$N1 = N1_{16km}$	Yüksek itki gerekmemesi, daha düşük devir hızlarına müsaade edilmemesi.
		$\beta = 20^\circ + \frac{(45^\circ - 20^\circ) \cdot (h - 1000)}{10000}$	İniş pistine yaklaştıkça dalış açısının azaltılması gereği (dalış açısının bu şekilde azaltılması keyfi olarak belirlenmiştir)
		$a = -\frac{(V - V_{iniş}) \cdot V \cdot \sin(\beta)}{[h - (h_0 + 1000)]}$	İniş için hızın azaltılması gereği (hızın bu şekilde azaltılması keyfi olarak belirlenmiştir).
		$D = F + W \cdot \left[\sin(\beta) + \frac{a}{g} \right]$	Kuvvetler dengesinden elde edilmiştir.
		$C_D = \frac{2 \cdot D}{\rho_0 \cdot S \cdot V_0^2}$	Sürüklenme kuvveti ile sürüklenme katsayısı arasındaki ilişkiden elde edilmiştir.
		$C_L = \sqrt{\frac{(C_D - C_{D0})}{K}}$	Aerodinamik frenlerin (spoiler) kullanılmadığı kabul edilerek, sürüklenme katsayısı ile taşıma katsayısı arasındaki ilişkiden elde edilmiştir.

Çizelge 2.15 (devam). Alçalma ve iniş sırasında İHA aerodinamik ve motor parametreleri

Safha	İrtifa	Parametre Değişim Formülü	Nedeni
Son Alçalma (yaklaşma)	h ₀ +1000m ↓ h ₀ + 150 m	$N1 = (0.3). N1_{00}$ $\beta = 3^\circ + \frac{(20^\circ - 3^\circ). (h - (h_0 + 150))}{850}$ $a = - \frac{(V - V_{iniş}). V. \sin(\beta)}{[h - (h_0 + 150)]}$ $D = F + W. \left[\sin(\beta) + \frac{a}{g} \right]$ $C_L = C_{L,max} - \frac{C_{L,max} - C_{L,min}}{850}. (h - 150)$ $C_D = C_{D,0} + K. C_L^2$	<p>İniş sırasında asgari N1 değeri için genel uygulama.</p> <p>İniş pistine yaklaştıkça dalış açısının azaltılması gereği (dalış açısının bu şekilde azaltılması keyfi olarak belirlenmiştir)</p> <p>İniş için hızın azaltılması gereği (hızın bu şekilde azaltılması keyfi olarak belirlenmiştir).</p> <p>Kuvvetler dengesinden elde edilmiştir.</p> <p>Emniyetli bir iniş için taşıma kuvvetinin artırılması gereği (bu şekilde artırılması keyfi olarak belirlenmiştir)</p> <p>Aerodinamik frenler açık değilken sürüklenme katsayısı denkleminde elde edilmiştir</p>
İniş	h ₀ +150m ↓ h ₀	$N1 = (0.3). N1_{00}$ $\beta = 3^\circ$ $a = 0$ $C_L = C_{L,max}$ $D = F + W. \left[\sin(\beta) + \frac{a}{g} \right]$	<p>İniş sırasında asgari N1 değeri için genel uygulama.</p> <p>İniş için en uygun kayma açısının (glide slope) genellikle 3° olarak kabul edilmesi.</p> <p>İniş yolunda (glide path) hızın değiştirilmesinin riskli oluşu.</p> <p>Emniyetli ve yumuşak bir iniş için hazırlık gereği.</p> <p>Kuvvetler dengesinden elde edilmiştir.</p>

Çizelge 2.15 (devam). Alçalma ve iniş sırasında İHA aerodinamik ve motor parametreleri

Safha	İrtifa	Parametre Değişim Formülü	Nedeni
Yerde Frenleme	h_0	$N1 = (0.3) \cdot N1_{00}$ $\beta = 0^\circ$ $a = -g$ $C_L = C_{L,max}$ $D = W \cdot \left(\frac{a}{g}\right) - F$	Frenleme için ters itkiden yararlanma gereği Pist düzleminde kalma gereği. Daha yüksek frenleme ivmelerinin uygun olmama ihtimali. Piste temasın yumuşak olması ve frenlemeye katkı gereği. Ters itki sistemleriyle birlikte maksimum frenleme sağlama gereği.

2.6. Ekserjetik sürdürülebilirlik parametrelerinin hesaplanması

Yüksek basınç ve düşük sıcaklıklarda depolanma halinde yakıt fiziksel ekserjisi azımsanmayacak seviyelere ulaşmaktadır. Örneğin 700 bar, 35 K sıcaklıkta depolanan hidrojenin 0 – 16 km arasında maksimum mekanik ve ısıl ekserjileri, kimyasal ekserjisinin sırasıyla % 7.26 ve % 4.72'sini bulmakta, toplamda yakıt fiziksel ekserjisi, kimyasal ekserjisinin % 9.37'si ile % 11.78'i arasında değişmektedir (maksimum mekanik ve ısıl ekserjiler farklı irtifalarda elde edilmektedir). Dolayısıyla, ekserjetik performans değerlendirmelerinde yakıt fiziksel ekserjisinin hesaba katılması gerekir.

Bu çalışmada, ekserji verimleri hesaplanırken yakıt fiziksel ekserjisi hesaba katılmakla birlikte, aşağıda sayılan nedenlerle yakıtın fiziksel ekserjisinden iş elde edilmediği kabul edilmiştir.

Uçuş profili boyunca değişen irtifa ve İHA ağırlığıyla birlikte yakıt debisi % 90'dan fazla değiştiğinden, yakıtın fiziksel ekserjisini sabit bir güç kaynağı olarak kullanmak zordur. İHA üzerinde yakıt debisiyle orantılı enerji veya güce ihtiyaç duyan elemanlar yakıt pompaları veya kompresörleri olabilir. Fakat, bu elemanların

güç ihtiyaçları, yanma odasına gönderilen yakıt fiziksel ekserjisinin genellikle çok altındadır. Ayrıca aynı iş (yakıtın yanma odasına gönderilmesi) için doğrudan kullanılabilir bir enerji/ekserji kaynağının (yüksek basıncın) bir takım aracı sistemler yardımıyla kullanılması, enerji ve ekserji verimlerini düşüreceğinden, makul değildir.

Yakıt fiziksel ekserjisinin, örneğin ayrı bir fanı döndürerek, itki elde edilmesinde kullanılması, ilave sistem ve problemleri beraberinde getirecektir. İlave sistemlerin performanslarının getirecekleri problemleri karşılama ve dolayısıyla uygulama şansı düşük görülmüştür.

Bununla birlikte, yakıtın egzoz gazlarıyla ısıtılması halinde yakıt tasarruf potansiyelleri hesaplanmıştır. Özellikle yüksek ısı kapasitesi nedeniyle, hidrojen yakıtın ısıtılmadan yanma odasına gönderilmesi, göz ardı edilemeyecek oranlarda enerji kaybına neden olur. Hidrojen ve dodecene yakıtın egzoz gazlarıyla ısıtılmasının ekserjetik performanslara etkisi ve elde edilebilir yakıt tasarruf potansiyelleri 3. Bölüm’de grafikler halinde verilmiştir.

Yanma odasına gönderilecek yakıt miktarları, ısı geri kazanımsız çalışma için yakıt depolanma sıcaklıklarına ve ısı geri kazanımlı çalışma için ısı eşanjöründen çıkış sıcaklıklarına bağlı olacaktır. Motora gönderilecek yakıt miktarlarının, her bir depolanma sıcaklığına ve/veya ısı eşanjörlerinden çıkış sıcaklığına göre ayrı ayrı hesaplanması, bu çalışmanın hacmini pratik olmayacak şekilde artıracığından, yakıtların yanma odasına çevre sıcaklığında girdiği kabul edilmiştir. Bununla birlikte, yakıt sıcaklıklarının depo sıcaklığından çevre sıcaklığına yükseltilmesi için harcanması gereken ve yakıtın egzoz gazlarıyla ısıtılması halinde tasarruf edilebilir yakıt miktarları ayrıca hesaplanarak grafiklerle gösterilmiştir.

Yakıtın ısıtılması için kullanılacak sistem (ısı geri kazanım sistemi), motora ait olmadığından, ısı geri kazanımlı süreçlerin ekserjetik performansları da motor performanslarını değerlendirmek bakımından uygun olmayacaktır. Ayrıca ısı geri kazanımlı ve geri kazanımsız performansların ayırt edilebilmesi bakımından, bu performanslar sırasıyla motor ve İHA performansları adı altında incelenmiştir. Başka bir ifadeyle, bu çalışmada motor ekserjetik performansları, ısı geri kazanımsız süreçlerin, İHA ekserjetik performansları ise ısı geri kazanımlı süreçlerin değerlendirmesiyle ilgilidir.

2.6.1. Motor (ısı geri kazanımsız) ekserji performansları

2.6.1.1. Ekserji girişi

Motora giren havanın ekserjisi sıfır olduğundan, motora ekserji girişi yalnız yakıt girişiyle olmaktadır. Dolayısıyla motora anlık ekserji girişi,

$$\dot{E}x_{gir,mot} = \dot{m}_f \cdot ex_{f,0} \quad (2.144)$$

ve toplam ekserji girişi,

$$Ex_{gir,mot,top} = \int_0^t \dot{E}x_{gir,mot} \cdot dt \quad (2.145)$$

şeklinde hesaplanmıştır.

Motora giren toplam ekserjide olduğu gibi, zamana göre integral alınarak hesaplanan tüm değerler,

$$x_{top} = \int_0^t \dot{x} \cdot dt = x_{top-} + \dot{x} \quad (2.146)$$

şeklinde, MATLAB yazılım ortamında geliştirilen bir programla sayısal olarak hesaplanmıştır. Burada,

x_{top} : x değişkeninin son toplam değerini,

x_{top-} : x değişkeninin bir önceki toplam değerini,

\dot{x} : x değişkeninin anlık değişimini göstermektedir.

2.6.1.2. Ekserji verimi

Motorun anlık ekserji verimi,

$$\varepsilon_{mot} = \frac{\dot{W}_{mot}}{\dot{E}x_{gir,mot}} = \frac{F \cdot V + \dot{W}_{sis} + \dot{W}_{GY}}{\dot{E}x_{gir,mot}} \quad (2.147)$$

ve toplam ekserji verimi (nümerik olarak),

$$\varepsilon_{mot,top} = \frac{\int_0^t (F \cdot V + \dot{W}_{sis} + \dot{W}_{GY}) \cdot dt}{\int_0^t \dot{E}x_{gir,mot} \cdot dt} \quad (2.148)$$

şeklinde elde edilmiştir.

2.6.1.3. Atık ekserji miktarı

Soğuk, sıcak ve karışım akımlarının fiziksel ekserjileri (2.122.a, b ve c) denklemleri, kimyasal ekserjileri (2.123) denklemiyle hesaplandıktan sonra toplanarak anlık atık ekserji,

$$\dot{E}x_{çık,mot} = \dot{E}x_{8,sğk}^{fiz} + \dot{E}x_{8,sck}^{fiz} + \dot{E}x_{8,krş}^{fiz} + \dot{E}x_{8,sck}^{kim} + \dot{E}x_{8,krş}^{kim} \quad (2.149)$$

ve toplam atık ekserji (nümerik olarak),

$$Ex_{çık,mot,top} = \int \dot{E}x_{çık,mot} \cdot dt \quad (2.150)$$

şeklinde elde edilmiştir. Egzoz gazlarının potansiyel ekserjileri ihmal edilmiştir, kinetik ekserjileri ise denklem (2.122.a, b ve c)'deki toplam sıcaklıklar içinde hesaba katıldığından, ayrıca hesaplanmasına gerek yoktur.

2.6.1.4. Atık ekserji oranı

Atık ekserji oranı, bir sistemden atılan ekserjinin sisteme giren ekserjiye oranı şeklinde tanımlanmaktadır [86]. Bu çalışmada ısı geri kazanımsız anlık atık ekserji oranları,

$$r_{atk,ex,mot} = \frac{\dot{E}x_{çık,mot}}{\dot{E}x_{gir,mot}} \quad (2.151)$$

ve toplam atık ekserji oranları (nümerik olarak),

$$r_{atk,ex,mot,top} = \frac{\int_0^t \dot{E}x_{çık,mot} \cdot dt}{\int_0^t \dot{E}x_{gir,mot} \cdot dt} \quad (2.152)$$

şeklinde elde edilmiştir.

2.6.1.5. Ekserji yıkım miktarı

Motorun ekserji depolama kapasitesi olmadığı kabul edilerek ısı geri kazanımsız anlık ekserji yıkımı,

$$\dot{E}x_{yık,mot} = \dot{E}x_{gir,mot} - (\dot{E}x_{çık,mot} + F \cdot V + \dot{W}_{sis} + \dot{W}_{GY}) \quad (2.153)$$

ve toplam ekserji yıkımı (nümerik olarak),

$$Ex_{yık,mot,top} = \int \dot{E}x_{yık,mot} \cdot dt \quad (2.154)$$

şeklinde elde edilmiştir.

2.6.1.6. Ekserji yıkım faktörü

Ekserji yıkım faktörü, ekserji yıkım miktarının giren ekserji miktarına oranı şeklinde tanımlanmaktadır [86]. Bu çalışmada, ısı geri kazanımsız anlık ekserji yıkım faktörleri,

$$f_{ex,yık,mot} = \frac{\dot{E}x_{yık,mot}}{\dot{E}x_{gir,mot}} \quad (2.155)$$

ve toplam ekserji yıkım faktörleri (nümerik olarak),

$$f_{ex,yık,mot,top} = \frac{\int_0^t \dot{E}x_{yık,mot}.dt}{\int_0^t \dot{E}x_{gir,mot}.dt} \quad (2.156)$$

şeklinde elde edilmiştir.

2.6.1.7. Çevresel etki faktörü

Çevresel etki faktörü, atık ekserji oranının ekserji verimine oranı şeklinde tanımlanmaktadır [86]. Bu çalışmada ısı geri kazanımsız anlık çevresel etki faktörleri,

$$f_{çev,etk,mot} = \frac{r_{atk,ex,mot}}{\varepsilon_{mot}} = \frac{\dot{E}x_{çık,mot}}{W_{mot}} = \frac{\dot{E}x_{çık,mot}}{F.V+W_{sis}+W_{GY}} \quad (2.157)$$

ve toplam çevresel etki faktörleri (nümerik olarak),

$$f_{çev,etk,mot,top} = \frac{\int_0^t \dot{E}x_{çık,mot}.dt}{\int_0^t W_{mot}.dt} = \frac{\int_0^t \dot{E}x_{çık,mot}.dt}{\int_0^t (F.V+W_{sis}+W_{GY}).dt} \quad (2.158)$$

şeklinde elde edilmiştir.

2.6.1.8. Ekserjetik sürdürülebilirlik endeksi

Ekserjetik sürdürülebilirlik endeksi, çevresel etki faktörünün çarpmaya göre tersi alınarak hesaplanmaktadır [86]. Bu çalışmada, ısı geri kazanımsız anlık ekserjetik sürdürülebilirlik endeksleri,

$$\Theta_{ex,sur,mot} = \frac{1}{f_{çev,etk,mot}} \quad (2.159)$$

ve toplam ekserjetik sürdürülebilirlik endeksleri,

$$\Theta_{ex,sur,mot,top} = \frac{1}{f_{çev,etk,mot,top}} \quad (2.160)$$

şeklinde hesaplanmıştır.

2.6.2. İHA (ısı geri kazanımlı) ekserji performansları

Hava araçlarının egzozundan atılan gazların ekserjisinin geri kazanılmasının en pratik yolu, yakıtın yanma odasına girişten önce bu gazlarla ısıtılmasıdır. Kompresör havasının ara kademelerde soğutulması, kompresör işinden bir tasarruf sağlasa bile, yanma odasına girişten önce egzoz gazlarıyla ısıtılmaması halinde net bir yakıt ve enerji tasarrufu elde edilemez. Ayrıca kompresör havasının egzoz gazlarıyla ısıtılabilmesi için gerekli hava kanalları ve ısı eşanjörlerinin boyutları bu yöntemin net kazancını önemli ölçüde sınırlar. Oysa yakıtın aynı gazlarla ısıtılması için gerekli kanallar ve ısı eşanjörleri, çok daha küçük boyutlarda ve daha etkin olabilirler.

Geri kazanılabilir yakıt, enerji ve ekserji potansiyellerini hesaplamak için yakıtın egzoz gazlarıyla %100 etkinliğe sahip üç adet ısı eşanjöründe üç aşamada ısıtıldığı kabul edilmiştir (Şekil 2.12). Bu eşanjörler, egzoz soğuk akım, karışım ve sıcak akımları üzerindeki sırasıyla HX1, HX2 ve HX3 ısı eşanjörleridir. Yakıtın soğuk akım ısı eşanjörüne (HX1) depolama sıcaklığında (T_f) girdiği kabul edilerek, Çizelge 2.7’de verilen farklı depolama basınç ve sıcaklıkları için geri kazanım potansiyelleri hesaplanmıştır. Bunun için öncelikle yakıt ve egzoz gazlarının her bir ısı eşanjöründen çıkış sıcaklığı,

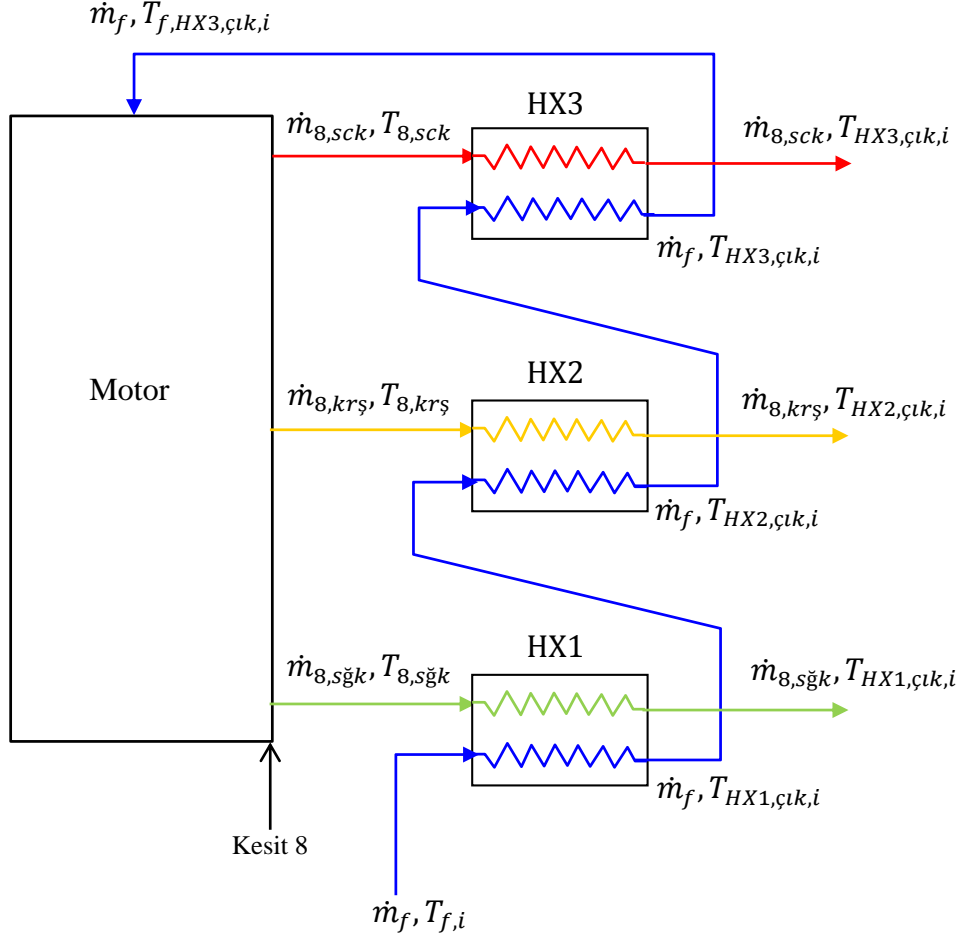
$$T_{HX1,çık,i} = \frac{\dot{m}_f \cdot c_{p,f,i} \cdot T_{f,i} + \dot{m}_{8,sğk} \cdot c_{p,8,sğk} \cdot T_{8,sğk} - \dot{m}_f \cdot (q_{dönş} X_1)}{\dot{m}_f \cdot c_{p,f,i} + \dot{m}_{8,sğk} \cdot c_{p,8,sğk}} \quad (2.161)$$

$$T_{HX2,çık,i} = \frac{\dot{m}_f \cdot c_{p,f,2} \cdot T_{HX1,çık,i} + \dot{m}_{8,krş} \cdot c_{p,8,krş} \cdot T_{8,krş} - \dot{m}_f \cdot (q_{dönş} X_2)}{\dot{m}_f \cdot c_{p,f,2} + \dot{m}_{8,krş} \cdot c_{p,8,krş}} \quad (2.162)$$

$$T_{HX3,çık} = \frac{\dot{m}_f \cdot c_{p,f,3} \cdot T_{HX2,çık,i} + \dot{m}_{8,sck} \cdot c_{p,8,sck} \cdot T_{8,sck} - \dot{m}_f \cdot (q_{dönş} X_3)}{\dot{m}_f \cdot c_{p,f,3} + \dot{m}_{8,sck} \cdot c_{p,8,sck}} \quad (2.163)$$

şelinde hesaplanmıştır. Burada $q_{dönş}$, yakıtın varsa katı-sıvı, sıvı-gaz, para-orto ve benzeri spesifik dönüşüm ısılarını, X_1 , X_2 ve X_3 sırasıyla HX1, HX2 ve HX3 eşanjörlerinde gerçekleşen dönüşüm oranlarını ifade etmektedir. Hidrojenin normal para-orto dönüşüm hızları günler ve hatta haftalarla ifade edildiğinden ısı eşanjörlerinde oluşabilecek dönüşüm miktarını belirlemek oldukça zordur. Bu nedenle hidrojen yakıt için yakıt deposundan sonra para-orto dönüşümü olmadığı ve tümünün ilk ısı eşanjöründe (HX1’de) buharlaştığı kabul edilmiştir. Dodecene

yakıtın buharlaşma ısısı 251 kJ/kg ve buharlaşma sıcaklığı 37 – 65 °C aralığında olduğundan tüm buharlaşmanın HX2’de gerçekleştiği kabul edilmiştir.



Şekil 2.12. Yakıtın egzoz gazlarıyla ısıtılması

Geri kazanılabilir anlık ısı miktarları,

$$\dot{Q}_{gk,i} = \dot{m}_f \cdot c_{p,f,i} \cdot (T_{HX3,\text{çık},i} - T_{f,HX1,\text{gir},i}) \quad (2.164)$$

şeklinde ve tasarruf edilen yakıtın taşınması için fazladan harcanması gereken yakıt miktarı ihmal edilerek, anlık yakıt tasarruf potansiyelleri,

$$\dot{m}_{f,gk,i} = \frac{\dot{Q}_{gk,i}}{\eta_{YO,LHV}} \quad (2.165)$$

geri kazanılabilir toplam yakıt miktarları,

$$\Delta M_{f,top,i} = \int_0^t \dot{m}_{f,gk,i} \cdot dt \quad (2.166)$$

geri kazanılabilir anlık ekserji miktarları,

$$\dot{E}x_{gk,i} = \dot{m}_{f,gk,i} \cdot ex_{f,i} \quad (2.167)$$

geri kazanılabilir toplam ekserji miktarları,

$$Ex_{gk,top,i} = \int_0^t \dot{m}_{f,gk,i} \cdot ex_{f,i} \cdot dt \quad (2.168)$$

şeklinde hesaplanmıştır.

2.6.2.1. Isı geri kazanımlı ekserji girişleri

Isı geri kazanımı halinde anlık ekserji girişleri,

$$\dot{E}x_{gir,iHA,i} = \dot{E}x_{gir,mot,i} - \dot{E}x_{gk,i} \quad (2.169)$$

toplam ekserji girişleri,

$$Ex_{gir,iHA,top,i} = Ex_{gir,mot,top,i} - Ex_{gk,top,i} \quad (2.170)$$

şeklinde hesaplanmıştır.

2.6.2.2. Isı geri kazanımlı ekserji verimleri

Tüm işlerin motor tarafından yapıldığı kabul edilerek ısı geri kazanımı halinde anlık ekserji verimleri,

$$\varepsilon_{iHA,i} = \frac{\dot{W}_{mot}}{\dot{E}x_{gir,iHA,i}} = \frac{F.V + \dot{W}_{sis} + \dot{W}_{GY}}{\dot{E}x_{gir,iHA,i}} \quad (2.171)$$

ve toplam ekserji verimleri (nümerik olarak),

$$\varepsilon_{iHA,top,i} = \frac{\int_0^t \dot{W}_{mot} \cdot dt}{\int_0^t \dot{E}x_{gir,iHA,i} \cdot dt} \quad (2.172)$$

şeklinde hesaplanmıştır.

2.6.2.3. Isı geri kazanımlı atık ekserjiler

Çizelge 2.7'deki her bir durum (i) için ısı geri kazanımı halinde soğuk, sıcak ve karışım akımlarının sıcaklıkları (2.161) – (2.163) denklemleriyle hesaplandıktan sonra fiziksel ekserjileri,

$$\dot{E}x_{8,s\check{g}k,gk,i}^{fiz} = \dot{m}_{8,s\check{g}k} \cdot c_{p,8,s\check{g}k,i} \cdot \left[T_{HX1,\check{c}ik,i} - T_0 - T_0 \cdot \ln \left(\frac{T_{HX1,\check{c}ik,i}}{T_0} \right) \right] \quad (2.173)$$

$$\dot{E}x_{8,sck,gk,i}^{fiz} = \dot{m}_{8,sck} \cdot c_{p,8,sck,i} \cdot \left[T_{HX3,\text{çık},i} - T_0 - T_0 \cdot \ln \left(\frac{T_{HX3,\text{çık},i}}{T_0} \right) \right] \quad (2.174)$$

$$\dot{E}x_{8,krş,gk,i}^{fiz} = \dot{m}_{8,krş} \cdot c_{p,8,krş,i} \cdot \left[T_{HX2,\text{çık},i} - T_0 - T_0 \cdot \ln \left(\frac{T_{HX2,\text{çık},i}}{T_0} \right) \right] \quad (2.175)$$

şeklinde hesaplanmıştır. Egzoz gazlarının kimyasal ekserjileri ısı geri kazanımına bağlı olmadığından, ısı geri kazanımsız kimyasal ekserjilerine eşit alınarak anlık atık ekserjiler,

$$\dot{E}x_{\text{çık},iHA,i} = \dot{E}x_{8,sğk,gk,i}^{fiz} + \dot{E}x_{8,sck,gk,i}^{fiz} + \dot{E}x_{8,krş,gk,i}^{fiz} + \dot{E}x_{8,sck}^{kim} + \dot{E}x_{8,krş}^{kim} \quad (2.176)$$

ve toplam atık ekserjiler (nümerik olarak),

$$Ex_{\text{çık},iHA,top,i} = \int \dot{E}x_{\text{çık},iHA,i} \cdot dt \quad (2.177)$$

şeklinde elde edilmiştir.

2.6.2.4. Isı geri kazanımlı atık ekserji oranı

Isı geri kazanımsız anlık atık ekserji oranları,

$$r_{atk,ex,iHA,i} = \frac{\dot{E}x_{\text{çık},iHA,i}}{\dot{E}x_{gir,iHA,i}} \quad (2.176)$$

ve toplam atık ekserji oranları (nümerik olarak),

$$r_{atk,ex,iHA,top,i} = \frac{\int_0^t \dot{E}x_{\text{çık},iHA,i} \cdot dt}{\int_0^t \dot{E}x_{gir,iHA,i} \cdot dt} \quad (2.177)$$

şeklinde elde edilmiştir.

2.6.2.5. Isı geri kazanımlı ekserji yıkımı

Uçuş profili sonunda İHA kinetik ve potansiyel ekserjileri başlangıç değerlerine (sıfıra) eşitleneceğinden hesaba katılmayarak anlık ekserji yıkımları,

$$\dot{E}x_{yık,iHA,i} = \dot{E}x_{gir,iHA,i} - (\dot{E}x_{\text{çık},iHA,i} + F \cdot V + \dot{W}_{sis} + \dot{W}_{GY}) \quad (2.178)$$

ve toplam ekserji yıkımları (nümerik olarak),

$$Ex_{yık,iHA,top,i} = \int \dot{E}x_{yık,iHA,i} \cdot dt \quad (2.179)$$

şeklinde elde edilmiştir.

2.6.2.6. Isı geri kazanımlı ekserji yıkım faktörü

Isı geri kazanımlı anlık ekserji yıkım faktörleri,

$$f_{ex,yık,iHA,i} = \frac{\dot{E}x_{yık,iHA,i}}{\dot{E}x_{gir,iHA,i}} \quad (2.180)$$

bir t anına kadar toplam ekserji yıkım faktörleri,

$$f_{ex,yık,iHA,top,i} = \frac{\int_0^t \dot{E}x_{yık,iHA,i} \cdot dt}{\int_0^t \dot{E}x_{gir,iHA,i} \cdot dt} \quad (2.181)$$

şeklinde hesaplanmıştır [86].

2.6.2.7. Isı geri kazanımlı çevresel etki faktörü

Anlık çevresel etki faktörleri,

$$f_{çev,etk,iHA,i} = \frac{r_{atk,ex,iHA,i}}{\varepsilon_{iHA,i}} = \frac{\dot{E}x_{çık,iHA,i}}{W_{mot}} \quad (2.182)$$

ve tüm işlerin motor tarafından yapıldığı kabul edilerek bir t anına kadar toplam çevresel etki faktörleri,

$$f_{çev,etk,iHA,top,i} = \frac{Ex_{çık,iHA,top,i}}{W_{mot,top}} = \frac{\int_0^t \dot{E}x_{çık,iHA,i} \cdot dt}{\int_0^t W_{mot} \cdot dt} \quad (2.183)$$

şeklinde hesaplanmıştır [86].

2.6.2.8. Isı geri kazanımlı ekserjetik sürdürülebilirlik endeksi

İHA (ısı geri kazanımlı) anlık ekserjetik sürdürülebilirlik endeksleri,

$$\Theta_{ex,sur,iHA,i} = \frac{1}{f_{çev,etk,iHA,i}} = \frac{W_{mot}}{\dot{E}x_{çık,iHA,i}} \quad (2.184)$$

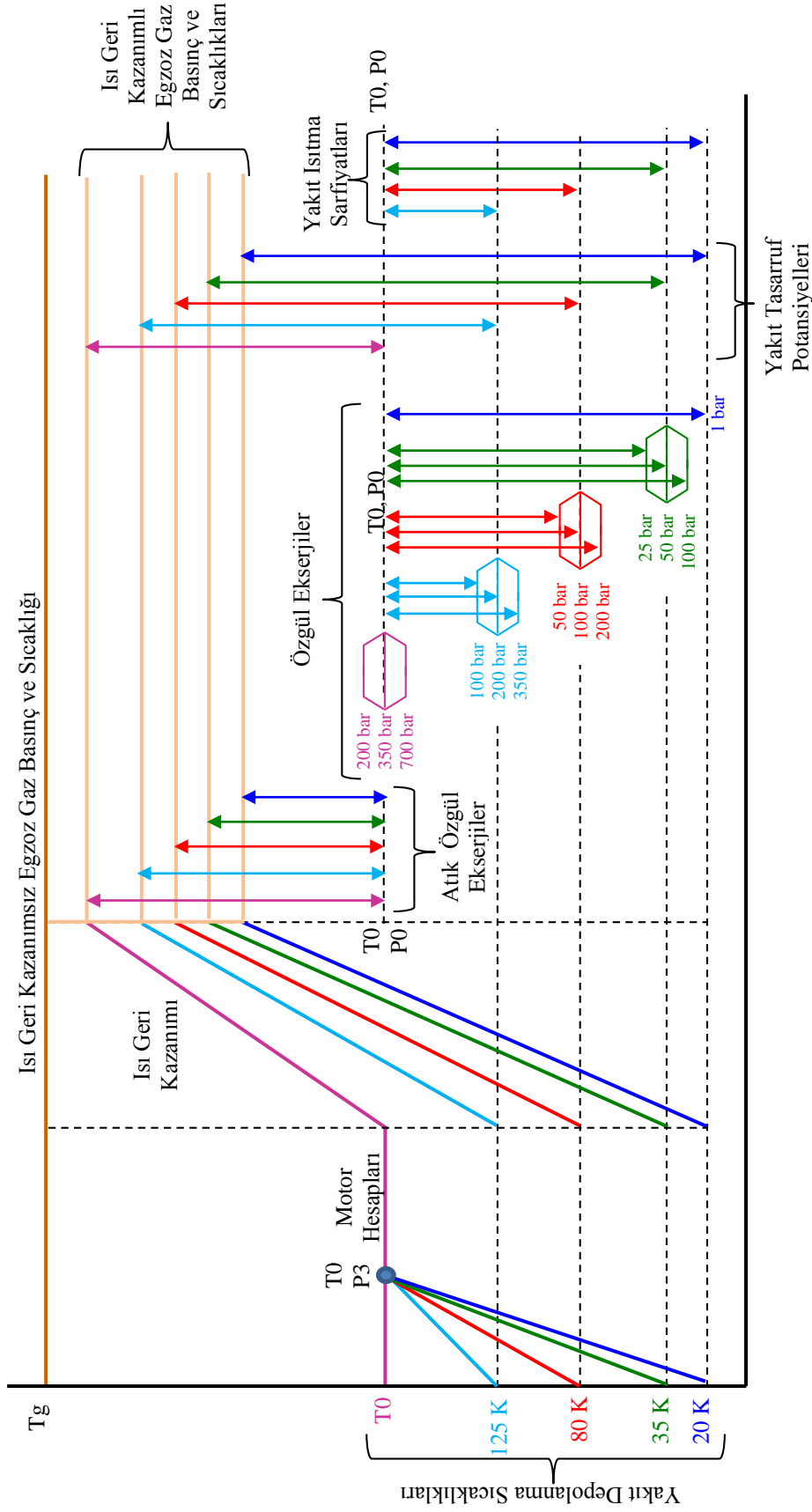
bir t anına kadar toplam ekserjetik sürdürülebilirlik endeksleri,

$$\Theta_{ex,sur,iHA,top,i} = \frac{1}{f_{çev,etk,iHA,top,i}} = \frac{W_{mot,top}}{Ex_{çık,iHA,top,i}} \quad (2.185)$$

şeklinde hesaplanmıştır [86].

2.6.3. Hesaplamalarda kullanılan referans basınç ve sıcaklıklar

Her bir depolanma sıcaklığı için ısı geri kazanım ve dolayısıyla yanma odasına gönderilecek yakıt debileri farklı olacağından, İHA ağırlığının zamanla değişimi ve dolayısıyla uçuş performansları da değişecektir. Bu performansların ayrı ayrı incelenmesi, bu çalışmanın en azından sonuçlar bölümünün hacmini, bizce gereksiz bir şekilde, incelenen depolanma sıcaklıkları sayısınca artıracaktı. Ayrıca yakıt tankı ile yanma odası arasındaki ısı geçişlerinin ayrıntılı olarak incelenmeden, her bir depolanma sıcaklığına göre yakıt debilerinin hesaplanmasının konuyla ilgili literatüre çok fazla bir katkısının olmayacağı düşünülmüştür. Bu nedenle, bu çalışmada yakıt debileri ve motor kesitlerindeki gaz özellikleri, tüm yakıtların yanma odasına çevre sıcaklığında ve yanma odasına girişine yetecek asgari basınçta (yaklaşık olarak yüksek basınç kompresörü çıkış basıncında (P3) ve üzerinde) girdiği kabul edilerek hesaplanmıştır. Bununla birlikte, ekserji kullanımı ve ısı geri kazanımı ile elde edilebilir ekserjetik performanslar ve yakıt tasarruf potansiyelleri, yakıtların depolanma veya depodan çıkış sıcaklıklarına göre hesaplanmıştır. Yakıt sıcaklığının depo sıcaklığından çevre sıcaklığına yükseltilmesi için harcanması gereken yakıt miktarları, enerji ve ekserjileri ayrıca hesaplanarak, yakıt tüketimi, tasarruf potansiyelleri, uçuş süresi gibi çeşitli parametrelerin kabaca düzeltilebilmesi imkânı sunulmuştur. Çeşitli parametrelerin hesaplanmasında kullanılan referans basınç ve sıcaklıklar Şekil 2.13'te gösterilmiştir.



Şekil 2.13. Hesaplamalarda kullanılan referans basınç ve sıcaklıklar

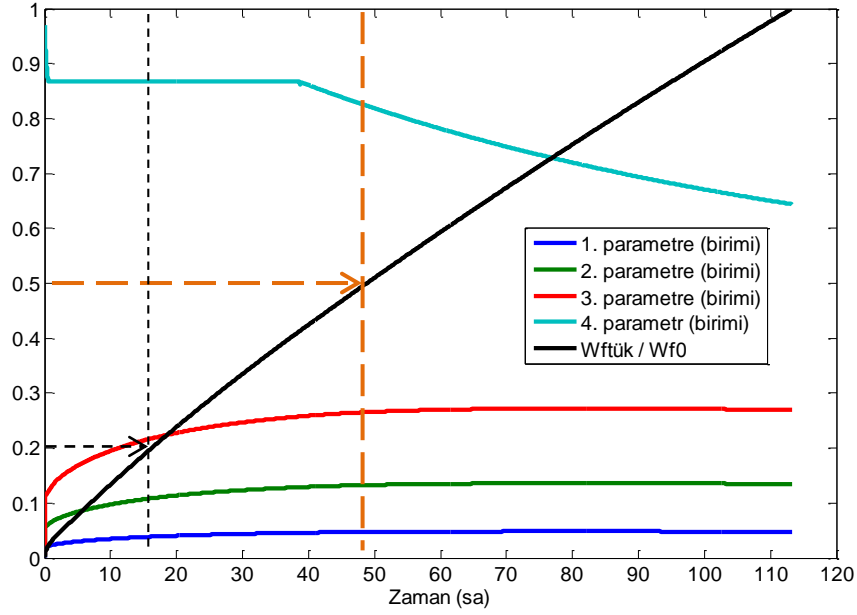
3. SONUÇLAR

3.1. Grafiklerle İlgili Açıklamalar

Yakıtların ekserjetik performanslarını karşılaştırabilmek için, motor ve İHA diğer özellikleriyle birlikte kalkış ağırlığı da sabit kabul edildiğinden, tüm ağırlıkça yakıt depolama oranları için elde edilecek sonuçlar birbirinin devamı şeklindedir. Başka bir ifadeyle, büyük depolama oranları için elde edilen sonuçlar, daha küçük depolama oranları için elde edilen sonuçları zaten içermektedir. Dolayısıyla depolama oranının % 100 kabul edildiği bir tek durum için elde edilen sonuçlarla % 0 - % 100 aralığındaki tüm depolama oranları için sonuçları göstermek mümkündür. Bunun için uçuş profilinin herhangi bir anında tüketilen toplam yakıt miktarını bilmek yeterlidir. Bu durum Şekil 3.1 üzerinden açıklanmıştır.

Şekil 3.1’de incelenen diğer parametrelerle birlikte herhangi bir andaki tüketilen toplam yakıt miktarının başlangıç anındaki yakıt miktarına oranı (W_{f0}/W_f) görülmektedir. W_{f0} , % 100 depolama oranıyla İHA üzerine yüklenebilir azami yakıt miktarı olarak alınırsa herhangi bir andaki yakıt tüketim oranı (W_{f0}/W_f), İHA’nın bu depolama oranıyla uçabileceği azami süreyi de işaret edecektir. Dikey eksen üzerinde belli bir depolama oranına karşılık gelen değerden yatay eksene paralel bir çizgi çizilip bu çizginin yakıt tüketim oranı eğrisini kestiği noktadan yatay eksene çizilen dikey doğru, bu depolama oranıyla ilgili performans grafiklerinin sınırını belirleyecektir. Söz konusu depolama oranına ait sonuçlar, grafik eğrilerinin bu dikey çizginin solunda kalan bölümleri olacaktır. Grafikte örnek olarak ağırlıkça % 20 ve % 50 depolama oranlarına ait sonuçları sınırlayan çizgiler, sırasıyla siyah ve turuncu renkte kesikli çizgilerle gösterilmiştir.

Yakıt tüketim oranları, aynı zamanlarda tüm grafiklerde aynıdır, fakat bazı grafiklerin daha ayrıntılı bir şekilde görülebilmesini için grafik üzerinde gösterilmemiştir. Tüm grafikler için yakıt tüketim oranı bilgisi, bu bilgilerin gösterildiği herhangi bir grafikten elde edilebilir. Bazı grafiklerde “Y” eksen birimleri, grafik etiketlerinin yanında gösterilmiştir (örn. Şekil 3.1, Şekil 3.2)

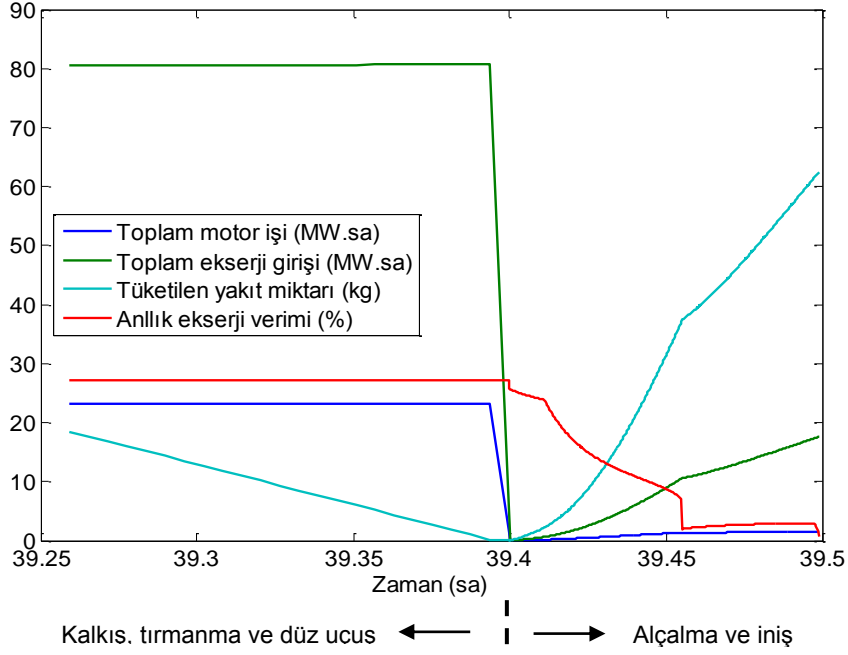


Şekil 3.1. % 0-100 ağırlıkça depolama oranları için sonuçların aynı grafik üzerinde gösterilmesi

Yerçekimi kuvveti, alçalma ve iniş için gerekli kuvvetin fazlasını sağladığından, bu süreçte motordan beklenen performans İHA sistemleri için gerekli gücü üretmekten ibarettir ve İHA ağırlığından bağımsızdır. Dolayısıyla tüm depolama oranları için bu süreçte enerji, ekserji ve uçuş parametrelerinin değişimi aynıdır. Bu nedenle tüm depolama oranlarını temsilen yalnızca % 100 depolama oranı için hesaplamalar yapılmıştır. İniş yapılacak meydana yaklaşma için düz uçuş, bekleme veya meydan turu gibi safhalar olmadığı kabul edilerek alçalma ve iniş safhalarında harcanan minimum dodecene yakıt miktarı yaklaşık 64 kg ve minimum hidrojen yakıt miktarı yaklaşık 25 kg olarak hesaplanmış, alçalma safhası yakıt deposunda bu miktarlarda yakıt kaldığı anda başlatılmıştır.

Alçalma ve iniş sürecinde harcanan yakıt miktarları, maksimum yakıt miktarının % 1'inden küçük olduğundan genel performanslar üzerine etkileri ihmal edilebilir. Bununla birlikte bu safhaya ait performansların görülebilmesi ve farklı depolama oranlarına ait performans grafikleriyle birleştirilebilmesi için, bu safhaya ait bazı parametreler ayrıca ve toplamlar şeklinde elde edilen değerler alçalma safhasının başından itibaren ve sıfırdan başlanarak hesaplanmış ve grafiklerle gösterilmiştir. Örneğin Şekil 3.2'de toplam motor işi, toplam ekserji girişi ve

tüketilen yakıt miktarlarının alçalma ve iniş süreci başlangıcından itibaren sıfırdan başlanarak hesaplanmalarının sonuçları görülmektedir. Anlık ekserji verimleri, toplanarak elde edilen bir parametre olmadığından bu süreç başlangıcında sıfıra eşitlenmemiştir.



Şekil 3.2. Alçalma ve iniş safhası performanslarının ayrıca hesaplanması ve gösterilmesi

3.2. Standart Atmosfer Deniz Seviyesi Statik Çalışma Şartlarında Motor Performanslarının Karşılaştırması

Motorun standart atmosfer deniz seviyesi şartlarında sabit halde dodecene ve hidrojen yakıtla çalıştırılması durumunda bazı kesitlerinde hesaplanan ısı özellikleri ile kaynak [94]'ten alınan değerlerin karşılaştırması Çizelge 3.1'de verilmiştir.

Çizelge 3.1. Farklı yakıtlarla hesaplanan motor performanslarının karşılaştırılması (kerozen değerleri kaynak [94]'ten alınmıştır)

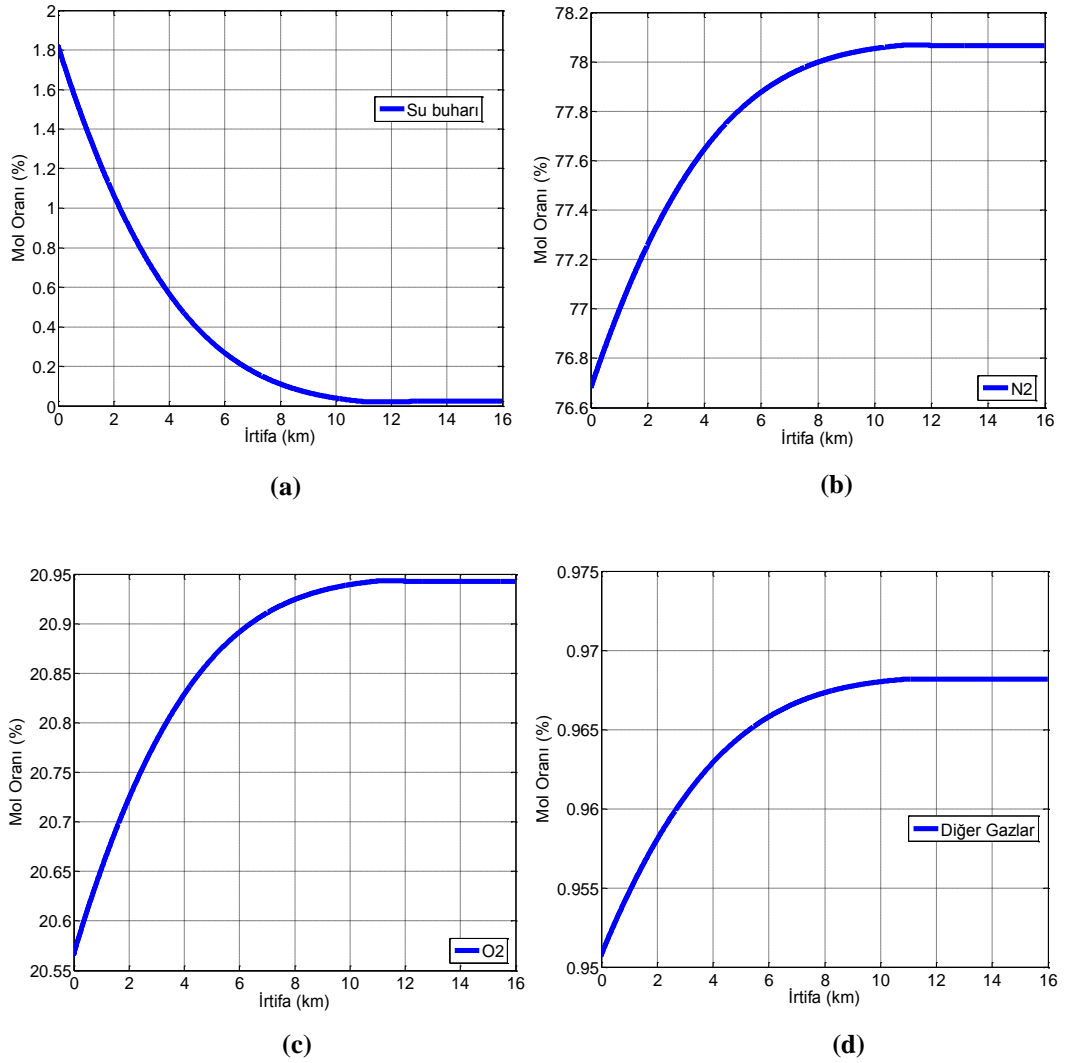
Parametre	Yakıt	İstasyon												
		2	13	21	25	3	4	41	45	5	8			
											Soğuk	Sıcak	Karışım	Toplam
Hava Debisi (kg/s)	Kerozen	134.54	111.36	23.19	23.19	22.49	20.55	22.29	23.33	23.56	---	---	---	134.9
	Dodecene	133.58	110.54	23.03	23.03	22.34	19.92	21.39	22.53	23.23	44.22	9.29	80.26	133.77
	Hidrojen	133.49	110.47	23.02	23.02	22.32	19.91	21.23	22.38	23.07	44.19	9.23	80.10	133.54
Toplam Sıcaklık (K)	Kerozen	288.17	319.39	321.52	321.52	793.43	1600	1542	1109	949.5	---	---	437.5	
	Dodecene	288.17	320.11	323.3	323.3	816.67	1590	1556	1126	966.7	320.1	966.7	448.1	
	Hidrojen	288.17	320.11	323.3	323.3	816.67	1587	1556	1131	977.8	320.1	977.8	451.4	
Toplam Basınç (kPa)	Kerozen	100.3	140.4	140.4	139	2307	2215	2215	461.9	227.6	---	---	145.4	
	Dodecene	96.39	135.8	135.8	135.7	2225	2136	2136	426.3	207.05	131.69	202.9	135.07	---
	Hidrojen	96.39	135.8	135.8	135.7	2225	2136	2136	415.48	202.84	131.69	198.8	137.96	
Hız (m/s)	Kerozen	181.8	140.7	175.4	175.4	110.7	229.6	---	255.8	147.6	---	---	293.6	
	Dodecene	186.2	144.9	---	156.2	118.1	---	---	268.3	170.6	227.6	494.1	306.9	
	Hidrojen	186.1	---	---	156.2	125.1	---	---	281.2	168.2	227.5	589.5	308.5	

Çizelge 3.1 (devam). Farklı yakıtlarla hesaplanan motor performanslarının (kerozen değerleri kaynak [94]'ten alınmıştır)

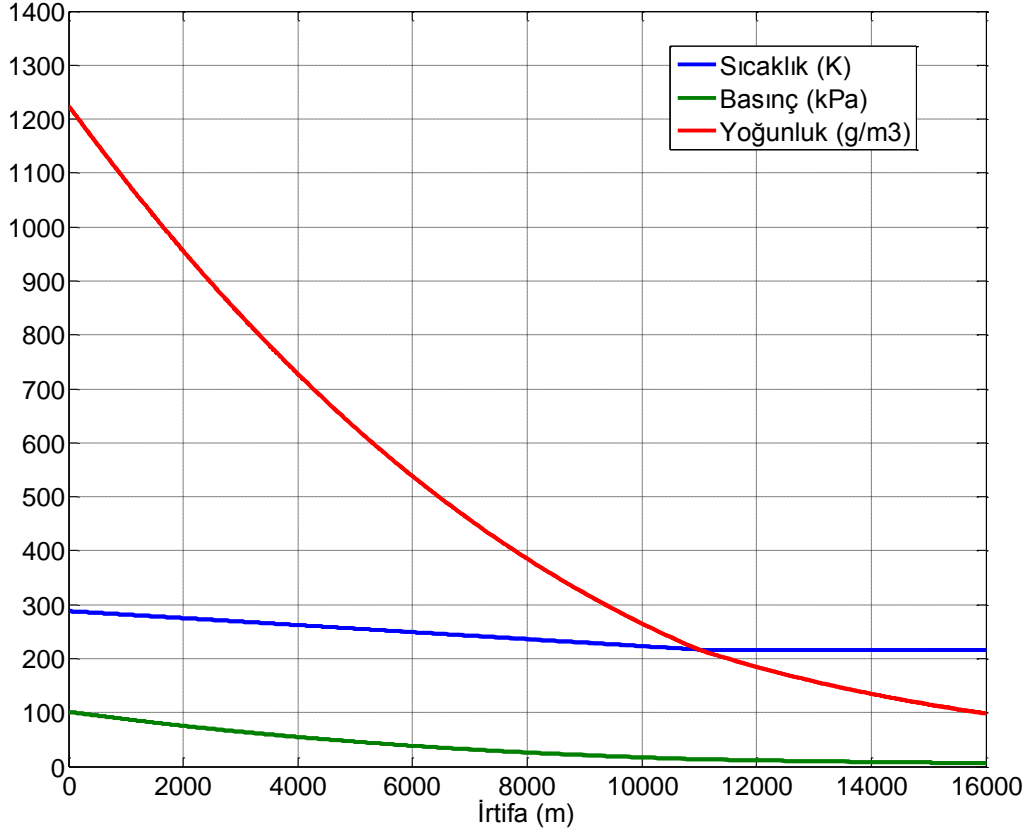
Parametre	Yakıt	İstasyon											
		2	13	21	25	3	4	41	45	5	8		
		Soğuk	Sıcak	Karışım									
Özgül Isı cp (J/kg.K)	Kerozen	1005.2	1007.3	1007.3	1007.3	1097.8	1276.5	---	1201.2	1168.1	---	1005.2	
	Dodecene	1001.9	1006.9	1007.3	1007.3	1099.4	1291.2	1284.9	1210.8	1175.2	1006.9	1175.2	1001.9
	Hidrojen	1001.9	1006.9	1007.3	1007.3	1099.0	1338.9	1328.4	1248.1	1210.4	1006.9	1210.4	1001.9
Mah Sayısı	Kerozen	0.55	0.4	0.5	0.5	0.2	0.3	--	0.4	0.246	---	---	0.738
	Dodecene	0.547	---	---	0.434	0.21	0.310	---	0.441	0.358	0.63	0.886	0.693
	Hidrojen	0.546	---	---	0.443	0.222	0.301	---	0.433	0.277	--	0.972	0.725
Yakıt Standart Enerji ve Ekserjisi	Kerozen	Alt Isıl Değeri : 43.851 MJ/kg											
	Dodecene	Alt Isıl Değeri : 43.40 MJ/kg , Spesifik Kimyasal Ekserji : 43.87 MJ/kg											
	Hidrojen	Alt Isıl Değeri : 119.90 MJ/kg, Spesifik Kimyasal Ekserji: 110.65 MJ/kg											
Deniz Seviyesi Statik Şartlarda İtki	Kerozen	39.7 kN											
	Dodecene	39.8 kN											
	Hidrojen	40.2 kN											

3.3. Atmosfer Özellikleri

Standart atmosfer şartlarında % 60 bağıl nem oranına göre 0 – 16 km irtifalarda hesaplanan atmosfer gazlarının mol oranları Şekil 3.3'te, basınç sıcaklık ve yoğunluk değerleri Şekil 3.4'te gösterilmiştir. Şekilden 3.3'ten görüleceği üzere, 2 km irtifadan sonra atmosferdeki su buharı oranının %1'den düşük seviyelere gerilemekte ve atmosfer gaz oranlarının kuru hava kabullerine çok yaklaşmaktadır.



Şekil 3.3. % 60 bağıl nem oranıyla 0 – 16 km irtifalarda atmosfer gaz oranları a) su buharı, b) Azot, c) Oksijen, d) diğer gazlar



Şekil 3.4. Standart atmosfer şartlarına göre 0-16 km irtifalarda basınç, sıcaklık ve yoğunluğun irtifa ile değişimleri

3.4. Dodecene Yakıt İçin Elde Edilen Sonuçlar

3.4.1. Uçuş profili

İHA'nın nihai görev irtifasına (16 km) varması yaklaşık 11 saat 31 dakika gibi uzun bir süre aldığından, enerjinin etkin bir şekilde kullanılması bakımından, görev yükünün 12 km'den itibaren görev yapmaya başladığı kabul edilmiştir. Bu irtifanın haberleşme rölesi gibi görev yükü antenlerinin asgari kapsama alanına sahip olması için yeterli olduğu düşünülmüştür. Ayrıca bu irtifadan itibaren İHA tırmanma açısı ~ 0.6 derece ve daha küçük olduğundan (Şekil 3.5) anten, kamera v.b. elemanların yerdeki normal görev doğrultularına uymaları zor olmayacaktır.

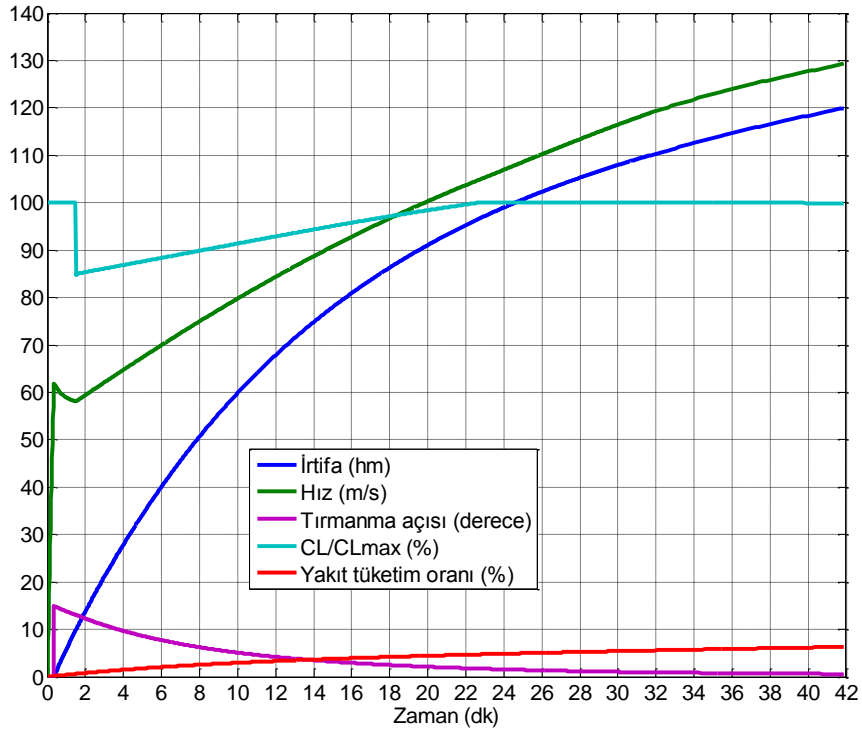
Tırmanma açıları artık itki ("excess thrust", $F - D$) ile sınırlanır. Artık itki 2. Bölümde denklem (2.135) ile ve mümkün maksimum tırmanma açısı denklem

(2.137) ile ifade edilmiştir. İncelenen İHA, motor ve dodecene yakıtla maksimum tırmanma açısı 14.9975° olarak elde edilmiştir.

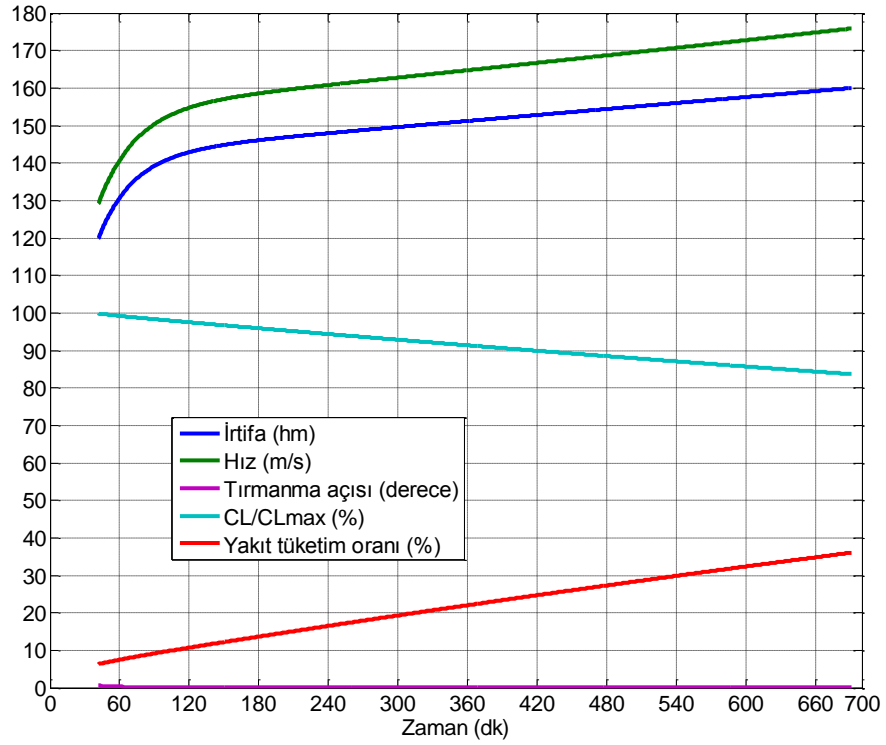
Maksimum yakıtla tüm uçuşun gerçekleştirilebilmesi ve tüm yakıtın tüketilmiş olması için, iniş safhası sırasında herhangi bir bekleme veya meydan turu yapılmadığı kabul edilerek, öncelikle İHA'nın maksimum görev irtifasından iniş pistine teması ve frenleme yaparak hızının sıfıra düşme süresi (5 dk 59 saniye) ve bu süreçte tüketilen yakıt miktarı (63.88 kg, ~ %1) hesaplanmıştır. Sonraki hesaplarda yakıt deposunda 64 kg yakıt kaldığı andan itibaren alçalma ve iniş safhasının başladığı kabul edilmiştir.

İHA'nın kalkış koşusundan 12 km irtifaya varış anına kadar olan uçuş profili Şekil 3.5'te, 12 km'den 16 km'ye tırmanma profili Şekil 3.6'da, 16 km irtifada düz uçuş profili 3.7'de, alçalma ve iniş safhası boyunca uçuş profili Şekil 3.8'de, tam uçuş profili Şekil 3.8'da gösterilmiştir. 12 km irtifaya varış süresi 41 dakika 53 saniye, bu sırada tüketilen yakıt miktarı 414.85 kg (~% 6.33); 16 km irtifaya varış süresi 11 saat ~30 dakika ve tüketilen toplam yakıt miktarı 2368 kg (% 36); tüm uçuş profili süresi 40 saat 24 dk olarak hesaplanmıştır.

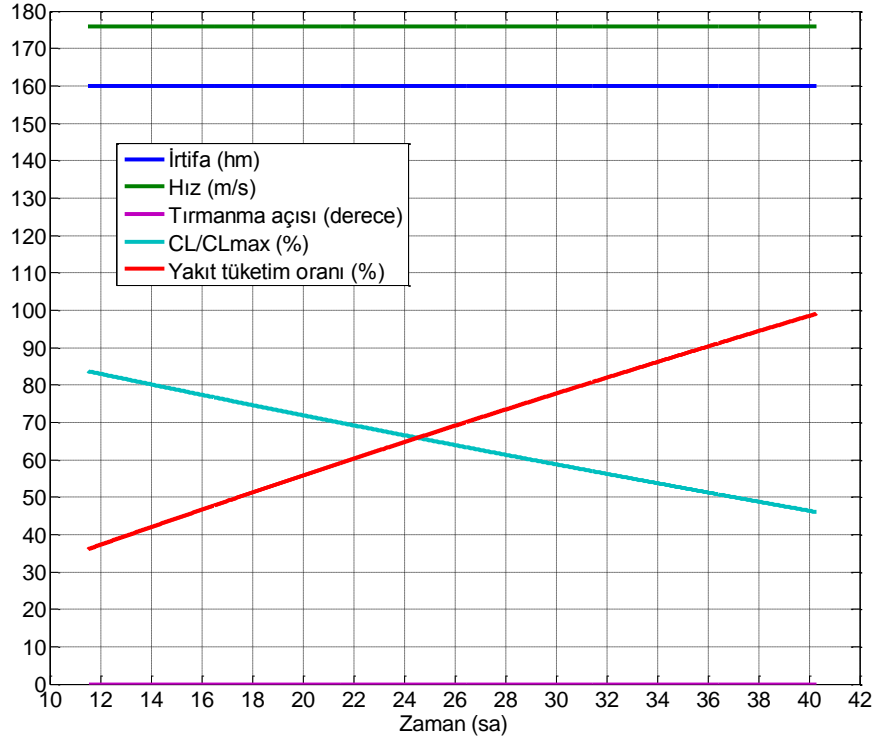
Yakıt tüketim oranı grafikleri, her bir uçuş safhası için harcanan yakıt oran ve/veya miktarlarını vermekle birlikte, daha düşük yakıt miktarlarıyla azami uçuş sürelerini, belli bir uçuş planı için yüklenmesi gereken yakıt miktarını ve taksi, iniş meydanı hava sahasına varış için seyir, iniş için bekleme, meydan turu veya planlanan hava meydanından başka bir meydanına iniş ve benzeri nedenlerle depoda rezerv yakıt tutulması halinde alçalma ve iniş safhasının başlatılması gereken zamanı öngörmek bakımından da faydalıdırlar. Bunun için kullanılacak yakıt miktarının maksimum yakıt miktarına oranı hesaplandıktan sonra, zaman ekseninde bu yakıt tüketim oranına karşılık gelen noktanın bulunması yeterlidir. Örneğin, %10 yakıt rezervinin saklı tutulması halinde alçalma safhasının başlatılması gereken zaman, Şekil 3.9 üzerinde % 90 yakıt tüketimine karşılık gelen ~36. saat şeklinde elde edilebilir.



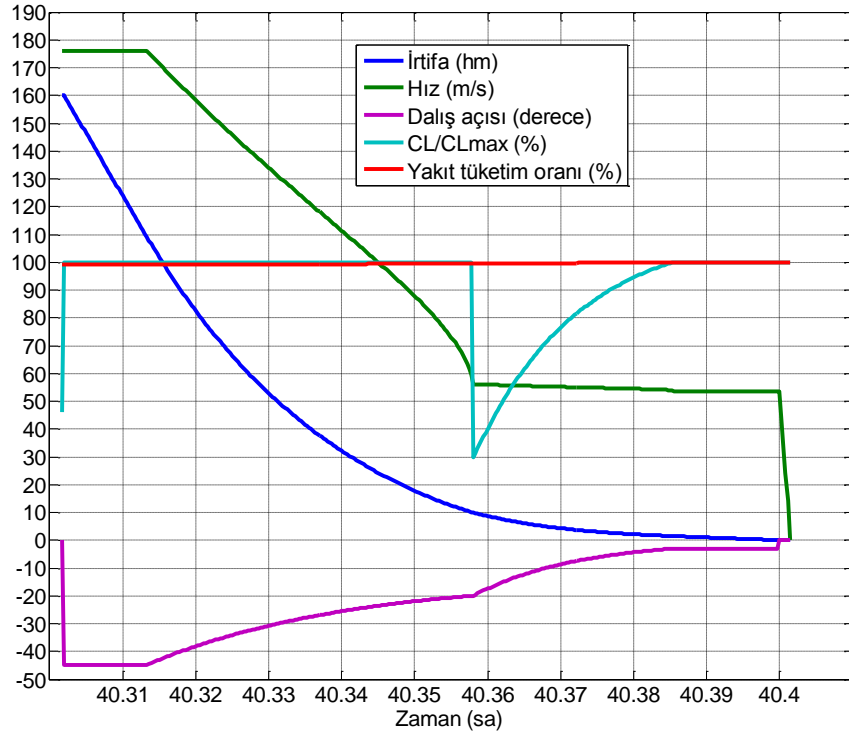
Şekil 3.5. Dodecene yakıtla 0 – 12 km arasında uçuş profili



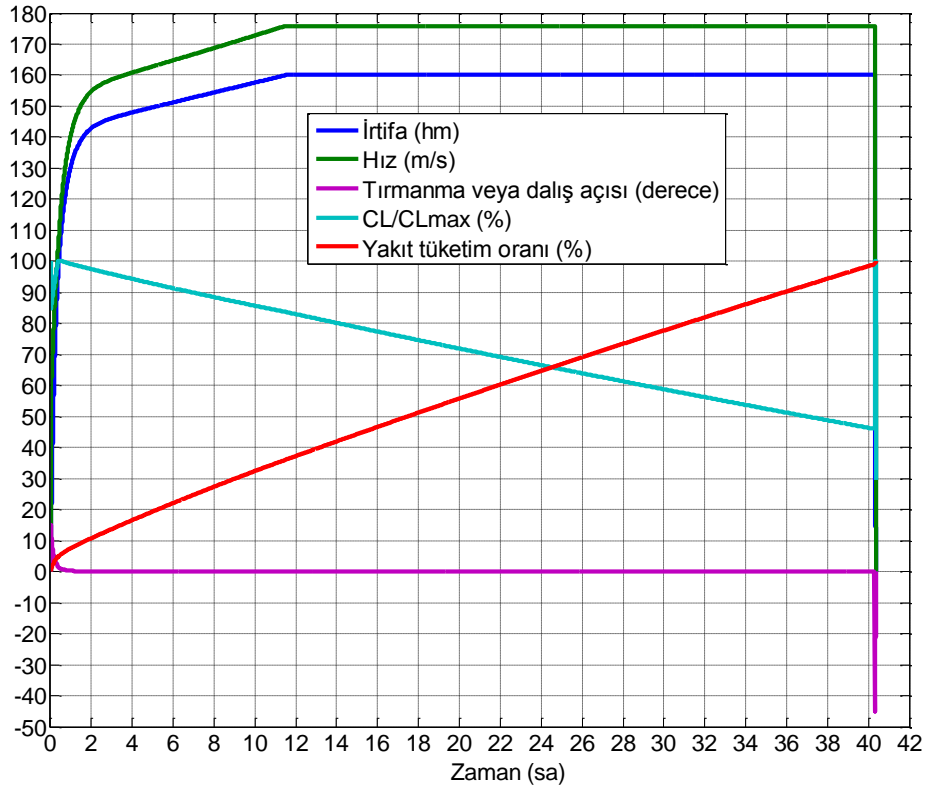
Şekil 3.6. Dodecene yakıtla 12 – 16 km irtifalar arasında uçuş profili



Şekil 3.7. Dodecene yakıtla düz uçuş safhası



Şekil 3.8. Dodecene yakıtla alçalma ve iniş safhaları



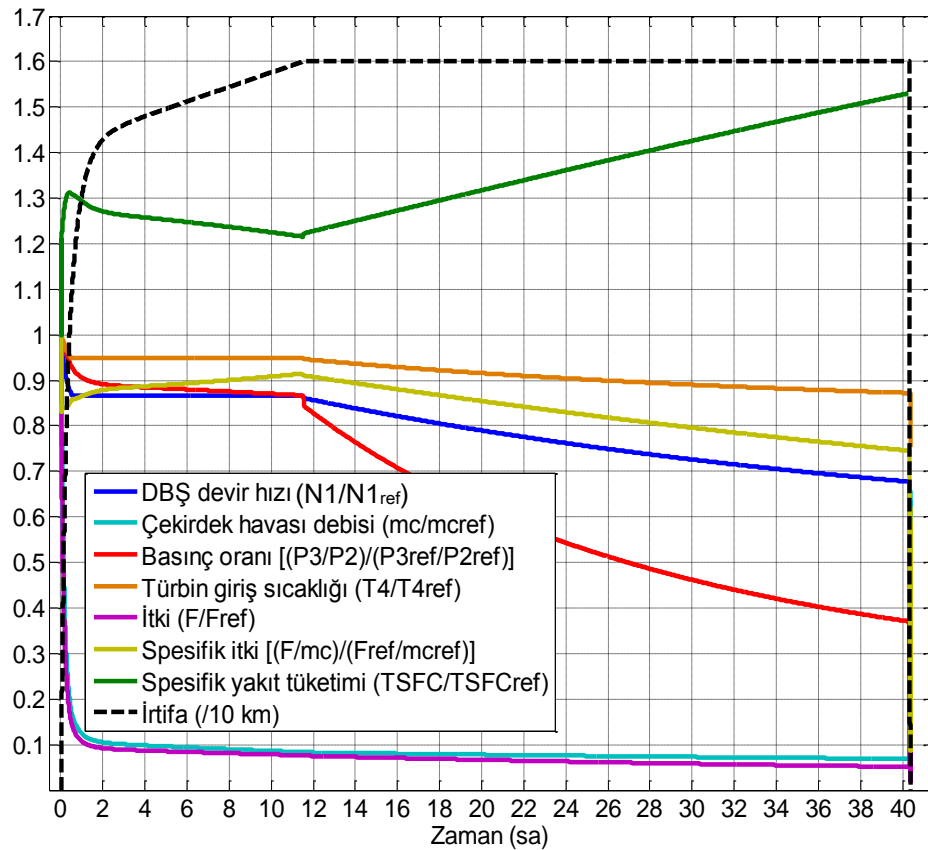
Şekil 3.9. Dodecene yakıtla tam uçuş profili

3.4.2. Motor Performansları

Sınır (maksimum veya minimum) değerleri, çevre şartlarına bağlı olmakla birlikte tek başlarına motor performanslarını önemli ölçüde belirleyen düşük basınç şaft devir hızı (N1), yakıt ve hava debileri, ve türbin giriş sıcaklığı (TIT) gibi parametrelerin referans (standart atmosfer deniz seviyesi statik) çalışma şartlarına göre değişim oranları, irtifayla değişimleri hakkında da bilgi vermeleri bakımından, irtifa değerleri ile birlikte Şekil 3.10 'da verilmiştir.

Motor performansını etkileyen en önemli çevresel parametreler, dış hava sıcaklığı ve yoğunluğudur. Fan uçlarındaki mah sayısını sınır değerlerde tutabilmek için DBŞ devir hızının (N1) artan irtifayla birlikte azaltılması gerekmektedir. N1'in azalması ise fan ve çekirdek hacimsel debisini düşürmektedir. İrtifayla birlikte azalan hava yoğunluğu fan ve çekirdek kütleli hava debilerini bir kez daha azaltmaktadır. Diğer taraftan, yüksek basınç şaftı (YBŞ) devir hızının da DBŞ ile

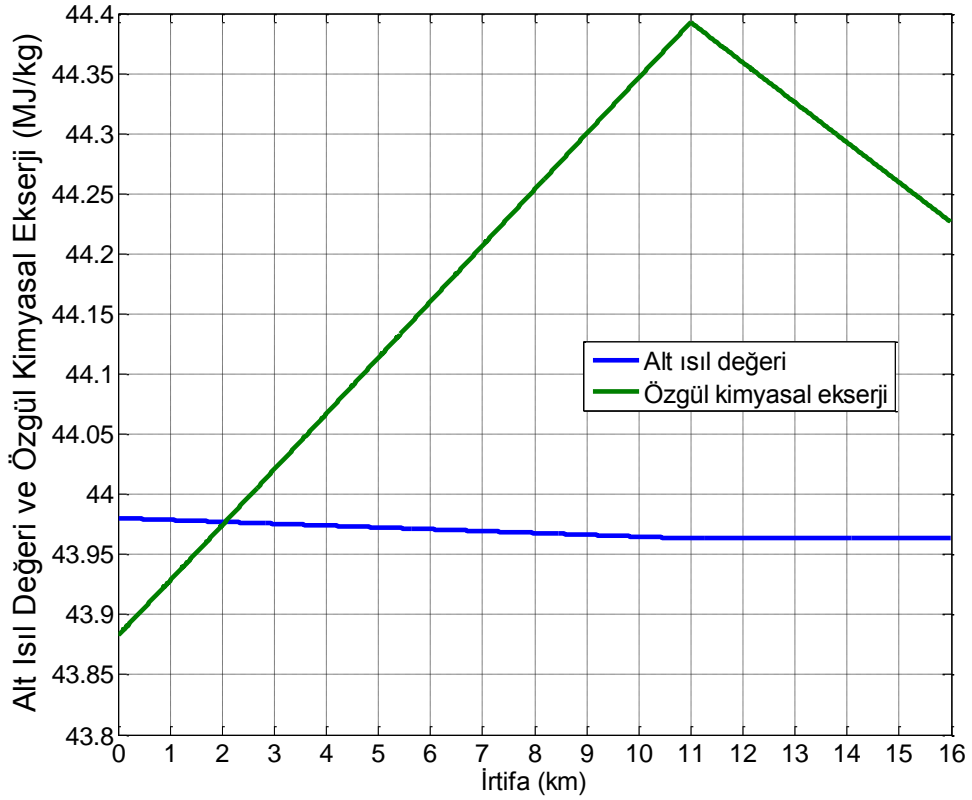
birlikte azalması gerekmektedir. Zira yüksek basınç kompresöründe hava debisine uygun değerleri aşan yüksek basınç oranları, ani basınç dalgalanmaları (“surge”), hız kaybı (“stall”) ve motor girişine doğru hava akışları gibi çok ciddi olumsuz sonuçlara yol açabilir. YBŞ devir hızının düşmesi, yüksek basınç türbininde (YBT) yapılan işin azalmasına ve dolayısıyla YBT çıkış sıcaklığının artmasına neden olmaktadır. YBŞ devir hızı zaten sınırlandırıldığından ve soğutma havası debi oranı sabit olduğundan, düşük basınç türbini giriş sıcaklığının sınır değerlerde tutulabilmesi için YBT giriş sıcaklığını (T4) azaltma yoluna gidilmiştir. Diğer taraftan, azalan İHA ağırlığına karşılık sabit irtifada kalabilmek için, maksimum görev irtifasında taşıma katsayısının minimum değerine ulaştıktan sonra itki, N1 değeri düşürülerek azaltılmıştır. N1 değerinin düşürülmesi, yukarıda açıklanan nedenlerle, YBT giriş sıcaklığının da düşürülmesini gerektirmektedir.



Şekil 3.10. Dodecene yakıtlı uçuş profili boyunca motor performanslarının referans (deniz seviyesi statik) değerlere göre değişimi

3.4.3. Yakıt alt ısı değerleri ve özgül kimyasal ekserjileri

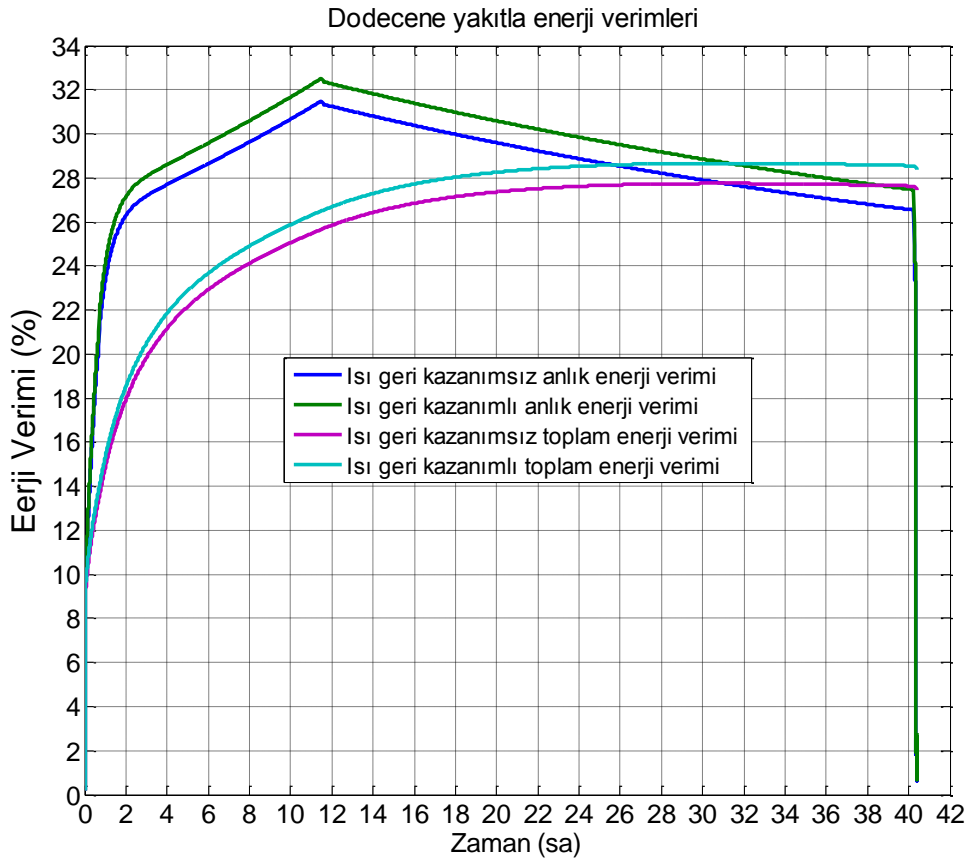
Turbofan motorlar, iş ve itki üretimi için temel olarak yakıt enerjisi ve ekserjisini kullandıklarından termodinamik performansları bu parametrelerden büyük oranda etkilenir. Dodecene yakıt, çevre basınç ve sıcaklığında depolandığı kabul edildiğinden fiziksel ekserjisi sıfır olarak alınmıştır. Dodecene yakıtın hesaplanan alt ısı değerleri ve özgül kimyasal ekserjilerinin 0 – 16 km arasında irtifa ile değişimleri Şekil 3.11’de gösterilmiştir. Dodecene alt ısı değeri, standart atmosfer şartlarında deniz seviyesinde (0 m) 43.980 MJ/kg değerinden 16 km’de 43.963 MJ/kg değerine (~% 0.04) azalırken, özgül kimyasal ekserjisi deniz seviyesinde 43.88 MJ/kg değerinden 11 km’de 44.4 MJ/kg değerine (~% 1.18) artmakta, bu irtifadan 16 km irtifaya kadar ise 44.236 MJ/kg değerine düşmektedir.



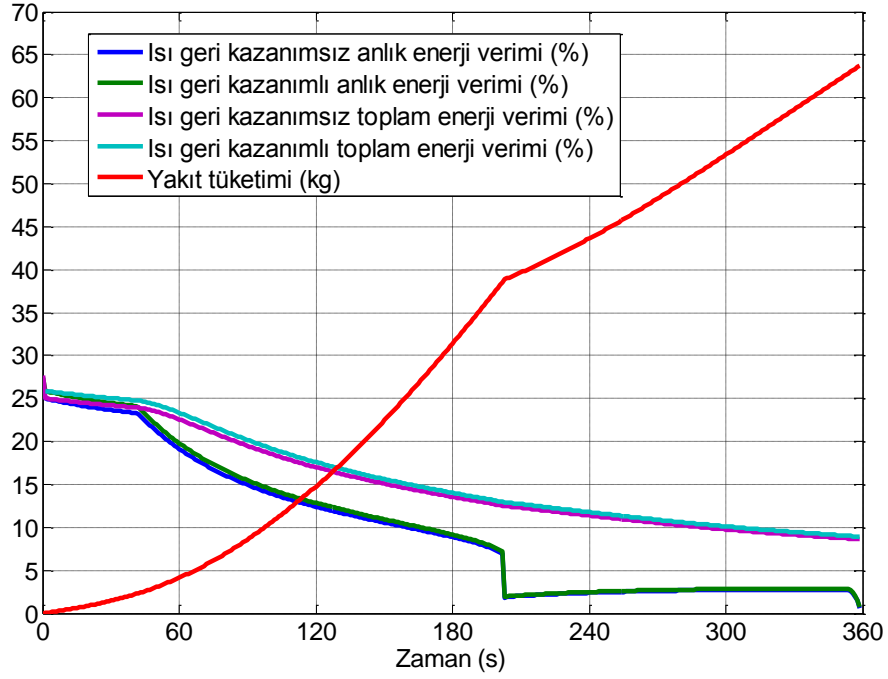
Şekil 3.11. Dodecene alt ısı değeri ve özgül kimyasal ekserjilerinin irtifa ile değişimi

3.4.4. Enerji verimleri

Dodecene yakıtla enerji verimlerinin tüm uçuş profili boyunca değişimi Şekil 3.12’de, alçalma ve iniş safhasından itibaren yeniden başlanarak hesaplanan değerleri Şekil 3.13’te (yakıt tüketim miktarlarıyla birlikte), maksimum ve minimum değerleriyle ilgili bilgiler Çizelge 3.2’de verilmiştir. Kalkış koşusu başlangıcında İHA hızı ve dolayısıyla itki işi sıfırdır ve yalnızca İHA sistemleri için üretilen iş bulunmaktadır. Bu nedenle, bu sırada enerji verimleri yaklaşık sıfır (% 0. 2) çıkmaktadır.



Şekil 3.12. Dodecene yakıtla enerji verimlerinin uçuş profili boyunca değişimi



Şekil 3.13. Dodecene yakıtla alçalma ve iniş safhası boyunca enerji verimleri ve yakıt tüketimi

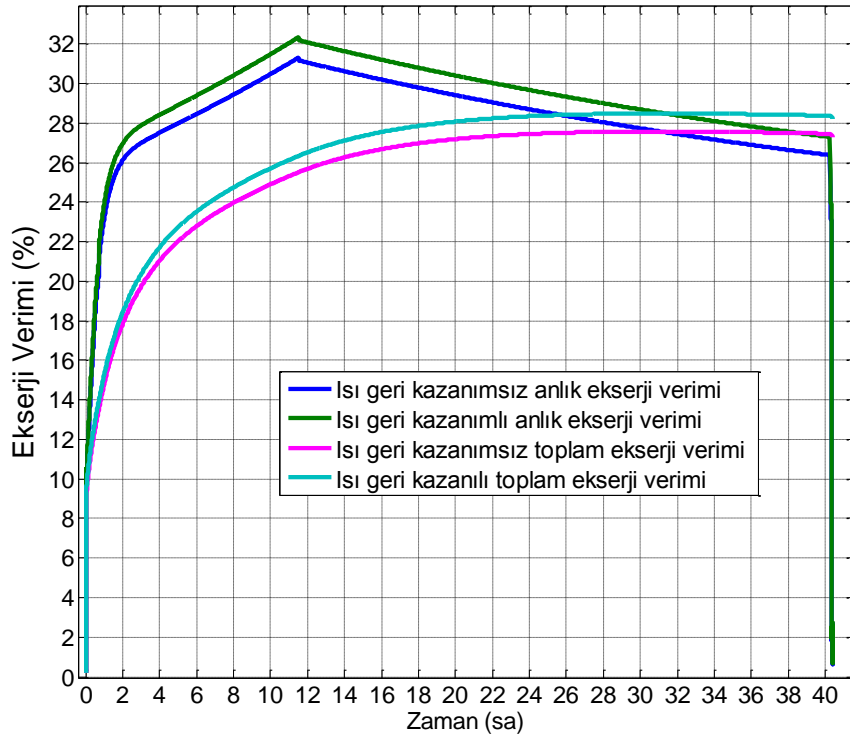
Çizelge 3.2. Dodecene yakıtla maksimum ve minimum enerji verimleri ve ilgili diğer bilgiler

Enerji Verimi	Minimum Bilgileri				Maksimum Bilgileri			
	η (%)	$W_{f,tük}/W_{f0}$ (%)	İrtifa (m)	Zaman (sa:dk)	η (%)	$W_{f,tük}/W_{f0}$ (%)	İrtifa (km)	Zaman (sa:dk)
Isı geri kazanımsız anlık	0.2	~0	0	0:0	31.49	36	16	11:31
Isı geri kazanımlı anlık	0.2	~0	0	0:0	32.52	36	16	11:31
Isı geri kazanımsız toplam	0.2	~0	0	0:0	27.75	75 – 85	16	30:16 – 31:58
Isı geri kazanımlı toplam	0.2	~0	0 m	0:0	28.67	79 – 82	16	30:34 – 32:02

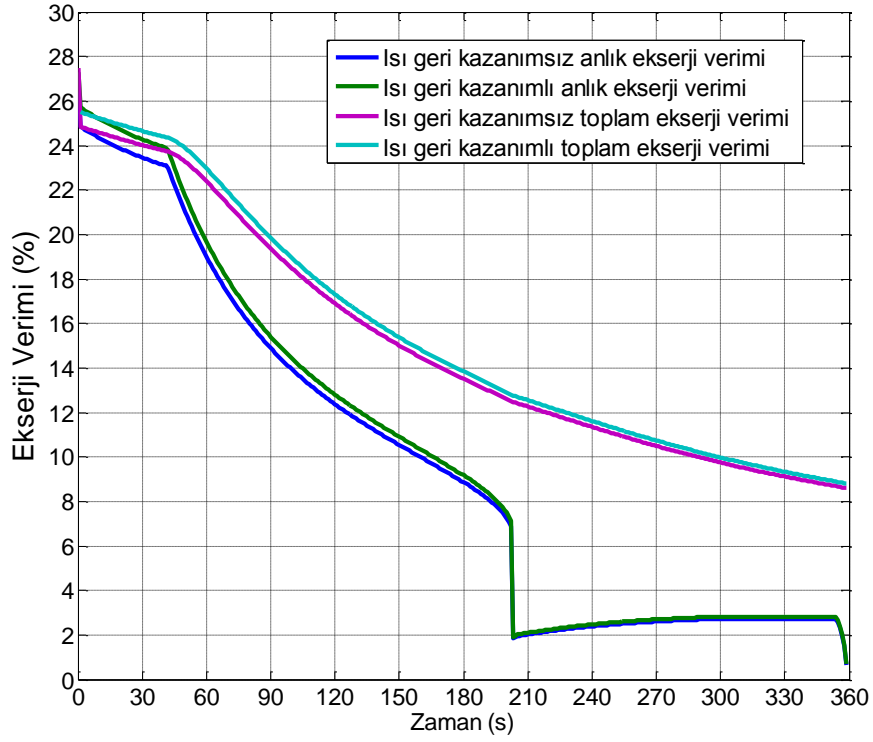
3.4.5. Ekserji verimleri

Dodecene yakıtla tüm uçuş profili boyunca ekserji verimleri Şekil 3.14’te, alçalma ve iniş safhasında ekserji verimleri Şekil 3.15’te, maksimum ve minimum değerleriyle ilgili bilgiler Çizelge 3.3’te verilmiştir. Anlık ekserji verimlerinin irtifayla birlikte artmasının iki nedeni vardır: 1) uçuş hızının artması (bkz. Şekil 3.9) nedeniyle itki işinin (F.V) artması, 2) türbin giriş sıcaklığının dış hava sıcaklığına oranının artması (bkz. Şekil 3.10) nedeniyle motor ısı verimlerinin artması. 11 – 16 km irtifalar arasında dış hava sıcaklığı sabitken YBT giriş sıcaklığı, DBT giriş sıcaklığının sınır değerleri aşmaması için, azaltılmaktadır. Bu durum, motor ısı verimlerininve dolayısıyla ekserji verimlerinin azalmasına yol açmaktadır.

Şekil 3.14 ve Çizelge 3.3’ten görüleceği üzere, toplam ekserji verimleri ısı geri kazanımsız % 79 – 81, ısı geri kazanımlı % 76 – 85 yakıt tüketim oranlarından sonra düşmektedir. Bunun nedeni, azalan İHA ağırlığıyla birlikte, sabit irtifa, sabit hız şartlarını koruyabilmek için, gerekli ve dolayısıyla üretilen itkinin azalmasıdır.



Şekil 3.14. Dodecene yakıtla tüm uçuş profili boyunca ekserji verimleri



Şekil 3.15. Dodecene yakıtla alçalma ve iniş safhasında ekserji verimleri

Çizelge 3.3. Dodecene yakıtla maksimum ve minimum ekserji verimleri ve ilgili diğer bilgiler

Ekserji Verimi	Minimum Bilgileri				Maksimum Bilgileri			
	η_{ex} (%)	$W_{f,tük}/W_{f0}$ (%)	İrtifa (m)	Zaman (sa:dk)	η_{ex} (%)	$W_{f,tük}/W_{f0}$ (%)	İrtifa (km)	Zaman (sa:dk)
Isı geri kazanımsız anlık	0.2	~0	0	0:0	31.30	36	16	11:31
Isı geri kazanımlı anlık	0.2	~0	0	0:0	32.33	36	16	11:31
Isı geri kazanımsız toplam	0.2	~0	0	0:0	27.58	79 – 81	16	30:34 – 31:38
Isı geri kazanımlı toplam	0.2	~0	0	0:0	28.48	76 – 85	16	29:10 – 33:34

3.4.6. Atık ekserjiler

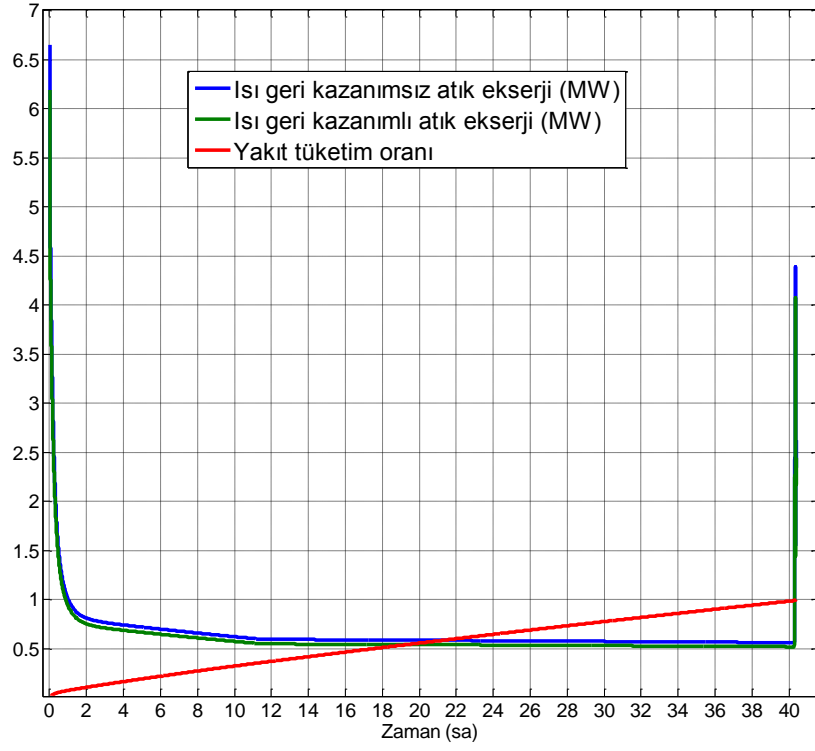
Dodecene yakıtla tüm uçuş profili boyunca anlık atık ekserjiler Şekil 3.16’da, toplam atık ekserjiler Şekil 3.17’de, yalnız alçalma ve iniş safhasında toplam atık ekserjiler Şekil 3.18’de, anlık atık ekserjilerin maksimum ve minimum bilgileri Çizelge 3.4’te verilmiştir. Toplam atık ekserjilerin uçuş profili başlangıcında minimum ve sonunda maksimum olacağı açıktır.

Artan irtifayla birlikte motor ekserji veriminin artması ve kullanılan gücün düşmesi, anlık atık ekserjinin irtifayla birlikte hızlı bir şekilde azalmasını sağlamaktadır. Uçuş profili sonunda ısı geri kazanımsız toplam atık ekserji miktarı 94.87 GJ, ısı geri kazanımlı toplam atık ekserji miktarı 87.77 GJ değerine ulaşmaktadır. Yakıtın egzoz gazlarıyla % 100 etkinlikle ısıtılması halinde 7.09 GJ (~ % 7.48) atık ekserjinin geri kazanılabileceği görülmektedir.

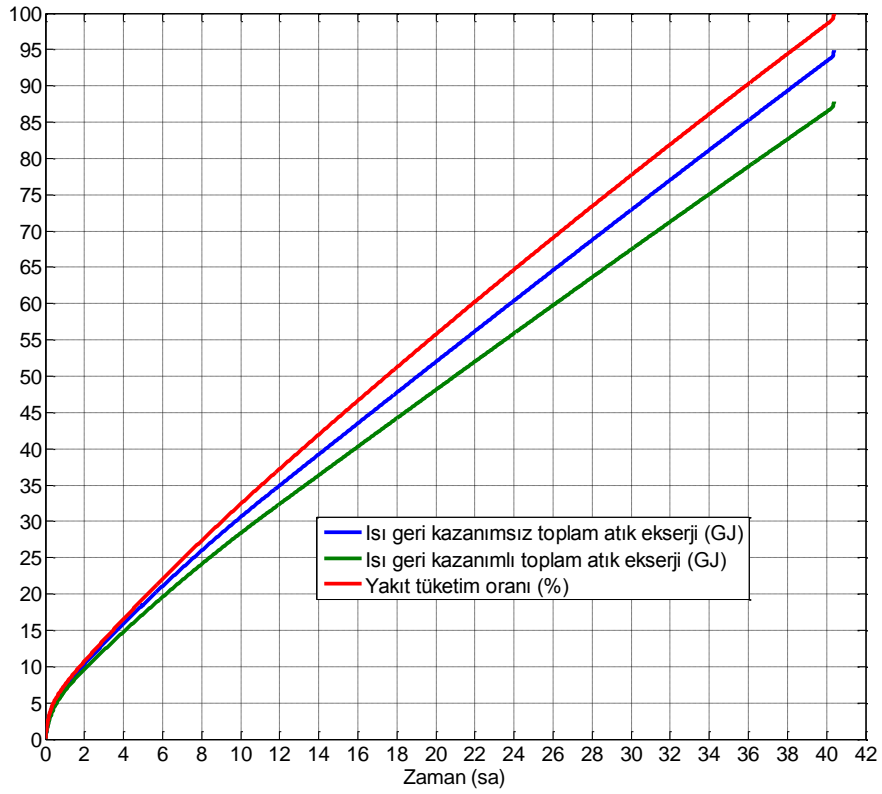
Alçalma ve iniş safhasında yakıt tüketimi, tüm depolama oranları için aynıdır. Kerozen gibi % 90’ın üzerinde depolama oranları mümkün yakıtlar için alçalma ve iniş safhasında harcanan yakıt miktarı % 1 civarında olacağı için, bu süreç ayrıca incelenmemiştir. Pratikte depolama oranları % 10’dan küçük ve iniş safhasında harcanan yakıt miktarı % 3’ten büyük olan hidrojen içinse bu süreç performansları ayrıca incelenmiştir.

Çizelge 3.4. Dodecene yakıtla maksimum ve minimum atık ekserjiler ve ilgili diğer bilgiler

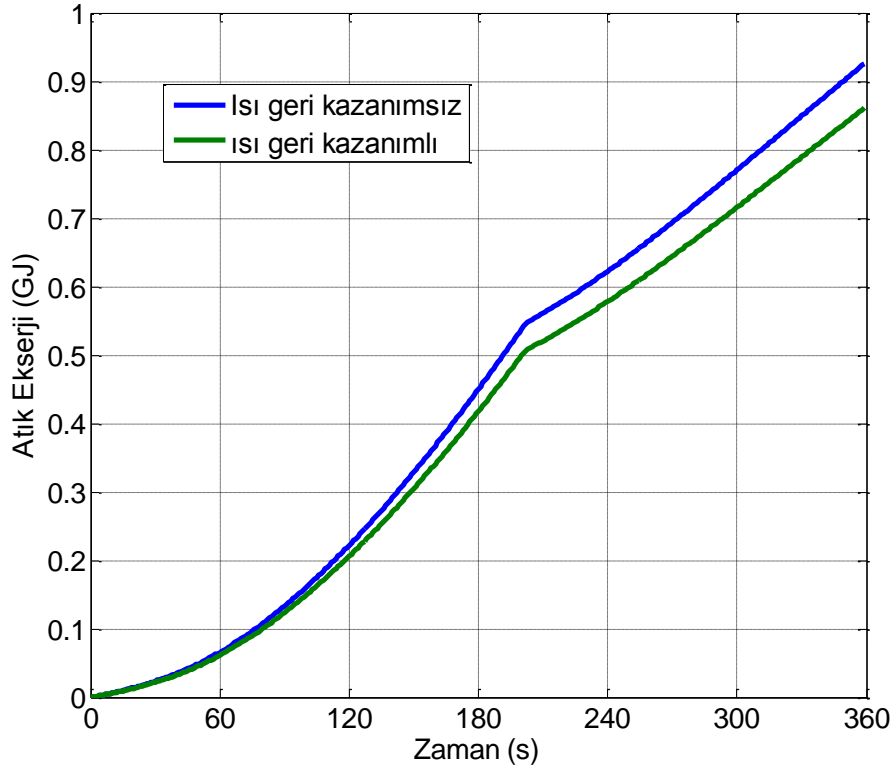
Atık Ekserji Miktarı	Minimum Bilgileri				Maksimum Bilgileri			
	$\dot{E}x_{atk}$	$W_{f,tük}/W_{f0}$	İrtifa (km)	Zaman (sa:dk)	$\dot{E}x_{atk}$	$W_{f,tük}/W_{f0}$	İrtifa (m)	Zaman (sa:dk)
Isı geri kazanımsız anlık	562 (kW)	% 99	16	40:18	6.65 (MW)	% 0	0	0:0
Isı geri kazanımlı anlık	520 (kW)	% 99	16	40:18	6.18 (MW)	% 0	0	0:0
Isı geri kazanımsız toplam	0 (MW.sa)	% 0	0	00:00	26.37 (MW.sa)	% 100	0	40:24
Isı geri kazanımlı toplam	0 (MW.sa)	% 0	0	00:00	26.13 (Mw.sa)	% 100	0	40:24



Şekil 3.16. Dodecene yakıtla anlık atık ekserjilerin zamanla değişimi



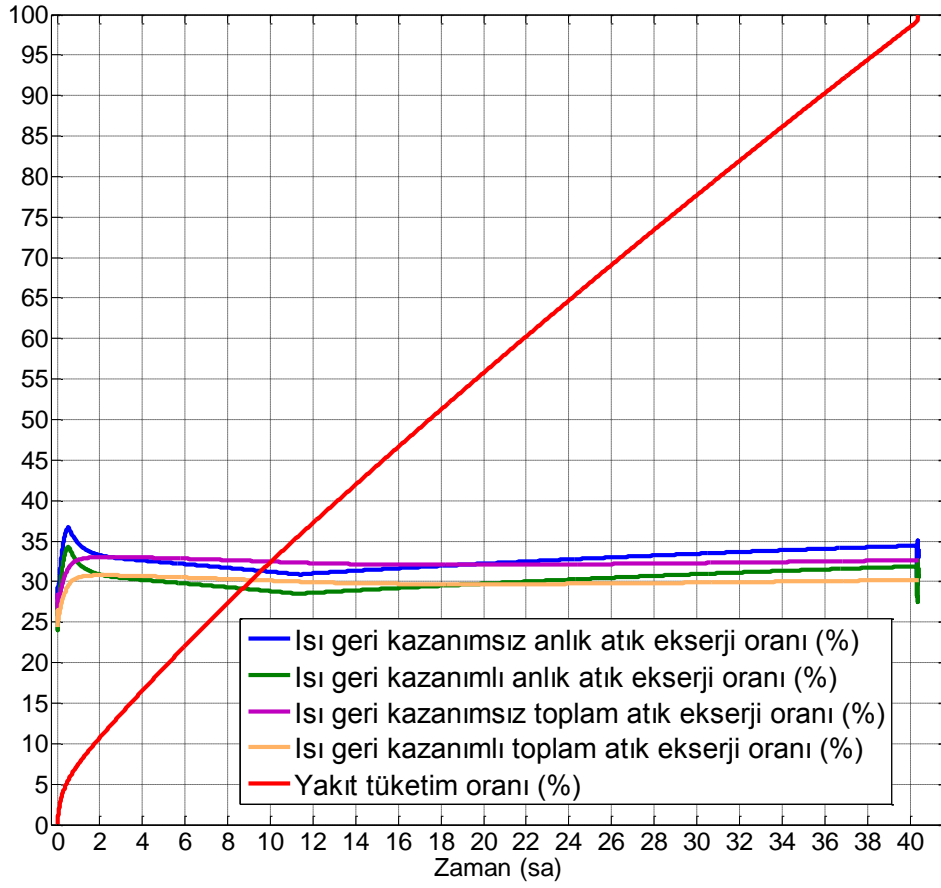
Şekil 3.17. Dodecene yakıtla tüm uçuş profili boyunca toplam atık ekserjiler



Şekil 3.18. Dodecene yakıtla alçalma ve iniş safhası boyunca toplam atık ekserjiler

3.4.7. Atık ekserji oranları

Dodecene yakıtla anlık ve toplam atık ekserji oranlarının tüm uçuş profili boyunca değişimi Şekil 3.19'da, minimum ve maksimum değerleriyle ilgili bilgiler Çizelge 3.5'te verilmiştir. Tüm atık ekserji oranlarının genel olarak % 30 – 35 aralığında yer aldığı görülmektedir. Yakıtın egzoz gazlarıyla % 100 etkinlikte ısıtılması halinde, alçalma safhasının hemen başında, anlık atık ekserji oranlarında maksimum ~% 2.65, toplam atık ekserji oranlarında maksimum ~% 2.52'lik bir iyileştirme (azalma) potansiyeli bulunmaktadır.



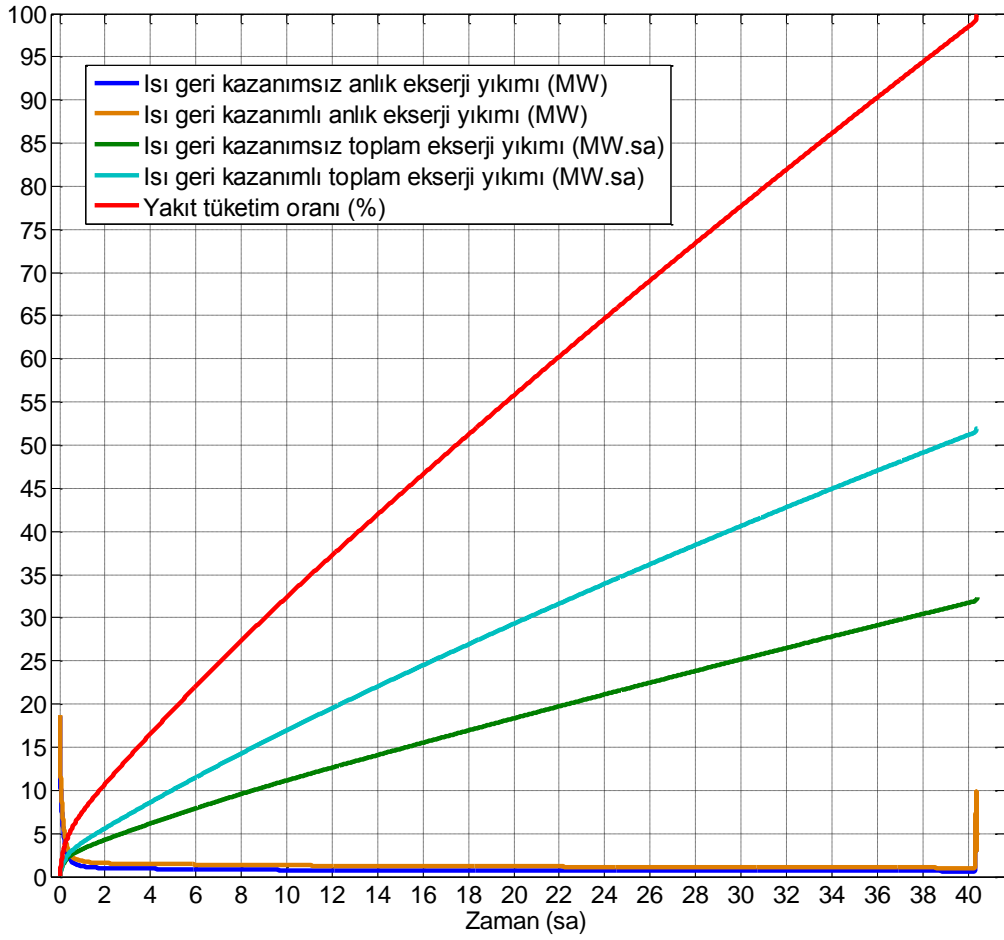
Şekil 3.19. Dodecene yakıtla tüm uçuş profili boyunca atık ekserji oranları

Çizelge 3.5. Dodecene yakıtla maksimum ve minimum atık ekserji oranları ve ilgili diğer bilgiler

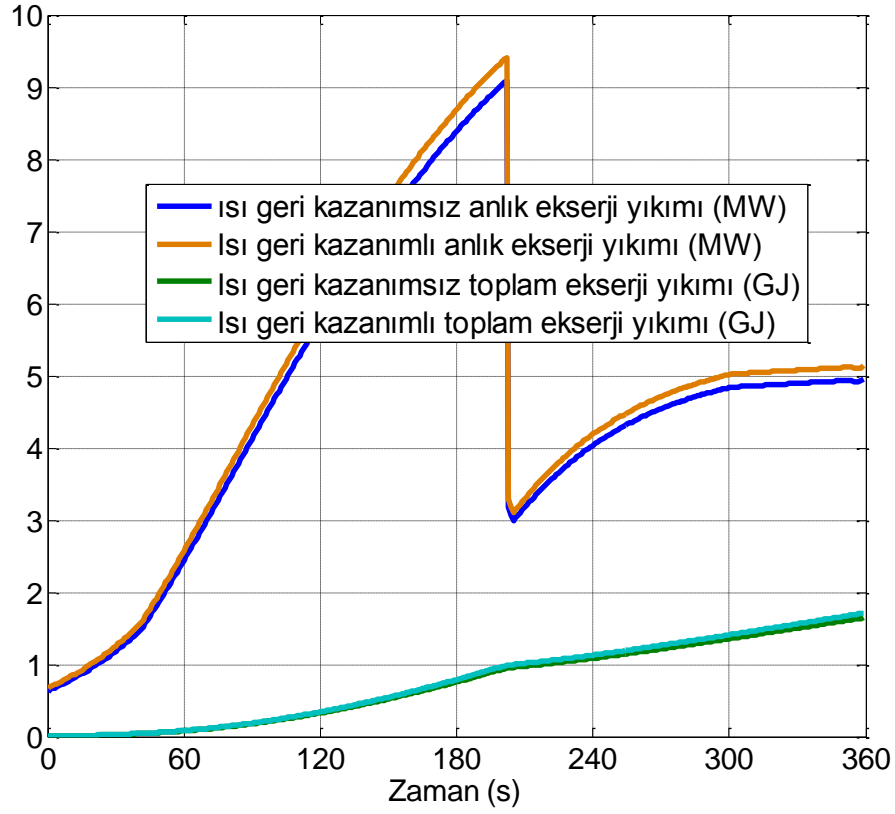
Atık Ekserji Oranı	Minimum Bilgileri				Maksimum Bilgileri			
	Değer (%)	$W_{f,tük} / W_{f0}$ (%)	İrtifa (m)	Zaman (sa:dk)	Değer (%)	$W_{f,tük} / W_{f0}$ (%)	İrtifa (km)	Zaman (sa:dk)
Isı geri kazanımsız anlık	25.86	0	0	0:0	36.75	5.6	11	00:32
Isı geri kazanımlı anlık	24.45	0	0	0:0	34.36	5.6	11	00:32
Isı geri kazanımsız toplam	25.86	0	0	0:0	33.05	11.83 – 12.36	14.4 – 14.5	02:22 – 02:34
Isı geri kazanımlı toplam	24.45	0	0	0:0	31.79	10.8 – 11.82	14.3 – 14.4	02:02 – 02:22

3.4.8. Ekserji yıkımı

Dodecene yakıtla tüm uçuş profili boyunca anlık ve toplam ekserji yıkım miktarları Şekil 3.20’de, alçalma ve iniş safhasında ekserji yıkımları Şekil 3.21’de, maksimum ve minimum değerleri ve ilgili bilgiler Çizelge 3.6’da verilmiştir. Grafiklerden ısı geri kazanımının ekserji yıkımını artırdığı görülmektedir.



Şekil 3.20. Dodecene yakıtla tüm uçuş profili boyunca ekserji yıkımları



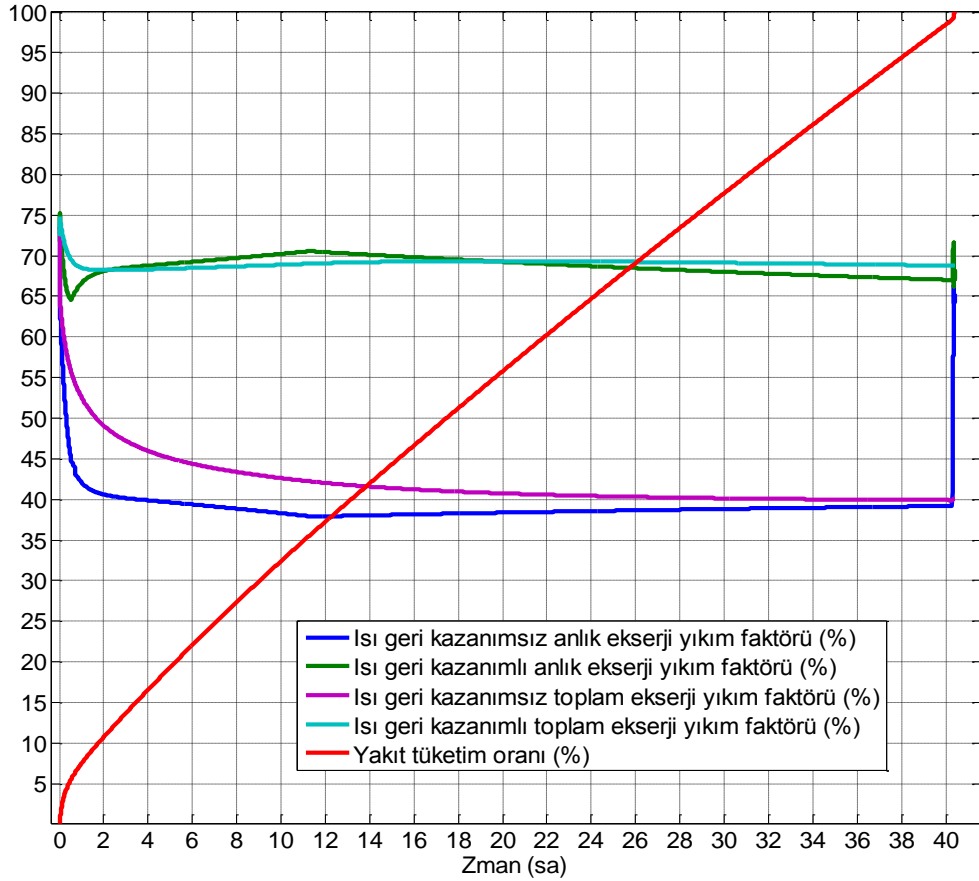
Şekil 3.21. Dodecene yakıtla alçalma ve iniş safhası boyunca ekserji yıkımları

Çizelge 3.6. Dodecene yakıtla maksimum ve minimum ekserji yıkımları ve ilgili bilgiler

Ekserji Yıkımı	Minimum Bilgileri				Maksimum Bilgileri			
	Değer	$W_{f,tük} / W_{f0}$ (%)	İrtifa	Zaman (sa:dk)	Değer	$W_{f,tük} / W_{f0}$	İrtifa	Zaman (sa:dk)
Isı geri kazanımsız anlık	640 kW	99	16 km	40:18	18.6 MW	% 0	0 m	00:00
Isı geri kazanımlı anlık	1019 kW	99	16 km	40:18	18.71 MW	% 0	0 m	00:00
Isı geri kazanımsız toplam	0	0	0 m	00:00	32.36 MW.sa	% 100	0 m	40:24
Isı geri kazanımlı toplam	0	0	0 m	00:00	51.97 MW.sa	% 100	0 m	40:24

3.4.9. Ekserji yıkım faktörü

Dodecene yakıtla anlık ve toplam ekserji yıkım faktörlerinin zamanla değişimi Şekil 3.22’de, maksimum ve minimum değerleriyle ilgili bilgiler Çizelge 3.7’de verilmiştir. Isı geri kazanımı, bir yandan (ısı geçişleri ve entropi artışları nedeniyle) ekserji yıkımını artırırken diğer taraftan motora giren yakıt ve dolayısıyla ekserji miktarında azalmaya neden olduğundan, ekserji yıkım faktörünü büyük oranda artırmaktadır. Kalkış koşusu başlangıcında ekserji yıkım faktörlerinin maksimum oluşlarının nedeni, İHA hızının sıfır olması nedeniyle itki işinin sıfır olmasıdır.



Şekil 3.22. Dodecene yakıtla uçuş profili boyunca ekserji yıkım faktörleri

Çizelge 3.7. Dodecene yakıtla maksimum ve minimum ekserji yıkım faktörü değerleri ve ilgili diğer bilgiler

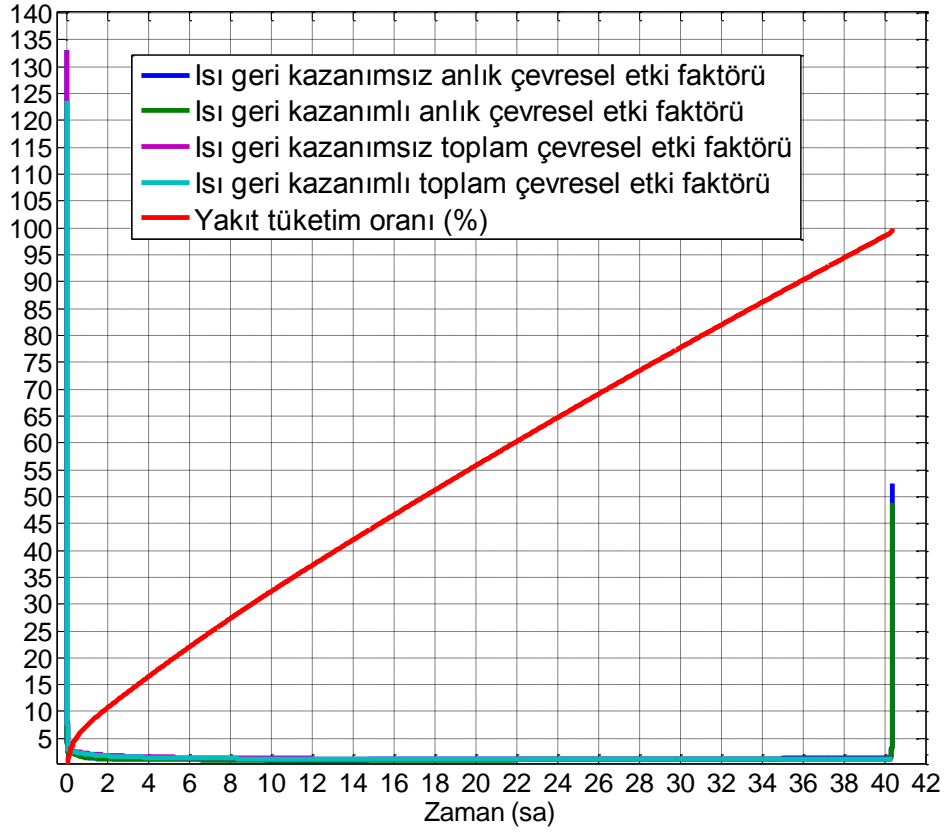
Ekserji Yıkım Faktörü	Minimum Bilgileri				Maksimum Bilgileri			
	Değer (%)	$W_{f,tük} / W_{f0}$ (%)	İrtifa	Zaman (sa:dk)	Değer (%)	$W_{f,tük} / W_{f0}$ (%)	İrtifa	Zaman (sa:dk)
Isı geri kazanımsız anlık	37.96	38.57-38.94	16 km	12:35 - 12:44	73.53	0	0 m	00:00
Isı geri kazanımlı anlık	64.52	5.54	~11 km	00:32	75.24	0	0 m	00:00
Isı geri kazanımsız toplam	39.9	97.7 - 99	16 km	39:39-40:20	73.53	0	0 m	00:00
Isı geri kazanımlı toplam	68.22	10.36 - 12.46	~14 km	01:54 - 02:35	74.79	0	0 m	00:00

3.4.10. Çevresel etki faktörü

Dodecene yakıtla anlık ve toplam çevresel etki faktörlerinin zamanla değişimi Şekil 3.23'te, maksimum ve minimum değerleriyle ilgili bilgiler Çizelge 3.8'de verilmiştir. Değerler birbirine çok yakın olduğundan grafik üzerinde ayırt edilememektedirler.

Çizelge 3.8. Dodecene yakıtla maksimum ve minimum çevresel etki faktörü değerleri ve ilgili diğer bilgiler

Çevresel Etki Faktörü	Minimum Bilgileri				Maksimum Bilgileri			
	Değer	$W_{f,tük} / W_{f0}$ (%)	İrtifa (km)	Zaman (sa:dk)	Değer (%)	$W_{f,tük} / W_{f0}$ (%)	İrtifa (m)	Zaman (sa:dk)
Isı geri kazanımsız anlık	~0.98	~36	16	~11:30	132.99	0	0	00:00
Isı geri kazanımlı anlık	~0.91	~35.5	~16	~11:18	123.76	0	0	00:00
Isı geri kazanımsız toplam	~1.17	67.24 - 82.86	16	25:10 - 32:28	132.99	0	0	00:00
Isı geri kazanımlı toplam	~1.09	57.24 - 90.59	16	20:40 - 36:10	123.76	0	0	00:00



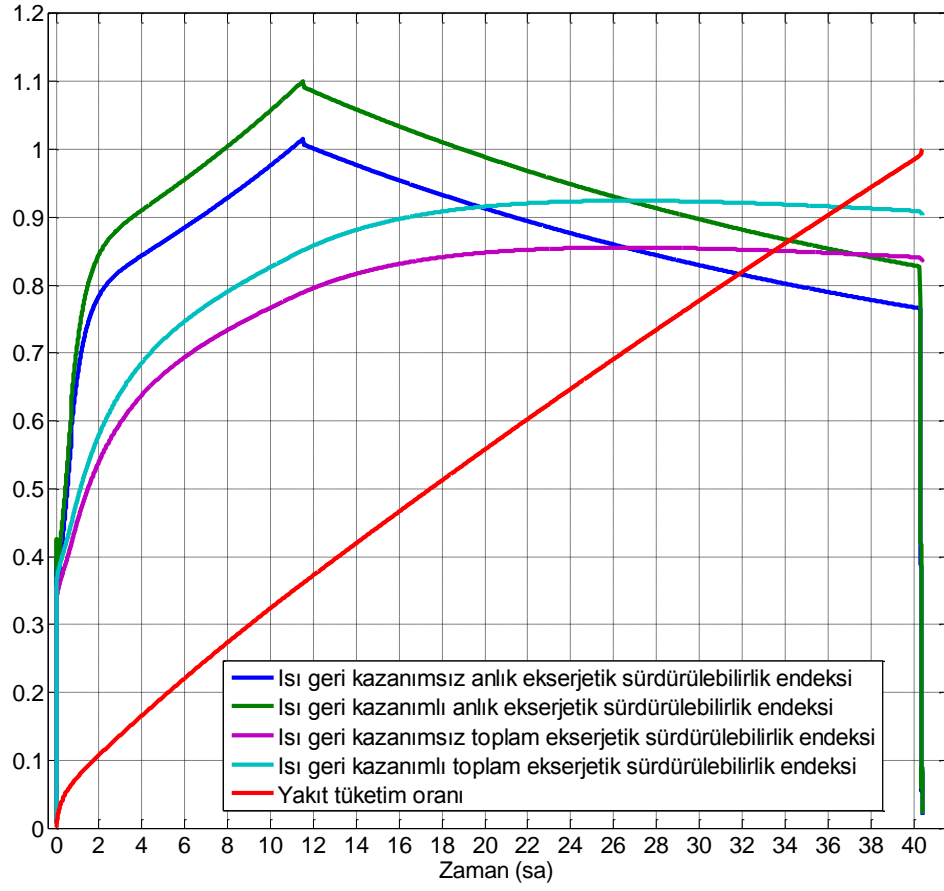
Şekil 3.23. Dodecene yakıtla tüm uçuş profili boyunca çevresel etki faktörleri

3.4.11. Ekserjetik sürdürülebilirlik endeksi

Dodecene yakıtla anlık ve toplam ekserjetik sürdürülebilirlik endekslerinin zamanla değişimi Şekil 3.24'te, maksimum ve minimum değerleriyle ilgili bilgiler Çizelge 3.9'da verilmiştir. Isı geri kazanımı, atık ekserji miktarını azalttığından, ekserjetik sürdürülebilirlik endeksini artırmaktadır. Isı geri kazanımının ekserjetik sürdürülebilirlik endeksini iyileştirme potansiyelinin zamanla değişimi Şekil 3.25'te verilmiştir. Bu potansiyel, ısı geri kazanım etkinliği % 100 kabul edilerek,

$$\theta_{iyilestirme,pot} = \left(\frac{\theta_{ısı\ geri\ kazanımlı} - \theta_{ısı\ geri\ kazanımsız}}{\theta_{ısı\ geri\ kazanımsız}} \right) \cdot 100 \quad (3.1)$$

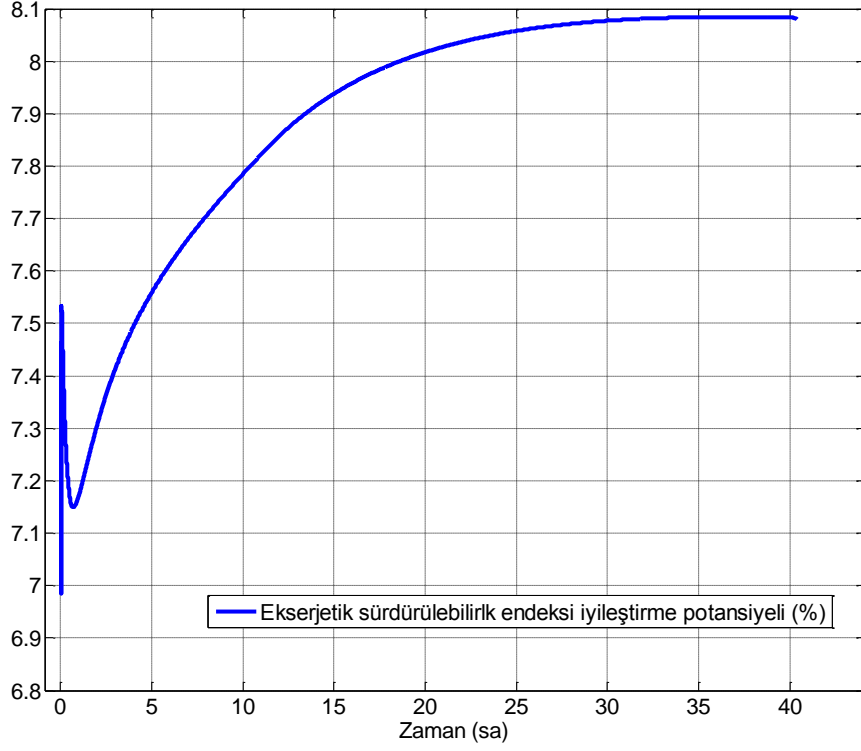
şeklinde hesaplanmıştır.



Şekil 3. 24. Dodecene yakıtla uçuş profili boyunca ekserjetik sürdürülebilirlik endeksleri

Çizelge 3.9. Dodecene yakıtla maksimum ve minimum ekserjetik sürdürülebilirlik endeksi değerleri ve ilgili diğer bilgiler

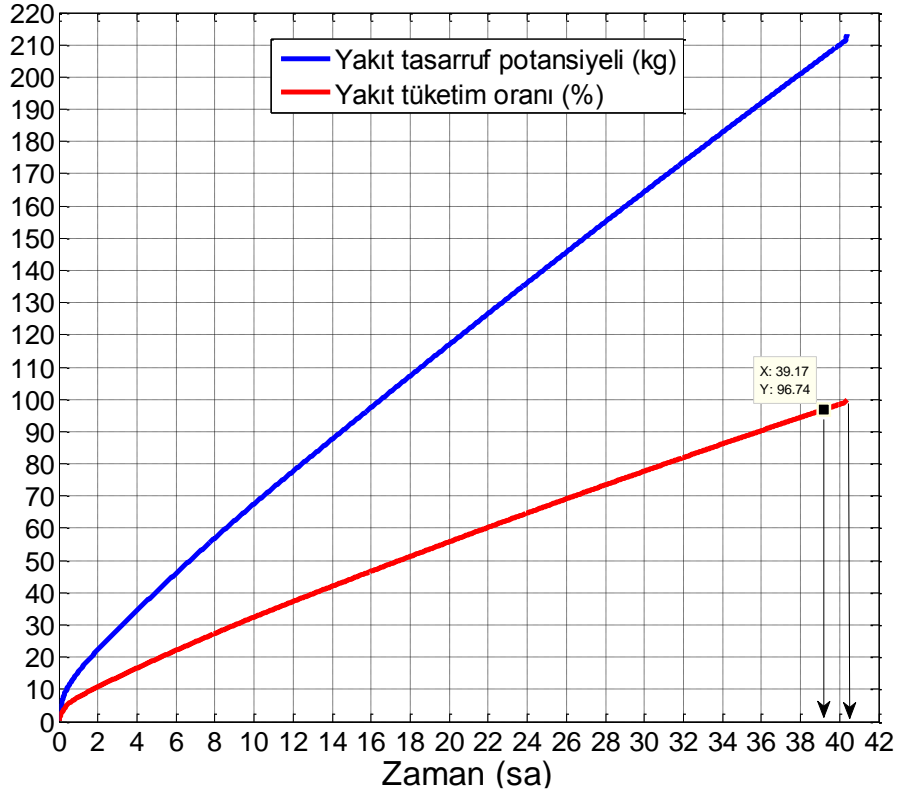
Ekserjetik Sürdürülebilirlik Endeksi	Minimum Bilgileri				Maksimum Bilgileri			
	Değer	$W_{f,tük} / W_{f0}$ (%)	İrtifa	Zaman (sa:dk)	Değer (%)	$W_{f,tük} / W_{f0}$ (%)	İrtifa	Zaman (sa:dk)
Isı geri kazanımsız anlık	0	0	0 m	00:00	1.015	36	16 km	11:31
Isı geri kazanımlı anlık	0	0	0 m	00:00	1.10	36	16 km	11:31
Isı geri kazanımsız toplam	0	0	0 m	00:00	0.855	68.4 – 72.1	16 km	25:43 – 27:28
Isı geri kazanımlı toplam	0	0	0 m	00:00	0.924	68.9 - 72.4	16 km	25:57 – 27:33



Şekil 3.25. Dodecene yakıtın egzoz gazlarıyla ısıtılması halinde ekserjetik sürdürülebilirlik endeksi iyileştirme potansiyelleri

3.4.12. Yakıt tasarruf potansiyeli

Dodecene yakıtın yanma odasına gönderilmeden önce egzoz gazlarıyla % 100 etkinlikte ısıtılması halinde toplam yakıt tasarruf potansiyelinin zamanla değişimi Şekil 3.26'da verilmiştir. Yakıtın egzoz gazlarıyla ısıtılması halinde uçuş profili sonunda 213.44 kg'lık bir yakıt tasarrufu mümkün görünmektedir. Bu miktarın tasarruf edilmesi, % 96.75 yakıt tüketim oranına ve uçuşun 39 saat 10. dakikasına karşılık gelmektedir. Tasarruf edilen yakıt miktarını taşımak için yakıt tüketiminde artış ihmal edilecek olursa, tasarruf edilen yakıtla elde edilebilir ilave uçuş süresi (yaklaşık 1 saat 14 dakika) Şekil 2.26'da oklarla gösterilmiştir.

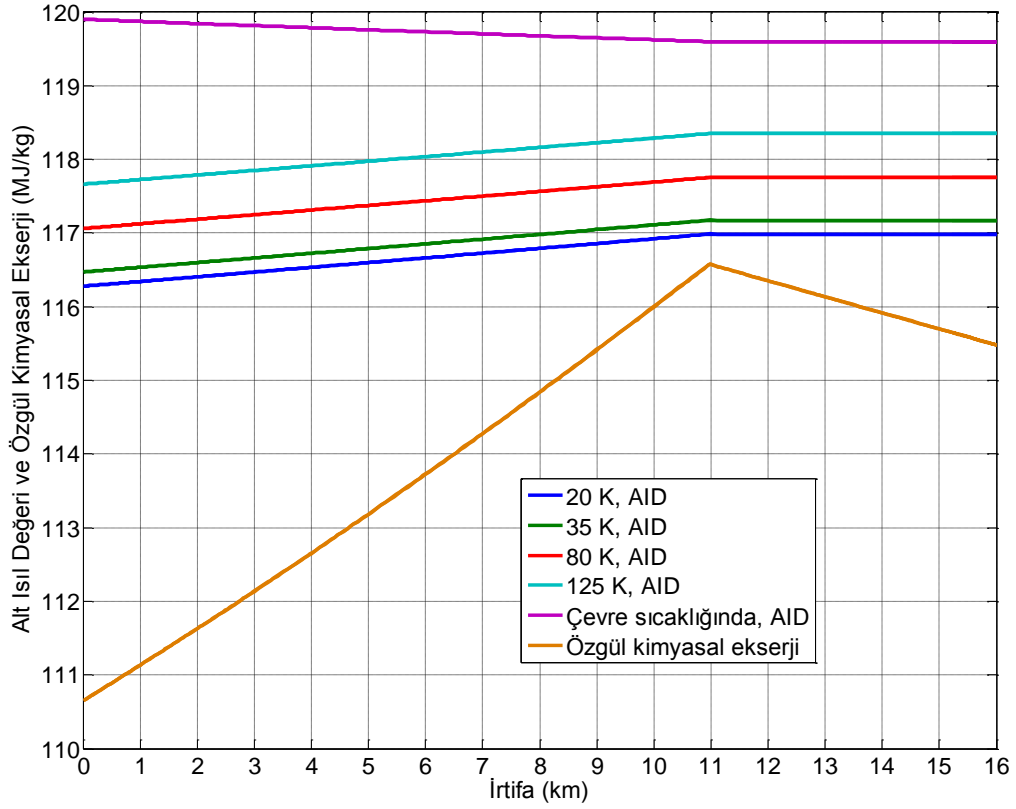


Şekil 3.26. Dodecene yakıtın egzoz gazlarıyla ısıtılması halinde yakıt tasarruf potansiyeli

3.5. Hidrojen Yakıt İçin Elde Edilen Sonuçlar

3.5.1. Yakıt alt ısı değerleri ve özgül kimyasal ekserjileri

2. Bölüm'de (2.52) – (2.55) denklemleriyle açıklandığı üzere, yakıt alt ısı değeri, depolama sıcaklığı ile birlikte değişmektedir. 20 K, 35 K, 80 K, 125 K ve çevre sıcaklığında depolanan hidrojen yakıtların hesaplanan alt ısı değerlerinin irtifayla değişimleri Şekil 3.27'de verilmiştir. Şekil üzerinden, çevre sıcaklığında depolanan hidrojen alt ısı değeri ile 20 K sıcaklıkta depolanan hidrojen alt ısı değeri arasında deniz seviyesinde % 3, 16 km irtifada % ~2.2'lik bir fark olduğu görülebilir.

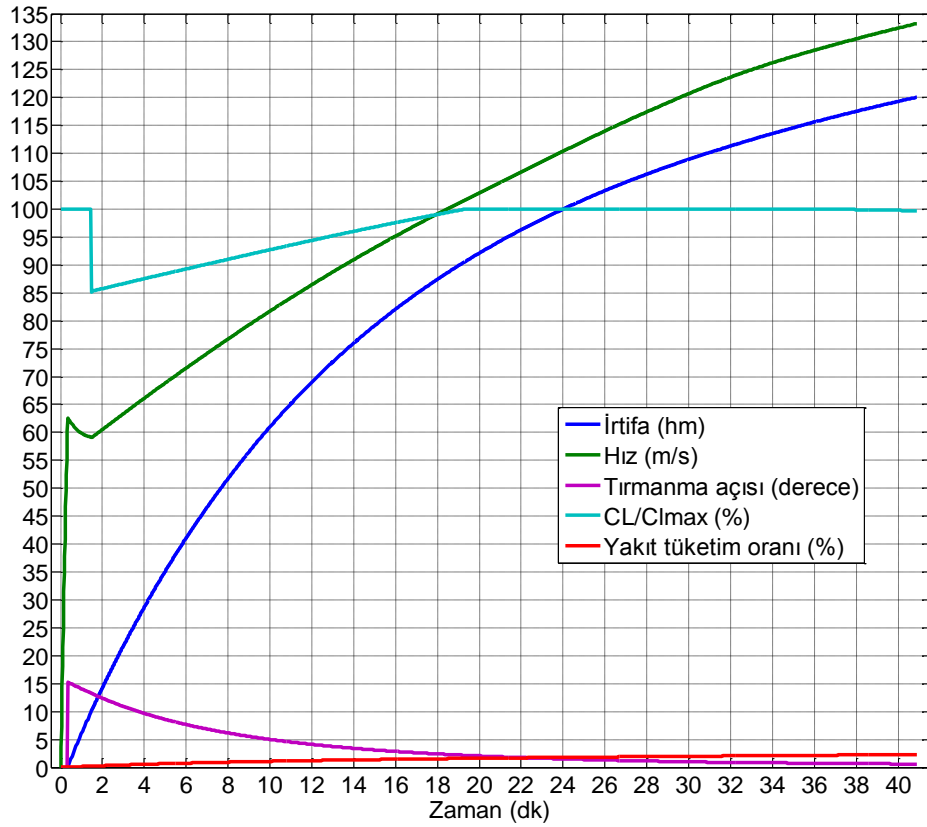


Şekil 3.27. Hidrojenin alt ısıl değeri ve özgül kimyasal ekserjisinin irtifayla değişimi

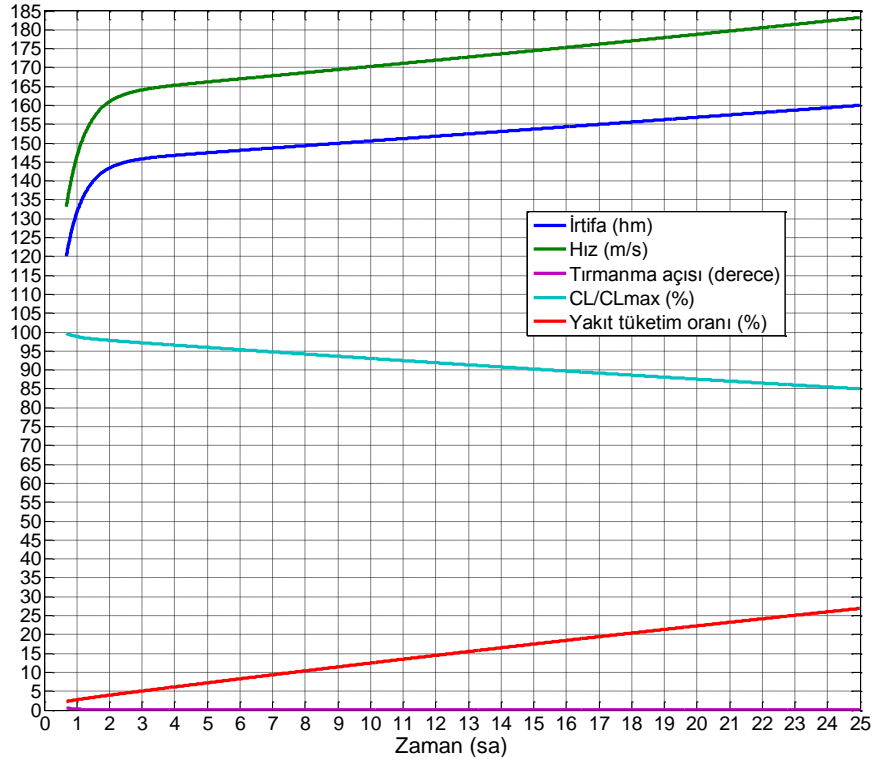
Yakıtın yanma odasına depolama sıcaklığında girdiğini kabul etmek, tüm motor ve uçuş performans hesaplarının her bir depolama sıcaklığı için ayrı ayrı hesaplanmasını gerektireceğinden, bu çalışmanın hacmini gereksiz bir şekilde artıracaktı. Diğer taraftan, yakıtın depodan yanma odasına tümüyle adyabatik bir süreçle ulaşması çok gerçekçi olmayacaktı. Yakıt deposu ile yanma odası girişi arasında ısı geçişlerinin ayrıntılı bir şekilde ele alınmadığı bir çalışmanın ise bu konuyla ilgili literatüre önemli bir katkısı olmayacağı düşünülmüştür. Bu nedenlerle, tüm depolama sıcaklıklarında yakıt debileri, yakıtların yanma odasına çevre sıcaklığında girdiği kabul edilerek hesaplanmış, ısı geri kazanımı (yakıtın egzoz gazlarıyla ısıtılması) halinde performans ve tasarruf potansiyelleri ayrıca hesaplanmıştır. Isı geri kazanımının 2. Bölüm’de Şekil 2.12 ile gösterilen sistem ve % 100 etkinlikle sağlandığı kabul edilmiştir.

3.5.2. Uçuş profili

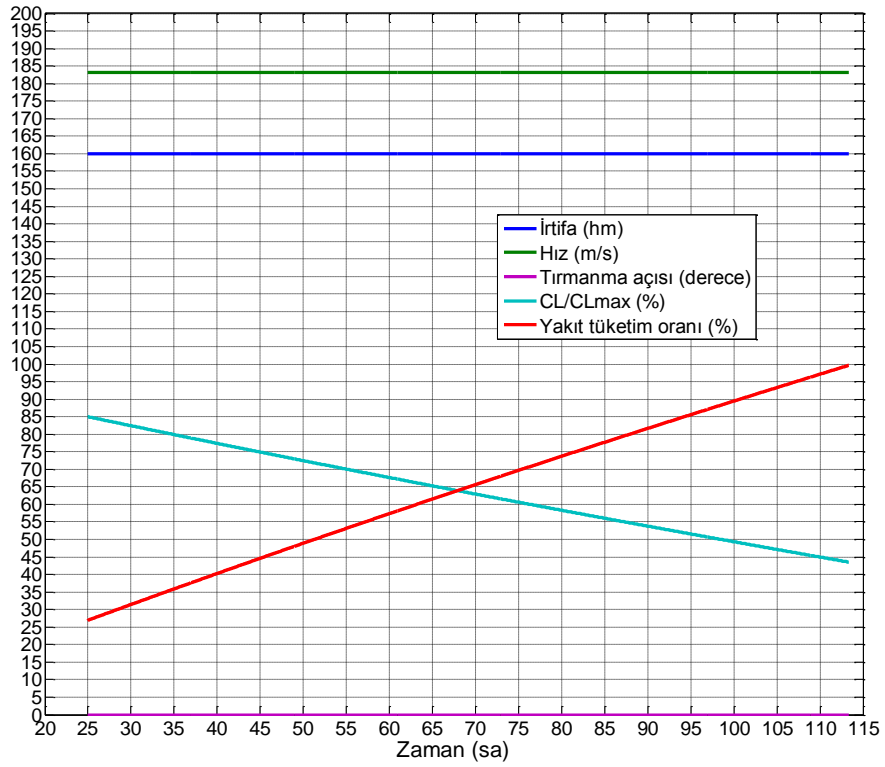
Dodecene yakıtta olduğu gibi hidrojen yakıtla uçuş ta da görev yükünün 12 km'den itibaren çalışmaya başladığı kabul edilmiştir. İHA yaklaşık 12 km'ye 40 dk 54 saniyede ulaşmakta ve bu sırada tırmanma açısı $\sim 0.59^\circ$ olmaktadır. Alçalma ve iniş safhasında iniş meydanına yaklaşma (ulaşma), bekleme ve meydan turu gibi süreçler olmadığı kabul edilerek bu safhada harcanan yakıt miktarı 24.85 kg hidrojen olarak hesaplanmıştır. Dolayısıyla alçalma ve iniş safhası yakıt deposunda bu miktarda hidrojen kaldığı anda başlatılmıştır. İHA uçuş profili, 0 – 12 km'ye tırmanma, 12 km'den – 16 km'ye tırmanma, düz uçuş, alçalma ve iniş safhaları şeklinde incelenmiştir. Bu safhalara ait grafikler sırasıyla Şekil 3.28 – Şekil 3.31'de verilmiştir.



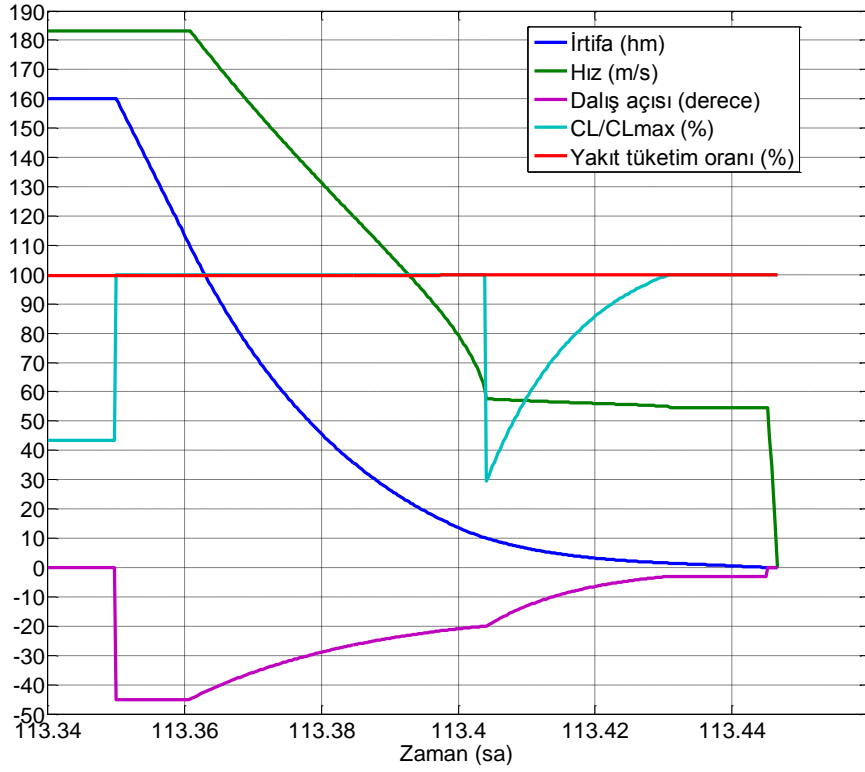
Şekil 3.28. Hidrojen yakıtla 0 – 12 km irtifalar arasında uçuş profili



Şekil 3.29. Hidrojen yakıtla 12 – 16 km irtifalar arasında uçuş profili



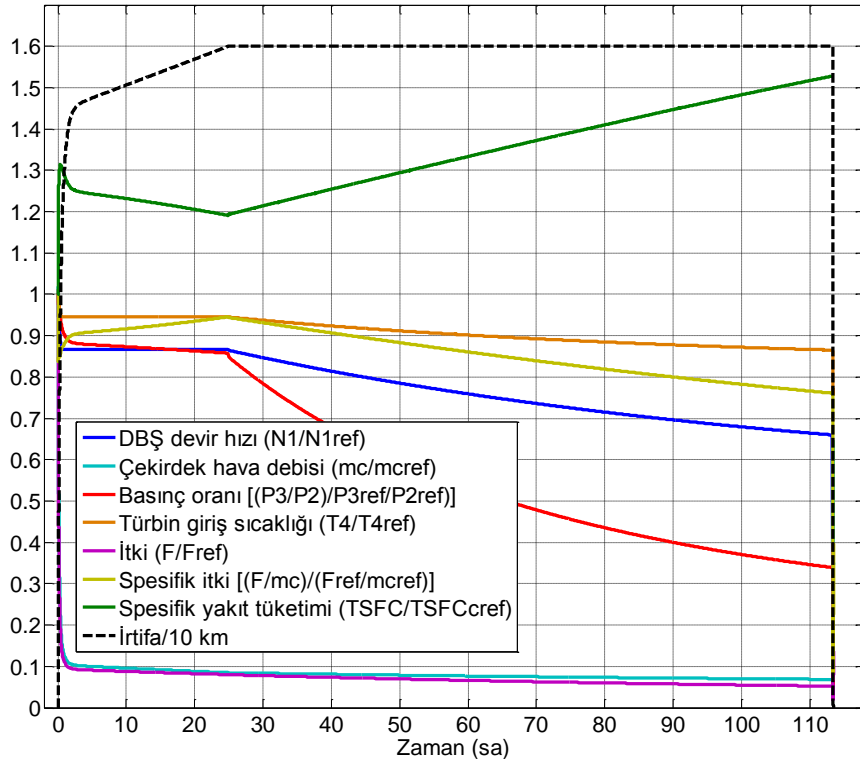
Şekil 3.30. Hidrojen yakıtla düz uçuş (seyir) safhası



Şekil 3.31. Hidrojen yakıtla alçalma ve iniş safhası

3.5.3. Motor performansları

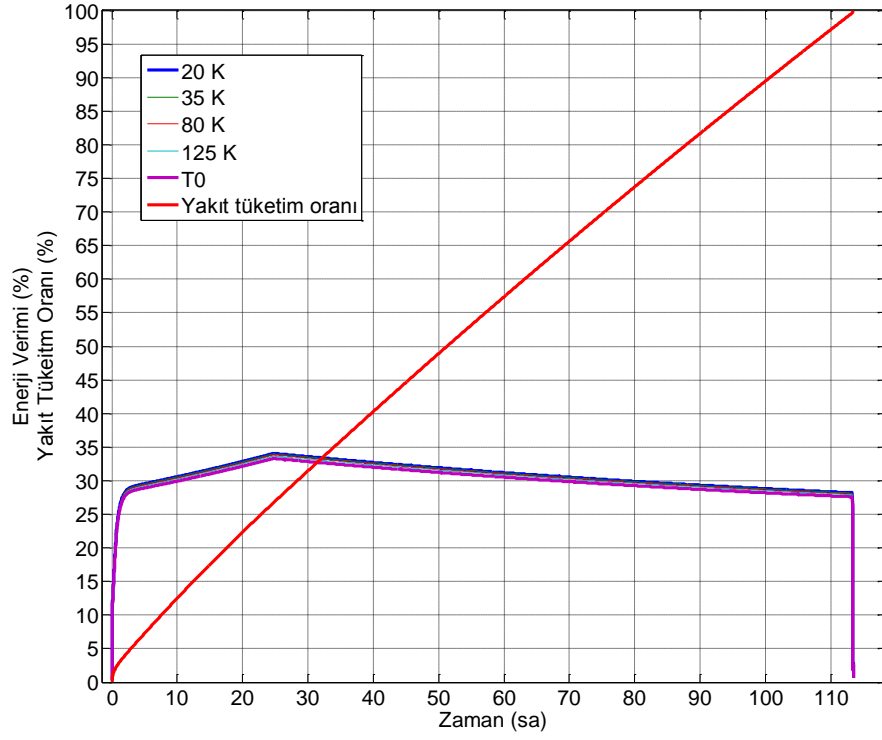
Hidrojen yakıtla uçuş profili boyunca motor performanslarının deniz seviyesi statik şartlarda çalışma performanslarıyla karşılaştırması Şekil 3.32'de verilmiştir. Dodecene yakıtta olduğu gibi (bkz. Bölüm 3.4.2), N1 devir hızı ve YBT giriş sıcaklığı sınır değerleri aşmayacak şekilde ayarlanmıştır. Hidrojen yakıtla uçuş profili boyunca motor performanslarının referans (deniz seviyesi statik) çalışma performanslarına göre değişimleri dodecene yakıtla benzer özellikler göstermektedir.



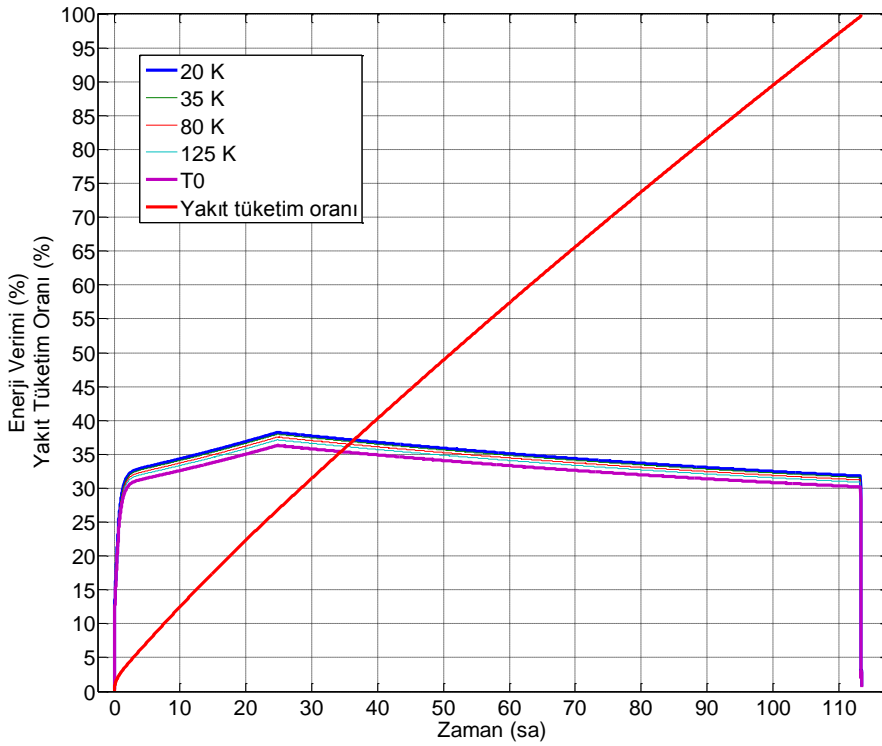
Şekil 3.32. Hidrojen yakıtlı motor performanslarının uçuş profili boyunca referans (deniz seviyesi statik) değerlere göre değişimi (Y eksen değerleri etiketlerin yanlarında verilmiştir)

3.5.4. Enerji verimleri

Hidrojen yakıtla tüm uçuş profili boyunca anlık enerji verimleri Şekil 3.33'te, toplam enerji verimleri Şekil 3.34'te, alçalma ve iniş safhasında anlık enerji girişleri, yapılan iş ve yakıt tüketimleri Şekil 3.35'te, toplam enerji girişleri ve yapılan iş Şekil 3.36'da, enerji verimlerinin maksimum ve minimum değerleriyle ilgili bilgiler Çizelge 3.10'da verilmiştir. Enerji verimleri motor performansları için değil, genel görev performansları için hesaplandığından, yakıtın motora giriş sıcaklığı değil, depolanma sıcaklığındaki alt ısıl değerleri hesaba katılmıştır. Diğer taraftan, çevre sıcaklığında depolanan hidrojen için hesaplanan enerji verimi, motor enerji verimi olarak kabul edilebilir.

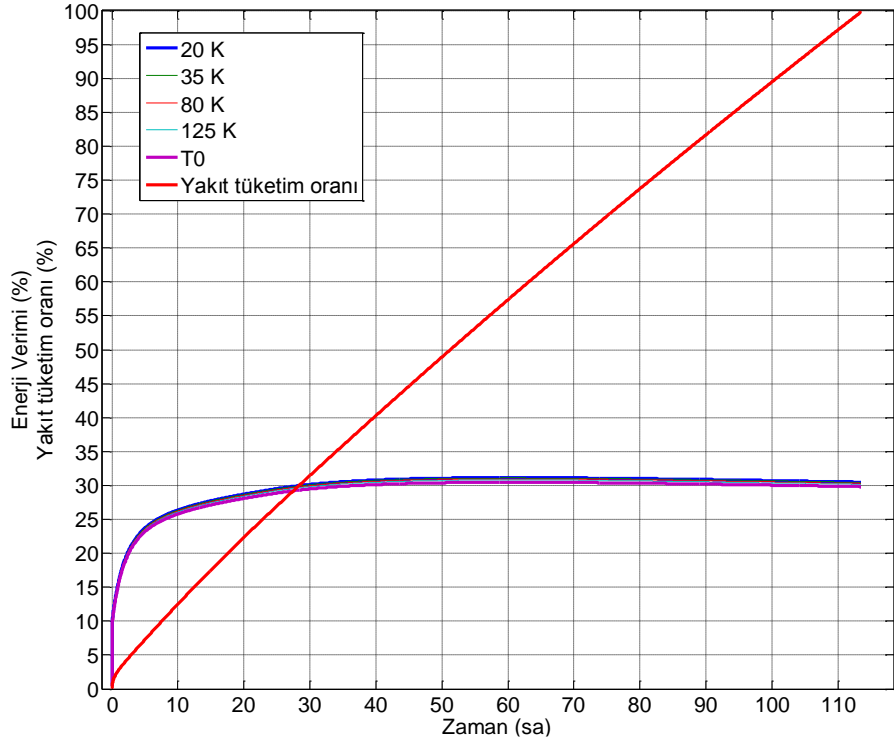


(a)

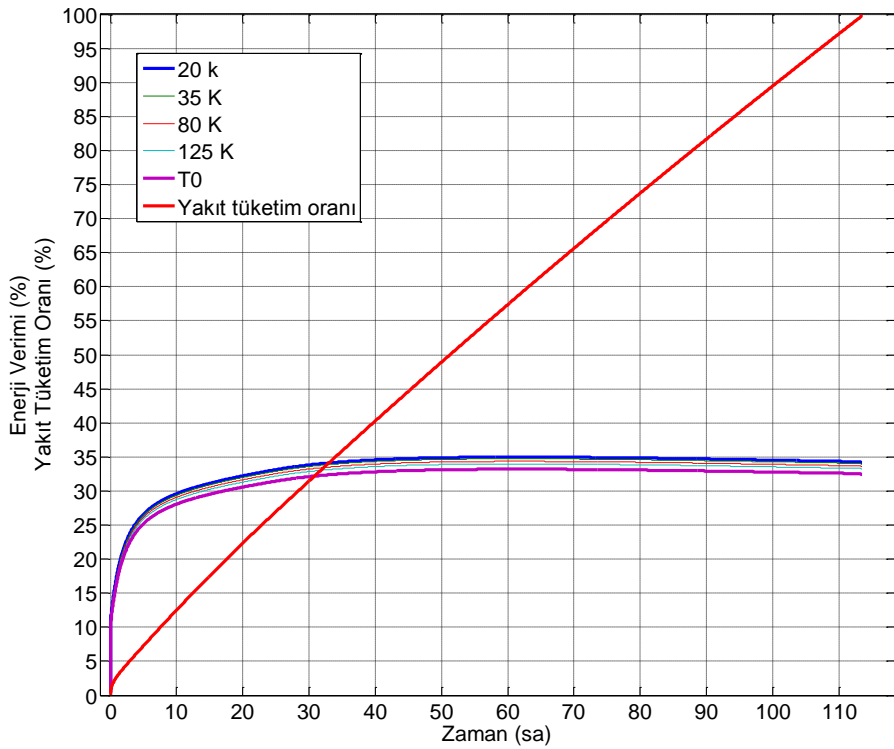


(b)

Şekil 3.33. Hidrojen yakıtla uçuş profili boyunca anlık enerji verimleri: a) ısı geri kazanımsız, b) ısı geri kazanımlı (zarf içinde alt ve üst değerlere sahip grafikler kalın çizgilerle gösterilmiştir)

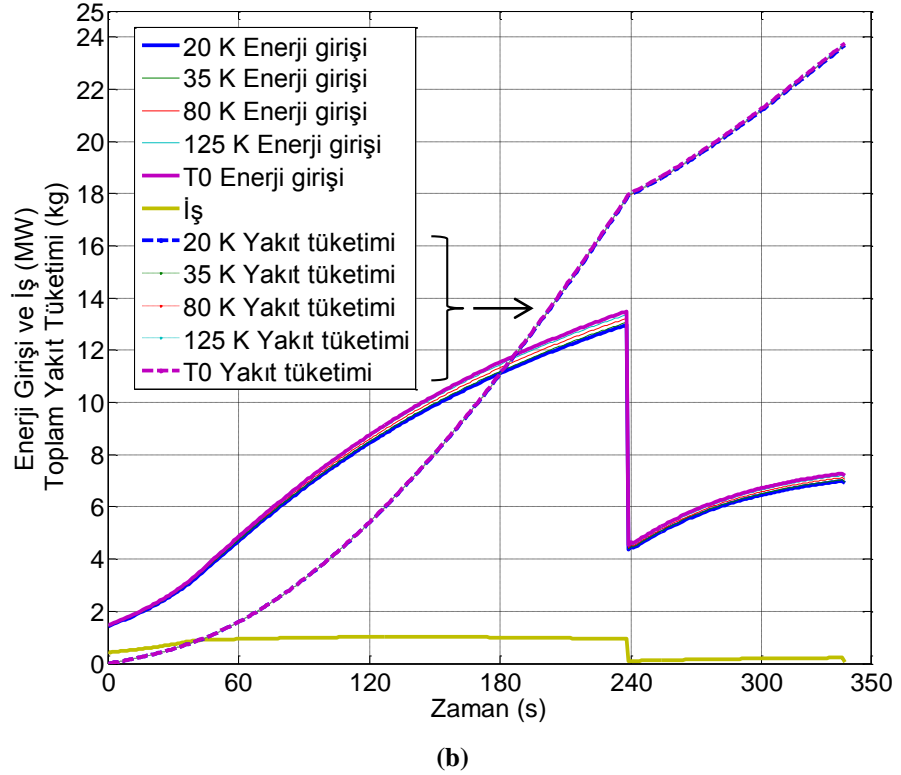
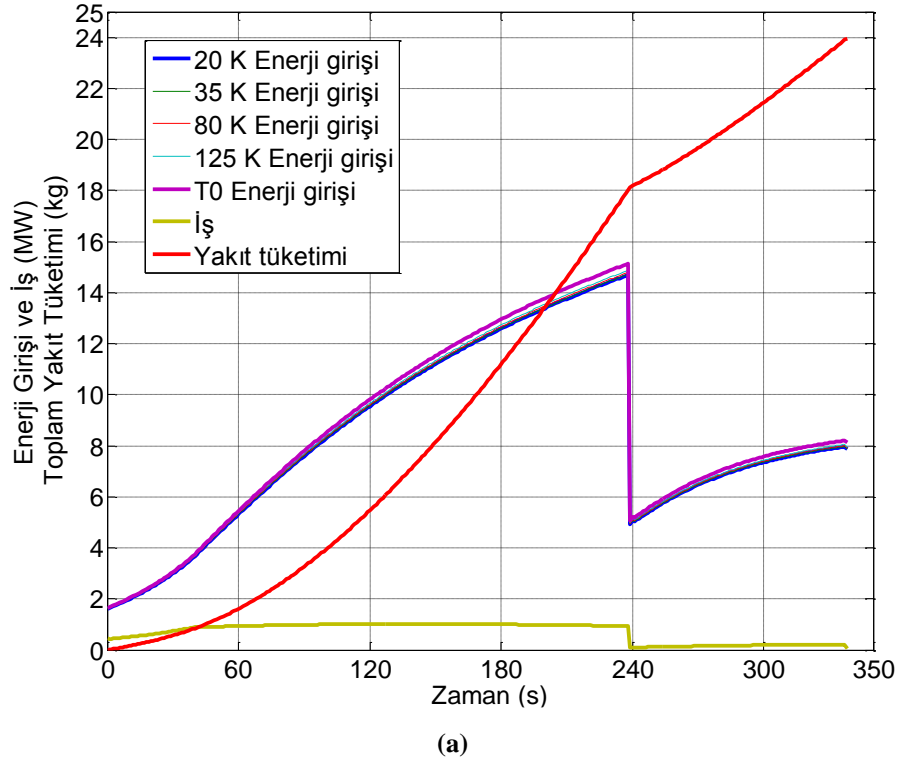


(a)

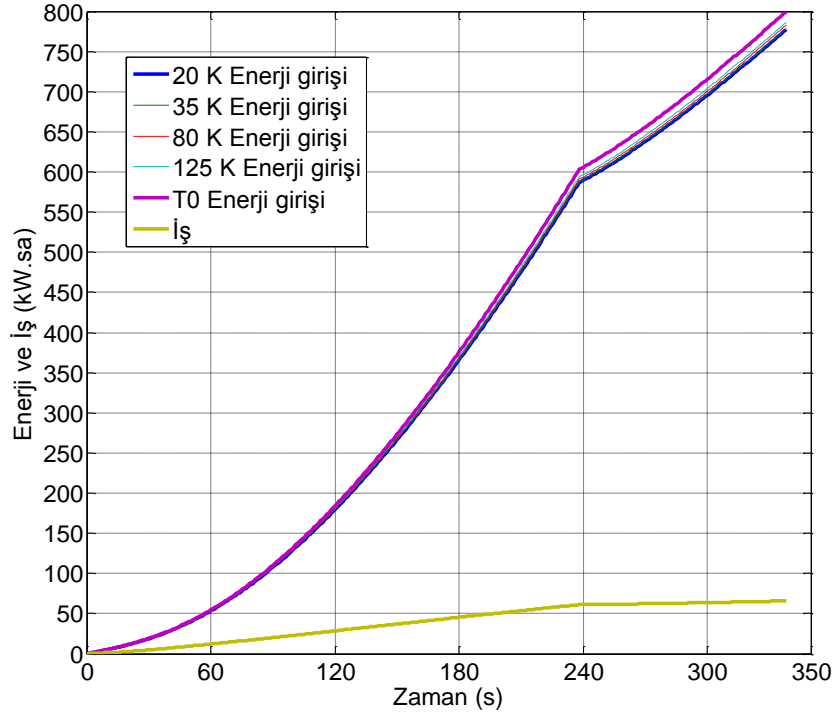


(b)

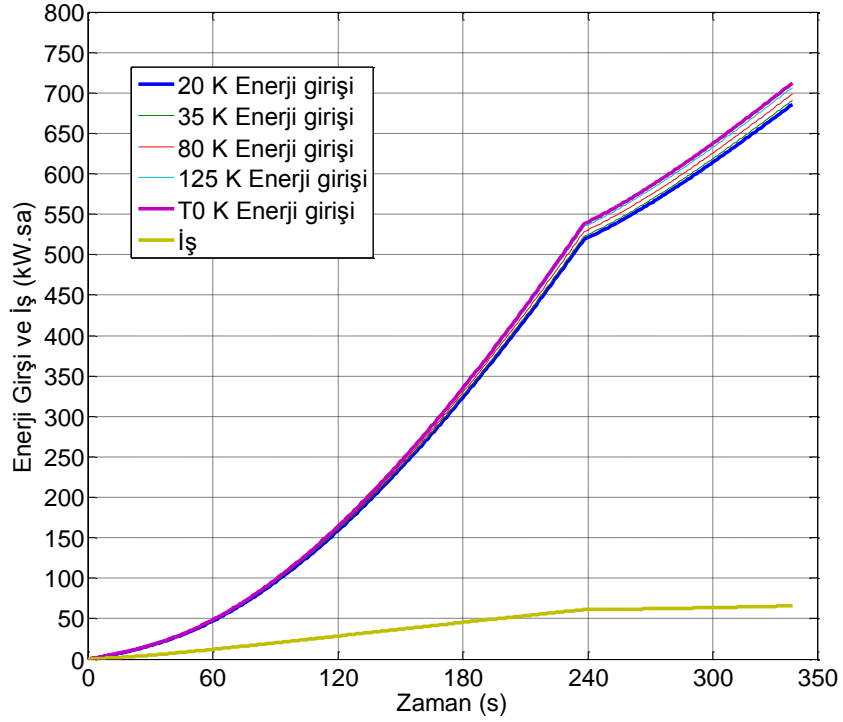
Şekil 3.34. Hidrojen yakıtla uçuş profili boyunca toplam enerji verimleri a) ısı geri kazanımsız, b) ısı geri kazanımlı (zarf içinde alt ve üst değerlere sahip grafikler kalın çizgilerle belirtilmiştir)



Şekil 3.35. Hidrojen yakıtla iniş safhası sırasında anlık enerji girişleri ve yapılan iş a) ısı geri kazanımsız, b) ısı geri kazanımlı (zarf içinde alt ve üst değerlere sahip grafikler kalın çizgilerle belirtilmiştir)



(a)



(b)

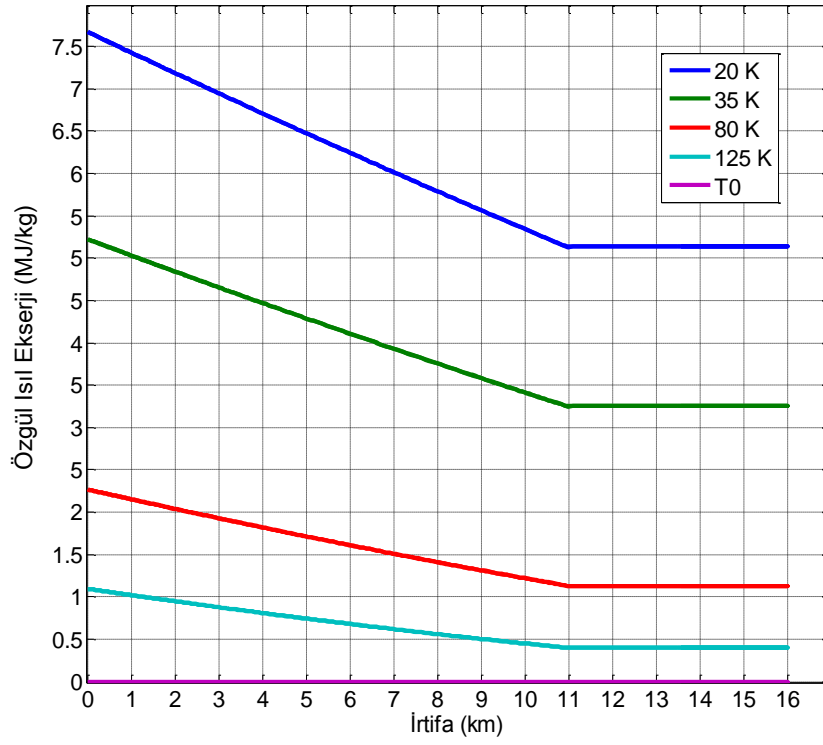
Şekil 3.36. Hidrojen yakıtla iniş safhası sırasında toplam enerji girişleri ve yapılan iş a) ısı geri kazanımsız, b) ısı geri kazanımlı (zarf içinde alt ve üst değerlere sahip grafikler kalın çizgilerle gösterilmiştir)

Çizelge 3.10. Hidrojen yakıtla maksimum ve minimum enerji verimleri ve % 0.5'ten az değişim gösterdiği aralıklar

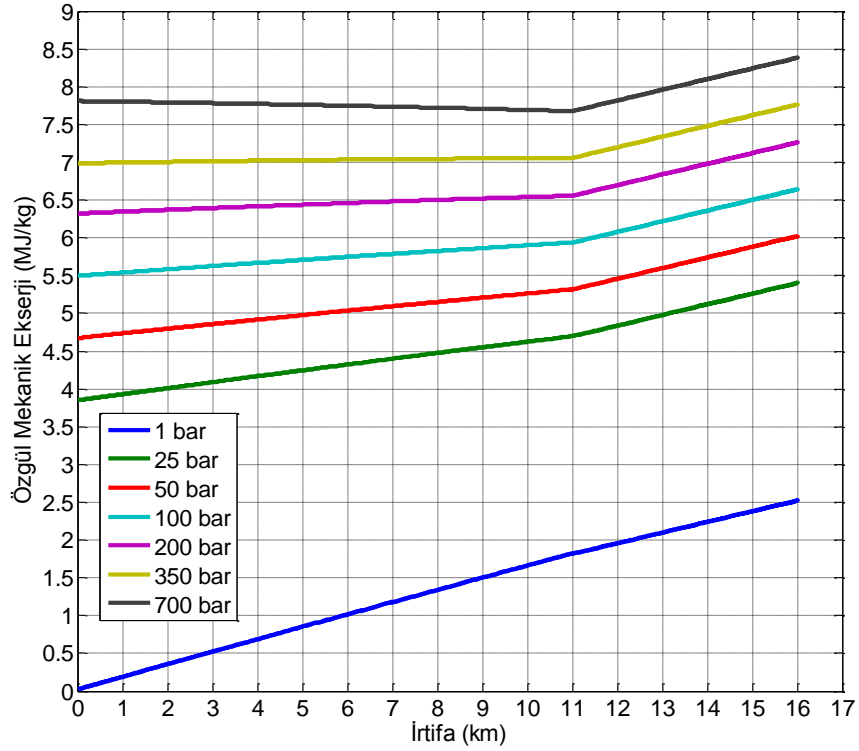
Depolama Özellikleri		Isı Geri Kazanımı	Minimum Bilgileri				Maksimum Bilgileri												
T (K)	P (bar)		η (%)	Zaman (sa)		Wf/Wf0 (%)		η (%)	Zaman (sa)		Wf/Wf0 (%)								
				ilk	son	ilk	son		ilk	son	ilk	son							
Anlık																			
20		yok	0.37	0.00	0.00	34.10	24.30	24.96	26.28	26.87									
		var	0.41									38.26							
35		yok	0.37									34.04							
		var	0.41									37.99							
80		yok	0.37									33.87							
		var	0.40									37.58							
125		yok	0.36									33.70							
		var	0.40									37.17							
T0		yok	0.36									33.35							
		var	0.38									36.34							
Toplam																			
20		yok	0.37									0.00	0.00	31.13	45.67	60.74	45.16	57.94	
		var	0.41	34.96	46.21	61.63	45.62	58.68											
35		yok	0.37	31.09	45.67	60.75	45.16	57.94											
		var	0.41	34.72	46.21	61.62	45.62	58.67											
80		yok	0.37	30.93	45.67	60.75	45.16	57.94											
		var	0.40	34.34	46.20	61.61	45.61	58.66											
125		yok	0.36	30.78	45.67	60.75	45.16	57.94											
		var	0.40	33.96	46.20	61.61	45.61	58.66											
T0		yok	0.36	30.45	45.73	60.85	45.21	58.03											
		var	0.38	33.19	46.31	61.73	45.70	58.76											

3.5.5. Yakıt ısı ve mekanik ekserjileri

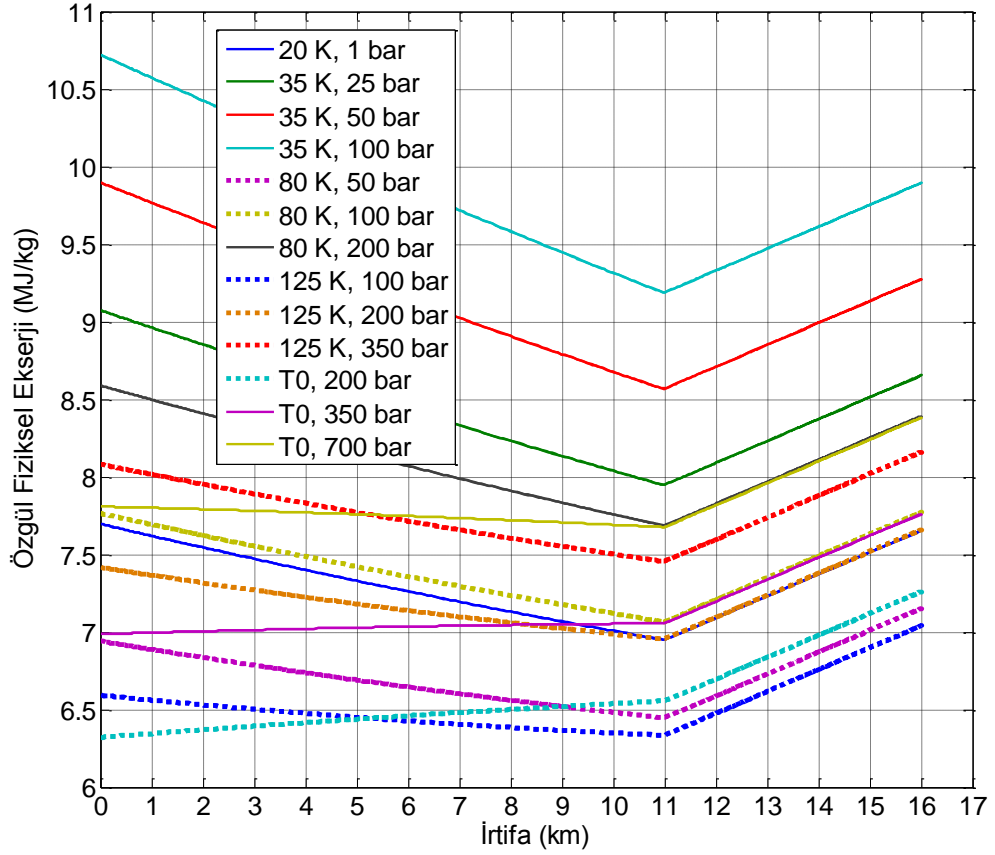
Hidrojenin incelenen depolama sıcaklıklarında özgül ısı ekserjisinin 0 – 16 km irtifalarında değişimi Şekil 3.37’de, incelenen depolama basınçlarında özgül mekanik ekserjisinin irtifayla değişimi Şekil 3.38’de, incelenen fiziksel depolama şartlarında özgül fiziksel ekserjilerinin irtifayla değişimi Şekil 3.39’da verilmiştir.



Şekil 3.37. İncelenen depolama sıcaklıklarında hidrojen ısıl ekserjisinin irtifayla değişimi



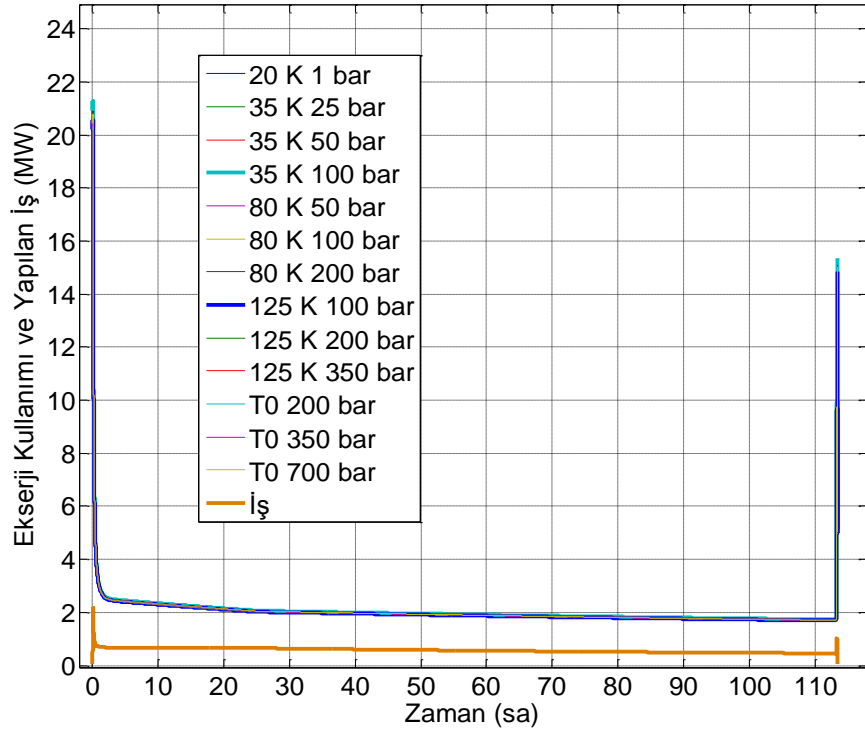
Şekil 3.38. İncelenen depolama basınçlarında hidrojen mekanik ekserjisinin irtifayla değişimi



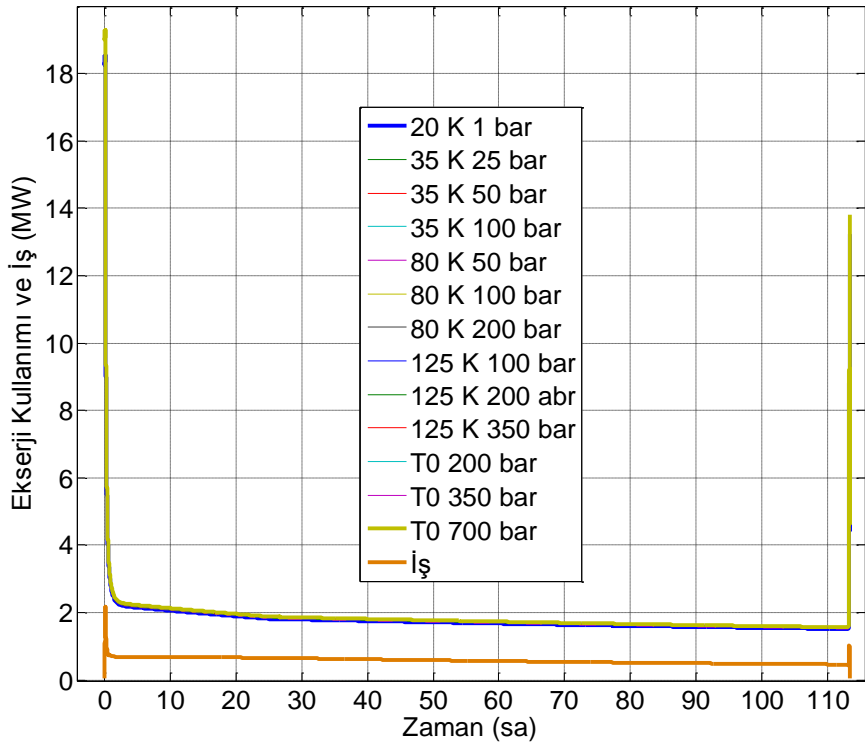
Şekil 3.39. İncelenen depolama şartlarında hidrojen fiziksel ekserjisinin irtifayla değişimi

3.5.6. Ekserji kullanımı

Hidrojen yakıtla tüm uçuş profili boyunca anlık ekserji kullanımları ve yapılan işler Şekil 3.40'ta, anlık ekserji kullanımlarının maksimum ve minimum bilgileri Çizelge 3.11'de, toplam ekserji kullanımları ve yapılan işler Şekil 3.41'de, alçalma ve iniş safhası boyunca anlık ekserji kullanımları Şekil 3.42'de, toplam ekserji kullanımları Şekil 3.43'te, toplam ekserji kullanımlarının maksimum ve minimum bilgileri Çizelge 3.12'de verilmiştir.



(a)



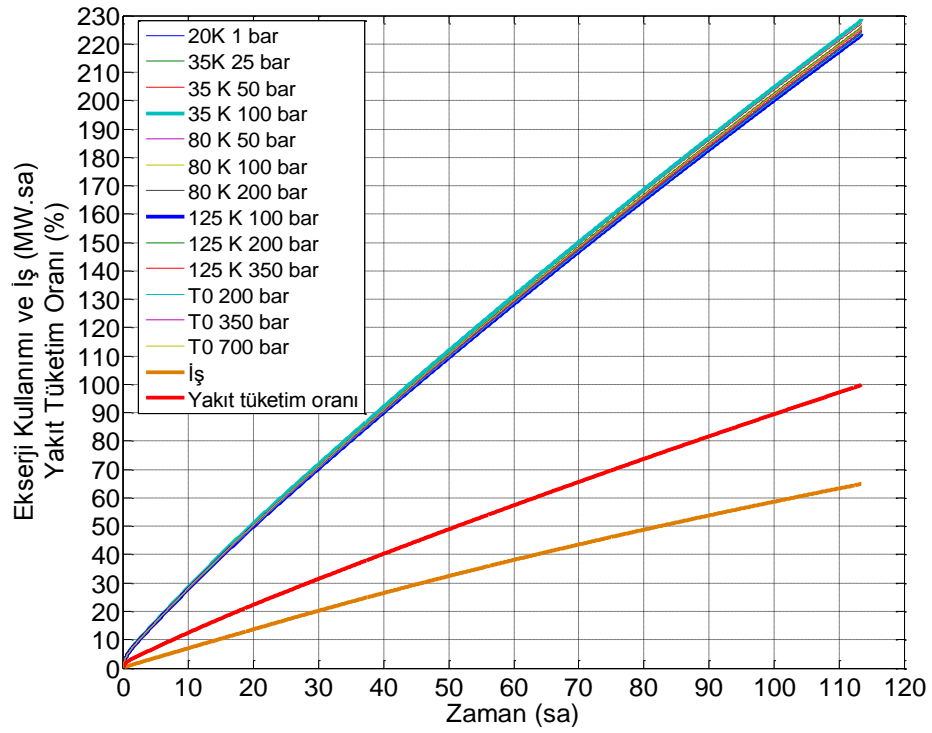
(b)

Şekil 3.40. Hidrojen yakıtla uçuş profili boyunca anlık ekserji kullanımı ve yapılan işler: a) ısı geri kazanımsız, b) ısı geri kazanımlı (zarf içindeki alt ve üst değerler kalın çizgilerle gösterilmiştir)

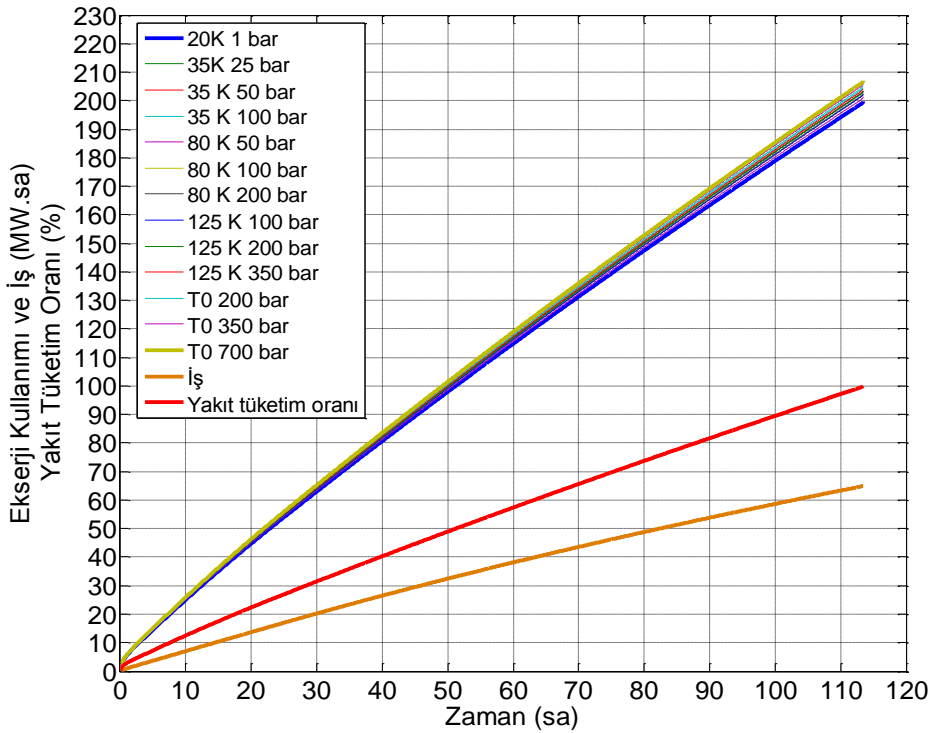
Maksimum anlık ekserji kullanımları, kalkış safhasında ve minimum anlık ekserji kullanımları düz uçuş safhasının sonlarında (uçuşun ~110 – 113.3 saatleri arası) gerçekleşmektedir. Isı geri kazanımı ile elde edilen yakıt tasarrufları, anlık ekserji kullanımlarının da azalmasını sağlamaktadır. En düşük anlık ekserji kullanımı, 1.51 MW ile 20 K 1 bar sıcaklıkta depolanan sıvı hidrojenin egzoz gazlarıyla ısıtılması halinde elde edilmektedir. Bunun nedeni hem bu şartlarda depolanan hidrojenin özgül ekserjisinin, incelenen basınç ve sıcaklıklarda özgül ekserjilerin alt sıralarında yer alması, hem de en yüksek ısı geri kazanımı imkânı sunmasıdır. Isı geri kazanımsız anlık ekserji kullanımlarının minimum değerleri, 1.69 MW (80 K 50 bar, 125 K 100 bar, T0 200 bar) ile 1.73 MW (35 K 100 bar) arasında değişmektedir. Isı geri kazanımsız anlık ekserji kullanımlarının maksimum değeri 21.29 MW ile 35 K sıcaklık ve 100 bar basınç altında depolanan hidrojen yakıtına aittir. Bunun nedeni, bu basınç ve sıcaklıktaki hidrojenin incelenen depolama basınç ve sıcaklıkları içinde en yüksek özgül fiziksel ekserjiye sahip olmasıdır (bkz. Şekil 3.39). Herhangi bir depolama basınç ve sıcaklığındaki hidrojen yakıtın ısı geri kazanımlı ve geri kazanımsız ekserji kullanımları arasındaki farklar, geri kazanım ile tasarruf edilen yakıt miktarından kaynaklanmaktadır. Yakıt tasarruf potansiyelleri, yakıtın yanma odasına depolama sıcaklığında girdiği kabul edilerek hesaplanmıştır.

Çizelge 3.11. Hidrojen yakıtla maksimum ve minimum anlık ekserji kullanımları ve % 0.5'ten az değişim gösterdiği aralıklar

Depolama Özellikleri		İst Geri Kazınımı	Minimum Bilgileri				Maksimum Bilgileri					
T (K)	P (bar)		Ekserji Kullanımı (MW)	Zaman (sa)		Wf/Wf0 (%)		Ekserji Kullanımı (MW)	Zaman (sa)		Wf/Wf0 (%)	
				ilk	son	ilk	son		ilk	son	ilk	son
Anlık												
20	1	yok	1.70	110.13	113.33	97.20	99.63	20.76	0.00	0.00	0.00	0.00
		var	1.51	110.19		97.25		18.55				
35	25	yok	1.71	110.13		97.20		21.00				
		var	1.53	110.19		97.25		18.87				
	50	yok	1.72	110.13		97.20		21.15				
		var	1.54	110.19		97.25		19.00				
	100	yok	1.73	110.13		97.20		21.29				
		var	1.54	110.19		97.25		19.13				
80	50	yok	1.69	110.13		97.20		20.63				
		var	1.52	110.18		97.24		18.64				
	100	yok	1.70	110.13		97.20		20.77				
		var	1.53	110.18		97.24		18.77				
	200	yok	1.71	110.13		97.20		20.92				
		var	1.53	110.18		97.24		18.90				
125	100	yok	1.69	110.13		97.20		20.56				
		var	1.53	110.18		97.24		18.70				
	200	yok	1.70	110.13		97.20		20.71				
		var	1.53	110.18		97.24		18.83				
	350	yok	1.71	110.13		97.20		20.83				
		var	1.54	110.18		97.24		18.94				
T0	200	yok	1.69	110.13		97.20		20.52				
		var	1.55	110.18		97.24		19.06				
	350	yok	1.70	110.13		97.20		20.64				
		var	1.55	110.18		97.24		19.17				
	700	yok	1.71	110.13	97.20	20.78						
		var	1.56	110.18	97.24	19.30						

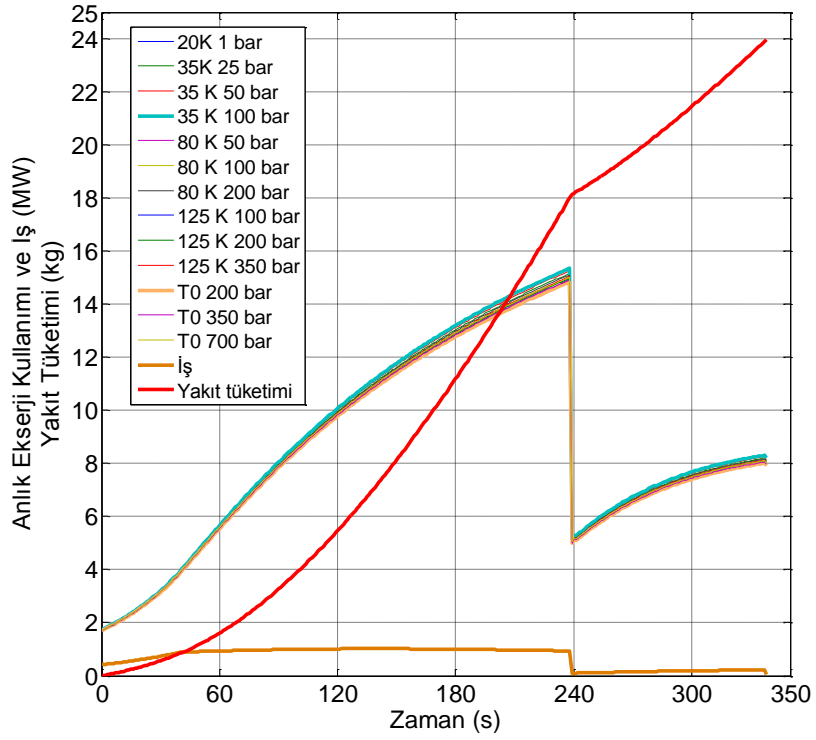


(a)

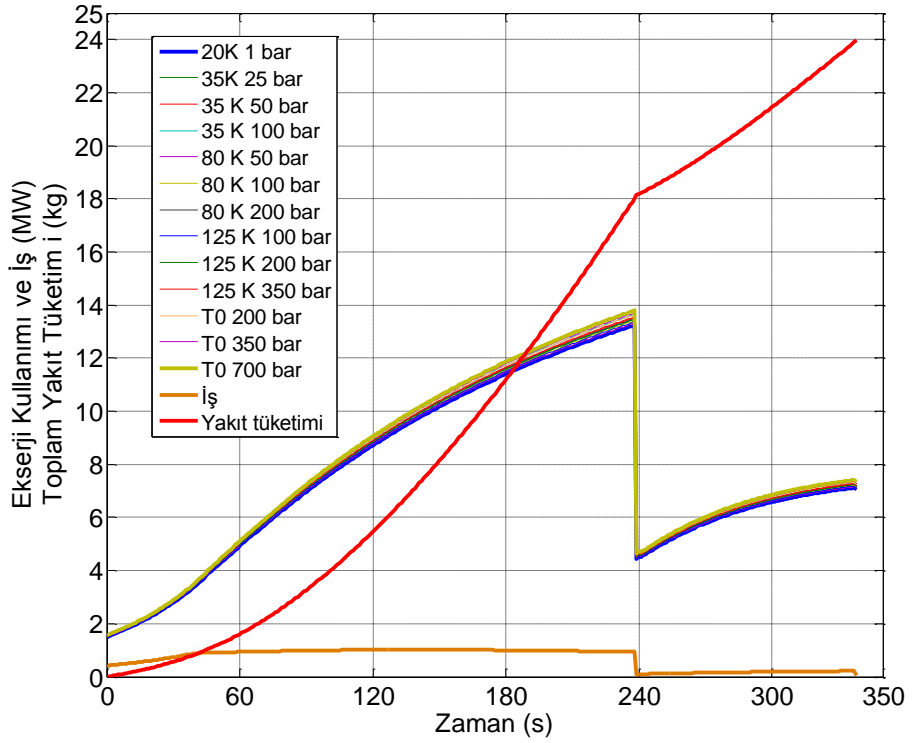


(b)

Şekil 3.41. Hidrojen yakıtla uçuş profili boyunca toplam ekserji kullanımı ve yapılan iş. a) ısı geri kazanımsız, b) ısı geri kazanımlı (zarf içinde en altta ve en üstte yer alan grafikler kalın çizgilerle gösterilmiştir)

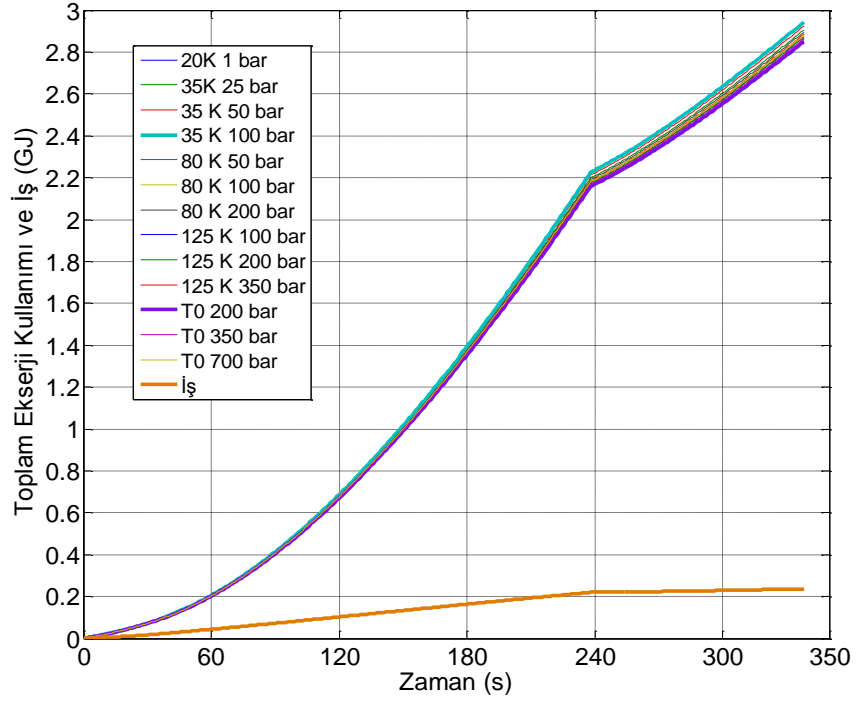


(a)

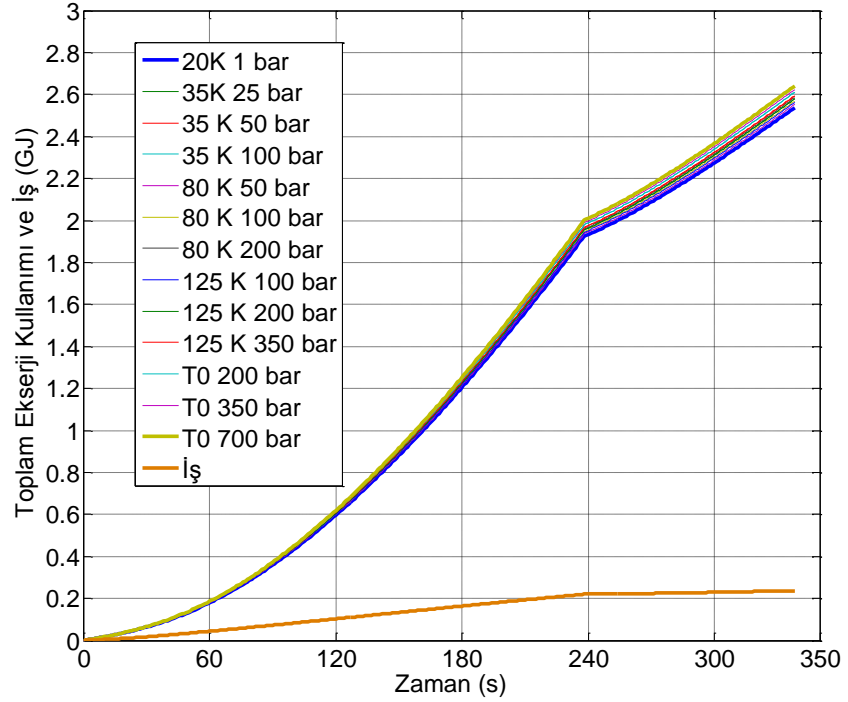


(b)

Şekil 3.42. Hidrojen yakıtla alçalma ve iniş safhasında anlık ekserji kullanımı. a) ısı geri kazanımsız
b) ısı geri kazanımlı (zarf içinde en altta ve en üstte yer alan grafikler kalın çizgilerle gösterilmiştir)



(a)



(b)

Şekil 3.43. Hidrojen yakıtla alçalma ve iniş safhasında toplam ekserji kullanımı. a) ısı geri kazanımsız b) ısı geri kazanımlı (zarf içinde en altta ve en üstte yer alan grafikler kalın çizgilerle gösterilmiştir)

Çizelge 3.12. Hidrojen yakıtla maksimum ve minimum toplam ekserji kullanımları ve % 0.5'ten az değişim gösterdiği aralıklar

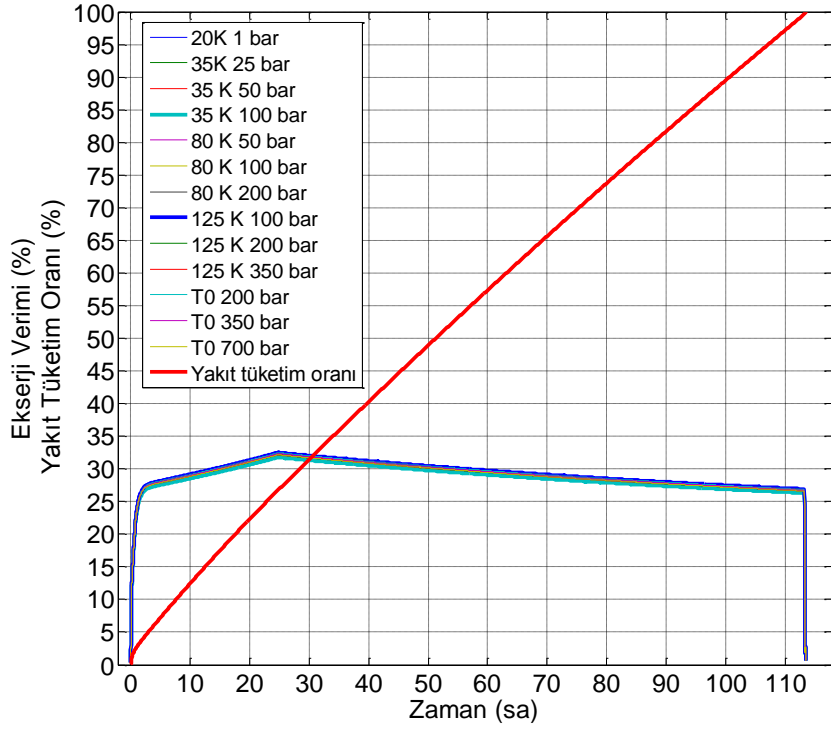
Depolama Özellikleri		Isı Geri Kazanımı	Minimum Bilgileri					Maksimum Bilgileri				
T (K)	P (bar)		Ekserji Kull. (MW.sa)	Zaman (sa)		Wf/Wf0 (%)		Ekserji Kull. (MW.sa)	Zaman (sa)		Wf/Wf0 (%)	
				ilk	son	ilk	son		ilk	son	ilk	son
Toplam												
20	1	yok	0.01	0.00	0.00	0.00	0.00	224.64	113.13	113.43	99.47	99.99
		var						199.78	113.13		99.47	
35	25	yok						226.47	113.14		99.48	
		var						202.52	113.13		99.47	
	50	yok						227.60	113.14		99.48	
		var						203.54	113.13		99.47	
	100	yok						228.74	113.14		99.48	
		var						204.55	113.13		99.47	
80	50	yok						223.71	113.13		99.47	
		var						201.27	113.13		99.47	
	100	yok						224.85	113.13		99.47	
		var						202.29	113.13		99.47	
	200	yok						225.98	113.13		99.47	
		var						203.31	113.13		99.47	
125	100	yok						223.50	113.13		99.47	
		var						202.28	113.13		99.47	
	200	yok						224.63	113.13		99.47	
		var						203.31	113.13		99.47	
	350	yok						225.55	113.13		99.47	
		var						204.14	113.13		99.47	
300	200	yok	223.90	113.13	99.47							
		var	205.14	113.13	99.47							
	350	yok	224.82	113.13	99.47							
		var	205.98	113.13	99.47							
	700	yok	225.95	113.13	99.47							
		var	207.02	113.13	99.47							

3.5.7. Ekserji verimi

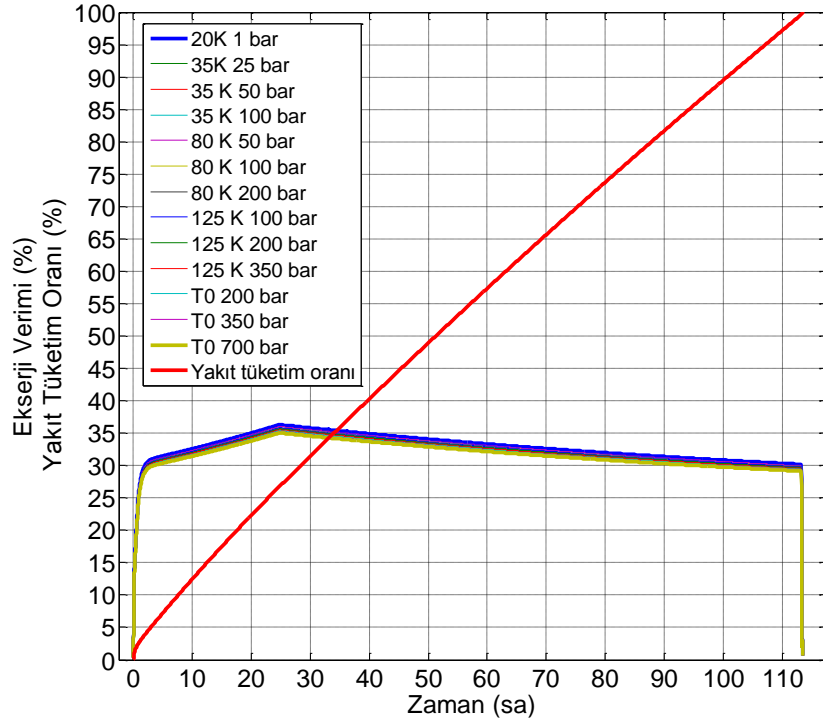
Hidrojen yakıtla tüm uçuş profili boyunca anlık ekserji verimleri Şekil 3.44'te, toplam ekserji verimleri Şekil 3.45'te, anlık ekserji verimlerinin maksimum ve minimum bilgileri Çizelge 3.13'te, toplam ekserji verimlerinin maksimum ve minimum bilgileri Çizelge 3.12'de verilmiştir.

Kalkış koşusu başlangıcında İHA hızı sıfır veya sıfıra yakın olduğundan, itki işi ve dolayısıyla tüm ekserji verimleri de sıfıra yakındır. En yüksek anlık ekserji verimleri uçuşun 24.31 ile 24.96. saatleri arasında gerçekleşmektedir. Bu zaman aralığı, düz uçuş safhasının hemen öncesine denk gelmektedir. İHA hızı bu aralıkta arttığından itki işi ve dolayısıyla ekserji verimi de artmaktadır. Maksimum görev irtifasına (16 km) ulaştıktan sonra, azalan İHA ağırlığıyla birlikte gereken ve dolayısıyla üretilen itki azalmakta ve bunun sonucunda ekserji verimi de azalmaktadır. Isı geri kazanımsız maksimum ekserji verimi % 32.55 ile 125 K 100 bar basınçta depolanan hidrojene aittir. Bunun nedeni, 125 K sıcaklıktaki hidrojenin, incelenen sıcaklıklar içinde, yaklaşık olarak aynı alt ısıl değerine sahip olmakla birlikte, 11 km irtifadan sonra en düşük özgül fiziksel ekserjiye sahip olmasıdır (bkz. Şekil 3.39). Isı geri kazanımlı en yüksek anlık ekserji verimi ise % 36.35 ile 20 K 1 bar basınçta depolanan sıvı hidrojene aittir. Bunun nedeni, bu şartlarda hidrojenin hem özgül fiziksel ekserjisinin alt sıralarda yer alması ve hem de yüksek ısı ve yakıt geri kazanımı imkânı sunmasıdır.

Anlık ekserji verimlerinde olduğu gibi, toplam ekserji verimleri de kalkış koşusu başlangıcında sıfıra yakındır. Anlık ekserji verimlerinden farklı olarak, toplam ekserji verimleri, uçuşun yaklaşık 46. saati ile 62. saatleri arasında en yüksek değerlerine ulaşmaktadır. Isı geri kazanımsız % 29.05 ile % 29.74 arasında değişen toplam ekserji verimleri, ısı geri kazanımı ile % 32.06 (T0, 700 bar depolama) ile % 33.22 (20 K 1 bar, sıvı depolama) arasında değişmektedir.



(a)

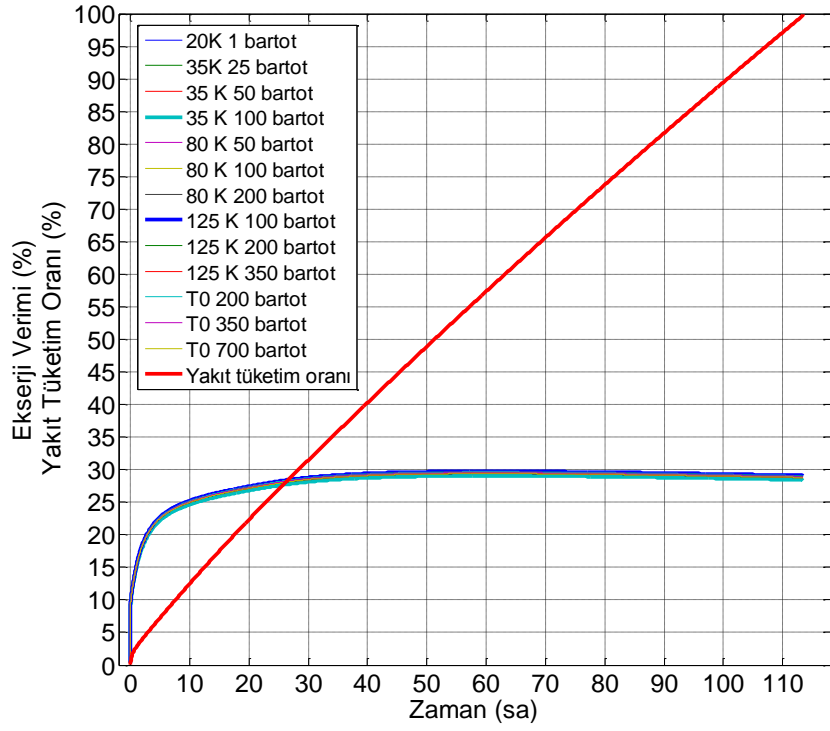


(b)

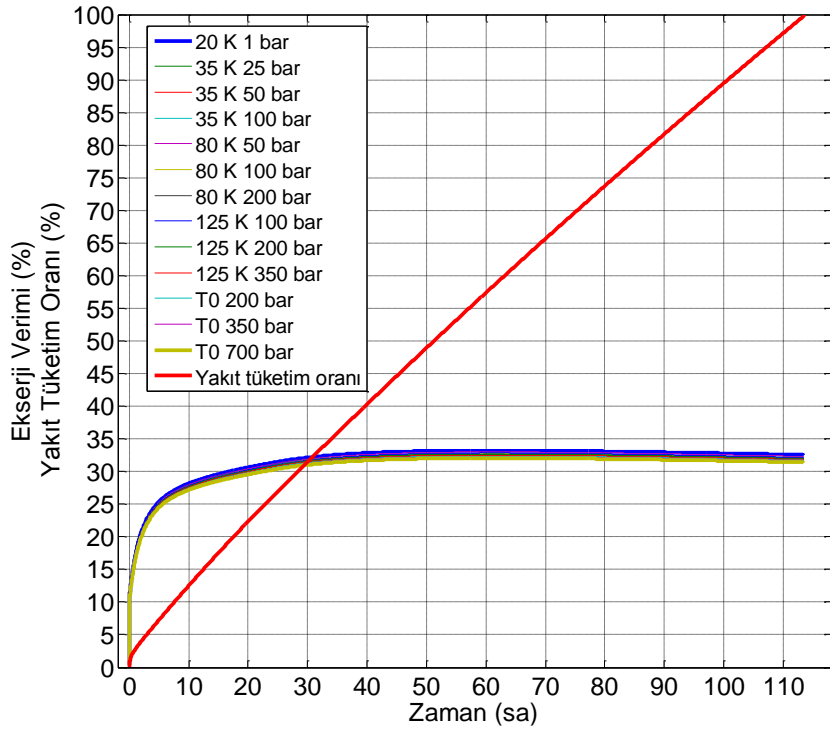
Şekil 3.44. Hidrojen yakıtla uçuş profili boyunca anlık ekserji verimleri. a) ısı geri kazanımsız b) ısı geri kazanımlı (zarf içinde en altta ve en üstte yer alan grafikler kalın çizgilerle gösterilmiştir)

Çizelge 3.13. Hidrojen yakıtla maksimum ve minimum anlık ekserji verimleri ve % 0.5'ten az değişim gösterdiği aralıklar

Depolama Özellikleri		Isı Geri Kazımı	Minimum Bilgileri				Maksimum Bilgileri					
T (K)	P (bar)		η_{ex} (%)	Zaman (sa)		Wf/Wf0 (%)		η_{ex} (%)	Zaman (sa)		Wf/Wf0 (%)	
				ilk	son	ilk	son		ilk	son	ilk	son
Anlık												
20	1	yok	0.36	0.00	0.00	0.00	0.00	32.39	24.31	24.96	26.28	26.87
		var	0.40					36.35				
35	25	yok	0.36					32.13				
		var	0.40					35.86				
	50	yok	0.35					31.97				
		var	0.39					35.68				
100	yok	0.35	31.81									
	var	0.39	35.50									
80	50	yok	0.36					32.52				
		var	0.40					36.08				
	100	yok	0.36					32.36				
		var	0.40					35.90				
	200	yok	0.36					32.20				
		var	0.40					35.72				
125	100	yok	0.36					32.55				
		var	0.40					35.90				
	200	yok	0.36					32.39				
		var	0.40					35.72				
	350	yok	0.36					32.26				
		var	0.40					35.57				
T0	200	yok	0.37	32.49								
		var	0.39	35.40								
	350	yok	0.36	32.36								
		var	0.39	35.26								
	700	yok	0.36	32.20								
		var	0.39	35.08								



(a)



(b)

Şekil 3.45. Hidrojen yakıtla uçuş profili boyunca toplam ekserji verimleri. a) ısı geri kazanımsız b) ısı geri kazanımlı (zarf içinde en altta ve en üstte yer alan grafikler kalın çizgilerle gösterilmiştir)

Çizelge 3.14. Hidrojen yakıtla maksimum ve minimum toplam ekserji verimleri ve % 0.5'ten az değişim gösterdiği aralıklar

Depolama Özellikleri		Isı Geri Kazanımı	Minimum Bilgileri				Maksimum Bilgileri					
T (K)	P (bar)		η_{ex} (%)	Zaman (sa)		Wf/Wf0 (%)		η_{ex} (%)	Zaman (sa)		Wf/Wf0 (%)	
				ilk	son	ilk	son		ilk	son	ilk	son
Toplam												
20	1	yok	0.36	0.00	0.00	0.00	0.00	29.58	45.57	60.62	45.07	57.84
		var	0.40					33.22	46.10	61.50	45.53	58.57
35	25	yok	0.36					29.34	45.59	60.64	45.08	57.85
		var	0.40					32.77	46.11	61.51	45.54	58.58
	50	yok	0.35					29.20	45.59	60.65	45.09	57.87
		var	0.39					32.61	46.13	61.53	45.55	58.59
	100	yok	0.35					29.05	45.61	60.66	45.11	57.88
		var	0.39					32.45	46.14	61.53	45.56	58.60
80	50	yok	0.36					29.71	45.55	60.60	45.05	57.82
		var	0.40					32.98	46.07	61.47	45.51	58.55
	100	yok	0.36					29.56	45.57	60.61	45.07	57.83
		var	0.40					32.81	46.08	61.49	45.51	58.56
	200	yok	0.36					29.41	45.58	60.63	45.08	57.84
		var	0.40					32.65	46.10	61.49	45.53	58.56
125	100	yok	0.36					29.74	45.54	60.58	45.05	57.81
		var	0.40					32.81	46.06	61.41	45.49	58.49
	200	yok	0.36					29.59	45.55	60.60	45.05	57.82
		var	0.40					32.65	46.07	61.47	45.51	58.55
	350	yok	0.36					29.46	45.56	60.61	45.06	57.83
		var	0.40					32.51	46.08	61.47	45.51	58.55
T0	200	yok	0.37	29.68	45.52	60.56	45.03	57.79				
		var	0.39	32.36	46.08	61.49	45.51	58.56				
	350	yok	0.36	29.56	45.53	60.57	45.04	57.80				
		var	0.39	32.22	46.10	61.49	45.53	58.56				
	700	yok	0.36	29.41	45.54	60.58	45.05	57.81				
		var	0.39	32.06	46.11	61.50	45.54	58.57				

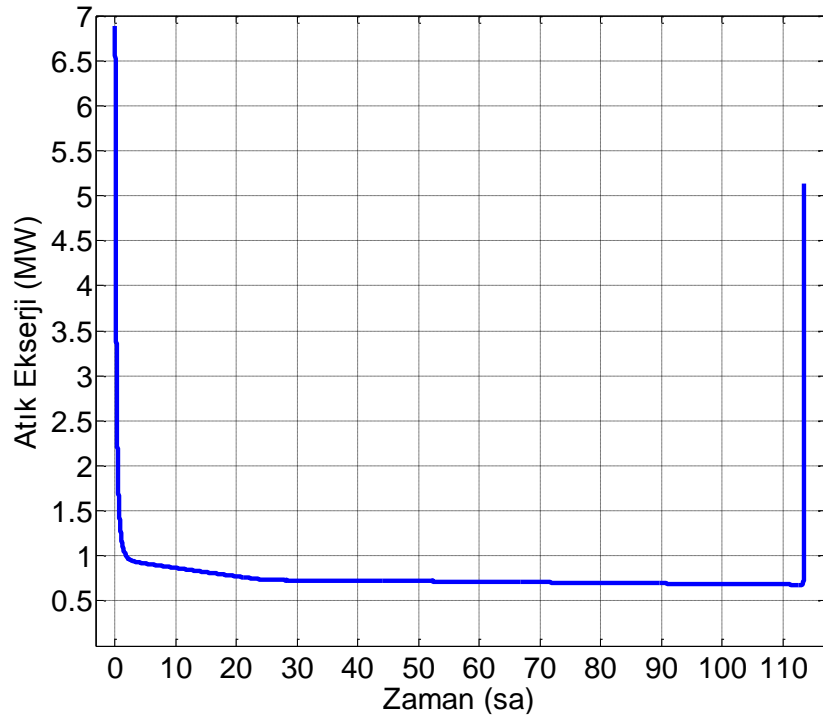
3.5.8. Atık ekserji miktarı

Hidrojen yakıtla uçuş profili boyunca anlık atık ekserjiler Şekil 3.46'da toplam atık ekserjiler Şekil 3.47'de, alçalma ve iniş safhası boyunca toplam atık ekserjiler Şekil 3.48'de, atık ekserjilerin maksimum ve minimum değerleri ile ilgili bilgiler Çizelge 3.15'te verilmiştir.

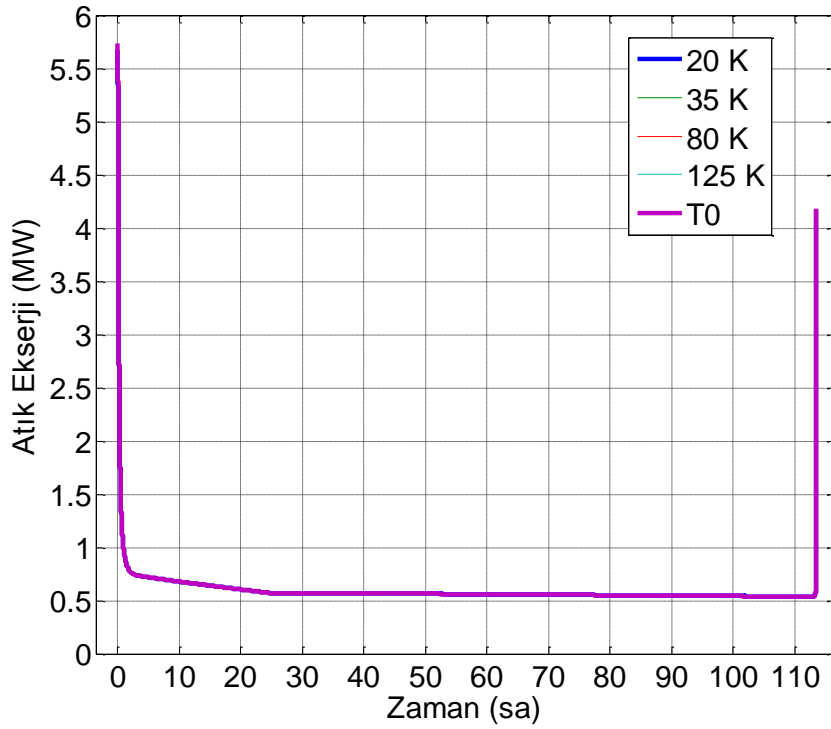
Isı geri kazanımsız anlık atık ekserji miktarlarının minimum değeri 679.36 kW \pm % 0.5 ile uçuşun 107.40 ile 113.33'ncü saatleri arasında gerçekleşmektedir. Bu aralık, İHA ağırlığının ve dolayısıyla yakıt tüketiminin en düşük olduğu düz uçuş safhasıdır. İHA, 113.33'ncü saatten itibaren alçalma ve iniş safhasına geçmektedir. Bu safhadan itibaren itki, İHA'nın havada tutunabilmesi için değil, genel uçuş otoriteleri tarafından belirlenen asgari şartları yerine getirmek için üretilmektedir. Isı geri kazanımlı minimum anlık atık ekserjiler uçuş profilinin 110.45 ile 113.34. saatleri arasında, 535.22 kw (125 K) ile 535.52 (20 K) arasında değişmektedir.

Isı geri kazanımlı ve geri kazanımsız maksimum anlık atık ekserji değerleri, maksimum güç ve yakıtın kullanıldığı kalkış koşusu başlangıcında gerçekleşmektedir. Isı geri kazanımsız maksimum anlık atık ekserji miktarı 6879.86 kW iken, ısı geri kazanımlı maksimum atık ekserji miktarları 5667.70 kW (20 K, 1 bar sıvı depolama) ile 5731.89 kW (T0, 700 bar depolama) arasında değişmektedir. Isı geri kazanımsız atık ekserji miktarları, depolanma şartlarından bağımsızken, ısı geri kazanımlı atık ekserji miktarları, depolanma sıcaklıklarıyla ters orantılıdır.

Öngörülebileceği üzere toplam atık ekserji miktarları kalkış koşusu başlangıcında sıfırken, uçuş profili sonunda (yerde frenleme sonunda) maksimum değerlerine ulaşmaktadır. Çizelge 3.15'ten görüleceği üzere, ısı geri kazanımı, toplam atık ekserjilerin önemli ölçüde (% 21.4) azaltılması imkânı sunmaktadır.

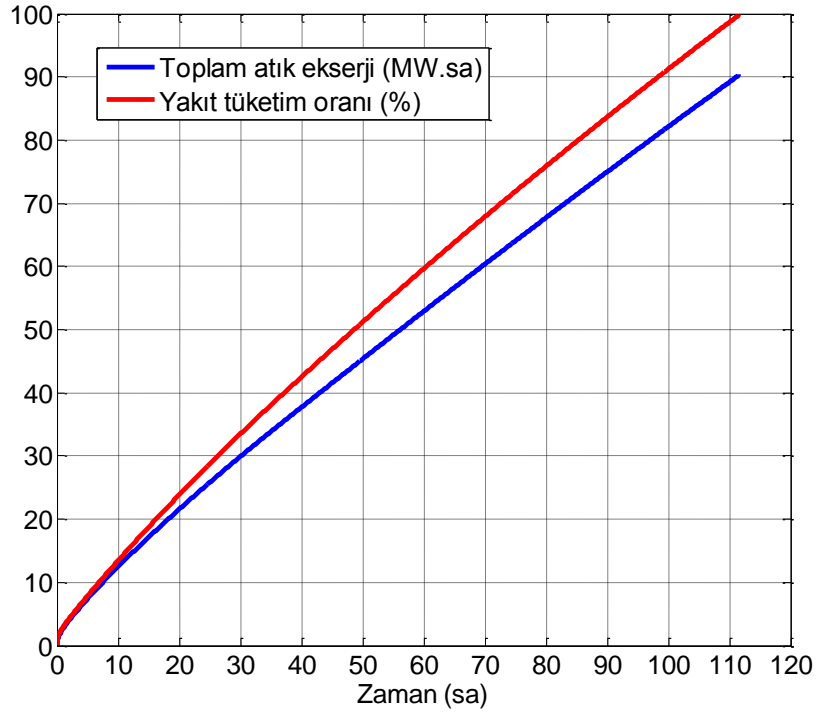


(a)

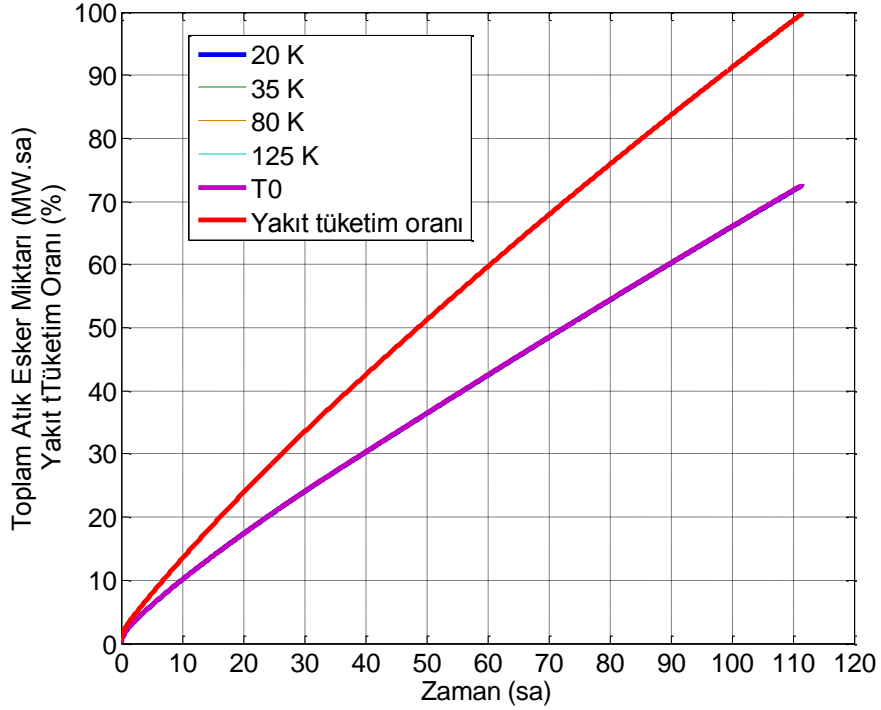


(b)

Şekil 3.46. Hidrojen yakıtla uçuş profili boyunca anlık atık ekserjiler. a) geri kazanımsız b) geri kazanımlı (zarf içinde en altta ve en üstte yer alan grafikler kalın çizgilerle gösterilmiştir)

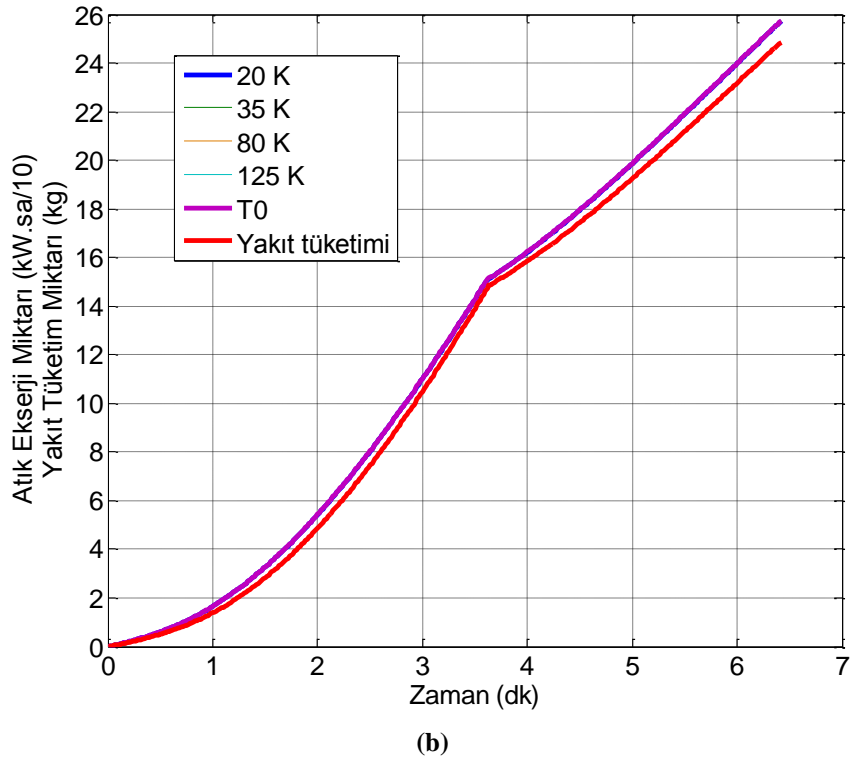
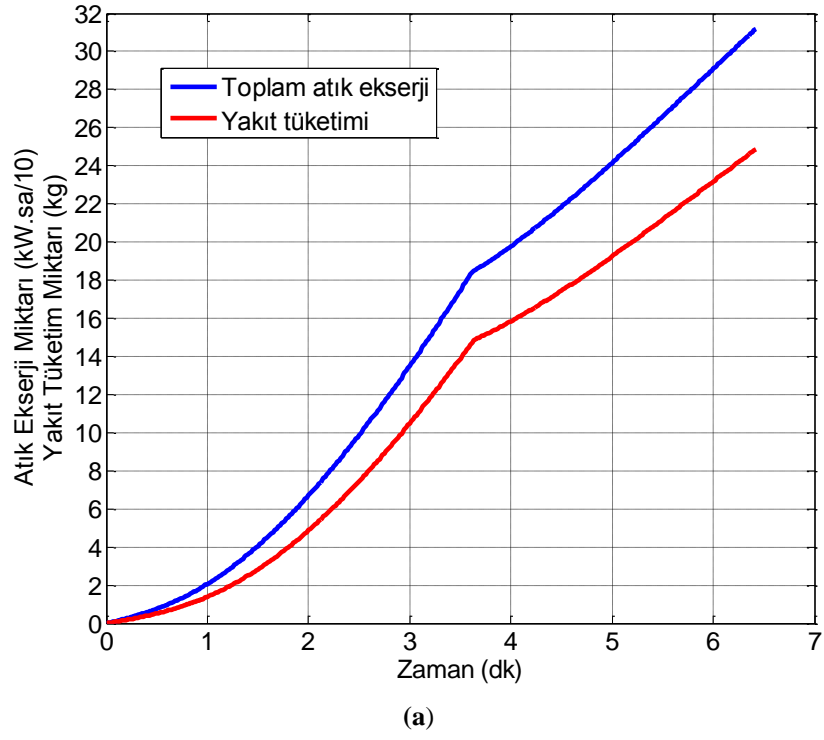


(a)



(b)

Şekil 3.47. Hidrojen yakıtla uçuş profili boyunca toplam atık ekserjiler. a) geri kazanımsız b) geri kazanımlı (zarf içinde en altta ve en üstte yer alan grafikler kalın çizgilerle gösterilmiştir)



Şekil 3.48. Hidrojen yakıtla alçalma ve iniş safhası boyunca toplam atık ekserjiler. a) geri kazanımsız b) geri kazanımlı (zarf içinde en altta ve en üstte yer alan grafikler kalın çizgilerle gösterilmiştir)

Çizelge 3.15. Hidrojen yakıtla maksimum ve minimum atık ekserjiler ve % 0.5'ten az değişim gösterdiği aralıklar

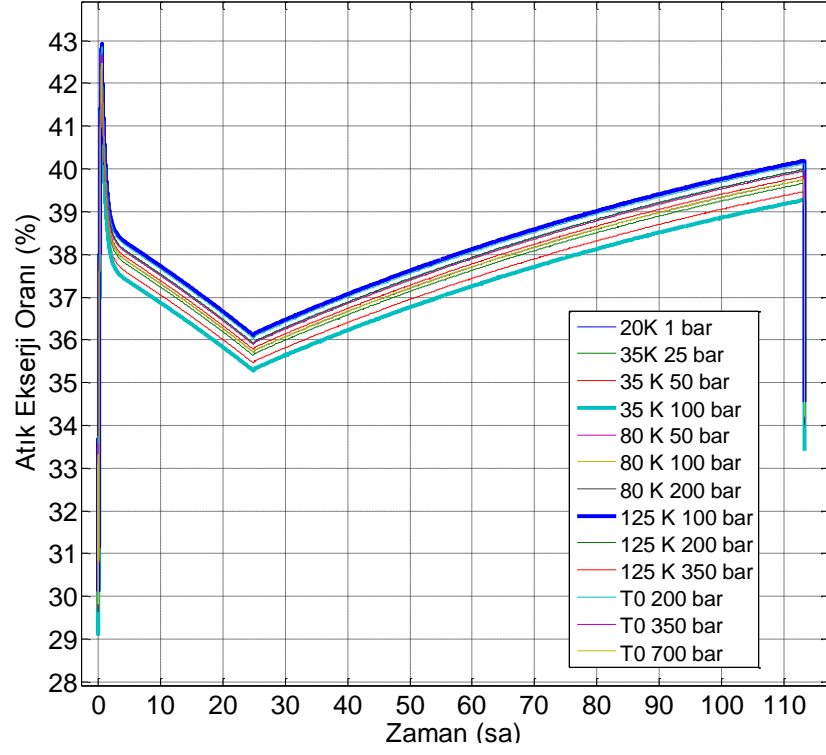
Depolama Özellikleri		Isı Geri Kazanımı	Minimum Bilgileri				Maksimum Bilgileri									
T (K)	P (bar)		Atık Ekserji (kW)	Zaman (sa)		Wf/Wf0 (%)		Atık Ekserji (kW)	Zaman (sa)		Wf/Wf0 (%)					
				ilk	son	ilk	son		ilk	son	ilk	son				
Anlık																
20		yok	679.36	107.40	113.33	95.12	99.63	6879.86	0.00	0.00	0.00	0.00				
		var	535.52	110.45	113.34	97.44		5667.70								
35		yok	679.36	107.40	113.33	95.12		6879.86								
		var	535.35	110.47	113.34	97.46		5674.38								
80		yok	679.36	107.40	113.33	95.12		6879.86								
		var	535.24	110.48	113.34	97.47		5682.81								
125		yok	679.36	107.40	113.33	95.12		6879.86								
		var	535.22	110.48	113.34	97.47		5692.04								
T0		yok	679.36	107.40	113.33	95.12		6879.86								
		var	535.43	110.45	113.34	97.44		5731.89								
Toplam																
Depolama Özellikleri		Isı Geri Kazanımı	Minimum Bilgileri					Maksimum Bilgileri								
T (K)	P (bar)		Atık Ekserji (MW.sa)	Zaman (sa)		Wf/Wf0 (%)		Atık Ekserji (MW.sa)	Zaman (sa)		Wf/Wf0 (%)					
				ilk	son	ilk	son		ilk	son	ilk	son				
20		yok	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	85.56	113.13	113.43	99.99	99.47				
		var						67.04	113.14			99.48				
35		yok						85.26	113.13			99.47				
		var						67.02	113.14			99.48				
80		yok						85.26	113.13			99.47				
		var						67.01	113.14			99.48				
125		yok						85.26	113.13			99.47				
		var						67.01	113.14			99.48				
T0		yok						85.26	113.13			99.47				
		var						67.04	113.14			99.48				

3.5.9. Atık ekserji oranı

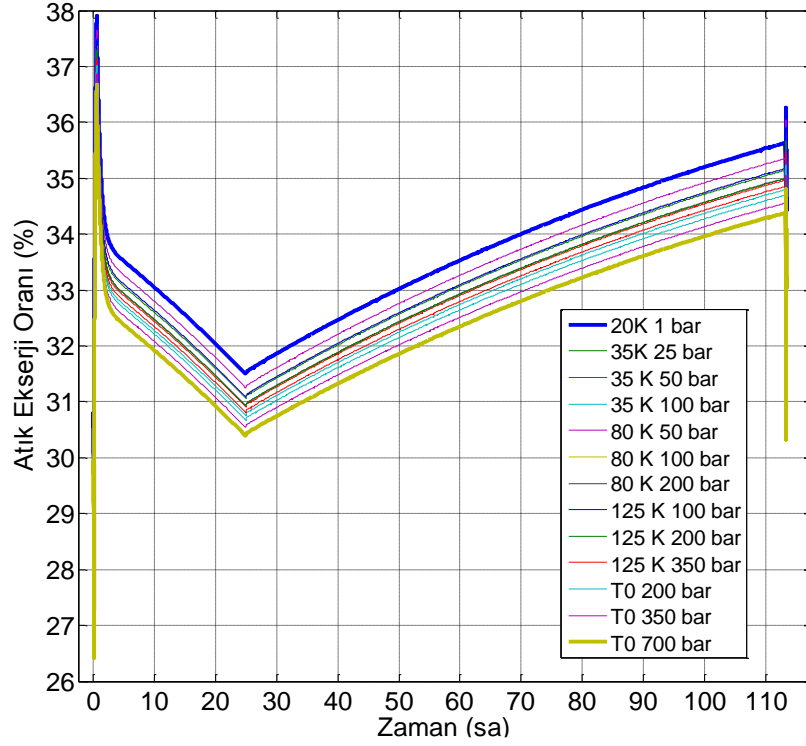
Hidrojen yakıtla tüm uçuş profili boyunca anlık atık ekserji oranları Şekil 3.49'da, maksimum ve minimum bilgileri Çizelge 3.16'da, toplam atık ekserji oranları Şekil 3.50'd, maksimum ve minimum bilgileri Çizelge 3.17'de verilmiştir.

Minimum atık ekserji oranları, kalkış koşusu başlangıcında gerçekleşmektedir. Isı geri kazanımsız % 29.11 (35 K, 100 bar) ile % 30.21 (T0, 200 bar) arasında değişen minimum anlık atık ekserji oranları, ısı geri kazanımlı % 26.42 (T0, 700 bar) ile % 27.27 (20 K, 1 bar) arasında değişmektedir.

Uçuş profili genelinde ise ısı geri kazanımsız en düşük anlık atık ekserji oranları 35 K 100 bar, en yüksek atık ekserji oranları 125 K 100 bar şartlarında depolanan hidrojen yakıtına aittir. Bunun nedeni, 35 K 100 bar şartlarında depolanan hidrojenin en yüksek, 125 K 100 bar şartlarında depolanan hidrojenin ise en küçük özgül fiziksel ekserjiye sahip olmasıdır. Uçuş profili genelinde ısı geri kazanımlı, anlık ve toplam, en düşük atık ekserji oranları ise çevre sıcaklığı (T0) ve 700 bar basınçta depolanan hidrojene aitken, en yüksek atık ekserji oranları 20 K 1 bar basınçta depolanan sıvı hidrojene aittir. Bu durum, 700 bar mekanik ekserjisinin 20 K ısı ekserjisinden yüksek oluşundan kaynaklanmaktadır. 20 K ile çevre sıcaklığında (T0) depolanma arasındaki (ısı geri kazanımı ile) yakıt tasarruf potansiyeli, bu farkı kapatmaya yetmemektedir.

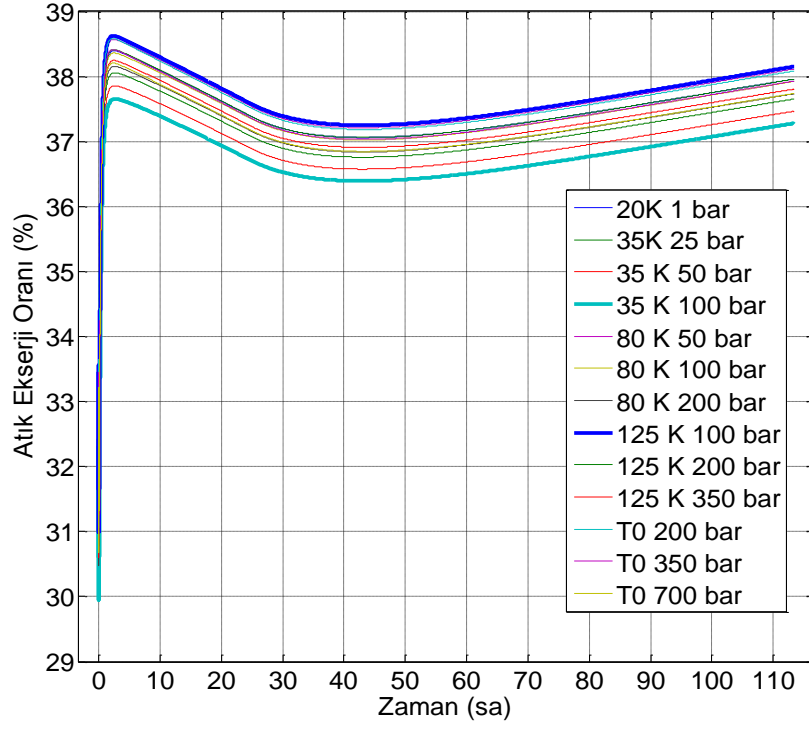


(a)

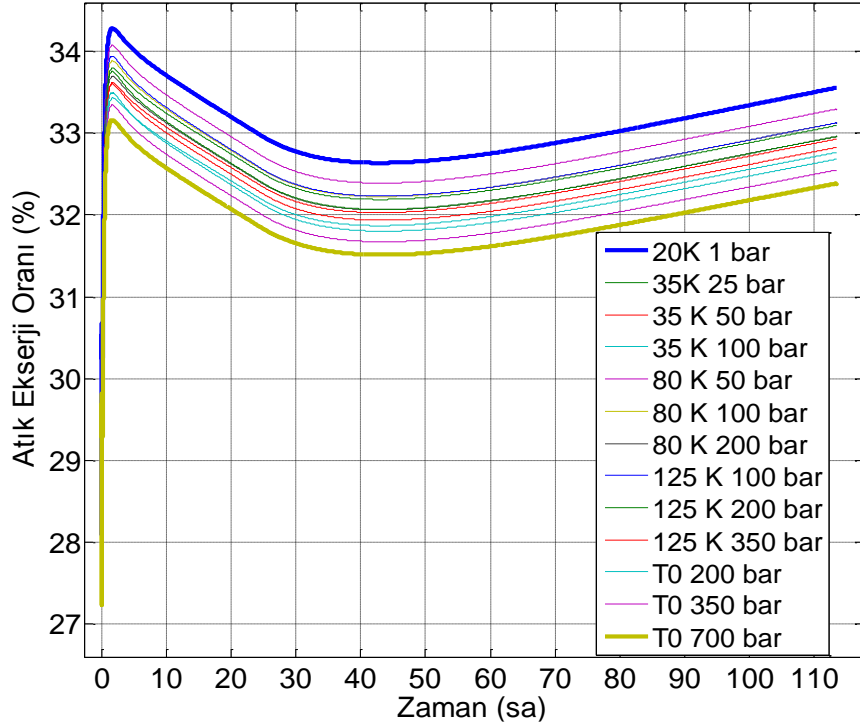


(b)

Şekil 3.49. Hidrojen yakıtla tüm uçuş profili boyunca anlık atık ekserji oranları. a) geri kazanımsız, b) geri kazanımlı (zarf içinde en altta ve en üstte yer alan grafikler kalın çizgilerle gösterilmiştir)



(a)



(b)

Şekil 3.50. Hidrojen yakıtla tüm uçuş profili boyunca toplam atık ekserji oranları. a) geri kazanımsız, b) geri kazanımlı (zarf içinde en alta ve en üstte yer alan grafikler kalın çizgilerle gösterilmiştir)

Çizelge 3.16. Hidrojen yakıtla maksimum ve minimum anlık atık ekserji oranları ve % 0.5'ten az değişim gösterdiği aralıklar

Depolama Özellikleri		Isı Geri Kazanımı	Minimum Bilgileri				Maksimum Bilgileri					
T (K)	P (bar)		Atık Ekserji Oranı (%)	Zaman (sa)		Wf/Wf0 (%)		Atık Ekserji Oranı (%)	Zaman (sa)		Wf/Wf0 (%)	
				ilk	son	ilk	son		ilk	son	ilk	son
Anlık												
20	1	yok	29.85	0.00	0.01	0.05	0.05	42.71	0.47	0.51	1.93	2.01
		var	27.27					37.90	0.45		1.90	
35	25	yok	29.51					42.37	0.47		1.93	
		var	26.83					37.40	0.46		1.90	
	50	yok	29.31					42.16	0.47		1.93	
		var	26.65					37.22	0.46		1.90	
100	yok	29.11	41.95					0.47	1.93			
	var	26.47	37.03					0.46	1.90			
80	50	yok	30.05					42.88	0.47		1.93	
		var	27.18					37.64	0.45		1.90	
	100	yok	29.84					42.67	0.47		1.93	
		var	26.99					37.46	0.45		1.90	
200	yok	29.63	42.46					0.47	1.93			
	var	26.81	37.27					0.45	1.90			
125	100	yok	30.14					42.92	0.47		1.93	
		var	27.13					37.47	0.45		1.89	
	200	yok	29.93					42.71	0.47		1.93	
		var	26.94					37.29	0.45		1.90	
350	yok	29.76	42.54					0.47	1.93			
	var	26.79	37.14					0.45	1.90			
T0	200	yok	30.21	42.85	0.47	1.93						
		var	26.76	37.01	0.45	1.90						
	350	yok	30.03	42.67	0.47	1.93						
		var	26.60	36.86	0.45	1.90						
700	yok	29.83	42.46	0.47	1.93							
	var	26.42	36.68	0.45	1.90							

Çizelge 3.17. Hidrojen yakıtla maksimum ve minimum toplam atık ekserji oranları ve % 0.5'ten az değişim gösterdiği aralıklar

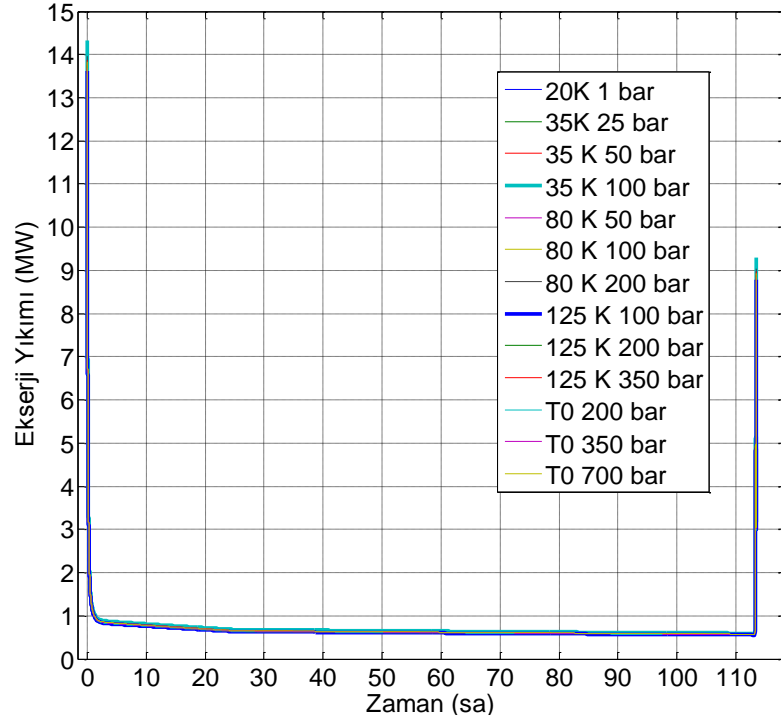
Depolama Özellikleri		Isı Geri Kazanımı	Minimum Bilgileri				Maksimum Bilgileri					
T (K)	P (bar)		Atık Ekserji Oranı (%)	Zaman (sa)		Wf/Wf0 (%)		Atık Ekserji Oranı (%)	Zaman (sa)		Wf/Wf0 (%)	
				ilk	son	ilk	son		ilk	son	ilk	son
Toplam												
20	1	yok	30.71	0.01	0.02	0.10	0.16	38.39	1.28	2.54	3.10	4.55
		var	28.09			0.10	0.18	34.28	1.02	1.76	2.78	3.68
35	25	yok	30.36			0.10	0.16	38.06	1.30	2.64	3.13	4.66
		var	27.65			0.10	0.18	33.80	1.03	1.78	2.79	3.70
	50	yok	30.15			0.10	0.16	37.85	1.32	2.69	3.15	4.72
		var	27.46			0.10	0.17	33.62	1.04	1.80	2.81	3.72
	100	yok	29.95			0.10	0.16	37.65	1.33	2.75	3.17	4.78
		var	27.28			0.10	0.17	33.43	1.05	1.83	2.82	3.75
80	50	yok	30.90			0.10	0.16	38.57	1.26	2.48	3.08	4.49
		var	28.01			0.10	0.18	34.08	1.00	1.71	2.75	3.62
	100	yok	30.69			0.10	0.16	38.36	1.27	2.53	3.10	4.54
		var	27.81			0.10	0.18	33.89	1.01	1.73	2.77	3.64
	200	yok	30.48			0.10	0.16	38.15	1.29	2.58	3.12	4.60
		var	27.62			0.10	0.18	33.70	1.02	1.75	2.78	3.66
125	100	yok	30.99			0.10	0.16	38.62	1.25	2.44	3.06	4.44
		var	27.95			0.11	0.18	33.94	0.99	1.68	2.74	3.59
	200	yok	30.78			0.10	0.16	38.41	1.26	2.48	3.08	4.49
		var	27.76			0.11	0.18	33.76	1.00	1.70	2.75	3.61
	350	yok	30.61			0.10	0.16	38.25	1.27	2.52	3.10	4.53
		var	27.61			0.11	0.18	33.61	1.00	1.72	2.75	3.62
T0	200	yok	31.06			0.10	0.17	38.58	1.22	2.36	3.03	4.35
		var	27.58			0.11	0.18	33.50	1.00	1.69	2.74	3.60
	350	yok	30.89			0.10	0.16	38.41	1.23	2.39	3.05	4.38
		var	27.42			0.11	0.18	33.35	1.00	1.71	2.75	3.61
	700	yok	30.67	0.10	0.16	38.21	1.25	2.43	3.06	4.43		
		var	27.23	0.11	0.18	33.16	1.01	1.73	2.76	3.64		

3.5.10. Ekserji yıkımı

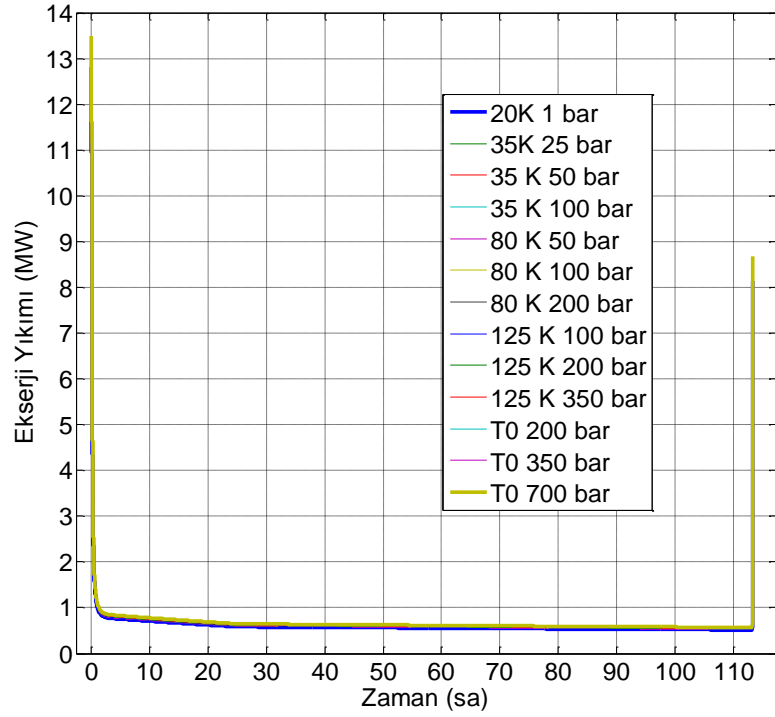
Hidrojen yakıtla uçuş profili boyunca anlık ekserji yıkımları Şekil 3.51’de, toplam ekserji yıkımları Şekil 3.52’de, alçalma ve iniş safhası boyunca anlık ekserji yıkımları Şekil 3.53’te, toplam ekserji yıkımları Şekil 3.54’te, ekserji yıkımlarının maksimum ve minimum bilgileri Çizelge 3.16’da verilmiştir. Yakıt tüketim oranları önceki grafiklerden görülebileceğinden bu grafiklerde gösterilmemiştir.

Isı geri kazanımlı ve geri kazanımsız minimum anlık ekserji yıkımları uçuş profilinin 113.27’nci saatinde gerçekleşirken, maksimum ekserji yıkımları kalkış koşusunun başlangıcında gerçekleşmektedir. Kalkış koşusu balangıcında ekserji kullanımı maksimum ve ekserji verimi minimum olduğundan ekserji yıkımı maksimumdur. Bu andan maksimum görev irtifasına tırmanma anına kadar ise ekserji kullanımı azalmakta ve ekserji verimi artmakta, dolayısıyla ekserji yıkımları azalmaktadır. Bu andan itibaren ise ekserji kullanımı azalmakla birlikte, azalan itki gereği ve dolayısıyla üretilen itkideki azalma nedeniyle, ekserji verimi azalmaktadır. Uçuşun 113.27’nci saatlerinde ekserji verimindeki azalma, ekserji kullanımındaki azalmanın etkisini aşmakta ve ekserji yıkımlarında yeniden artış olmaya başlamaktadır.

Toplam ekserji yıkımlarının kalkış koşusu başlangıcında sıfır ve uçuş profili sonunda maksimum olması doğaldır. Isı geri kazanımları, ekserji yıkım oranlarını artırmakla birlikte, yakıt tasarrufu sayesinde, görece düşük ekserji yıkımlarına yol açmaktadır. Yakıt mekanik ekserjisinin işe dönüştürülme imkânı olmadığı kabul edildiğinden, yüksek basınçlarda depolanan yakıtın ekserji yıkımları da yüksek olmaktadır.

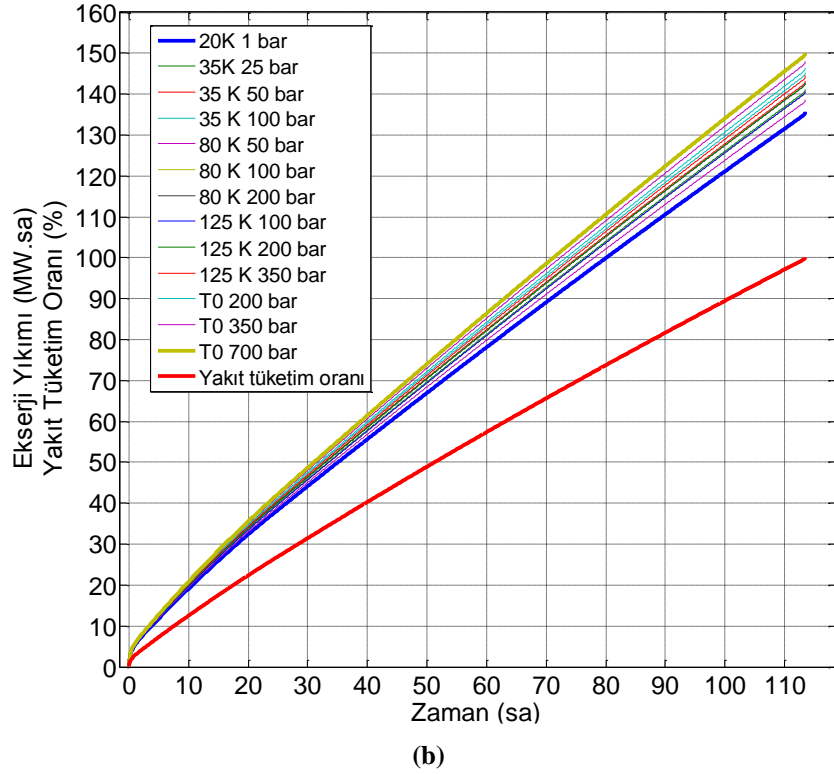
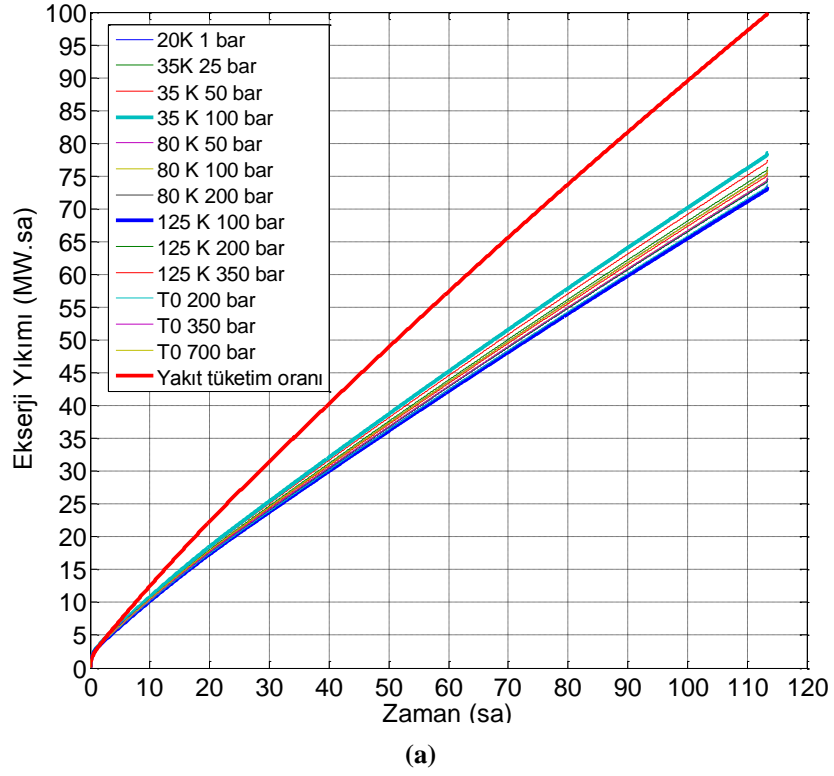


(a)

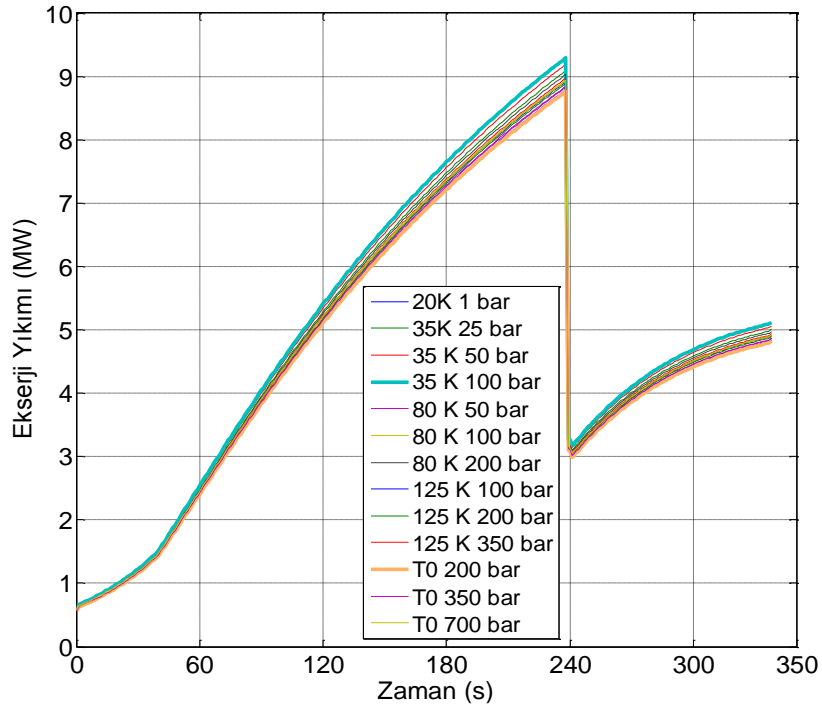


(b)

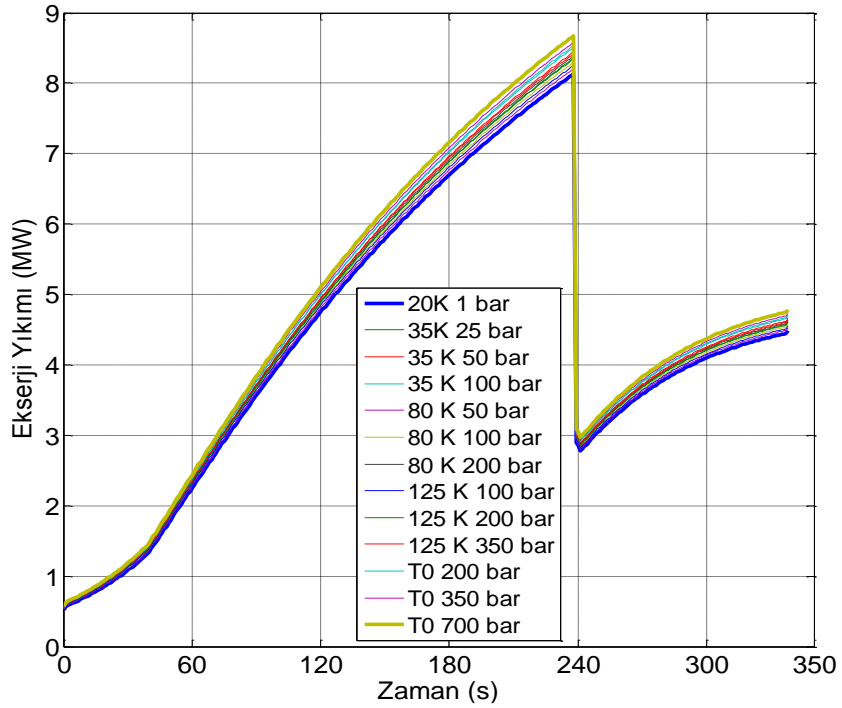
Şekil 3.51. Hidrojen yakıtla uçuş profili boyunca anlık ekserji yıkımları a) geri kazanımsız, b) geri kazanımlı (zarf içinde en altta ve en üstte yer alan grafikler kalın çizgilerle gösterilmiştir)



Şekil 3.52. Hidrojen yakıtla uçuş profili boyunca toplam ekserji yıkımları a) geri kazanımsız, b) geri kazanımlı (zarf içinde en altta ve en üstte yer alan grafikler kalın çizgilerle gösterilmiştir)

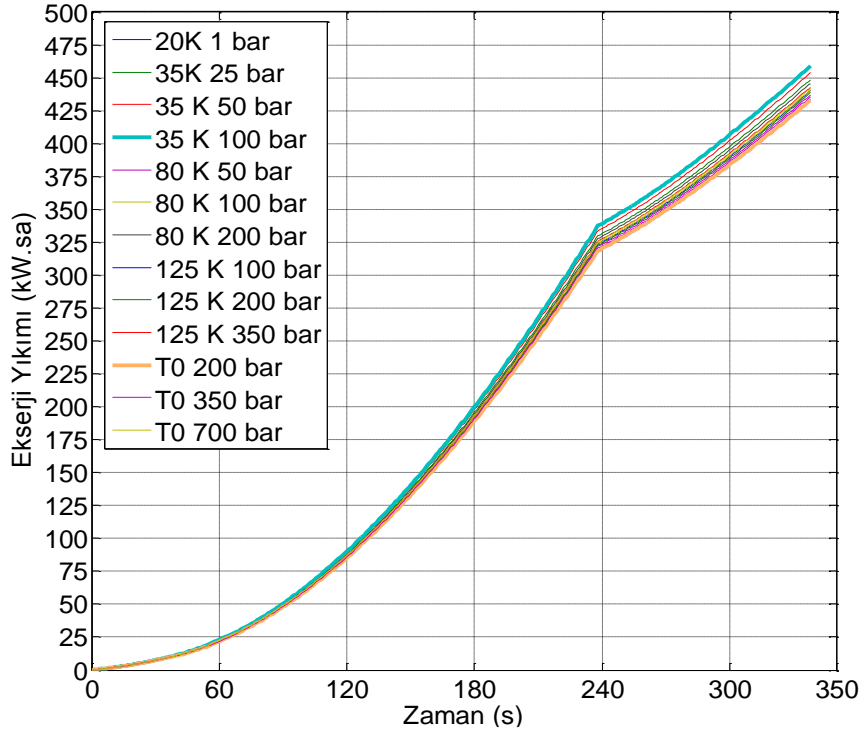


(a)

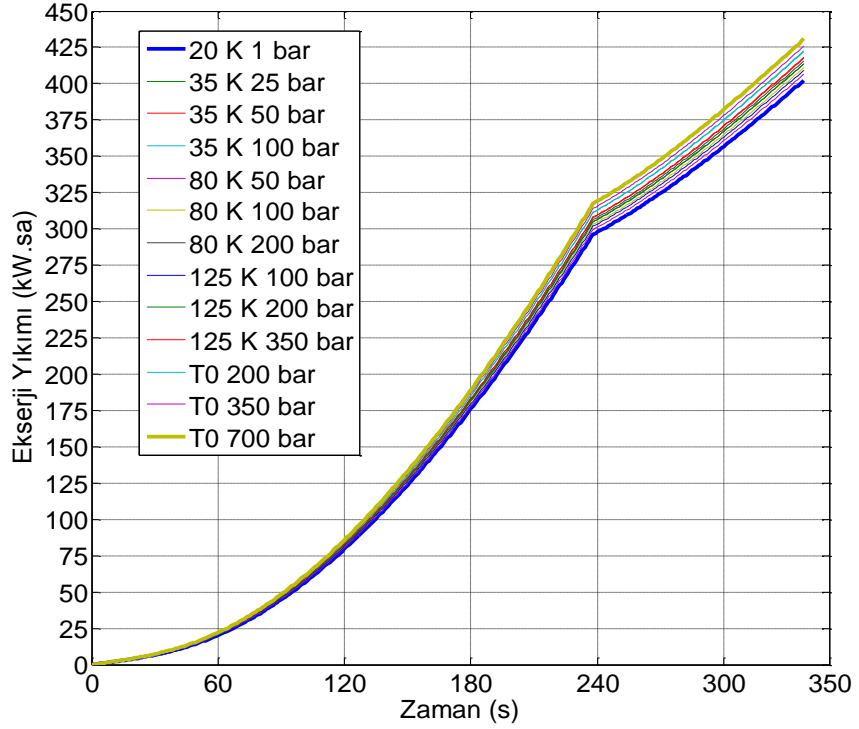


(b)

Şekil 3.53. Hidrojen yakıtla alçalma ve iniş safhası boyunca anlık ekserji yıkımları. a) ısı geri kazanımsız, b) ısı geri kazanımlı (zarf içinde en altta ve en üstte yer alan grafikler kalın çizgilerle gösterilmiştir)



(a)



(b)

Şekil 3.54. Hidrojen yakıtla alçalma ve iniş safhası boyunca toplam ekserji yıkımları. a) ısı geri kazanımsız, b) ısı geri kazanımlı (zarf içinde en altta ve en üstte yer alan grafikler kalın çizgilerle gösterilmiştir)

Çizelge 3.18. Hidrojen yakıtla maksimum ve minimum anlık ekserji yıkımları ve % 0.5'ten az değişim gösterdiği aralıklar

Depolama Özellikleri		Isı Geri Kazanımı	Minimum Bilgileri				Maksimum Bilgileri					
T (K)	P (bar)		Ekserji Yıkımı (MW)	Zaman (sa)		Wf/Wf0 (%)		Ekserji Yıkımı (MW)	Zaman (sa)		Wf/Wf0 (%)	
				ilk	son	ilk	son		ilk	son	ilk	son
Anlık												
20	1	yok	0.56	109.43	113.27	96.67	99.58	13.80	0.00	0.00	0.00	0.00
		var	0.52	109.02		96.36		12.81				
35	25	yok	0.58	109.45	113.27	96.68	99.58	14.05	0.00	0.00	0.00	0.00
		var	0.54	108.95		96.30		13.12				
	50	yok	0.59	109.45		96.68		14.19				
		var	0.54	108.98		96.32		13.25				
	100	yok	0.60	109.45		96.68		14.34				
		var	0.55	109.01		96.35		13.38				
80	50	yok	0.56	109.42	113.27	96.66	99.58	13.67	0.00	0.00	0.00	0.00
		var	0.53	108.91		96.27		12.89				
	100	yok	0.57	109.44		96.67		13.82				
		var	0.53	108.94		96.29		13.02				
	200	yok	0.57	109.45		96.68		13.96				
		var	0.54	108.98		96.32		13.15				
125	100	yok	0.56	109.41	113.27	96.65	99.58	13.61	0.00	0.00	0.00	0.00
		var	0.53	108.95		96.30		12.93				
	200	yok	0.56	109.43		96.67		13.75				
		var	0.54	108.98		96.32		13.06				
	350	yok	0.57	109.45		96.68		13.87				
		var	0.55	109.01		96.35		13.17				
T0	200	yok	0.56	109.42	113.27	96.66	99.58	13.56	0.00	0.00	0.00	0.00
		var	0.56	109.04		96.37		13.25				
	350	yok	0.57	109.44		96.67		13.68				
		var	0.56	109.07		96.39		13.36				
	700	yok	0.57	109.45		96.68		13.82				
		var	0.57	109.09		96.41		13.49				

Çizelge 3.19. Hidrojen yakıtla maksimum ve minimum toplam ekserji yıkımları ve % 0.5'ten az değişim gösterdiği aralıklar

Depolama Özellikleri		Isı Geri Kazanımı	Minimum Bilgileri				Maksimum Bilgileri					
T (K)	P (bar)		Ekserji Yıkımı (MW.sa)	Zaman (sa)		Wf/Wf0 (%)		Ekserji Yıkımı (MW.sa)	Zaman (sa)		Wf/Wf0 (%)	
				ilk	son	ilk	son		ilk	son	ilk	son
Toplam												
20	1	yok	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	74.49	113.36	113.43	99.69	99.99
		var						67.86			99.69	
35	25	yok						76.32			99.69	
		var						70.61			99.69	
	50	yok						77.46			99.69	
		var						71.63			99.69	
	100	yok						78.59			99.69	
		var						72.64			99.69	
80	50	yok						73.57			99.69	
		var						69.37			99.69	
	100	yok						74.70			99.69	
		var						70.39			99.69	
	200	yok						75.83			99.69	
		var						71.41			99.69	
125	100	yok						73.35			99.69	
		var						70.38			99.69	
	200	yok						74.49			99.69	
		var						71.41			99.68	
	350	yok						75.40			99.69	
		var						72.24			99.68	
T0	200	yok						73.75			99.69	
		var						73.21			99.68	
	350	yok						74.67			99.69	
		var						74.05			99.68	
	700	yok	75.81	99.69								
		var	75.09	99.68								

3.5.11. Ekserji yıkım faktörü

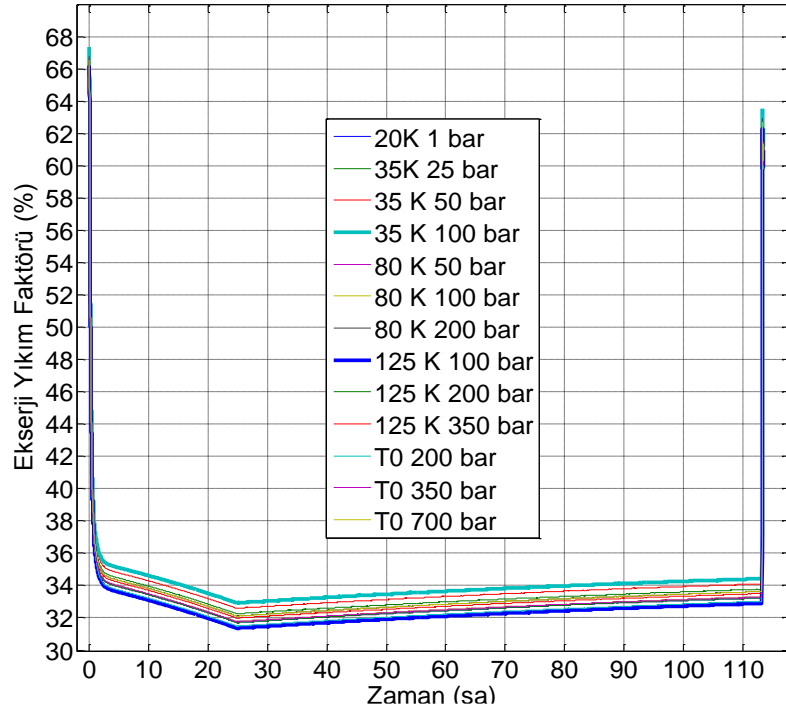
Hidrojen yakıtla uçuş profili boyunca anlık ekserji yıkım faktörleri Şekil 3.55'te, maksimum ve minimum bilgileri Çizelge 3.20'de, toplam ekserji yıkım faktörleri Şekil 3.56'da, maksimum ve minimum bilgileri Çizelge 3.21'de verilmiştir.

Anlık ekserji yıkım faktörlerinin maksimum değerleri, kalkış koşusu başlangıcında gerçekleşirken, minimum değerleri, ekserji verimlerinin maksimumuna ulaştığı, uçuş profilinin 24.96. saatinde gerçekleşmektedir. Isı geri kazanımsız anlık ekserji yıkım faktörlerinin minimum değerleri, % 31.35 (125 K 100 bar) ile % 32.91 (35 K 100 bar) arasında değişirken, ısı geri kazanımlı anlık ekserji yıkım faktörleri % 32.16 (20 K 1 bar sıvı) ile % 34.53 (T0, 700 bar) arasında değişmektedir. Isı geri kazanımsız ekserji yıkım faktörlerinin maksimum değerleri ise Uçuş profili genelinde (toplam) ekserji yıkım faktörleri ise % 66.10 (T0 200 bar) ve % 67.33 (35 K 100 bar) arasında değişmektedir. 125 K 100 bar depolama şartlarında maksimum ekserji yıkım faktörü % 66.18 ile T0, 200 bar depolama şartlarındaki yakıtın maksimum ekserji yıkım faktörüne yakındır.

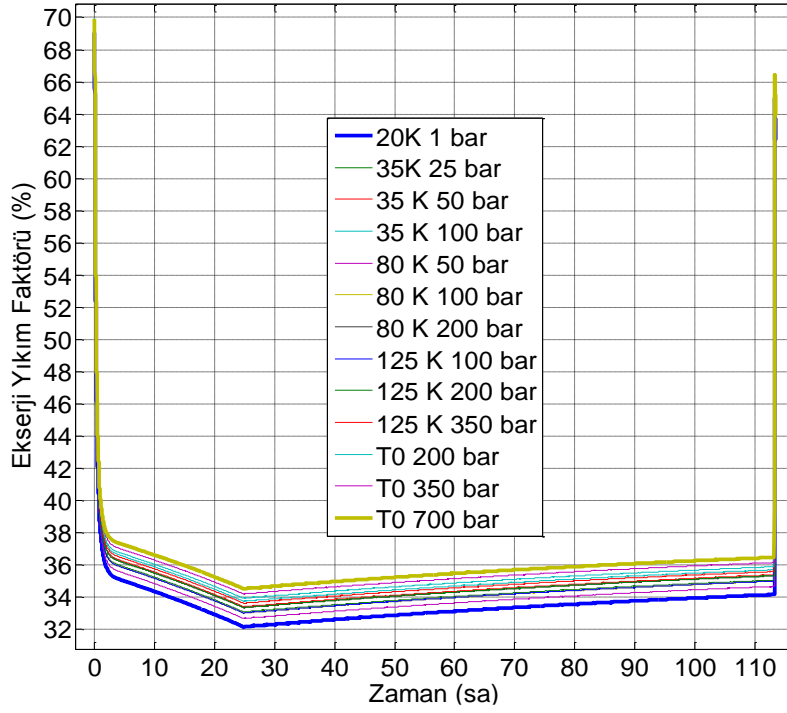
Isı geri kazanımlı anlık ekserji yıkım faktörlerinin minimum değerleri % 32.16 (20 K, 1 bar) ile % 34.53 (T0, 700 bar) ve maksimum değerleri % 69.05 ile % 69.91 arasında yine bu iki depolama özellikleriyle gerçekleşmektedir.

Isı geri kazanımsız toplam ekserji yıkım faktörlerinin minimum değerleri % 32.73 (125 K 100 bar ile uçuş profilinin yaklaşık 60.62 ile 100.54. saatleri arasında) ve % 34.27 (35 K 100 bar ile uçuş profilinin 59.99. ile 100.80. saatleri arasında) değişmektedir. Bu değerler ısı geri kazanımı halinde, yaklaşık aynı zaman aralığında, % 33.86 (20 K 1 bar) ve % 36.17 arasında değişmektedir.

Yakıt mekanik ekserjilerinin işe dönüştürülme imkânı olmadığı kabul edildiğinden, yüksek basınçlarda depolamanın ekserji yıkım faktörlerini artırdığı görülmektedir. Diğer taraftan, sonlu sıcaklıklarda ısı geçişleri nedeniyle, ısı geri kazanımları da ekserji yıkım faktörlerini artırmaktadır.

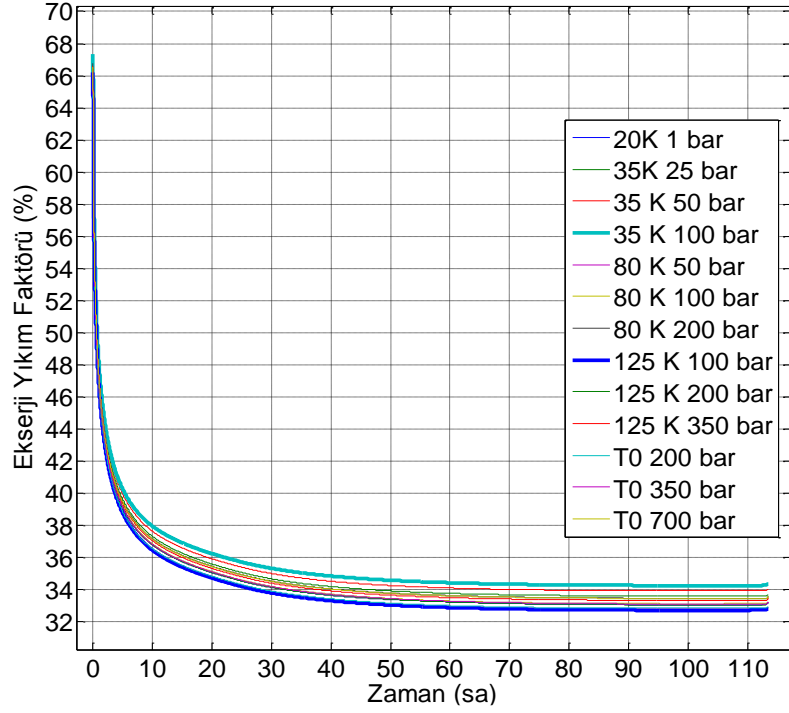


(a)

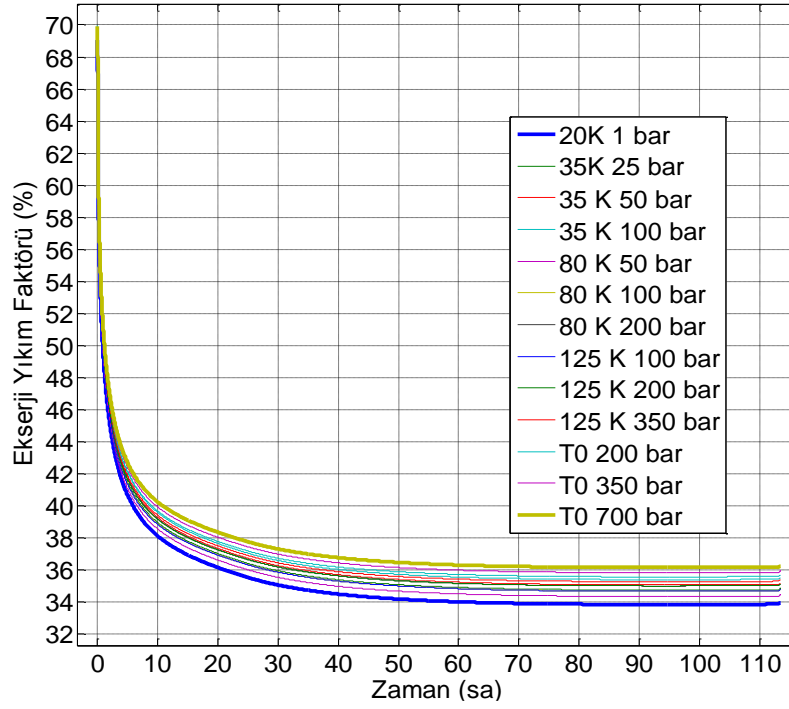


(b)

Şekil 3.55. Hidrojen yakıtla uçuş profili boyunca anlık ekserji yıkım faktörleri. a) ısı geri kazanımsız, b) ısı geri kazanımlı (zarf içinde en altta ve en üstte yer alan grafikler kalın çizgilerle gösterilmiştir)



(a)



(b)

Şekil 3.56. Hidrojen yakıtla uçuş profili boyunca toplam ekserji yıkım faktörleri. a) ısı geri kazanımsız, b) ısı geri kazanımlı (zarf içinde en altta ve en üstte yer alan grafikler kalın çizgilerle gösterilmiştir)

Çizelge 3.20. Hidrojen yakıtla anlık ekserji yıkım faktörleri maksimum ve minimum değerleri ve % 0.5'ten az değişim gösterdiği aralıklar

Depolama Özellikleri		Isı Geri Kazanımı	Minimum Bilgileri				Maksimum Bilgileri					
T (K)	P (bar)		Ekserji Yıkım Faktörü (%)	Zaman (sa)		Wf/Wf0 (%)		Ekserji Yıkım Faktörü (%)	Zaman (sa)		Wf/Wf0 (%)	
				ilk	son	ilk	son		ilk	son	ilk	son
Anlık												
20	1	yok	31.69	23.75	24.96	25.77	26.87	66.50	0.00	0.00	0.00	0.00
		var	32.16	23.99		25.99		69.05				
35	25	yok	32.24	23.71		25.74		66.88				
		var	33.08	23.94		25.95		69.53				
	50	yok	32.58	23.69		25.72		67.11				
		var	33.41	23.93		25.93		69.74				
100	yok	32.91	23.67	25.70		67.33						
	var	33.74	23.91	25.92		69.94						
80	50	yok	31.41	23.76		25.78		66.28				
		var	32.67	23.96		25.97		69.12				
	100	yok	31.76	23.74		25.77		66.52				
		var	33.01	23.94		25.95		69.33				
200	yok	32.10	23.72	25.75		66.75						
	var	33.35	23.93	25.93		69.54						
125	100	yok	31.35	23.77		25.79		66.18				
		var	33.02	23.94		25.95		69.16				
	200	yok	31.69	23.75		25.77		66.42				
		var	33.35	23.93		25.93		69.37				
350	yok	31.97	23.73	25.75		66.61						
	var	33.62	23.91	25.92		69.54						
T0	200	yok	31.47	23.76		25.78		66.10				
		var	33.93	23.89		25.90		69.53				
	350	yok	31.75	23.74		25.77		66.30				
		var	34.20	23.88		25.89		69.70				
700	yok	32.09	23.72	25.75	66.53							
	var	34.53	23.86	25.88	69.91							

Çizelge 3.21. Hidrojen yakıtla toplam ekserji yıkım faktörleri maksimum ve minimum değerleri ve % 0.5'ten az değişim gösterdiği aralıklar

Depolama Özellikleri		Isı Geri Kazanımı	Minimum Bilgileri					Maksimum Bilgileri				
T (K)	P (bar)		Ekserji Yıkım Faktörü (%)	Zaman (sa)		Wf/Wf0 (%)		Ekserji Yıkım Faktörü (%)	Zaman (sa)		Wf/Wf0 (%)	
				ilk	son	ilk	son		ilk	son	ilk	son
Toplam												
20	1	yok	33.07	60.54	100.68	57.78	89.96	66.50	0.00	0.00	0.00	0.00
		var	33.86	59.86	94.33	57.20	85.03	69.05				
35	25	yok	33.61	60.31	100.78	57.58	90.04	66.88				
		var	34.76	59.29	94.25	56.73	84.97	69.53				
	50	yok	33.95	60.15	100.80	57.45	90.05	67.11				
		var	35.09	59.14	94.30	56.60	85.00	69.74				
100	yok	34.27	59.99	100.80	57.32	90.05	67.33					
	var	35.41	59.01	94.35	56.50	85.04	69.94					
80	50	yok	32.80	60.65	100.61	57.86	89.90	66.28				
		var	34.36	59.24	94.07	56.69	84.82	69.12				
	100	yok	33.14	60.49	100.67	57.73	89.95	66.52				
		var	34.69	59.11	94.11	56.57	84.86	69.33				
200	yok	33.47	60.33	100.73	57.60	89.99	66.75					
	var	35.02	58.97	94.16	56.46	84.90	69.54					
125	100	yok	32.73	60.62	100.54	57.84	89.85	66.18				
		var	34.69	58.89	93.55	56.39	84.42	69.16				
	200	yok	33.07	60.46	100.60	57.71	89.90	66.42				
		var	35.02	58.75	93.60	56.27	84.46	69.37				
350	yok	33.34	60.33	100.65	57.60	89.93	66.61					
	var	35.28	58.64	93.99	56.18	84.76	69.54					
T0	200	yok	32.85	60.41	100.01	57.66	89.44	66.10				
		var	35.58	58.29	93.46	55.89	84.35	69.53				
	350	yok	33.13	60.28	100.05	57.55	89.48	66.30				
		var	35.84	58.18	93.50	55.80	84.38	69.70				
700	yok	33.46	60.12	100.53	57.42	89.84	66.53					
	var	36.17	58.04	93.55	55.68	84.42	69.91					

3.5.12. Çevresel etki faktörü

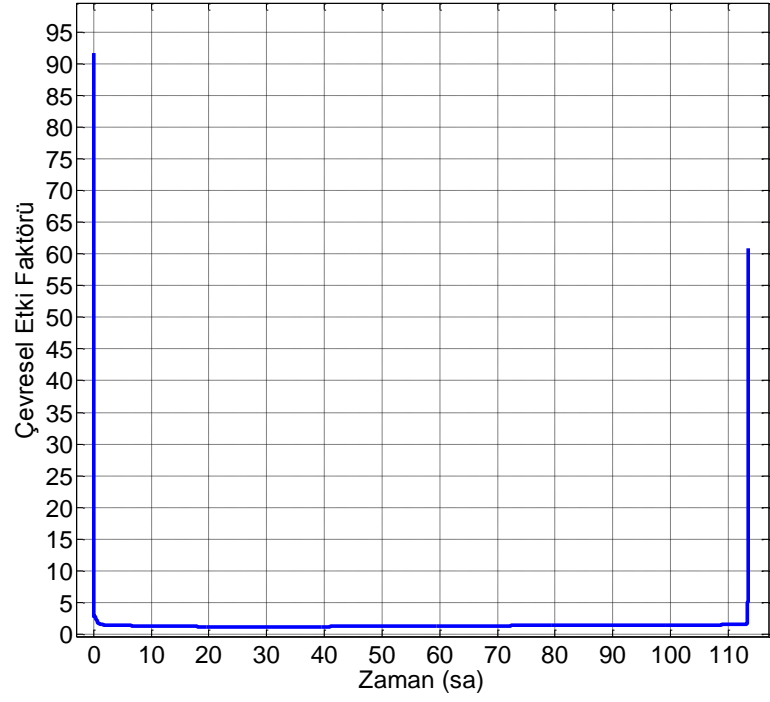
Hidrojen yakıtla uçuş profili boyunca anlık çevresel etki faktörleri Şekil 3.57’de, toplam çevresel etki faktörleri faktörleri Şekil 3.58’de, anlık ve toplam çevresel etki faktörlerinin maksimum ve minimum bilgileri Çizelge 3.22’de verilmiştir.

Anlık ve toplam maksimum çevresel etki faktörleri, yüksek atık ekserji ve düşük ekserji verimleri nedeniyle, kalkış koşusunun başlangıcında gerçekleşmektedir. Isı geri kazanımsız anlık ve toplam çevresel ekserji faktörlerinin maksimum değeri, tüm depolama şartları için aynıdır (91.73). Isı geri kazanımlı anlık ve toplam çevresel etki faktörlerinin maksimum değerleri ise % 75.47 (20 K 1 bar) ile % 76.43 (T0, 700 bar) arasında değişmektedir.

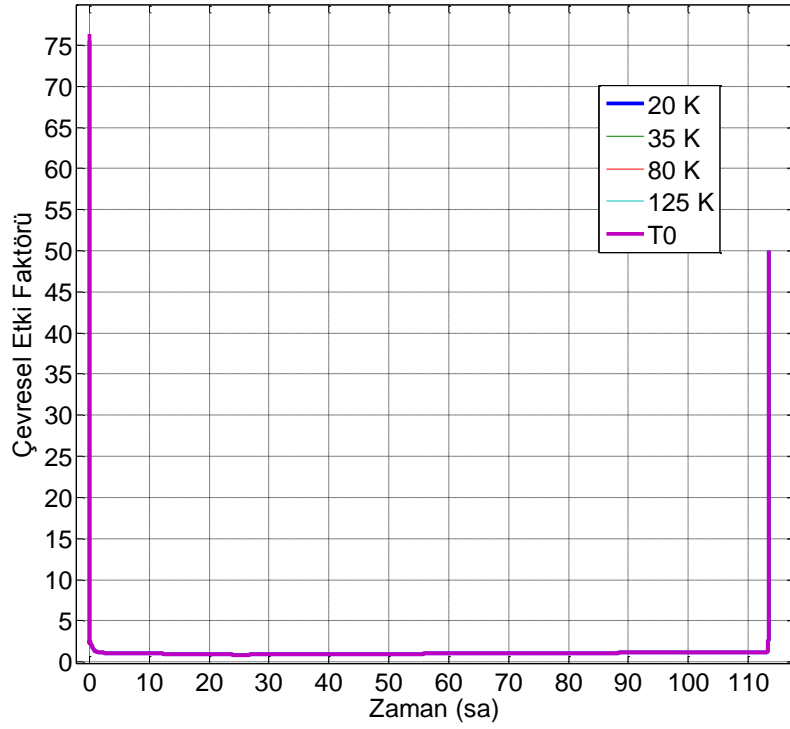
Isı geri kazanımsız anlık çevresel etki faktörlerinin minimum değerleri 1.11 ile ve ısı geri kazanımlı anlık çevresel etki faktörlerinin minimum değerleri 0.87 ile tüm depolama şartları için aynıdır ve \pm % 0.5 değişimle uçuşun 24.50 ile 24.96. saatleri arasında gerçekleşmektedir. Bu zaman aralığı, tırmanma safhasının sonlarını kapsamaktadır. Düz uçuş safhasının başlangıcından itibaren çevresel etki faktörlerinde artışlar olmaktadır.

Isı geri kazanımsız toplam çevresel etki faktörlerinin minimum değeri 1.26 \pm % 0.5 ile tüm depolama özellikleri için uçuş profilinin 43.13 ile 54.50. saatleri arasında gerçekleşmektedir. Isı geri kazanımlı çevresel etki faktörlerinin minimum değerleri ise tüm depolanma şartları için yaklaşık 0.98 ile ve uçuş profilinin yaklaşık 43.18 – 54.50. saatleri arasında gerçekleşmektedir.

Isı geri kazanımının çevresel etki faktöründe yaklaşık % 22 iyileşme (azaltma) imkânı sağladığı görülmektedir.

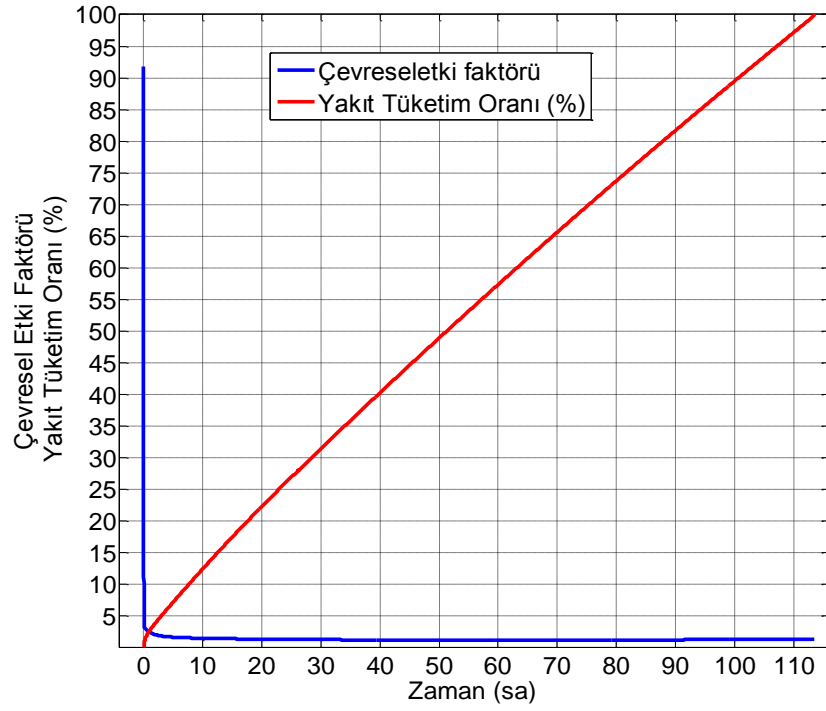


(a)

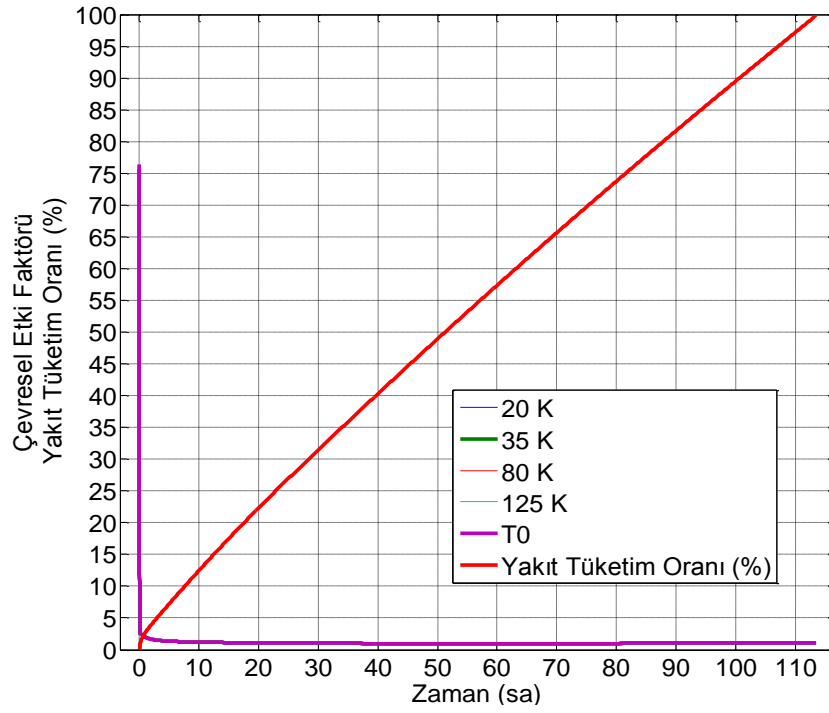


(b)

Şekil 3.57. Hidrojen yakıtla uçuş profili boyunca anlık çevresel etki faktörleri. a) ısı geri kazanımsız, b) ısı geri kazanımlı (zarf içinde en altta ve en üstte yer alan grafikler kalın çizgilerle gösterilmiştir)



(a)



(b)

Şekil 3.58. Hidrojen yakıtla uçuş profili boyunca toplam çevresel etki faktörleri. a) ısı geri kazanımsız, b) ısı geri kazanımlı (zarf içinde en altta ve en üstte yer alan grafikler kalın çizgilerle gösterilmiştir)

Çizelge 3.22. Hidrojen yakıtla çevresel etki faktörleri maksimum ve minimum değerleri ve % 0.5'ten az değişim gösterdiği aralıklar

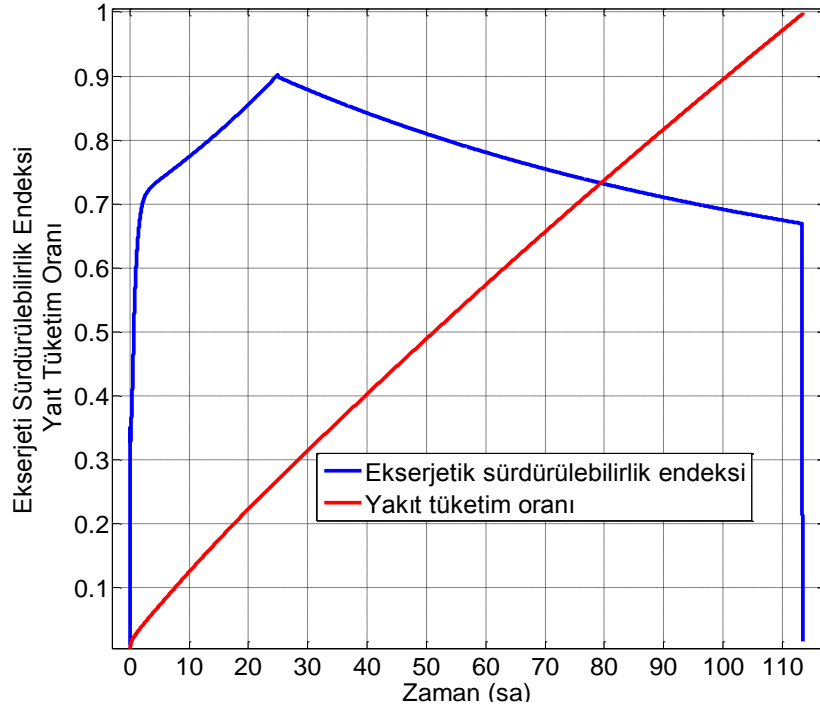
Depolama Özellikleri		Isı Geri Kazanımı	Minimum Bilgileri				Maksimum Bilgileri					
T (K)	P (bar)		Çevresel Etki Faktörü	Zaman (sa)		Wf/Wf0 (%)		Çevresel Etki Faktörü	Zaman (sa)		Wf/Wf0 (%)	
				ilk	son	ilk	son		ilk	son	ilk	son
Anlık												
20		yok	1.11	24.50	24.96	26.46	26.87	91.73	0.00	0.00	0.00	0.00
		var	0.87	24.52		26.47		75.57				
35		yok	1.11	24.50	24.96	26.46	26.87	91.73	0.00	0.00	0.00	0.00
		var	0.87	24.52		26.47		75.66				
80		yok	1.11	24.50	24.96	26.46	26.87	91.73	0.00	0.00	0.00	0.00
		var	0.87	24.52		26.47		75.77				
125		yok	1.11	24.50	24.96	26.46	26.87	91.73	0.00	0.00	0.00	0.00
		var	0.87	24.52		26.47		75.89				
T0		yok	1.11	24.50	24.96	26.46	26.87	91.73	0.00	0.00	0.00	0.00
		var	0.87	24.52		26.47		76.43				
Toplam												
20		yok	1.26	43.13	54.50	42.96	52.70	91.73	0.00	0.00	0.00	0.00
		var	0.98	43.18	54.35	43.00	52.57	75.57				
35		yok	1.26	43.13	54.50	42.96	52.70	91.73	0.00	0.00	0.00	0.00
		var	0.98	43.20	54.39	43.02	52.60	75.66				
80		yok	1.26	43.13	54.50	42.96	52.70	91.73	0.00	0.00	0.00	0.00
		var	0.98	43.23	54.42	43.05	52.63	75.77				
125		yok	1.26	43.13	54.50	42.96	52.70	91.73	0.00	0.00	0.00	0.00
		var	0.98	43.27	54.46	43.08	52.66	75.89				
T0		yok	1.26	43.13	54.50	42.96	52.70	91.73	0.00	0.00	0.00	0.00
		var	0.99	43.33	54.51	43.13	52.71	76.43				

3.5.13. Ekserjetik sürdürülebilirlik endeksi

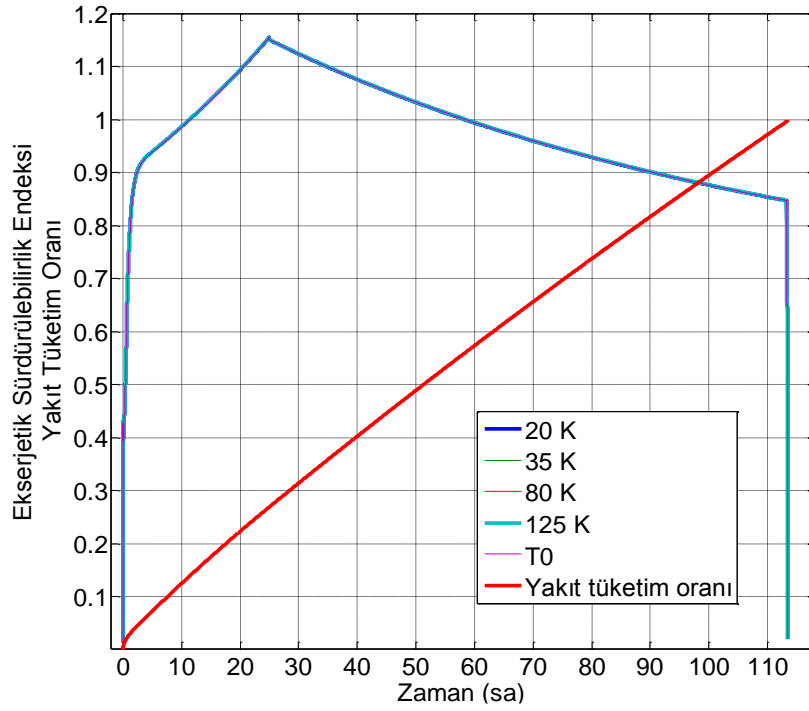
Hidrojen yakıtla uçuş profili boyunca anlık ekserjetik sürdürülebilirlik endeksleri Şekil 3.59'da, toplam ekserjetik sürdürülebilirlik endeksleri Şekil 3.60'ta, maksimum ve minimum bilgileri Çizelge 3.23'te verilmiştir.

Yüksek atık ekserji ve düşük ekserji verimi nedeniyle, ekserjetik sürdürülebilirlik endeksi kalkış koşusu başlangıcında tüm depolanma özellikleri için yaklaşık sıfırdır. Isı geri kazanımsız anlık ekserjetik sürdürülebilirlik endeksi 0.90 ve ısı geri kazanımlı anlık ekserjetik sürdürülebilirlik endeksi 1.15 ile uçuş profilinin 24.50 ile 24.96. saatleri arasında en yüksek değerine ulaşmaktadır. Bu zaman aralığı, tırmanma safhasının son anlarını kapsamaktadır. Düz uçuş safhasının başlangıcından itibaren ekserjetik sürdürülebilirlik endekslerinde azalma olmaktadır.

Isı geri kazanımsız toplam ekserjetik sürdürülebilirlik endeksi $0.80 \pm \% 0.5$ ile uçuşun 43.11 ile 54.50. saatleri arasında gerçekleşmektedir. Isı geri kazanımlı toplam ekserjetik sürdürülebilirlik endeksi ise yaklaşık 1.02 ile $\pm \% 0.5$ ile uçuşun 43.16 ile 54.51. saatleri arasında gerçekleşmektedir. Isı geri kazanımının ekserjetik sürdürülebilirlik endeksinde yaklaşık $\% 21.6$ 'lık bir iyileşme (artış) imkânı sunduğu görülmektedir.

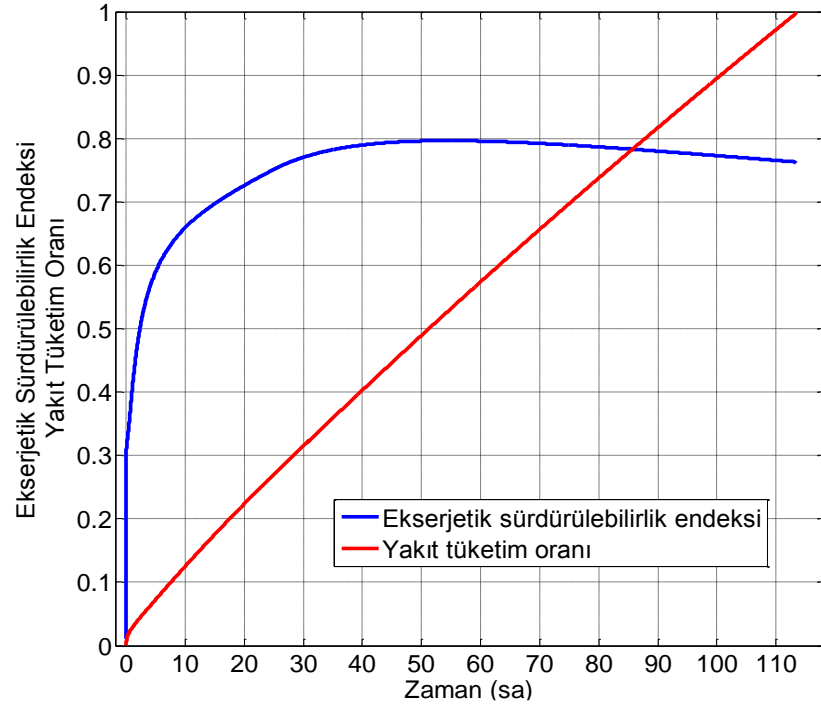


(a)

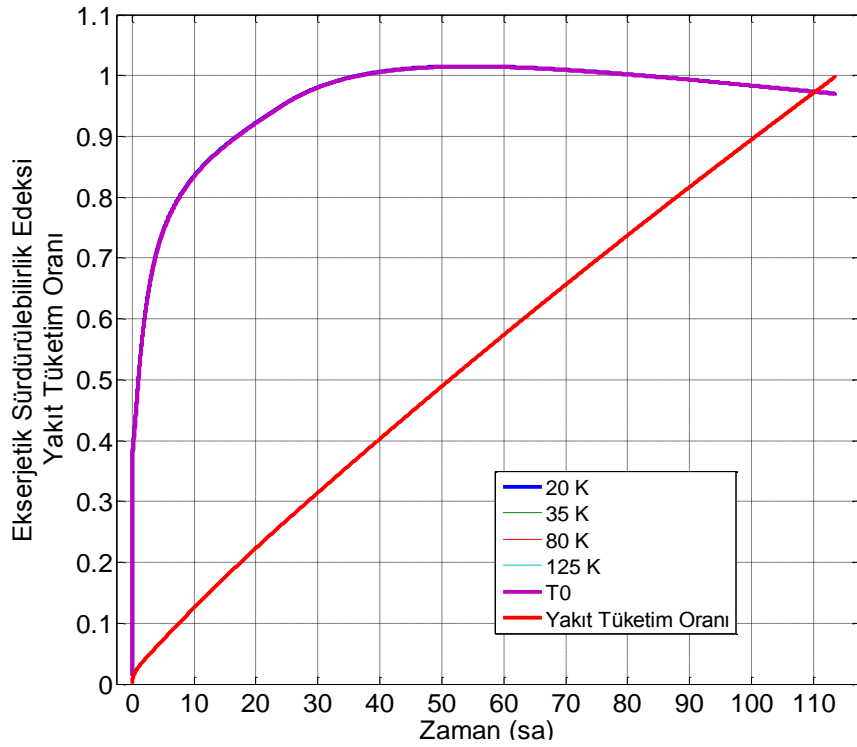


(b)

Şekil 3.59. Hidrojen yakıtla uçuş profili boyunca anlık ekserjetik sürdürülebilirlik endeksleri. a) ısı geri kazanımsız, b) ısı geri kazanımlı (zarf içinde en altta ve en üstte yer alan grafikler kalın çizgilerle gösterilmiştir)



(a)



(b)

Şekil 3.60. Hidrojen yakıtla uçuş profili boyunca toplam ekserjetik sürdürülebilirlik endeksleri. a) ısı geri kazanımsız, b) ısı geri kazanımlı (zarf içinde en altta ve en üstte yer alan grafikler kalın çizgilerle gösterilmiştir)

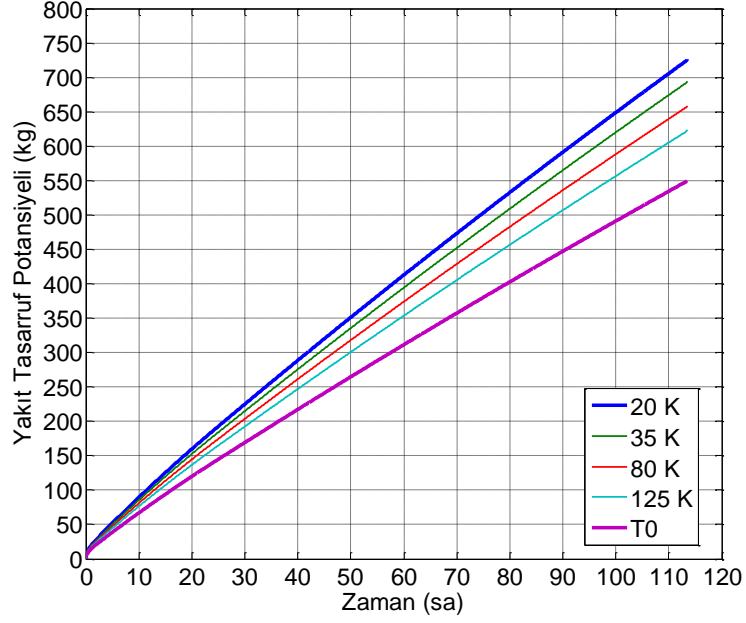
Çizelge 3.23. Hidrojen yakıtla ekserjetik sürdürülebilirlik endekslerinin maksimum ve minimum değerleri ve % 0.5'ten az değişim gösterdiği aralıklar

Depolama Özellikleri		Isı Geri Kazanımı	Minimum Bilgileri					Maksimum Bilgileri										
T (K)	P (bar)		Eks. Surd. Endeksi	Zaman (sa)		Wf/Wf0 (%)		Eks. Surd. Endeksi	Zaman (sa)		Wf/Wf0 (%)							
				ilk	son	ilk	son		ilk	son	ilk	son						
Anlık																		
20		yok	0.01	0.00	0.00	0.00	0.00	0.90	24.50	24.96	26.46	26.87						
		var						1.15	24.51		26.47							
35		yok						0.90	24.50		26.46							
		var						1.15	24.51		26.47							
80		yok						0.90	24.50		26.46							
		var						1.15	24.51		26.47							
125		yok						0.90	24.50		26.46							
		var						1.15	24.52		26.47							
T0		yok						0.90	24.50		26.46							
		var						1.15	24.52		26.47							
Toplam																		
20		yok						0.01	0.00		0.00		0.00	0.00	0.80	43.11	54.50	42.95
		var	1.02	43.16	54.35	42.98	52.57											
35		yok	0.80	43.11	54.50	42.95	52.70											
		var	1.02	43.19	54.39	43.01	52.60											
80		yok	0.80	43.11	54.50	42.95	52.70											
		var	1.02	43.21	54.42	43.03	52.63											
125		yok	0.80	43.11	54.50	42.95	52.70											
		var	1.02	43.24	54.46	43.05	52.66											
T0		yok	0.80	43.11	54.50	42.95	52.70											
		var	1.01	43.30	54.51	43.11	52.71											

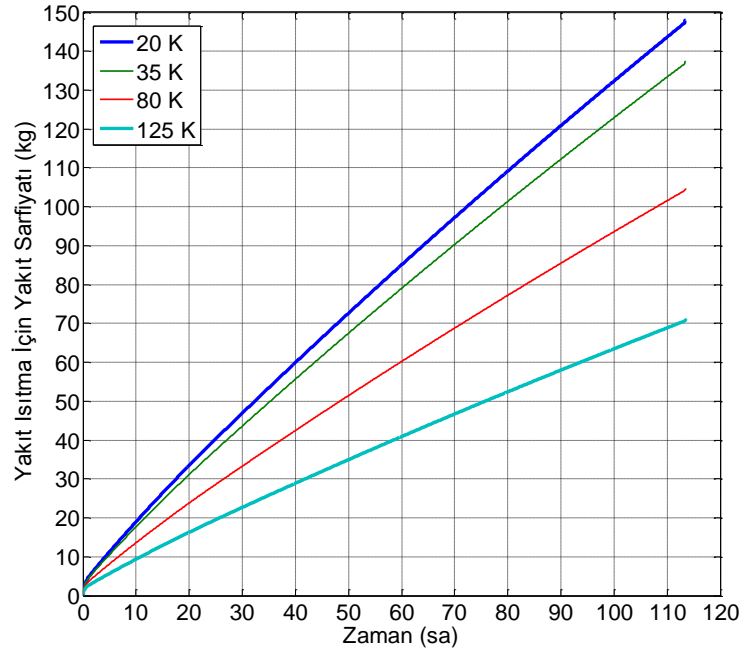
3.5.14. Yakıt tasarruf potansiyeli

Hidrojen yakıtın yanma odasına çevre sıcaklığında girmesi yerine, egzoz gazlarıyla % 100 etkinlikle ısıtılması halinde toplam yakıt tasarruf potansiyeli Şekil 3.61'de, yakıt sıcaklığının depo sıcaklığından çevre sıcaklığına yükseltilmesi için harcanması gereken yakıt miktarları Şekil 3.62'de gösterilmiştir. Isı geri kazanımlarının, yakıtların yanma odasına depolama sıcaklığında gönderilmesine göre sağlayacağı tasarruf potansiyelleri, Şekil 3.62'deki grafik değerleri, Şekil

3.61'deki grafik değerlerine eklenerek elde edilebilir. Yakıtların ısıtılması sırasında para-orto dönüşümleri hesaba katılmamıştır.



Şekil 3.61. Yanma odasına çevre sıcaklığında giren hidrojen yakıtın egzoz gazlarıyla ısıtılması halinde toplam yakıt tasarruf potansiyeli (zarf içinde en altta ve en üstte yer alan grafikler kalın çizgilerle gösterilmiştir)



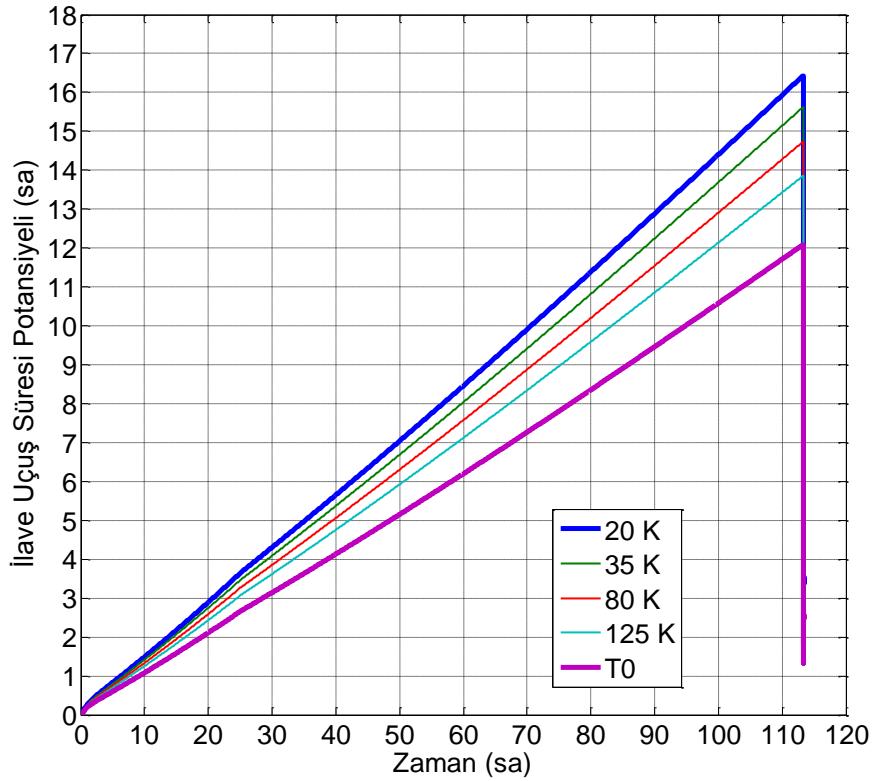
Şekil 3.62. Yakıt sıcaklıklarının çevre sıcaklığına yükseltilmesi için harcanması gereken toplam yakıt miktarları (zarf içinde en alt ve en üstteki grafikler kalın çizgilerle gösterilmiştir)

3.5.15. İlave uçuş süresi potansiyeli

İlave uçuş süresi (İİUS) potansiyeli, uçuşun belli bir anında o ana kadar tasarruf edilebilir toplam yakıt miktarıyla uçulabilecek süre olarak tanımlanmış ve

$$\dot{I}IUS = \frac{\int_0^t \Delta m_f dt}{\dot{m}_f - \Delta m_{f,t}} \quad (3.2)$$

şeklinde hesaplanarak Şekil 3.63'te gösterilmiştir. Burada \dot{m}_f , mevcut yakıt debisini, Δm_f , o ana kadarki anlık yakıt tasarruf potansiyellerini ve $\Delta m_{f,t}$, mevcut yakıt tasarruf potansiyelini göstermektedir. Şekil 3.63'teki ilave uçuş süreleri, yakıtın yanma odasına çevre sıcaklığında girmesi ile egzoz gazları ile ısıtılması halinde uçuş süreleri arasındaki farkı yansıtmaktadır. Yakıtın çevre sıcaklığına ısıtılması için harcanması gereken yakıt miktarı hesaba katıldığında bu fark, yakıtların yanma odasına depolanma sıcaklığında gönderilmesi halinde daha büyük olacaktır.



Şekil 3.63. Yakıtın egzoz gazlarıyla ısıtılmasının kazandıracığı ilave uçuş süresi potansiyelleri (zarf içinde en altta ve en üstte yer alan grafikler kalın çizgilerle gösterilmiştir)

Uçuşun ilerleyen zamanlarında, hem tasarruf edilebilir toplam yakıt miktarı arttığından ve hem de gerekli yakıt debisi azaldığından, ilave uçuş süresi potansiyelleri iniş safhasına kadar ekponansiyel olarak artmaktadır. Bu andan itibaren ilave uçuş sürelerindeki azalma, toplam ilave uçuş sürelerinde azalma manasına gelmemekte, yalnız bu şartlarda ilave uçuş sürelerini göstermektedir. Alçalma ve iniş şartlarında itibaren yakıt debisi, alçalma ve iniş sırasında motor gücünün nominal değerinin %30'una eşit veya daha yüksek tutulması nedeniyle, yeniden arttığından, bu şartlarda ilave uçuş süreleri, düz uçuş şartlarına göre daha kısadır.

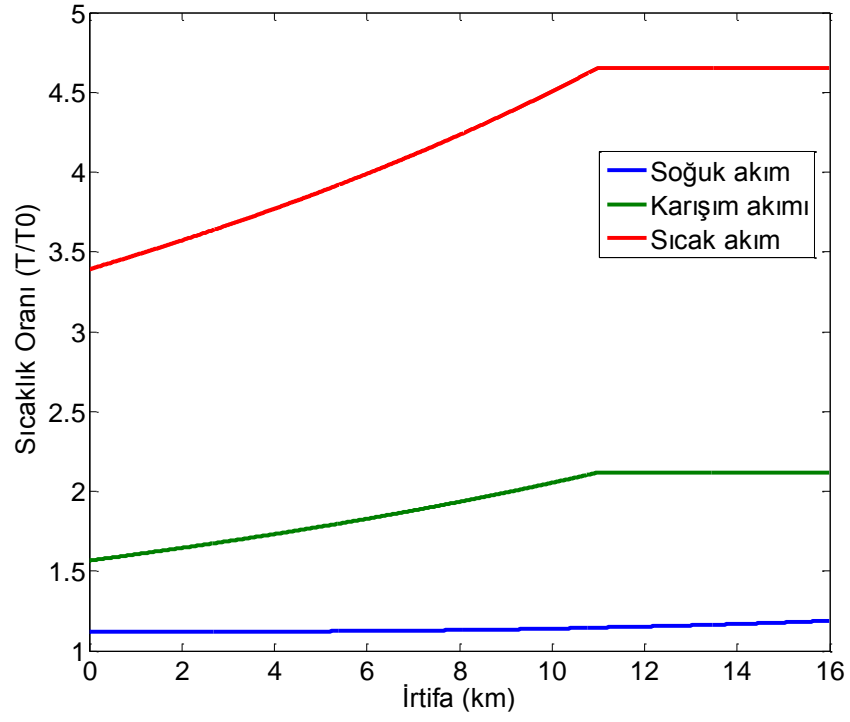
4. BULGULAR VE TARTIŞMA

4.1. Genel Bulgular

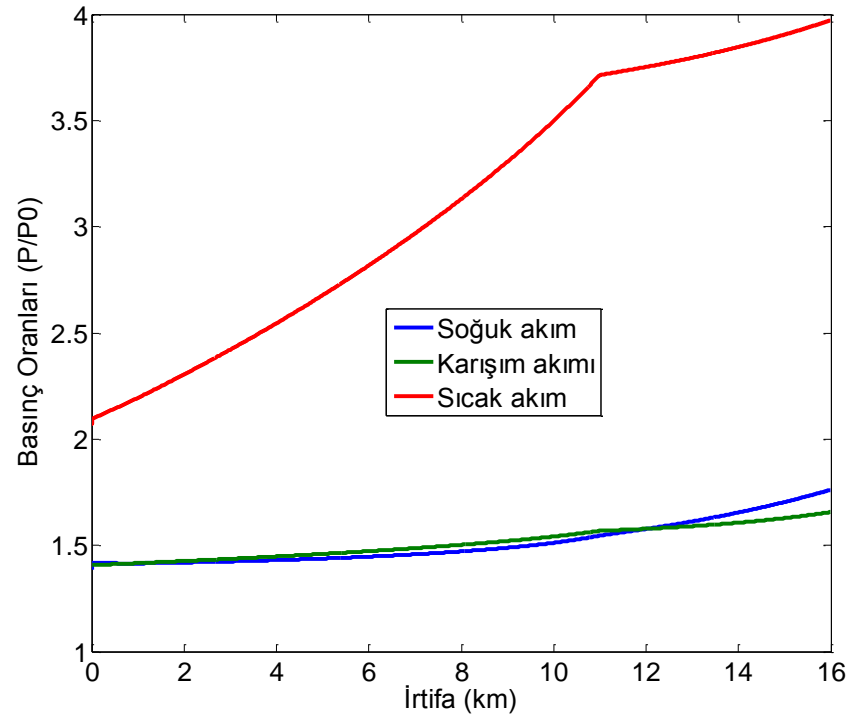
Bu çalışmada yüksek (4.8) by-pass oranlı bir turbofan motora, 6569 kg maksimum yakıt taşıma kapasitesine ve 11557 kg maksimum kalkış ağırlığına sahip bir yüksek irtifa yüksek takat İHA'nın, % 100 yakıt kullanımı ile, 0 – 16 km irtifaları kapsayan uçuş profili boyunca ekserjetik sürdürülebilirlik parametreleri hesaplanmış, elde edilen sonuçlar tablo ve grafikler halinde sunulmuştur. Söz konusu sonuçlardan elde edilen bulgular özetle şu şekildedir:

- Ağırlıkça % 100 yakıt depolama oranıyla ve kerozen türü yakıtlarla yaklaşık 40, hidrojen yakıtla yaklaşık 113 saatlik uçuş süreleri mümkündür. Bununla birlikte, Ağırlıkça % 10'un altında depolama oranlarına sahip mevcut hidrojen depolama teknolojileriyle azami uçuş süreleri 7.5 saatin altındadır.
- Kerozen yakıtla minimum görev irtifasına (12 km) yaklaşık 42 dakikada, hidrojen yakıtla yaklaşık 41 dakikada ulaşılmakta ve bu sırada maksimum yakıt miktarının sırasıyla yaklaşık % 6.3'ü ve % 2.3'ü harcanmaktadır. Bu yakıt tüketimleri göz önünde bulundurulursa ağırlıkça % 100 depolama oranına sahip kerozen yakıtla azami görev süresi yaklaşık 39 saat ve ağırlıkça % 10 depolama oranına sahip hidrojen yakıtla yaklaşık 7 saattir.
- Kerozen yakıtla azami görev irtifasına (16 km) varış süresi 11.5 saat ve bu sırada yakıt tüketimi % 36, hidrojen yakıtla azami görev irtifasına varış süresi yaklaşık 25 saat ve yakıt tüketim oranı yaklaşık % 27'dir. Görev yükünün görev yapması için azami görev irtifasına ulaşılmasının beklenmesi halinde kerozen yakıtla azami görev süresi yaklaşık 27.5 saattir. Mevcut hidrojen depolama teknolojileriyle bu irtifaya ulaşmak ise mümkün değildir.
- Mevcut teknolojilerle depolama oranları dikkate alınmazsa, yakıt olarak hidrojen, genelde kerozene göre nispeten üstün enerji ve ekserji performanslarına sahiptir.

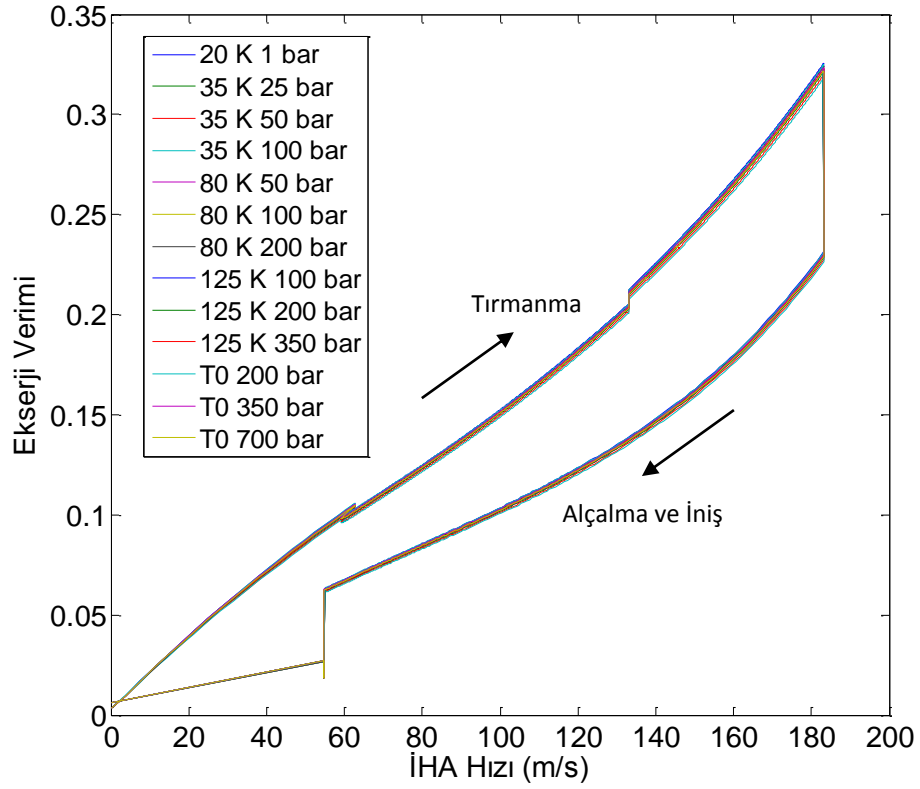
- Her iki yakıtla da maksimum anlık enerji ve ekserji verimleri, tırmanma sonu ve düz uçuş başlangıç safhası başlangıcında elde edilmektedir. Çünkü bu safhada,
 - 0 -11 km irtifalar arasında artan irtifayla birlikte, türbin girişi gaz sıcaklıklarının çevre hava sıcaklıklarına oranı arttığından, motor ısı verimi artmaktadır (Şekil 4.1),
 - 0 – 16 km irtifalar arasında artan irtifayla birlikte egzoz çıkış gaz basınçlarının çevre hava basınçlarına oranı artmakta (Şekil 4.2) ve dolayısıyla gaz çıkış hızları arttığından, özgül yakıt tüketimi (TSFC) azalmaktadır (bkz. Şekil 3.10 ve Şekil 3.32),
 - Motor, mevcut irtifa şartlarında maksimum güçte çalıştırılmaktadır,
 - İHA hızı ve dolayısıyla itki işi (F.V) artmaktadır (Şekil 4.3).
- Düz uçuş safhası başlangıcından itibaren anlık enerji ve ekserji verimlerinde azalmalar olmaktadır. Bunun nedeni, bu safhadan itibaren sabit hız ve sabit irtifa şartlarını koruyabilmek için, motorun mevcut çevre sıcaklığında maksimum güçten daha düşük güçlerde çalıştırılması gereğidir. Yakıt tüketimi ile birlikte İHA ağırlığı azaldıkça, gerekli ve dolayısıyla kullanılan motor gücü ve buna bağlı olarak enerji ve ekserji verimleri azalmaktadır.
- Isı geri kazanımları, özellikle hidrojen yakıtta olmak üzere önemli yakıt tasarruf ve ekserjetik performans iyileştirme potansiyelleri arz etmektedir.
- Alçalma ve iniş sırasında üretilen itki gücü, bu safhanın gerçekleştirilebilmesi için gerekli değildir. Bu nedenle bu safhada ekserji verimleri azalmakta (Şekil 4.4), atık ekserji ve ekserji yıkımları artmaktadır. Bu safha, yalnız İHA sistemleri için gerekli gücün üretilmesi halinde ekserji verimleri artacaktır.



Şekil 4.1. Egzoz gaz sıcaklıklarının çevre sıcaklıklarına oranlarının irtifayla değişimi



Şekil 4.2. Egzoz gaz basınçlarının çevre basınçlarına oranlarının irtifayla değişimi



Şekil 4.3. Hidrojen yakıtla ekserji verimlerinin İHA hızıyla değişimi

- Alçalma ve iniş safhası sırasında, hava trafiği, bekleme ve meydan turları olmadığı kabul edilirse, bu safha boyunca toplam yakıt tüketimi, ekserji kullanımı, atık ekserji ve ekserji yıkımları, bu parametrelerin uçuş profili boyunca değerlerinin yaklaşık % 0.5'i veya daha altındadır (bkz. Şekil 3.35, Şekil 3.42, Şekil 3.48). Dolayısıyla % 50'den büyük yakıt tüketimleri için alçalma ve iniş safhası boyunca hesaplanan parametrelerin ihmal edilmesinin sebep olacağı hatalar % 1'den küçüktür. Alçalma ve iniş safhalarında motor gücünün, hava trafik ve sivil havacılık şartlarına göre değil de yalnız İHA sistemleri için gerekli güce göre ayarlanması halinde bu safha, genel performansların hesaplanmasında tümüyle ihmal edilebilir,
- Ekserji verimlerinin artması, yakıt tüketiminin olumsuz etkilerini azaltırken, ekserjetik sürdürülebilirlik endeksinin artmasını sağlamaktadır,
- Kendi yakıt özelliklerine göre tasarlanmamış bir motorda dahi hidrojen, kerozen türü yakıtlara göre daha üstün ekserjetik sürdürülebilirlik

performansları göstermektedir. Bununla birlikte, hidrojenin yakıt olarak yüksek irtifa yüksek takatli (asgari 24 saat uçuş süreli) İHA’larda kerozen türü yakıtların yerini alabilmesi için ağırlıkça asgari % 26 depolama oranına sahip olması gerekmektedir. Hidrojenin kendi yakıt özelliklerine göre ve iyi tasarlanmış bir motorda kullanılması halinde bu oranın asgari % 20 ve daha aşağı seviyelere inmesi beklenebilir.

4.2. Elde Edilen Sonuçların Önceki Çalışmalarla Karşılaştırılması

Bu çalışmada araştırılan konulara en yakın önceki çalışmalar, kaynak [89-91]’de verilmiştir. Bu kaynaklarda belirtilen sonuçlarla bu çalışmada elde edilen sonuçların bir karşılaştırması Çizelge 4.1’de verilmiştir.

Bu çalışmada elde edilen ekserji verimleri önceki çalışmalarda elde edilen sonuçlara yakındır. Bununla birlikte, atık ekserji oranları, ekserji yıkım faktörü, çevresel etki faktörü ve ekserjetik sürdürülebilirlik endeksleri arasında önemli farklar vardır. Bunun nedeni, sözü edilen çalışmalarda kullanılan verilerin, statik çalışma test sonuçlarından elde edilmesi veya atık gaz sıcaklıklarının durgun havaya göre değil de motor egzoz kesitine göre alınması olabilir (bu çalışmada

Çizelge 4.1. Bu çalışmada hidrojen yakıt için elde edilen sonuçların önceki çalışmalarla karşılaştırılması

Paramete	Bu Çalışma	Kaynak [89]	Kaynak [90]	Kaynak [91]
Motor Tipi	Turbofan	Turbofan	Turboprop	Sabit GT
İtki veya Motor Gücü	~40 kN	120 kN	1750 hp	43 MW
Yakıt	Hidrojen	Kerozen	Kerozen	Kerozen
İrtifa	0 – 16 km	---	---	---
Max.Sıkıştırma Oranı (P3/P2)	23	32.8	11.57	30.13
Max.Türb. Giriş Sıcaklığı (K)	1600	1624	~ 1220	1550
Ekserji Verimi (%)	0.4 - 33.22	31.5	20.6 – 29.2	39
Atık Ekserji Oranı (%)	26.4 – 42.9	68.5	70.8 – 79.4	59.8
Ekserji Yıkım Faktörü (%)	31.4 – 69.9	40.8	41 – 48	35.3
Çevresel Etki Faktörü	0.87 – 91.73	2.174	2.43 – 3.85	1.536
Ekserjetik Sürdürülebilirlik Endeksi	0 – 1.15	0.46	0.26 – 0.41	0.651

egzoz gaz sıcaklıklarının hesaplanma yöntemleri için bkz. Bölüm 2.4.3, denklemler (2.106)-(2.108)). Zira, bu çalışmada ilgili parametrelerin hesaplanmasında kullanılan programla, egzoz gaz sıcaklıkları, motor kesitine göre hesaplandığında sözü edilen parametreler önceki çalışma sonuçlarına nispeten daha yakın değerler arz etmektedir (Çizelge 4.2). Diğer taraftan, bu çalışmada elde edilen ve Çizelge 4.1’de hidrojen yakıt için gösterilen değerler, uçuşun tüm safhalarını ve ısı geri kazanımı durumunu da kapsayan maksimum ve minimum değerleridir. Önceki çalışmalarda verilen değerler uçuşun belli bir safhasına (örneğin düz uçuş) ait veya ortalama değerler olabilir.

Çizelge 4.2. Isı geri kazanımsız çalışma için, egzoz gaz sıcaklıklarının motor kesitine göre alınmasıyla elde edilen ekserjetik sürdürülebilirlik parametrelerinin değişim aralıkları

Ekserji Verimi (%)	Atık Ekserji Oranı (%)	Ekserji Yıkım Faktörü (%)	Çevresel Etki Faktörü	Eks. Sürd. Endeksi
0.4 – 33.2	35.45 – 58.5	8.89 – 64.2	2.03 – 76.4	0.01 – 0.61

4.3. Yakıt Özelliklerinin Motor Performanslarına Etkisi

Dodecene yakıttan hidrojen yakıtı geçiş ile birlikte, gazların özgül ısıları değiştiğinden, motor elemanlarının performansları da değişmektedir. Türbin soğutması için gerekli hava miktarındaki artış ihmal edilecek olursa, bundan ilk etkilenen parametreler türbin çıkış sıcaklıklarıdır. Çizelge 3.1’de yanma odası sonrasındaki kesitlerdeki özellikler incelenecek olursa, kesit 4’te hidrojen yakıt gazlarının özgül ısılarının dodecene yakıt gazlarının özgül ısılarından ~% 3.7 daha yüksek olduğu görülür. Bu fark, egzoz sıcak akım gazları için ~% 3 ve karışım gazları için ~% 0.65’tir. Bu nedenle, aynı fan ve kompresör işlerini karşılamak üzere, hidrojen yakıtla çalıştırılan motorun türbin sıcaklık oranları daha düşüktür. Örneğin, deniz seviyesi statik çalışma şartlarında dodecene yakıt için ~ 1.382 olan YBT sıcaklık oranı (T41/T44), hidrojen yakıt için ~ 1.357, dodecene yakıt için ~ 1.164 olan DBT sıcaklık oranı (T45/T5), hidrojen yakıt için ~ 1.157’dir. Hidrojen

yakıt gazlarının özgül ısısının kerozen veya dodecene yakıt gazları özgül ısılardan yüksek olmasının motor performanslarına diğer etkileri şu şekildedir:

- Türbin ve egzoz gazlarının çıkış sıcaklıkları kerozen ve dodecene yakıt çıkış sıcaklıklarına göre daha yüksektir,
- Egzoz gaz sıcaklıklarının dış hava sıcaklıklarına oranı daha büyüktür. Bundan dolayı,
 - Egzoz gazlarının hızları daha büyüktür,
 - Atık gazların ekserjileri (hem özgül ısı hem de toplam sıcaklıklarının yüksek oluşundan dolayı) daha büyüktür,
 - Aynı irtifalarda ve aynı hava debileriyle elde edilen itki daha büyüktür (deniz seviyesinde ~% 1.26). Bundan dolayı, tırmanma safhasının başlarında daha yüksek tırmanma açıları elde edilir. Bununla birlikte, tırmanma safhasının ilerleyen zamanlarında hidrojen yakıt tüketiminin dodecene yakıt tüketiminden küçük oluşu nedeniyle İHA ağırlığı daha fazladır ve tırmanma açısı daha büyük bir hızla azalır. Bu nedenle hidrojen yakıtla maksimum görev irtifasına ulaşmak daha uzun zaman alır.

4.4. Yakıt Özelliklerinin İHA Uçuş ve Ekserji Performanslarına Etkisi

Yakıt alt ısıl değeri ve özgül kimyasal ekserjisi, İHA uçuş ve ekserji performanslarını önemli ölçüde etkilemektedir. Yakıtın alt ısıl değerinin yüksek olması, yakıt debisinin düşük olmasına ve dolayısıyla İHA ağırlığındaki azalmanın daha yavaş olmasına neden olmaktadır. Bu durum, İHA tırmanma hızlarının düşmesine ve düz uçuş için gerekli itkinin daha uzun süreler yüksek değerlerde kalmasına neden olmaktadır.

Yakıt fiziksel ekserjisi kullanılmadığı veya ısı geri kazanımı olmadığı durumlarda, aynı motor işi için daha yüksek ekserji girişi olduğundan, ekserji verimleri düşmektedir. Diğer taraftan, düşük sıcaklıklarda depolanan hidrojenin ısı geri kazanımı ile sunduğu ekserji tasarruf potansiyeli, bu ekserjilerin işe dönüştürülmesiyle elde edilebilir tasarruflardan daha yüksektir. Zira, ısı geri kazanımı, nispeten daha az ve daha basit aracı sistem (sadece ısı eşanjörleri)

gerektirir ve dolayısıyla bu sistemlerin kusur ve yetersizliklerinden çok etkilenmez. Bununla birlikte ısı geri kazanımları yakıtın fiziksel ekserjisiyle birlikte kimyasal ekserjisinden de tasarruf imkânı sunmaktadır. Ayrıca ısı geri kazanımı, atık ekserji miktarlarını azaltmakta ve dolayısıyla ekserjetik sürdürülebilirlik endeksini artırmaktadır. Diğer taraftan ısı geri kazanımı, ekserji yıkımlarının artmasına yol açmaktadır. Fakat uçuş sırasında atık ekserjilerin kullanılma imkânının olmadığı düşünülecek olursa, bu önemli bir kayıp değildir.

Yakıt mekanik ekserjisi, işe dönüştürülme dışında bir tasarruf imkânı sunmamaktadır. Yakıtın mekanik ekserjisinin işe dönüştürülmesi ise ilave sistemlerin ağırlık ve diğer kusurlarını içereceğinden bizce çok pratik (faydalı) olmayacaktır.

Özetle, hidrojenin düşük basınç ve sıcaklıklarda depolanması, ekserjetik sürdürülebilirlik performansları bakımından yüksek basınçlarda depolamaya göre daha büyük avantajlar sunmaktadır. Hidrojenin sıvılaştırılması için harcanan yüksek enerjiler ve depoda bekleme ömrüyle ilgili sorunlar göz önünde bulundurulacak olursa, çok düşük sıcaklıklarda (<80 K) gaz halinde veya malzeme içinde depolanması sıvı halde depolamaya göre daha avantajlıdır. Depolama basınçlarının, kullanım (İHA uçuşu) sırasında depodan yakıt tahliyesine ve ilave pompalama sistemlerine gerek bırakmayacak kadar olması yeterlidir. Bununla birlikte, depolama basıncı ile yanma odası girişi maksimum basıncı arasındaki fark, hidrojenin makul çaplardaki yakıt kanallarında gerekli maksimum yakıt debisini sağlayacak hızlarda akışını sağlayabilmelidir.

4.5. Motor Tasarımının Ekserji Performanslarına Etkisi

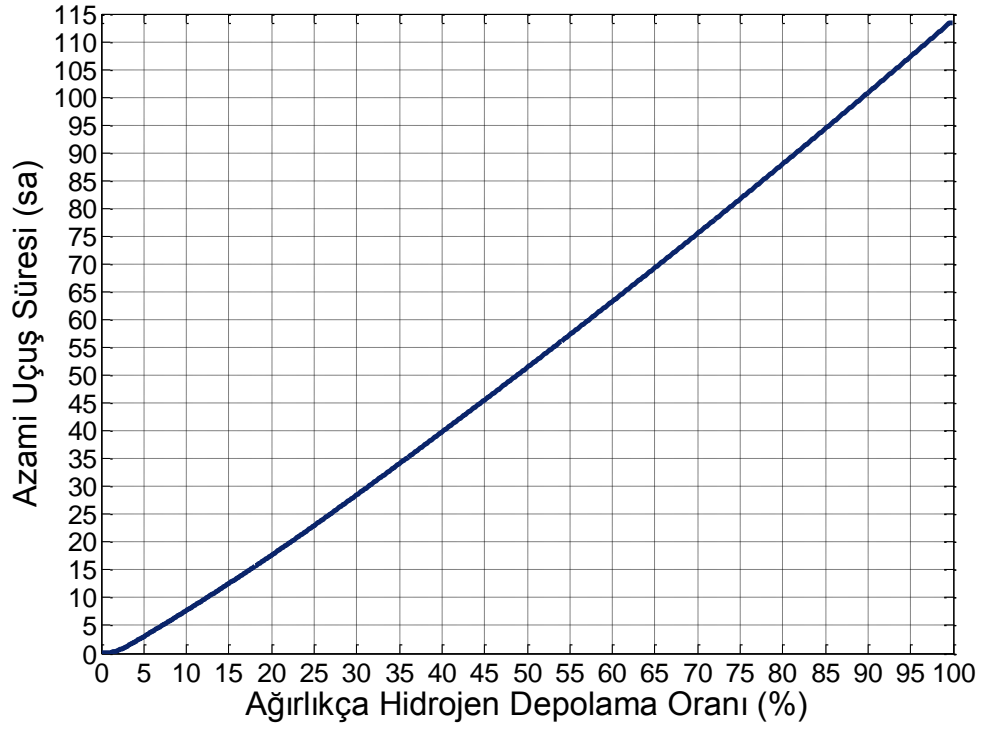
Bu çalışmada, hidrojen yakıtla kerozen ve dodecene yakıt ekserji performanslarının karşılaştırılabilmesi için, motor geometrik ve nominal performans özellikleri sabit kabul edildiğinden, alınan sonuçlar hidrojen yakıtın performans potansiyelini tam olarak yansıtmamaktadır. Bölüm 4.1’de açıklandığı üzere, hidrojenin yanması sonucu elde edilen gazların sabit basınç özgül ısıları, kerozen ve dodecene’den büyük olduğundan, aynı fan ve kompresör işleri için türbinlerde daha küçük sıcaklık oranlarıyla iş yapmaktadır. Bu durum, hidrojen

yakıt enerji ve ekserjisinin önemli bir bölümünden yararlanılmadan atılmasına sebep olmaktadır. 2. Bölüm’de (2.27) ve (2.28) denklemleriyle ifade edilen türbin güç oranlarının artırılması halinde, aynı hidrojen yakıt debisiyle daha fazla iş yapılabilir. Bu işler, fan ve çekirdek hava debileriyle birlikte sıkıştırma oranlarını artırmak için de kullanılabilir olduğundan, motor gücü, enerji ve ekserji verimlerinde de artışlar olacaktır. Diğer taraftan, motor “by-pass” oranının hidrojen için yeniden belirlenmesiyle özgül yakıt tüketimleri önemli ölçüde azaltılabilir. Tüm bunlar, atık ekserji oranlarını azaltırken, ekserjetik sürdürülebilirlik endeksinin artmasına neden olacaktır. Ayrıca motor gücündeki artışlar, tırmanmanın daha yüksek açılarla gerçekleştirilebilmesini ve dolayısıyla tırmanma sırasında harcanan yakıt miktarının azaltılmasını da sağlayacağından toplam performanslarda bir kez daha iyileşme sağlayacaktır.

4.6. Mevcut Hidrojen Depolama Teknolojileriyle Ulaşılabilir Uçuş Süreleri

Ağırlıkça hidrojen depolama oranlarına bağlı olarak azami uçuş süreleri Şekil 4.4’te verilmiştir. Aslında Şekil 4.4, bundan önceki bölümlerde bazı grafikler üzerinde ek bilgi olarak verilen yakıt tüketim oranlarının, yatay ve dikey eksenleri yer değiştirmiş halinden başka bir şey değildir.

Mevcut ağırlıkça hidrojen depolama oranları pratikte ~% 5 ve malzeme bazında teorik maksimum depolama potansiyelleri dahi ~% 25 civarındadır. Çizelge 4.3’te ağırlıkça % 5 depolama oranıyla azami uçuş süresinin 2.95 saat ve % 10 depolama oranıyla azami uçuş süresinin 7.63 saat olduğu görülmektedir. İHA’nın görev yapabileceği minimum irtifaya (12 km) varış süresinin 41 dakika civarında olduğu ve bu sırada yaklaşık % 3 depolama oranına karşılık gelen bir yakıtın tüketildiği düşünülecek olursa (bkz. Şekil 3.28), bu depolama oranlarıyla azami görev süreleri sırasıyla 2.26 saat ve 6.95 saat, minimum görev irtifasına tırmanma için harcanan yakıtın toplam yakıt oranları ise sırasıyla yaklaşık % 60 ve % 30 olduğu görülecektir. Her iki durumda da görevin enerji/ekserji maliyeti, kerozen türü yakıtlara göre çok yüksektir (bu oran dodecene yakıt için % 6.3’tür).



Şekil 4.4. Hidrojen yakıtla ağırlıkça depolama oranlarına bağlı olarak azami uçuş süreleri

Çizelge 4.3. Bazı ağırlıkça hidrojen depolama oranlarıyla azami uçuş ve görev süreleri

Ağırlıkça H ₂ Depolama Oranı (%)	Azami Uçuş Süresi (sa)	Azami Görev Süresi (sa)	Tırmanmanın Enerji Maliyeti (%)
5	2.95	2.26	60
10	7.63	6.95	30
15	12.51	11.83	20
20	17.6	16.92	15
25	22.9	22.22	12

KAYNAKLAR

- [1] Anonim, *What is Sustainable Development*, International Institute for Sustainable Development-IISD, 2014. <http://www.iisd.org/sd/>
- [2] Yıkılmaz, R., F., *Sürdürülebilir Kalkınmanın Ölçülmesi ve Türkiye İçin Yöntem Geliştirilmesi*, Uzmanlık Tezi, T.C. Başbakanlık DPT Müsteşarlığı, Sosyal Sektörler ve Koordinasyon Genel Müdürlüğü, Ankara, 2011.
- [3] Hunter, P., *The Human Impact On Biological Diversity*, European Molecular Biology Organization-EMBO, Rapor No.: 8(4), Sayfa: 316–318, 2007.
- [4] DeGarmo, M., T., *Issues Concerning Integration of Unmanned Aerial Vehicles in Civil Airspace*, MITRE Product, FAA, ABD, 2004.
- [5] Peterson, M., E., *The UAV and The Current and Future Regulatory Construct For Integration Into The National Airspace*, Yüksek Lisans Tezi, McGill University, Faculty of Law, Institute of Air and Space Law, Quebec, Kanada, 2005.
- [6] Gundlach, J., *Multi-Disciplinary Design Optimization of Subsonic Fixed-Wing Unmanned Aerial Vehicles Projected Trough 2025*, Doktora Tezi, Faculty of Virginia Polytechnic Institute, Virginia, ABD, 2004.
- [7] Ahner, D., K., *Planning And Control of Unmanned Aerial Vehicles In a Dynamic Stochastic System*, Doktora Tezi, Boston University, College of Engineering, Boston, ABD, 2005.
- [8] Dalamagkidis, K., Valavanis, K.P., Piegel L.A., *On unmanned aircraft systems issues, challenges and operational restrictions preventing integration into the National Airspace System*, Progress In Aerospace Science, Elsevier, No: 44, 503-519, 2008.
- [9] Anonim, *AeroVironment Nano Humingbird*, 2014. http://en.wikipedia.org/wiki/AeroVironment_Nano_Humingbird
- [10] Anonim, *Spy Bug Takes Flight, Wins More Pentagon Money*, Ağustos 2009. <http://rt.com/news/spy-bug-takes-flight/>

- [11] Anonim, *An Introduction to MAVs (Minature UAVs)*, 2014. <http://www.draganfly.com/news/2008/08/26/an-introduction-to-mavs-miniature-uavs/>
- [12] Anonim, *Wasp III (BATMAV) Micro UAV*, 2014. <http://defense-update.com/products/w/wasp3.htm>
- [13] Anonim, *Azimut 2–Unmanned Vehicle Specifications & Data Sheet*, 2014. <http://www.unmanned.co.uk/autonomous-unmanned-vehicles/uav-data-specifications-fact-sheets/azimut-2-unmanned-vehicle-uav-specifications-data-sheet/>
- [14] Schimmel G, *Interview With Dr. Paul MacCready Part 2*, 2014. <https://www.modelaircraft.org/mag/PaulMcCready/interview2.htm>,
- [15] Anonim, *Picture of the AAI RQ-7 Shadow 200 Tactical Unmanned Aerial Vehicle Reconnaissance / Surveillance / Target Acquisition*, 2014. http://www.militaryfactory.com/imageviewer/ac/pic-detail.asp?aircraft_id=326&sCurrentPic=pic1
- [16] Anonim, *RQ-5A/ MQ-5B/C Hunter Tactical UAV*, 2014. <http://www.airforce-technology.com/projects/rq5a-hunter-uav/rq5a-hunter-uav2.html>
- [17] Franchi LA P., *Pictures: French air force EADS-IAI Eagle 1 MALE UAV images show first glimpse of electronic warfare suite, possibly Elisra AES-210*, 2014. <http://www.flightglobal.com/news/articles/pictures-french-air-force-eads-iai-eagle-1-male-uav-images-show-first-glimpse-of-electronic-209004/>
- [18] Cenciotti D., *Rare Glimpse Inside a Predator Drone Control Station*, 2013. <http://www.foxnews.com/tech/2011/07/17/what-its-like-inside-predator-drone-control-station/>
- [19] Anonim, *NASA Dryden Past Projects: Perseus B Remotely Piloted Aircraft*, 2009. <http://www.nasa.gov/centers/dryden/history/pastprojects/Erast/perseus.html#.Uz2ltvmKV8E>
- [20] Anonim, *Northrop Grumman RQ-4 Global Hawk*, 2014. http://en.wikipedia.org/wiki/Northrop_Grumman_RQ-4_Global_Hawk

- [21] Wheatley, S., B., *Unmanned Aircraft Systems (UAS) and Innovation*, Yüksek Lisans Tezi, Calgary Üniversitesi, Askeri ve Stratejik Araştırma Merkezi, Alberta, Kanada, Eylül 2006.
- [22] Nelson J. R., *Development of Engines for Unmanned Air Vehicles: Some Factors To Be Considered*, Teknik Rapor, Institute For Defense Analyses, IDA D-2788, ABD, 2003.
- [23] Oron H., *UAV Engines in the next decade, A Lecture at the 6th Symposium on Jet Engines and Gas Turbines*, 2006. <http://jet-engine-lab.technion.ac.il/6thsmp/hemi.pdf>
- [24] Miller, Patrick M., *Mini, Micro, And Swarming Unmanned Aerial Vehicles: A Baseline Study*, Federal Research Division, Library of Congress, Washington, DC, 20540-4840, ABD, Kasım, 2006
- [25] Anonim, *Unmanned Aircraft Systems Roadmap 2005 – 2030*, 2005. http://www.fas.org/irp/program/collect/uav_roadmap2005.pdf
- [26] Mattingly, J. D., *Elements Of Propulsion: Gas Turbines And Rockets*, AIAA, Virginia, ABD, 2006.
- [27] Anonim, *Alternative Fuel Types*, 2010. <http://www.altfuels.org/backgrnd/altftype.html>
- [28] Pant, K.K., Gupta R.B., (Gupta R.B.), *Fundamentals and Use of Hydrogen as a Fuel*, Hydrogen Fuel: Production, Transport, and Storage, Taylor&Francis, ABD, 4-29, 2009.
- [29] Sheriff, S.A., Barbir, F., Veziroğlu, T.N., *Towards a Hydrogen Economy*, The Electricity Journal, 18, 62-76, Elsevier, 2005.
- [30] Midilli, A., Ay, M., Dinçer, I., Rosen, M. A., *On hydrogen and hydrogen energy strategies I: current status and needs*, Renewable and Sustainable Energy Reviews, 9, 255–271, Elsevier, 2004.
- [31] Midilli, A., Dinçer, I., *Hydrogen as a renewable and sustainable solution in reducing global fossil fuel consumption*, International Journal of Hydrogen Energy 33, 4209 – 4222, Elsevier, 2008.
- [32] Anonim, *Liquid Hydrogen As a Propulsion Fuel, 1945-1959*, 2014. <http://www.hq.nasa.gov/pao/History/SP-4404/app-a2.htm#p256>,

- [33] Ogden, J.M., Dennis, E., Steinbugler ., Strohbehn, J., *Hydrogen Energy Systems Studies*, ABD Enerji Bakanlığı, XR-11265-2, ABD, 1995.
- [34] Petitpas G., Aceves S. M., Matthews M. J., *Para-H₂ to ortho-H₂ conversion in a full scale automotive cryogenic pressurized hydrogen storage up to 345 bar*, *International Journal of Hydrogen*, 39, 6533-6547, Elsevier, 2014.
- [35] Peng J. K., Ahluwalia R. K., *Enhanced dormancy due to para-to-ortho hydrogen conversion in insulated cryogenic pressure vessels for automotive applications*, *International Journal of Hydrogen Energy*, 38, 13664-13672, Elsevier, 2013.
- [36] Leachman J., *Fundamental Equations of State for Parahydrogen, Normal Hydrogen, and Orthohydrogen*, Yüksek Lisans Tezi, University of Idaho, College of Graduate Studies, ABD, 2007.
- [37] Stewart, R.B., Roder, H. M., *Chapter 11. Properties of Normal and Parahydrogen*, *Technology and Uses of Liquid Hydrogen*, Pergamon Press, New York, ABD, 379-404, 1964.
- [38] Anonim, *Properties of Hydrogen*, 2014. http://www.hysafe.org/download/997/BRHS_Ch1_Fundamentals-version%201_0_1.pdf
- [39] Durbin D. J., Jugroot C. M., *Review of hydrogen storage techniques for onboard vehicle applications*, *International Journal of Hydrogen Energy*, 38, 14595-14617, Elsevier, 2013.
- [40] Anonim, *Hydrogen Storage Technical Team Roadmap*, Teknik rapor, Driving Research And Innovation For Vehicle Efficiency And Energy Sustainability - USDRIVE, ABD, 2013. http://www1.eere.energy.gov/vehiclesandfuels/pdfs/program/hstt_roadmap_june2013.pdf
- [41] Jorgensen S. W., *Hydrogen storage tanks for vehicles: Recent progress and current status*, *Current Opinion in Solid State Material Science*, 15, 39-43, Elsevier, 2011.
- [42] Zhou L., *Progress and problems in hydrogen storage methods*, *Renewable and Sustainable Energy Reviews*, 9, 395-408, Elsevier, 2005.

- [43] Burke A., Gardiner M., *Hydrogen Storage Options: Technologies and Comparisons for Light-duty Vehicle Applications*, Hydrogen Pathways Program Institute of Transportation Studies University of California-Davis, UCD-ITS-RR-05-01, ABD, 2005.
- [44] Jensen, J.O., Li, Q., Bjerrum N.J., *The Energy Efficiency of Different Hydrogen Storage Techniques*, Energy Efficiency, (Palm, J.), In Tech., 143-156, 2010
- [45] Riis T., Hagen E. F., Vie P. J. S., Ulleberg O., *Hydrogen Storage- Gaps and Priorities*, OECD/IEA-Hydrogen Co-ordination Group, Fransa, 2006.
- [46] Dalai S., Shrivastava P., Vijayalakshmi S., Sharma P., *Adsorption of Nitrogen on Hollow Glass Microspheres (HGMs)*, Energy and Environmental Engineering Journal, 1, 64-67, Hindistan, 2012.
- [47] Shimko M. A., Gardiner M. R., Bakke P., *Innovative Hydrogen Liquefaction Cycle*, ABD Enerji Bakanlığı ve Gas Equipment Engineering Corp (GEECO) ortak proje raporu, DE-FG36-05GO15021, ABD, 2011.
- [48] Utgikar V. P., Thiesen T., *Safety of compressed hydrogen fuel tanks: Leakage from stationary vehicles*, Technology in Society, 27, 315-320, Elsevier, 2005
- [49] Gardiner M., *Energy requirements for hydrogen gas compression and liquefaction as related to vehicle storage needs*, DOE Hydrogen and Fuel Cells Program Record, 9013, ABD, 2009.
- [50] Aceves S. M., Berry G., Cooke D., Espinosa-Loza F., Ledesma-Orozco E., Matthews I., Petitpas G., Ross T., Smith J. R., Switzer V., *IV.G.1 Extended Dormancy, Vacuum Stability and Para-Ortho Hydrogen Conversion in Cryogenic Pressure Vessels*, Lawrence Livermore National Laboratory (LLNL), DOE Hydrogen Program, ABD, 2013.
- [51] Anonim, *Technical Assessment: Cryo-Compressed Hydrogen Storage for Vehicular Applications*, Teknik Rapor, U.S. Department of Energy Hydrogen Program, ABD, 2006.

- [52] Simpson L., *HSCoE Final Report Executive Summary*, U.S. Department of Energy Office of Energy Efficiency and Renewable Energy Fuel Cell Technologies Program Hydrogen Sorption Center of Excellence (HSoE), ABD, 2010.
- [53] Anonim, *Hydrogen Storage*, EERE Information Center, 1-877-337-3463, ABD, 2011.
- [54] Firlej L., Pfefier P., Kuchta B., *Understanding Universal Adsorption Limits For Hydrogen Storage in Nano Porous Systems*, Wiley Online Library, *Advanced Materials*, 25, 5971-5974, 2013.
- [55] Züttel A., *Materials for Hydrogen Storage*, *Materialstoday*, 6, 24-33, Elsevier, 2003.
- [56] Züttel A., *Hydrogen storage methods*, *Naturwissenschaften*, 91, 157–172, 2004.
- [57] Anonim, *Metal Hydrides*, 2014. <http://energy.gov/eere/fuelcells/metal-hydrides>
- [58] Anonim, *Hydrogen Storage Material Database*, 2014. <http://hydrogenmaterialssearch.govtools.us/HistoricalSearchResult.aspx>
- [59] Millet P., *14 - Hydrogen storage in hydride-forming materials*, *Advances in Hydrogen Production, Storage and Distribution*, (Basile A., Lulianelli A.,) Woodhead Publishing, İngiltere, Sayfa 368-409, 2014
- [60] Anonim, *National Hydrogen Storage Project*, 2014. <http://energy.gov/eere/fuelcells/national-hydrogen-storage-project>,
- [61] Anonim, *Annual Progress Reports*, US DOE Hydrogen and Fuel Cells Program, 2014. http://www.hydrogen.energy.gov/annual_progress.html,
- [62] Ross D. K., *Hydrogen storage: The major technological barrier to the development of hydrogen fuel cell cars*, *Vacuum*, 80, 1084-1089, Elsevier, 2006.
- [63] Krishna R., Titus E., Salimian M., Okhay O., Rajendran S., Rajkumar A., Sousa J. M. G., Ferreira A. L. C., Gil J. C., Gracio J., *Hydrogen Storage for Energy Application*, *Hydrogen Storage*, (Liu J.), InTech, 2014.

- [64] Anonim, *Chemical Hydrogen Storage*, 2014.
<http://energy.gov/eere/fuelcells/chemical-hydrogen-storage>,
- [65] Profio P. D., Arca S., Rossi F., Filipponi M., *Comparison of hydrogen hydrates with existing hydrogen storage technologies: Energetic and economic evaluations*, International Journal Of Hydrogen Energy, 34, 9173-9180, Elsevier, 2009.
- [66] Blagonravov A. A., *Collected Works of KE. Tiokovskiy, Volume II - Reactive Flying Machines*, 2014.
<http://spacemedicineassociation.org/timeline/Before%201920/Tsiolkovsky%20Oberth%20Goddard%201.pdf>
- [67] Khandelwal K., Karakurt A., Sekaran P., R., Sethi V., Singh R., *Hydrogen powered aircraft: The Future Of Airtransport*, Progress In Aerospace Sciences, 60, 45-59, Elsevier, 2013.
- [68] Sloop J. L., *Liquid Hydrogen As a Propulsion Fuel, 1945-1959*, 2014.
<http://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/19790008823.pdf>
- [69] Reiman D. A., *AMC's Hydrogen Future: Sustainable Air Mobility*, Yüksek Lisans Tezi, Hava Kuvvetleri Teknoloji Enstitüsü, Ohio ABD, 2009.
- [70] Anonim, *Liquid Hydrogen Fuelled Aircraft – System Analysis, Final Technical Report CRYOPLANE System Analysis*, Airbus Deutschland GmbH, 2003.
- [71] Anonim, *AeroVironment Global Observer*, 2014.
http://en.wikipedia.org/wiki/AeroVironment_Global_Observer
- [72] Anonim, *Ion Tiger UAV, United States of America*, 2014. <http://www.naval-technology.com/projects/ion-tiger-uav/>,
- [73] Anonim, *Ion Tiger Fuel Cell Unmanned Air Vehicle Completes 23-hour Flight*, ABD Deniz Kuvvetleri Araştırma Laboratuvarı, 2009.
<http://www.sciencedaily.com/releases/2009/10/091013123350.htm>,
- [74] Anonim, *New endurance record for small electric unmanned aerial vehicle*, ABD Deniz Kuvvetleri Araştırma Laboratuvarı 2013.
<http://www.sciencedaily.com/releases/2013/05/130510124546.htm>
- [75] Anonim, *Boeing Phantom Eye*, 2014.
http://en.wikipedia.org/wiki/Boeing_Phantom_Eye

- [76] Anonim, *Phantom Eye HALE Unmanned Aerial Vehicle (UAV)*, United States of America, 2014. <http://www.airforce-technology.com/projects/phantomeyeunmannedae/>
- [77] Bradley T. H. Moffitt, B.A., Fuller T.F., Mavris D., Parekh D.E., *Design Studies for Hydrogen Fuel Cell Powered Unmanned Aerial Vehicles*, 2014. <http://www.engr.colostate.edu/~thb/Publications/Conceptual%20Design%20of%20FCUAV%20v2.4.4.pdf>
- [78] Cornelissen R. L., *Thermodynamics and Sustainable Development, The Use Of Exergy Analysis And The Reduction Of Irreversibility*, Doktora Tezi, Twente Üniversitesi, Hollanda, 1997.
- [79] Dinçer İ., Rosen M. A., *Energy, Environment And Sustainable Development Applied Energy*, 64, 427-440, Elsevier, 1999.
- [80] Rosen M. A., Dinçer İ., *Exergy as the confluence of energy, environment and sustainable development*, Exergy An International Journal, 1, 3-13, Elsevier, 2001.
- [81] Roth B. A., McDonald R., Mavris D. N., *A Method for Thermodynamic Work Potential Analysis of Aircraft Engines*, AIAA, 2002. http://digitalcommons.calpoly.edu/cgi/viewcontent.cgi?article=1113&context=aero_fac
- [82] Roth, B., Mavris, D., *Comparison of thermodynamic loss models suitable for gas turbine propulsion : theory and taxonomy*, AIAA, 2000-3714. <https://smartech.gatech.edu/bitstream/handle/1853/6254/AIAA-2000-3714.pdf?sequence=1>
- [83] Etele J., Rosen M. A., *Sensitivity of exergy efficiencies of aerospace engines to reference environment selection*, Exergy An International Journal, 1 (2), 91-99, Elsevier, 2001.
- [84] Midilli A., Ay M., Dinçer İ., Rosen M.A., *On hydrogen and hydrogen energy strategies: I: current status and needs*, Renewable and Sustainable Energy Reviews, 9(3), 255-271, Elsevier, 2005.
- [85] Midilli A., Dinçer İ., *Hydrogen as a renewable and sustainable solution in reducing global fossil fuel consumption*, Int. J. of Hydrogen Energy, 33, 4209-4222, Elsevier, 2008.

- [86] Midilli A., Dinçer İ., *Development of some exergetic parameters for PEM fuel cells for measuring environmental impact and sustainability*, Int. J. of Hydrogen Energy, 34, 3858-3872, Elsevier, 2009.
- [87] Tona C., Raviolo P. A., Pellegrini L. F., Junior S. O., *Exergy and thermodynamic analysis of a turbofan engine during a typical commercial flight*, Energy, 35, 952-959, Elsevier, 2010.
- [88] Altuntaş Ö., *Piston-Prop Uçak Motorlarında Ekserjoekonomik Çevresel Optimizasyon*, Doktora Tezi, Anadolu Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Sivil Havacılık Anabilim Dalı, Eskişehir, 2011.
- [89] Aydın H., *Ticari Uçakların Ekserjetik Sürdürülebilirlik İndikatörlerinin Geliştirilmesi*, Doktora Tezi, Anadolu Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü, Eskişehir, 2012.
- [90] Aydın H., Turan Ö., Karakoç T. H., Midilli A., *Exergo-sustainability indicators of a turboprop aircraft for the phases of a flight*, Energy, 58, 550-560, Elsevier, 2013.
- [91] Aydın H., *Exergetic sustainability analysis of LM6000 gas turbine power plant with steam cycle*, Energy, 57, 766-774, Elsevier, 2013.
- [92] Ballı Ö., Hepbaşlı A., *Exergoeconomic, sustainability and environmental damage cost analyses of T56 turboprop engine*, Energy, 64, 582-600, Elsevier, 2014.
- [93] Anonim, *APP Aircraft Performance Program Training Manual Using Global Hawk (UAV) as an Example*, 2014. http://www.lista.it/dar/APP_Tutorial.pdf
- [94] Halliwell, I., *An Improved Engine for a High Altitude Long Endurance Unmanned Air Vehicle*, AIAA, 2012. https://www.aiaa.org/uploadedFiles/Events/Other/Student_Compitions/2012_2013_Ugrad_Team_Engine.pdf
- [95] Anonim, *Fundamental Physics Constants, molar gas constant*, The NIST Reference on Constants, Units and Uncertainty, 2014. <http://physics.nist.gov/cgi-bin/cuu/Value?r>
- [96] Anonim, *U.S. Standard Atmosphere 1976*, 2014. <http://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/19770009539.pdf>

- [97] Dincer, I., Cengel, Y. (2001), “*Energy, Entropy and Exergy Concepts and Their Roles in Thermal Engineering*”, *Entropy*, 3, 116-149, MDPI, 2001.
- [98] Van Gool, W., *Thermodynamics of Chemical Referenes for Exergy Analysis*, *Energy Conversion and Management*, 39(16-18), 1719-1728, Elsevier, 1998.
- [99] Şensoy S., Demircan M., Ulupınar Y., Balta İ., *Türkiye İklimi*, 2014. http://www.mgm.gov.tr/FILES/iklim/turkiye_iklimi.pdf
- [100] Anonim, NOAA, Earth System Research Laboratory, 2014. <http://www.esrl.noaa.gov/psd/cgi-bin/data/timeseries/timeseries.pl?ntype=1&var=Relative+Humidity+%28u+p+to+300mb+only%29&level=1000&lat1=-90&lat2=90&lon1=0&lon2=360&iseas=0&mon1=0&mon2=11&iarea=0&typeout=1&Submit=Create+Timeseries>
- [101] Anonim, *Auxiliary Fuel Tanks*, 2014. <http://www.onaircraft.com/products-services/auxiliary-fuel-tanks/>
- [102] Anonim, *Global Hawk US AIR FORCE/ Fact Sheet*, 2005. <http://www.mindfully.org/Technology/2005/Global-Hawk-USAf1oct05.htm>
- [103] Çengel, A., Boles, M.A., *Mühendislik Yaklaşımıyla Termodinamik*, McGraw-Hill-Literatür, İstanbul, 1996.
- [104] Anonim, *Argon: enthalpies and thermodynamic properties*, 2014. <http://www.webelements.com/argon/thermochemistry.html>
- [105] Anonim, *Standard Thermodynamic Properties of Chemical Substances*, <http://www.phs.d211.org/science/smithcw/AP%20Chemistry/Posted%20Tables/Thermodynamic%20Info.pdf>
- [106] Anonim, *The Euler Turbine Equation*, 2014. <http://web.mit.edu/16.unified/www/FALL/thermodynamics/notes/node91.html>
- [107] Szargut J, Morris D, Steward F., *Energy analysis of thermal chemical, and metallurgical, processes*, Hemisphere Publishing, NewYork, 1988.

- [108] Rosen M. A., Dinçer İ., *Effect of varying dead-state properties on energy and exergy analyses of thermal systems*, International Journal of Thermal Sciences, 43, 121-133, Elsevier, 2004.
- [109] Rivero R., Garfias M., *Standard chemical exergy of elements updated*, Energy, 31, 3310-3326, Elsevier, 2006.
- [110] Dinçer İ., Rosen M. A., *Chapter 2-Exergy and Energy Analyses*, Exergy (Second Edition), Energy, Environment and Sustainable Development, Sayfa: 21-30, Elsevier, 2013.
- [111] Plazzo P., *Thermal and mechanical aspect of entropy-exergy relationship*, International Journal of Energy and Environmental Engineering, 3:4, Springer Open Journal, 2012.
- [112] Lourenzo A. B., Nebra S. A., Santos C. S., *Another perspective on the physical exergy of a flow*, 27. Efficiency Cost Optimization Simulation and Environmental Impact of Energy Systems-ECOS, Turku-Finlandiya, 2014.
- [113] Dinçer İ., Rosen M. A., *Chapter 2- Exergy and Energy Analyses*, Exergy (Second Edition), Energy, Environment and Sustainable Development, Sayfa: 21-30, Elsevier, 2013.